Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров,
В.Н. Котовский, А.С. Полев

ТЕОРИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Часть 2

Под редакцией Ю.Н. Нечаева

Допущено Министерством обороны
Российской Федерации в качестве учебника
для слушателей и курсантов высших военно-учебных заведений
военно-воздушных сил,
обучающихся по специальности «Техническая эксплуатация
летательных аппаратов и двигателей»

Издание ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского
2006

УДК 629.7.036.001
ББК 27.5.4 Т11

Р е ц е н з е н т ы :

Кафедра авиационных двигателей Иркутского ВАИИ (начальник кафедры д-р техн. наук, профессор А.И. Исаев); д-р техн. наук, проф. А.Б. Агульник (Московский авиационный институт); проф. Н.Д. Тихонов (Московский Государственный технический университет Гражданской авиации).

Теория авиационных двигателей: ч. 2. Учебник для ВУЗов ВВС. Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров, В.Н. Котовский, А.С. Полев. /Под ред. Ю.Н. Нечаева. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006 г. – 448 с.: илл.–237; табл.–8; библ.–27.

Изложены основы теории авиационных газотурбинных двигателей всех основных типов, применяемых в авиации, даны: термодинамический анализ рабочего процесса этих двигателей, совместная работа их функциональных элементов и функциональных модулей, а также программы управления и характеристики с учетом эксплуатационных ограничений. Особое внимание уделено влиянию на основные данные и характеристики авиационных силовых установок условий эксплуатации и боевого применения.

Книга представляет собой вторую часть учебника по курсу «Теории авиационных двигателей» для слушателей и курсантов высших учебных заведений ВВС, обучающихся по специальности «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей». Она может быть полезной также инженерам и научным работникам, специализирующимся в области разработки, исследований и эксплуатации авиационных силовых установок.

ISBN 5-903111-06-08
ISBN 5-903111-04-1

УДК 629.7.036.001
ББК 27.5.4 Т11

© Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров,
В.Н. Котовский, А.С. Полев, 2006
© Издательство ВВИА
им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006

ПРЕДИСЛОВИЕ

Во второй части учебника «Теория авиационных двигателей» рассматриваются термодинамический цикл, рабочий процесс, совместная работа элементов и программы управления авиационных газотурбинных двигателей, а также характеристики и эксплуатационные ограничения авиационных силовых установок, применяемых на современных самолетах и вертолетах.

Одной из особенностей методического построения этой части учебного курса является то, что анализ термодинамических циклов ГТД различных типов и выбор их расчетных параметров излагаются в обобщенном виде. Это сделано на том основании, что все ГТД работают по циклу Брайтона с подводом теплоты при постоянном давлении, а методика расчета работы реального цикла, разработанная Б.С. Стечкиным для ТРД, распространена на газогенераторный контур ГТД любой схемы. Такой подход упрощает расчет и анализ удельных параметров различных двигателей и позволяет наглядно объяснить принципиальные различия процесса преобразования работы цикла в полезную работу у ГТД различных схем.

Другая отличительная методическая особенность данной книги состоит в том, что рассмотрение характеристик и программ управления двигателей различных схем выполнено на основе использования критериальных характеристик функциональных модулей. В качестве главного функционального модуля современного двигателя любой схемы выделен его *газогенератор*. Такой подход обоснован существующей практикой модернизации имеющихся и создания новых двигателей на базе использования ранее отработанных и доведенных газогенераторов. Показано, что безразмерные параметры газогенераторов могут быть представлены в виде критериальных характеристик, которые сохраняются неизменными при установке уже имеющегося газогенератора на двигатели различных схем. Приводятся обобщенные характеристики одновальных ГГ, имеющих различные параметры рабочего процесса.

Для двухконтурных двигателей, помимо газогенератора, выделен более крупный функциональный модуль, который назван турбокомпрессорным модулем (ТКМ). Он, помимо ГГ, включает в себя турбовентилятор и камеру смешения (если она имеется). Показано, что ТКМ, также как и ГГ,

имеет критериальные характеристики. Подробно описываются общие свойства ГГ и ТКМ, и излагается методология формирования на базе их критериальных характеристик законов управления газотурбинных двигателей с учетом эксплуатационных ограничений. Эти подходы существенно упрощают проведение расчетов высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателей и силовых установок в курсовом и дипломном проектировании. Они, помимо этого, позволяют изложить сложный учебный материал с единых позиций, сжато и более доходчиво.

Во второй части появились новые главы, которые отсутствовали в предыдущих изданиях учебника. Ими являются глава 25 «Комбинированные реактивные двигатели для больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полета» и глава 26 «Выбор оптимальных параметров двигателей при формировании облика силовых установок летательных аппаратов». Эти главы написаны по результатам научно-исследовательских работ, выполненных на кафедре по заданию ВНК ВВС в последние годы.

В главе 25 рассматриваются особенности рабочего процесса и характеристики турбопрямоточных и ракетно-турбинных двигателей, а также сверхзвуковых и гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Впервые в учебной литературе освещается вопрос о перспективах применения в авиации пульсирующих детонационных двигателей.

В главе 26 рассмотрены проблемы интеграции силовой установки и летательного аппарата, приводятся критерии оптимизации параметров и характеристик авиационных силовых установок, излагаются особенности выбора параметров двигателей для дозвуковых военно-транспортных самолетов, сверхзвуковых многорежимных самолетов-истребителей и гиперзвуковых летательных аппаратов.

Во второй части учебника главы 13 и 14 написаны В.Н. Котовским, главы 15, 16, 17, 18, 20, 21, 25, 26 и заключение – Ю.Н. Нечаевым, главы 19, 23, 24 – А.С. Полевым, глава 22 – А.С. Полевым и Р.М. Федоровым.

Авторы выражают признательность рецензентам книги – преподавателям кафедры авиационных двигателей Иркутского военного авиационного инженерного института, заведующему кафедрой теории воздушно-реактивных двигателей Московского авиационного института профессору доктору технических наук А.Б. Агульнику и профессору кафедры двигателей летательных аппаратов Московского государственного технического университета гражданской авиации Н.Д. Тихонову за высказанные ими ценные советы и пожелания, а также кандидату технических наук А.В. Луковникову за большую помощь в подготовке рукописи к изданию.

Глава 13

ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ

13.1. ИДЕАЛЬНЫЙ И РЕАЛЬНЫЙ ЦИКЛЫ ГТД

В настоящее время в составе силовых установок самолетов применяются различные типы газотурбинных двигателей. Они выполнены по одноконтурной или двухконтурной схемам и различаются рядом других признаков – типом применяемых компрессоров (осевые, диагональные, центробежные), наличием или отсутствием форсажных камер сгорания, количеством роторов турбокомпрессора (одно-, двух- и трехроторные) и т. д. Однако, несмотря на отмеченные различия, эти двигатели имеют много общего, т.к. у них осуществляется однотипный термодинамический цикл, а именно – цикл Брайтона с подводом теплоты при практически постоянном давлении. Это позволяет с единых позиций производить термодинамический анализ рабочего процесса таких двигателей и осуществлять выбор основных параметров их рабочего процесса при проектировании.

В этой главе рассматривается влияние параметров рабочего процесса на удельные параметры ГТД прямой реакции различных схем в предположении, что параметры процесса могут изменяться независимо друг от друга, что обычно соответствует условиям проектирования двигателя. В выполненном двигателе, как будет показано ниже, параметры рабочего процесса являются взаимно связанными, что должно специально учитываться.

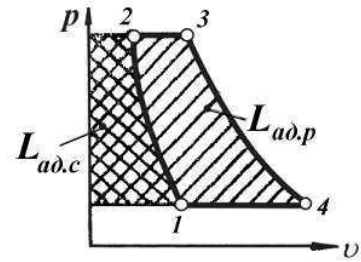


Рис. 13.1. Идеальный цикл ГТД

В термодинамике рассматривается ***идеальный*** цикл газотурбинного двигателя с подводом теплоты при

постоянном давлении – цикл Брайтона (рис. 13.1). Рабочим телом в нем является идеальный газ. Кроме того, считается, что потери в процессах сжатия, подвода теплоты и расширения отсутствуют. Параметрами цикла являются: $\pi = p_2/p_1$ – степень повышения давления в цикле и $\Delta = T_3/T_1$ – степень подогрева рабочего тела. В теории авиационных двигателей, в отличие от термодинамики, принято теплоту и работу в расчете на единицу массы участвующего в каком-либо процессе вещества (рабочего тела) обозначать не q и l, а Q и L. Тогда работа идеального цикла может быть выражена формулой

$$L_{\text{ц}} = \left(L_{\text{ад.р}} - L_{\text{ад.с}}\right) = c_p T_1 \left(e - 1\right)\left(\frac{\Delta}{e} - 1\right), \qquad (13.1)$$

где $e = \pi^{\frac{k-1}{k}}$. Величина $L_{\text{ц}}$ эквивалентна площади цикла. При постоянном Δ она немонотонно зависит от π. Максимального значения $L_{\text{ц}}$ достигает при $\pi_{\text{опт}} = \left(\sqrt{\Delta}\right)^{\frac{k}{k-1}}$ (рис. 13.2). Увеличение Δ при постоянном π приводит к линейному росту $L_{\text{ц}}$, а также – к увеличению $\pi_{\text{опт}}$.

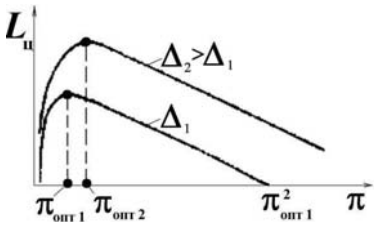


Рис. 13.2. Зависимость $l_{\text{ц}}$ от π при различных Δ

Эффективность преобразования теплоты Q_1, подведенной к рабочему телу в идеальном цикле, в работу цикла $L_{\text{ц}}$ характеризуется термическим КПД

$$\eta_t = \frac{L_{\text{ц}}}{Q_1} = 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}}, \qquad (13.2)$$

который при заданном k зависит только от π и увеличивается при увеличении π (рис. 13.3).

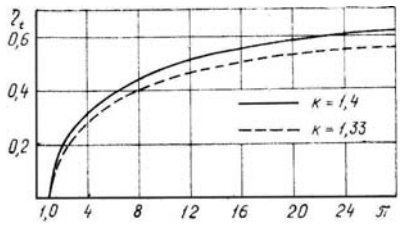


Рис. 13.3. Зависимость η_t от π

Реальный цикл ГТД отличается от идеального наличием потерь во всех элементах двигателя. Поэтому процессы сжатия и расширения в нем являются не адиабатны-

ми, а политропными. Кроме того, в процессе подвода к воздуху теплоты в камере сгорания изменяется состав рабочего тела (образуется смесь воздуха и продуктов сгорания топлива), а также увеличивается его массовый расход на величину расхода топлива. В процессе подвода теплоты в камере сгорания увеличивается скорость газа и, следовательно, снижается давления в ней в отличие от идеального цикла, в котором подвод теплоты осуществляется при постоянном давлении.

На рис. 13.4 представлено сравнение реального цикла ГТД, изображенного сплошными линиями, с идеальным циклом, изображенным штриховыми линиями, при условии, что параметры циклов π и Δ одинаковы.

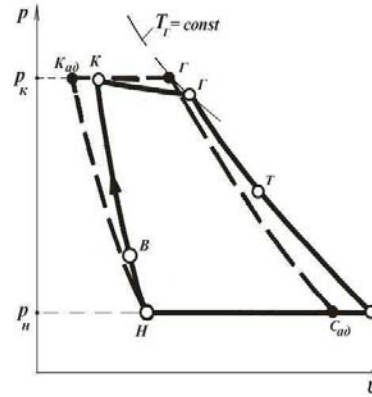


Рис. 13.4. Сравнение реального и идеального циклов ГТД

Функции воздуха, участвующего в рабочем процессе ГТД различных схем, различаются. Так, в ГТД прямой реакции (ТРД и ТРДД, рис. 13.5 и 13.6) воздух выполняет три функции. Во-первых, он служит основным компонентом рабочего тела цикла, в результате осуществления которого происходит преобразование тепловой энергии в механическую. Часть этой энергии в виде работы на валу турбины используется для привода во вращение роторов компрессора, а также агрегатов двигателя и самолета. Во-вторых, оставшаяся после расширения в турбине энергия газа (смеси воздуха и продуктов сгорания топлива) расходуется на его ускорение, за счет чего создается тяга. В-третьих, кислород воздуха используется для окисления топлива в процессе преобразования его химической энергии в тепловую.

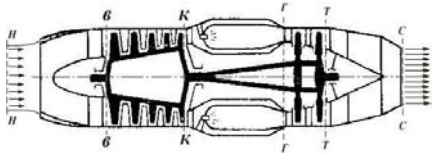


Рис. 13.5. Одноконтурный ТРД

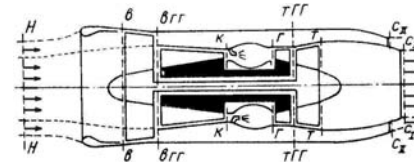


Рис. 13.6. Двухконтурный ТРД

В ГТД непрямой реакции (ТВД, ТВВД и ТВаД рис. 13.7 и 13.8) воздух, участвующий в рабочем процессе, выполняет только две функции: является основным компонентом рабочего тела цикла и служит для окисления топлива за счет находящегося в нем кислорода. Третью функцию по созданию реактивной тяги он выполняет лишь частично в ТВД и ТВВД. Движителем силовых установок с двигателями этих типов является винт, который создает основную величину тяги (рис. 13.9).

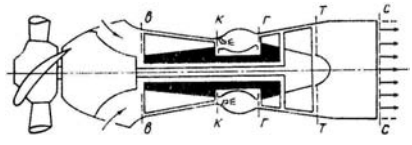


Рис. 13.7. Турбовинтовой двигатель

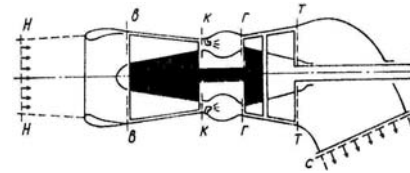


Рис. 13.8. Турбовальный ГТД

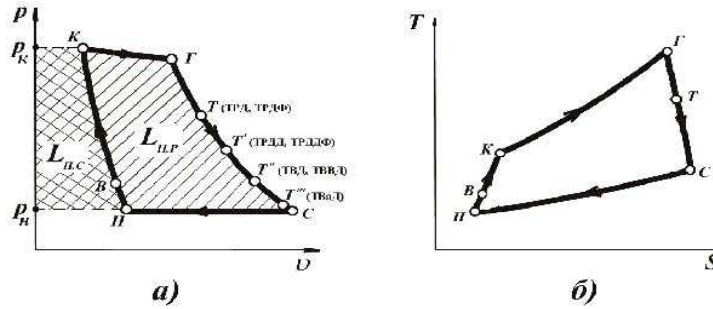
В реальном цикле ГТД (рис. 13.10, *а*) в процессе *Н–В–К* происходит последовательное политропное сжатие воздуха во входном устройстве (процесс *Н–К*) и компрессоре (процесс *В–К*). В процессе *К–Г* в камере сгорания осуществляется подвод теплоты к воздуху, а в процессе *Г–Т–С* – последовательное политропное расширение газа в турбине (процесс *Г–Т*) и сопле (процесс *Т–С*). Замыкается цикл условным процессом *С–Н* отвода

Рис. 13.9. Функции ГТД различных типов

теплоты от газов в атмосферу после их истечения из двигателя. Площадь левее линии общего процесса сжатия *Н–В–К* эквивалентна политропной работе сжатия $L_{\text{п.с}}$.

Так как в процессе подвода теплоты в камере сгорания давление газа падает, то процесс *К–Г–Т–С* будем называть общим процессом расширения, а площадь левее линии этого процесса – политропной работой расширения $L_{\text{п.р}}$.

Отличие циклов двигателей различных схем состоит в различном положении точки *т*, характеризующей давление газов за турбиной. В цикле одноконтурного двигателя точка *т* расположена выше всех (см. рис. 13.10, *а*), т.к. в нем работа турбины расходуется лишь для привода во вращение компрессора и агрегатов двигателя и самолета, хотя доля мощности, затрачиваемая на привод этих агрегатов, пренебрежимо мала. В цикле двухконтурного двигателя точка *т'* расположена ниже, чем точка *т* в ТРД , т.к. в этом двигателе работа турбины, кроме привода компрессора внутреннего контура, используется еще и для привода во вращение вентилятора. Поэтому для получения большей работы в турбине этого двигателя газ расширяется в ней до более низкого давления, чем в ТРД. Основной функцией ТВД (см. рис. 13.8) является создание работы на валу турбины с целью передачи ее на винт для создания тяги. В силовых установках с этими двигателями за счет реакции струи создается лишь примерно 8…12% тяги. Поэтому в турбине ТВД происходит еще более глубокое расширение газов, чем в турбине ТРДД (см. положение точки *т''* на рис. 13.10, *а*). Наконец, задачей турбовального двигателя (см. рис. 13.9) является создание мощности на валу турбины для передачи ее на несущий и рулевой винты. За счет реакции струи тяга у этих двигателей не создается. Поэтому в турбине ТВаД происходит практи-



а) *б)*

Рис. 13.10. Цикл газотурбинного двигателя в *p-υ* и *T-s* - координатах

чески полное расширение газов до давления, близкого к атмосферному, а иногда и ниже атмосферного. Поэтому точка r''' на рис. 13.10, *а* почти совпадает с точкой *с*.

Работой реального цикла газотурбинного двигателя называется величина

$$L_{\text{ц}} = (L_{\text{п.р}} - L_{\text{п.с}}) - (L_{r\,\text{р}} + L_{r\,\text{с}}) = (L_{\text{п.р}} - L_{r\,\text{р}}) - (L_{\text{п.с}} + L_{r\,\text{с}}). \quad (13.3)$$

Таким образом, работа реального цикла в отличие от идеального не эквивалентна площади цикла, а меньше ее на величину суммарных гидравлических потерь $L_{r\,\text{с}}$ в общем процессе сжатия и $L_{r\,\text{р}}$ в общем процессе расширения. Выше было отмечено, что работа воздуха и газа, расходуемая на преодоление сил гидравлических сопротивлений, полностью преобразуется в теплоту трения, т.е. $L_{r\,\text{с}} = Q_{r\,\text{с}}$ и $L_{r\,\text{р}} = Q_{r\,\text{р}}$.

Для учета этих потерь введем в рассмотрение понятие коэффициента полезного действия общего процесса сжатия $\eta_{\text{с}}$ и коэффициента полезного действия общего процесса расширения $\eta_{\text{р}}$.

Кроме того, примем следующие допущения. Вместо статического давления за компрессором будем рассматривать давление заторможенного потока, т.к. при малой скорости за компрессором они отличаются незначительно. Гидравлические потери в камере сгорания отнесем к общему процессу расширения. Также будем считать, что расширение газа в сопле двигателя полное, т.е. $p_{\text{с}} = p_H$. С учетом принятых допущений, как и в идеальном цикле, введем два параметра цикла: $\pi = p^*_{\text{к}}/p_H$ – степень повышения давления в цикле и $\Delta = T^*_{\text{г}}/T_H$ – степень подогрева воздуха в цикле.

Коэффициентом полезного действия общего процесса сжатия будем называть отношение адиабатной работы общего процесса сжатия к сумме политропной работы и гидравлических потерь в этом же процессе, т.е.

$$\eta_{\text{с}} = \frac{L_{\text{ад.с}}}{L_{\text{п.с}} + L_{r\,\text{с}}}, \quad (13.4)$$

где

$$L_{\text{ад.с}} = c_p\left(T^*_{\text{к.ад}} - T_H\right) = c_p T_H\left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1\right) = c_p T_H\left(e - 1\right), \quad (13.5)$$

а

$$e = \frac{T^*_{\text{к.ад}}}{T_H} = \left(\frac{p^*_{\text{к}}}{p_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \pi^{\frac{k-1}{k}}.$$

Этот КПД учитывает гидравлические потери во входном устройстве и компрессоре.

Коэффициентом полезного действия общего процесса расширения будем называть отношение политропной работы всего процесса расширения за вычетом потерь в этом же процессе к адиабатной работе процесса расширения, т.е.

$$\eta_{\text{р}} = \frac{L_{\text{п.р}} - L_{r\,\text{р}}}{L_{\text{ад.р}}}, \qquad (13.6)$$

где

$$L_{\text{ад.р}} = c_{p\,\text{г}} \left(T^*_{\text{г}} - T_{\text{с.ад}} \right) = c_{p\,\text{г}} T^*_{\text{г}} \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k_{\text{г}}-1}{k_{\text{г}}}}} \right) = c_{p\,\text{г}} T^*_{\text{г}} \left(1 - \frac{1}{e_{\text{г}}} \right). \qquad (13.7)$$

Так как в идеальном процессе подвода теплоты в камере сгорания потери отсутствуют, то $p^*_{\text{г}} = p^*_{\text{к}}$. Кроме того, при полном расширении газа в сопле $p_{\text{с}} = p_H$, тогда

$$e_{\text{г}} = \frac{T^*_{\text{г}}}{T_{\text{с.ад}}} = \left(\frac{p^*_{\text{г}}}{p_{\text{с}}} \right)^{\frac{k_{\text{г}}-1}{k_{\text{г}}}} = \pi^{\frac{k_{\text{г}}-1}{k_{\text{г}}}},$$

КПД $\eta_{\text{с}}$ учитывает гидравлические потери в процессе расширения, т.е. потери в турбине, сопле, а также в камере сгорания.

Выразим теперь работу цикла через параметры цикла и КПД $\eta_{\text{с}}$ и $\eta_{\text{р}}$.

$$L_{\text{ц}} = L_{\text{ад.р}} \eta_{\text{р}} - \frac{L_{\text{ад.с}}}{\eta_{\text{с}}} = c_{p\,\text{г}} T^*_{\text{г}} \left(1 - \frac{1}{e_{\text{г}}} \right) \eta_{\text{р}} - c_{\text{р}} T_H \frac{e-1}{\eta_{\text{с}}}.$$

Введем в рассмотрение коэффициент

$$\bar{m} = \frac{c_{p\,\text{г}} \left(1 - 1/e_{\text{г}} \right)}{c_p \left(1 - 1/e \right)},$$

учитывающий различие физических свойств воздуха и продуктов сгорания. Он зависит от трех величин: π, $T^*_г$ и T_H, т.к. от этих величин зависят теплоемкости c_p и $c_{pг}$. Для практически возможных значений π, $T^*_г$ и T_H приближенно можно считать, что $\overline{m}$ =1,03…1,06.

Кроме того, учтем, что $\frac{T^*_г}{T_H} = \Delta$. Тогда окончательно получим

$$L_ц = c_p T_H \frac{e-1}{\eta_c}\left(\frac{\overline{m}\,\Delta\eta_c\eta_p}{e} - 1\right). \qquad (13.8)$$

Как видно, в отличие от идеального цикла (см. формулу 13.1), работа реального цикла ГТД зависит не только от параметров рабочего процесса π и Δ, но и от коэффициентов полезного действия η_c и η_p, учитывающих гидравлические потери в общих процессах сжатия и расширения. Кроме того, работа цикла зависит от температуры атмосферного воздуха T_H, которая может изменяться при изменении высоты полета и атмосферных условий.

Так как в идеальном цикле потери отсутствуют и нет различия между рабочим телом в процессах сжатия и расширения, то для этого цикла можно записать, что $\overline{m} = 1$, $\eta_c = 1$ и $\eta_p = 1$. Подставив эти значения в (13.8), получим выражение (13.1) для работы идеального цикла.

Формула для работы цикла (13.8) справедлива для ГТД различных типов (ТРД, ТРДД, ТВД, ТВаД и др.), у которых рабочий цикл аналогичный описанному выше.

Способ исследования реальных циклов ГТД с использованием выражения (13.8) для работы цикла впервые был предложен академиком Б.С. Стечкиным. Он позволяет получить простые аналитические выражения для определения оптимальных значений параметров рабочего процесса ГТД. Однако точный расчет по формуле (13.8) затруднен тем, что коэффициенты $\overline{m}$, η_c и η_p при изменении параметров цикла π и Δ и условий полета изменяются. В приближенных расчетах можно считать, что η_c = const и η_p = const, т.к. у ГТД в стендовых условиях и в полете с дозвуковыми и небольшими сверхзвуковыми скоростями КПД общего процесса сжатия близок к КПД компрессора (т.е. η_c = 0,83…0,85), а КПД процесса расширения близок к КПД турбины (т.е. η_p = 0,9…0,92).

13.2. ЗАВИСИМОСТЬ РАБОТЫ И ВНУТРЕННЕГО КПД РЕАЛЬНОГО ЦИКЛА ОТ π И Δ

Внутренний КПД термодинамического цикла ГТД равен

$$\eta_{вн} = \frac{L_ц}{Q_o} \tag{13.9}$$

и служит для оценки эффективности преобразования теплоты Q_o, внесенной в двигатель с топливом на 1 кг воздуха, в работу цикла. Таким образом, он характеризует совершенство ГТД как теплового двигателя. Его значение может достигать 0,3…0,4 и более.

Установим связь Q_o с расходом топлива

$$Q_o = \frac{G_т H_u}{G_в} = \frac{G_{т.ч} H_u}{3600 G_в} ,$$

где $G_т$ и $G_{т.ч}$ – секундный и часовой расход топлива, а H_u – теплотворность топлива.

В реальном процессе подвода теплоты к воздуху при сгорании топлива в камере сгорания двигателя имеются потери из-за неполноты сгорания топлива и отвода теплоты через стенки камеры наружу. Поэтому количество теплоты Q, реально выделившейся при сгорании топлива, несколько меньше (на 2..3%) теплоты Q_o, что учитывается коэффициентом полноты сгорания топлива $\eta_г = Q / Q_o$.

В соответствии с уравнением энергии, записанным для камеры сгорания, теплота

$$Q = Q_{к.с} = c_п (T_г^* - T_к^*), \tag{13.10}$$

где $c_п$ – условная теплоемкость процесса подвода теплоты в камере сгорания. Полную температуру воздуха за компрессором определим из выражения для КПД общего процесса сжатия, записанного в следующем виде:

$$\eta_с = \frac{T^*_{к.ад} - T_H}{T^*_к - T_H} = \frac{e-1}{T^*_к / T_H - 1} .$$

Откуда

$$T^*_к = T_H \left[1 + (e-1)/\eta_с\right] ,$$

и теплота Q_0 равна

$$Q_o = c_p T_H \left[\Delta - (e-1)/\eta_с - 1\right]/\eta_г . \tag{13.11}$$

Тогда, пренебрегая различием между c_p в (13.8) и $c_п$ в (13.10), с учетом выражений (13.8, 13.9, 13.10 и 13.11) формула для внутреннего КПД примет следующий вид:

$$\eta_{вн} = \frac{\dfrac{e-1}{\eta_c}\left(\dfrac{\overline{m}\,\Delta\eta_c\eta_p}{e} - 1\right)\eta_г}{\Delta - \dfrac{e-1}{\eta_c} - 1}. \qquad (13.12)$$

Таким образом, внутренний КПД реального цикла ГТД, в отличие от термического КПД идеального цикла, зависит не только от π, но также от Δ, η_c, η_p и $\eta_г$. То есть , кроме потерь теплоты в соответствии со вторым законом термодинамики, он учитывает гидравлические потери в процессах сжатия и расширения и потери теплоты при ее подводе к воздуху из-за неполноты сгорания топлива и теплоотдачи через стенки камеры сгорания. В случае отсутствия гидравлических потерь ($\eta_c = 1$, $\eta_p = 1$), потерь теплоты в камере сгорания ($\eta_г = 1$) и при $\overline{m} = 1$ он, как видно из формулы (13.12), совпадает с термическим КПД идеального цикла.

Зависимость работы и внутреннего КПД цикла от степени повышения давления π.

На рис. 13.11 показана зависимость $L_ц$, Q, $\eta_{вн}$ и $\eta_г$ от π. Работа цикла вычислена по формуле (13.8) при следующих значениях параметров: $T_H = 217$ К; $\Delta = 7{,}4$; $\eta_c = 0{,}85$; $\eta_p = 0{,}9$ и $\overline{m} = 1{,}05$. Как видно, при увеличении π от значения $\pi = 1$ работа цикла вначале возрастает вследствие улучшения использования теплоты. При некотором значении π, которое назовем ***оптимальным*** и обозначим $\pi_{опт}$, работа цикла достигает максимального значения. Затем $L_ц$ снижается вплоть до нуля из-за уменьшения количества сообщаемой теплоты. При

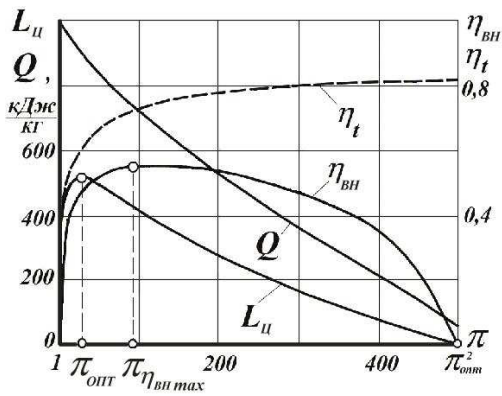


Рис. 13.11. Зависимость $L_ц$, Q и $\eta_{вн}$ от π

$\pi = \pi^2_{\text{опт}}$, как можно показать, все тепло расходуется на преодоление гидравлических потерь в двигателе.

Значение $\pi_{\text{опт}}$, при котором $L_{\text{ц}}$ максимальна, определим, продифференцировав выражение (13.8) по e и приравняв производную $dL_{\text{ц}}/de$ нулю. Из этого условия получим, что $e_{\text{опт}} = \sqrt{\overline{m}\,\Delta\eta_{\text{c}}\eta_{\text{p}}}$, т. е.

$$\pi_{\text{опт}} = \left(\sqrt{\overline{m}\,\Delta\eta_{\text{c}}\eta_{\text{p}}}\right)^{\frac{k}{k-1}}. \qquad (13.13)$$

Подставив значение $e_{\text{опт}}$ в (13.8), определим значение максимальной работы цикла

$$L_{\text{ц max}} = c_p T_H \frac{1}{\eta_{\text{c}}}\left(\sqrt{\overline{m}\Delta\eta_{\text{c}}\eta_{\text{p}}} - 1\right)^2. \qquad (13.14)$$

Если же в формулу (13.8) подставить значение $e = e^2_{\text{опт}}$, то, как уже отмечалось выше, получим $L_{\text{ц}} = 0$.

Как видно из формул (13.8), (13.13) и (13.14), наличие гидравлических потерь в общих процессах сжатия и расширения реального цикла ГТД, характеризуемых КПД η_{c} и η_{p}, приводит к снижению $L_{\text{ц}}$, $L_{\text{ц max}}$ и $\pi_{\text{опт}}$ по сравнению с их значениями в идеальном цикле.

Характер зависимости внутреннего КПД цикла $\eta_{\text{вн}} = L_{\text{ц}}/Q_{\text{о}} = \eta_{\text{г}} L_{\text{ц}}/Q$ от π при заданном значении $\eta_{\text{г}}$ определяется характером изменения работы цикла $L_{\text{ц}}$ и теплоты Q, подводимой к воздуху в камере сгорания, при изменении π.

Начальное возрастание $\eta_{\text{вн}}$ при увеличении π в диапазоне $1 < \pi < \pi_{\eta\,\text{вн.max}}$ является, как уже отмечалось выше, следствием улучшения использования теплоты. Это приводит, как видно из рис. 13.11, к интенсивному росту $L_{\text{ц}}$ в начале этого диапазона значений π, несмотря на снижение Q, что и определяет увеличение $\eta_{\text{вн}}$. В конце указанного диапазона значений π работа цикла начинает снижаться, что замедляет рост

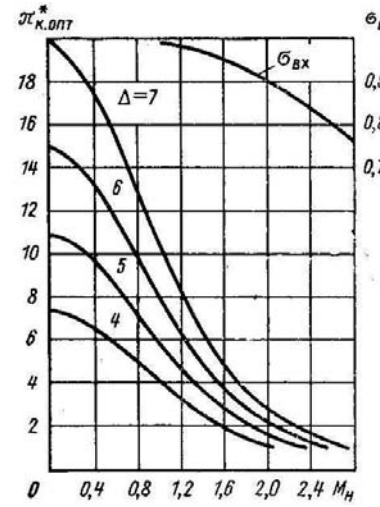


Рис. 13.12. Зависимость $\pi^*_{\text{к.опт}}$ от M_H при различных Δ

$\eta_{вн}$. После достижения максимального значения $\eta_{вн}$ при дальнейшем увеличении π снижается, т.к. все большая часть теплоты расходуется на преодоление гидравлических сопротивлений. Наконец, при $\pi = \pi^2_{опт}$ вся подводимая в цикле теплота расходуется на преодоление суммарных гидравлических сопротивлений, поэтому при этом значении π как $L_ц$ =0, так и $\eta_{вн} = 0$.

Как видно из рис. 13.11, во всем диапазоне значений π $\eta_{вн} < \eta_t$. Это объясняется тем, что, в отличие от термического КПД идеального цикла, $\eta_{вн}$ характеризует термодинамическую эффективность реального цикла, т.е. с учетом затрат теплоты на преодоление гидравлических сопротивлений, потерь теплоты из-за неполноты сгорания топлива в камере сгорания, а также через стенки камеры сгорания.

Повышение давления воздуха в общем процессе сжатия (см. рис. 13.10) происходит во входном устройстве (процесс *Н-В*) и в компрессоре (процесс *В-К*). Поэтому можно записать, что $\pi = \pi_{вх}\pi^*_к$, где

$$\pi_{вх} = \frac{p^*_в}{p_H} = \sigma_{вх}\frac{p^*_H}{p_H} = \sigma_{вх}\left(1+\frac{k-1}{2}M^2_H\right)^{\frac{k}{k-1}} \qquad (13.15)$$

– степень повышения давления во входном устройстве, зависящая от числа М полета и $\sigma_{вх}$, а $\pi^*_к = p^*_к/p^*_в$ – степень повышения давления в компрессоре. Тогда оптимальную степень повышения давления в компрессоре найдем из условия, что $\pi_{опт} = \pi_{вх}\pi^*_{к\,опт}$. Используя выражение (13.15) для $\pi_{вх}$ и (13.13) для $\pi_{опт}$, получим

$$\pi^*_{к.опт} = \frac{\pi_{опт}}{\pi_{вх}} = \frac{1}{\sigma_{вх}}\left(\frac{\sqrt{\overline{m}\,\Delta\eta_c\eta_p}}{1+\frac{k-1}{2}M^2}\right)^{\frac{k}{k-1}}. \qquad (13.16)$$

Таким образом, оптимальная степень повышения давления в компрессоре зависит от числа М полета, высоты полета и температуры газов перед турбиной (через $\Delta = T_г^*/T_H$), а также от гидравлических потерь в элементах двигателя и входного устройства, учитываемых коэффициентами η_c и η_p соответственно. При увеличении Δ

из-за роста $T_г$* или снижения T_H $\pi^*_{к.опт}$ также возрастает из-за повышения $\pi_{опт} = \left(\sqrt{\overline{m}\,\Delta\eta_с\eta_р}\right)^{\frac{k}{k-1}}$.

Увеличение числа М полета приводит к уменьшению $\pi^*_{к.опт}$ из-за возрастания $\pi_{вх}$ в соответствии с зависимостью (13.15). При больших сверхзвуковых скоростях полета из-за значительного повышения $\pi_{вх}$ значение $\pi^*_{к.опт}$ может стать равным или даже меньшим единицы (рис. 13.12). Это означает, что при таких скоростях полета применение компрессора уже не способствует повышению $L_ц$. Поэтому при больших числах М полета целесообразно применение бескомпрессорных (прямоточных) ВРД.

Зависимость работы и внутреннего КПД цикла от степени подогрева воздуха Δ .

На рис. 13.13 представлены зависимости $L_ц$ и $\eta_{вн}$ от π при различных значениях Δ, рассчитанные по формулам (13.8) и (13.12) .

Как видно, увеличение $\Delta = T^*_г / T_H$ за счет повышения температуры газов перед турбиной $T^*_г$ или уменьшения температуры атмосферного воздуха T_H (вследствие изменения атмосферных условий или высоты полета) приводит к увеличению $L_{ц\,max}$, $\eta_{вн}$ и $\pi_{опт}$.

При $\Delta = \Delta_{min}$ работа цикла равна нулю (рис. 13.14), т.к. теплота Q, подведенная к воздуху в камере сгорания, полностью расходуется на преодоление гидравлических потерь в общих процессах сжатия и расширения.

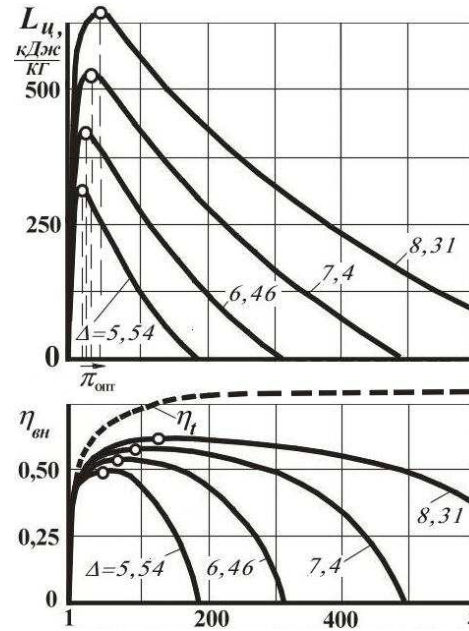


Рис. 13.13. Зависимость $L_ц$ и $\eta_{вн}$ от π и Δ ($\eta_с$ = 0,85; $\eta_р$ = 0,9; H = 11 км)

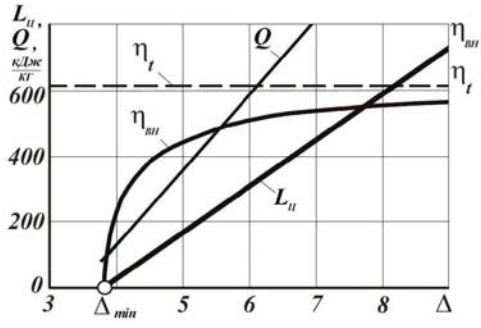


Рис. 13.14. Зависимость $L_ц$, Q и $\eta_{вн}$ от Δ ($\pi = 30$, $T_H = 217$ К, $\eta_c = 0{,}85$, $\eta_p = 0{,}9$)

Дальнейшее увеличение Δ выше значения Δ_{min}, как следует из формулы (13.8), приводит к линейному увеличению $L_ц$.

Повышение внутреннего КПД при увеличении Δ за счет увеличения $T_г^*$ объясняется тем, что при этом количество теплоты $Q = c_п (T^*_г - T^*_к)$ возрастает линейно, а та его часть, которая затрачивается на преодоление гидравлических потерь, практически остается постоянной. Поэтому при увеличении Δ относительная доля теплоты, преобразуемая в $L_ц$, увеличивается, что и приводит к росту $\eta_{вн}$. Причем, как видно из рис. 13.14, вначале при увеличении Δ внутренний КПД увеличивается весьма интенсивно, пока доля теплоты, расходуемая на преодоление гидравлических сопротивлений, соизмерима с долей теплоты, расходуемой на совершение полезной работы. Но при дальнейшем увеличении Δ темп роста $\eta_{вн}$ замедляется и при очень больших Δ внутренний КПД стремится к термическому КПД идеального цикла.

13.3. ПРЕОБРАЗОВАНИЕ РАБОТЫ ЦИКЛА В МЕХАНИЧЕСКУЮ РАБОТУ В ГТД РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ

Установим, в какие формы механической энергии преобразуется работа цикла в двигателях различных схем. Для этого запишем уравнения Бернулли для общего процесса сжатия и общего процесса расширения.

Уравнение Бернулли, записанное для потока воздуха, участвующего в общем процессе сжатия *Н-к* во входном устройстве и компрессоре (см. рис. 13.10), имеет следующий вид:

$$L_к + \frac{V^2 - c_к^2}{2} = L_{п.с} + L_{r\,с}\,. \qquad (13.17)$$

В соответствии с этим уравнением работа, сообщаемая воздуху в компрессоре, и часть кинетической энергии воздуха при его торможении от скорости V в сечении *Н-Н* перед входным устройством до скорости $c_к$ в сечении *К-К* за компрессором (см. рис. 13.5) расходуются на совершение политропной работы сжатия воздуха и преодоление гидравлического сопротивления в процессе этого сжатия.

Уравнение Бернулли для потока газа, участвующего в общем процессе расширения *К-С* в камере сгорания, турбине и сопле (см. рис.13.10), имеет следующий вид:

$$L_{\text{п.р}} = L_{\text{т}} + \frac{c_{\text{с}}^2 - c_{\text{к}}^2}{2} + L_{r\,\text{р}}\,. \qquad (13.18)$$

Таким образом, политропная работа расширения газа в камере сгорания, турбине и сопле расходуется на создание работы на валу турбины, увеличение кинетической энергии газа и преодоление гидравлического сопротивления в процессе его расширения.

С целью упрощения будем пренебрегать отбором воздуха из компрессора и подводом топлива в камере сгорания, т.е. будем считать, что расходы воздуха и газа одинаковы. При этих предположениях в соответствии с (13.3) и с учетом (13.17) и (13.18) получим следующее выражение для работы цикла:

$$L_{\text{ц}} = (L_{\text{п.р}} - L_{r\,\text{р}}) - (L_{\text{п.с}} + L_{r\,\text{с}}) = \frac{c_{\text{с}}^2 - V^2}{2} + L_{\text{т}} - L_{\text{к}}\,.$$

Или окончательно

$$L_{\text{ц}} = \frac{c_{\text{с}}^2 - V^2}{2} + L_e\,, \qquad (13.19)$$

где $L_e = L_{\text{т}} - L_{\text{к}}$ избыточная работа на валу двигателя, т. е. разность между работами турбины и компрессора.

Выражение (13.19) показывает, что работа цикла двигателя в общем случае преобразуется в приращение кинетической энергии газового потока, проходящего через двигатель, и в механическую работу на его валу. Рассмотрим преобразование $L_{\text{ц}}$ в механические виды энергии в двигателях различных схем.

В **ТРД** (см. рис. 13.5) работа, получаемая при расширении газа в турбине, расходуется только на привод во вращение компрессора, а также двигательных и самолетных агрегатов. Поэтому газ за турбиной таких двигателей обладает наиболее высокими значениями

давления и температуры (см. точку *т* на рис. 13.10). Эта энергия газа расходуется на дальнейшее увеличение скорости газа в сопле, значение которой определяет уровень удельной тяги двигателя.

Если пренебречь очень малой долей работы, затрачиваемой на привод агрегатов (менее 0,5% от $L_{ц}$), тогда можно считать, что $L_{т} \approx L_{к}$, а $L_{e} = L_{т} - L_{к} \approx 0$. Значит, в соответствии с (13.19),

$$L_{ц} = \frac{c_{с}^{2} - V^{2}}{2}, \qquad (13.20)$$

т.е. в ТРД $L_{ц}$ практически полностью преобразуется в приращение кинетической энергии газового потока, проходящего через двигатель, с целью создания реактивной тяги.

В **ТВД** и **ТВВД** тяга силовой установки создается в основном винтом, но частично также и за счет реакции струи. Газ в таких двигателях расширяется в турбине до давления, значительно более низкого, чем за турбиной ТРД (см. положение точки *т* " на рис. 13.10). Работа турбины расходуется на привод во вращение компрессора и вспомогательных агрегатов, а также на привод во вращение винта или винтовентилятора. Оставшаяся после расширения в турбине энергия газа идет на увеличение его кинетической энергии при расширении в сопле.

Таким образом, для этих двигателей в соответствии с (13.19) можно записать, что

$$L_{ц} = L_{e} + \frac{c_{с}^{2} - V^{2}}{2}, \qquad (13.21)$$

т.е. работа цикла в ТВД и ТВВД преобразуется в механическую работу L_{e} на валу турбины, которая передается на винт с целью создания тяги винта, и в кинетическую энергию газа, протекающего через двигатель с целью создания реактивной тяги.

Задачей **ТВаД** является создание работы на валу свободной турбины (см. рис.13.8) с целью передачи ее на вал несущего и рулевого винтов. Кинетическая энергия газового потока, проходящего через двигатель, практически не используется для создания реактивной тяги. Поэтому у этих двигателей после расширения газа в турбине компрессора газ полностью расширяется в свободной турбине до давления, близкого к атмосферному (см. положение точки *Т* "" на рис. 13.10), с целью получения максимальной мощности свободной турбины. Поэтому выражение (13.19) для этих двигателей приобретает следующий вид:

$$L_{\text{ц}} = L_e ,$$

т.е. работа цикла в таких двигателях практически полностью преобразуется в механическую работу на валу свободной турбины с целью передачи ее на несущий и рулевой винты.

В ***двухконтурных двигателях с раздельными контурами*** (см. рис.13.6) во внутреннем контуре осуществляется такой же рабочий процесс, как и у ГТД других схем. Одна часть работы цикла внутреннего контура в этих двигателях расходуется на увеличение кинетической энергии газового потока, протекающего через этот контур, а другая ее часть $L_{\text{е}}$ через вентилятор передается воздуху наружного контура, т.е.

$$L_{\text{ц}} = \frac{c_{\text{cI}}^2 - V^2}{2} + L_e .$$

Приближенно будем считать, что расход газа через турбину внутреннего контура равен расходу воздуха через этот контур. Составив уравнение баланса энергии, отбираемой из внутреннего контура, и энергии, передаваемой в вентиляторе воздуху, протекающему через наружный контур, получим $G_{\text{вI}} L_{\text{е}} = G_{\text{вII}} L_{\text{кII}}$ или $L_{\text{е}} = mL_{\text{кII}}$. Здесь $G_{\text{вI}}$ и $G_{\text{вII}}$ – расходы воздуха через внутренний и наружный контур соответственно, $m = G_{\text{вII}} / G_{\text{вI}}$ – степень двухконтурности двигателя, а $L_{\text{кII}}$ – работа, сообщаемая в вентиляторе каждому килограмму воздуха, проходящему через наружный контур. Подставив значение L_e в формулу для работы цикла, получим

$$L_{\text{ц}} = \frac{c_{\text{cI}}^2 - V^2}{2} + mL_{\text{к II}} .$$

Но в соответствии с уравнением Бернулли, записанным для наружного контура при условии полного расширения воздуха в сопле этого контура, имеем

$$L_{\text{к II}} = \frac{c_{\text{с II}}^2 - V^2}{2} + L_{r\text{II}} .$$

Таким образом, не вся работа, подводимая в вентиляторе к воздуху, протекающему через наружный контур, расходуется на увеличение его кинетической энергии $(c_{\text{с II}}^2 - V^2)/2$. Часть этой работы теряется в виде гидравлических потерь $L_{r\text{II}}$, возникающих при движении воздуха в этом контуре.

Для оценки величины этих потерь введем коэффициент полезного действия наружного контура

$$\eta_{\text{II}} = \frac{(c_{\text{с II}}^2 - V^2)/2}{(c_{\text{с II}}^2 - V^2)/2 + L_{r\text{II}}} = \frac{(c_{\text{с II}}^2 - V^2)/2}{L_{\text{кII}}}.$$

Этот коэффициент учитывает все гидравлические потери в проточной части наружного контура от сечения *H–H* до сечения c_{II}-c_{II} (см. рис.13.6). При дозвуковых скоростях полета η_{II} = 0,8…0,85, т.е. до 15…20% энергии, передаваемой воздуху наружного контура, тратится на гидравлические потери в этом контуре.

Подставив значение η_{II} в уравнение Бернулли для наружного контура и разделив его на $G_{\text{вI}}$, получим

$$L_{\text{кII}} = \frac{c_{\text{сII}}^2 - V^2}{2\eta_{\text{II}}}.$$

Тогда для работы цикла двухконтурного двигателя с раздельными контурами окончательно будем иметь

$$L_{\text{ц}} = \frac{c_{\text{сI}}^2 - V^2}{2} + \frac{m}{\eta_{\text{II}}}\frac{c_{\text{сII}}^2 - V^2}{2}. \qquad (13.22)$$

Таким образом, в двухконтурном двигателе с раздельными контурами часть работы цикла внутреннего контура расходуется на увеличение кинетической энергии газового потока, протекающего через этот контур, а часть – на увеличение кинетической энергии воздуха, протекающего через наружный контур, и гидравлические потери, возникающие при движении воздуха в наружном контуре.

Сравним внутренние КПД одно- и двухконтурного двигателей с одинаковыми параметрами рабочего процесса, а следовательно, с одинаковыми значениями $L_{\text{ц}}$.

Внутренний КПД ТРД согласно формуле (13.9) равен

$$\eta_{\text{вн}} = \frac{L_{\text{ц}}}{Q_{\text{о}}}.$$

Учитывая, что в соответствии с формулой (13.20) для ТРД

$$L_{\text{ц}} = \frac{c_{\text{с}}^2 - V^2}{2},$$

окончательно получим

$$\eta_{вн} = \frac{c_c^2 - V^2}{2Q_o}.$$

Примем для упрощения, что скорости истечения из обоих контуров ТРДД одинаковы, т. е. $c_{cII} = c_{cI} = c_c$. Если внутренний КПД двухконтурного двигателя, так же как и для ТРД, определять как отношение приращения кинетической энергии потока, прошедшего через двигатель, к теплоте Q_o, то для ТРДД при этом допущении получим

$$\eta_{вн.ТРДД} = (1+m)\frac{c_c^2 - V^2}{2Q_0},$$

а согласно формуле (13.22)

$$L_ц = \left(1 + \frac{m}{\eta_п}\right)\frac{c_c^2 - V^2}{2}.$$

Но приращение кинетической энергии $(1+m)\frac{c_c^2 - V^2}{2}$ в ТРДД меньше работы цикла $\left(1 + \frac{m}{\eta_п}\right)\frac{c_c^2 - V^2}{2}$, т. к. $\eta_{II} < 1$.

Таким образом, при одинаковых параметрах рабочего процесса (т. е. при одинаковых $L_ц$) внутренний КПД двухконтурного двигателя ниже, чем внутренний КПД ТРД из-за наличия гидравлических потерь в наружном контуре, учитываемых η_{II}.

13.4. ТЯГОВАЯ РАБОТА И ТЯГОВЫЙ КПД ГТД ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ

Различные типы ГТД выполняют различные функции (рис.13.7): тепловой машины и движителя, тепловой машины и частично движителя и только тепловой машины.

Функция ГТД как тепловой машины заключается в преобразовании химической энергии топлива, выделяющейся при его сгорании в камерах сгорания (основной и форсажной камере, если она имеется), в механические виды энергии, а именно: у ГТД прямой реакции (ТРД и ТРДД) – в приращение кинетической энергии газового потока, прохо-

дящего через двигатель; в ГТД непрямой реакции (ТВД и ТВВД) – в механическую работу на валу винта и частично в приращение кинетической энергии газового потока, а в вертолетных ГТД (которые также являются ГТД непрямой реакции) и вспомогательных газотурбинных установках – в механическую работу на валу винта или другого потребителя.

Движителем является элемент силовой установки, создающий тягу для перемещения летательного аппарата.

В силовой установке с ГТД прямой реакции такой элемент выделить невозможно, т. к. двигатель такого типа в целом совмещает в себе и функцию тепловой машины, и функцию движителя. Функция ГТД прямой реакции как движителя заключается в преобразовании кинетической энергии газового потока, проходящего через двигатель, в силу тяги, которая при движении самолета производит работу, называемую тяговой работой $L_{\text{тяг}}$.

В силовой установке с ГТД непрямой реакции (ТВД и ТВВД) функцию движителя ГТД выполняет лишь частично, т. к. движителем в такой силовой установке в основном является воздушный винт.

В вертолетных силовых установках функцию движителя полностью выполняет несущий винт.

Тяговой работой называется работа силы тяги двигателя, затрачиваемая на перемещение летательного аппарата, т. е. произведение тяги двигателя на путь, пройденный летательным аппаратом за одну секунду (т.е. на скорость полета V). В расчете на 1 кг воздуха, проходящего через двигатель, получим

$$L_{\text{тяг}} = \frac{PV}{G_{\text{в}}} = P_{\text{уд}} V .$$

Эффективность преобразования работы цикла в тяговую работу, производимую двигателем, характеризует ***тяговый КПД***. Он представляет собой отношение тяговой работы к работе цикла, т.е.

$$\eta_{\text{тяг}} = \frac{L_{\text{тяг}}}{L_{\text{ц}}} . \qquad (13.23)$$

Заменив в выражении (13.23) $L_{\text{ц}}$ для ТРД в соответствии с выражением (13.20), получим

$$\eta_{\text{тяг}} = \frac{L_{\text{тяг}}}{\frac{c_{\text{с}}^2 - V^2}{2}}.$$

Таким образом, тяговый КПД ТРД показывает, какая часть кинетической энергии, приобретенной потоком газа в двигателе, преобразуется в тяговую работу. Иными словами, он характеризует совершенство ТРД как движителя, т. е. устройства, предназначенного для создания тяги.

Установим, какие потери оценивает тяговый КПД ТРД. Так как

$$L_{\text{тяг}} = P_{\text{уд}} V = (c_{\text{с}} - V)V, \qquad (13.24)$$

то для потерь, учитываемых $\eta_{\text{тяг}}$, получим

$$L_{\text{ц}} - L_{\text{тяг}} = \frac{c_{\text{с}}^2 - V^2}{2} - (c_{\text{с}} - V)V = \frac{(c_{\text{с}} - V)^2}{2}.$$

Разность $(c_{\text{с}} - V)$ – является скоростью газа, покинувшего двигатель, относительно атмосферного воздуха, поэтому $L_{\text{ц}} - L_{\text{тяг}} = (c_{\text{с}} - V)^2/2$ есть кинетическая энергия этого потока.

Таким образом, в ТРД не вся кинетическая энергия потока газа, прошедшего через двигатель, преобразуется в тяговую работу. Часть ее $(c_{\text{с}} - V)^2/2$ теряется с выходящим газом в атмосфере, что и оценивает тяговый КПД. Эти потери называют ***потерями с выходной скоростью.***

Заменив в выражении (13.23) $L_{\text{ц}}$ в соответствии с выражением (13.20) для ТРД, а $L_{\text{тяг}}$ – в соответствии с (13.24), получим

$$\eta_{\text{тяг}} = \frac{2}{1 + \frac{c_{\text{с}}}{V}}. \qquad (13.25)^*$$

Таким образом, тяговый КПД ГТД прямой реакции зависит от отношения скорости истечения газа из двигателя к скорости полета. С уменьшением этого отношения тяговый КПД возрастает, т. к. снижается разность $(c_{\text{с}} - V)$, а значит и величина кинетической энергии потока $(c_{\text{с}} - V)^2/2$, теряемой с выходящими газами в атмо-

---

* Легко видеть, что формула (13.25) остается справедливой и для ТРДД со смешением потоков, а также для ТРДД с раздельными контурами при условии, что $c_{\text{сI}} = c_{\text{сII}} = c_{\text{с}}$.

сфере. На рис. 13.15 представлена зависимость тягового КПД от скорости полета. При $V = 0$, т. е. когда двигатель работает на месте, тяговый КПД равен нулю, т. к. из-за отсутствия перемещения самолета работа силы тяги равна нулю. Значит, вся кинетическая энергия газа на выходе из двигателя является неиспользованной (потерянной). При увеличении скорости полета разность ($c_c - V$) снижается из-за более интенсивного увеличения скорости полета по сравнению со скоростью истечения газов c_c. Это приводит к снижению потерь с выходной скоростью, а следовательно, к повышению тягового КПД. Но удельная тяга $P_{уд} = (c_c - V)$ при этом снижается. Как будет показано ниже, при некоторой скорости полета $V = V_{max}$ скорость истечения газов становится равной скорости полета. При этой скорости полета потери с выходной скоростью исчезают и тяговый КПД достигает максимального значения, равного единице. Но удельная тяга, а значит, и тяга становятся равными нулю. Поэтому полезная работа силы тяги превращается в нуль, т. е. происходит «вырождение» двигателя.

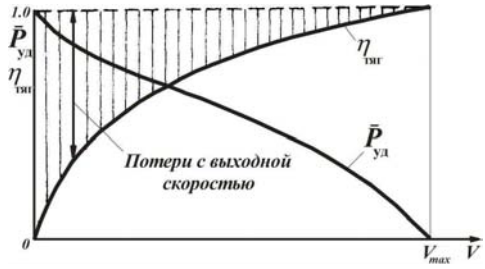


Рис. 13.15. Зависимость $\overline{P}_{уд}$ и $\eta_{тяг}$ от скорости полета

В зависимости от типа ГТД прямой реакции и режима полета самолета тяговый КПД может изменяться в широких пределах. Его значение в условиях полета обычно не превышает 0,6…0,7. Из формулы (13.25) видно, что повышение тягового КПД возможно за счет снижения скорости истечения газов c_c. Как будет показано ниже, это может быть достигнуто за счет применения двухконтурных турбореактивных двигателей. У этих двигателей при тех же параметрах цикла, что и в одноконтурных, скорость истечения газов ниже, поэтому тяговый КПД выше.

13.5. ПОЛНЫЙ КПД ГТД ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ

Полным КПД ГТД прямой реакции называется отношение тяговой работы ко всей теплоте, внесенной в двигатель с топливом, т. е.

$$\eta_{\text{п}} = \frac{L_{\text{тяг}}}{Q_{\text{о}}} = \frac{P_{\text{уд}} V}{Q_{\text{о}}}. \qquad (13.26)$$

Так как $Q_{\text{о}}$ характеризует величину химической энергии топлива при условии его полного сгорания в двигателе, то полный КПД оценивает долю этой энергии, преобразованную в тяговую работу. Значит, он наиболее полно учитывает все виды потерь в процессе преобразования химической энергии топлива в тяговую работу двигателя по перемещению летательного аппарата.

С учетом формул (13.9) и (13.23) получим

$$\eta_{\text{п}} = \eta_{\text{вн}}\eta_{\text{тяг}},$$

т. е. полный КПД ГТД прямой реакции равен произведению внутреннего и тягового КПД.

Полный КПД характеризует экономичность двигателя в полете в отличие от удельного расхода топлива, который характеризует экономичность двигателя только при заданной скорости полета и данном типе топлива.

При работе двигателя на месте полный КПД равен нулю, т. к. равен нулю тяговый КПД. В полете полный КПД может достигать значений 0,2…0,35 и более.

Найдем ***связь между полным КПД и удельным расходом топлива***, который, как известно, равен

$$C_{\text{уд}} = \frac{G_{\text{т.ч}}}{P} = \frac{3600\, G_{\text{т}}}{G_{\text{в}} P_{\text{уд}}}.$$

Для этого заменим в выражении для удельного расхода топлива величину удельной тяги значением, определенным из формулы (13.26) для полного КПД, и учитывая, что

$$Q_{\text{о}} = \frac{G_{\text{т}} H_u}{G_{\text{в}}},$$

из (13.26) получим

$$P_{\text{уд}} = \eta_{\text{п}} \frac{Q_{\text{о}}}{V} = \eta_{\text{п}} \frac{G_{\text{т}} H_u}{G_{\text{в}} V}.$$

Тогда окончательно будем иметь

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600\, V}{H_{\text{u}} \eta_{\text{п}}}. \qquad (13.27)$$

Таким образом, при заданной скорости полета удельный расход топлива обратно пропорционален полному КПД. Значит, оценивать экономичность двигателей путем сравнения их удельных расходов топлива можно только при одинаковой скорости полета. Поэтому $C_{уд}$ является менее универсальным параметром, характеризующим экономичность двигателя, чем полный КПД. Однако $C_{уд}$ позволяет оценить экономичность двигателя в стартовых или стендовых условиях. При этом используется следующая зависимость:

$$C_{уд} = \frac{G_{т.ч}}{P} = \frac{3600 G_{т}}{G_{в\Sigma} P_{уд}} = \frac{3600 Q}{(1+m)\eta_{г} H_{u} P_{уд}}.$$

13.6. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ БАЛАНС ГТД

Вначале рассмотрим ***энергетический баланс двигателя прямой реакции на примере ТРД***. Энергетический баланс ТРД изображают в виде схемы (рис. 13.16), которая наглядно демонстрирует все стадии процесса преобразования химической энергии, вносимой в двигатель с топливом, в работу силы тяги по перемещению летательного аппарата, т. е. в тяговую работу.

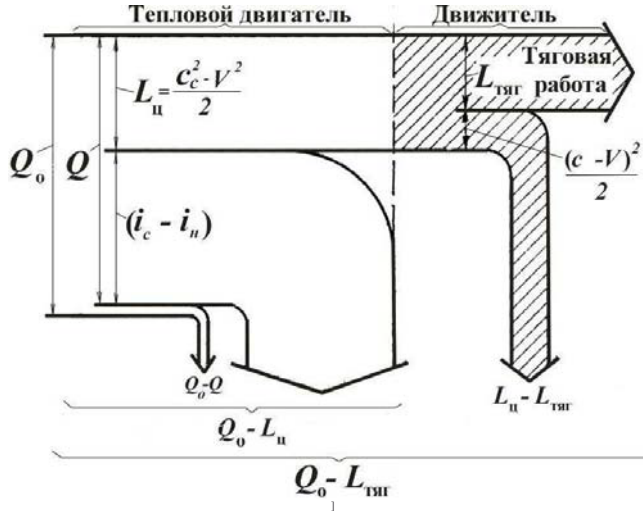


Рис. 13.16. Схема энергетического баланса ТРД

На рис. 13.16 символом Q_0 обозначено количество теплоты, которое теоретически могло бы выделиться при полном сгорании топлива. Теплота Q_0 эквивалентна величине химической энергии, внесенной в двигатель с топливом. В реальном процессе горения топлива в камере сгорания двигателя на нагрев продуктов сгорания топлива в воздухе расходуется теплота Q, которая меньше $Q_о$ из-за потерь вследствие неполного сгорания топлива и отвода части теплоты через корпус камеры сгорания. Как было показано выше, эти потери оцениваются коэффициентом полноты сгорания топлива в камере сгорания $\eta_г = Q/Q_о$. Отсюда следует, что потери теплоты от неполноты сгорания равны

$$Q_о - Q = (1 - \eta_г)\, Q_о.$$

Определим другие виды потерь в процессе преобразования теплоты Q в тяговую работу. Для этого, используя обозначения характерных сечений газовоздушного тракта двигателя (рис.1.3), запишем уравнение сохранения энергии для двигателя в целом в виде

$$Q = i_с - i_H + \frac{c_с^2 - V^2}{2}.$$

В этом уравнении член $(c_с^2 - V^2)/2$ равен работе цикла ТРД, а разность энтальпий $(i_с - i_н)$ представляет потери, связанные с увеличением теплосодержания газа, прошедшего через двигатель. В целом эти потери и потери теплоты из-за неполноты сгорания топлива оцениваются внутренним КПД цикла и равны

$$Q_о - L_ц = \left(1 - \eta_{вн}\right) Q_о.$$

Однако, как было показано выше, не вся работа цикла ТРД преобразуется в тяговую работу. Часть ее теряется в виде кинетической энергии газа $(c_с - V)^2/2$, покинувшего двигатель. Эти потери равны

$$L_ц - L_{тяг} = (1 - \eta_{тяг})\, L_ц.$$

Все потери теплоты $Q_о$ в процессе ее преобразования в тяговую работу учитывает полный КПД ГТД прямой реакции $\eta_п = L_{тяг}/Q_о$, откуда

$$Q_о - L_{тяг} = (1 - \eta_п)\, Q_о.$$

Схема энергетического баланса ТВД представлена на рис. 13.17. Как видно из этой схемы, у ТВД функция двигателя как тепловой машины почти не отличается от рассмотренной ранее в схеме энергетического баланса двигателя прямой реакции. Отличие заключается в

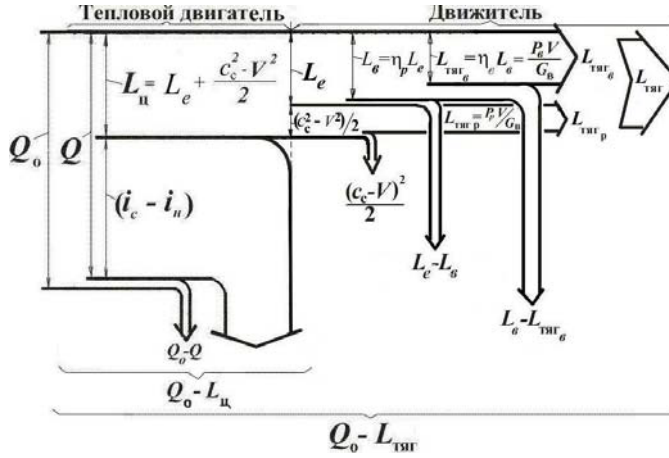


Рис. 13.17. Схема энергетического баланса ТВД

том, что работа цикла в основном преобразуется в работу на валу турбины L_e и лишь небольшая ее часть (примерно 8…12%) – в приращение кинетической энергии потока, прошедшего через двигатель. Далее работа L_e через редуктор передается на вал винта. Потери в этом процессе учитываются КПД редуктора $\eta_{ред} = L_в / L_e$. Тяговая работа у ТВД создается в основном винтом и частично за счет реакции струи выходящих из двигателя газов. Таким образом,

$$L_{тяг} = L_{тяг.в} + L_{тяг.р} = \frac{P_в V}{G_в} + \frac{P_р V}{G_в},$$

где $P_в$ – тяга винта, а $P_р$ – тяга за счет реакции струи.

13.7. ОПТИМАЛЬНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ РАБОТЫ ЦИКЛА МЕЖДУ КОНТУРАМИ В ТРДД

При разработке ТРДД возникает вопрос, как распределить работу цикла между контурами.

Передача работы воздуху наружного контура осуществляется с помощью компрессора низкого давления, который принято называть вентилятором. Изменять величину этой работы можно за счет изменения степени повышения давления в КНД $\pi^*_{кнд}$. (*Часто вме-*

сто $\pi^*_{\text{кнд}}$ *используют символ* $\pi^*_{\text{кII}}$ *или* $\pi^*_{\text{в}}$). При изменении $\pi^*_{\text{кII}}$ будет изменяться и величина работы

$$L_{\text{кII}} = c_p T^*_{\text{в}} \left(\pi^{*\frac{k-1}{k}}_{\text{кII}} - 1 \right) \frac{1}{\eta^*_{\text{кII}}},$$

необходимой для привода во вращение КНД. Поэтому должна изменяться и работа расширения газа в турбине, которая передается частично в наружный контур. Таким способом можно управлять распределением работы цикла

$$L_{\text{ц}} = \frac{c^2_{\text{сI}} - V^2}{2} + mL_{\text{к II}} \qquad (13.28)$$

между контурами.

Например, увеличение работы $L_e = mL_{\text{кII}}$, передаваемой из внутреннего контура в наружный, как следует из выражения

$$L_{\text{кII}} = \frac{c^2_{\text{сII}} - V^2}{2\eta_{\text{II}}}, \qquad (13.29)$$

будет приводить к увеличению скорости истечения воздуха $c_{\text{сII}}$ из сопла наружного контура (рис.13.18), а в соответствии с (13.28) при заданной величине $L_{\text{ц}}$ – к уменьшению скорости истечения газов из сопла внутреннего контура. Это вызовет изменение тяги двигателя

$$P = P_{\text{I}} + P_{\text{II}} = G_{\text{вI}} P_{\text{удI}} + G_{\text{вII}} P_{\text{удII}},$$

создаваемой обоими контурами вместе. В этом выражении $P_{\text{удI}} = (c_{\text{сI}} - V)$ – удельная тяга внутреннего, а $P_{\text{удII}} = (c_{\text{сII}} - V)$ – удельная тяга наружного контура. В соответствии с этим удельная тяга двигателя с раздельными контурами определяется по формуле

$$P_{\text{уд}} = \frac{P}{G_{\text{в}\Sigma}} = \frac{c_{\text{сI}} - V + m(c_{\text{сII}} - V)}{1 + m}. \qquad (13.30)$$

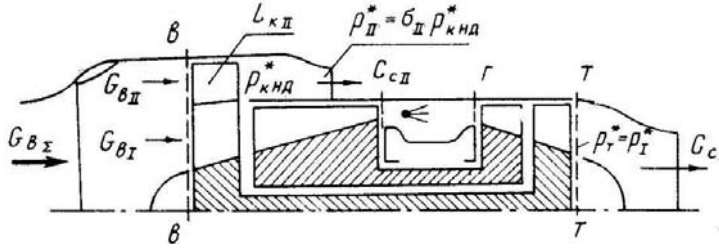


Рис. 13.18. Схема двухконтурного двигателя с раздельными контурами

Оптимальным распределением работы цикла между контурами двухконтурного двигателя будем считать такое, при котором его удельная тяга достигает максимума.

Определим это распределение при условии, что $L_{ц}$, m, η_{II} и V неизменны, а изменяется лишь $L_{кII}$, т. е. величина работы, передаваемой из внутреннего контура через вентилятор воздуху, протекающему через наружный контур. Для этого возьмем производную от функции (13.30) по $L_{кII}$ и, приравняв ее к нулю, получим следующее условие максимума $P_{уд}$

$$\frac{dc_{cI}}{dL_{кII}} + m\frac{dc_{cII}}{dL_{кII}} = 0 . \qquad (13.31)$$

Из формул (13.27) и (13.28) при принятых выше условиях следует, что

$$\frac{dc_{cI}}{dL_{кII}} = -\frac{m}{c_{cI}} \quad \text{и} \quad \frac{dc_{cII}}{dL_{кII}} = \frac{\eta_{II}}{c_{cII}} .$$

Подставив значения этих производных в выражение (13.31), получим

$$\left(\frac{c_{cII}}{c_{cI}}\right)_{опт} = \eta_{II} . \qquad (13.32)$$

Таким образом, при оптимальном распределении $L_{ц}$ между контурами $c_{cII} = \eta_{II}\, c_{cI}$, причем c_{cII} тем меньше c_{cI}, чем ниже η_{II} , т. е. чем выше гидравлические потери в наружном контуре. При отсутствии гидравлических потерь в наружном контуре ($\eta_{II} = 1$), оптимальному распределению работы цикла между контурами соответствует равенство скоростей истечения газа и воздуха из этих контуров. При принятых допущениях максимальной удельной тяге соответствует минимальный удельный расход топлива, поскольку

$$C_{уд} = \frac{3600\, g_{т}}{(1+m)P_{уд}} , \qquad (13.33)$$

а величины $g_{т}$=$G_{т}$/$G_{вI}$ и m не изменяются.

Определим значение степени повышения давления в вентиляторе $\pi^{*}_{кII}$, соответствующее оптимальному распределению работы цикла между контурами. Для этого установим, как от $\pi^{*}_{кII}$ зависят

скорости истечения газа и воздуха, удельная тяга и удельный расход топлива двигателя.

Увеличение $\pi^*_{кII}$ приводит к повышению $L_{кII}$, а значит в соответствии с формулой (13.29) – к возрастанию скорости истечения воздуха из наружного контура $c_{сII}$ (рис. 13.19). Но при этом увеличивается и величина работы $L_e = mL_{кII}$, передаваемой из внутреннего в наружный контур, что при неизменной $L_ц$ в соответствии с формулой (13.28) приводит к уменьшению $c_{сI}$. Как видно из рисунка, при увеличении $\pi^*_{кII}$ удельная тяга вначале возрастает и достигает максимального значения при $c_{сII} = \eta_{II}\, c_{сI}$. Это значение $\pi^*_{кII}$ и является оптимальным. Дальнейшее увеличение $\pi^*_{кII}$ уже приводит к снижению $P_{уд}$. Удельный расход топлива в соответствии с формулой (13.33) изменяется обратно пропорционально $P_{уд}$.

Такой характер изменения $P_{уд}$ объясняется изменением потерь кинетической энергии со струями газа и воздуха, покидающими двигатель. Это приводит к изменению тягового КПД двигателя, характеризующего, как отмечалось выше, эффективность преобразования работы цикла в тяговую работу.

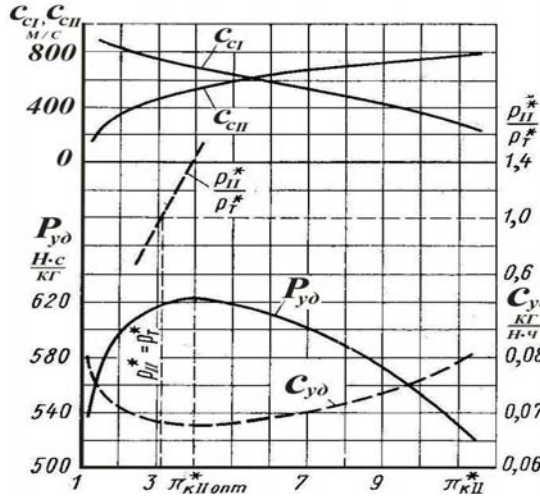


Рис. 13.19. Влияние $\pi^*_{кII}$ на $P_{уд}$ и $C_{уд}$ ТРДД

($H = 0$; $M_H = 0$; $\sigma_{вх} = 1$; $m = 1$; $\pi^*_{к\Sigma} = 25$; $T_г^* = 1600$; $\eta^*_{кII} = 0{,}84$)

Скорости истечения газа и воздуха из сопел внутреннего и наружного контуров двигателя соответственно равны

$$c_{cI} = \varphi_I \sqrt{2 c_p T_т^* \left[1 - \left(\frac{p_н}{p_т^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]},\ c_{cII} = \varphi_{II} \sqrt{2 c_p T_{кII}^* \left[1 - \left(\frac{p_н}{p_{II}^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}\ .$$

Так как температура воздуха в наружном контуре за вентилятором $T_{кII}^*$ значительно ниже температуры газов за турбиной $T_т^*$, то, как видно из формул и из рис.13.19 , для получения равных или близких по величине скоростей истечения газа c_{cI} и воздуха c_{cII} давление за вентилятором $p_{кII}^*$ должно быть значительно выше давления за турбиной $p_т^*$.

Значение $\pi_{кII.опт}^*$ (или $L_{кII\,опт}$) для ТРДД с раздельными контурами зависит от многих факторов. Влияние наиболее важных из них можно проанализировать, приняв для упрощения $\eta_{II} = 1$. Тогда оптимальному распределению работы между контурами будет соответствовать равенство скоростей истечения из этих контуров, т. е. $c_{cI} = c_{cII}$, и из формул (13.28) и (13.29) получим

$$L_{кII.опт} \approx \frac{L_ц}{1+m}. \qquad (13.34)$$

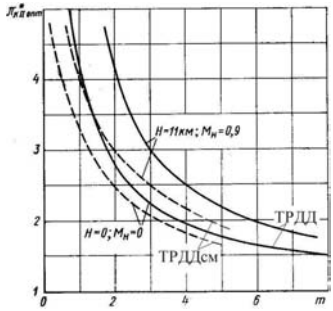


Рис.13.20 Влияние m и H на $\pi_{к\,II\ опт}^*$ ($\pi_{к\Sigma}^*$=25; $T_г^*$=1600 К; $\eta_{кII}^*$=0,84)

Таким образом, любой фактор (π, Δ, η_c, $\eta_р$, $T_в^*$), приводящий к изменению работы цикла, а значит и $L_{кII\,опт}$, приводит к изменению $\pi_{кII.опт}^*$. Например, увеличение высоты полета при неизменном значении температуры перед турбиной ведет к увеличению $L_ц$ за счет увеличения $\Delta = T_г^*/T_н$ и в соответствии с формулой (13.34) – к увеличению $L_{кII\,опт}$ и, следовательно, $\pi_{кII.опт}^*$. Увеличение степени двухконтурности приводит к уменьшению $L_{кII\,опт}$ и соответственно $\pi_{к\,II\ опт}^*$ (рис.13.20).

13.8. ОПТИМАЛЬНОЕ ЗНАЧЕНИЕ СТЕПЕНИ ПОВЫШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ В ВЕНТИЛЯТОРЕ ТРДД СО СМЕШЕНИЕМ ПОТОКОВ

В двигателе этой схемы (рис. 13.21), как и у двигателя с раздельными контурами, оптимальным будем считать такое значение $\pi^*_{к\,II}$, при котором удельная тяга

$$P_{уд} = \frac{P}{G_{в\Sigma}} = c_с - V \qquad (13.35)$$

максимальна. Это, как уже отмечалось, одновременно обеспечивает и минимум удельного расхода топлива.

При заданной скорости полета это условие соответствует максимальной скорости истечения газов из сопла

$$c_с = \varphi_с \sqrt{2c_p T^*_{см}\left[1 - \left(\frac{p_H}{p^*_{см}}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}. \qquad (13.36)$$

Как видно, ее величина зависит от температуры смеси газа внутреннего контура и воздуха наружного контура, а также от давления этой смеси. При заданной работе цикла изменение $\pi^*_{к\,II}$ слабо влияет на температуру смеси

$$T^*_{см} = \frac{T^*_т + mT^*_{к\,НД}}{1+m},$$

т.к., например, при увеличении $\pi^*_{кII}$ увеличивается $T^*_{к.НД}$, но одновременно снижается $T_т$*. Поэтому максимальное значение скорости

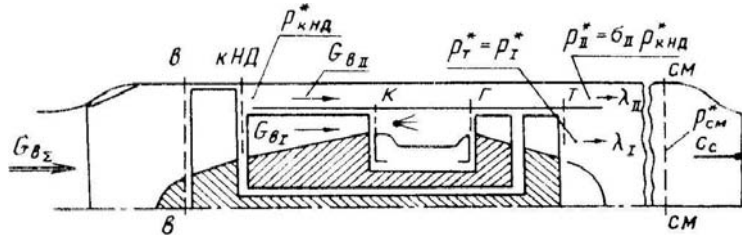


Рис. 13.21. Схема двухконтурного двигателя со смешением потоков

истечения c_c соответствует максимальному значению давления смеси $p^*_{см}$.

В процессе смешения газа внутреннего контура и воздуха наружного контура в камере смешения возникают потери, которые определяются в основном потерями на внутреннее трение и вихреобразование из-за разности скоростей c_I и c_{II} смешивающихся потоков на входе в камеру смешения. Поэтому для снижения потерь при смешении потоков эти скорости должны быть возможно более близкими. Обычно c_I и c_{II} имеют дозвуковые значения. В этом случае, как показывает опыт, статические давления на входе в камеру по внутреннему и наружному контуру практически одинаковы. Но температура воздуха за вентилятором значительно ниже температуры газов за турбиной. Поэтому при равенстве статических давлений полное давление потока воздуха на входе в камеру смешения из наружного контура для обеспечения равенства скоростей ($c_I = c_{II}$) должно быть выше, чем полное давление газа за турбиной, поступающего в камеру смешения из внутреннего контура ($p^*_{II} > p^*_I$). Но это превышение сравнительно невелико – обычно не более 10…15 %. А зависимость удельной тяги ТРДДсм от p^*_{II} / p^*_I в области максимума пологая. Поэтому приближенно можно считать, что оптимальное значение $\pi^*_{к\,II}$ в ТРДДсм соответствует $p^*_{II} \approx p^*_I$. Так как давление p^*_{II} мало отличается от давления за вентилятором $p^*_{к\,нд}$, а давление p^*_I от давления за турбиной $p^*_т$, то отсюда следует, что оптимальная степень повышения давления в вентиляторе ТРДД$_{см}$ $\pi^*_{к\,II\,опт}$ должна соответствовать условию $p^*_{к.НД} \approx p^*_т$.

Как видно из рис. 13.19 это условие достигается при заметно меньшем значении $\pi^*_{кII}$, чем $\pi^*_{к\,II\,опт}$ для двигателя с раздельными контурами. Значения $\pi^*_{к\,II\,опт}$ для ТРДД$_{см}$ показаны на рис. 13.20.

Более низкое значение $\pi^*_{к\,II\,опт}$ в ТРДД$_{см}$ по сравнению с ТРДД является одним из преимуществ этого двигателя, т. к. позволяет заметно снизить его массу.

Глава 14

ЗАВИСИМОСТЬ УДЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГТД ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ ОТ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

14.1. СВЯЗЬ УДЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТРД И ТРДД С ПАРАМЕТРАМИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

Совершенство авиационного двигателя оценивается его удельными параметрами $P_{уд}$, $C_{уд}$ и $\gamma_{дв}$, которые зависят от параметров рабочего процесса: π, Δ, η_c, $\eta_р$ и $\eta_П$. Установим связь удельных параметров двигателя с параметрами его рабочего процесса.

Рассмотрим вначале ТРДД с раздельными контурами при упрощающем предположении, что скорость истечения газа из внутреннего контура равна скорости истечения воздуха из наружного контура, т. е. $c_{cI} = c_{cII} = c_c$ и $\eta_П = 1$. Тогда удельная тяга двигателя при полном расширении газа в соплах $P_{уд} = c_c - V$.

Определив скорость истечения c_c из формулы (13.22) для $L_ц$ и подставив ее значение в выражение для $P_{уд}$, получим

$$P_{уд} = \sqrt{\frac{2L_ц}{1+m} + V^2} - V \,. \qquad (14.1)$$

Выражение для удельной тяги ТРД можно получить из этой формулы, приняв значение $m = 0$.

Ранее была установлена связь между удельным расходом топлива и полным КПД ТРД и ТРДД в следующем виде (см. формулу 13.27):

$$C_{уд} = \frac{3600V}{H_u \eta_П} \,.$$

Таким образом, при заданном значении степени двухконтурности m, скорости и высоты полета термодинамические параметры рабочего процесса π, Δ, η_c, и $\eta_р$ влияют на $P_{уд}$ и $C_{уд}$ через $L_ц$ и $\eta_п$.

Для упрощения анализа в этом параграфе будем считать, что КПД процессов сжатия и расширения постоянны.

14.2. ЗАВИСИМОСТЬ УДЕЛЬНОЙ ТЯГИ И УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ТРД И ТРДД ОТ СТЕПЕНИ ПОВЫШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ В ЦИКЛЕ

Зависимость $P_{уд}$ и $C_{уд}$ от π для одноконтурных двигателей.

Как следует из формулы (14.1), удельная тяга одноконтурных двигателей ($m = 0$) при заданной скорости полета V определяется лишь значением $L_ц$. Поэтому характер ее зависимости от π при заданных Δ, η_c, и η_p определяется только характером зависимости $L_ц$ от π. Как видно из рис. 14.1, $P_{уд}$ достигает максимального значения при $\pi = \pi_{опт}$, при котором $L_ц$ максимальна, и равняется нулю при значениях $\pi = 1$ и $\pi = \pi^2_{опт}$, при которых $L_ц = 0$.

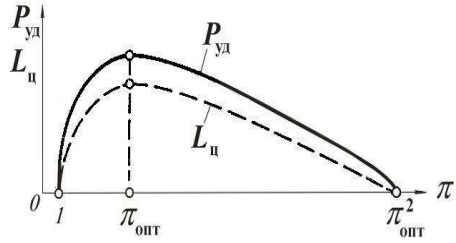


Рис. 14.1. Качественная зависимость $P_{уд}$ от π

На рис. 14.2 представлена качественная зависимость $P_{уд}$ от π при различных значениях Δ. Как видно, увеличение Δ приводит к увеличению $L_ц$, а следовательно, и $P_{уд}$. Таким образом, эффективным средством повышения удельной тяги ТРД является повышение $\Delta = T_г^*/T_H$ за счет увеличения температуры газов перед турбиной $T_г^*$. Кроме того, $P_{уд}$ увеличивается при снижении T_H из-за снижения температуры окружающего воздуха. Заметим, что при увеличении Δ также возрастает и значение $\pi_{опт} = \sqrt{\overline{m}\Delta\eta_c\eta_p}$.

В соответствии с формулой (13.27) при заданной скорости полета $C_{уд}$ зависит только от полного КПД $\eta_п$ и обратно пропорционален ему. Поэтому характер зависимости $C_{уд}$ от π определяется ранее установленной зависимостью от π полного КПД ТРД (рис. 14.3). В соответствии с этой зависимостью, $C_{уд}$ достигает минимального значения при некотором значении π, ко-

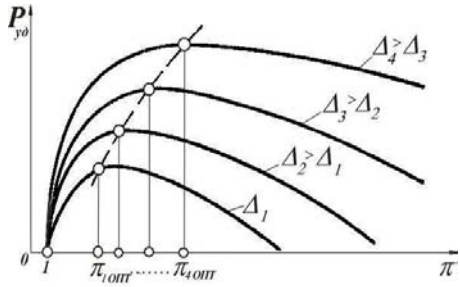


Рис. 14.2. Качественное влияние π и Δ на $P_{уд}$

торое назовем ***экономической степенью повышения давления в цикле*** и обозначим $\pi_{эк}$. При этом значении π полный КПД максимален и возрастает при отклонении π от $\pi_{эк}$. Как видно, значение $\pi_{эк}$ значительно превышает $\pi_{опт}$. Увеличение π сверх оптимального значения позволяет снизить удельный расход топлива ТРД.

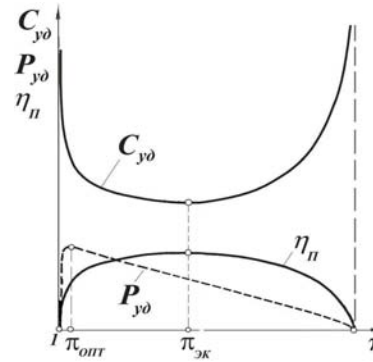


Рис. 14.3.Качественная зависимость $C_{уд}$, $P_{уд}$ и $\eta_п$ от π

Зависимость $P_{уд}$ и $C_{уд}$ от π для двухконтурных двигателей.

Для упрощения анализа указанных зависимостей будем считать, что расширение в соплах ТРДД с раздельными контурами полное, и, как уже ранее принято, скорости истечения газа и воздуха из них одинаковы, т.е. $c_{cI} = c_{cII} = c_c$. При этих условиях удельная тяга ТРДД $P_{уд} = c_c - V$.

Если сравнивать зависимости $P_{уд}$ от π двухконтурных и одноконтурных двигателей с одинаковыми параметрами цикла, то, как видно из рис. 14.4, увеличение m приводит к снижению $P_{уд}$. Это связано с тем, что при одинаковой $L_ц$ у этих двигателей скорость истечения газов в ТРДД, как следует из формулы (13.22) для $L_ц$,

$$c_c = \sqrt{\frac{2L_ц}{1+m} + V^2} \qquad (14.2)$$

ниже, чем в ТРД, т. к. в двухконтурном двигателе та же работа цикла распределяется между двумя контурами. Причем, чем выше степень двухконтурности, тем ниже c_c и $P_{уд}$. Но оптимальная степень повышения давления $\pi_{опт}$ остается неизменной, т. к. при принятом условии $c_{c1} = c_{c2}$ она не зависит от m.

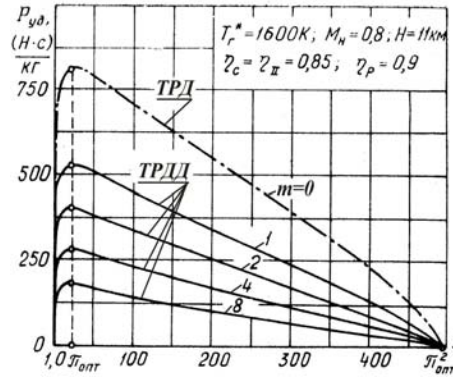


Рис. 14.4. Влияние m на зависимость $P_{уд}$ от π

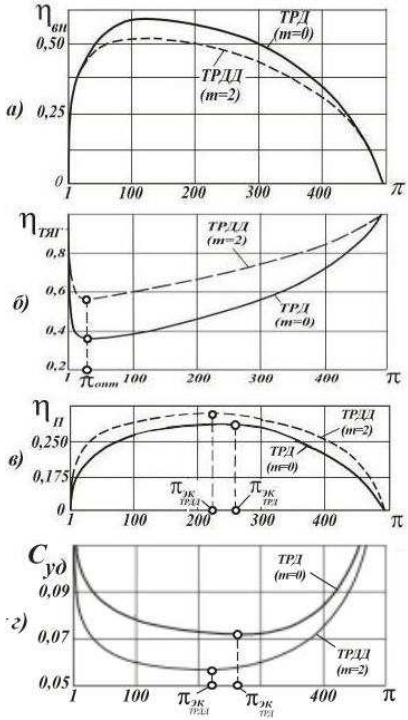


Рис. 14.5. Зависимость КПД и $C_{уд}$ от π

Как уже отмечалось выше, удельный расход топлива определяется формулой (13.27) и при заданной скорости полета однозначно зависит только от полного КПД $\eta_п = \eta_{вн}\eta_{тяг}$. Поэтому для установления зависимости $C_{уд}$ от π у двухконтурных двигателей установим зависимость от π полного КПД этого двигателя.

В главе 13 было показано, что при одинаковой $L_ц$ внутренний КПД ТРДД несколько ниже, чем ТРД из-за наличия гидравлических потерь в наружном контуре (рис. 14.5, *а*).

Тяговый КПД ТРДД (см. формулу (13.25) и рис.14.5, *б*) выше тягового КПД ТРД, т. к. при одинаковой работе цикла скорость истечения из контуров ТРДД ниже, чем у ТРД. Поэтому потери кинетической энергии с выходной струей у ТРДД ниже. В результате полный КПД двухконтурного двигателя выше, чем одноконтурного двигателя (рис. 14.5, *в*), а удельный расход топлива ниже (рис. 14.5, *г*). Как видно из рис. 14.5, *г*, экономическая степень повышения давления в цикле ТРДД ниже, чем у ТРД.

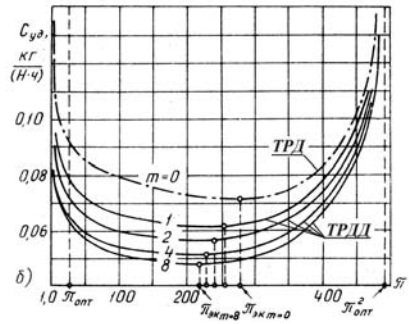


Рис. 14.6. Влияние m на зависимость $C_{уд}$ от π

На рис. 14.6 показано влияние степени двухконтурности на удельный расход топлива ТРДД. Видно, что чем выше степень двухконтурности, тем ниже $C_{уд}$, что при неизменном внутреннем КПД объясняется повышением

тягового КПД из-за снижения потерь с выходной скоростью в результате уменьшения скорости истечения c_c.

14.3. ЗАВИСИМОСТЬ УДЕЛЬНОЙ ТЯГИ И УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ТРД И ТРДД ОТ СТЕПЕНИ ПОДОГРЕВА РАБОЧЕГО ТЕЛА В ЦИКЛЕ

Зависимость $P_{уд}$ и $C_{уд}$ от Δ для одноконтурных двигателей.

При рассмотрении этих зависимостей будем считать заданными и постоянными скорость полета V, степень повышения давления в цикле π, а также, как уже отмечалось выше, КПД процессов сжатия η_c и расширения η_p.

Заметим, что степень подогрева воздуха в цикле $\Delta = T_г^*/T_н$ может изменяться как за счет температуры газов перед турбиной, так и за счет изменения температуры окружающего воздуха из-за изменения атмосферных условий и высоты полета.

При $\Delta = \Delta_{min}$ работа цикла равна нулю (рис. 14.7, *а*), т. к. в реальном цикле вся теплота, подведенная к воздуху в камере сгорания, затрачивается на преодоление гидравлического сопротивления движению воздуха и газа по тракту двигателя. Дальнейшее увеличение Δ, как следует из формулы (13.8), приводит к линейному увеличению $L_ц$. Поэтому в соответствии с формулой (14.1) увеличивается и удельная тяга, но нелинейно. Такой характер изменения $P_{уд}$ можно объяснить следующим образом. Как следует из выражения для тягового КПД, $P_{уд} = \eta_{тяг} L_ц / V$. Так как при увеличении Δ работа цикла,

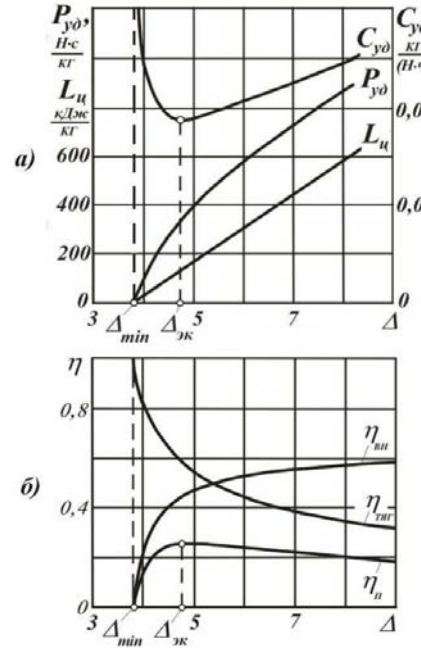


Рис. 14.7. Зависимость $P_{уд}$, $C_{уд}$ и КПД ТРД от Δ

а значит, и скорость истечения газов $c_c = \sqrt{2L_ц + V^2}$ возрастают, то тяговый КПД снижается (см. формулу (13.25) и рис. 14.7, *б*). Это и является причиной замедления роста $P_{уд}$ по сравнению с $L_ц$ при увеличении Δ.

Зависимость $C_{уд}$ от Δ при заданной скорости полета, как следует из формулы 13.27, однозначно определяется зависимостью от Δ полного КПД ТРД $\eta_п = \eta_{вн}\eta_{тяг}$. Ранее было установлено, что при увеличении Δ внутренний КПД возрастает (см. рис. 13.14). Но это ведет, как уже отмечалось, к росту $P_{уд}$, а значит – к росту c_c и падению $\eta_п$. Поэтому полный КПД имеет максимум при некотором значении Δ, которое назовем ***экономической степенью подогрева*** и обозначим $\Delta_{эк}$ (рис. 14.7, *б*). При этом значении Δ удельный расход топлива соответственно минимален и возрастает при отклонении от $\Delta = \Delta_{эк}$ (рис. 4.7, *а*).

Зависимость $P_{уд}$ и $C_{уд}$ от Δ для двухконтурных двигателей.

Для упрощения анализа указанных зависимостей будем считать, что расширение в соплах ТРДД с раздельными контурами полное, а скорости истечения газа и воздуха из этих контуров одинаковы, т. е. $c_{cI} = c_{cII} = c_c$. При этих условиях формулы для удельной тяги и тягового КПД имеют такой же вид, как и для ТРД.

Зависимость $P_{уд}$ от Δ для двухконтурных двигателей (рис. 14.8) качественно такая же, как и аналогичная зависимость для одноконтурного двигателя (см. рис. 14.7, *а*). Нелинейность ее протекания при увеличении Δ так же, как и у ТРД, объясняется снижением тягового КПД из-за увеличения скорости истечения c_c. Это следует из выражения для $P_{уд} = \dfrac{\eta_{тяг} L_ц}{(1+m)\,V}$, полученного из формулы для $\eta_{тяг}$. Но численное значение $P_{уд}$ ТРДД при различных Δ и том же

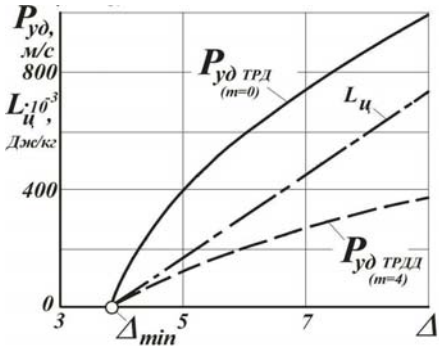


Рис. 14.8. Зависимость $P_{уд}$ и $L_ц$ от Δ ($\pi = 30$; $M_н = 0{,}8$; $H = 11$км; $\eta_c = 0{,}85$; $\eta_p = 0{,}9$)

значении $L_ц$, что и у ТРД, ниже из-за более низкого значения скорости истечения $c_с$. Этот же результат следует и из формулы 14.1, в которой наличие m при применении ее к ТРДД приводит к более низким значениям $P_{уд}$ по сравнению с ТРД, для которого $m = 0$.

Для анализа зависимости $C_{уд}$ от Δ у двухконтурных двигателей вновь воспользуемся формулой (13.27). Согласно этой формуле, $C_{уд}$ при заданной скорости полета определяется только зависимостью от Δ полного КПД $\eta_п = \eta_{вн}\eta_{тяг}$, которая приведена на рис. 14.9, *в* в сравнении с аналогичной зависимостью для ТРД. Как уже отмечалось, при одинаковой $L_ц$ внутренний КПД ТРДД несколько ниже внутреннего КПД ТРД из-за гидравлических потерь в наружном контуре (рис. 14.9, *а*).

Тяговый КПД ТРДД значительно выше, чем у ТРД из-за меньшей скорости истечения $c_с$ (см. рис. 14.9, *б*). В итоге полный КПД ТРДД получается выше, а его максимум сдвинут правее по сравнению с максимумом $\eta_п$ ТРД. Поэтому $C_{уд}$, который обратно пропорционален $\eta_п$, ниже у ТРДД, а $\Delta_{эк\ ТРДД}$ выше, чем $\Delta_{эк\ ТРД}$ (рис. 14.9, *г*).

У современных ГТД прямой реакции значение Δ назначают более высоким, чем $\Delta_{эк}$ (соответственно $T^*_{г} > T^*_{г\ эк}$), из-за стремления получить более высокое значение $P_{уд}$, а значит, меньшую

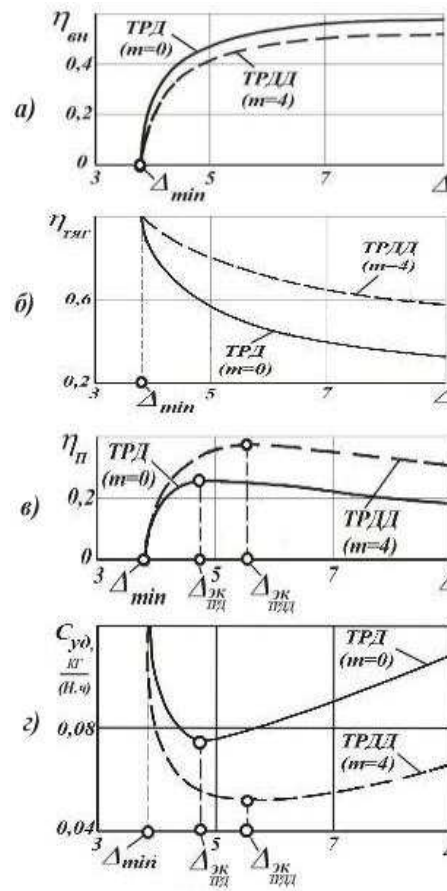


Рис. 14.9. Зависимость КПД и $C_{уд}$ от Δ (π=30; M_H = 0,8; H=11км; $\eta_с = \eta_П$ = 0,85; $\eta_р$ = 0,9)

массу и габариты двигателя, даже ценой небольшого проигрыша в $C_{уд}$. Тем более, что у ТРДД, имеющих меньшие значения $P_{уд}$, чем у ТРД, при $\Delta > \Delta_{эк}$ $C_{уд}$ возрастает довольно медленно (см. рис. 14.9, *г*).

14.4. ФОРСИРОВАНИЕ ГТД ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ

Целью форсирования является кратковременное, а иногда и длительное увеличение тяги двигателя по сравнению с тягой на максимальном режиме. При полном расширении газа в двигателе увеличение его тяги $P = G_{в}(c_{с} - V)$ возможно как за счет увеличения расхода воздуха, так и скорости истечения газов из сопла.

Иногда форсирование ГТД прямой реакции осуществляется путем увеличения температуры газов перед турбиной и частоты вращения его роторов выше их значений на максимальном режиме. Это приводит к увеличению расхода воздуха через двигатель из-за увеличения частоты вращения его роторов и к увеличению скорости истечения газов из сопла из-за роста температуры перед и за турбиной, а значит, и перед соплом. Этот режим работы двигателя называют *чрезвычайным*. Однако возможности такого форсирования ограничены величиной допустимых механических и тепловых нагрузок, действующих на элементы двигателя.

Форсирование двигателя также возможно за счет впрыска воды (или вводно-спиртовой смеси для улучшения испарения) на вход в компрессор. При этом за счет испарения воды по его тракту температура воздуха падает. Поэтому при той же величине работы, подводимой к воздуху в компрессоре от турбины, давление за компрессором возрастает. Это приводит к росту давления по всему тракту двигателя, а значит, и перед соплом, что увеличивает скорость истечения газов из сопла. Кроме того, увеличивается расход рабочего тела через двигатель не только за счет впрыска воды, но и за счет повышения расхода воздуха через двигатель из-за повышения пропускной способности турбины вследствие увеличения давления перед ней. Таким образом, увеличение скорости истечения газов приводит к увеличению тяги двигателя.

Однако чаще всего форсирование ГТД прямой реакции осуществляется путем увеличения скорости истечения газов из сопла двигателя за счет повышения их температуры перед соплом. Это достигается сжиганием топлива в форсажной камере сгорания, установленной за турби-

ной одноконтурного или двухконтурного ТРД со смешением потоков.

Рассмотрим термодинамический цикл одноконтурного двигателя с форсажом (рис. 14.10). В ТРДФ после расширения газов в турбине в процессе $Г\text{-}T_{\text{ТРД}}$ осуществляется подвод теплоты $Q_{\text{ф}}$ к газу в форсажной камере сгорания в процессе $T_{\text{ТРД}} - \Phi_{\text{ТРДФ}}$ при практически постоянном давлении. Затем в сопле в процессе $\Phi_{\text{ТРДФ}} - C_{\text{ТРДФ}}$ газ расширяется до атмосферного давления p_H.

В ТРДДФ, как уже отмечалось выше, расширение газа в турбине в процессе $Г\text{-}T_{\text{ТРДД}}$ происходит до более низкого давления $p'_{\text{т}} < p_{\text{т}}$, чем в ТРДФ, после чего также осуществляется подвод теплоты $Q_{\text{ф}}$ к газу в форсажной камере сгорания в процессе $T_{\text{ТРДД}} - \Phi_{\text{ТРДДФ}}$ и последующее его расширение в процессе $\Phi_{\text{ТРДДФ}} - C_{\text{ТРДДФ}}$.

Повышение температуры газа перед соплом рассмотренных двигателей приводит к увеличению скорости его истечения из сопла и тяги двигателя.

Как будет показано ниже, при включении форсажа давление газа за турбиной должно оставаться неизменным и равным давлению за турбиной на максимальном режиме работы двигателя. Это необходимо для защиты элементов турбины от перегрева и сохранения газодинамической устойчивости турбокомпрессора.

Если предположить, что при включении форсажа площадь критического сечения сопла останется неизменной, то полное давление газа за турбиной возрастет вследствие ее теплового дросселирования из-за повышения удельного объема газа перед соплом, вызванного повышением его температуры. Поэтому для исключения роста полного давления за турбиной производится увеличение площади критического сечения сопла. Это обеспечивает проход через сопло газа с большим удельным объемом, при том же давлении, что и до включения форсажа.

Требуемую степень увеличения площади критического сечения сопла при включении форсажа определим из уравнения баланса расхода газа через сопло до включения форсажа и расхода газа через него с учетом подачи форсажного топлива после его включения. Учитывая, что давление

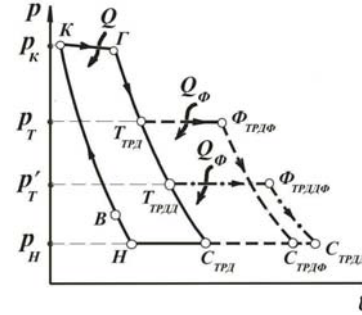


Рис. 14.10. Термодинамический цикл ТРДФ и ТРДДФсм

за турбинной должно остаться неизменным, это уравнение будет иметь следующий вид:

$$m_{\text{г}} \frac{\sigma_{\text{кр}} p_{\text{т}}^*}{\sqrt{T_{\text{т}}^*}} F_{\text{кр}} q(\lambda_{\text{кр}}) = m_{\text{г.ф}} \frac{\sigma_{\text{ф.к}} \sigma_{\text{кр.ф}} p_{\text{т}}^*}{(1+g_{\text{т.ф}})\sqrt{T_{\text{ф}}^*}} F_{\text{кр.ф}} q(\lambda_{\text{кр.ф}}).$$

При сверхкритических перепадах в сопле до и после включения форсажа, т. е. при $q(\lambda_{\text{кр}}) = q(\lambda_{\text{кр.ф}}) = 1$, пренебрегая различием $\sigma_{\text{кр}}$ и $\sigma_{\text{кр.ф}}$, получим

$$\bar{F}_{\text{кр.ф}} = F_{\text{кр.ф}} / F_{\text{кр}} = \text{const}\sqrt{T_{\text{ф}}^* / T_{\text{т}}^*}. \qquad (14.3)$$

Таким образом, для сохранения неизменного полного давления за турбиной при включении форсажа площадь критического сечения сопла необходимо увеличивать пропорционально корню квадратному из степени подогрева газа в форсажной камере.

Следует отметить, что теплота $Q_{\text{ф}}$, подводимая к газу в форсажной камере сгорания, используется менее эффективно, чем теплота Q, подводимая к воздуху в основной камере. Это объясняется тем, что подвод теплоты $Q_{\text{ф}}$ к газу в форсажной камере сгорания осуществляется при более низком давлении $p_{\text{т}}$, чем давление $p_{\text{к}}$ в основной камере сгорания (см. рис. 14.10). Поэтому последующая степень его расширения, а значит, и эффективность преобразования теплоты в работу цикла ниже, чем после подвода теплоты к воздуху в основной камере сгорания.

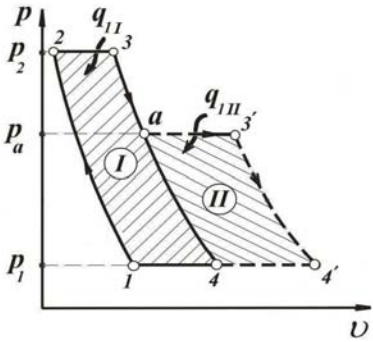


Рис. 14.11. Идеальный цикл со ступенчатым подводом теплоты

Подвод теплоты к газу в форсажной камере сгорания снижает термический КПД идеального цикла. Покажем это на примере идеального цикла со ступенчатым подводом теплоты (рис. 14.11). Для этого условно разделим этот цикл на два: цикл *1-2-3-4* (обозначим его номером I) и цикл *4-a-3'-4'* (обозначим его номером II). Запишем выражения для термических КПД этих циклов:

$$\eta_{t\,\mathrm{I}} = \frac{l_{\mathrm{Ц\,I}}}{q_{1\,\mathrm{I}}} = 1 - \frac{1}{\pi_{\mathrm{I}}^{\frac{k-1}{k}}}; \qquad \eta_{t\,\mathrm{II}} = \frac{l_{\mathrm{Ц\,II}}}{q_{1\,\mathrm{II}}} = 1 - \frac{1}{\pi_{\mathrm{II}}^{\frac{k-1}{k}}},$$

где $\pi_{\mathrm{I}} = p_2/p_1$ и $\pi_{\mathrm{II}} = p_a/p_4 = p_a/p_1$ – степени повышения давления в рассматриваемых циклах. Запишем также выражение для термического КПД всего цикла со ступенчатым подводом теплоты

$$\eta_{t\,\Sigma} = \frac{l_{\mathrm{Ц\,I}} + l_{\mathrm{Ц\,II}}}{q_{1\,\mathrm{I}} + q_{1\,\mathrm{II}}} = \eta_{t\,\mathrm{I}} \frac{q_{1\,\mathrm{I}} + q_{1\,\mathrm{II}}\,\eta_{t\,\mathrm{II}} / \eta_{t\,\mathrm{I}}}{q_{1\,\mathrm{I}} + q_{1\,\mathrm{II}}}.$$

Так как $\pi_{\mathrm{II}} < \pi_{\mathrm{I}}$, то и $\eta_{t\,\mathrm{II}} < \eta_{t\,\mathrm{I}}$. Отсюда следует, что термический КПД идеального цикла со ступенчатым подводом теплоты $\eta_{t\,\Sigma}$ меньше термического КПД $\eta_{t\,\mathrm{I}}$ исходного цикла.

Аналогичный вывод можно сделать и в отношении внутренних КПД реальных циклов ТРД и ТРДФ, т. е. $\eta_{\text{вн ТРДФ}} < \eta_{\text{вн ТРД}}$. Так как внутренний КПД реального цикла характеризует эффективность преобразования теплоты в работу цикла, то отсюда следует, что эффективность ее использования в ТРДФ ниже, чем в ТРД.

Заметим, что, как уже отмечалось, при одинаковых параметрах цикла давление за турбиной двухконтурного двигателя ниже, чем в одноконтурном двигателе. Поэтому удельный расход топлива ТРДДФ выше, чем у ТРДФ. Причем, как будет показано ниже, чем выше степень двухконтурности, тем ниже указанное давление и выше $C_{\text{уд ф}}$.

14.5. ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА НА УДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ТРДФ И ТРДДФсм

14.5.1. Зависимость $P_{\text{уд.ф}}$ и $C_{\text{уд.ф}}$ от параметров рабочего процесса ТРДФ

К параметрам термодинамического цикла ТРДФ, кроме π и Δ, относится также общая степень подогрева рабочего тела $\Delta_{\text{ф}} = T_{\text{ф}}^*/T_{\text{н}}$ в двигателе. В дальнейшем анализе будем считать, что скорость и высота полета заданы. Тогда указанные параметры цикла однозначно определяются такими параметрами рабочего процесса двигателя, как $\pi^*_{\text{к}}$, $T_{\text{г}}^*$ и $T_{\text{ф}}^*$.

Зависимость $P_{уд.ф}$ от π. У ТРДФ на форсажном режиме при заданной скорости полета максимальное значение $P_{\text{уд.ф}} = c_{\text{с.ф}} - V$ соответствует максимальной скорости истечения газа из сопла

$$c_{\text{с.ф}} = \varphi_{\text{с.ф}} \sqrt{2c_p T_{\text{ф}}^* \left[1 - \left(p_H / p_{\text{т.ф}}^* \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \,. \qquad (14.4)$$

Как видно из формулы (14.4), характер зависимости $c_{\text{с.ф}}$ от π при заданном значении $T_{\text{ф}}^*$ определяется зависимостью от π давления $p_{\text{т.ф}}^*$ за турбиной на форсажном режиме. Выше отмечалось, что это давление при включении форсажа должно оставаться таким же, как и на максимальном режиме работы двигателя, т. е. $p_{\text{т.ф}}^* = p_{\text{т}}^*$. Характер зависимости $p_{\text{т}}^*$ от π на максимальном режиме можно установить, используя выражение для скорости истечения газов из сопла на этом режиме

$$c_{\text{с}} = \varphi_{\text{с}} \sqrt{2c_p T_{\text{т}}^* \left[1 - \left(p_H / p_{\text{т}}^* \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \,. \qquad (14.5)$$

Эту же скорость для ТРДФ на бесфорсажном режиме можно определить из выражения (13.20) для работы цикла, согласно которому

$$c_{\text{с}} = \sqrt{2L_{\text{ц}} + V^2} \,. \qquad (14.6)$$

Таким образом, при заданной скорости полета характер изменения $c_{\text{с}}$ при изменении π будет качественно таким же, как и $L_{\text{ц}}$ (рис. 14.12, *б*).

При постоянной скорости полета увеличение $\pi = \pi_{\text{вх}} \pi^*_{\text{к}}$ может происходить только за счет увеличения $\pi^*_{\text{к}}$. Но при увеличении $\pi^*_{\text{к}}$ работа турбины

$$L_{\text{т}} = L_{\text{к}} = c_p T_H^* \left(\pi_{\text{к}}^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \Big/ \eta_{\text{к}}^* ,$$

необходимая для привода во вращение ротора компрессора с заданной частотой, должна увеличиваться.

Установим вначале характер зависимости температуры газов за

турбиной $T_т$* от π. Так как в данном анализе степень подогрева воздуха в цикле $\Delta = T_г^*/T_H$ и высота полета являются постоянными, то $T_г^* = \text{const}$. Тогда из уравнения сохранения энергии, записанного для турбины в виде $L_т = c_{p\,г}(T_г^* - T_т^*)$, следует, что при данных условиях рост $L_т$ возможен лишь за счет падения $T_т$* (рис. 14.12, *б*).

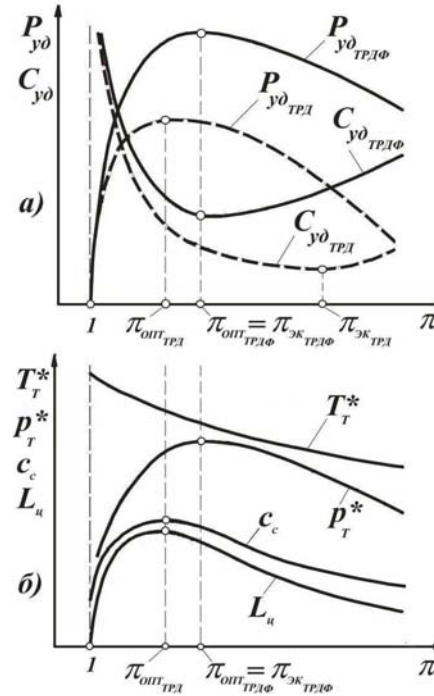


Рис. 14.12. Зависимость удельных параметров ТРД и ТРДФ от π

Анализируя характер зависимостей $c_с$ и $T_т$* от π, можно с помощью формулы (14.5) установить характер зависимости $p_т$* от π. Как видно из рис.14.12, *б*, при увеличении π температура $T_т$* снижается, поэтому максимум $p_т^* = p_{т.ф}^*$ сдвинут вправо относительно максимума $c_с$.

В соответствии с формулой (14.4) максимальное значение $c_{с.ф}$ и соответственно $P_{уд.ф}$ достигаются при максимальном значении $p_{т.ф}^*$, т. е. при значении $\pi = \pi_{опт\ ТРДФ}$ (рис. 14.12, *а*). Как видно, $\pi_{опт\ ТРДФ} > \pi_{опт\ ТРД}$.

Зависимость $C_{уд\ ф}$ от π. При постоянной температуре газов в форсажной камере сгорания $T_ф$*, а также неизменной высоте и скорости полета, суммарное количество теплоты

$$Q_\Sigma = c_{п\Sigma}\left(T_ф^* - T_H^*\right), \qquad (14.7)$$

подводимой к воздуху в основной и к газу в форсажной камерах сгорания, не зависит от π. Поэтому удельный расход топлива на форсаже

$$C_{\text{уд.ф}} = \frac{3600 Q_{\Sigma}}{\eta_{\text{г}\Sigma} P_{\text{уд.ф}} H_u} \qquad (14.8)$$

зависит только от $P_{\text{уд.ф}}$ и минимален при максимальном значении $P_{\text{уд.ф}}$. Таким образом, $\pi_{\text{опт.ТРДФ}}$ и $\pi_{\text{эк.ТРДФ}}$ совпадают (рис. 14.12, *а*).

Независимость Q_{Σ} от π объясняется тем, что с увеличением $\pi^*_{\text{к}}$ при постоянных $T_{\text{г}}^*$ и $T_{\text{ф}}^*$ количество теплоты $Q = c_{\text{п}}\left(T_{\text{г}}^* - T_{\text{к}}^*\right)$, подводимой к воздуху в основной камере сгорания, уменьшается за счет увеличения $T_{\text{к}}^*$, а количество теплоты $Q_{\text{ф}} = c_{\text{п.ф}}\left(T_{\text{ф}}^* - T_{\text{т}}^*\right)$, подводимой к газу в форсажной камере сгорания, увеличивается за счет уменьшения $T_{\text{т}}^*$. В итоге суммарное количество теплоты $Q_{\Sigma} = Q + Q_{\text{ф}}$ не зависит от $\pi^*_{\text{к}}$ (рис. 14.13).

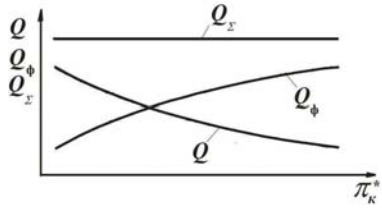


Рис. 14.13. Качественная зависимость Q, $Q_{\text{ф}}$ и Q_{Σ} от $\pi^*_{\text{к}}$

Зависимость $P_{\text{уд.ф}}$ и $C_{\text{уд.ф}}$ от Δ и $\Delta_{\text{ф}}$. При заданной скорости и высоте полета увеличение Δ происходит за счет увеличения $T_{\text{г}}^*$. Рост Δ приводит к увеличению $P_{\text{уд.ф}}$ и снижению $C_{\text{уд.ф}}$ (рис. 14.14) по следующим причинам.

Во-первых, при $T_{\text{ф}}^* = \text{const}$ увеличение Δ приводит к увеличению относительной доли теплоты, сообщаемой воздуху в основной камере сгорания, где она используется эффективнее, чем в форсажной камере, из-за более высокого давления в основной камере сгорания. При этом уменьшается доля теплоты, сообщаемой газу в форсажной камере, в которой оно используется менее эффективно. Поэтому внутренний КПД цикла возрастает, что и приводит к возрастанию $P_{\text{уд.ф}}$ и снижению $C_{\text{уд.ф}}$.

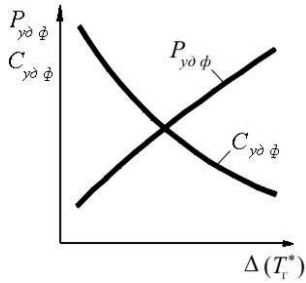


Рис. 14.14. Влияние Δ на $P_{\text{уд ф}}$ и $C_{\text{уд ф}}$

Во-вторых, рост температуры в основной камере сгорания приводит к сни-

жению $\pi_т^*$, а значит и к повышению давления и температуры газов за турбиной. Это улучшает процесс горения топлива в форсажной камере и увеличивает последующую степень расширения газов в сопле, что также приводит к росту $P_{уд.ф}$ и снижению $C_{уд.ф}$.

Увеличение $\Delta_ф$ за счет увеличения $T_ф^*$ увеличивает работу цикла, поэтому $P_{уд.ф}$ возрастает. Но одновременно увеличивается относительная доля теплоты, подводимая к газу в форсажной камере сгорания, где оно используется менее эффективно, чем в основной камере сгорания, поэтому $C_{уд.ф}$ также увеличивается.

14.5.2. Зависимость $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ ТРДДФ со смешением потоков от параметров рабочего процесса

Зависимость $P_{уд\ ф}$ и $C_{уд\ ф}$ ТРДДФсм от π при заданной скорости полета равносильна их зависимости от $\pi^*_к$, при неизменном значении $T_г^*$, $T_ф^*$ и m и имеет качественно такой же характер, как и для ТРДФ (рис. 14.15). Для ТРДДФ значения $\pi^*_{к\ опт}$ и $\pi^*_{к\ эк}$, так же как и у ТРДФ, совпадают, что, как уже отмечалось выше, связано с независимостью величины $Q_\Sigma = c_{p\Sigma}(T_ф^* - T_H^*)$ от $\pi_к^*$.

Эффективность использования теплоты $Q_ф$, подводимой к газу в форсажной камере сгорания, зависит от схемы двигателя, определяющей уровень давления в этой камере.

Давление за турбиной ТРДД $p'_т$ ниже, чем давление $p_т$ за турбиной ТРД (см. рис.14.10). Соответственно и давление в форсажной камере ТРДДФ $p_{см}^*$ ниже, чем за турбиной ТРД. Поэтому после подвода теплоты $Q_ф$ последующая степень расширения газа в сопле ТРДДФ ниже, чем у ТРДФ. Поэтому эффективность использования тепло-

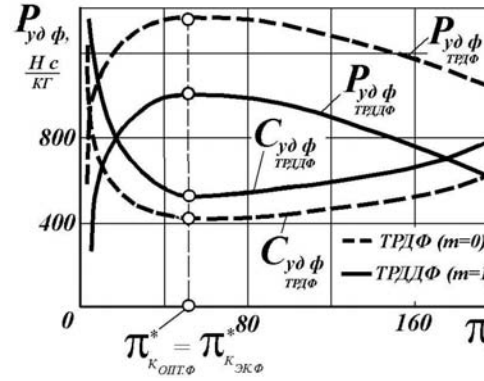


Рис. 14.15. Зависимость $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ от $\pi^*_к$ для ТРДФ (m = 0) и ТРДДФ$_{см}$ (m = 1,0)

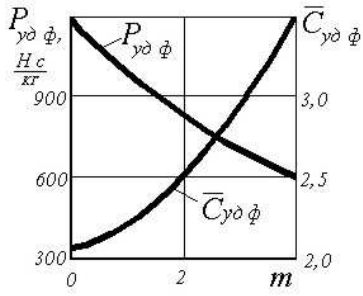


Рис. 14.16. Влияние степени двухконтурности на $P_{уд\,ф}$ и $C_{уд\,ф}$

ты в форсажной камере ТРДДФ хуже и соответственно $C_{уд.ф}$ выше, а $P_{уд.ф}$ ниже, чем у ТРДФ.

При заданных параметрах цикла давление за турбиной ТРДДФ, а значит, и давление смеси $p_{см}$* в форсажной камере сгорания зависят от степени двухконтурности двигателя. Чем она выше, тем ниже это давление и тем ниже эффективность использования теплоты в форсажной камере, т. е. ниже $P_{уд.ф}$ и выше $C_{уд.ф}$ (рис. 14.16). Поэтому в двигателях с $m = 4…6$ и в двигателях непрямой реакции, в которых давление за турбиной мало, их форсирование сжиганием топлива за турбиной не применяется. Но в ТРДД для истребителей, имеющих небольшое значение $m = 0{,}4…0{,}6$, и в ТРДД для бомбардировщиков с $m = 1{,}3…1{,}7$ такой способ форсирования используется.

Зависимость $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ ТРДДФсм от Δ при заданной T_H равносильна зависимости этих параметров от $T^*_г$. Если значения $\pi_к$*, $T_ф$* и m заданы и неизменны, то зависимости $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ ТРДДФ от Δ имеют качественно такой же характер, как и в ТРДФ (рис. 14.14).

Кроме того, у ТРДДФ при увеличении $T^*_г$ увеличивается и $\pi_{кII}$*, необходимое для соблюдения условия оптимального распределения работы цикла между контурами, в соответствии с которым $p_т^* \approx p_{II}^*$. В результате давление $p_{см}$* возрастает, что также приводит к улучшению использования теплоты в форсажной камере сгорания, а значит, к увеличению $P_{уд.ф}$ и снижению $C_{уд.ф}$.

14.6. ЗАВИСИМОСТЬ СТЕПЕНИ ФОРСИРОВАНИЯ ОТ СТЕПЕНИ ПОДОГРЕВА ГАЗА В ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ И СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Степенью форсирования называется отношение тяги двигателя на форсированном режиме его работы к тяге на максимальном режиме, т. е.

$$\overline{P}_ф = \frac{P_ф}{P} = \frac{G_{вф} P_{удф}}{G_в P_{уд}}, \qquad (14.9)$$

где P и $P_ф$ – тяга двигателя на максимальном и форсажном режиме работы соответственно, а $G_в$ и $G_{в\,ф}$ – расход воздуха на этих режимах.

Так как форсаж включается на максимальном режиме работы двигателя при сохранении неизменным режима работы турбокомпрессора, то расход воздуха через двигатель остается неизменным, т. е. $G_в = G_{в\,ф}$. Тогда

$$\overline{P}_ф = \frac{P_{уд\,ф}}{P_{уд}} = \frac{c_{с\,ф} - V}{c_с - V} \ . \qquad (14.10)$$

Таким образом, при заданной скорости полета степень форсирования определяется отношением скорости истечения газа из сопла на форсажном режиме работы двигателя к скорости истечения газа на максимальном режиме (см. формулы (14.4) и (14.5) соответственно).

Примечание. При рассмотрении ТРДДФ$_{см}$ в формуле 14.4 вместо давления за турбиной $p^*_т$ *следует рассматривать давление после камеры смешения* $p^*_{см}$.

Так как давление за турбиной при включении форсажа должно оставаться неизменным и равным давлению за турбиной на максимальном режиме, т. е. $p^*_{т.ф} = p^*_т$, то, пренебрегая различием физических свойств газа на максимальном и форсажнои режимах, получим

$$c_{с.ф} / c_с = \sqrt{T^*_ф / T^*_т} \ . \qquad (14.11)$$

Определив $c_с$ из выражения для удельной тяги как $c_с = P_{уд} + V$, а $c_{с.ф}$ из формулы (14.11) и подставив полученные значения в (14.10), получим

$$\overline{P}_{уд\,ф} = \frac{P_{уд\,ф}}{P_{уд}} = \sqrt{\frac{T^*_ф}{T^*_т}} + \frac{V}{P_{уд}} \left(\sqrt{\frac{T^*_ф}{T^*_т}} - 1 \right). \qquad (14.12)$$

Таким образом, степень форсирования возрастает при увеличении степени подогрева газа в форсажной камере сгорания $T_ф^*/T_т^*$ и скорости полета V. Физически рост $\overline{P}_{уд.ф}$ при увеличении $T_ф^*/T_т^*$ объясняется тем, что при этом увеличивается $L_ц$, а значит, увеличиваются $c_{с.ф}$ и $P_{уд.ф}$ (рис. 14.18). При увеличении V растет давление $p_т^*$ за турбиной.

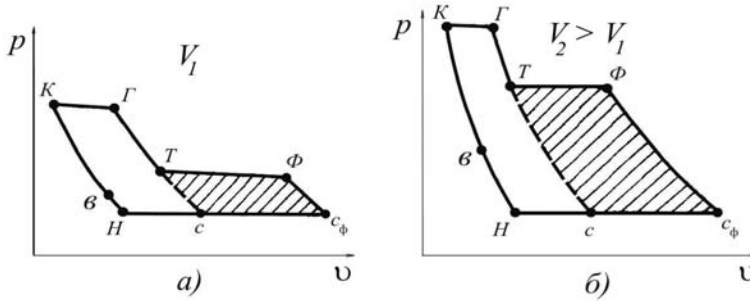


Рис. 14.17. Влияние скорости полета на термодинамический цикл ТРДФ

Это также приводит к увеличению работы цикла (см. рис.14.17) и, следовательно, – к росту $P_{\text{уд.ф}}$ и снижению $c_{\text{с.ф}}$ (рис. 14.18, *а*).

Характер зависимости удельного расхода топлива на форсаже от степени подогрева газа в форсажной камере и скорости полета объясняется следующим образом. При увеличении $T_{\text{ф}}^*/T_{\text{т}}^*$ увеличивается доля теплоты $Q_{\text{ф}} = c_{\text{п}}(T_{\text{ф}}^* - T_{\text{т}}^*)$, сообщаемой газу в форсажной камере, в которой эффективность ее использования ниже, чем в основной камере сгорания. Поэтому относительный удельный расход топлива $\overline{C}_{\text{уд.ф}} = C_{\text{уд.ф}} / C_{\text{уд}}$ возрастает (рис. 14.18, *б*).

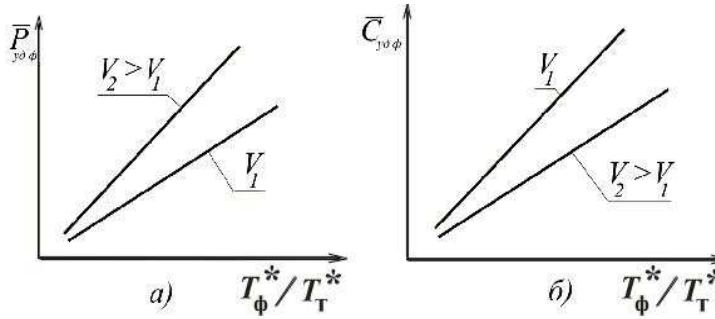


Рис. 14.18. Влияние скорости полета на $P_{\text{уд.ф}}$ и $C_{\text{уд.ф}}$

При увеличении скорости полета $\overline{C}_{\text{уд.ф}}$ снижается из-за роста полного давления перед двигателем и по всему его тракту, в том числе и в форсажной камере сгорания. Это приводит к более эффективному использованию теплоты в форсажной камере и соответственно к снижению $\overline{C}_{\text{уд.ф}}$.

Глава 15

СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ И ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРД И ТРДФ

В предыдущих главах были рассмотрены характеристики отдельных элементов ГТД в условиях их изолированной работы. В системе двигателя эти элементы работают совместно и имеют между собой газодинамические связи. Кроме того, каскады компрессоров и турбин соединены валами и имеют жесткую механическую связь. По этой причине изменение режима работы какого-либо одного элемента двигателя вызывает изменение режимов и параметров остальных элементов. На совместную работу элементов влияет множество факторов и в первую очередь условия полета, режим работы двигателя и программа его управления.

Задача управления двигателем состоит в том, чтобы на различных режимах полета ЛА поддерживать такие параметры рабочего процесса двигателя, которые обеспечивали бы наиболее благоприятные его летные характеристики. К примеру, должны обеспечиваться наибольшая тяга при взлете и на режимах разгона-набора высоты самолета, наилучшая экономичность на крейсерских режимах полета, хорошая приемистость на режимах маневрирования и т.п. При этом должна быть гарантирована надежность работы двигателя в течение его ресурса, для чего должны быть соблюдены ограничения по прочности его элементов и по устойчивости рабочего процесса.

Исходя из условий совместной работы элементов двигателя составляется система уравнений, позволяющая при наличии характеристик всех элементов и заданной программе управления определять рабочие линии на характеристиках элементов и находить параметры двигателя в любых условиях полета. Такая система уравнений совместно с характеристиками элементов является ***математической моделью (ММ) рабочего процесса двигателя***. С ее помощью можно вос-

производить расчетным путем различные возможные режимы работы двигателя и определять все его параметры и характеристики. Можно также осуществлять оптимизацию параметров и программ управления двигателя с учетом эксплуатационных ограничений с целью определения наивыгоднейших режимов работы двигателя для конкретного ЛА в любых заданных условиях полета.

15.1. ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ И ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ МОДУЛИ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Авиационные силовые установки состоят из функциональных элементов и функциональных модулей.

Функциональными элементами являются изученные ранее основные элементы двигателя и СУ такие, как каскады компрессоров и турбин, камеры сгорания, камеры смешения, воздухозаборники и реактивные сопла. Каждый из этих элементов должен обладать высокой эффективностью, достаточным уровнем надежности, иметь приемлемые массовые и габаритные характеристики, отвечать требованиям контроле- и ремонтопригодности. При этом должна обеспечиваться надежная и устойчивая работа каждого элемента двигателя и силовой установки в целом во всех условиях эксплуатации и боевого применения. Оценка эффективности и устойчивости работы элементов осуществляется по их характеристикам. ***Они представляются***, как правило, ***в критериальной форме и поэтому не зависят от схемы двигателя, в которой данный элемент установлен.***

Функциональными модулями СУ являются группы элементов, ***совместная работа которых не зависит от остальных элементов двигателя и СУ.*** Для этой группы элементов также могут быть определены характеристики в виде критериальных зависимостей, которые остаются неизменными при их использовании в двигателях и СУ различных схем. К числу функциональных модулей современных ГТД любой схемы прежде всего относится его ***газогенератор*** (ГГ), который может быть выполнен как по одновальной, так и по двухвальной схемам (рис.15.1).

К числу функциональных модулей можно отнести также ***входное устройство*** (*входной модуль)* и ***выходное устройство*** (*выходной мо-*

дуль), которые у сверхзвуковых летательных аппаратов состоят из совокупности ряда элементов и систем, выполняют самостоятельные функции, первоначально отрабатываются отдельно от двигателя и путем соответствующего моделирования могут быть использованы в СУ различных ЛА. У турбовальных двигателей в качестве автономного функционального модуля может быть выделена ***свободная турбина с затурбинным диффузором*** *(выхлопным патрубком)*. Этот модуль имеет свои характеристики, не зависящие от характеристик ГГ.

На рис.15.1 представлены схемы основных типов авиационных ГТД, и в каждой из этих схем выделен газогенератор. ***Газогенератором является группа элементов***, ***состоящая из компрессора, камеры сгорания и турбины, вращающей компрессор***, причем у двухвальных ГГ компрессор и турбина являются двухкаскадными. Сечение на входе в ГГ на рис.15.1 обозначено «*вГГ-вГГ*», а на выходе – «*тГГ-тГГ*».

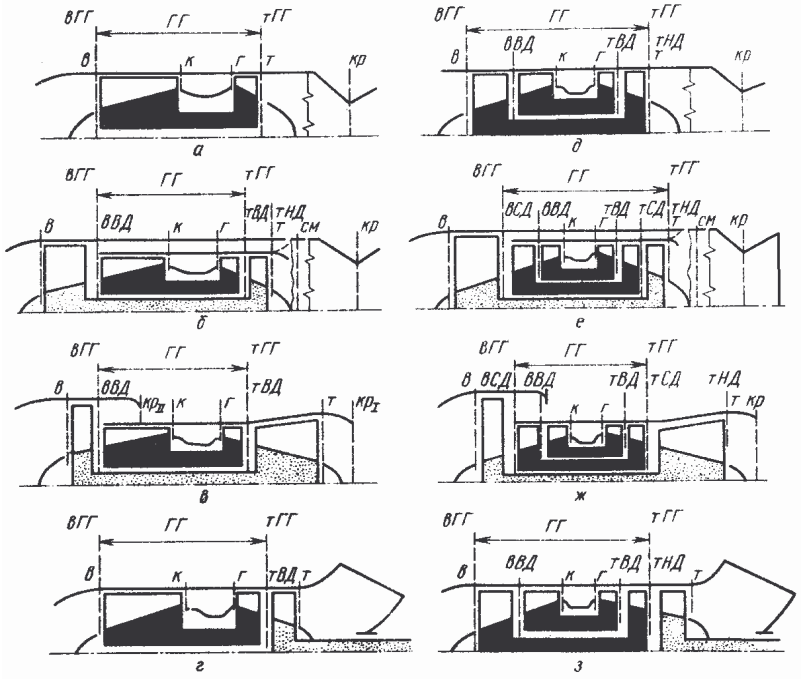


Рис.15.1. Схемы авиационных ГТД с одновальными и двухвальными газогенераторами

В двухконтурном двигателе со смешением потоков контуров, помимо ГГ, в качестве более крупного функционального модуля может рассматриваться ***турбокомпрессорный модуль*** (ТКМ) – ***группа элементов, состоящая из газогенератора, турбовентилятора и камеры смешения, расположенных между сечениями «в-в» на входе в двигатель и «см-см» на выходе из камеры смешения*** (рис.15.1, *б* и *е*). ***Турбовентилятором*** в данном случае назван ***турбокомпрессор низкого давления***, состоящий из вентилятора (КНД) и турбины вентилятора (ТНД), расположенных на одном валу и кинематически не связанных с роторами ГГ. Вместо сечения «*см-см*» на нефорсированных режимах может рассматриваться критическое сечение реактивного сопла, поскольку переход от сечения «*см-см*» к сечению «*кр-кр*» легко осуществим (на этих режимах $T^*_{\text{кр}} = T^*_{\text{см}}$ и $p^*_{\text{кр}} = \sigma_{\text{кр}}\, p^*_{\text{см}}$).

У двухконтурных ТРД с раздельными контурами в качестве ТКМ можно рассматривать группу элементов от сечения «*в-в*» на входе в двигатель до критических (выходных) сечений реактивных сопел контуров.

Газогенератор – главный функциональный модуль ГТД любой схемы. Он не обладает замкнутым термодинамическим циклом, поэтому не удается оценить его эффективность с помощью какого-либо коэффициента полезного действия термодинамической природы. Его эффективность зависит от многих факторов и в первую очередь от степени повышения давления воздуха в компрессоре, количества теплоты, сообщаемой в камере сгорания, уровня газодинамических потерь в элементах. Интегрально эти факторы оценивают по относительному повышению давления и температуры газового потока в ГГ. Поэтому в качестве основных параметров эффективности ГГ принимают ***степень повышения полного давления в ГГ***:

$$\pi^*_{\text{ГГ}} = \frac{p^*_{\text{т ГГ}}}{p^*_{\text{в ГГ}}}$$

и ***степень повышения полной температуры в ГГ***:

$$\tau^*_{\text{ГГ}} = \frac{T^*_{\text{т ГГ}}}{T^*_{\text{в ГГ}}}\,.$$

Другими важными параметрами ГГ и соответственно одноконтурных одновальных ТРД являются:

- ***относительная температура газа перед турбиной ГГ***:

$$\Delta^*_{\text{ГГ}} = \frac{T^*_{\text{г}}}{T^*_{\text{в ГГ}}};$$

- ***приведенный расход воздуха ГГ***: $G_{\text{в.пр.ГГ}}$;

- ***приведенный расход топлива ГГ***: $G_{\text{т.пр.ГГ}}$ и др.

Выделение в качестве основного функционального модуля ГТД его газогенератора имеет важное ***теоретическое и практическое значение***. С точки зрения теории рабочего процесса это оправдано тем, что ГГ является ***наиболее ответственным функциональным модулем двигателя***, поскольку его параметры и характеристики существенно влияют на рабочий процесс СУ в целом. Кроме того, характеристики ГГ и многие его свойства при определенных условиях ***сохраняются одинаковыми, в какой бы схеме двигателя данный ГГ не использовался***.

Практическое значение выделения ГГ как самостоятельного функционального модуля состоит в возможности использования его отработанной и доведенной конструкции при модернизации имеющихся и создании новых двигателей.

Опережающая экспериментальная отработка ГГ существенно сокращает сроки создания и доводки новых двигателей, поскольку ГГ имеет в своем составе узлы и системы, работающие при наиболее высоких механических, аэродинамических и тепловых нагрузках, и поэтому является наиболее напряженной частью двигателя.

15.2. УПРАВЛЯЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ И УПРАВЛЯЮЩИЕ ФАКТОРЫ. ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Авиационные двигатели работают в широком диапазоне изменения внешних условий и внутренних управляющих воздействий.

***К внешним условиям относятся*:** режим полета, определяемый числом М и высотой полета; атмосферные условия, характеризуемые давлением p_H и температурой T_H окружающей атмосферы; углы атаки и скольжения летательного аппарата; возмущения потока на входе в двигатель. Воздействие внешних условий на режим работы двигателя проявляется в основном через изменение парамет-

ров заторможенного потока воздуха на входе в него – $p^*_в$ и $T^*_в$.

Изменение давления $p^*_в$ при $T^*_в$ = const влияет на расход воздуха через двигатель, а также на давление во всех сечениях двигателя по длине его проточной части. При заданном положении рычага управления двигателя (РУД) расход воздуха, а также давление в каждом сечении двигателя изменяются при $T^*_в$ = const пропорционально $p^*_в$. При этом приведенные частоты вращения каскадов компрессоров и турбин не изменяются, а следовательно, и режимы их работы сохраняются подобными (любые их безразмерные параметры остаются постоянными). В таком случае неизменным (подобным) остается и режим работы двигателя.

Изменение температуры $T^*_в$ при $p^*_в$=const приводит к изменению приведенных частот вращения роторов и положения рабочих точек на рабочих линиях отдельных элементов двигателя. Следовательно, изменяются не только абсолютные, но и относительные параметры указанных элементов. Подобие режимов работы элементов нарушается. Следовательно, изменяется и режим работы двигателя.

Из сказанного следует, что ***изменение внешних условий влияет на режим работы двигателя только через изменение температуры воздуха $T^*_в$ на входе в двигатель.***

К внутренним управляющим воздействиям двигателя относятся управляющие факторы, т.е. факторы, с помощью которых осуществляется воздействие на рабочий процесс двигателя. ***Управляющими факторами для двигателей прямой реакции являются***: расход топлива основной и форсажной камер сгорания, площадь критического сечения реактивного сопла, площадь смесителя (если он регулируется), углы установки лопаток НА (вентилятора, компрессора), перепуск воздуха в компрессоре.

Посредством управляющих факторов осуществляется воздействие на управляемые параметры.

В качестве управляемых параметров желательно было бы использовать параметры рабочего процесса. Но это не всегда удается осуществить практически. Поэтому ***в качестве управляемых параметров выбирают независимые параметры, которые удобно измерять и контролировать, а также оценивать по ним значения параметров рабочего процесса и осуществлять необходимые их ограничения***. Такими параметрами являются: физическая и приве-

денная частоты вращения роторов, температуры газа $T^*_г$ и $T^*_ф$, запасы устойчивости каскадов компрессора, максимально допустимое давление воздуха за компрессором и др.

Число независимых управляемых параметров всегда равно числу управляющих факторов, а задание конкретных значений этих параметров при известных внешних условиях определяет параметры рабочего процесса и, следовательно, режим работы двигателя.

Варьируя внешними условиями и независимыми управляемыми параметрами, можно получить совокупность всех возможных режимов работы данного двигателя. Практически их будет бесконечное множество. Среди них для двигателя данного целевого назначения выбираются наиболее выгодные. Реализация таких наиболее выгодных режимов устанавливается с использованием методов оптимизации или логических соображений и осуществляется заданием *программы управления*.

Программой (законом) управления двигателем называется закон изменения его независимых управляемых параметров (или некоторых управляющих факторов) от внешних условий, характеризуемых значениями температуры воздуха $T^*_в$ на входе в двигатель, и от положения РУД.

Программой управления силовой установкой называется совокупность программ управления двигателя, входного устройства и кормовой (самолетной) части выходного устройства. В ряде случаев, например, если входное устройство является нерегулируемым, а реактивное сопло регулируется только изменением площади $F_{кр}$, программа управления двигателя и СУ не отличается друг от друга.

Заметим, что программы управления могут рассматриваться также применительно к отдельным элементам двигателя. В этом случае их обычно именуют *программами регулирования*.

15.3. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ ОДНОВАЛЬНЫХ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ И ОДНОВАЛЬНЫХ ТРД

Схема одновального ТРД и ТРДФ и их газогенератора показана на рис.15.1, *а*. Здесь ГГ и двигатель (без сопла и форсажной камеры) по схеме, устройству и выполняемым функциям между собой совпадают. Поэтому совместная работа элементов ТРД не отличается от со-

вместной работы элементов его ГГ. На рис.15.1, *б*, *в* и *г* показаны схемы одновальных ГГ двухконтурных, турбовальных и турбовинтовых двигателей. У них ГГ является составной частью двигателя, работающей совместно с рядом других элементов. Одновальные ГГ двигателей различных схем могут отличаться расчетными значениями степеней повышения давления компрессоров $\pi^*_{к.р}$ и температур газа перед турбиной $T^*_{г.р}$ и соответственно числом и типом применяемых ступеней компрессоров и турбин, на что указывалось в предыдущих главах.

Напомним, что наибольшие значения $\pi^*_{к.р}$ имеют компрессоры одновальных ТРД и двухконтурных ТРД с высокими степенями двухконтурности (рис.15.1, *а* и *в*). Значения $\pi^*_{к.р}$ у них достигают 10…16 и для их привода используются двух- или трехступенчатые турбины. У ГГ ТРДДФсм с малыми степенями двухконтурности вследствие предварительного сжатия воздуха в КНД значения $\pi^*_{КВД}$ лежат в пределах 6…9, а турбины у таких ГГ в целях упрощения конструкции, снижения массы и стоимости стремятся выполнять одноступенчатыми. У одновальных ГГ ТВаД значения $\pi^*_{к.р}$ составляют от 9 до 17 и для их привода, как правило, используются двухступенчатые турбины. У двухвальных ГГ (рис.15.1, *д*, *е*, *ж*, *з*) расчетные значения $\pi^*_{КВД}$ составляют 3…4,5. Такой широкий диапазон возможных значений $\pi^*_{к.р}$ (от ~3 до ~17) у одновальных компрессоров ГТД различных типов, как будет показано далее, оказывает существенное влияние на условия работы и характеристики как ГГ, так и двигателей, на которых они устанавливаются.

Поскольку одновальные ГГ у двигателей различных схем имеют одинаковое устройство, будем для определенности рассматривать совместную работу их элементов в системе одновального ТРД. Тогда сечение на входе в ГГ (сечение «*вГГ*») будет совпадать с сечением «*в-в*» на входе в компрессор, а сечение на выходе из ГГ (сечение «*тГГ*») будет совпадать с сечением «*т-т*» на выходе из турбины (рис.15.1, *а*).

В системе ТРД на входе (перед ГГ) имеется входное устройство, а на выходе (за ГГ) – реактивное сопло. Параметры на входе в ТРД (в его ГГ) определяются из характеристик ВУ. Ими являются: $p^*_в = \sigma_{вх}\, p^*_Н$; $T^*_в = T^*_Н$. Чтобы установить влияние на работу ГГ ТРД реактивного сопла, следует рассмотреть его совместную работу с турбиной ТРД (его ГГ).

Совместная работа турбины и реактивного сопла ТРД на установившихся режимах работы определяется условием равенства расходов газа для минимального сечения соплового аппарата первой ступени турбины и для критического сечения реактивного сопла. Для этих

сечений уравнение неразрывности имеет следующий вид:

$$G_{\text{г}} = m_{\text{г}} F_{\text{с.а}} \frac{p_{\text{г}}^{*} \sigma_{\text{с.а}}}{\sqrt{T_{\text{г}}^{*}}} q(\lambda_{\text{с.а}}) = m_{\text{г}} F_{\text{кр}} \frac{p_{\text{т}}^{*} \sigma_{\text{кр}}}{\sqrt{T_{\text{т}}^{*}}} q(\lambda_{\text{кр}}),$$

где $F_{\text{с.а}}$ и $q(\lambda_{\text{с.а}})$ – площадь минимального сечения соплового аппарата первой ступени турбины и относительная плотность тока в этом сечении; $F_{\text{кр}}$ и $q(\lambda_{\text{кр}})$ – площадь и относительная плотность тока в критическом (минимальном) сечении сопла.

Из этого уравнения следует, что

$$\frac{p_{\text{г}}^{*}}{p_{\text{т}}^{*}} \sqrt{\frac{T_{\text{т}}^{*}}{T_{\text{г}}^{*}}} = \frac{\sigma_{\text{кр}} F_{\text{кр}} q(\lambda_{\text{кр}})}{\sigma_{\text{с.а}} F_{\text{с.а}} q(\lambda_{\text{с.а}})}.$$

Принимая процесс расширения газа в турбине политропным с показателем политропы n и учитывая, что $\pi_{\text{т}}^{*} = p_{\text{г}}^{*} / p_{\text{т}}^{*} = \left(T_{\text{г}}^{*} / T_{\text{т}}^{*}\right)^{\frac{n}{n-1}}$, получим

$$\pi_{\text{т}}^{*} = \left(\frac{\sigma_{\text{кр}} F_{\text{кр}} q(\lambda_{\text{кр}})}{\sigma_{\text{с.а}} F_{\text{с.а}} q(\lambda_{\text{с.а}})} \right)^{\frac{2n}{n+1}}.$$

При перепадах давлений в сопловом аппарате первой ступени турбины, близких к критическим, что характерно для турбин ТРД и турбин ГГ вплоть до глубоких дроссельных режимов, а также при сверхкритических перепадах давлений в выходном сопле, имеющих место на всех основных режимах работы ТРД в полете и на стенде, можно принимать $q(\lambda_{\text{с.а}}) \approx 1$ и $q(\lambda_{\text{кр}}) = 1$. При этих условиях

$$\pi_{\text{т}}^{*} = \left(\frac{\sigma_{\text{кр}} F_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{с.а}} F_{\text{с.а}}} \right)^{\frac{2n}{n+1}}, \qquad (15.1)$$

где $\frac{2n}{n+1} = 1{,}1 \ldots 1{,}15$, а $\sigma_{\text{с.а}}$ и $\sigma_{\text{кр}}$ близки к единице и меняются мало.

Это уравнение связывает степень понижения давления в турбине $\pi_{\text{т}}^{*}$ с площадью критического сечения реактивного сопла $F_{\text{кр}}$. Из него следует, в частности, что при нерегулируемом сопловом аппарате турбины ($F_{\text{с.а}} = \text{const}$) и ***при условии $F_{кр} = const$ величина $\pi_{\text{т}}^{*}$ практически на всех режимах работы двигателя остается постоянной***. При

регулируемой площади критического сечения сопла $\pi_т^*$ изменяется почти пропорционально изменению площади $F_{кр}$.

Отсюда можно установить ***отличия в условиях работы ГГ двигателей различных схем***. У ТРД на режим работы ГГ можно воздействовать двумя факторами: изменением расхода топлива $G_т$ (изменяя $T_г^*$) и площади $F_{кр}$ (изменяя $\pi_т^*$). И только при условии $F_{кр} = \text{const}$ на всех режимах работы двигателя выполняется условие $\pi_т^* = \text{const}$, поскольку турбина оказывается запертой по перепаду давлений критическим сечением реактивного сопла.

У двигателей других схем, представленных на рис.15.1, ГГ со стороны выхода «заперт» по перепаду давлений критическим сечением соплового аппарата той ступени турбины, которая расположена непосредственно за ГГ. У турбовальных и турбовинтовых двигателей (рис.15.1, *г*) это первая ступень свободной турбины; у двухконтурных двигателей (рис.15.1, *б* и *в*) – первая ступень турбины вентилятора. Во всех этих схемах турбина ГГ работает при условии $\pi_{т\,ГГ}^* = \text{const}$. Следовательно, в этих схемах ГТД на режим работы ГГ можно воздействовать только изменением $G_т$, что сужает диапазон возможных режимов работы ГГ у этих двигателей.

Учитывая, что условие $\pi_т^* = \text{const}$ является для большинства одновальных ГГ современных ГТД наиболее типичным, ***рассмотрим*** вначале ***совместную работу элементов ТРД при*** $\pi_т^* = \text{const}$, учитывая, что выведенные соотношения будут справедливы для одновальных ГГ всех указанных ранее схем (имеющих $\pi_{т\,ГГ}^* = \text{const}$).

Совместная работа элементов одновального ТРД (и соответственно одновального ГГ) характеризуется двумя основными условиями: условием баланса расходов и условием баланса работ.

1. Баланс расходов воздуха через компрессор и газа через турбину должен учитывать такие факторы, как отбор воздуха от компрессора на самолетные нужды, отвод воздуха из разных сечений проточной части компрессора на охлаждение элементов конструкции и возвращение этого воздуха в прочную часть двигателя, а также увеличение массового расхода газа через турбину по сравнению с массовым расходом воздуха через компрессор вследствие подачи топлива (рис.15.2).

Предположим, что расход воздуха, требуемый для охлаждения турбины, отбирается от компрессора и обратно в тракт двигателя возвращается уже за турбиной. Тогда расход воздуха на входе $G_в$ равен сумме расходов воздуха во входном сечении камеры сгорания $G_{к.с}$ и расходов воздуха $G_{охл}$ и $G_{отб}$, отбираемых от компрессора, т.е.

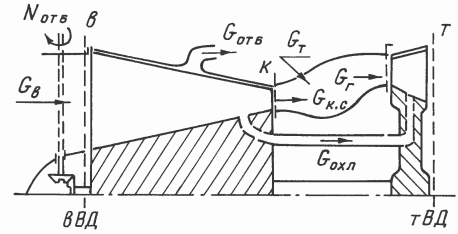


Рис.15.2. К составлению уравнений балансов расходов и работ

$$G_в = G_{к.с} + G_{охл} + G_{отб}.$$

Расход газа через турбину $G_г$ равен сумме расхода воздуха на входе в камеру сгорания и расхода топлива, т.е.

$$G_г = G_{к.с} + G_т.$$

Исключая из этих двух соотношений величину $G_{к.с}$, получим

$$G_г = (1 - g_{охл} - g_{отб})(1 + g_т)\, G_в,$$

где $g_т = G_т / G_{к.с}$; $g_{охл} = G_{охл} / G_в$; $g_{отб} = G_{отб} / G_в$ - относительные расходы топлива, охлаждающего воздуха и воздуха, отбираемого на вспомогательные нужды.

Для краткости записи обозначим

$$(1 - g_{охл} - g_{отб})(1 + g_т) = a,$$

тогда условие баланса расходов компрессора и турбины будет выражаться следующим соотношением:

$$a G_в = G_г. \qquad (15.2)$$

При определении коэффициента a величины $g_{отб}$ и $g_{охл}$ задают по статистическим данным, а $g_т$ рассчитывают. В среднем для ТРД $a = 0{,}96\ldots0{,}98$.

Входящие в выражение (15.2) расходы воздуха и газа запишем применительно к входному сечению компрессора «*в-в*» и критическому сечению соплового аппарата первой ступени турбины «*са-са*». Уравнение неразрывности для этих сечений дает

$$a\, m_в \frac{p^*_в}{\sqrt{T^*_в}} q(\lambda_в) F_в = m_г \frac{p^*_г \sigma_{с.а}}{\sqrt{T^*_г}} q(\lambda_{с.а}) F_{с.а}\,.$$

внимание, что $p^*_г = \sigma_{к.с}\, p^*_к = \sigma_{к.с}\, p^*_в\, \pi^*_к$, после про-

стых преобразований получим

$$\frac{\pi_к^*}{q(\lambda_в)} = A\sqrt{\frac{T_г^*}{T_в^*}}, \qquad (15.3)$$

где $A = \dfrac{a\, m_в F_в}{m_г q(\lambda_{с.а})\sigma_{с.а}\sigma_{к.с}F_{с.а}}$.

При сверхкритических и близких к ним перепадах давлений в сопловом аппарате первой ступени турбины $q(\lambda_{с.а})$=const и величина A в уравнении (15.3) является константой.

Уравнение (15.3) выражает равенство расходов воздуха и газа через компрессор и турбину одновального одноконтурного ТРД (или одновального ГГ). Оно устанавливает связь между параметрами компрессора $\pi_к^*$ и $q(\lambda_в)$ и параметром ГГ $\Delta_{ГГ}^* = T_г^*/T_в^*$. При каждом заданном значении $\Delta_{ГГ}^*$ соотношение (15.3) представляет собой в координатах характеристики компрессора $\pi_к^* - q(\lambda_в)$ уравнение прямой, проходящей через начало координат (рис.15.3). При увеличении $\Delta_{ГГ}^*$ угол наклона этой прямой к оси абсцисс увеличивается. Это означает, что при постоянной частоте вращения ротора компрессора увеличение параметра $\Delta_{ГГ}^*$ приводит к возрастанию величины $\pi_к^*/q(\lambda_в)$. Рабочая точка на характеристике компрессора при этом перемещается по напорной линии вверх в сторону границы устойчивой работы. Следовательно, при увеличении $\Delta_{ГГ}^*$ достигается эффект, сравнимый с прикрытием дросселя, установленного за компрессором. Его принято интерпретировать как ***тепловое дросселирование компрессора***.

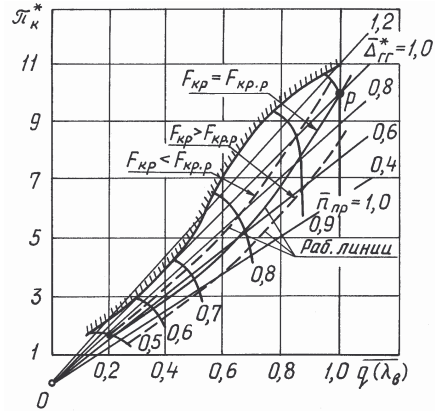


Рис.15.3. Рабочие линии на характеристике компрессора при различных $F_{кр}$

Физическая причина дросселирующего воздействия на

компрессор повышения $\Delta^*_{\text{ГГ}}$ состоит в том, что вследствие увеличения температуры газа перед турбиной уменьшается плотность газа в критическом сечении соплового аппарата. Это приводит к уменьшению расхода газа, пропускаемого турбиной, по сравнению с расходом воздуха, проходящим через компрессор. Нарушается баланс расходов. Но повышение $\Delta^*_{\text{ГГ}}$ приводит, как видно из (15.3), к возрастанию $\pi^*_{\text{к}}/q(\lambda_{\text{в}})$ и повышению, вследствие этого, $\pi^*_{\text{к}}$, а соответственно давления и плотности газа в критическом сечении соплового аппарата турбины. Баланс расходов восстанавливается.

2. Баланс работ компрессора и турбины составляется из того условия, что мощность турбины $N_{\text{т}}$ равна мощности компрессора $N_{\text{к}}$ и мощности $N_{\text{отб}}$, отбираемой от вала двигателя для вспомогательных целей (рис.15.2). Тогда $N_{\text{т}} = N_{\text{к}} + N_{\text{отб}} = N_{\text{к}}(1 + n_{\text{отб}})$, где $n_{\text{отб}}$ – относительная доля мощности, отбираемой от турбины. Она мала и обычно не превышает 0,5…1,0% от $N_{\text{т}}$. Переходя от мощностей к работам и учитывая условие (15.2), получим $L_{\text{к}} = \dfrac{a}{1+n_{\text{отб}}} L_{\text{т}} = a_1 L_{\text{т}}$, где a_1 – коэффициент, учитывающий $g_{\text{охл}}$, $g_{\text{отб}}$; $n_{\text{отб}}$ и $g_{\text{т}}$. Заменим входящие сюда работы $L_{\text{к}}$ и $L_{\text{т}}$ их выражениями через параметры газового потока

$$L_{\text{к}} = c_{\text{р}} T^*_{\text{в}} \frac{e^*_{\text{к}} - 1}{\eta^*_{\text{к}}} = a_1 L_{\text{т}} = a_1 c_{\text{р г}}\, T^*_{\text{г}} \left(1 - \frac{1}{e^*_{\text{т}}}\right) \eta^*_{\text{т}}. \qquad (15.4)$$

Это уравнение приведем к безразмерному виду, поделив его на $c_{\text{р}} T^*_{\text{в}}$, тогда получим

$$\frac{L_{\text{к}}}{c_{\text{р}} T^*_{\text{в}}} = \frac{e^*_{\text{к}} - 1}{\eta^*_{\text{к}}} = a_1 \frac{c_{\text{р г}}}{c_{\text{р}}} \frac{T^*_{\text{г}}}{T^*_{\text{в}}} \left(1 - \frac{1}{e^*_{\text{т}}}\right) \eta^*_{\text{т}}. \qquad (15.5)$$

Величину $\dfrac{L_{\text{к}}}{c_{\text{р}} T^*_{\text{в}}} = l_{\text{к}}$ называют ***параметром работы компрессора***. Как видно из (15.4)

$$l_{\text{к}} = \frac{e^*_{\text{к}} - 1}{\eta^*_{\text{к}}} = \tau^*_{\text{к}} - 1; \qquad (15.6)$$

5*

где $\tau^*_{\text{к}} = T^*_{\text{к}} / T^*_{\text{в}}$ – степень подогрева воздуха в компрессоре.

Уравнение (15.5) показывает, что параметр работы компрессора $l_к$, требуемый для его вращения, обеспечивается параметром ГГ $\Delta^*_{ГГ} = T^*_г / T^*_в$ и величиной степени понижения давления газа в турбине ГГ $\pi^*_т = e^{*\frac{k}{k-1}}_т$. Имея более высокое значение $\pi^*_т$, можно обеспечить работу компрессора с заданной частотой вращения при меньшей величине $\Delta^*_{ГГ}$, а следовательно, и температуры $T^*_г$. Однако изменение $\pi^*_т$ турбины ГГ, как уже указывалось, может быть осуществлено не у всех схем ГТД.

Вначале рассмотрим совместную работу элементов ТРД (и его ГГ) при условии $\pi^*_т = \text{const}$, учитывая, что при этом практически $\eta^*_т = \text{const}$. Для ТРД это эквивалентно случаю $F_{кр} = \text{const}$ и соответствует ***однопараметрической системе управления*** – только за счет изменения подачи топлива $G_т$.

Уравнение баланса работ компрессора и турбины (15.5) при $\pi^*_т = \text{const}$ и $\eta^*_т = \text{const}$ приводится к виду

$$\frac{e^*_к - 1}{\eta^*_к} = B\frac{T^*_г}{T^*_в} \qquad (15.7)$$

или с учетом принятых обозначений

$$l_к = B\,\Delta^*_{ГГ}. \qquad (15.8)$$

В уравнениях (15.7) и (15.8) при условии $\pi^*_т = \text{const}$ и $\eta^*_т = \text{const}$ коэффициент B, равный $B = \dfrac{a_1 c_{p\,г}}{c_p}\left(1 - \dfrac{1}{e^*_т}\right)\eta^*_т$, сохраняется неизменным ($B = \text{const}$).

Уравнение (15.8) показывает, что характер изменения параметра $\Delta^*_{ГГ}$ зависит от закономерностей изменения величины $l_к$. Величина же $l_к$ полностью определяется свойствами компрессора и режимами его работы. В частности, поскольку $B = \text{const}$, ***температура газа перед турбиной*** $T^*_г$ ***в любых условиях полета пропорциональна работе компрессора*** $L_к$, так как согласно (15.4) при этом условии:

$$T_{\text{г}}^{*} = \text{const}\, L_{\text{к}}. \qquad (15.9)$$

15.4. РАБОЧИЕ ЛИНИИ НА ХАРАКТЕРИСТИКЕ КОМПРЕССОРА ОДНОВАЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

При совместной работе элементов одновальных ТРД на установившихся режимах должны одновременно удовлетворяться как условие равенства расходов (15.3), так и условие равенства работ (15.7). Решая совместно эти уравнения (исключая из них величину $\Delta_{\text{ГГ}}^{*} = T_{\text{г}}^{*} / T_{\text{в}}^{*}$), находим

$$\frac{\pi_{\text{к}}^{*}}{q(\lambda_{\text{в}})} = C\sqrt{\frac{e_{\text{к}}^{*} - 1}{\eta_{\text{к}}^{*}}}\,. \qquad (15.10)$$

Выражение (15.10) является ***уравнением совместных режимов работы компрессора, камеры сгорания и турбины одновального ТРД и одновального ГГ в ГТД любой схемы при условии*** $\pi_{\text{т}}^{*} = \text{const}$. В него входят только величины, характеризующие режим работы компрессора и имеющиеся на его характеристике. Константа $C = A/\sqrt{B}$ в уравнении (15.10) находится по параметрам компрессора в какой-либо одной заданной (расчетной) точке его характеристики. На рис.15.3 в качестве такой точки принята точка «*р*».

Следовательно, если имеется характеристика компрессора одновального ГГ (нерегулируемого или регулируемого в зависимости от $n_{\text{пр}}$) и на ней задана одна исходная точка, то, используя уравнение (15.10), можно на этой характеристике построить линию совместных режимов работы компрессора и турбины при условии $\pi_{\text{т}}^{*} = \text{const}$, т.е. ***рабочую линию***. Она определяется в данном случае как геометрическое место точек на характеристике компрессора, удовлетворяющих уравнению (15.10). Это означает, что для каждого значения $n_{\text{пр}}$ на характеристике компрессора при найденной величине константы *С* можно определить такие значения $\pi_{\text{к}}^{*}$ и $q(\lambda_{\text{в}})$, которые удовлетворяют уравнению (15.10).

Важнейшим свойством рабочей линии на характеристике компрессора одновального ГГ, соответствующей условию $\pi_т^*$ ***=const, является ее независимость от схемы двигателя, в котором данный ГГ установлен***. Она определяется только выбором исходной точки на характеристике компрессора (значением константы *C*) и не изменяет своего расположения при любых изменениях атмосферных условий, скорости, высоты полета и частоты вращения ротора двигателя, если не нарушаются допущения, принятые при выводе уравнения (15.10). ***Изменение указанных условий влияет только на расположение рабочей точки на рабочей линии***. Следовательно, ***рабочая линия на характеристике компрессора ГГ при принятых условиях является единственной***. Поэтому для дальнейших расчетов характеристик двигателя достаточно знать изменение параметров компрессора только вдоль рабочей линии, например, в функции от приведенной частоты вращения, как показано на рис.15.4.

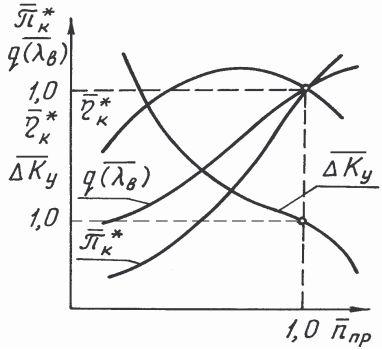


Рис.15.4. Изменение относительных параметров компрессора вдоль рабочей линии в зависимости от $\bar{n}_{пр}$

Уравнение (15.10) может быть записано через относительные параметры компрессора. Тогда

$$\frac{\bar{\pi}_к^*}{q(\lambda_в)} = \sqrt{\bar{l}_к}\ . \qquad (15.11)$$

Здесь все параметры отнесены к их значениям при $\bar{n}_{пр}$ =1,0.

15.5. КРИТЕРИАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОДНОВАЛЬНЫХ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ

Критериальными характеристиками ГГ будем называть зависимости его основных безразмерных параметров от критериев

подобия, однозначно определяющих режим работы ГГ. В общем случае ГГ имеет два определяющих критерия подобия - число M_u по окружной скорости ротора компрессора и число $M_т$ по скорости газового потока на выходе из турбины (или соответствующие им величины λ_u и $\lambda_т$). Эти критерии подобия, как указывалось, однозначно связаны с приведенной частотой вращения $n_{пр}$ и степенью понижения давления в турбине $\pi_т^*$, – величинами, более удобными для практического использования. Характеристики ГГ, представляемые в функции двух указанных параметров, являются ***двухпараметрическими зависимостями.*** При условии же $\pi_т^* = \text{const}$ они становятся ***однопараметрическими.***

Преимущество критериальных характеристик ГГ состоит в том, что они ***для геометрически подобных ГГ сохраняются неизменными***, а поэтому могут быть использованы в двигателях других типов и других схем при соблюдении условий равенства их расчетных параметров.

Зная все параметры компрессора вдоль рабочей линии, полученной из условий совместной работы элементов ГГ, можно построить характеристики ГГ в критериальной форме.

Основные параметры ГГ выражаются через параметры компрессора и турбины следующим образом.

Степень повышения давления в ГГ определяется из условия

$$\pi_{ГГ}^* = \frac{p_т^*}{p_в^*} = \frac{p_т^* p_г^* p_к^*}{p_г^* p_к^* p_в^*} = \frac{\sigma_{к.с} \pi_к^*}{\pi_т^*}. \qquad (15.12)$$

Степень повышения температуры в ГГ равна

$$\tau_{ГГ}^* = \frac{T_т^*}{T_в^*} = \frac{T_т^* T_г^*}{T_г^* T_в^*} = \frac{\Delta_{ГГ}^*}{\tau_т^*}. \qquad (15.13)$$

Величины $\pi_т^* = p_г^* / p_т^*$ и $\tau_т^* = T_г^* / T_т^*$ в формулах (15.12) и (15.13) в общем случае изменяются и должны для заданного ГГ определяться с использованием характеристики турбины. При условии $\pi_т^* = \text{const}$ эти величины сохраняются неизменными и находятся по данным расчетного режима работы турбины.

Рассмотрим вначале ***однопараметрические характеристики одновальных ГГ***. Из формул (15.8), (15.12) и (15.13) видно, что при

$\pi_т^* = \text{const}$

$$\pi_{ГГ}^* = \text{const}\ \pi_к^*;\ \ \tau_{ГГ}^* = \text{const}\ \Delta_{ГГ}^*;\ \ \Delta_{ГГ}^* = \text{const}\ l_к\,. \qquad (15.14)$$

Отсюда следует, что изменение рассматриваемых параметров ГГ при $\pi_т^* = \text{const}$ зависит только от изменения параметров компрессора в соответствующих точках его рабочей линии. Но поскольку параметры компрессора вдоль заданной рабочей линии однозначно определяются величиной приведенной частоты вращения ротора ГГ $n_{пр}$, то зависимости безразмерных величин $\pi_{ГГ}^*$, $\tau_{ГГ}^*$ и $\Delta_{ГГ}^*$ в функции от $n_{пр}$ являются ***критериальными характеристиками ГГ***. *Они справедливы для* ***заданного*** *ГГ при любых условиях на входе*. При этом величина приведенной частоты вращения может быть определена как $n_{пр} = n\sqrt{288/T_{вГГ}^*}$ или как $n_{пр} = n\sqrt{T_{в.р}^*/T_{вГГ}^*}$, где $T_{в.р}^*$ – значение температуры на входе в ГГ на расчетном режиме (если $T_{в.р}^* > 288$ К). Может вместо $n_{пр}$ рассматриваться относительная величина $\bar{n}_{пр} = n_{пр}/n_{пр.р}$.

Важными параметрами ГГ являются также величины ***приведенных расходов воздуха и топлива***. Так называются параметры расходов воздуха и топлива, которые, в соответствии с правилами теории подобия, при работе ГГ на подобных режимах сохраняются неизменными (см. ниже п.17.5).

Как уже известно из теории компрессоров, $G_{в.пр} = G_в \dfrac{p_{в.р}^*}{p_в^*}\sqrt{\dfrac{T_в^*}{T_{в.р}^*}}$.

Ниже будет показано, что $G_{т.пр} = G_т \dfrac{p_{в.р}^*}{p_в^*}\sqrt{\dfrac{T_{в.р}^*}{T_в^*}}$. Здесь $p_{в.р}^*$ и $T_{в.р}^*$ – давление и температура заторможенного потока воздуха на входе в ГГ в расчетных условиях.

Приведенный расход воздуха для ГГ, как указывалось, пропорционален величине $q(\lambda_в)$, поэтому

$$G_{в.пр.ГГ} = D_1\, q(\lambda_в). \qquad (15.15)$$

Приведенный расход топлива также можно представить через параметры ГГ в виде соотношения

$$G_{\text{т.пр.ГГ}} = D_2\, G_{\text{в.пр.ГГ}}\,(\Delta^*_{\text{ГГ}} - \tau^*_{\text{к}}). \qquad (15.16)$$

Здесь D_1 и D_2 – константы, определяемые по данным ГГ на расчетном режиме.

На рис.15.5 в качестве примера приведены однопараметрические характеристики одновального ГГ (при $\pi^*_{\text{т}} = \text{const}$) в виде зависимостей $\pi^*_{\text{ГГ}}$; $\tau^*_{\text{ГГ}}$; $\Delta^*_{\text{ГГ}}$; $\eta^*_{\text{к}}$; $\Delta K_{\text{у}}$; $G_{\text{в.пр.ГГ}}$; $G_{\text{т.пр.ГГ}}$ от $\bar{n}_{\text{пр}}$.

Характеристики, представленные на рис.15.5, справедливы для ГГ заданной размерности, поскольку такие параметры как $G_{\text{в.пр}}$; $G_{\text{т.пр}}$; $n_{\text{пр}}$ являются размерными величинами. В целях представления характеристик ГГ в форме, пригодной для их использования в геометрически подобных ГГ и в составе двигателей различных схем, их нужно обезразмерить. ***В качестве безразмерных приведенных параметров, справедливых для геометрически подобных ГГ, можно принимать относительные величины приведенных значений расходов воздуха, топлива и частоты вращения ротора ГГ***

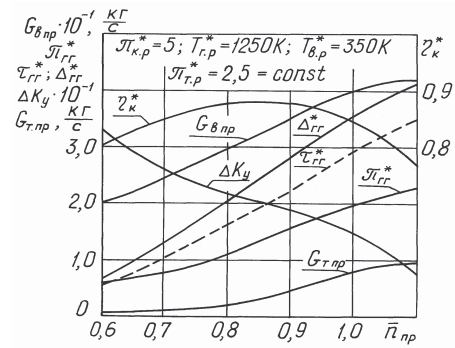


Рис.15.5. Характеристики одновального ГГ при $\pi^*_{\text{т}} = \text{const}$

$$\bar{G}_{\text{в.пр.ГГ}} = \frac{G_{\text{в.пр}}}{G_{\text{в.пр.р}}};$$

$$\bar{G}_{\text{т.пр.ГГ}} = \frac{G_{\text{т.пр}}}{G_{\text{т.пр.р}}};\ \bar{n}_{\text{пр}} = \frac{n_{\text{пр}}}{n_{\text{пр.р}}}. \qquad (15.17)$$

Остальные указанные параметры ГГ, хотя они являются безразмерными, также удобно представлять в *относительных величинах*, т.е. в виде отношений

$$\bar{\pi}^*_{\text{ГГ}} = \frac{\pi^*_{\text{ГГ}}}{\pi^*_{\text{ГГ.р}}};\ \bar{\tau}^*_{\text{ГГ}} = \frac{\tau^*_{\text{ГГ}}}{\tau^*_{\text{ГГ.р}}};\ \bar{\Delta}^*_{\text{ГГ}} = \frac{\Delta^*_{\text{ГГ}}}{\Delta^*_{\text{ГГ.р}}};\ \bar{\pi}^*_{\text{к}} = \frac{\pi^*_{\text{к}}}{\pi^*_{\text{к.р}}}, \qquad (15.18)$$

где параметры с индексом «р» относятся к расчетному режиму работы ГГ, отмеченному на характеристике компрессора точкой «р».

В этом случае при условии $\pi^*_{\text{т}} = \text{const}$

$$\overline{\pi}^*_{\text{ГГ}} = \overline{\pi}^*_{\text{к}};\ \ \overline{\tau}^*_{\text{ГГ}} = \overline{\Delta}^*_{\text{ГГ}} = \overline{l}_{\text{к}}. \qquad (15.19)$$

Помимо этого, как следует из (15.15) и (15.16),

$$\overline{G}_{\text{в.пр.ГГ}} = \overline{q(\lambda_{\text{в}})};\ \ \overline{G}_{\text{т.пр.ГГ}} = \overline{q(\lambda_{\text{в}})}\,\frac{\Delta^*_{\text{ГГ}} - \tau^*_{\text{к}}}{\Delta^*_{\text{ГГ.р}} - \tau^*_{\text{к.р}}}. \qquad (15.20)$$

Важнейшее значение имеет обеспечение устойчивой работы компрессора ГГ. Запас устойчивости компрессора $\Delta K_{\text{у}}$ определяется по формуле (5.9), а его относительная величина равна $\overline{\Delta K_{\text{у}}} = \dfrac{\Delta K_{\text{у}}}{\Delta K_{\text{у.р}}}$. Если дана характеристика компрессора ГГ и на ней нанесена рабочая линия, то, зная при каждом значении $n_{\text{пр}}$ величины $\pi^*_{\text{к}}$ и $q(\lambda_{\text{в}})$ на границе устойчивости и на рабочей линии, определяется зависимость $\overline{\Delta K_{\text{у}}} = f(\overline{n}_{\text{пр}})$.

К числу параметров ГГ относится также КПД его компрессора $\eta^*_{\text{к}}$ (или его относительная величина $\overline{\eta}^*_{\text{к}} = \eta^*_{\text{к}} / \eta^*_{\text{к.р}}$). Зависимость $\overline{\eta}^*_{\text{к}} = f(\overline{n}_{\text{пр}})$ позволяет определять величины КПД компрессора ГГ при различных режимах работы двигателя и условиях полета.

На рис.15.6 представлены ***относительные критериальные характеристики одновального ГГ***, построенные по данным рис.15.5. Они справедливы как для заданного ГГ, так и для геометрически подобных ГГ в какой бы схеме двигателя они не применялись (но при одинаковых расчетных параметрах и при условии $\pi^*_{\text{т}} = \pi^*_{\text{т.р}} = \text{const}$).

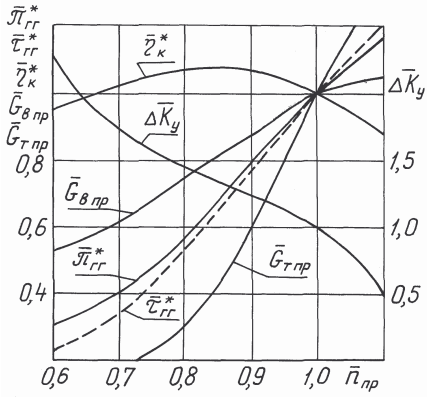


Рис.15.6. Относительные характеристики одновального ГГ при $\pi^*_{\text{т}} = \text{const}$

Управление режимами работы ГГ в рассматриваемом случае достигается за счет изменения подачи топлива в камеру сгорания. Этим осуществляется управляющее воздействие на температуру газа перед турбиной, что приводит к изменению n, а следовательно, и $n_{\text{пр}}$. По по-

лученному значению $n_{пр}$ (или $\overline{n}_{пр}$) однозначно определяются все остальные параметры ГГ по его характеристикам (рис.15.6).

Если ГГ установлен в одновальном ТРД (рис.15.1, *а*), то площадь критического сечения реактивного сопла $F_{кр}$, как указывалось, является вторым управляющим фактором для такого ГГ. За счет изменения площади $F_{кр}$ в ТРД имеется возможность управлять величиной $\pi_т^*$, что меняет расположение рабочей линии на характеристике компрессора ТРД (его ГГ). Изменение $\pi_т^*$ следующим образом влияет на расположение рабочей линии. Снижение $\pi_т^*$ за счет уменьшения площади $F_{кр}$ требует (при заданной величине $n_{пр}$) увеличения $T_г^*$, что приводит (вследствие увеличения $\Delta_{ГГ}^*$) к смещению рабочей линии в сторону границы устойчивых режимов (рис.15.3). Характеристики ГГ в этом случае, как указывалось, должны представляться в функции от двух критериев подобия: $n_{пр}$ и $\pi_т^*$ или $\overline{n}_{пр}$ и $\overline{G}_{в.пр.ГГ}$ (см. ниже рис.15.17).

На характеристики ГГ существенное влияние оказывает напорность компрессора, характеризуемая величиной $\pi_{к.р}^*$. ***Характеристики одновальных ГГ*** при различных $\pi_{к.р}^*$ рассмотрим при условии, когда $\pi_т^* = \text{const}$, а компрессор является нерегулируемым или регулируется только в зависимости от $n_{пр}$. В этом случае ГГ управляется по одному параметру.

Поскольку при $\pi_т^* = \text{const}$, как указывалось, $\overline{\pi}_{ГГ}^* = \overline{\pi}_к^*$; $\overline{\Delta}_{ГГ}^* = \overline{l}_к$ и $\overline{G}_{в.пр.ГГ} = \overline{q(\lambda_в)}$, то характеристики ГГ обобщены и представлены нами в виде относительных зависимостей $\overline{\pi}_к^*$; $\overline{q(\lambda_в)}$ и $\overline{l}_к$, а

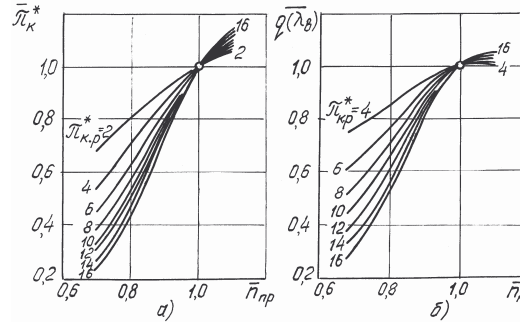


Рис.15.7. Относительное изменение $\overline{\pi}_к^*$ (*а*) и $\overline{q(\lambda_в)}$ (*б*) одновальных компрессоров вдоль рабочих линий при $\pi_т^* = \text{const}$

также $\overline{\eta_к^*}$ и $\overline{\Delta K_у}$ от $\overline{n}_{пр}$. На рис.15.7 даны такие зависимости для $\overline{\pi}_к^*$ и $\overline{q(\lambda_в)}$, а на рис.15.8 и 15.9 – для $\overline{\eta_к^*}$ и $\overline{l}_к$. Они получены на основе статистической обработки экспериментальных и расчетных характеристик большого числа одновальных осевых компрессоров различной напорности нерегулируемых при $\pi_{к.р}^* < 7$ и регулируемых при более высоких $\pi_{к.р}^*$ поворотом лопаток НА группы первых ступеней.

Как видно из рис.15.7-15.9, при каждом значении $\pi_{к.р}^*$ компрессор и соответственно ГГ имеют свои относительные характеристики. Различие между ними становится тем более значительным, чем сильнее режим работы компрессора отклоняется от расчетного, соответствующего $\overline{n}_{пр}$=1,0. У компрессоров с более высокими значениями $\pi_{к.р}^*$ относительные величины $\overline{\pi}_к^*$ и $\overline{q(\lambda_в)}$ при уменьшении $\overline{n}_{пр}$ снижаются более интенсивно, тогда как величины $\overline{l}_к$ при снижении $\overline{n}_{пр}$ у высоконапорных компрессоров уменьшаются в меньшей степени, чем у низконапорных. Относительные величины КПД компрессора $\overline{\eta_к^*}$ при уменьшении $\overline{n}_{пр}$ вначале слегка возрастают, а затем интенсивно снижаются и тем значительнее, чем выше $\pi_{к.р}^*$.

Такой характер изменения параметров ГГ обусловлен в значительной степени рассогласованием ступеней в многоступенчатом осевом компрессоре на нерасчетных режимах.

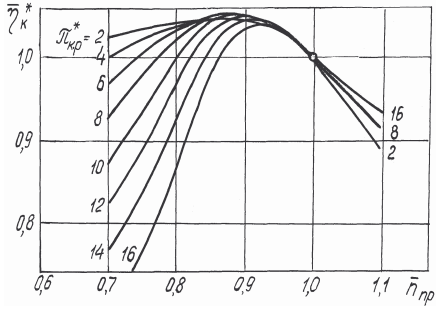


Рис.15.8. Относительное изменение КПД одновальных компрессоров вдоль рабочих линий при $\pi_т^*$ = const

Рассогласование ступеней компрессора в одновальном ГГ (и одновальном ТРД) при изменении режима работы вдоль рабочей линии качественно аналогично их рассогласованию вдоль линии оптимальных режимов, рассмотренному в гл.5. При снижении $\overline{n}_{пр}$, как указывалось, коэффициенты расхода на первых

ступенях уменьшаются, а на последних ступенях возрастают. Уменьшение $\overline{c}_{\text{а}}$ на первых ступенях приводит к увеличению углов атаки, повышению напорности этих ступеней и относительной работы, требуемой для их вращения. Первые ступени в этих условиях как бы ***«затяжеляются»***. Вместе с тем у них снижаются КПД и запас устойчивости. Последние ступени, вследствие увеличения $\overline{c}_{\text{а}}$, переходят на работу с пониженными углами атаки. В результате этого снижается их напорность и КПД, а также относительная работа, требуемая для вращения – они ***«облегчаются»***.

С возрастанием $\pi^{*}_{\text{к.р}}$ рассогласование первых ступеней при уменьшении $\overline{n}_{\text{пр}}$ усиливается, но рассогласование последних ступеней при работе компрессора в системе двигателя уменьшается, что объясняется тепловым раздросселированием компрессора вследствие снижения температуры газа перед турбиной. В результате ***у компрессоров с более высокими значениями*** $\pi^{*}_{\text{к.р}}$ ***первые («затяжеляющиеся») ступени отклоняются от расчетного режима при снижении*** $\overline{n}_{\text{пр}}$ ***в большей степени, а последние («облегчающиеся») ступени – в меньшей степени***. В итоге величина $\pi^{*}_{\text{к.р}}$ влияет на соотношение числа «затяжеляющихся» и «облегчающихся» ступеней многоступенчатого осевого компрессора.

При низких $\pi^{*}_{\text{к.р}}$ ***с уменьшением*** $n_{пр}$ ***более значительно увеличиваются коэффициенты расхода на последних ступенях и менее значительно уменьшаются на первых ступенях и число «облегчающихся» последних ступеней превышает число «затяжеляющихся» первых ступеней. Компрессор в целом оказывается «облегчающимся».***

При высоких $\pi^{*}_{\text{к.р}}$ ***в большей степени снижаются коэффициенты расхода на первых ступенях и в меньшей степени они увеличиваются на последних ступенях. Число «затяжеляющихся» ступеней в этом случае превышает число «облегчающихся». Компрессор в целом оказывается «затяжеляющимся».***

При $\overline{n}_{\text{пр}} > 1{,}0$ коэффициенты расхода ***на последних ступенях*** при увеличении $\overline{n}_{\text{пр}}$ интенсивно ***снижаются***, что объясняется как

возрастанием $u_к$, так и уменьшением $\lambda_к$ (вследствие теплового дросселирования компрессора со стороны камеры сгорания). Коэффициенты расхода ***на первых ступенях*** в области $\bar{n}_{пр} > 1{,}0$ при возрастании $\bar{n}_{пр}$ ***также уменьшаются***, хотя и в меньшей степени, чем на последних. Это объясняется тем, что в рассматриваемой области режимов происходит сгущение напорных кривых на характеристике компрессора вследствие того, что первые ступени компрессора приближаются к режиму запирания по входу (рост $q(\lambda_в)$ и $c_в$ у них замедляется).

Влияние $\pi^*_{к.р}$ ***на характер зависимостей*** $\bar{l}_к$ ***(и соответственно*** $\bar{\Delta}^*_{ГГ}$***) от*** $\bar{n}_{пр}$ (рис.15.9) также объясняется указанными особенностями в рассогласовании ступеней. Величина $\bar{l}_к$ у высоконапорных компрессоров снижается при уменьшении $\bar{n}_{пр}$ менее интенсивно, чем у низконапорных вследствие того, что при высоких $\pi^*_{к.р}$ компрессор «затяжеляется» и для его привода от турбины нужно иметь более высокую температуру $T^*_г$, а при низких значениях $\pi^*_{к.р}$ – «облегчается», т.е. требует более низких значений температуры $T^*_г$. Но, как указывалось, при $\pi^*_т = \text{const}$ величина $L_к$ пропорциональна $T^*_г$ и соответственно $\bar{l}_к = \bar{\Delta}^*_{ГГ}$. ***Поэтому у ГГ с высоконапорными компрессорами*** $T^*_г$ ***(как и*** $\bar{l}_к$***) при уменьшении*** $\bar{n}_{пр}$ ***снижается медленнее, чем у ГГ с низконапорными компрессорами.***

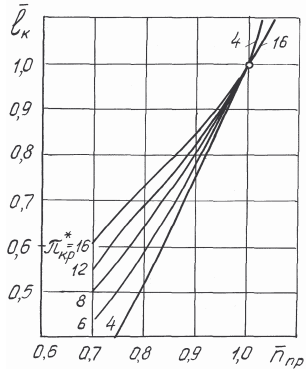


Рис.15.9. Относительное изменение параметра работы одновальных компрессоров вдоль рабочих линии при $\pi^*_т = \text{const}$

Обобщенные зависимости $\overline{l}_к = f(\overline{n}_{пр})$, представленные на рис.15.9, позволяют определять температуру газа перед турбиной ТРД (или любого одновального ГГ) при различных программах управления двигателем, поскольку с учетом (15.8) температура $\overline{T}^*_г$ связана с $\overline{l}_к$ соотношением

$$\overline{T}^*_г = \overline{l}_к \overline{T}^*_в . \qquad (15.21)$$

В частности, характер зависимостей температуры $\overline{T}^*_г$ от $\overline{T}^*_в$ при $n = \text{const}$, полученный по данным рис.15.9, показан на рис.15.10. Как видно, у ГГ с высоконапорными компрессорами (при $\pi^*_{к.р} > 7$) температура $T^*_г$ повышается, а для компрессоров с низкими $\pi^*_{к.р}$ (при $\pi^*_{к.р} < 7$) снижается при увеличении $\overline{T}^*_в$.

Пояснение к вопросу рассогласования ступеней компрессоров одновальных ТРД с различными $\pi^*_{к.р}$ при $\pi^*_т = \text{const}$ дает рис.15.11. На нем изображены три компрессора, имеющие различные $\pi^*_{к.р}$, и соответственно разное число ступеней. Изменение режима работы ступеней характеризуется величинами углов атаки i в отдельных ступенях и, следовательно, значениями Δi отклонения угла атаки от расчетной величины, если на расчетном режиме принимать $i \approx 0$. У ступеней, которые переходят на повышенные углы атаки («затяжеляются») $\Delta i > 0$, а у тех ступеней, которые переходят на пониженные углы атаки («облегчаются») $\Delta i < 0$. Как видно из рис.15.11, при $\pi^*_{к.р} = 4$ в данном примере облегчаются все три ступени. С увеличением $\pi^*_{к.р}$ картина меняется. При $\pi^*_{к.р} = 7$ из 5 ступеней 2 «затяжеляются» и 3 «облегчаются», но в меньшей степени.

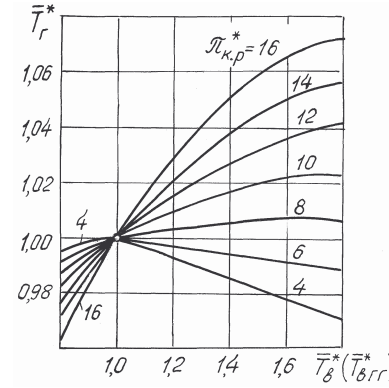


Рис.15.10. Зависимость температуры $\overline{T}^*_г$ одновального ГГ от температуры $\overline{T}^*_в$ при $n = \text{const}$

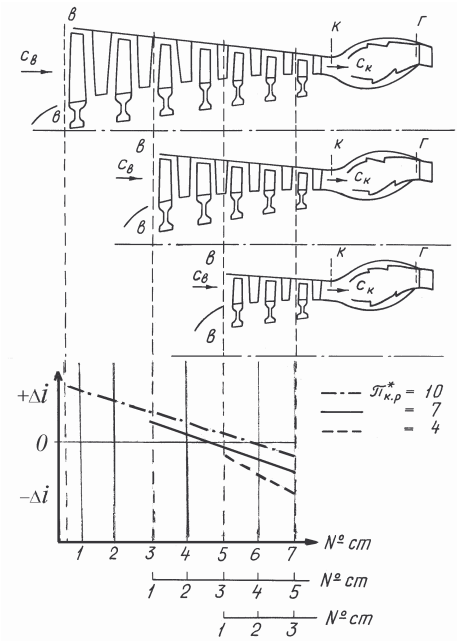


Рис.15.11. К объяснению рассогласования ступеней при $\overline{n}_{пр} < 1{,}0$ для компрессоров, имеющих различные $\pi^*_{к.р}$

При $\pi^*_{к.р} = 10$ из 7 ступеней 5 «затяжеляются» и только 2 «облегчаются».

Влияние $\pi^*_{к.р}$ ***на относительное изменение КПД компрессора*** $\overline{\eta}^*_к$ ***от*** $\overline{n}_{пр}$ вдоль рабочих линий, как видно из рис.15.8, является аналогичным его изменению вдоль линий оптимальных режимов у изолированного компрессора. При уменьшении $\overline{n}_{пр}$ вначале $\eta^*_к$ несколько возрастает из-за уменьшения чисел М в потоке воздуха, обтекающем лопатки компрессора и снижения волновых потерь, а затем, при более значительном снижении $\overline{n}_{пр}$, начинает преобладать влияние рассогласования ступеней, и оно усиливается с ростом $\pi^*_{к.р}$. Отличие имеется в области $\overline{n}_{пр} > 1{,}0$. Здесь снижение $\eta^*_к$ с ростом $\overline{n}_{пр}$ вызвано как повышением волновых потерь, так и рассогласованием ступеней. С увеличением $\pi^*_{к.р}$ степень рассогласования последних ступеней, как указывалось, уменьшается. Поэтому здесь при $\overline{n}_{пр} > 1{,}0$ наблюдается менее сильное снижение $\overline{\eta}^*_к$ с ростом $\overline{n}_{пр}$ у высоконапорных компрессоров по сравнению с низконапорными (рис.15.8).

Рассмотрим влияние $\pi^*_{к.р}$ ***на запас устойчивости компрессора.*** Оно представлено на рис.15.12. Здесь приведены типичные зависимости $\Delta K_у$ и $\overline{\Delta K_у}$ от $\bar{n}_{пр}$ для одновальных нерегулируемых осевых компрессоров ГТД. Величина $\Delta K_у$, вычисляемая по формуле (5.9), определяется взаимным расположением рабочей линии и границы устойчивых режимов работы на характеристике компрессора. На рис.15.13 представлено взаимное расположение этих линий в относительных координатах $\bar{\pi}^*_к$ - $\overline{q(\lambda_в)}$. С увеличением $\pi^*_{к.р}$ рабочая линия на характеристике компрессора располагается положе, а граница устойчивых режимов – круче.

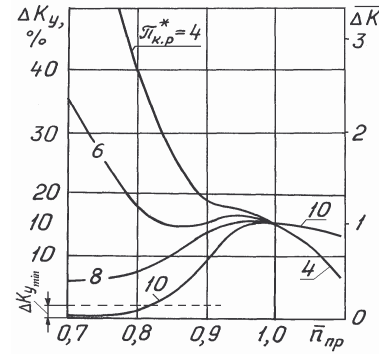


Рис.15.12. Изменение $\Delta K_у$ нерегулируемых компрессоров с различными значениями $\pi^*_{к.р}$ вдоль рабочих линий

Более пологое расположение рабочей линии объясняется тем, что отношение $\dfrac{\bar{\pi}^*_к}{q(\lambda_в)}$, характеризующее в указанных координатах тангенс угла наклона рабочей линии к оси абсцисс (при каждом заданном значении $\bar{n}_{пр}$) оказывается тем меньшим, чем выше величина $\pi^*_{к.р}$ (при уменьшении $\bar{n}_{пр}$ величина $\overline{q(\lambda_в)}$ падает медленнее, чем $\bar{\pi}^*_к$). Более крутое расположение границы устойчивых режимов вызвано тем, что, как указывалось, у компрессоров с более высокими значениями $\pi^*_{к.р}$ более значительно снижаются коэффициенты расхода в группе первых ступеней, ответственных за потерю устойчи-

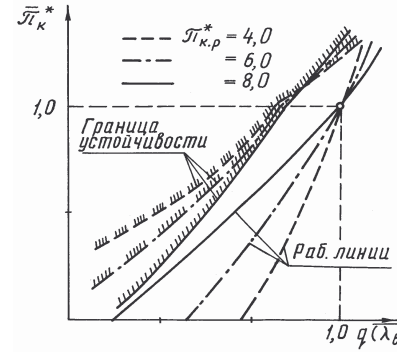


Рис.15.13. Взаимное расположение рабочих линий и границ устойчивой работы нерегулируемых компрессоров при различных $\pi^*_{к.р}$

вости компрессора при $\overline{n}_{пр}$ <1,0. Показанное на рис.15.13 взаимное расположение рабочих линий и границ устойчивых режимов работы объясняет характер зависимостей ΔK_y от $\overline{n}_{пр}$, представленных на рис.15.12.

В области $\overline{n}_{пр}$ **<1,0** ***при высоких*** $\pi^*_{к.р}$ вследствие сближения рабочей линии и границы устойчивых режимов ΔK_y после небольшого предварительного повышения снижается, что обусловлено значительным увеличением углов атаки на первых ступенях. При достижении критических углов атаки (ΔK_y=0, рис.15.12) происходит срыв потока на первых ступенях, вызывающий неустойчивую работу компрессора. Поэтому возникает необходимость регулирования компрессора поворотом лопаток НА первых ступеней на прикрытие. ***При малых величинах*** $\pi^*_{к.р}$ коэффициенты расхода на первых ступенях уменьшаются при снижении $\overline{n}_{пр}$ менее интенсивно, а одновременное уменьшение $\pi^*_к$ приводит к снижению степени диффузорности течения в ступенях. В результате этого ΔK_y возрастает при уменьшении $\overline{n}_{пр}$.

В области $\overline{n}_{пр}$ **>1,0** коэффициенты расхода на последних ступенях, как указывалось, при увеличении $\overline{n}_{пр}$ уменьшаются, причем в более значительной степени у низконапорных компрессоров. Это приводит к увеличению углов атаки на последних ступенях компрессора и к снижению ΔK_y при увеличении $\overline{n}_{пр}$ в этой области режимов работы при всех $\pi^*_{к.р}$ (см. рис.15.12), но в менее благоприятных условиях оказываются низконапорные компрессоры. ***Для предотвращения неустойчивой работы компрессора здесь приходится вводить ограничение на величину*** $\overline{n}_{пр\,max}$.

15.6. ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ОДНОВАЛЬНЫХ ГГ И ОДНОВАЛЬНЫХ ТРД, УПРАВЛЯЕМЫХ ПО ОДНОМУ ПАРАМЕТРУ

Управление режимами работы одновальных ТРД может осуществляться посредством двух управляющих факторов: расхода топлива $G_т$ и площади критического сечения реактивного сопла $F_{кр}$. Рассмотрим вначале случай, когда $F_{кр}$ = const и соответственно $\pi^*_т$ = const. Хотя этот случай не типичен для одновальных ТРД, но

он характерен для одновальных ГГ двухконтурных, турбовальных и турбовинтовых двигателей и будет играть важную роль при изучении их характеристик.

При $\pi_т^* = \text{const}$ одновальный ТРД представляет собой объект управления с одной степенью свободы. Поэтому он имеет только один независимый управляемый параметр. Это может быть: частота вращения ротора n; температура газа перед турбиной $T_г^*$; приведенная частота вращения ротора $n_{пр}$ и др.

Управление тем или иным выбранным управляемым параметром обеспечивается единственным управляющим фактором – расходом топлива $G_т$. За счет изменения $G_т$ осуществляется управляющее воздействие на двигатель. Кроме расхода топлива на режим работы двигателя и его ГГ могут влиять внешние условия – скорость и высота полета, а также параметры окружающей атмосферы. Внешние условия, как указывалось, воздействуют через изменение температуры воздуха на входе в двигатель. Поэтому ***программы управления ГТД принято изображать в виде зависимостей управляемых параметров от температуры воздуха на входе в двигатель*** $T_в^*$ ***(или на входе в ГГ –*** $T_{в\,ГГ}^*$ ***) при заданном положении РУД***.

Если задать закон изменения какого-либо одного из указанных управляемых параметров от температуры $T_в^*$, то изменение остальных параметров определится однозначно и может быть найдено по обобщенным характеристикам типа представленных на рис.15.7-15.9. Это вытекает из того, что задание температуры $T_в^*$ и любого из перечисленных управляемых параметров однозначно определяет режим работы ГГ (через $\overline{n}_{пр}$, либо через $\Delta_{ГГ}^*$). Тогда все его остальные безразмерные параметры находятся по характеристике ГГ (рис.15.6).

Простейшими программами управления одновального ТРД являются такие, при которых один из управляемых параметров в определенном диапазоне изменения температуры $T_в^*$ ($T_{в\,ГГ}^*$) поддерживается постоянным (стабилизируется). Рассмотрим основные из них.

<u>Программа управления n = const</u> сопровождается изменением $n_{пр}$; $T_г^*$; $\Delta K_у$ и др. величин в зависимости от температуры $T_в^*$, а характер их

изменения зависит, в первую очередь, от $\pi^*_{к.р}$. С ростом температуры $T^*_в$ при n=const уменьшается $n_{пр}$. Рабочая точка на характеристике компрессора перемещается по рабочей линии вниз. Каждому значению $\overline{n}_{пр}$ при заданной величине $\pi^*_{к.р}$ из зависимости $\overline{l}_к = f(\pi^*_{к.р}, \overline{n}_{пр})$, представленной на рис.15.9, может быть найдена величина $\overline{l}_к = \overline{\Delta}^*_{ГГ}$ и соответствующее ей значение температуры $\overline{T}^*_г$. Полученные таким способом зависимости $\overline{T}^*_г$ в функции $\overline{T}^*_в$ и $\pi^*_{к.р}$ при n=const приведены на рис.15.10. Как видно, при низких значениях $\pi^*_{к.р}$ температура $\overline{T}^*_г$ уменьшается при увеличении $T^*_в$ (это объясняется «облегчением» компрессора). При высоких значениях $\pi^*_{к.р}$ температура $\overline{T}^*_г$ увеличивается при повышении $T^*_в$ (компрессор «затяжеляется»). Рассмотренные зависимости позволяют установить области режимов (по температурам $T^*_в$ и соответствующим им условиям полета), где температура $T^*_г$ может превысить максимально допустимые значения $T^*_{г\,max}$ – в целях введения ограничения по $T^*_г \le T^*_{г\,max}$.

Величина $\pi^*_{к.р}$ влияет также на зависимости $\Delta K_у$ от $T^*_в$. Характер этих зависимостей при n = const, полученных с использованием рис.15.12, показан на рис.15.14 сплошными линиями. При низких значениях $\pi^*_{к.р}$, как видно, повышение $T^*_в$ приводит к возрастанию $\Delta K_у$. Но уменьшение $T^*_в$ по сравнению с расчетным значением вызывает резкое снижение $\Delta K_у$ при всех значениях $\pi^*_{к.р}$. При высоких $\pi^*_{к.р}$ у не-

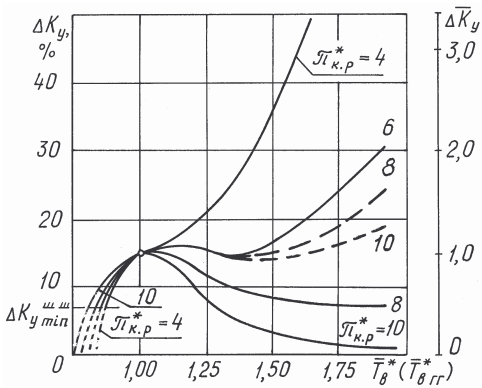


Рис.15.14. Зависимость $\Delta K_у$ одновального компрессора от температуры $\overline{T}^*_в$

регулируемого компрессора происходит снижение величины ΔK_y как при уменьшении, так и при увеличении температуры $T_в^*$ по сравнению с $T_{в.р}^*$. Для обеспечения допустимых значений ΔK_y у высоконапорных компрессоров требуется вводить при высоких $T_в^*$ их регулирование поворотом лопаток НА группы первых ступеней на прикрытие. Этим предотвращается снижение ΔK_y при больших числах М полета (штриховые линии на рис.15.14).

Наиболее опасной областью режимов, где значения ΔK_y становятся ниже допустимой величины, как видно, ***является область низких температур воздуха на входе в двигатель.*** Поэтому здесь требуется вводить ***ограничение по $\Delta K_{y.min}$, что эквивалентно переходу на программу управления $n_{пр} = n_{пр.max} = const$.***

Программа управления $T_г^* = const$ сопровождается изменением n и $n_{пр}$. Характер изменения $\bar{n}$ от $\bar{T}_в^*$ при $T_г^* = const$ для ТРД с нерегулируемыми компрессорами показан на рис.15.15 сплошными линиями. При низких значениях $\pi_{к.р}^*$ в данном случае $\bar{n}$ увеличивается с ростом $T_в^*$, что объясняется «облегчением» компрессора в указанных условиях и раскруткой ротора ГГ. При высоких значениях $\pi_{к.р}^*$ компрессор «затяжеляется», а его частота вращения уменьшается с ростом $T_в^*$. «Затяжеление» у нерегулируемых компрессоров наблюдается при $\pi_{к.р}^* > 6…7$. Но если осуществляется регулирование компрессора поворотом лопаток НА группы первых ступеней – степень их «затяжеления» снижается (штриховые линии на рис.15.15).

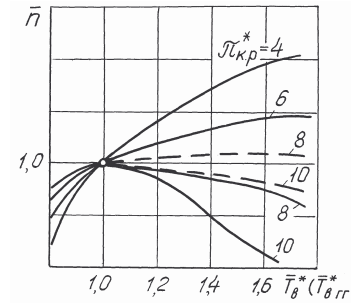


Рис.15.15. Зависимость частоты вращения n одновального ГГ от температуры $\bar{T}_в^*$ при $T_г^* = const$

Может возникнуть необходимость ограничения максимально допустимой величины n по условиям прочности. Как видно, ***при малых значениях*** $\pi_{к.р}^*$ ***это ограничение достигается в об-***

ласти высоких $T_{в}^{*}$***, т.е при больших скоростях полета.*** Характер зависимостей $\Delta K_{у}$ от $T_{в}^{*}$ и потребности в применении ограничений по $\Delta K_{у} \geq \Delta K_{у.min}$ качественно остаются такими же, как и для программы n = const. При наличии конкретных характеристик компрессора анализ эксплуатационных ограничений проводится индивидуально в сочетании с прочностными расчетами.

Программа управления $n_{пр}$**=const** соответствует условию подобия режимов работы ТРД. При этом в области $n_{пр}$ = const обеспечивается постоянство всех безразмерных параметров ГГ. Температура $T_{г}^{*}$ и частота вращения n при увеличении температуры $T_{в}^{*}$ возрастают и находятся исходя из условий: $T_{г}^{*} = \text{const}\, T_{в}^{*}$; $n = \text{const}\sqrt{T_{в}^{*}}$. Запас устойчивости компрессора сохраняется неизменным, поэтому программа управления $n_{пр}$ = const применяется для предотвращения снижения $\Delta K_{у}$ ниже $\Delta K_{у.min}$ при низких значениях температур $T_{в}^{*}$.

Программы управления одновального ГГ с учетом эксплуатационных ограничений по условиям прочности ($n \leq n_{max}$ или $T_{г}^{*} \leq T_{г.max}^{*}$) и газодинамической устойчивости ($\Delta K_{у} \geq \Delta K_{у.min}$) ***определяются по характеристикам ГГ при известных значениях ограничиваемых величин*** n_{max} **,** $T_{г.max}^{*}$ ***и*** $\Delta K_{y.min}$, найденных из предварительных прочностных и газодинамических расчетов.

Характерные программы управления одновального ГГ для случая $\pi_{т}^{*}$ = const, полученные с учетом эксплуатационных ограничений для «затяжеляющегося» (*а*) и «облегчающегося» (*б*) компрессоров, представлены на рис.15.16. Случай *а* здесь соответствует $\pi_{к.р}^{*} = 10$ (он характерен для ГГ ТРДД). Случай *б* соответствует $\pi_{к.р}^{*} = 4$ (он характерен для ГГ высокого давления двухвальных ТРД). Основной диапазон режимов работы ГГ на рис.15.16 соответствует области *II*.

При $\pi^*_{к.р} = 10$ в области *II* принята программа управления $n = n_{max} = \text{const}$. Поскольку компрессор при $\pi^*_{к.р} = 10$ является «затяжеляющимся», температура $T^*_г$ при увеличении $T^*_в$ повышается. При $T^*_{в\,2}$ она достигает $T^*_{г.max}$ и далее в области *III* поддерживается программа управления $T^*_{г.max} = \text{const}$. При уменьшении температуры $T^*_в$ приведенная частота вращения повышается и при $T^*_{в\,1}$ наступает ограничение по $n_{пр.max}$. В области *I*, где $T^*_в < T^*_{в\,1}$, поддерживается условие $n_{пр} = \text{const}$. Здесь вследствие подобия режимов работы ГГ $T^*_г = \text{const}\, T^*_в$; $n = \text{const}\sqrt{T^*_в}$ и $\Delta K_у = \Delta K_{у.min} = \text{const}$. Следовательно, при рассмотренной комбинированной программе управления двигатель все время работает на предельных режимах: в области *I* – с минимально допустимым запасом устойчивости; в области *II* – при $n = n_{max} = \text{const}$; в области *III* – при $T^*_г = T^*_{г.max} = \text{const}$. При величине $\pi^*_{к.р} = 4$, характерной для КВД двухвальных ГГ (рис.15.16, *б*), в области *II* принята программа управления $T^*_г = \text{const}$. При «облегчающемся» компрессоре здесь с увеличением температуры $T^*_{в\,ГГ}$ на входе в ГГ ВД происходит «раскрутка» ротора ГГ. При $T^*_{в\,ГГ\,2}$ достигается ограничение по $n_{ВД} = n_{ВД.max}$, а при $T^*_{в\,ГГ\,1}$ – по $n_{ВД.пр.max}$.

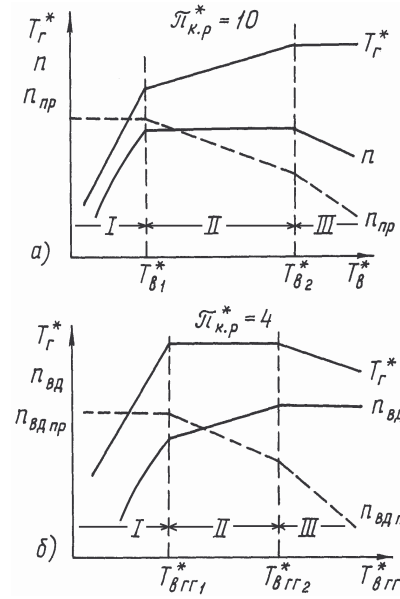


Рис.15.16. Комбинированная программ управления одновального ГГ при «затяжеляющемся» (*а*) и «облегчающемся» (*б*) компрессорах

Аналогичные программы управления на предельных режимах имели бы ТРД, если бы у них соблюдалось условие $F_{кр} = \text{const}$, т.е. при однопараметрическом управлении на нефорсированных режимах.

15.7. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ И ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ОДНОВАЛЬНЫХ ТРД, УПРАВЛЯЕМЫХ ПО ДВУМ ПАРАМЕТРАМ

У одновальных ТРД на нефорсированных режимах имеется возможность двухпараметрического управления за счет изменения $G_т$ и $F_{кр}$. За счет $G_т$ можно воздействовать на $T_г^*$, а за счет $F_{кр}$ – на n. В этом случае возможно осуществление программы управления

$$n = n_{max} = \text{const}; \quad T_г^* = T_{г.max}^* = \text{const} \tag{15.22}$$

во всем диапазоне режимов полета, где отсутствуют ограничения по $\Delta K_{у.min}$. Такая программа управления выгодна тем, что она обеспечивает максимальную тягу двигателя в полете.

Рабочие линии на характеристике компрессора при $F_{кр} = \text{const}$ (т.е. при $\pi_т^* = \text{const}$) и в случае $n = \text{const}$; $T_г^* = \text{const}$ получаются различными. Если $\pi_т^* \neq \text{const}$ и требуется иметь $n = \text{const}$; $T_г^* = \text{const}$, то построение рабочей линии осуществляется с использованием условия равенства расходов, согласно которому, как указывалось,

$$\frac{\pi_к^*}{q(\lambda_в)} = A\sqrt{\frac{T_г^*}{T_в^*}}, \tag{15.23}$$

Заменяя в этой формуле $T_в^*$ из соотношения $n_{пр} = n\sqrt{288/T_в^*}$ и принимая $T_г^* = \text{const}$, находим

$$\frac{\pi_к^*}{q(\lambda_в)} = A\sqrt{\frac{T_г^*}{288}}\frac{n_{пр}}{n} = \text{const}\, n_{пр}. \tag{15.24}$$

Полученное уравнение содержит только величины, имеющиеся на характеристике компрессора. ***Геометрическое место точек на этой характеристике, удовлетворяющее уравнению (15.24), является рабочей линией для ТРД при программе управления n=const;*** $T_г^* =$***const***. Константа в уравнении (15.24) определяется из условия прохождения рабочей линии через заданную точку на характеристике компрессора.

Величины $\pi_т^*$, необходимые для реализации программы управления (15.22), обеспечиваются регулированием площади $F_{кр}$ и находятся из уравнения баланса работ компрессора и турбины (15.4), согласно

которому

$$c_{\text{р}}(e_{\text{к}}^{*}-1)\frac{1}{\eta_{\text{к}}^{*}}=a_1 c_{\text{р г}}\frac{T_{\text{г}}^{*}}{T_{\text{в}}^{*}}\left(1-\frac{1}{e_{\text{т}}^{*}}\right)\eta_{\text{т}}^{*}. \qquad (15.25)$$

Решение этого уравнения для каждой точки уже найденной рабочей линии позволяет определить величину $e_{\text{т}}^{*}$ и соответствующее ей значение $\pi_{\text{т}}^{*}$. Поскольку $\pi_{\text{т}}^{*}$ изменяется, для определения КПД турбины $\eta_{\text{т}}^{*}$ нужно использовать характеристики турбины. Потребная для установления найденных значений $\pi_{\text{т}}^{*}$ площадь $F_{\text{кр}}$ определяется по уравнению (15.1) равенства расходов газа через критические сечения соплового аппарата турбины и реактивного сопла.

Заменяя в (15.24) величину $\pi_{\text{к}}^{*}/q(\lambda_{\text{в}})$ из соотношения (15.23), получим $T_{\text{г}}^{*}=\text{const}\ n^2$. Следовательно, на установившихся режимах работы одновального ГГ при программе управления (15.22) температура $T_{\text{г}}^{*}$ пропорциональна n^2. При $\pi_{\text{т.ГГ}}^{*}=\text{const}$ эта зависимость выполняется лишь приближенно.

Характер изменения степени понижения давления турбины $\pi_{\text{т}}^{*}$ и площади $F_{\text{кр}}$ от температуры $T_{\text{в}}^{*}$ в данном случае зависит от свойств применяемого компрессора. Если компрессор является «облегчающимся», площадь $F_{\text{кр}}$ следует уменьшать с увеличением $T_{\text{в}}^{*}$, чтобы снизить $\pi_{\text{т}}^{*}$ и повысить за счет этого температуру $T_{\text{г}}^{*}$ до уровня $T_{\text{г.max}}^{*}$. Если компрессор является «затяжеляющимся», площадь $F_{\text{кр}}$ необходимо увеличивать, чтобы не допустить повышения температуры $T_{\text{г}}^{*}$ с ростом $T_{\text{в}}^{*}$.

15.8. ДВУХПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОДНОВАЛЬНЫХ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ

На рис.15.17 показан один из способов изображения критериальных характеристик одновального ГГ, *управляемого по двум параметрам*. Они представлены в виде зависимостей $\pi_{\text{ГГ}}^{*}$ от $\overline{G}_{\text{в.пр.ГГ}}$ при различных значениях $\overline{n}_{\text{пр}}$. На характеристику ГГ нанесены линии постоянных значений $\tau_{\text{ГГ}}^{*}$ и $\overline{G}_{\text{т.пр.ГГ}}$. Поле характеристик ограничено слева вверху границей устойчивых режимов

работы компрессора *1*, справа – максимальными $\bar{n}_{пр}$, снизу – условием запирания турбины по перепаду давлений *2* ($\lambda_{т\,а} = 1{,}0$), которое в данном примере наступает раньше, чем запирание компрессора по выходу. Показана также область возможных расположений границы режимов авторотации *3*, которая, в отличие от других кривых, зависит от условий полета.

Вдоль линии $n_{пр} = \text{const}$ величина $\pi^*_{ГГ}$ при дросселировании ГГ интенсивно возрастает, что связано с характером изменения $\pi^*_{к\,ГГ}$, $\pi^*_{т}$ и $T^*_{г}$. При уменьшении площади $F_{кр}$ элемента, расположенного за турбиной ГГ, происходит снижение $\pi^*_{т}$ и увеличение $\pi^*_{к\,ГГ}$. За счет этого резко повышается величина $\pi^*_{ГГ} = \pi^*_{к\,ГГ}\sigma_{к.с} / \pi^*_{т}$. Вследствие уменьшения $\pi^*_{т}$ увеличивается $T^*_{г}$ (поскольку $n = \text{const}$) и соответственно величины $\tau^*_{ГГ}$.

Зависимости $\tau^*_{ГГ} = \text{const}$ имеют пологий характер изменения по $G_{в.пр.ГГ}$ и $\bar{n}_{пр}$. Это связано с тем, что поддержание $\tau^*_{ГГ} = \text{const}$ осуществляется при одновременном изменении $n_{пр}$ и $F_{кр}$. Этим вызывается одновременное увеличение $\pi^*_{к\,ГГ}$ и $\pi^*_{т}$, что мало меняет $\pi^*_{ГГ}$.

На рис.15.17 нанесено несколько рабочих линий *4* при различных величинах $\pi^*_{т}$. Линия, проходящая через расчетную точку «р» характеристики компрессора (см. рис.15.3), соответствует $\pi^*_{т.р} = 2{,}5$. При $\pi^*_{т} < \pi^*_{т.р}$ рабочие линии располагаются выше, а при $\pi^*_{т} > \pi^*_{т.р}$ – ниже указанной рабочей линии.

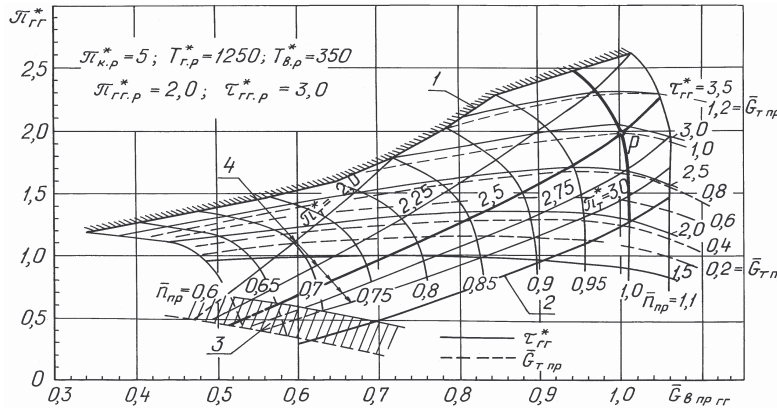


Рис.15.17. Двухпараметрические характеристики одновального ГГ

Если ГГ используется в ТРД, то, изменяя площадь $F_{кр}$, можно управлять расположением указанной рабочей линии. В других схемах ГТД, где за ГГ нет регулируемой площади $F_{кр}$, требуемая рабочая линия, например, при установке заданного ГГ на разные двигатели, должна подбираться величиной площади критического сечения соплового аппарата первой ступени турбины, расположенной за турбиной ГГ. Таким же способом корректируется рабочая линия при доводке двигателя.

Если данный ГГ переносится из одного двигателя в другой, то его критериальные характеристики сохраняются неизменными, а положение рабочей линии подбирается за счет варьирования площадью критического сечения элемента, установленного за ГГ (для ТРД это площадь $F_{кр}$). Положение же рабочей точки на рабочей линии зависит от значения температуры $T^*_{в\,ГГ}$ на входе в ГГ, которая определяется параметрами воздуха на выходе из элемента, устанавливаемого перед ГГ.

15.9. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ ДВУХВАЛЬНЫХ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ И ДВУХВАЛЬНЫХ ТРД, УПРАВЛЯЕМЫХ ПО ОДНОМУ ПАРАМЕТРУ

Двухвальные ГГ находят применение в двигателях различных схем. Это, как видно из рис.15.1, могут быть двухвальные одноконтурные ТРД, трехвальные двухконтурные ТРД, турбовальные и турбовинтовые двигатели. Двухвальный ГГ состоит из двух турбокомпрессоров – внутреннего, являющегося газогенератором высокого давления (ГГ ВД), и внешнего, которым в зависимости от схемы ГТД является турбокомпрессор среднего или низкого давления. Обозначения сечений зависят от схемы двигателя. Если рассматривается двигатель трехвальной схемы (рис.15.1, *е* и *ж*), то внешний турбокомпрессор (в данном случае турбокомпрессор среднего давления) состоит из компрессора среднего давления (КСД) и турбины среднего давления (ТСД). В этом случае сечение на входе в ГГ обозначают «*вСД*», а на выходе – «*тСД*». У ГТД одноконтурных схем (рис.15.1, *д* и *з*) турбина и компрессор внешнего турбокомпрессора (в данном случае – турбокомпрессора низкого давления) именуются КНД и ТНД, и в соответствии с этим сечение на входе в ГГ обозначают «*вНД*» (или в общем случае – «*вГГ*»), а на выходе – «*тНД*» (или в общем случае – «*тГГ*»).

В качестве примера рассмотрим совместную работу элементов

двухвального ГГ в одноконтурном ТРД(Ф) (рис.15.1, *д*). При этом будем принимать $\pi^*_{\text{тВД}} = \text{const}$ и $\pi^*_{\text{тНД}} = \text{const}$. Неизменность $\pi^*_{\text{тВД}}$ обусловлена тем, что ТВД «заперта» критическим сечением соплового аппарата первой ступени ТНД, а условие $\pi^*_{\text{тНД}} = \text{const}$ в системе ТРД соответствует случаю $F_{\text{кр}} = \text{const}$, когда управление ТРД осуществляется по одному параметру. Для двухвальных ГГ двигателей других схем условие $\pi^*_{\text{тНД}} = \text{const}$ является следствием «запирания» ГГ имеющейся за ним турбиной (рис.15.1, *е, ж, з*).

Совместная работа элементов ГГ ВД в двухвальном ГГ не отличается от рассмотренной для одновального ГГ. Для ГГ ВД уравнение баланса расходов по аналогии с (15.3) выражается соотношением

$$\frac{\pi^*_{\text{кВД}}}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}} = A\sqrt{\Delta^*_{\text{ГГ ВД}}}\,, \tag{15.26}$$

а уравнение баланса работ по аналогии с (15.7) дает

$$\frac{e^*_{\text{кВД}} - 1}{\eta^*_{\text{кВД}}} = B\,\Delta^*_{\text{ГГ ВД}}\,. \tag{15.27}$$

Уравнение рабочей линии на характеристике КВД в этом случае принимает вид

$$\frac{\pi^*_{\text{кВД}}}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}} = C\sqrt{\frac{e^*_{\text{кВД}} - 1}{\eta^*_{\text{кВД}}}}\,, \tag{15.28}$$

и, как видно, не отличается от уравнения рабочей линии одновального ГГ и одновального ТРД при $\pi^*_{\text{т}} = \text{const}$.

Совместная работа компрессора и турбины низкого давления математически сводятся к составлению уравнений баланса расходов и мощностей КНД и ТНД.

Условие баланса расходов воздуха, если его записывать для входа в КНД и критического сечения соплового аппарата первой ступени ТВД, по форме не отличается от (15.3). Оно имеет вид

$$\frac{\pi^*_{\text{кНД}}\pi^*_{\text{кВД}}}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{НД}}} = A\sqrt{\frac{T^*_{\text{г}}}{T^*_{\text{в}}}}\,. \tag{15.29}$$

Уравнение баланса работ по аналогии с (15.7) дает

$$\frac{e^*_{\text{кНД}}-1}{\eta^*_{\text{кНД}}} = B\frac{T^*_{\text{г}}}{T^*_{\text{в}}}. \qquad (15.30)$$

В этих уравнениях величины коэффициентов A и B учитывают отбор воздуха и его возвращение в тракт двигателя, а также отбор мощности, если он имеется.

Исключая из (15.29) и (15.30) параметр $\Delta^*_{\text{ГГ}} = T^*_{\text{г}}/T^*_{\text{в}}$, получим уравнение рабочей линии на характеристике КНД:

$$\frac{\pi^*_{\text{кНД}}}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{НД}}} = \frac{C_1}{\pi^*_{\text{кВД}}}\sqrt{\frac{e^*_{\text{кНД}}-1}{\eta^*_{\text{кНД}}}}, \qquad (15.31)$$

где $C_1 = \text{const}$ при $\pi^*_{\text{тНД}} = \text{const}$.

Это уравнение одинаково справедливо как для двухвального ГГ, так и для двухвального ТРД при условии $\pi^*_{\text{тНД}} = \text{const}$. Оно, помимо параметров КНД, содержит еще величину $\pi^*_{\text{кВД}}$, являющуюся параметром КВД. Поэтому в отличие от рабочей линии на характеристике КВД, которая зависела только от выбора расчетной точки на этой характеристике, ***рабочая линия на характеристике КНД зависит также от того, с каким КВД данный КНД работает***.

При перемещении из расчетной точки характеристики по рабочей линии вниз величина $\frac{C_1}{\pi^*_{\text{кВД}}}$ возрастает (так как снижается $\pi^*_{\text{кВД}}$). Поэтому увеличивается отношение $\frac{\pi^*_{\text{кНД}}}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{НД}}}$ при каждом значении $n_{\text{НД.пр}}$. Это приводит к более пологому расположению рабочей линии на характеристике КНД по сравнению с ее расположением на характеристике КВД при том же значении $\pi^*_{\text{к.р}}$. Физически это объясняется дросселирующим воздействием КВД на поток воздуха, проходящий через КНД.

Уравнение (15.31) хорошо объясняя свойства рабочей линии на характеристике КНД, является не очень удобным для ее непосредственного построения, т.к. оно не устанавливает в явном виде соответствия между параметрами КНД и КВД. Для получения такого соответствия уравнения баланса расходов и работ КНД и ТНД представляют через параметры газового потока на выхо-

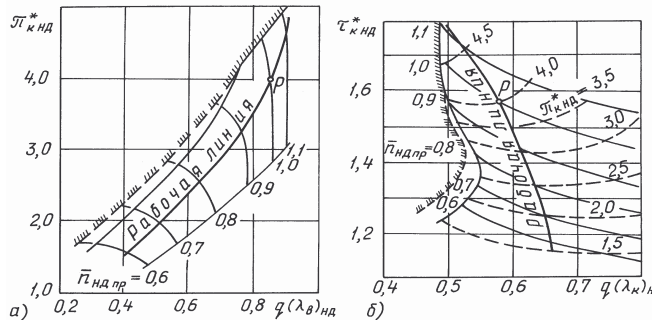


Рис.15.18. Характеристика КНД в обычных (*а*) и преобразованных (*б*) координатах

де из КНД.

Поскольку температура и давление газового потока на выходе из КНД и на входе в КВД равны, условие равенства расхода воздуха для этих сечений дает

$$q(\lambda_к)_{НД} F_{кНД} = q(\lambda_в)_{ВД} F_{вВД}. \qquad (15.32)$$

Уравнение баланса работ КНД и ТНД, если считать, что охлаждающий воздух, отбираемый из-за КВД, полностью возвращается в проточную часть двигателя до входа в ТНД, имеет вид

$$L_{КНД} = (1+g_т)(1-g_{отб})L_{ТНД}. \qquad (15.33)$$

Это уравнение при условии $\pi^*_{тНД} = \text{const}$ можно записать через параметры газового потока в следующем виде:

$$L_{КНД} = c_р(T^*_{кНД} - T^*_в) = \text{const}\, T^*_{тВД}. \qquad (15.34)$$

Поделив (15.34) на $T^*_в$ и учитывая, что $\dfrac{T^*_{тВД}}{T^*_в} = \dfrac{T^*_{тВД}}{T^*_{вВД}} \dfrac{T^*_{вВД}}{T^*_в} = \tau^*_{ГГ\,ВД}\tau^*_{кНД}$, получим

$$(\tau^*_{кНД} - 1) = \text{const}\,\tau^*_{ГГ\,ВД}\tau^*_{кНД}. \qquad (15.35)$$

Входящая в уравнение (15.35) константа определяется по данным КНД и ГГ ВД на расчетном режиме.

Для удобства использования полученных уравнений, помимо обычной характеристики КНД, строят еще вспомогательную характеристику, дающую зависимость $\pi^*_{кНД}$ и $\tau^*_{кНД}$ от $q(\lambda_к)_{НД}$ и $n_{НД.пр}$. На рис.15.18 слева показана обычная характеристика КНД, а справа – перестроенная указанным способом. Между точками обоих характеристик имеется однозначное соответствие.

С помощью уравнений (15.32) и (15.35) находится рабочая линия на перестроенной характеристике КНД. С этой целью для каждой рабочей точки на характеристике КВД, зная $n_{ВД.пр}$, определяют по характеристикам ГГ ВД величины $\tau^*_{ГГ\,ВД}$ и $q(\lambda_в)_{ВД}$. Далее по уравнениям (15.32) и (15.35) находят величины $\tau^*_{кНД}$ и $q(\lambda_к)_{НД}$, которые являются координатами рабочих точек на перестроенной характеристике КНД. Полученные рабочие точки переносят на характеристику КНД в обычных координатах.

Рабочие линии на характеристиках КНД и КВД.

При низких значениях $\pi^*_{кВД}$ и $\pi^*_{кНД}$, свойственных двухвальным ТРД, характерным является расположение рабочих линий на характеристиках каскадов, показанное на рис.15.19. Рабочая линия на характеристике КВД (рис.15.19, *а*) в этом случае при снижении $n_{ВД.пр}$ удаляется от границы устойчивых режимов и приближается к границе запирания компрессора по выходу. Работа $L_{КВД}$ при $n_{ВД} = \text{const}$ и повышении $T^*_{вВД}$ в этом случае уменьшается и, следовательно, КВД «облегчается», т.е. требует меньшей работы для его вращения. По указанным причинам ГГ ВД при условии $T^*_г = \text{const}$ раскручивается с увеличением температуры $T^*_{вВД}$, а следовательно, и скорости полета.

Рабочая линия на характеристике КНД, как видно из рис.15.19,*б*, приближается при уменьшении $n_{НД.пр}$ к границе устойчивых режимов,

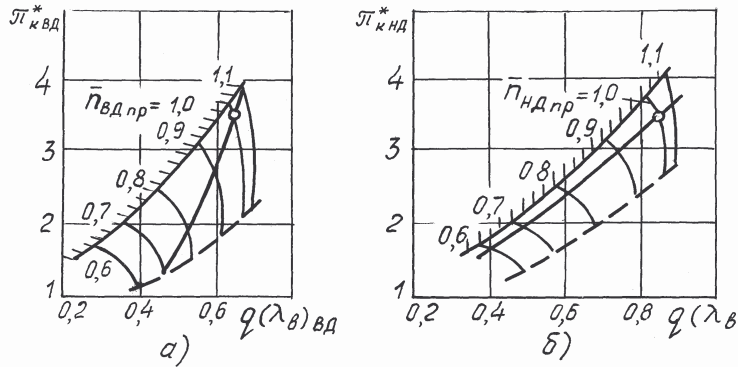


Рис.15.19. Расположение рабочих линий на характеристиках КВД (*а*) и КНД (*б*) двухвального ГГ (двухвального ТРД(Ф)) при $\pi^*_т = \text{const}$

что, как указывалось, является следствием дросселирующего воздействия КВД на КНД. КНД в данном случае «затяжеляется».

15.10. ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВУХВАЛЬНЫХ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ

По рабочей линии на характеристике КНД определяют параметры КНД в функции от $n_{\text{НД.пр}}$. Зная эти зависимости, учитывая (15.35) и используя имеющиеся характеристики ГГ ВД, суммарные параметры двухвальных ГГ (и соответственно двухвальных ТРД) определяют по формулам

$$\begin{aligned}\pi^*_{\text{ГГ}} &= \pi^*_{\text{ГГ ВД}}\pi^*_{\text{кНД}} / \pi^*_{\text{тНД}};\\ \tau^*_{\text{ГГ}} &= \tau^*_{\text{ГГ ВД}}\tau^*_{\text{кНД}} / \tau^*_{\text{тНД}};\\ \Delta^*_{\text{ГГ}} &= \Delta^*_{\text{ГГ ВД}}\tau^*_{\text{кНД}}.\end{aligned} \qquad (15.36)$$

Характеристики ГГ двухвального ТРД при принятых условиях являются, как и ранее рассмотренные характеристики ГГ одновального ТРД, критериальными однопараметрическими зависимостями, которые могут быть представлены в функции от одного критерия подобия – $n_{\text{НД.пр}}$.

Характеристики двухвальных ГГ в качественном отношении не отличаются от характеристик одновальных ГГ. Некоторое количественное отличие связано с тем, что двухвальному ГГ по сравнению с одновальным *при одинаковых значениях* $\pi^*_{\text{к.р}}$ свойственно меньшее рассогласование ступеней каскадов компрессора на нерасчетных режимах. Их характеристики близки к характеристикам одновальных ГГ с компрессором, имеющим регулирование лопаток НА в группах первых и последних ступеней. Поэтому двухвальный ГГ имеет при принятом условии сравнения более высокие значения величин $\pi^*_{\text{к}}$; $\eta^*_{\text{к}}$ и $\Delta K_{\text{у}}$ в области нерасчетных режимов работы компрессора (где $\pi^*_{\text{к}} \neq \pi^*_{\text{к.р}}$), чем одновальный ГГ (и одновальный ТРД) с нерегулируемым компрессором при том же $\pi^*_{\text{к.р}}$. Характер изменения температуры $T^*_{\text{г}}$ при различных режимах работы двухвального ГГ определяется условием баланса работ компрессора и турбины ГГ ВД. Поэтому ***в программах управления и взаимосвязи управляемых параметров одно-***

вальных и двухвальных ГГ имеются существенные различия.

Изменение параметров двухвального ГГ (и двухвального ТРД) в зависимости от режима его работы в первую очередь определяется закономерностями протекания рабочих линий на характеристиках КВД и КНД (или КСД). Отметим главные из них (при принятых условиях постоянства $\pi^*_{\text{тНД}}$ и $\pi^*_{\text{тВД}}$).

1. Рабочей линии на характеристике КВД свойственны все закономерности, которые были установлены для одновальных ГГ (одновальных ТРД). В частности, ее расположение зависит только от выбора расчетной точки на характеристике КВД и не зависит от изменения внешних условий и характеристик КНД, с которым данный КВД работает в рассматриваемом двухвальном ГГ (или двухвальном ТРД).

2. Рабочая линия на характеристике КНД у двухвального ГГ с заданными параметрами также не зависит от внешних условий, а зависит только от выбора расчетной точки на характеристике КНД. Изменение атмосферных условий и условий полета оказывает влияние на величину $\overline{n}_{\text{НД.пр}}$ (через температуру $T^*_{\text{в}}$), а благодаря этому – на расположение рабочей точки на рабочей линии. Каждой же рабочей точке на рабочей линии характеристики КНД однозначно соответствует своя вполне определенная рабочая точка на рабочей линии характеристики КВД.

3. Расположение рабочей линии на характеристике КНД с заданными расчетными параметрами зависит не только от выбора расчетной точки в поле этой характеристики, но и от конкретных расчетных параметров и характеристик КВД, с которым данный КНД работает. Это следует из того, что в уравнения (15.32) и (15.35), с помощью которых определяется рабочая линия на характеристике КНД, входят параметры ГГ ВД: $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}$ и $\tau^*_{\text{ГГ ВД}}$. Эти параметры, в свою очередь, существенно зависят от выбора величины $\pi^*_{\text{кВД.р}}$.

На рис.15.20, *а* показано взаимное расположение рабочих линий на характеристике КНД, проходящих через одну и ту же заданную расчетную точку «*р*», при различных расчетных значениях $\pi^*_{\text{кВД.р}}$. Как видно, чем выше $\pi^*_{\text{кВД.р}}$, тем рабочая линия на характеристике КНД располагается положе. Физически это объясняется тем, что у более высоконапорного КВД интенсивнее снижается

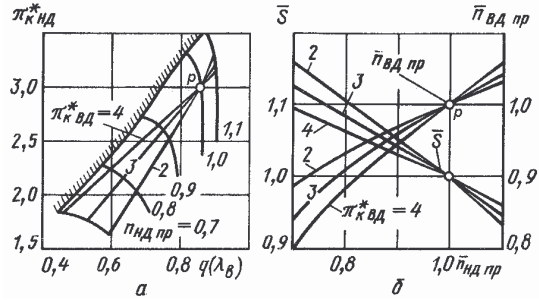


Рис.15.20. Влияние расчетной степени повышения давления КВД на рабочие линии КНД

$q(\lambda_в)_{ВД}$ при уменьшении $\bar{n}_{ВД.пр}$ (см. рис.15.7, *б*). Но в таком случае КВД оказывает более сильное дросселирующее воздействие на поток воздуха, проходящий через КНД, и, следовательно, при одном и том же значении $\bar{n}_{НД.пр}<1,0$ величина $q(\lambda_в)_{НД}$ оказывается тем меньшей, чем выше $\pi^*_{кВД.р}$. Указанное расположение рабочих линий на характеристике КНД влияет на характер изменения запаса устойчивости КНД $\Delta K_{у.НД}$ в зависимости от $n_{НД.пр}$. При малых значениях $\pi^*_{КНД.р}$ величина $\Delta K_{у.НД}$ при уменьшении $n_{НД.пр}$ возрастает, а при высоких значениях $\pi^*_{КВД.р}$ - снижается (рис.15.20, *а*).

Скольжение роторов S в двухвальном ГГ (как и в двухвальном ТРД) при уменьшении $\bar{n}_{НД.пр}$ ***возрастает.*** Объясняется это тем, что КВД, имея относительно низкие значения $\pi^*_{кВД.р}$, «облегчается», так как большинство его ступеней в этих условиях переходит на работу с пониженными углами атаки. У КНД в рассматриваемых условиях преобладают «затяжеляющиеся» ступени. Увеличение S при уменьшении $\bar{n}_{НД.пр}$, как уже указывалось, является фактором саморегулирования компрессора низкого давления двухвального ТРД. Изменение S при различных $\pi^*_{кВД}$ и $\pi^*_{кНД.р}=\text{const}$ показано на рис.15.20, *б*. С увеличением $\pi^*_{кВД.р}$ интенсивность возрастания S при снижении $\bar{n}_{НД.пр}$ замедляется, что объясняется в основном менее значительным «облегчением» КВД в рассматриваемых условиях.

15.11. ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВУХВАЛЬНЫХ ТРД

Рассмотрим ***возможные программы управления двухвальных ТРД*** (и соответственно двухвальных ГГ), регулируемых по одному параметру, т.е. при условии $F_{кр}=\text{const}$. При одном управляющем

факторе – $G_т$ – в качестве управляемых может быть выбран один из следующих параметров: $n_{НД}$, $n_{ВД}$, $T_г^*$ или $n_{НД.пр}$. Задание программы изменения одного из этих параметров по $T_в^*$ однозначно определяет изменение всех остальных.

Если характеристики КНД и КВД известны и рабочие линии на них (при условиях $\pi_{тНД}^* = \text{const}$ и $\pi_{тВД}^* = \text{const}$) построены, то с их помощью можно определить изменение параметров двухвального ТРД при осуществлении желаемой программы управления и выбрать программу управления, оптимальную для данного двигателя. Рассмотрим такие программы управления, при которых ***стабилизируется*** один из управляемых параметров, а остальные изменяются. На рис.15.21 в качестве примера показано относительное изменение управляемых параметров двухвального ТРД при четырех программах управления: *а*) $T_г^* = \text{const}$; *б*) $\overline{n}_{ВД} = \text{const}$; *в*) $\overline{n}_{НД} = \text{const}$; *г*) $\overline{n}_{НД.пр} = \text{const}$.

Как видно, характер, изменения параметров $T_г^*$ и $\overline{n}_{ВД}$, которые относятся к ГГ ВД, здесь остается таким же, как у одновального ТРД при низких значениях $\pi_{к.р}^*$. В частности, при $T_г^* = \text{const}$ величина $\overline{n}_{ВД}$ возрастает при увеличении температуры $T_в^*$ вследствие «облегчения» КВД. При $\overline{n}_{ВД} = \text{const}$ в этом случае уменьшается температура $T_г^*$ по той же причине. КНД при увеличении температуры $T_в^*$ «затяжеляется». Поэтому при условии $T_г^* = \text{const}$ и тем более при $\overline{n}_{ВД} = \text{const}$ величина $\overline{n}_{НД}$ уменьшается. Для поддержания $\overline{n}_{НД} = \text{const}$ у «затяжеляющегося» КНД (рис.15.21, *в*) требуется иметь значительное увеличение температуры $T_г^*$. Это приводит к еще более интенсивной раскрутке ротора высокого давления по сравнению со случаем $\overline{T}_г^* = \text{const}$ (рис.15.21, *а*).

При программе управления $\overline{n}_{НД.пр} = \text{const}$ сохраняется постоянство $\overline{n}_{ВД.пр}$, рабочие точки на характеристиках КНД и КВД остаются неизменными, а режимы их работы, как и всего ГГ, являются подобными. Из условия подобия режимов работы ГГ вытекает постоянство

$\Delta^*_{\text{ГГ}} = T^*_{\text{г}} / T^*_{\text{в}}$. Следовательно, температура $T^*_{\text{г}}$ изменяется пропорционально $T^*_{\text{в}}$. Из постоянства же величин $n_{\text{НД.пр}}$ и $n_{\text{ВД.пр}}$ следует, что частоты вращения роторов изменяются пропорционально $\sqrt{T^*_{\text{в}}}$ (рис.15.21, *г*).

Скольжение роторов при однопараметрической системе управления является функцией $n_{\text{НД.пр}}$ (или $n_{\text{ВД.пр}}$), поскольку каждому значению $n_{\text{НД.пр}}$ соответствует свое вполне определенное значение $n_{\text{ВД.пр}}$. В рассмотренном случае при программах управления «*а*», «*б*» и «*в*» с увеличением $T^*_{\text{в}}$ скольжение роторов S возрастает, так как уменьшается $n_{\text{НД.пр}}$, а при программе управления «*г*» – S = const, т.к. $n_{\text{НД.пр}}$ = const и $n_{\text{ВД.пр}}$ = const.

Учет эксплуатационных ограничений. Рассмотрение возможных программ управления двухвальных ТРД показывает, что при неизменности какого-либо одного управляемого параметра остальные параметры могут существенно увеличиваться и превосходить их максимально допустимые значения. Ограничения могут наступать с увеличением температуры $T^*_{\text{в}}$ при программе «*а*» – по $n_{\text{ВД.max}}$, при программе «*в*» – по $T^*_{\text{г max}}$ или $n_{\text{ВД.max}}$, при программе «*г*» – по $T^*_{\text{г max}}$, $n_{\text{ВД.max}}$ или $n_{\text{НД.max}}$.

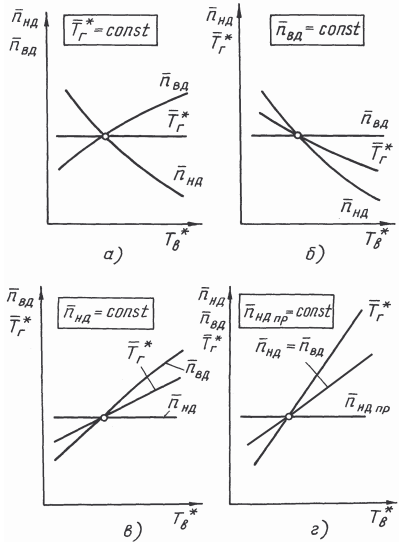


Рис.15.21. Характер изменения управляемых параметров двухвального ТРД при различных программах управления

Возможная комбинированная программа управления двухвального ТРД, сформированная с учетом эксплуатационных ограничений для максимального режима его работы, представлена на рис.15.22. Она относится к случаю, когда КВД является «облегчающимся», а КНД – «затяжеляющимся». Здесь основной диапазон режимов соответствует области *II*, где принята программа управления $n_{\text{НД}}$ = const. Поскольку

КНД является «затяжеляющимся», температура $T_г^*$ в данной области при увеличении $T_в^*$ повышается и увеличивается $n_{ВД}$. Происходит раскрутка ротора ГГ ВД. При уменьшении $T_в^*$ до $T_{в1}^*$ достигается ограничение по $n_{НД.пр.max}$ и в области *I* осуществляется ограничение по минимально допустимому запасу устойчивости компрессора (как на рис.15.21, *г*). При увеличении $T_в^*$ до $T_{в2}^*$ достигается ограничение по $T_{г\,max}^*$ и в области *III* программа управления соответствует условию $T_{г\,max}^*$ = const. Поскольку КВД является «облегчающимся», то в указанной области происходит увеличение $n_{ВД}$, а $n_{НД}$ уменьшается. При $T_{в3}^*$ достигает максимума величина $n_{ВД}$ и в области *IV* осуществляется переход на программу управления $n_{ВД.max}$ = const. Здесь происходит снижение $T_г^*$ и $n_{НД}$.

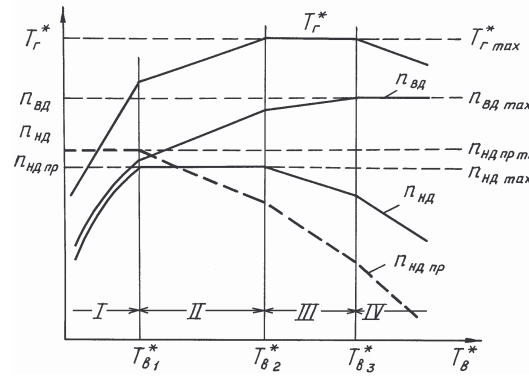


Рис.15.22. Программа управления двухвального ТРД, управляемого по одному параметру, с учетом эксплуатационных ограничений

15.12. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ И ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВУХВАЛЬНЫХ ТРД, УПРАВЛЯЕМЫХ ПО ДВУМ ПАРАМЕТРАМ

У двухвальных ТРД(Ф), имеющих всережимное регулируемое реактивное сопло, изменение площади $F_{кр}$ на нефорсированных режимах является дополнительным управляющим фактором. Система управления в таком случае становится ***двухпараметрической***. Управляющими факторами здесь являются $G_т$ и $F_{кр}$. Рассмотрим, как это отражается на совместной работе элементов двухвального ГГ и расположении рабочих линий на характеристиках его КВД и КНД.

Для ГГ ВД условия совместной работы КВД и ТВД и уравнение (15.28) рабочей линии КВД остаются теми же, как и в п.15.9 для двухвального ТРД с однопараметрическим управлением, поскольку для него сохраняется условие $\pi^*_{\text{тВД}} = \text{const}$. Для совместной работы КНД и ТНД различие будет в том, что в уравнении (15.31) величина C_1, являющаяся функцией $\pi^*_{\text{тНД}}$, в данном случае уже не будет оставаться постоянной. Она будет зависеть от площади $F_{\text{кр}}$ и может быть определена для каждого значения $F_{\text{кр}}$ через $\pi^*_{\text{тНД}}$ с использованием соотношения (15.1). С увеличением площади $F_{\text{кр}}$ величина $\pi^*_{\text{тНД}}$ и соответственно C_1 возрастают и рабочая линия на характеристике КНД изменяет свое расположение – приближается к границе устойчивых режимов (рис.15.23).

За счет регулирования площади $F_{\text{кр}}$ может быть получено заданное расположение рабочей линии на характеристике КНД, например, в целях обеспечения приемлемых значений запасов устойчивости КНД во всем потребном диапазоне режимов двигателя, либо получения благоприятного протекания тех или иных характеристик двигателя.

То, что с увеличением площади $F_{\text{кр}}$ рабочая линия на характеристике КНД смещается в сторону границы устойчивых режимов (рис.15.23) физически объясняется тем, что увеличение $\pi^*_{\text{тНД}}$ повышает работу ТНД и возникает тенденция к раскрутке РНД. Чтобы сохранить $n_{\text{НД}} = \text{const}$ требуется произвести снижение температуры газа перед турбиной. Это вызывает падение $n_{\text{ВД}}$ и уменьшение скольжения роторов. Такое дросселирующее воздействие КВД на КНД (обусловленное уменьшением $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}$) приводит к перемещению рабочих точек, а следовательно, и всей рабочей линии на характери-

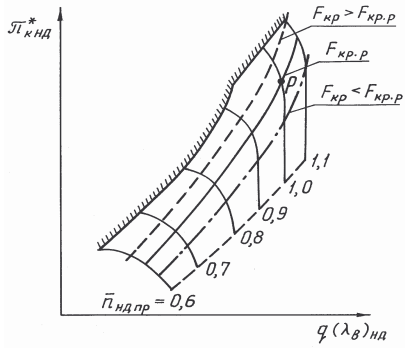


Рис.15.23. Влияние изменения $F_{\text{кр}}$ на расположение рабочих линии на характеристике КНД в двухвальном ТРД

стике КНД в направление границы устойчивых режимов его работы, как показано на рис.15.23.

Наличие у двухвального ТРД двух управляющих факторов позволяет задавать программу изменения двух независимых управляемых параметров. Можно, например, в двухвальном ТРД осуществлять программу управления

$$n_{\text{НДmax}} = \text{const}; \quad T^*_{\text{г.max}} = \text{const} \qquad (15.37)$$

в широком диапазоне изменения температуры $T^*_{\text{в}}$. Но, поскольку у них величины $\pi^*_{\text{кВД.р}}$ сравнительно невысоки, то у ГГ ВД, вследствие того, что его КВД является «облегчающимся», при $T^*_{\text{г}} = \text{const}$ должна повышаться частота вращения РВД и при высоких температурах $T^*_{\text{в}}$ может наступать ограничение по $n_{\text{ВДmax}}$. При низких значениях температуры $T^*_{\text{в}}$ может возникать ограничение по $\Delta K_{\text{у.min}}$. Возможная программа управления двухвального ТРД на предельных режимах с указанными ограничениями представлена на рис.15.24.

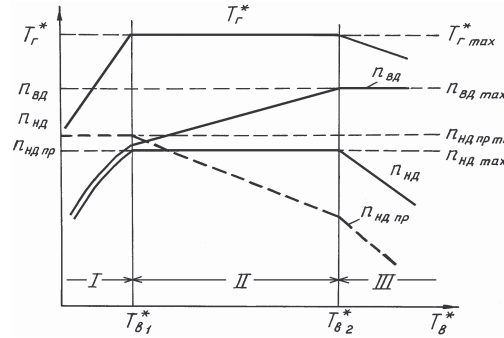


Рис.15.24. Возможная программа управления двухвального ТРД, управляемого по двум параметрам, с учетом эксплуатационных ограничений

15.13. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ И ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРДФ

Включение форсажа, как указывалось. Выгоднее всего производить при максимально возможном давлении $p^*_{\text{ф}}$ на входе в форсажную камеру сгорания – в целях наиболее эффективного использования сообщаемой в двигателе теплоты. Исходя из этого условия, у существующих ТРДФ включение форсажа осуществляется на максимальном режиме работы двигателя с сохранением постоянного давления $p^*_{\text{ф}}$ на

входе в форсажную камеру. При этом расход воздуха через двигатель и режим работы ГГ остаются неизменными. Следовательно, программа управления ГГ во всем диапазоне изменения температуры $T_{в}^{*}$, выбранная для предельных режимов его работы на режиме «Максимал», как правило, полностью сохраняется на форсированных режимах. В этом и состоит ***специфика совместной работы элементов ТРДФ.***

Потребное увеличение площади критического сечения реактивного сопла при включении форсажа определяется из условий постоянства расхода воздуха (газа) через двигатель и давления $p_{ф}^{*}$. Они приводят к соотношению (14.3), согласно которому

$$\bar{F}_{кр.ф} = \frac{F_{кр.ф}}{F_{кр}} \approx \text{const} \sqrt{\frac{T_{ф}^{*}}{T_{т}^{*}}} .$$

Следовательно, площадь критического сечения реактивного сопла при включении форсажа нужно увеличивать пропорционально корню квадратному из температуры $T_{ф}^{*}$.

Рассмотрим ***программы управления ТРДФ на форсированных режимах.***

На этих режимах ТРДФ управляются по трем параметрам и имеют три управляющих фактора: $G_{т}$, $G_{т.ф}$ и $F_{кр}$. Здесь к заданному двухпараметрическому закону управления двигателя на нефорсированных режимах, например, $n = \text{const}$, $T_{т}^{*}$=const, для одновального ТРДФ может быть добавлено условие $T_{ф}^{*}$=const. В этом случае условие $T_{т}^{*} = \text{const}$, используемое взамен условия $T_{г}^{*} = \text{const}$ (поскольку $T_{т}^{*} \approx \text{const} T_{г}^{*}$), может поддерживаться за счет подачи основного топлива $G_{т}$, условие $n = \text{const}$ - путем изменения площади $F_{кр.ф}$, а условие $T_{ф}^{*}$=const – изменением подачи форсажного топлива $G_{т.ф}$.

Программа управления ТРДФ, при которой обеспечивается $T_{ф}^{*} = \text{const}$, может быть обоснована требованиями прочности и надежности охлаждения элементов конструкции форсажной камеры сгорания. Но ***постоянство температуры $T_{ф}^{*}$ не исчерпывает возможно-***

стей форсирования двигателя, поскольку при $T_ф^* = \text{const}$ величина суммарного коэффициента избытка воздуха α_Σ существенно увеличивается с ростом температуры $T_в^*$. Это следует из выражения

$$Q_\Sigma = c_п (T_ф^* - T_в^*),$$

где $c_п$ – условная средняя теплоемкость процесса подвода теплоты в двигателе.

Величина Q_Σ с ростом $T_в^*$ при $T_ф^* = \text{const}$, как видно, уменьшается, а коэффициент избытка воздуха α_Σ, как это следует из формулы

$$\alpha_\Sigma = \frac{G_в}{G_{т\Sigma} L_0} = \frac{H_u \eta_{г\Sigma}}{Q_\Sigma L_0}, \qquad (15.38)$$

увеличивается.

Для того, чтобы получить максимальную степень форсирования двигателя во всех условиях полета, нужно регулировать подачу форсажного топлива $G_{т.ф}$ исходя из задания $\alpha_\Sigma = \text{const}$, а сохранение неизменности программы управления двигателя (его ГГ) осуществлять изменением расхода топлива $G_т$ и площади $F_{кр.ф}$. На рис.15.25 показан характер изменения температуры $T_ф^*$ при $\alpha_\Sigma = \text{const}$ и α_Σ при $T_ф^* = \text{const}$ в функции от температуры $T_в^*$.

Следует отметить, что реализация требуемого изменения $T_ф^*$ от $T_в^*$ затруднена сложностью измерения температуры газового потока в форсажной камере сгорания. Условие $\alpha_\Sigma = \text{const}$ также не может быть непосредственно реализовано вследствие отсутствия измерений расходов воздуха и топлива на двигателе. Поэтому на практике применяются программы управления, позволяющие ***поддерживать $\alpha_\Sigma = const$ косвенным путем***.

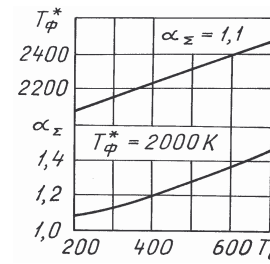


Рис.15.25. Изменение $T_ф^*$ при $\alpha_\Sigma = \text{const}$ и α_Σ при $T_ф^* = \text{const}$

У одноконтурных ТРДФ управление подачей форсажного топлива чаще всего осуществля-

ется по закону $G_{т.ф}$=const $p_к^*$. Такой закон управления величиной $G_{т.ф}$ при условии $T_г^* = \text{const}$ обеспечивает примерное постоянство коэффициента избытка воздуха в форсажной камере сгорания, поскольку $G_в$=const $p_к^* \Big/ \sqrt{T_г^*}$, т.е. расход поступающего в форсажную камеру топлива приблизительно пропорционален расходу подаваемого воздуха. Коэффициент избытка воздуха в основной камере сгорания при этом несколько увеличивается при повышении температуры $T_в^*$ вследствие уменьшения $Q = c_п(T_г^* - T_к^*)$. За счет этого возрастает также и α_Σ, но не очень значительно, и поэтому приближенно можно принимать, что при $G_{т.ф} / p_к^* = \text{const}$ у ТРДФ $\alpha_\Sigma \approx \text{const}$.

15.14. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КРИТЕРИАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БАЗОВОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА В ДВИГАТЕЛЯХ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ

Как указывалось, относительные критериальные характеристики уже созданного и доведенного ГГ, именуемого «базовым», могут использоваться при проектировании, разработке и создании двигателей различных схем и различной размерности. Основным требованием при этом является соблюдение условий подобия. Проектируемый ГГ должен быть геометрически подобным уже отработанному «базовому» ГГ. Должно быть обеспечено равенство $q(\lambda_{в\,ГГ})$, а также величин $\pi_{т\,ГГ}^*$ на расчетном режиме (при равенстве расчетных относительных приведенных частот вращения, т.е. при $\overline{n}_{пр} = 1{,}0$).

Если в соответствии со схемой двигателя перед ГГ устанавливается компрессор (или вентилятор), то необходимо учитывать изменение температуры $T_{в\,ГГ}^*$ на входе в проектируемый ГГ. В этом случае (при одинаковых физических частотах вращения «базового» и проектируемого ГГ) из-за увеличения этой температуры изменится расчетная относительная приведенная частота вращения проекти-

руемого ГГ в соответствии с условием $\overline{n}_{\text{пр.р}} = \sqrt{T^*_{\text{в}} / T^*_{\text{в ГГ}}}$, где $T^*_{\text{в ГГ}}$ – заторможенная температура воздуха на входе в проектируемый ГГ. Как видно, величина $\overline{n}_{\text{пр.р}}$ в этих условиях несколько снижается и проектируемый ГГ на расчетном режиме нужно будет слегка задросселировать.

Если в проектируемом двигателе предусматривается увеличение относительной физической частоты вращения ротора его ГГ, что, как правило, и делается на практике, то для сохранения у проектируемого ГГ на расчетном режиме $\overline{n}_{\text{пр.р}} = 1$ его относительная физическая частота вращения должна быть увеличена пропорционально $\sqrt{T^*_{\text{в ГГ}} / T^*_{\text{в}}}$.

Если диаметр ГГ в соответствии с потребным расходом воздуха изменяется, то физическая частота вращения его ротора должна быть изменена обратно пропорционально изменению диаметра.

Глава 16

СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ И ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В двухконтурных турбореактивных двигателях (ТРДД) поступающий воздух, как указывалось, разделяется на два потока. Один из них проходит через внутренний контур, а второй – через наружный. Термодинамический цикл в ТРДД реализуется во внутреннем контуре. Одна часть работы цикла этого контура затрачивается на создание его собственной тяги, другая передается вентилятору для сжатия воздуха в наружном контуре с целью увеличения тяги по сравнению с одноконтурным ТРД. Присоединение к внутреннему контуру дополнительной массы воздуха наружного контура с передачей ему части работы цикла внутреннего контура позволяет, как было показано в гл.14, увеличить тягу и уменьшить удельный расход топлива ТРДД по сравнению с исходным ТРД (при одинаковых $L_{ц}$ и $G_{в}$ ГГ) за счет получения более высоких значений тягового КПД из-за снижения скоростей истечения газа из сопел контуров.

Двухконтурные турбореактивные двигатели являются основным типом двигателей, применяемых в современной авиации. Они характеризуются большим разнообразием схем и расчетных параметров. Это объясняется возможностью их применения на ЛА различного целевого назначения. Назначение ЛА, диапазон его скоростей и высот полета, специфические условия эксплуатации и боевого применения – все это предопределяет ***технический облик двигателя*** – его схему, расчетные параметры и программу управления.

В военной авиации наиболее широкое применение получили ТРДДФсм. Для них характерны относительно малые степени двухконтурности (m = 0,2…2,0), а области их применения – боевые самолеты, у которых максимальные скорости полета, как правило, являются сверхзвуковыми. ***Для дозвуковых пассажирских и военно-транспортных самолетов применяются преимущественно ТРДД с высокими (m = 4…6) и сверхвысокими (m = 12…16) степенями двухконтурности.*** Их выполняют как с раздельными контурами, так и со смешением потоков (см. рис.1 во Введении части 1 учебника).

16.1. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ ТРДДФсм НА НЕФОРСИРОВАННЫХ РЕЖИМАХ

Схема ТРДДФсм представлена на рис.16.1. Его основным функциональным модулем является ***газогенератор (ГГ)***, - группа элементов расположенных между сечениями «*вГГ-вГГ*» и «*тГГ-тГГ*». Газогенератор может быть одновальным или двухвальным. Условия совместной работы элементов и алгоритмы для расчета параметров и характеристик ГГ для ТРДДФсм не отличаются от рассмотренных в гл.15 для ТРДФ. Но, помимо ГГ, ТРДДФсм содержит ряд других элементов. Группу элементов, расположенную между сечением «*в-в*» на входе в двигатель и критическим сечением реактивного сопла «*кр-кр*», как указывалось в гл.15, будем называть ***турбокомпрессорным модулем (ТКМ)***. Как видно, ***ТКМ помимо ГГ включает в себя турбовентилятор и камеру смешения (в общем случае с форсажной камерой и докритической частью реактивного сопла)***, т.е. по существу весь двигатель (двигательный модуль). В такой компоновке (без ВУ и сверхзвуковой части реактивного сопла) двигатели поставляются заводом-изготовителем для проведения стендовых испытаний.

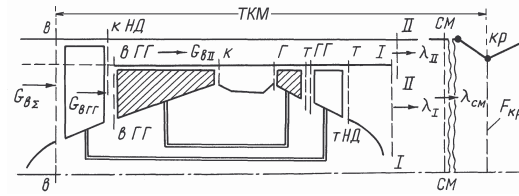


Рис.16.1. Схема ТРДДФ со смешением потоков

Рассмотрим совместную работу элементов ТРДДФсм на нефорсированных режимах. Характеристики всех элементов двигателя будем считать заданными.

Характеристики ГГ, определяемые при условии $\pi^*_{тВД}$=const, задаются в виде зависимостей $\pi^*_{ГГ}$, $\tau^*_{ГГ}$, $\Delta^*_{ГГ}$, $G_{в.пр.ГГ}$, $G_{т.пр.ГГ}$ от $\overline{n}_{НДпр}$ (см. рис.15.5).

Характеристики компрессора низкого давления (вентилятора) представляются как в обычных координатах, так и в виде зависимостей $\pi^*_{кНД}$ и $\tau^*_{кНД}$ от $q(\lambda_{кНД})$ и $\overline{n}_{НДпр}$, как это делалось при определении совместной работы элементов двухвального ГГ (см. рис.15.18). Приведен-

ная частота вращения РВД (ротора ГГ) при этом должна определяться с учетом подогрева воздуха в КНД из соотношения

$$\bar{n}_{\text{ВД пр}} = \bar{n}_{\text{ВД}} \sqrt{\frac{T^*_{\text{в ВД 0}}}{T^*_{\text{в ВД}}}}, \qquad (16.1)$$

где $T^*_{\text{вВД 0}}$ – расчетная температура воздуха на входе в КВД.

Характеристики турбины низкого давления задают в виде зависимостей параметра работы турбины $l_{\text{т}}$, параметра расхода газа $G_{\text{г}}\sqrt{T^*_{\text{г}}}\Big/ p^*_{\text{г}}$ от приведенной окружной скорости λ_u (или параметра $n\Big/\sqrt{T^*_{\text{г}}}$) и степени понижения давления газа в ТНД $\pi^*_{\text{тНД}}$ (см. рис.8.6 в первой части данного учебника).

Характеристики форсажной камеры на неформированных режимах оценивают величиной коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{\text{Ф.К.гидр}}$, характеризующего только гидравлические потери.

Характеристики камеры смешения представляются в виде зависимостей λ_{I}, λ_{II} и $\lambda_{\text{см}}$ от приведенной степени двухконтурности (см. рис.10.4). По ним удобно анализировать условия совместной работы камеры смешения, турбины и реактивного сопла в ТРДДФсм. Рассмотрим этот вопрос подробнее.

Условием совместной работы камеры смешения, турбины и реактивного сопла является равенство расхода газа на выходе из камеры смешения расходу газа через критическое сечение реактивного сопла.

У одноконтурных ТРД, ТРДФ и их ГГ при сверхкритических перепадах давлений в нерегулируемом реактивном сопле турбина ГГ является «запертой» критическим сечением реактивного сопла и поэтому при $F_{\text{кр}} = \text{const}$ у них $\pi^*_{\text{т}} = \text{const}$, а из условия $\pi^*_{\text{т}} = \text{const}$ следует постоянство числа $\text{M}_{\text{т}}$ и приведенной скорости $\lambda_{\text{т}}$ за турбиной.

У ТРДДФсм при $F_{\text{кр}} = \text{const}$ $\pi^*_{\text{т}} \neq \text{const}$. В данном случае равенство расходов газа для сечений *см–см* и *кр–кр* (рис.16.1) дает

$$m_{\text{г}} \frac{p^*_{\text{см}}}{\sqrt{T^*_{\text{см}}}} q(\lambda_{\text{см}}) F_{\text{см}} = m_{\text{г}} \frac{p^*_{\text{кр}}}{\sqrt{T^*_{\text{кр}}}} q(\lambda_{\text{кр}}) F_{\text{кр}}.$$

Учитывая, что на нефорсированных режимах $T^*_{см} = T^*_{кр}$, и принимая $p^*_{см} / p^*_{кр} \approx 1,0$, получаем

$$q(\lambda_{см}) = q(\lambda_{кр}) \frac{F_{кр}}{F_{см}}.$$

Как видно, при сверхкритических перепадах давлений в реактивном сопле (когда $\lambda_{кр} = 1$) условию $F_{кр} = \text{const}$ соответствует условие $\lambda_{см} = \text{const}$. На рис.16.2 дан фрагмент характеристики камеры смешения с нанесенными на нее рабочими линиями, проходящими через расчетную точку *p*. Как видно, линия $\lambda_{см} = \text{const}$ не совпадает с линией $\lambda_I = \text{const}$, которая соответствует условию $\pi^*_т = \text{const}$. Здесь с ростом приведенной степени двухконтурности $m_{пр}$ величина λ_I снижается, а λ_{II}, как видно из рис.10.4, увеличивается. Уменьшение λ_I приводит к снижению приведенной скорости $\lambda_т$ за турбиной и соответственно величины $\pi^*_{тНД}$, а значит, и $\pi^*_т$.

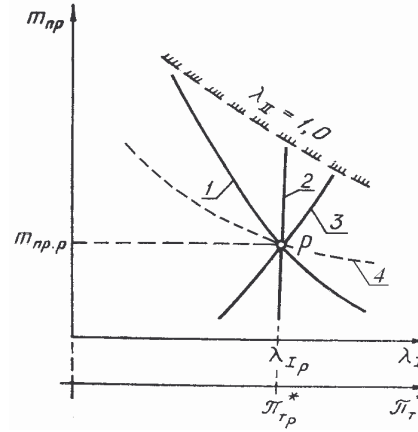


Рис.16.2. Рабочие линии на характеристике камеры смешения:
1 – при $\lambda_{см} = \text{const}$; 2 – при $\lambda_I = \text{const}$; 3 – при увеличении λ_I с возрастанием $m_{пр}$; 4 – при $\lambda_{II} = \text{const}$

Взаимосвязь величин $\pi^*_т$ и λ_I определяется из условия равенства расходов газа для критического сечения соплового аппарата первой ступени ТНД *са–са* и сечения *I–I* на входе в камеру смешения. Это по аналогии с (15.1) дает

$$\pi^*_{тНД} = \left(\frac{F_I q(\lambda_I)}{\sigma_{с.а} F_{с.а}} \right)^{\frac{2n}{n+1}}.$$

При заданных значениях площадей F_{I} и $F_{\text{с.а}}$ и величины $\sigma_{\text{с.а}} \approx 1,0$ и с учетом того, что $\pi_{\text{т}}^{*} = \text{const}\,\pi_{\text{тНД}}^{*}$, это дает

$$\pi_{\text{т}}^{*} = \text{const}\left[q(\lambda_{\text{I}})\right]^{\frac{2n}{n+1}}.$$

Полученная зависимость является уравнением рабочей линии на характеристике камеры смешения. Оно, в частности, показывает, что при $\lambda_{\text{I}} = \text{const}$ величины $\pi_{\text{т}}^{*} = \text{const}$, а рабочая линия на характеристике камеры смешения в этом случае располагается вертикально (рис.16.2). Из рис.10.4 видно также, что для обеспечения у ТРДДФсм условия $\pi_{\text{т}}^{*} = \text{const}$ требуется изменять величину площади $F_{\text{кр}}$. Например, при возрастании $m_{\text{пр}}$ (и соответственно m) нужно для поддержания $\pi_{\text{т}}^{*} = \text{const}$ осуществлять увеличение площади $F_{\text{кр}}$ (в соответствии с повышением $\lambda_{\text{см}}$). При этом, как видно из рис.10.4, величина приведенной скорости λ_{II} на входе в камеру смешения возрастает интенсивнее, чем при $F_{\text{кр}} = \text{const}$ (т.е. при $\lambda_{\text{см}} = \text{const}$) и быстрее достигается условие $\lambda_{\text{II}} = 1,0$, соответствующее «запиранию» камеры смешения по наружному контуру. Еще более значительным увеличением площади $F_{\text{кр}}$, чем при $\pi_{\text{т}}^{*} = \text{const}$, можно добиться повышения λ_{I} и соответственно величины $\pi_{\text{т}}^{*}$ с возрастанием $m_{\text{пр}}$ (линия 3 на рис.16.2).

Следовательно, если имеется характеристика камеры смешения и на нее нанесена рабочая линия, соответствующая выбранной программе управления, можно производить анализ возможных изменений параметров λ_{I}, λ_{II}, $\pi_{\text{т}}^{*}$ и площади $F_{\text{кр}}$ при изменении условий полета и режимов работы двигателя.

Величины приведенных скоростей λ_{I} и λ_{II} должны выбираться с учетом их влияния на диаметральные размеры камеры смешения и потери полного давления в ней. С увеличением λ_{I} и λ_{II} пло-

щадь поперечного сечения на входе в камеру смешения уменьшается, но увеличиваются потери. Следует учитывать также возрастание λ_{II} при увеличении $m_{пр}$. Исходя из этого величина λ_I в стендовых условиях обычно выбирается равной 0,4…0,6, а λ_{II} назначается меньшей, чем λ_I (порядка на 0,2…0,3), с учетом увеличения λ_{II} при дросселировании двигателя и с ростом скорости полета (см. ниже).

Условиями совместной работы газогенератора, турбовентилятора и камеры смешения ТРДДФсм на неформированных режимах являются:

1. Баланс расходов рабочего тела для характерных сечений проточной части ТКМ;
2. Равенство мощностей КНД и ТНД;
3. Равенство статических давлений газовых потоков внутреннего и наружного контуров на входе в камеру смешения.

1. Условия баланса расходов позволяют получить ряд важных соотношений. Во-первых, расход воздуха через двигатель связан с расходом воздуха через ГГ равенством

$$G_{в\Sigma} = G_{в\,ГГ}(1+m), \qquad (16.2)$$

Это соотношение в развернутом виде, учитывая, что $G_{вГГ} = G_{вВД}$, можно записать для сечений на входах в КНД и КВД

$$m_в q(\lambda_в) F_в \frac{p^*_в}{\sqrt{T^*_в}} = m_в q(\lambda_в)_{ВД} F_{в\,ВД} \frac{p^*_{в\,ВД}}{\sqrt{T^*_{в\,ВД}}}(1+m),$$

откуда

$$1+m = \frac{q(\lambda_в)}{q(\lambda_в)_{ВД}} \sqrt{\frac{T^*_{в\,ВД}}{T^*_в}} \frac{1}{\pi^*_{кНД}}. \qquad (16.3)$$

Поскольку $\eta^*_{кНД} = \dfrac{e^*_{кНД}-1}{\tau^*_{кНД}-1}$, то отношение температур $T^*_{вВД}/T^*_в = \tau^*_{кНД}$ можно представить через параметр работы КНД:

$\tau^*_{\text{кНД}} = 1 + l_{\text{кНД}}$, где $l_{\text{кНД}} = (e^*_{\text{кНД}} - 1)/\eta^*_{\text{кНД}}$. Тогда уравнение (16.3) приводится к виду

$$1 + m = \frac{q(\lambda_{\text{в}})}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}} \frac{\sqrt{1 + l_{\text{кНД}}}}{\pi^*_{\text{кНД}}}, \qquad (16.4)$$

Уравнение (16.4) устанавливает связь степени двухконтурности m с параметрами КНД и КВД и показывает, что при известных рабочих линиях на характеристиках каскадов компрессоров, когда имеется однозначное соответствие рабочих точек КНД и КВД, величина m является функцией только $n_{\text{НДпр}}$.

Из уравнения баланса расходов можно получить также другое выражение для степени двухконтурности $m = G_{\text{в II}}/G_{\text{вВД}}$. Если расход воздуха через наружный контур определить по сечению *II-II* на входе в камеру смешения, то, учитывая, что $p^*_{\text{II}} = \sigma_{\text{II}} p^*_{\text{в ВД}}$ и $T^*_{\text{II}} = T^*_{\text{вВД}}$ (рис.16.1), получаем

$$G_{\text{в II}} = m_{\text{в}} q(\lambda_{\text{II}}) F_{\text{II}} \frac{p^*_{\text{в ВД}} \sigma_{\text{II}}}{\sqrt{T^*_{\text{в ВД}}}}.$$

Расход воздуха по входу в КВД равен

$$G_{\text{в ВД}} = m_{\text{в}} \frac{p^*_{\text{вВД}}}{\sqrt{T^*_{\text{вВД}}}} q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}} F_{\text{в ВД}}.$$

В результате для степени двухконтурности ТРДДФсм находим следующее выражение:

$$m = \frac{q(\lambda_{\text{II}}) \sigma_{\text{II}} F_{\text{II}}}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}} F_{\text{в ВД}}}. \qquad (16.5)$$

Как видно, степень двухконтурности ТРДДФсм зависит от относительных плотностей тока на входе в камеру смешения (по наружному контуру) и на входе в КВД (по внутреннему контуру), т.е. от соотношения пропускных способностей контуров. Величина $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}$ является функцией только приведенной частоты вращения

РВД $\overline{n}_{\text{ВДпр}}$ и при снижении $\overline{n}_{\text{ВДпр}}$ уменьшается (рис.15.7). Величина $q(\lambda_{\text{II}})$, как следует из рассмотрения характеристик камер смешения, при этом возрастает (в различной степени – в зависимости от программы управления двигателем). ***Оба эти фактора вызывают увеличение*** m ***при снижении приведенной частоты вращения***, что является характерным свойством этих двигателей.

Возрастание m при снижении $n_{\text{НДпр}}$ у ТРДДФсм, как указывалось, приводит к тому, что на нефорсированных режимах при $F_{\text{кр}} = \text{const}$ величина $\pi_{\text{т}}^{*}$ не сохраняется постоянной (как у ТРДФ), а уменьшается. Физически это объясняется тем, что в результате относительного увеличения расхода воздуха, поступающего через наружный контур, происходит переполнение камеры смешения воздухом. Это приводит к возрастанию противодавления за турбиной (величины $\overline{p}_{\text{II}}^{*}$, рис.10.4) и вызывает снижение $\pi_{\text{тНД}}^{*}$, а соответственно, и $\pi_{\text{т}}^{*}$. Чтобы обеспечить $\pi_{\text{т}}^{*} = \text{const}$ нужно у ТРДДФсм при снижении $n_{\text{НДпр}}$ увеличивать площадь $F_{\text{кр}}$.

2. ***Условие равенства мощностей КНД и ТНД,*** если отбор мощности от КНД не производится, дает

$$G_{\text{в}\Sigma} L_{\text{КНД}} = (1 + g_{\text{Т}}) G_{\text{вВД}} L_{\text{ТНД}}.$$

В развернутом виде это уравнение с учетом (16.2) (поскольку $G_{\text{вГГ}} = G_{\text{вВД}}$) записывается следующим образом:

$$(1 + m) c_{\text{р}} T_{\text{в}}^{*} l_{\text{кНД}} = (1 + g_{\text{Т}}) c_{\text{р.г}} T_{\text{тВД}}^{*} l_{\text{тНД}}, \qquad (16.6)$$

где $l_{\text{тНД}} = \left(1 - 1/e_{\text{тНД}}^{*}\right) \eta_{\text{тНД}}^{*}$.

Учитывая, что $\dfrac{T_{\text{тВД}}^{*}}{T_{\text{в}}^{*}} = \dfrac{T_{\text{тВД}}^{*}}{T_{\text{вВД}}^{*}} \dfrac{T_{\text{вВД}}^{*}}{T_{\text{в}}^{*}} = \tau_{\text{ГГ}}^{*} \tau_{\text{кНД}}^{*}$, получаем

$$1 + m = (1 + g_{\text{т}}) \frac{c_{\text{р.г}}}{c_{\text{р}}} \tau_{\text{ГГ}}^{*} \tau_{\text{кНД}}^{*} \frac{l_{\text{тНД}}}{l_{\text{кНД}}}, \qquad (16.7)$$

где $l_{\text{кНД}}$ и $l_{\text{тНД}}$ – параметры работы КНД и ТНД.

Формула (16.7) устанавливает связь степени двухконтурности m с параметрами ГГ, КНД и ТНД.

Температура газа перед турбиной определяется из условий совместной работы КВД и ТВД по значению $\Delta^*_{\text{ГГ}}$, причем в данном случае при $\pi^*_{\text{тВД}} = \text{const}$ с учетом (15.8)

$$\Delta^*_{\text{ГГ}} = \frac{l_{\text{кВД}}}{B}. \qquad (16.8)$$

Следовательно, совместная работа КНД и ТНД влияет на $\Delta^*_{\text{ГГ}}$ только через режим работы КНД за счет того, что в нем осуществляется предварительный подогрев воздуха перед КВД, а это приводит к изменению $T^*_{\text{вВД}}$, $\overline{n}_{\text{ВДпр}}$ и соответственно $l_{\text{кВД}}$.

*3. **Условие равенства статических давлений на входе в камеру смешения*** $p_{\text{I}} = p_{\text{II}}$, как указывалось в гл.10, установлено опытным путем. Если принимается допущение о том, что затурбинный диффузор является элементом турбины низкого давления, тогда условие равенства статических давлений записывается как

$$p_{\text{тНД}} = p_{\text{II}},$$

где $p_{\text{тНД}}$ – статическое давление за диффузором ТНД.

Но поскольку давление $p_{\text{тНД}}$ связанно с давлением $p^*_{\text{тНД}}$ соотношением

$$p_{\text{тНД}} = p^*_{\text{тНД}}\Pi(\lambda_{\text{тНД}}), \qquad (16.9)$$

а давление p_{II} может быть записано в виде

$$p_{\text{II}} = p^*_{\text{II}}\Pi(\lambda_{\text{II}}) = p^*_{\text{вВД}}\sigma_{\text{II}}\Pi(\lambda_{\text{II}}), \qquad (16.10)$$

то условие $p_{\text{тНД}} = p_{\text{II}}$ согласно (16.9) и (16.10) дает

$$p^*_{\text{тНД}}\Pi(\lambda_{\text{тНД}}) = p^*_{\text{вВД}}\sigma_{\text{II}}\Pi(\lambda_{\text{II}}).$$

Далее, учитывая, что $p^*_{\text{тНД}} = \dfrac{p^*_{\text{тВД}}}{\pi^*_{\text{тНД}}}$ и $p^*_{\text{вВД}} = \dfrac{p^*_{\text{тВД}}}{\pi^*_{\text{ГГ}}}$, получаем

$$\pi^*_{\text{тНД}} = \frac{\pi^*_{\text{ГГ}}\Pi(\lambda_{\text{тНД}})}{\sigma_{\text{П}}\Pi(\lambda_{\text{П}})}. \qquad (16.11)$$

Уравнение (16.11) устанавливает взаимосвязь параметров ГГ, ТНД и камеры смешения. Из уравнения (16.11) видно, в частности, что при $\pi^*_{\text{тНД}} = \text{const}$, поскольку при этом $\lambda_{\text{тНД}} = \text{const}$, снижение $n_{\text{НД.пр}}$, приводящее всегда к уменьшению $\pi^*_{\text{ГГ}}$, дает снижение $\Pi(\lambda_{\text{П}})$, а следовательно, увеличение $\lambda_{\text{П}}$. Это, как указывалось, приводит к возрастанию $q(\lambda_{\text{П}})$ и, в соответствии с (16.5), усиливает темпы роста m при уменьшении $n_{\text{НД.пр}}$.

Для получения полной системы уравнений, определяющей взаимосвязь параметров ТРДДФсм на нефорсированных режимах, нужно к системе уравнений (16.1–16.11) добавить зависимости, устанавливаемые характеристиками всех элементов, входящих в состав двигателя (его ТКМ). Для ГГ ими являются зависимости типа приведенных на рис.15.6. Характеристики остальных элементов задаются в виде соответствующих критериальных зависимостей, рассмотренных в предыдущих главах и представляемых графически или в форме полиномов.

В результате ***получаем полную систему уравнений, связывающую между собой параметры ТРДДФсм на нефорсированных режимах***. Количество независимых безразмерных параметров в этой системе уравнений получается большим числа независимых уравнений. Эти избыточные переменные являются ***управляемыми параметрами***.

Управление режимами ТРДДФсм может осуществляться по одному, двум и большему числу параметров. Число управляемых параметров определяется числом независимых управляемых факторов. Управляющими факторами для ТРДДФсм на нефорсированных режимах являются: расход топлива $G_{\text{т}}$, площадь критического сечения сопла $F_{\text{кр}}$, углы установки лопаток НА $\varphi_{\text{НА}i}$, площадь смесителя $F_{\text{см}}$ и др. У существующих ТРДДФсм углы $\varphi_{\text{НА}i}$ задаются в функции от $n_{\text{НДпр}}$, и тогда $\varphi_{\text{НА}i}$ не является независимым управляющим фактором; площадь $F_{\text{см}}$ у большинства ТРДДФсм, как пра-

вило, не регулируется. В этом случае ***на нефорсированных режимах управление двигателем осуществляется по двум параметрам – $G_т$ и $F_{кр}$***. Однозначного решения указанная система уравнений не имеет. Она допускает множество решений в зависимости от заданных значений управляемых параметров. Наивыгоднейший вариант управления может быть выбран путем оптимизации по какому-либо критерию эффективности самолетного уровня, например, по расходу топлива на единицу транспортируемой нагрузки.

Если система управления ТРДДФсм на нефорсированных режимах является двухпараметрической, то в этом случае при ***единственно возможном расположении рабочей линии на характеристике КВД (при*** $\pi^*_{тВД} = \text{const}$ ***) можно*** за счет соответствующего изменения управляющих факторов $G_т$ и $F_{кр}$ ***получать различные рабочие линии на характеристике КНД***. Выбор рабочей линии на характеристике КНД может диктоваться условиями обеспечения заданных значений $\Delta K_{у.НД}$ в требуемом диапазоне режимов работы двигателя, либо условиями получения благоприятного протекания тех или иных характеристик двигателя.

16.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОКОМПРЕССОРНОГО МОДУЛЯ ТРДДФсм НА НЕФОРСИРОВАННЫХ РЕЖИМАХ

Решая составленную указанным способом систему уравнений для каждой точки характеристики КНД (например, вдоль линий $n_{НД\,пр} = \text{const}$), можно получить характеристики ТКМ (в данном случае - двухпараметрические), представляющие собой зависимости $\pi^*_{ТКМ} = p^*_{кр} \big/ p^*_{в}$; $\tau^*_{ТКМ} = T^*_{кр} \big/ T^*_{в}$; $\Delta^*_{ТКМ} = T^*_{г} \big/ T^*_{в}$; $G_{в.пр}$; $G_{т.пр}$; m; S и других параметров от двух критериев подобия: $n_{НД.пр}$ и $\pi^*_{тНД}$. Вместо $\pi^*_{тНД}$, как указывалось, принято рассматривать параметр $\pi^*_{т}$, поскольку $\pi^*_{тВД} = \text{const}$ по условию сверхкритических перепадов давлений в СА первой ступени ТНД, а $\pi^*_{т} = \pi^*_{тВД}\,\pi^*_{тНД} = \text{const}\,\pi^*_{тНД}$.

Двухпараметрические характеристики ТКМ охватывают всю совокупность возможных режимов совместной работы эле-

ментов ТРДДФсм на неформированных режимах. Они для одного из двигателей (при $\pi^*_{\text{кНД}\,0} = 4$; $\pi^*_{\text{кВД}\,0} = 8$; $m_0 = 0{,}6$; $T^*_{\text{г}\,0} = 1600$ К) представлены на рис.16.3. Здесь показан характер изменения от $\pi^*_{\text{т}}$ восьми наиболее характерных параметров ТКМ: $\pi^*_{\text{ТКМ}}$; $\tau^*_{\text{ТКМ}}$; $\Delta^*_{\text{ТКМ}}$; $\bar{F}_{\text{кр}}$; $\bar{G}_{\text{в.пр}}$; $\bar{G}_{\text{т.пр}}$; m; $\bar{S}$, полученных для ряда фиксированных значений $\bar{n}_{\text{НД пр}}$. Отштрихованными линиями на рис.16.3 изображена граница устойчивых режимов работы КНД, а точками «○» отмечен расчетный режим работы двигателя.

Двухпараметрические характеристики ТКМ позволяют выбирать оптимальную рабочую линию на характеристике КНД и определять соответствующую ей программу управления двигателем. Это следует из того, что каждой точке на характеристике КНД (с координатами $\bar{n}_{\text{НД пр}}$ и $\pi^*_{\text{кНД}}$) соответствует своя определенная совокупность точек на характеристиках ТКМ (с координатами $\bar{n}_{\text{НД пр}}$ и $\pi^*_{\text{т}}$).

Если, например, через точку «*p*» на характеристике КНД (рис.16.4) провести какую-либо рабочую линию, то ей будут однозначно соответствовать вполне определенные рабочие линии на характеристиках ТКМ, а каждой такой линии – конкретная зависимость площади $\bar{F}_{\text{кр}}$ от $\bar{n}_{\text{НД пр}}$. С другой стороны, каждой зависимости $\bar{F}_{\text{кр}} = f(\bar{n}_{\text{НД пр}})$ отвечает своя рабочая линия на характеристике КНД.

Следовательно, рабочая линия на характеристике КНД устанавливает взаимосвязь параметров ТКМ и позволяет рассчитать соответствующие ей характеристики двигателя. Поэтому ***выбор рабочей линии на характеристике КНД является центральной задачей проектирования ТРДДФсм.*** Рассмотрим способы решения этой задачи.

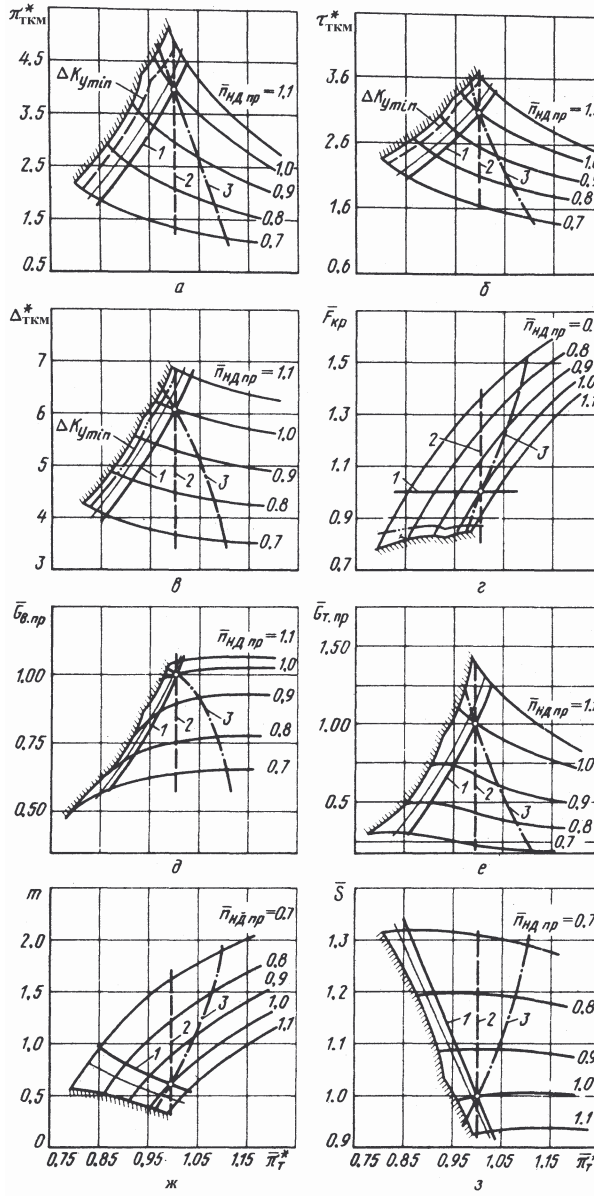


Рис.16.3. Двухпараметрические критериальные характеристики турбокомпрессорного модуля

16.3. РАБОЧИЕ ЛИНИИ НА ХАРАКТЕРИСТИКЕ КНД И ВЛИЯНИЕ НА НИХ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ

На расположение рабочей линии могут влиять два основных фактора: регулирование площади $F_{кр}$ реактивного сопла и выбор расчетных параметров элементов двигателя.

А. Влияние управлением площадью $F_{кр}$

Если рассчитаны и построены характеристики ТКМ и известна соответствующая им характеристика КНД, то с их помощью можно установить характер изменения параметров ТРДДФсм на неформированных режимах для любой выбранной рабочей линии на характеристике КНД. Затем можно найти зависимость $\overline{F}_{кр} = f(\overline{n}_{НД\,пр})$, требуемую для реализации выбранной рабочей линии.

Для иллюстрации такой возможности рассмотрим и сравним три различных рабочих линии на характеристике КНД, проходящие через расчетную точку «*р*» (рис.16.4, *а*): 1 – при $F_{кр} = \text{const}$; 2 – при $\pi_т^* = \text{const}$; 3 – при увеличении $\pi_т^*$ с уменьшением $\overline{n}_{НД\,пр}$. Такие рабочие линии, как будет показано ниже, реализуются на ТРДД различных типов и поэтому представляют практический интерес.

Чтобы выяснить, как будут изменяться параметры двигателя вдоль каждой из этих рабочих линий, перенесем их на характеристики ТКМ (рис.16.3). Изобразим их для РЛ 1 – сплошными, для РЛ 2 – штриховыми и для РЛ 3 – штрихпунктирными линиями. По этим линиям сразу определяются все параметры ТКМ, необходимые как для качественного анализа поведения двигателя, так и для формирования программы управления и расчета характеристик двигателя.

Качественный анализ этих рабочих линий сводится к следующему. Линии 1 (при $F_{кр} = \text{const}$) ближе всего подходят к границе устойчивых режимов при пониженных значениях $\overline{n}_{НД\,пр}$. Величина $\pi_т^*$ при снижении $\overline{n}_{НД\,пр}$ уменьшается, а степень двухконтурности m возрастает (рис.16.3, *ж*). Если обратиться к характеристикам камеры смешения (рис.10.4), то легко видеть, что для $F_{кр} = \text{const}$, а это эквивалентно $\lambda_{см} = \text{const}$, λ_I снижается, а λ_{II} увеличивается с уменьшением $\overline{n}_{НД\,пр}$. Сни-

жение λ_I обусловлено уменьшением $\pi_т^*$, а возрастание λ_{II} – относительным увеличением пропускной способности наружного контура.

Линия 2, соответствующая $\pi_т^* = \text{const}$, требует увеличения площади $F_{кр}$ при уменьшении $\overline{n}_{НД\,пр}$. Величина m при этом возрастает значительно интенсивнее, чем вдоль линии 1, а на входе в камеру смешения $\lambda_I = \text{const}$, а λ_{II} интенсивно увеличивается (в соответствии с ростом степени двухконтурности). Это, в частности, следует из формулы (16.5), в соответствии с которой усиление роста m обусловлено более интенсивным возрастанием λ_{II}. Вследствие раздросселирования КНД за счет раскрытия сопла на линии 2 повышается $q(\lambda_в)$ при каждом значении $\overline{n}_{НД\,пр}$, и рабочая линия 2 в целом смещается в сторону возрастания приведенных расходов воздуха и увеличения $\Delta K_у$.

Линия 3, соответствующая возрастанию $\pi_т^*$ (а следовательно и λ_I) при снижении $\overline{n}_{НД\,пр}$, требует еще большего раздросселирования КНД за счет более значительного увеличения площади $F_{кр}$. Это приводит к еще более интенсивному увеличению m и λ_{II}, а также к еще большему удалению рабочей линии от границы устойчивых режимов. Если λ_{II} достигает единицы, происходит ***запирание наружного контура на входе в камеру смешения по расходу воздуха.***

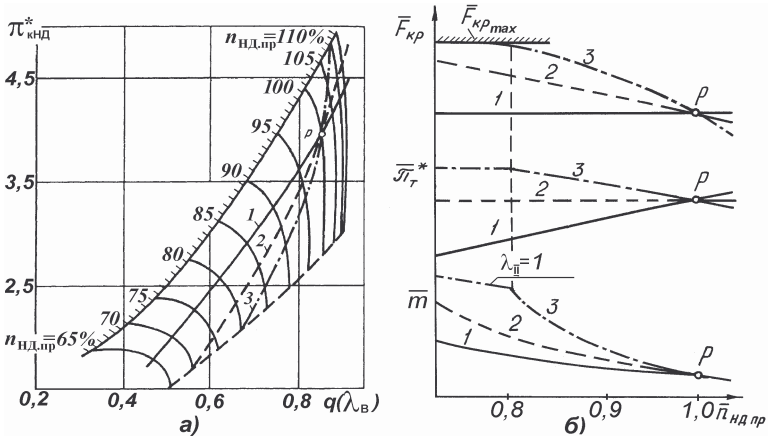


Рис.16.4. Рабочие линии на характеристике КНД (*а*) и изменение вдоль них $\overline{F}_{кр}$, $\overline{\pi}_т^*$ и $\overline{m}$ (*б*)

Изменение $\overline{F}_{кр}$, $\overline{\pi}^{*}_{т}$ и $\overline{m}$ в зависимости от $\overline{n}_{НДпр}$ для трех рассмотренных рабочих линий отдельно показано на рис.16.4, *б*. Изломы на линии 3 соответствуют достижению $\lambda_{П} = 1$.

Увеличение скольжения роторов *S* при снижении $\overline{n}_{НДпр}$ для всех рассмотренных рабочих линий (рис.16.3, *з*) является следствием затяжеления КНД и облегчения КВД в этих условиях.

Влияние программы управления площадью $F_{кр}$ на характеристики ТРДДФсм будет рассмотрено в гл.19. Здесь следует пока обратить внимание на то, что более крутое расположение рабочей линии на характеристике КНД приводит при больших числах М полета, соответствующих пониженным значениям $\overline{n}_{НДпр}$, к более высоким значениям $q(\lambda_{в})$, но к меньшим величинам $\pi^{*}_{кНД}$. Это дает ***повышение расхода воздуха***, но ***снижает удельную тягу***, что указывает на необходимость оптимизации программ управления.

Следует иметь в виду, что ***для каждой заданной рабочей линии на характеристике КНД соответствующие ей характеристики ТКМ становятся однопараметрическими зависимостями***, несмотря на наличие двух управляющих факторов, поскольку один из них (площадь $F_{кр}$) задействован для сохранения заданного расположения рабочей линии на характеристике КНД.

На рис.16.5 характеристики ТКМ представлены в виде однопараметрических критериальных зависимостей ряда относительных параметров ТКМ от $\overline{n}_{НДпр}$ для трех рассматриваемых рабочих линий:

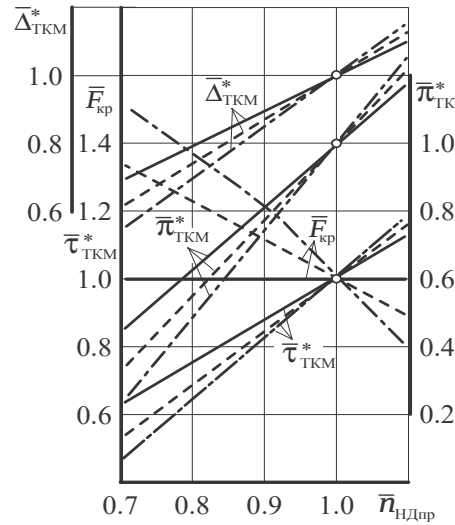


Рис.16.5. Однопараметрические характеристики ТКМ: при 1 – $F_{кр}$=const (——); 2 - $\pi^{*}_{т}$=const (– – –); 3 - возрастание $\pi^{*}_{т}$ при снижении $\overline{n}_{НДпр}$ (– · – · –)

1 – $F_{кр}$ = const; 2 – $\pi_т^* = \text{const}$; 3 – когда $\pi_т^*$ увеличивается при снижении $\overline{n}_{НД\,пр}$. Видно, например, что параметры $\overline{\pi}_{ТКМ}^*$; $\overline{\tau}_{ТКМ}^*$ и $\overline{\Delta}_{ТКМ}^*$ при $\pi_т^* = \text{const}$ снижаются при уменьшении $\overline{n}_{НД\,пр}$ быстрее, чем при $F_{кр}$ = const. Это определенным образом влияет на характеристики двигателя. Для реализации рабочей линии 3, когда $\pi_т^*$ повышается при снижении $\overline{n}_{НД\,пр}$, требуется еще более значительное увеличение площади $F_{кр}$, чем при $\pi_т^* = \text{const}$. Это приводит к еще более интенсивному снижению $\overline{\pi}_{ТКМ}^*$; $\overline{\tau}_{ТКМ}^*$ и $\overline{\Delta}_{ТКМ}^*$ при дросселировании двигателя (рис.16.5).

Как видно, ***управлением площадью*** $F_{кр}$ ***у ТРДДФсм можно изменять рабочую линию на характеристике КНД и влиять, тем самым, на взаимосвязь параметров ТКМ и, в конечном итоге, на характеристики двигателя***.

На практике применяются следующие способы управления площадью $F_{кр}$:

1. Неизменность площади $F_{кр}$ у бесфорсажных ТРДД со смешением потоков (двигатели типа ПС-90А).

2. Поддержание условия $\pi_т^* = \text{const}$ на всех режимах работы двигателя (двигатели типа АЛ-31Ф).

3. Обеспечение возрастания величины $\pi_т^*$ при снижении $\overline{n}_{НД\,пр}$ (двигатели типа РД-33).

4. Поддержание на всех режимах полета неизменного расположения заранее выбранной рабочей линии на характеристике КНД (двигатели НК-25, НК-32).

Все рассмотренные варианты управления площадью $F_{кр}$, реализуемые на практике, обладают тем общим свойством, что для любого из них прямо или косвенно ***заранее задается рабочая линия на характеристике КНД***. Они отличаются друг от друга расположением этой рабочей линии. Величина же площади $F_{кр}$, обеспечивающая неизменность рабочей линии на характеристике КНД, однозначно зависит от $\overline{n}_{НД\,пр}$ (или $T_в^*$). Следовательно, рассмотренные варианты управления площадью $F_{кр}$ характеризуются ***фиксированным и неизменным во***

всех условиях полета расположением рабочих линий на характеристике КНД. Этим упрощается система управления двигателем, но вносится и существенный недостаток – ***ограничивается «гибкость» управления режимами работы двигателя.***

Управление расположением рабочей линии в поле характеристик КНД в условиях полета (приближение ее к границе устойчивых режимов или удаление от нее, а также изменение угла наклона), позволило бы осуществлять управление запасом устойчивости КНД и целесообразным образом воздействовать на тягу и удельный расход топлива двигателя для получения наиболее благоприятных его характеристик. Эта возможность в существующих системах управления не реализуется.

Системы управления с ***«плавающей»*** рабочей линией на характеристике КНД (в целях оптимизации тех или иных характеристик двигателя) получили название ***адаптивных***. Их свойства и возможности изучаются.

Б. Влияние расчетных параметров двигателя

На расположение рабочих линий на характеристике КНД влияют расчетные параметры двигателя и, в первую очередь, расчетная величина площади $F_{кр.р}$, степень двухконтурности m_0 и напорность КВД, характеризуемая величиной $\pi^*_{кВД.р}$.

Влияние изменения расчетной площади $F_{кр.р}$ (или $\overline{F}_{кр} = F_{кр}/F_{кр.р}$) на расположение рабочей линии показано на рис.16.6. Изменяя расчетную величину площади $F_{кр.р}$, можно смещать рабочую линию на характеристике КНД и, тем самым, влиять на взаимосвязь параметров ТРДДФсм и на протекание его тягово-экономических характеристик. Рабочая линия на характеристике КВД при этом остается неизменной, если $\pi^*_{тВД} = \text{const}$. Характер перемещения рабочей линии на характеристике КНД при изменении площади $F_{кр.р}$, как указывалось, отличается от рассмотренного ранее для двухвального ТРДФ (рис.15.23). У ТРДДФсм при увеличении площади $F_{кр.р}$ преобладающее влияние имеет раздросселирование КНД, возрастание приведенной скорости λ_{II} и увеличение степени двухконтурности. Это, несмотря на уменьшение скольжения роторов S, вызывает смещение рабочей линии на характеристике КНД в сторону удаления от границы устойчивых режимов при высоких значениях $\overline{n}_{НД\,пр}$ (рис.16.6). Но при низких значениях $\overline{n}_{НД\,пр}$

рабочая линия смещается в меньшей степени. Это объясняется замедлением, а затем прекращением роста λ_{II} и m, если наступает запирание камеры смешения по наружному контуру ($\lambda_{\text{II}} = 1.0$). С этого момента прекращается увеличение m при возрастании площади $F_{\text{кр}}$, и под воздействием уменьшения S рабочая линия уже смещается к границе устойчивых режимов (как у КНД ТРДФ).

Влияние расчетной степени двухконтурности m_0 на крутизну расположения рабочей линии в поле характеристик КНД состоит в следующем. Если условно сравнить двухвальные ТРДДФсм и ТРДФ при одинаковых значениях расчетных параметров КНД и КВД и при $\pi_{\text{т}}^{*} = \text{const}$, то при одинаковых рабочих линиях на характеристиках КВД, рабочая линия на характеристике КНД у ТРДДФсм располагается круче, что уже отмечалось ранее. Чем выше расчетная величина m_0, тем значительнее рабочая линия удаляется от границы устойчивых режимов работы при пониженных значениях $\overline{n}_{\text{НД пр}}$, как показано на рис.16.7, *а*.

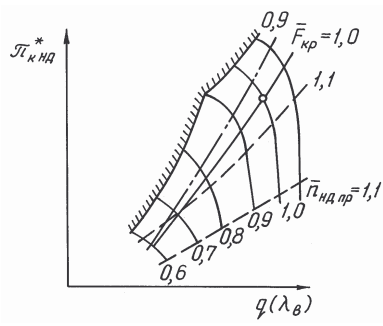


Рис.16.6. Влияние площади $F_{\text{кр}}$ на расположение рабочих линий в поле характеристик КНД

Влияние m можно объяснить, если составить уравнение неразрывности для сечения на выходе из КНД и на входе в КВД. В этом случае

$$q(\lambda_{\text{кНД}}) = (1+m)\, q(\lambda_{\text{вВД}}) \text{ const}. \qquad (16.12)$$

В формуле (16.12) величина $1 + m$ повышается при снижении $\overline{n}_{\text{НД пр}}$ и тем значительнее, чем выше m_0. Это и приводит к более интенсивному увеличению $q(\lambda_{\text{кНД}})$ и раздросселированию КНД.

Влияние величины $\pi^{*}_{\text{кВД 0}}$ на расположение рабочей линии в поле характеристик КНД показано на рис.16.7, *б*. Увеличение $\pi^{*}_{\text{кВД 0}}$ приводит к более интенсивному снижению $q(\lambda_{\text{вВД}})$ КВД при уменьшении $\overline{n}_{\text{ВД пр}}$ (рис.15.7). По этой причине КВД оказывает более сильное дросселирующее влияние на поток воздуха, протекающий через КНД. Это

вызывает приближение рабочей линии на характеристике КНД к границе его устойчивой работы при уменьшении $\bar{n}_{\text{НД пр}}$ (рис.16.7, *б*).

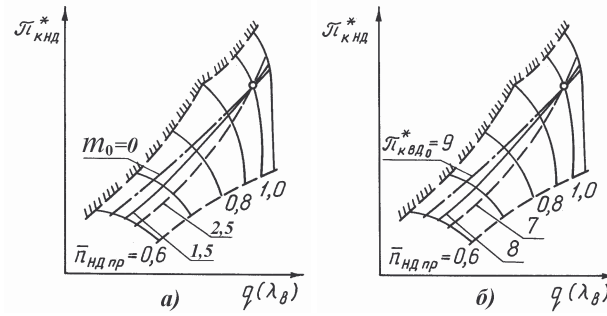


Рис.16.7. Влияние m_0 (*а*) и $\pi^*_{\text{кВД 0}}$ (*б*) на расположение рабочих линий в поле характеристик КНД

16.4. ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ ТРДДФсм НА НЕФОРСИРОВАННЫХ РЕЖИМАХ

Для ТРДДФсм и других типов ГТД справедливы общие принципы формирования программ управления, рассмотренные в гл.15 применительно к одноконтурным ТРД. ***Программа управления влияет, прежде всего, на протекание характеристик двигателя***. Важными являются режимы, на которых от двигателя требуют получения наиболее высоких значений тяги (мощности). Для сверхзвуковых маневренных самолетов первостепенное значение имеет, кроме того, крутизна нарастания тяги по числу М полета в области трансзвуковых скоростей полета, а также возможность получения требуемых значений тяги на максимальной сверхзвуковой скорости полета самолета. У всех типов самолетов значительную роль играет обеспечение высокой экономичности на крейсерских режимах полета.

Другим важным требованием к программе управления двигателя является ***обеспечение эксплуатационных ограничений***. Оно сводится к недопущению механических и тепловых перегрузок элементов конструкции двигателя и к предотвращению неустойчивых режимов работы каскадов компрессора.

Прочностные ограничения вводятся из условия сохранения допустимых запасов прочности в элементах конструкции при изменении условий полета и режимов работы двигателя. Характерным для всех ГТД является ограничение максимально-допустимых частот вращения роторов n_{max}, а также максимально-допустимой температуры газа перед турбиной $T^*_{г.max}$. Указанные параметры очень сильно влияют на запасы прочности лопаток и дисков каскадов турбомашин.

Ограничения по запасу устойчивости каскадов компрессора вводится в тех случаях, когда величина запаса устойчивости $\Delta K_у$ одного из каскадов приближается к минимально допустимому при данных условиях полета значению. У ТРДДФсм при снижении приведенных частот вращения каскадов компрессоров в условиях их реального регулирования величины $\Delta K_{у.ВД}$ и $\Delta K_{у.НД}$ обычно повышаются и ограничений по запасу устойчивости вводить не требуется. Причины такого изменения $\Delta K_у$ были объяснены в разделе регулирования компрессоров. Ограничение по $\Delta K_{у.min}$ у этих двигателей, как правило, наступает в области режимов, ***где приведенные частоты вращения каскадов компрессора достигают величин более 100%*** и дальнейшее повышение $\overline{n}_{пр}$ уже недопустимо. Тогда ограничиваемыми параметрами являются величины $\overline{n}_{НД.пр.max}$ или $\overline{n}_{ВДпр.max}$.

Определение предельно допустимых значений приведенных частот вращения каскадов компрессора производится после построения рабочих линий на их характеристиках. Способ определения допустимого значения $\Delta K_{у.доп}$ КВД в качестве примера иллюстрирует рис.16.8. Как видно, в расчетной точке «*р*» (при $\overline{n}_{ВДпр} = 1{,}0$) величина $\Delta K_{у.р}$ здесь составляет 15%. Но при $\overline{n}_{ВД.пр} = 1{,}05$ (точка 1) запас устойчивости снижается до минимально-допустимого значения, которое в данном примере принято равным 10%, а при $\overline{n}_{ВДпр} = 1{,}1$ (точка «*в*») уже $\Delta K_у = 0$, а следовательно, возникает потеря устойчивости КВД («верхний срыв»). В данном случае величине $\overline{n}_{ВДпр.max} = 1{,}05$ соответствует вполне определенная величина $\overline{n}_{НДпр.max}$, которая и принимается в качестве предельно-допустимой. У ТРДДФсм всякий раз, когда про-

граммой управления задана рабочая линия на характеристике КНД, между рабочими точками на рабочих линиях КНД и КВД устанавливается однозначная связь, и значению $\overline{n}_{\text{ВД пр.max}}$ однозначно соответствует определенная величина $\overline{n}_{\text{НД пр.max}}$. Поэтому ***независимо от того, какой каскад вызывает необходимость ограничения максимально допустимой приведенной частоты вращения, это ограничение вводится исходя из условия*** $\overline{n}_{\text{НД пр.max}} = \text{const}$.

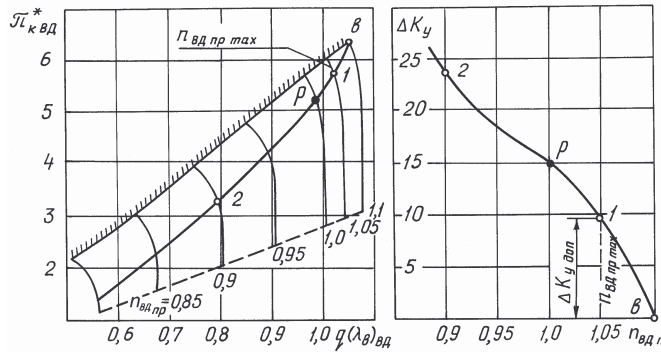


Рис.16.8. К определению ограничения по $\Delta K_{\text{у.min}}$

Если для двигателя установлены величины основных ограничиваемых параметров, то может быть определена (сформирована) ***программа управления на режимах ограничения***. Переход на повышенные режимы работы двигателя связан с одновременным увеличением температуры $T_{\text{г}}^*$, а также физических и приведенных частот вращения роторов. ***Под режимами ограничения здесь подразумеваются такие режимы, при которых какой-либо из ограничиваемых параметров достигает предельно допустимого значения.*** В условиях ограничения двигатель, как правило, работает на максимальных и на форсированных режимах.

Формирование программы управления для максимального режима рассмотрим в качестве примера при условии, что система управления двигателем обеспечивает заданное расположение рабочей линии на характеристике КНД и свободным является только один управляющий фактор – расход топлива $G_{\text{т}}$. В этом случае в качестве управляемого может быть принят только один какой-либо

параметр. Им может быть $n_{\text{НД}}$, $n_{\text{ВД}}$, $T_{\text{г}}^{*}$, $n_{\text{НДпр}}$. Задание закона изменения одного из этих параметров однозначно определяет изменение всех остальных параметров.

Программы управления изображают в виде зависимостей управляемых параметров от температуры $T_{\text{в}}^{*} = T_{H}^{*}$, которая характеризует влияние на двигатель внешних условий. Изменение условий полета (M_H и H) или атмосферных условий (p_H, T_H) приводит к изменению температуры $T_{\text{в}}^{*}$ на входе в двигатель и соответственно приведенных частот вращения роторов $n_{\text{НДпр}}$ и $n_{\text{ВДпр}}$, а как следствие этого, к изменению основных параметров элементов двигателя по их рабочим линиям ($\pi_{\text{кНД}}^{*}$; $\pi_{\text{кВД}}^{*}$; $\pi_{\text{тНД}}^{*}$; $T_{\text{г}}^{*}$; $m\sqrt{T_{\text{II}}^{*}/T_{\text{I}}^{*}}$; λ_{I}; λ_{II},…) и параметров ТКМ ($\pi_{\text{ТКМ}}^{*}$; $\tau_{\text{ТКМ}}^{*}$; $\Delta_{\text{ТКМ}}^{*}$; m; $G_{\text{в.пр}}$; $G_{\text{т.пр}}$,…). Взаимосвязь параметров при той или иной программе управления будет в каждом конкретном случае своя. Она зависит от расчетных параметров и индивидуальных свойств характеристики элементов двигателя.

При каждом заданном значении температуры $T_{\text{в}}^{*}$ ***на предельных режимах можно вводить ограничение только на один какой-либо параметр*** (по максимально-допустимой его величине).

Формирование программы управления на предельных режимах сводится к выявлению на этих режимах ограничиваемых параметров в зависимости от температуры $T_{\text{в}}^{*}$. Вначале назначают, исходя из газодинамических и прочностных расчетов, предельные значения ограничиваемых параметров. Они могут быть либо постоянными величинами (при любых условиях полета)

$$n_{\text{НДпр.max}} = \text{const};\ n_{\text{НДmax}} = \text{const};\ n_{\text{ВДmax}} = \text{const};\ T_{\text{г.max}}^{*} = \text{const}, \quad (16.13)$$

либо величинами, зависящими от температуры $T_{\text{в}}^{*}$.

Физическая сущность коррекции ограничиваемых параметров по температуре $T_{\text{в}}^{*}$ состоит в том, что с ростом $T_{\text{в}}^{*}$ ухудшаются условия охлаждения элементов двигателя и по этой причине может возникнуть необходимость снижения предельно допустимых значений отдельных параметров при высоких $T_{\text{в}}^{*}$. Если же необходимо увеличить крутизну

протекания тяги по числу М полета, то это может быть достигнуто увеличением какого-либо из ограничиваемых параметров с ростом температуры $T_{в}^{*}$, что потребует соответствующего упрочнения или улучшения условий охлаждения тех или иных элементов конструкции двигателя.

Зная требуемое изменение ограничиваемых параметров по температуре $T_{в}^{*}$ и имея взаимосвязь их с остальными параметрами, устанавливаемую характеристиками ТКМ, находят значения параметров $(n_{НД пр})_{огр}$, при которых может наступать каждое из рассмотренных ограничений.

Для каждого ограничиваемого параметра величина $(n_{НД пр})_{огр}$ ***имеет свою функциональную зависимость от температуры*** $T_{в}^{*}$. В частности при однопараметрической системе управления (когда задана рабочая линия на характеристике КНД) все параметры ТКМ взаимосвязаны таким образом, что задание какого-либо одного из ограничиваемых параметров позволяет определить все остальные – в том числе значения $(n_{НД пр})_{огр}$, соответствующие этому ограничиваемому параметру.

Технология определения этих зависимостей для различных ограничений состоит в следующем:

1. Для ограничения по $\overline{n}_{НД пр.max}$ эта зависимость, очевидно, имеет вид: $(n_{НД пр})_{огр} = f_1(T_{в}^{*}) = \text{const}$.

2. Зависимость $(n_{НД пр})_{огр}$ для ограничения по $\overline{n}_{НД max}$ определяется из соотношения

$$(n_{НД пр})_{огр} = n_{НД max}\sqrt{288/T_{в}^{*}}\,.$$

Подставляя в эту формулу величину $n_{НД max}$, найденную по условиям прочности, и варьируя температурой $T_{в}^{*}$, получаем искомую функцию $(n_{НД пр})_{огр} = f_2(T_{в}^{*})$.

3. Величины $(n_{НД пр})_{огр}$ для ограничения по $T_{г.max}^{*}$ определяются через параметр $\Delta_{ТКМ}^{*} = T_{г.max}^{*}/T_{в}^{*}$. По этим величинам, найденным при различных

значениях температуры $T_в^*$, с помощью характеристики ТКМ определяются зависимость $(n_{НДпр})_{огр} = f_3(T_в^*)$ для предельных режимов по $T_{г.max}^*$.

4. Зависимость $(n_{НДпр})_{огр} = f_4(T_в^*)$ для ограничения по $n_{ВД\,max}$ определяется с использованием формулы (16.1), по которой $(n_{ВДпр})_{огр} = n_{ВДmax}\sqrt{\dfrac{T_{вВД0}^*}{T_в^*\tau_{кНД}^*}}$, а переход к $(n_{НДпр})_{огр}$ осуществляется с использованием зависимости $n_{НДпр} = f(n_{ВД\,пр})$, взятой из характеристик ТКМ.

Характер зависимостей $(n_{НДпр})_{огр}$ от $T_в^*$ при рассматриваемых ограничениях показан на рис.16.9.

Из четырех рассмотренных управляемых параметров ($n_{НД}$, $n_{ВД}$, $T_г^*$, $n_{НДпр}$) в однопараметрической системе управления двухвального ТРДДФсм на нефорсированных режимах при стабилизации одного из них остальные изменяются, причем это изменение однозначно определяется температурой $T_в^*$ на входе в двигатель, либо величиной $\bar{n}_{НДпр}$ (как было показано на рис.15.6 для одновального ГГ). На эти зависимости влияют расчетные параметры элементов двигателя и свойства их характеристик, а также принятая программа управления. Каждой программе управления соответствует свой вполне определенный характер взаимосвязей указанных управляемых параметров.

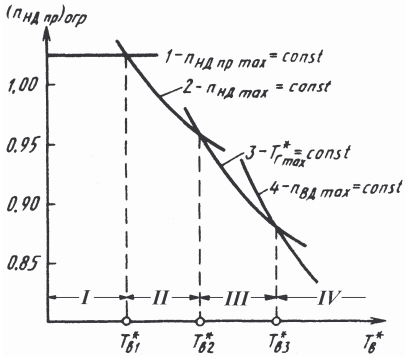


Рис.16.9. Определение линии предельных режимов

Определив значения $(n_{НДпр})_{огр}$ для каждого из рассматриваемых ограничиваемых величин, строят графики зависимостей этих величин от температуры $T_в^*$. Вследствие различного наклона указанных кривых они между собой пересекаются, как показано на рис.16.9. Огибающая этого семейства кривых снизу, ***именуемая линией предельных режимов (ЛПР)***, дает комбинированную программу

управления двигателя при заданных ограничениях. Как видно, в каждом диапазоне температур $T_в^*$ (между вертикальными штриховыми линиями) действует свое какое-либо ограничение. Точки излома указанной линии предельных режимов соответствуют переходу от одного ограничения к другому. Зная в диапазоне возможного изменения температуры $T_в^*$ какой из параметров выходит на ограничение, далее находят изменение всех остальных управляемых параметров от температуры $T_в^*$.

На рис.16.10 в качестве примера изображена комбинированная программа управления ТРДДФсм на нефорсированных предельных режимах, имеющая четыре участка: *I* – $n_{НД.пр.max} = \text{const}$; *II* – $n_{НД.max} = \text{const}$; *III* – $T_{г\,max}^* = \text{const}$; *IV* – $n_{ВД.\,max} = \text{const}$.

На участке I при низких значениях температур $T_в^*$ ограничиваемым параметром является $\overline{n}_{НД\,пр.max}$, причем условию $n_{НД.пр} = \text{const}$ соответствует $n_{ВД.пр} = \text{const}$ и поэтому соблюдается подобие режимов ТКМ. В этом случае с ростом температуры $T_в^*$, как указывалось, $n_{НД}$ и $n_{ВД}$ увеличиваются пропорционально $\sqrt{T_в^*}$, а температура $T_г^*$ изменяется пропорционально $T_в^*$. Такое управление обеспечивает постоянство величин $\Delta K_{у.ВД}$ и $\Delta K_{у.НД}$.

На участке II достигается ограничение по $\overline{n}_{НД\,max}$, причем поддержание $n_{НД.max} = \text{const}$ требует значительного увеличения температуры $T_г^*$, что вызывает раскрутку ротора высокого давления. Следовательно, на участке *II* автоматически обеспечивается ***«температурная раскрутка» РВД при увеличении температуры*** $T_в^*$ ***(росте числа М полета)***. Это способствует увеличению крутизны нарастания тяги по числу М полета, что благоприятно сказывается на соотношении потребных и располагаемых тяг маневренных самолетов, особенно в области трансзвуковых скоростей полета.

Физические причины появления «температурной раскрутки» РВД, т.е. возрастания $T_г^*$ и $n_{ВД}$ при $n_{НД} = \text{const}$ и увеличении $T_в^*$, были объяснены при рассмотрении взаимосвязи параметров двухвальных ГГ.

Это, как указывалось, связано с особенностями рассогласования ступеней каскадов компрессора. Увеличение температуры $T_в^*$ на входе в компрессор вызывает уменьшение приведенных частот вращения и степеней повышения давления обоих каскадов. Вызванное этим рассогласование ступеней приводит к тому, что первые ступени переходят на повышенные углы атаки, они «затяжеляются», а последние ступени переходят на пониженные углы атаки, они «облегчаются». ***Как распределяются «облегчающиеся» и «затяжеляющиеся» ступени в каскадах по их количеству зависит от расчетной величины*** $\pi_{к\Sigma}^*$ ***и ее распределения между КНД и КВД.*** Для современных ТРДДФсм они таковы, что «затяжеляются» все ступени КНД и часть первых ступеней КВД, а «облегчаются» последние ступени КВД.

Следовательно, для поддержания $n_{НД}$ = const, поскольку КНД «затяжеляется», нужно повышать температуру $T_г^*$. Это и является причиной возрастания $n_{ВД}$, т.е. «температурной раскрутки» РВД. Следует отметить, что «затяжелению» РНД с увеличением $T_в^*$ у двухвальных ТРДДФсм, в отличие от ТРДФ, дополнительно способствует возрастание степени двухконтурности m. Повышение m у ТРДДФсм при увеличении $T_в^*$ (по сравнению с двухвальным ГГ ТРДФ) требует дополнительного повышения температуры газа перед турбиной для обеспечения $n_{НД}$= const. Интенсивность раскрутки РВД зависит также от параметров и свойств самого КВД. Если КВД имеет $\pi_{кВД}^* > 6...7$, то, как указывалось, он при увеличении $T_в^*$ обычно склонен к «затяжелению»; а при меньших значениях $\pi_{кВД}^*$ – к «облегчению». Влияет на поведение КВД его регулирование поворотом лопаток НА группы первых ступеней. При увеличении $T_в^*$ и снижении $n_{ВД пр}$ лопатки НА КВД поворачиваются на прикрытие, т.е. на уменьшение углов атаки регулируемых ступеней, что снижает степень «затяжеления» КВД, либо вызывает его «облегчение». Если КВД склонен к «затяжелению», то увеличение $n_{ВД}$ на участке *II*, где $n_{НД}$=const, будет происходить медленнее, чем в случае «облегчающегося» КВД, но температурная раскрутка на этом участке всегда будет иметь место.

На участке III (см.рис.16.10) своего максимально допустимого значения достигает температура $T_г^*$. При поддержании $T_{г.max}^* = \text{const}$ в рассматриваемом примере, как видно, продолжается увеличение $n_{ВД}$ с ростом температуры $T_в^*$ (в данном случае КВД является «облегчающимся»). Вступление в работу ограничителя температуры $T_{г.max}^*$ приводит к замедлению темпа нарастания $n_{ВД}$ по $T_в^*$, а частота вращения $n_{НД}$ начинает падать.

На участке IV в случае «облегчающегося» КВД уже возникает потребность ограничения $n_{ВД max}$, что сопровождается уменьшением $T_г^*$ и еще более сильным, чем на участке *III*, снижением $n_{НД}$ с увеличением $T_в^*$.

Степень двухконтурности и скольжение роторов на участке 1 сохраняются неизменными, так как здесь $n_{НД.пр} = \text{const}$ и $n_{ВД.пр} = \text{const}$, а далее с ростом $T_в^*$ величина $n_{НД пр}$ все время уменьшается, поэтому степень двухконтурности m и скольжение роторов S возрастают. Чем интенсивнее снижается $n_{НД пр}$, тем значительнее повышаются m и S.

Причины увеличения степени двухконтурности m и скольжения S у ТРДДФсм при снижении $n_{НД пр}$ были рассмотрены ранее. Как указывалось, величина m определяется по формуле (16.5). Она при повышении $T_в^*$ увеличивается вследствие снижения $q(\lambda_в)_{ВД}$ и повышения $q(\lambda_П)$.

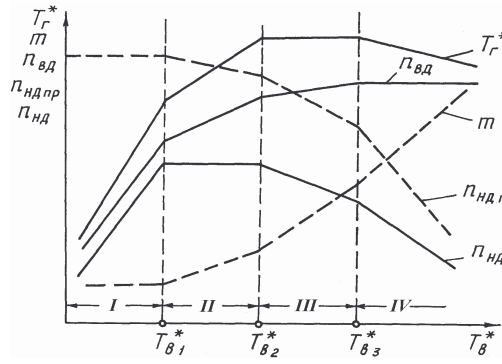


Рис.16.10. Комбинированная программа управления ТРДДФсм на нефорсированных режимах

Темп нарастания тяги по числу М полета определяется в первую очередь интенсивностью повышения с ростом M_H тем-

пературы $T_г^*$ и расхода воздуха $G_{в\Sigma}$. Если в некотором диапазоне чисел М полета нужно увеличить нарастание тяги по M_H, то этого можно добиться, помимо повышения температуры $T_г^*$, влияющей на $P_{уд}$, также увеличением $n_{НД}$, воздействующей на $q(\lambda_в)$, а следовательно, и на $G_{в\Sigma}$. Чтобы увеличение $n_{НД}$ не вызывало чрезмерного роста температуры $T_г^*$, выгодным в этих условиях является поддержание $\pi_т^* = \text{const}$ или даже увеличение $\pi_т^*$ с уменьшением $n_{НД\,пр}$ за счет регулирования площади $F_{кр}$ (ее дополнительного раскрытия при уменьшении $n_{НД.пр}$, см. рис.16.4, *б*). Отсюда можно сделать важный вывод о том, что, ***подбирая различные законы изменения величины*** $\pi_т^*$ ***по*** $n_{НД.пр}$***, можно управлять тяговой характеристикой двигателя***, т.е. изменять темп нарастания тяги по числу М полета. Естественно, возможность увеличения $n_{НД}$ должна быть обоснована прочностными расчетами.

16.5. ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРДДФсм НА ФОРСИРОВАННЫХ РЕЖИМАХ

У ТРДДФсм расход воздуха через двигатель $G_{в\Sigma}$, а следовательно, и через форсажную камеру сгорания, увеличивается с ростом числа М полета быстрее, чем возрастает расход воздуха $G_{вI}$ из-за увеличения степени двухконтурности m, поскольку у них

$$G_{в\Sigma} = G_{вI}(1+m) = \text{const}\frac{p_к^*}{\sqrt{T_г^*}}(1+m). \qquad (16.14)$$

В целях поддержания $\alpha_\Sigma \approx \text{const}$ в этом случае нужно вводить коррекцию в изменение расхода форсажного топлива по степени двухконтурности m, т.е. обеспечить подачу форсажного топлива не по закону $G_{т.ф} = \text{const}\, p_к^* / \sqrt{T_г^*}$, как у ТРДФ, а по закону примерной пропорциональности $G_{т.ф}$ величине $G_{в\Sigma}$, т.е.

$$\frac{G_{т.ф}}{p_к^*} = \text{const}\frac{G_{в\Sigma}}{p_к^*} = \text{const}\frac{(1+m)}{\sqrt{T_г^*}}. \qquad (16.15)$$

Приближенность этой зависимости состоит в том, что она не учитывает некоторого увеличения α в основной камере сгорания с ростом температуры $T_в^*$.

В более общем случае, поскольку $T_г^*$ и m являются функциями температуры $T_в^*$ и режима работы двигателя, задаваемого установкой РУД, наиболее универсальный закон управления подачей форсажного топлива можно представить в виде $G_{т.ф} \big/ p_к^* = f(\alpha_{РУД}, T_в^*)$. При каждом заданном положении РУД ($\alpha_{РУД}$ = const) программа управления подачей форсажного топлива, обеспечивающая α_Σ = const, или любое требуемое изменение α_Σ в функции от $T_в^*$, задается в виде зависимости $G_{т.ф} \big/ p_к^* = f(T_в^*)$.

Если для качественного анализа изменения $G_{т.ф} \big/ p_к^*$ на разных участках программы управления ТРДДФсм исходить из приближенной зависимости (16.15), то на участке, где m увеличивается, а $T_г^* \approx$ const подача форсажного топлива должна проводиться исходя из условия

$$G_{т.ф} \big/ p_к^* = \text{const}(1+m). \qquad (16.16)$$

На других участках программы управления двигателя нужно, в соответствии с формулой (16.15), учитывать характер изменения температуры $T_г^*$.

На рис.16.11 показана типичная для ТРДДФсм зависимость изменения величины $G_{т.ф} / p_к^*$ от $T_в^*$ для варианта программы управления ТКМ, изображенной на этом же рисунке вверху. Как видно, на участках *II* и *III*, где степень двухконтурности m увеличивается, возрастает также и величина $G_{т.ф} / p_к^*$, причем на участке *III*, где $T_г^*$ = const, программа подачи форсажного топлива соответствует условию (16.16). На участке *II*, где $n_{НД}$ = const, температура $T_г^*$ увеличивается с ростом $T_в^*$, что приводит к замедлению роста расхода воздуха через двигатель с увеличением $T_в^*$. Поэтому величина $G_{т.ф} / p_к^*$ на участке *II* должна увеличиваться медленнее, чем на участке *III*. На участке *I*, где реализу-

ется программа управления $n_{НД.пр}$= const, при увеличении $T_в^*$, как видно из рис.16.11, температура $T_г^*$ резко повышается, а m = const. Это приводит, как следует из (16.15), к снижению $G_{вΣ} / p_к^*$. Поэтому для обеспечения $\alpha_Σ$ = const приходится уменьшать также и величину $G_{т.ф} / p_к^*$ при увеличении температуры $T_в^*$.

Характер изменения температуры $T_ф^*$ при условии $\alpha_Σ$ = const на всех участках рассматриваемой программы управления (рис.16.11) определяется в соответствии с (15.38) исходя из условия $Q_Σ = c_п(T_ф^* - T_в^*)$ = const. Отсюда следует, что температура $T_ф^*$ при увеличении $T_в^*$ все время возрастает. ***Повышение температур $T_г^*$ и $T_ф^*$ с ростом $M_н$ выгодно тем, что оно увеличивает крутизну нарастания тяги двигателя по числу М полета.***

На участке *I*, где температура $T_г^*$ резко снижается при уменьшении $T_в^*$, менее интенсивное снижение $T_ф^*$ при условии $\alpha_Σ$ = const выгодно в том отношении, что этим обеспечивается достаточно высокая тяга на форсированных режимах, тогда как на нефорсированных режимах здесь наблюдается значительный дефицит тяги двигателя при низких значениях температуры $T_в^*$, поскольку $T_г^*$ = const $T_в^*$.

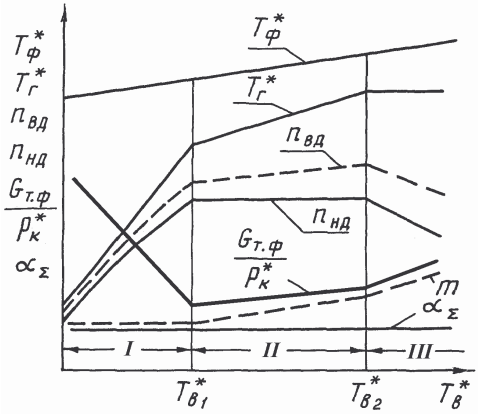


Рис.16.11. Программа управления ТРДДФсм на форсированных режимах работы

В принципе на участке *I* возможна и другая программа подачи форсажного топлива – из условия сохранения подобия режимов всего двигателя. В этом случае $T_ф^* = \text{const}\, T_в^*$, что должно приводить к значительному снижению тяги при низких температурах $T_в^*$.

16.6. ОСОБЕННОСТИ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ ЭЛЕМЕНТОВ И ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРДД БЕЗ СМЕШЕНИЯ ПОТОКОВ

ТРДД с раздельными контурами применяются на дозвуковых самолетах и характерны высокими степенями двухконтурности и низкими величинами $\pi_в^*$ вентиляторов. Схемы таких двигателей с обозначениями основных сечений приведены на рис.16.12. Они могут иметь либо одновальный ГГ (рис.16.12,*а*), либо двухвальный ГГ (рис.16.12,*б*). Ограничение максимальных скоростей полета значениями $M_H < 0{,}85…0{,}9$ приводит к тому, что величины $\pi_{с.расп}$ у этих двигателей получаются невысокими (см.рис.12.1), поэтому перепады давлений в реактивных соплах этих двигателей могут быть как до-, так и сверхкритическим, и их выполняют нерегулируемыми.

Совместная работа элементов ГГ ТРДД не отличается от рассмотренной в гл.15. Турбина ГГ обычно является запертой по перепаду давлений сопловым аппаратом первой ступени турбины вентилятора. Влияние схемы и расчетных параметров каскадов ГГ на протекание его характеристик было рассмотрено в гл.15.

Турбовентилятор в двигателях этих схем состоит из низконапорного (обычно одноступенчатого) компрессора, именуемого ***вентилятором***, и турбины вентилятора (ТВ), которая вследствие высоких m и относительно малых расходов газа через турбину выполняется многоступенчатой.

Совместная работа элементов турбовентилятора определяется из условия баланса расходов и мощностей для вентилятора и турбины вентилятора и приводит к системе уравнений, анало-

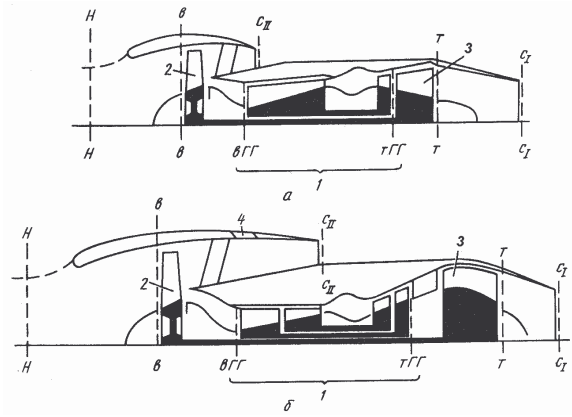


Рис.16.12. Расчетные схемы ТРДД с раздельными контурами: 1 – ГГ; 2 – вентилятор; 3 – турбина вентилятора; 4 – реверс тяги

гичной рассмотренной в п.16.1. Укажем лишь некоторые отличия в расположении рабочих линий на характеристике вентилятора.

Уравнение баланса расходов воздуха в этом случае при сверхкритических перепадах давлений в сопле наружного контура и $\lambda_{\text{П кр}}=1$, вместо формулы (16.5) для ТРДДФсм, приводит к следующему выражению для степени двухконтурности m: $m=\dfrac{\text{const}}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{к}}}$, или при переходе к относительным величинам

$$m \approx \frac{m_0}{\overline{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{к}}}}. \qquad (16.17)$$

Отсюда следует, что величина m при снижении приведенной частоты вращения вентилятора $\overline{n}_{\text{в.пр}}$ у ТРДД с раздельными контурами повышается менее интенсивно, чем у ТРДДФсм. Здесь на m влияет только снижение $\overline{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{к}}}$, т.к. $q(\lambda_{\text{П}})_{\text{кр}}= 1{,}0$. Это несколько изменяет расположение рабочей линии в поле характеристик вентилятора. Она при пониженных значениях $\overline{n}_{\text{в.пр}}$ и прочих равных условиях проходит ближе к границе устойчивых режимов работы вентилятора, чем у ТРДДФсм, что приводит к снижению запаса устойчивой работы вентилятора при низких $\overline{n}_{\text{в.пр}}$. Это видно из рис.16.13, где в качестве примера произведено сравнение взаимного расположения рабочих линий на характеристике вентилятора у ТРДД и ТРДДФсм.

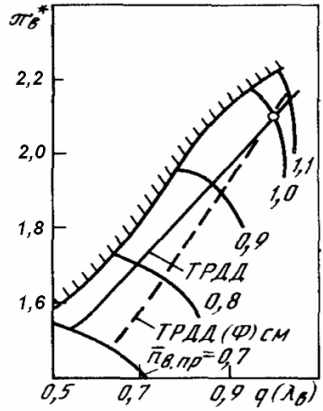


Рис.16.13. Расположение рабочих линий на характеристике вентилятора у ТРДД

На рис.16.14 показано влияние на расположение рабочей линии вентилятора расчетных значений $\pi^*_{\text{к}\,0}$ компрессора ГГ. Качественно это влияние аналогично ранее описанному для ТРДДФсм (рис.16.7). Чем выше $\pi^*_{\text{к}\,0}$, тем интенсивнее снижается $\overline{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{к}}}$ компрессора при уменьшении $\overline{n}_{\text{к.пр}}$ и соответственно $\overline{n}_{\text{к}}$, а

это усиливает дросселирующее воздействие компрессора на вентилятор. На рис.16.14,*б* показано влияние изменения $\pi^*_{к\,0}$ компрессора на зависимости $\overline{m}$; $\overline{\eta}^*_в$ и $\overline{n}_{к.пр}$ от $\overline{n}_{в.пр}$. Как видно, при увеличении $\pi^*_{к\,0}$ не только снижается $\Delta K_{у.в}$ при уменьшении $\overline{n}_{в.пр}$, но также падает $\overline{\eta}^*_в$, а степень двухконтурности в соответствии с (16.17) при этом возрастает интенсивнее.

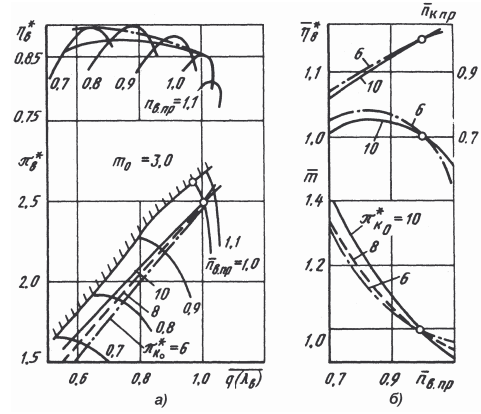


Рис.16.14. Влияние $\pi^*_{к\,0}$ на расположение рабочих линий (*а*) и зависимости $\overline{m}$; $\overline{\eta}^*_в$ и $\overline{n}_{к.пр}$ от $\overline{n}_{в.пр}$ (*б*)

Относительные параметры вентилятора у ТРДД при различных величинах $\pi^*_{в\,0}$ качественно изменяются так же, как у ТРДДФсм. Значения $\pi^*_в$ и $q(\lambda_в)$ при высоких $\pi^*_{в\,0}$ снижаются по $\overline{n}_{в.пр}$ более интенсивно, а $\overline{\eta}^*_в$ возрастает медленнее, чем при малых $\pi^*_{в\,0}$. Это следует из графиков, представленных на рис.16.15.

Влияние расчетной степени двухконтурности на расположение рабочих линий на характеристике вентилятора качественно не отличается от рассмотренного для ТРДДФсм (рис.16.6).

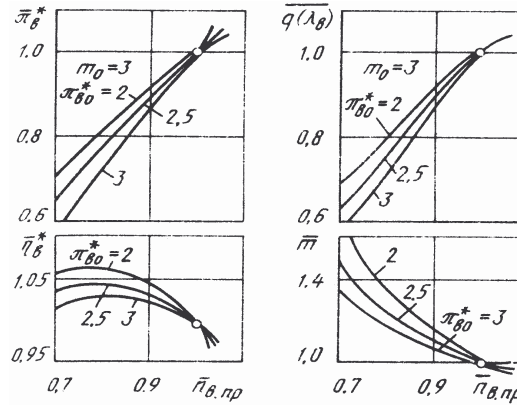


Рис.16.15. Влияние $\pi^*_{в\,0}$ на изменение относительных параметров вентилятора от $\overline{n}_{в.пр}$

Основная отличительная особенность ТРДД с высоким m_0 состоит в том, что они имеют низкие величины $\pi_{с.расп}$ в соплах контуров. Но при наличии докритических перепадов давлений хотя бы в одном из сопел происходит расслоение рабочих линий на характеристике вентилятора в зависимости от числа М полета. Их построение в этом случае осуществляется методом подбора. На рис.16.16,*а* нанесены на характеристику вентилятора для указанного случая рабочие линии при $M_H = 0{,}8$ и $M_H = 0$. При $M_H = 0$ перепад давлений в сопле внутреннего контура в рассмотренном случае докритический, а при $M_H = 0{,}8$ он становится сверхкритическим. Поэтому при $M_H = 0$ происходит снижение $\pi^*_{т.в}$ турбины вентилятора и замедляется темп роста m при уменьшении $\bar{n}_{в.пр}$, а при $M_H = 0{,}8$ турбина вентилятора «запирается» соплом внутреннего контура по перепаду давлений, а величина m при уменьшении $\bar{n}_{в.пр}$ возрастает более интенсивно (рис.16.16,*б*). Поэтому рабочая линия на характеристике вентилятора при $M_H = 0$ располагается при докритических перепадах давлений в сопле ближе к границе устойчивой работы вентилятора, чем при $M_H = 0{,}8$.

Управление ТРДД с раздельными контурами осуществляется одним управляющим фактором - $G_т$ и они управляются по одному параметру. За этот параметр у двухвальных двигателей может приниматься один из следующих: $n_в$, $n_к$, $T^*_г$ или $\pi_{к\Sigma}$, а у трехвальных –

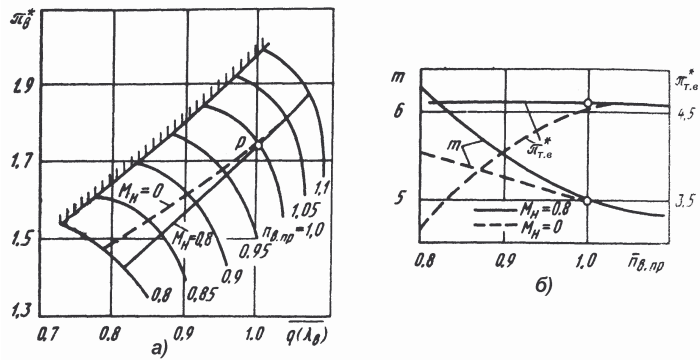


Рис.16.16. Влияние M_H на расположение рабочих линий вентилятора ТРДД при докритических перепадах в соплах

$n_в$, $n_{НД}$, $n_{ВД}$, $T_г^*$ или $\pi_{к\Sigma}$. Величина $\pi_{к\Sigma}$ в этом случае заменяет параметр $\overline{n}_{в.пр}$ ($\overline{n}_{НД.пр}$). Задание закона изменения одного из этих параметров определяет изменение остальных. При сверхкритических перепадах давлений в реактивных соплах внешние условия определяются только величиной температуры $T_в^*$, а при докритических – величинами температуры $T_в^*$ и высоты полета *H*.

Программы управления для ТРДД аналогичны рассмотренным ранее для ТРДДФсм. Но поскольку диапазон изменения температуры $T_в^*$ в условиях применения ТРДД на дозвуковых самолетах является достаточно узким, то ***при низких значениях температуры*** $T_в^*$ ***у них применяется обычно программа управления*** $\pi_{к\Sigma}$ **= const**, которая тождественна рассмотренной для ТРДДФсм программе управления $\overline{n}_{НД.пр}$ = const. ***Такая программа управления, наряду с выполнением условия*** ΔK_y **= const, обеспечивает неизменность тяги на режимах взлета и при полетах с постоянной приборной скоростью в широком диапазоне изменения температуры*** T_H**.** Это является следствием подобия режимов работы двигателя в указанных условиях. При более высоких значениях температур $T_в^*$ и высот полета *H* обычно осуществляется переход на программу управления: $n_к$ = const или $T_т^*$ = const, где $T_т^*$ – температура газа за турбиной компрессора (которая используется взамен температуры $T_г^*$). Используются и другие программы управления.

Каждая из возможных программ управления имеет свои преимущества, недостатки и ограничения. При их выборе первостепенное значение имеет ***согласование располагаемой тяги двигателя с потребной тягой ЛА*** при условии обеспечения высокой экономичности СУ и удобства пилотирования самолета.

В качестве примера на рис.16.17 приведена программа управления трехвального ТРДД Д-36 при одном положении РУД, соответствующем максимальному режиму работы двигателя. Они представлены в виде зависимостей параметров $\pi_{к\Sigma}$, $n_{НД}$, $n_{ВД}$ и $T^*_{тСД}$ от температуры T_H и высоты полета H. Здесь используется сочетание трех программ управления: $\pi_{к\Sigma} = \text{const}$, $n_{НД} = \text{const}$ и $T^*_{тСД} = \text{const}$. Постоянство $\pi_{к\Sigma}$ обеспечивает в данном случае неизменность взлетной тяги двигателя в диапазоне температур T_H ниже 290 К. В полете на больших высотах двигатель работает при $n_{НД} = \text{const}$. При температурах $T_H > 290$ К наступает ограничение по $T^*_{тСД.max} = 975$ К. Здесь $T^*_{тСД}$ – температура газового потока за турбиной среднего давления, которая пропорциональна температуре $T^*_г$. Но она ниже по величине и проще измеряется.

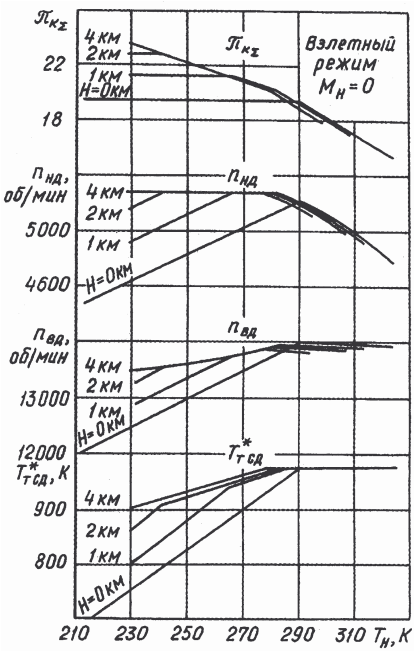


Рис.16.17. Программа управления двигателя Д-36

Глава 17

ХАРАКТЕРИСТИКИ ГТД ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В данной главе рассматриваются области применения ГТД прямой реакции, излагаются ***общие понятия о характеристиках этих ГТД, их типах, методах получения и способах представления.***

17.1. СХЕМЫ, ПАРАМЕТРЫ И ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГТД ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ

В плане создания и развития газотурбинных двигателей, как указывалось, их разделяют на поколения. Каждое новое поколение отличается от предшествующего улучшением основных показателей, главными из которых являются ***экономичность и удельная масса***. Это достигается за счет повышения параметров рабочего процесса, увеличения КПД элементов, применения новых материалов и технологий. Характерными признаками каждого нового поколения двигателей являются достигнутые значения температур газа перед турбиной $T_г^*$, степеней повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_{к\,\Sigma}^*$, максимальных значений окружных скоростей рабочих лопаток каскадов компрессоров $u_{к\,max}$ и турбин $u_{т\,max}$, относительных габаритных размеров двигателя.

К настоящему времени насчитывается четыре поколения ГТД. Двигатели первого и отчасти второго поколений морально устарели и практически уже не применяются в авиации. Двигатели третьего и четвертого поколений используются на различных типах летательных аппаратов. Двигатели пятого поколения находятся в стадии разработки. ГТД первого, второго и отчасти третьего поколений были ***одноконтурными***. Основные данные некоторых одноконтурных ГТД прямой реакции первых трех поколений отечественного производства приведены в табл.17.1.

Одноконтурные ГТД первого поколения (1949-1952 гг.)* не имели компонентов изменяемой геометрии, кроме площади критического сечения реактивного сопла, которая регулировалась при включении форсажа. Управление режимами работы этих двигателей осуществлялось только изменением подачи топлива. Типичными представителями этих двигателей в нашей стране были: АМ-3 и РД-3М – для самолетов Ту-16 и Ту-104; ВК-1Ф – для истребителей МиГ-17; РД-9Б – для истребителей МиГ-19.

Таблица 17.1

Поколения двигателей	$T^*_{г0}$, К	$\pi^*_{к0}$	$\gamma_{дв}$, $\frac{кг}{Н}$	$u_{к.max}$, $\frac{м}{с}$	$\frac{L}{D}$	Типы и примеры двигателей	
						одновальные	двухвальные
1	1150	4…6	0,04	300…350	5	ВК-1Ф, РД-9Б, РД-3М	–
2	1200… 1450	8…10	0,025	370…400	3	АЛ-7Ф-1, ВД-7	Р11-300, Р13-300
3	1400… 1450	13…15	0,015	380…410	2,5	АЛ-21Ф-3	Р29-300

Двигатели второго поколения (1955-1965 гг.) были разработаны и созданы с целью уменьшения массы и улучшения экономичности силовых установок самолетов следующего поколения за счет перехода к более высоким параметрам рабочего процесса: $T^*_{г0}$ и $\pi^*_{к0}$. Схема осталась ***одновальной***, но усложнилось регулирование элементов СУ. Возникла необходимость регулирования компрессора поворотом лопаток ВНА и перепуском воздуха. Таким способом регулировался компрессор двигателя АЛ-7Ф1, разработанный в ОКБ А.М. Люльки для истребителя-бомбардировщика Су-7Б конструкции П.О. Сухого. Возникла также необходимость регулирования сверхзвукового входного устройства. Другой путь повышения запасов устойчивости компрессоров одноконтурных ТРД с высокими значениями $\pi^*_{к0}$ был найден в переходе к двигателям ***двухвальной схемы***. В нашей стране первый такой двигатель был разработан в

* Указываются годы внедрения в эксплуатацию

ОКБ-300 А.А. Микулиным и Б.С. Стечкиным в 1955 г. Это был двухвальный одноконтурный двигатель Р11-300 для самолета МиГ-21. На этом двигателе в 6-ступенчатом осевом компрессоре была получена рекордно высокая степень повышения давления $\pi^*_{к\,0} = 9$. Были применены трансзвуковые ступени на компрессоре низкого давления.

Двигатели третьего поколения (1965-1978 гг.) были созданы в целях дальнейшего улучшения параметров и характеристик вновь создаваемых самолетов в основном за счет снижения удельной массы $\gamma_{дв}$ и удельных расходов топлива $C_{уд}$ двигателей. Это было достигнуто путем дальнейшего увеличения температур $T^*_{г\,0}$ и соответствующих им (для обеспечения высоких $P_{уд}$ и низких $C_{уд}$) значений $\pi^*_{к\,0}$. У одновальных одноконтурных двигателей в этих целях потребовалось иметь более развитое регулирование компрессора. Так, у двигателя АЛ-21Ф3, разработанного в ОКБ А.М. Люльки для последующих модификаций самолетов П.О. Сухого, потребовалось у 14-ступенчатого осевого компрессора иметь регулируемые НА на пяти первых и пяти последних ступенях. Двухвальные двигатели Р29-300 для самолетов МиГ-23 и Р25-300 для самолетов МиГ-21 БИС явились дальнейшей модификацией двигателей Р11-300 под параметры самолетов третьего поколения. Отличительной особенностью двигателей третьего поколения является использование ***двухпараметрической системы управления на нефорсированных режимах*** с двумя управляющими факторами: $G_т$ и $F_{кр}$ и ***трехпараметрической на форсированных режимах*** – с тремя управляющими факторами: $G_т$, $F_{кр}$ и $G_{т.ф}$.

Среди двигателей третьего поколения были и двухконтурные двигатели. К ним, в частности, относится первый отечественный ТРДД Д-20П конструкции П.А. Соловьева, устанавливавшийся на самолетах гражданской авиации Ту-124. Широкое внедрение в авиацию двухконтурные двигатели получили в конце семидесятых – начале восьмидесятых годов прошлого века уже в качестве ***двигателей четвертого поколения***.

Двухконтурные двигатели отличаются большим разнообразием схем и расчетных параметров. Их подразделяют на две группы: со смешением потоков контуров (ТРДДсм) и без смешения потоков

(ТРДД). В первой из этих групп преобладают двухконтурные двигатели с форсажными камерами (ТРДДФсм).

Двухконтурные двигатели могут быть двухвальными – с регулированием отдельных ступеней каскадов компрессора поворотом лопаток НА (регулируются НА нескольких первых ступеней компрессора высокого давления и может регулироваться ВНА компрессора низкого давления), либо трехвальными – обычно с нерегулируемыми каскадами компрессора.

Расчетные параметры двухконтурных двигателей зависят от их схем и областей применения. Особенно значительно двухконтурные двигатели отличаются между собой по величинам расчетной степени двухконтурности m_0. В стендовых условиях и при дозвуковых скоростях полета, как отмечалось ранее, чем большей выбрана величина m_0, тем ниже удельный расход топлива на нефорсированных режимах. На рис.17.1 приведены статистические данные, характеризующие зависимость $C_{уд}$ от m_0 для ряда ТРДД и ТРДДФсм (на нефорсированных режимах). Как видно, зависимость $C_{уд}$ от m_0 является существенно нелинейной. При увеличении m_0 от 0 до 2 снижение $C_{уд}$ составляет около 40% и получается в два раза большим, чем при увеличении m_0 от 6 до 8. При увеличении m_0 от 8 до 12 снижение $C_{уд}$ уже составляет величину менее 10%. Из рис.17.1 видно также, что ТРДДФсм имеют величины m_0, не превышающие 2,0.

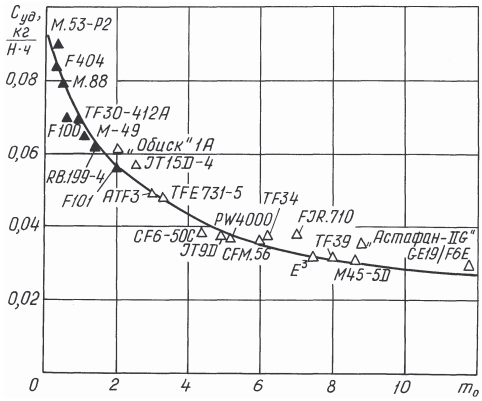


Рис.17.1. Статистическая зависимость $C_{уд}$ от m_0 для ТРДД (Δ) и ТРДДФсм (▲) при $M_H = 0$ и $H = 0$

Порядок значений основных данных и параметров двухконтурных двигателей четвертого поколения, применяемых на современных самолетах, указан в табл.17.2. Эти данные относятся к стендовым условиям.

Таблица 17.2

Летательный аппарат	Тип двигателя	P, кН	$\frac{C_{уд}}{C_{уд.ф}}$, $\frac{кг}{Н \cdot ч}$	$\pi^*_{к\Sigma\ 0}$	$\pi^*_{кНД}$	m_0	$T^*_{г\ 0}$, К	$\gamma_{дв}$, $\frac{кг}{Н}$
Истребитель	ТРДДФсм	80…120	$\frac{0,072...0,074}{0,21...0,23}$	20…23	2,8…3,2	0,15…0,5	1600…1800	0,012…0,014
Истребитель-бомбардировщик	- " -	100…150	$\frac{0,065...0,07}{0,19...0,21}$	24…26	2,6…2,8	0,5…1,0	1550…1600	0,013…0,015
Дальний сверхзвуковой бомбардировщик	- " -	150…250	$\frac{0,055...0,06}{0,21...0,23}$	26…30	2,3…2,5	1,5…2,1	1500…1550	0,013…0,017
Дальний дозвуковой самолет	ТРДД	220…250	0,032…0,035	26…30	1,6…1,7	4,0…6,0	1500…1600	0,016…0,018
Дозвуковой самолет средней дальности	ТРДДсм	100…150	0,04…0,05	15…20	1,8…2,4	2,0…3,0	1400…1500	0,02…0,025

Для сверхзвуковых военных самолетов применяются ТРДДФсм различной размерности с невысокими степенями двухконтурности. Низкие значения m_0 способствуют повышению удельной тяги и снижению удельного расхода топлива на форсированных режимах, используемых преимущественно на взлете и при сверхзвуковых скоростях полета. Но на неформированных режимах при дозвуковых скоростях полета малые значения m_0 приводят к ухудшению экономичности таких двигателей. Поэтому выбор степени двухконтурности зависит от относительной длительности использования на самолете полетов с дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями. У истребителей более важное значение имеют сверхзвуковые режимы полета. У них выбираются $m_0 \approx 0,15…0,5$ и $\pi^*_{к\Sigma\ 0} = 20…23$ при значениях температуры $T^*_г$, равных 1600…1800 К. Для истребителей-бомбардировщиков выбираются несколько повышенные значения расчетных параметров m_0 и $\pi^*_{к\Sigma\ 0}$. Для дальних сверхзвуковых бомбардировщиков эти параметры назначаются еще более высокими при более низких величинах температуры $T^*_г$. К числу наилучших ТРДДФсм четвертого поколения для истребительной авиации

относятся двигатели АЛ-31Ф, устанавливаемые на самолетах Су-27 и его модификациях, и двигатели РД-33 для самолетов МиГ-29. Они имеют расчетные параметры рабочего процесса на уровне, указанном в табл.17.2 для истребителей. Среди ТРДДФсм для дальних сверхзвуковых бомбардировщиков следует особо выделить двигатели НК-32, самые мощные в мире ТРДДФсм, имеющие взлетную тягу 25 тс (250 кН), устанавливаемые на стратегических бомбардировщиках Ту-160.

Для дозвуковых гражданских и военных самолетов средней дальности используются нефорсированные ТРДД с относительно невысокими степенями двухконтурности ($m_0 = 2…3$). У них, как правило, осуществляется смешение потоков перед реактивным соплом. Это обеспечивает компактность компоновки СУ и дает уменьшение шума и небольшое снижение удельного расхода топлива в крейсерском полете. Упрощается также система реверса тяги. Двигатели такого типа имеют высокие лобовые тяги и малый мидель, поэтому они удобны для установки на коротко- и среднемагистральных самолетах. Из-за малых степеней двухконтурности они имеют более высокие удельные расходы топлива как на взлете, так и в условиях крейсерского полета. К числу ТРДД этого типа относятся двигатели Д-30КП и его модификации для военно-транспортных самолетов Ил-76 и двигатели Д-30КУ – для пассажирских самолетов Ил-62М и Ту-154М.

Для дозвуковых пассажирских и транспортных широкофюзеляжных самолетов большой дальности и самолетов-носителей крылатых ракет применяются ТРДД с раздельными контурами, имеющие высокие значения степеней двухконтурности ($m_0 = 4…8$), более высокие величины $\pi^*_{к\Sigma}$ ($\pi^*_{к\Sigma 0} = 26…30$) и сравнительно умеренные величины температуры $T^*_г$ ($T^*_{г0} = 1500…1600$ К). Этим обеспечиваются низкие удельные расходы топлива у этих двигателей в крейсерских условиях полета. Типичными представителями этих ТРДД являются двигатели ПС-90А, выпускаемые ОАО «Пермские моторы» для установки на дальних пассажирских самолетах Ил-96-300 и среднемагистральных самолетах Ту-204 и Ту-214.

Увеличение степеней двухконтурности m_0 до значений, больших 8…10 (с целью дальнейшего улучшения экономичности в крейсерских условиях полета), делает необходимым переход к схеме ТРДД с редук-

тором и вентилятором, имеющим поворотные лопатки рабочих колес (см. рис.19.13). ***Применение вентилятора с поворотными лопатками (ВПЛ)***, имеющего относительно малые расчетные окружные скорости лопаток (вследствие уменьшения $\pi^*_{в.опт}$ с ростом m_0) позволяет снизить уровень шума и обеспечить некоторое повышение КПД вентилятора в широком диапазоне режимов работы двигателя, что имеет важное значение для улучшения скоростных и дроссельных характеристик таких ТРДД. С помощью ВПЛ обеспечивается также реверс тяги при посадке самолета и ряд других преимуществ (см.гл.19).

17.2. НОМЕНКЛАТУРА РЕЖИМОВ РАБОТЫ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Авиационные двигатели должны работать в широком диапазоне режимов. Для выполнения ЛА того или иного режима полета или маневра требуется различная тяга двигателя (силовой установки). Получение от двигателя требуемой тяги достигается установкой определенного режима его работы.

Режимами работы двигателя в практике применения его на ЛА и при проведении приемно-сдаточных и Государственных испытаний ***называют его состояния, характеризуемые совокупностью значений основных данных*** (P и $C_{уд}$ или N_e и C_e) ***и некоторых контролируемых параметров*** (n или $n_{НД}$ и $n_{ВД}$; $T^*_г$ или $T^*_т$; …), оценивающих тепловую и динамическую напряженность деталей и узлов двигателя.

В зависимости от тяги (мощности), развиваемой двигателем в заданных условиях полета, различают несколько типов установившихся режимов работы ГТД. Номенклатура режимов не имеет строгой стандартизации по основным данным и параметрам. Для каждого типа двигателя уровень этих величин может быть различен и устанавливается исходя из напряженности рабочего процесса и требований со стороны летательного аппарата.

Основными режимами работы авиационных ГТД (ГОСТ 23851-79) являются:

Максимальный режим **(М)**. Характеризуется максимальной величиной развиваемой тяги P_{max} (мощности $N_{e\,max}$) и соответственно максимально допустимыми значениями частот вращения роторов и

температуры газа перед турбиной. На этом режиме тепловые и динамические нагрузки являются предельно допустимыми, поэтому ***время непрерывной работы двигателя ограничено***. Этот режим применяется при взлете (в этом случае его называют ***взлетным***), разгоне самолета и в воздушном бою.

Максимальный продолжительный режим **(МП)**, называемый также ***номинальным (Н)***. Характеризуется пониженным по сравнению с максимальным режимом значением тяги $P_{\text{max прод}}$ (мощности $N_{\text{e max прод}}$), частот вращения роторов и температуры газа перед турбиной, при которых двигатель должен в условиях эксплуатации и испытаний работать с менее жестким ограничением по времени (в пределах установленного для этого режима суммарного времени наработки). Обычно $P_{\text{max прод}} = (0{,}85\ldots0{,}95)P_{\text{max}}$. Этот режим применяется при наборе самолетом высоты крейсерского полета.

Крейсерский режим **(Кр)** характеризуется еще более низкими значениями тяги, частоты вращения роторов и температуры газа перед турбиной. Двигатель на крейсерском режиме при испытаниях должен работать неограниченное время в пределах установленного ресурса. Обычно $P_{\text{кр}} = (0{,}5\ldots0{,}8)P_{\text{max}}$. Тепловые и динамические нагрузки на элементы конструкции на этом режиме являются умеренными. Крейсерский режим устанавливается в основном для проверки кондиционности двигателя по его экономичности и не всегда реализуется на крейсерском режиме полета самолета (см. п.18.3).

Земной малый газ **(МГ).** Это установившийся режим работы на земле при минимальной тяге (мощности) двигателя, при котором обеспечиваются его устойчивая работа и заданная приемистость. Обычно для уменьшения длины пробега самолета при посадке, удобства руления и снижения износа тормозов $P_{\text{мг}} = (0{,}03\ldots0{,}05)P_{\text{max}}$. Из-за сравнительно высокой температуры $T_{\text{г}}^{*}$ и ухудшения эффективности охлаждения узлов двигателя время непрерывной работы на этом режиме может быть ограничено.

Полетный малый газ **(ПМГ).** На этом режиме при минимально допустимой частоте вращения роторов должны обеспечиваться требуемые данные по приемистости и величине тяги при заходе на посадку.

У форсированных ГТД прямой реакции в дополнение к указанным устанавливаются еще следующие режимы.

Полный форсированный режим **(ПФ)**. Характеризуется максимальной форсированной тягой и наибольшим расходом топлива в форсажной камере сгорания при предельно-допустимых значениях ограничиваемых параметров (частоты вращения роторов и температуры газа перед турбиной). На этом режиме обеспечивается наибольшая степень форсирования двигателя. По напряженности рабочего процесса, ограничению времени непрерывного использования и условиям применения он аналогичен максимальному режиму.

Частичный форсированный режим **(ЧФ)**. Характеризуется значениями пониженной форсажной тяги по сравнению с режимом ПФ при максимальных или несколько пониженных значениях температуры газа перед турбиной и частот вращения роторов. Время непрерывной работы двигателя на этом режиме, как правило, неограниченно. Он используется при длительном сверхзвуковом полете и в условиях воздушного боя.

Минимальный форсированный режим **(МФ)**. Характеризуется минимальными величинами форсажной тяги при максимальных или пониженных значениях температуры газа перед турбиной и частот вращения роторов. Тяга двигателя на этом режиме должна мало отличаться от тяги на максимальном режиме, чтобы обеспечивалось непрерывное ее изменение в потребном диапазоне режимов полета самолета.

Для условий военного времени и в экстремальных ситуациях, например, при отказе одного из двигателей, устанавливается для некоторых типов ГТД ***чрезвычайный режим работы*** **(ЧР)**, который характеризуется повышенным по сравнению с максимальным или полным форсированным режимами значением тяги (мощности) двигателя и применяется только в чрезвычайных условиях в течение ограниченного времени.

При проектировании и создании авиационных ГТД производится расчет параметров и характеристик двигателя на каждом из рассмотренных режимов. Но, как правило, один из режимов, соответствующий конкретным (заданным) условиям полета, принимается за расчетный. В соответствии с этим ***расчетным режимом двигателя называют такой режим, для которого*** при заданных условиях полета и основных данных ***выбраны параметры рабочего процесса и определены размеры проходных сечений проточной части***. Все

параметры двигателя на расчетном режиме отмечают индексом «р»: $P_р$, $C_{уд.р}$ и т.д. Если расчетный режим совпадает со стендовым, то параметры двигателя отмечаются индексом «0»: P_0; $\pi^*_{к\,0}$; $T^*_{г\,0}$;… .

17.3. ТИПЫ ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГТД

Авиационный двигатель должен работать в широком диапазоне режимов. Для выполнения летательным аппаратом того или иного режима полета или маневра требуется различная величина тяги двигателя (силовой установки).

Изменение тяги (мощности) двигателя и других его данных и параметров достигается изменением положения РУД. ***Управляющее воздействие*** на рабочий процесс двигателя при этом осуществляется в основном за счет изменения расхода топлива. При неизменном положении РУД, но при изменении внешних условий и, в частности, скорости и высоты полета, а также параметров окружающей атмосферы p_H и T_H, основные данные двигателя также изменяются. ***Внешние условия***, как указывалось, воздействуют на рабочий процесс и режим работы двигателя в основном через изменение температуры воздуха $T^*_в$ на входе в двигатель.

Зависимости основных данных и параметров двигателя от внутренних управляющих воздействий и внешних условий принято называть характеристиками двигателя.

Для удобства практического использования характеристики ГТД разделяют на три типа: скоростные, высотные и дроссельные.

Скоростными характеристиками называют зависимости данных и параметров двигателя и в первую очередь его тяги (мощности) и удельного расхода топлива от скорости (числа М) полета при постоянной высоте полета и принятой программе управления.

Высотными характеристиками называют зависимости тех же данных от высоты полета при постоянной скорости (числе М) полета и принятой программе управления.

Скоростные и высотные характеристики строят для нескольких указанных ранее режимов работы двигателя. За основные при этом принимают максимальный и полный форсированный режимы.

Дроссельными характеристиками называют зависимости ос-

новных данных и параметров ГТД от частоты вращения одного из роторов (или расхода топлива) при заданных условиях полета и принятой программе управления.

Для удобства проведения самолетных расчетов дроссельные характеристики могут изображаться в виде зависимостей удельного расхода топлива от тяги (или мощности) ГТД. На дроссельных характеристиках принято выделять основные режимы работы двигателя, номенклатура которых предусмотрена ГОСТом. Данные двигателя на этих режимах устанавливаются по согласованию с заказчиком и проверяются в процессе контрольных и сдаточных испытаний. Некоторые из них указываются в акте Государственных испытаний и вносятся в описание двигателя.

Широко используются на практике еще и совмещенные – так называемые ***высотно-скоростные характеристики***, представляющие собой зависимости тяги и удельного расхода топлива от скорости полета для нескольких высот полета. Они приводятся для ряда характерных режимов работы двигателя – в первую очередь ***максимального и полного форсированного*** – и принятых для этих режимов программ управления.

Все типы используемых характеристик авиационных двигателей даются в виде зависимостей, приведенных к международной стандартной атмосфере (см. ниже).

17.4. МЕТОДЫ ПОЛУЧЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ГТД

Знание характеристик двигателя (силовой установки) необходимо при определении и уточнении летно-технических характеристик самолета, при выполнении различных инженерно-штурманских расчетов, а также для грамотной эксплуатации двигателя и его систем. Поэтому в ряде случаев их называют ***эксплуатационными***.

В основе получения характеристик двигателя в условиях полета лежат расчетные методы. В качестве исходных данных используются характеристики элементов. Их получают экспериментально, либо берут по обобщенным расчетно-теоретическим данным, которые подвергают всесторонней экспериментальной проверке.

Расчетные методы получения характеристик двигателей могут быть различными. Обычно в ОКБ и исследовательских организациях для этих целей создаются специальные математические модели

рабочего процесса двигателя. Характеристики всех элементов представляют в аналитическом виде путем аппроксимации опытных кривых степенными полиномами или сплайнами. Составляется система нелинейных алгебраических и дифференциальных уравнений, содержащая все уравнения балансов расходов и мощностей, уравнения динамики роторов, уравнения, задающие характеристики элементов, и пр. Число неизвестных параметров в такой системе уравнений, как указывалось, превышает количество самих уравнений. Эти «избыточные» неизвестные величины являются *управляемыми параметрами*. Задание закона их изменения от внешних условий означает выбор программы управления. После этого система уравнений становится замкнутой и в результате ее решения на ЭВМ определяются характеристики двигателя как на установившихся, так и на неустановившихся режимах. Наивыгоднейшие программы управления и соответствующие им оптимальные характеристики находятся по тем же математическим моделям *путем оптимизации управляющих воздействий*.

Экспериментальные методы получения характеристик двигателей.

Характеристики, полученные расчетным путем, хотя они и основаны на использовании большого количества опытных данных, нуждаются в прямой экспериментальной проверке. Для этой цели, прежде всего, служат характеристики двигателя, *получаемые на испытательных стендах в земных условиях*, т.е. при $M_H = 0$ и $H = 0$. Они для каждого двигателя всегда известны и служат основой для проверки кондиционности двигателя и контроля достоверности и идентификации расчетных методов.

Экспериментальная проверка характеристик двигателя в полетных условиях производится ***на специальных высотных стендах***, позволяющих имитировать различные внешние условия.

Высотные стенды выполняются либо в виде ***термобарокамер***, дающих возможность воспроизводить условия полета по параметрам на входе в двигатель и на выходе из него, либо в виде ***аэродинамических труб***, позволяющих испытывать силовую установку в условиях ее обтекания потоком воздуха.

Термобарокамера представляет собой герметичную камеру, в которой устанавливается испытуемый двигатель. Воздух в термобарокамеру подается с помощью системы *мощных компрессоров и теплооб-*

менников (подогревателей), позволяющих устанавливать на входе в двигатель давление $p_{в}^{*}$ и температуру $T_{в}^{*}$, соответствующие требуемым условиям полета. Газы, выходящие из двигателя, отсасываются *эксгаустерами*, создающими разрежение на выходе из двигателя p_H, соответствующее заданной высоте полета. Перед поступлением в эксгаустеры газовая струя предварительно охлаждается в специальных предназначенных для этих целей устройствах. На указанные испытания поставляется двигатель (его ТКМ), а *полетные условия имитируются только для его внутреннего тракта*. Этот метод испытаний является очень трудоемким и дорогим и применяется для определения (проверки) характеристик уже выполненного двигателя.

Двигательные аэродинамические трубы должны иметь расходы воздуха, превышающие в десятки раз расход воздуха через двигатель. Это связано с затратами огромной энергии, измеряемой миллионами киловатт. Такие установки являются уникальными сооружениями и используются для исследовательских испытаний силовых установок. В России такими установками располагает экспериментальная база ЦИАМ в Тураеве.

Расчетным путем можно прогнозировать характеристики в процессе разработки двигателя, т.е. еще до создания реальных образцов. Такие характеристики рассчитываются в двигательных ОКБ заранее и выдаются в виде проспекта для использования самолетными ОКБ и заказчиком. В дальнейшем они проверяются и уточняются всеми возможными способами, а получение заявленных данных двигателя достигается в процессе его доводки.

При проведении предварительных расчетов и в учебном проектировании применяются более простые методы расчета характеристик двигателей, основанные на использовании характеристик их элементов (функциональных модулей). В этом случае для той или иной выбранной (или заданной) программы управления двигателя определяются рабочие линии на характеристиках элементов и затем по этим данным рассчитываются высотно-скоростные и дроссельные характеристики. Расчет таких характеристик предусмотрен в курсовой работе по теории авиационных двигателей.

При расчетах характеристик двигателей, способах их представления и анализе протекания широко используются положения и правила теории подобия. Но особенно важное значение теория подобия приоб-

ретает при физическом моделировании процессов и явлений в авиационных силовых установках, а также при обработке опытных данных. С ее помощью на экспериментальных стендах имитируются различные полетные условия. Кроме того, с использованием теории подобия осуществляется приведение измеренных при испытаниях данных двигателей к стандартным атмосферным условиям.

17.5. ПОДОБИЕ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ГТД

В технических описаниях и проспектах на двигатели указываются их данные и характеристики, приведенные к стандартным атмосферным условиям. Приведение обычно осуществляется по формулам, получаемым с использованием теории подобия.

Ранее подобие режимов было рассмотрено для *отдельных элементов двигателя и силовой установки*. Указывалось, что для осуществления подобия течения газовых потоков в геометрически подобных элементах ГТД на установившихся режимах их работы должны выполняться определенные условия. Для компрессоров и турбин условием газодинамического подобия является равенство чисел М в абсолютном и переносном движениях; для входных устройств – равенство числа М полета и числа М на выходе из ВУ (на входе в двигатель); для элементов, имеющих форму каналов (сопло, диффузор) – равенство чисел М в каком-либо характерном сечении и т.д. Как видно, во всех случаях ***определяющим критерием подобия для двигателя служит число Маха***.

Подобие течений при определенных условиях может осуществляться также в ***группе элементов двигателя, во всем двигателе или в силовой установке в целом***. В таком случае можно говорить о подобии режимов данной группы элементов, двигателя или силовой установки.

Важное практическое значение для газотурбинных двигателей имеет рассмотрение подобия режимов работы ***газогенератора***. Если турбина ГГ является «запертой» по перепаду давлений, т.е. реализуется условие $\pi^*_{\text{т ГГ}} = \text{const}$, а каскады компрессора и турбины являются нерегулируемыми или регулируются только в зависимости от величин их приведенных частот вращения, единственным критерием, определяющим подобие режимов работы ГГ, является ***равенство чисел М по***

окружной скорости, что равносильно постоянству приведенной частоты вращения одного из роторов.

Если на выходе из ГГ нет критического сечения, «запирающего» турбину по перепаду давлений, то для получения подобных режимов у геометрически подобных ГГ (например, при их испытаниях) нужно путем установки на выходе из ГГ эжектора или эксгаустера создать такое противодавление за турбиной, чтобы принудительно обеспечивалось равенство второго критерия подобия: в данном случае – $\pi^*_{\text{т ГГ}}$.

Из подобия режимов работы ГГ, как указывалось, вытекает критериальный характер его характеристик, представляемых в общем случае в функции от $\overline{n}_{\text{пр}}$ и $\pi^*_{\text{т ГГ}}$, а при условии $\pi^*_{\text{т ГГ}} = \text{const}$ – только от $\overline{n}_{\text{пр}}$ (см. рис.15.5 и 15.6).

Подобие режимов работы газогенераторов ГТД необязательно распространяется на весь двигатель, тем более на всю силовую установку, и выполнятся даже в тех случаях, когда отсутствует подобие режимов работы остальных (не входящих в состав ГГ) элементов двигателя.

Подобие режимов может осуществляться и для других функциональных модулей и, в частности, для ***турбокомпрессорного модуля.*** При этом характерно то, что ***ТКМ является самой большой группой элементов ГТД, для которой возможно получение подобия внутридвигательных процессов в различных условиях полета***.

Рассмотрим подобие режимов работы ТКМ. Достаточным условием подобия для геометрически подобных ТКМ при сверхкритических перепадах давлений в реактивном сопле и заданной рабочей линии на характеристике КНД является, как и для ГГ, равенство чисел М по окружной скорости, что соответствует постоянству относительных значений приведенных частот вращения одного из роторов, обычно $\overline{n}_{\text{НД пр}} = \text{const}$.

Следствием подобия режимов ТКМ является равенство всех относительных параметров газовых потоков в любых сходственных точках (сечениях) от сечения *«в-в»* на входе в двигатель до критического сечения реактивного сопла *«кр-кр»*. В частности, при подобных режимах работы ТКМ сохраняются постоянными степени повышения (понижения) давлений всех каскадов компрессоров (турбин) и их КПД. Для

форсажных камер сгорания на этих режимах остаются неизменными степень подогрева газа $T_{ф}^{*}/T_{см}^{*}$, а также коэффициент $\sigma_{ф.к}$. Для камер смешения постоянными являются величины λ_{I}, λ_{II}, $\lambda_{см}$ и $\sigma_{см}$. Кроме того, на подобных режимах работы ТКМ сохраняются неизменными относительные параметры такие, как

$$\pi_{ТКМ}^{*}=\frac{p_{кр}^{*}}{p_{в}^{*}};\quad \tau_{ТКМ}^{*}=\frac{T_{кр}^{*}}{T_{в}^{*}};\quad \Delta_{ТКМ}^{*}=\frac{T_{г}^{*}}{T_{в}^{*}}\ \ldots \qquad (17.1)$$

Включение форсажной камеры сгорания практически не нарушает условий подобия режимов работы ТКМ, если подачей форсажного топлива обеспечивается условие $T_{ф}^{*}/T_{в}^{*}=\text{const}$, а площадь $F_{кр}$ устанавливается такой, чтобы выполнялось условие $\pi_{тНД}^{*}=\text{const}$.

Перейдем к рассмотрению ***условий подобия режимов работы силовой установки***. Под силовой установкой будем понимать конструктивно-объединенную совокупность трех функциональных модулей: газотурбинного двигателя (его ТКМ), входного и выходного устройств.

Достаточными условиями подобия для силовой установки и двигателя в целом (при наличии геометрического подобия) являются равенства двух критериев подобия по числу Маха, характеризующих течение газа в абсолютном и переносном движениях. В качестве этих критериев принимают ***число*** $\mathbf{M}$ ***полета и число*** $\mathbf{M_u}$ ***по окружной скорости***, эквивалентное относительной приведенной частоте вращения ротора низкого давления, т.е.

$$M_{H}=\text{const};\qquad \overline{n}_{НД\ пр}=\text{const}. \qquad (17.2)$$

Только при этих условиях обеспечивается полное подобие течения газовых потоков в геометрически подобных силовых установках, а следовательно, и в их двигателях.

Достаточность этих условий вытекает из рассмотренных ранее положений о критериях подобия для функциональных модулей ГТД – его газогенератора (ТКМ), входного и выходного устройств. А именно, условие $\overline{n}_{НД\ пр}=\text{const}$ обеспечивает подобие режимов работы ТКМ, а следовательно, равенство величин $q(\lambda_{в})$ и $p_{кр}^{*}/p_{в}^{*}$. Постоянство величин M_{H} и $q(\lambda_{в})$ служит достаточным условием подо-

бия входного устройства. Критериями подобия для выходного устройства является неизменность величин M_H и $\pi_{с.расп} = \frac{p^*_{кр}}{p_H} = \frac{p^*_{кр}}{p^*_{в}} \frac{p^*_{в}}{p_H}$.

Как видно, они в указанных условиях также не изменяются.

При наличии подобия режимов работы силовой установки обеспечивается равенство любых безразмерных параметров и чисел* M *в соответственно расположенных сечениях, т.е.

$$\frac{p^*_i}{p_H} = \text{const}; \quad \frac{T^*_i}{T_H} = \text{const}; \quad M_i = \text{const}; \quad \frac{c_i}{\sqrt{T_H}} = \text{const}; \quad \eta_j = \text{const}, \quad (17.3)$$

где индекс «*i*» обозначает произвольное сечение проточной части силовой установки, а «*j*» – любой из ее элементов.

Необходимо помнить, что ***подобие режимов во всех рассмотренных случаях осуществляется лишь приближенно***. Основными допущениями, определяющими приближенность теории подобия для ГТД и их силовых установок, являются:

– автомодельность режимов работы всех элементов по числам Рейнольдса, т.е. наличие условия $Re > Re_{кр}$;

– отсутствие теплообмена с внешней средой и независимость физических констант сжимаемого газа (k и R) и условной теплоемкости $c_п$ камер сгорания от изменения температуры газового потока, влажности воздуха, а также состава продуктов сгорания на подобных режимах работы;

– подобие полей скоростей, давлений и температур *в набегающем потоке* и его стационарность на подобных режимах работы рассматриваемой группы элементов.

Эти допущения обычно не приводят к значительным погрешностям, поэтому теория подобия успешно используется на практике.

Рассмотрим, как на подобных режимах изменяются основные данные двигателя – расход воздуха, тяга, абсолютный и удельный расходы топлива. Эти величины являются размерными и на подобных режимах работы не сохраняются одинаковыми, но, пользуясь свойствами подобных режимов, можно установить между ними взаимосвязь.

Расход воздуха, как установлено в теории компрессоров, на подобных режимах находится из условия $\dfrac{G_{\text{в}}\sqrt{T_H^*}}{p_{\text{в}}^*} = \text{const}$. Учитывая, что при полном подобии режимов работы силовой установки $\sigma_{\text{вх}} = \text{const}$, легко видеть, что для расхода воздуха на этих режимах выполняется условие

$$\frac{G_{\text{в}}\sqrt{T_H^*}}{p_H^*} = \text{const}. \qquad (17.4)$$

Тяга двигателя при полном расширении газа в сопле и $g_{\text{т}} \approx 0$ выражается формулой

$$P = G_{\text{в}}(c_{\text{с}} - V).$$

Для получения взаимосвязи значений тяг двигателей на подобных режимах приведем формулу (17.5) с учетом (17.4) к следующему виду:

$$\frac{P}{p_H^*} = \frac{G_{\text{в}}\sqrt{T_H^*}}{p_H^*}\left(\sqrt{\frac{T_{\text{с}}^*}{T_H^*}}\,\frac{c_{\text{с}}}{\sqrt{T_{\text{с}}^*}} - \frac{V}{\sqrt{T_H^*}}\right).$$

Все комплексные параметры, входящие в правую часть этого уравнения, при подобных режимах работы согласно условиям (17.2) и соотношениям (17.3), остаются неизменными. Следовательно, параметром подобия для тяги является величина

$$\frac{P}{p_H^*} = \text{const}. \qquad (17.5)$$

Из формулы (17.5), в частности, следует, что при работе двигателя на подобных режимах тяга не зависит от температуры окружающего воздуха, а зависит только от давления p_H^*.

Удельная тяга $P_{\text{уд}} = (c_{\text{с}} - V)$ может быть представлена в виде

$$\frac{P_{\text{уд}}}{\sqrt{T_H^*}} = \frac{c_{\text{с}}}{\sqrt{T_{\text{с}}^*}}\sqrt{\frac{T_{\text{с}}^*}{T_H^*}} - \frac{V}{\sqrt{T_H^*}}. \qquad (17.6)$$

Так как на подобных режимах все величины в правой части являются одинаковыми, для удельной тяги получаем

$$\frac{P_{\text{уд}}}{\sqrt{T_H^*}} = \text{const}. \qquad (17.7)$$

Удельный расход топлива равен:

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600\, c_{\text{п}}(T_{\text{г}}^* - T_{\text{к}}^*)}{\eta_{\text{г}} H_u P_{\text{уд}}} = \frac{3600\, c_{\text{п}} T_H^* (T_{\text{г}}^*/T_H^* - T_{\text{к}}^*/T_H^*)}{\eta_{\text{г}} H_u\ \text{const}\sqrt{T_H^*}}.$$

Если принять на подобных режимах величины $\eta_{\text{г}}$, H_u и $c_{\text{п}}$ одинаковыми, получаем

$$\frac{C_{\text{уд}}}{\sqrt{T_H^*}} = \text{const}. \qquad (17.8)$$

Часовой расход топлива, поскольку $G_{\text{т}} = C_{\text{уд}} P$, согласно (17.5) и (17.8), на подобных режимах взаимосвязан с p_H^* и T_H^* условием

$$\frac{G_{\text{т}}}{p_H^* \sqrt{T_H^*}} = \text{const}. \qquad (17.9)$$

Полученные комплексные параметры (17.5)…(17.9), которые при работе двигателя (силовой установки) на подобных режимах сохраняются постоянными, называются параметрами подобия. Очевидно, что при принятых допущениях они являются функциями только двух независимых величин – критериев подобия M_H и $\overline{n}_{\text{НД пр}}$.

Параметры подобия используются для сокращения числа графиков при представлении характеристик двигателя или силовой установки. Абсолютные значения данных двигателя (P, $G_{\text{т.ч}}$, $C_{\text{уд}}$, $G_{\text{в}}$ и т.п.) зависят от большого числа переменных: скорости и высоты полета, атмосферных условий, режима работы двигателя, параметров регулирования. Но если их представлять в виде параметров подобия (приведенных параметров), то в этом случае они могут быть изображены в виде зависимостей только от двух критериев подобия – величин M_H и $\overline{n}_{\text{НД пр}}$. Такое представление характеристик возможно, однако, лишь для двигателей, не имеющих регулируемых элементов, либо в случае, если программы их регулирования однозначно определяются параметрами M_H и $\overline{n}_{\text{НД пр}}$.

17.6. ПРИВЕДЕНИЕ ДАННЫХ ИСПЫТАНИЙ ГТД К СТАНДАРТНЫМ АТМОСФЕРНЫМ УСЛОВИЯМ

Основные показатели ГТД такие, как тяга, расход воздуха, расход топлива и др. в значительной степени зависят от атмосферных условий. Это связано с тем, что параметры $\Delta = T_{\text{г}}^{*} / T_{H}$; $\pi = p_{\text{к}}^{*} / p_{H}$; $G_{\text{в}}$ и др. непосредственно связаны с давлением p_H и температурой T_H окружающего воздуха. Как показывают данные испытаний, при изменении температуры t_H от –40 до +40°С тяга ГТД на режиме «максимал» может изменяться более чем на 40%, а удельный расход топлива – на 15…20%. В таком случае ***нельзя сравнивать между собой данные двигателей различных фирм по тяговым и экономическим показателям, а также проверять двигатели их соответствию ТУ, если их характеристики получены при различных атмосферных условиях.*** Возникает необходимость приведения данных испытаний к стандартным атмосферным условиям (САУ).

Задача приведения данных испытаний к САУ решается на основе использования теории подобия. Эта задача состоит в том, чтобы по данным испытаний ГТД при каких-либо известных атмосферных условиях определить данные того же двигателя при стандартных атмосферных условиях. С этой целью для заданных атмосферных условий находят режим, подобный его режиму в САУ. На этом режиме экспериментально определяют все интересующие нас данные двигателя, а затем, пользуясь правилами теории подобия, их пересчитывают на стандартные атмосферные условия. Установление режима работы двигателя, подобного его режиму при САУ, требует выполнения в полете двух условий: $M_H = \text{const}$ и $\overline{n}_{\text{НД пр}} = \text{const}$. На стенде достаточно соблюдения одного условия: $\overline{n}_{\text{НД пр}} = \text{const}$.

Рассмотрим ***приведение измеренных при стендовых испытаниях данных ГТД к стандартным атмосферным условиям***. На стенде, поскольку $p_H^{*} = p_H$ и $T_H^{*} = T_H$, режим работы ГТД, подобный его режиму в стандартных условиях ($p_{H\,\text{ст}}$=101300 Па, $T_{H\,\text{ст}}$ = 288 К), может быть установлен подбором величины $n_{\text{НД изм}}$, исходя из формулы

$$n_{\text{НД изм}} = n_{\text{НД пр}} \sqrt{\frac{T_H}{288}}. \qquad (17.10)$$

Установленный по найденному из формулы (17.10) значению $n_{\text{НД изм}}$ режим работы двигателя будет иметь все относительные параметры такие же, какие бы он имел в стандартных условиях при заданном $n_{\text{НД пр}}$. Одинаковыми на сравниваемых режимах будут параметры подобия для тяги, удельного расхода топлива и др. Это позволяет расчетным путем определить данные двигателя в стандартных условиях по измеренным при испытании двигателя на стенде данным на режиме, подобном стандартному. Используя соотношения (17.5) и (17.9), получим

$$P_{\text{пр}} = P\frac{101300}{p_H}; \quad C_{\text{уд.пр}} = C_{\text{уд}} \sqrt{\frac{288}{T_H}}. \qquad (17.11)$$

Аналогичным путем находятся формулы для $G_{\text{в.пр}}$ и $G_{\text{т.пр}}$:

$$G_{\text{в.пр}} = G_{\text{в}}\frac{101300}{p_H} \sqrt{\frac{T_H}{288}}; \qquad (17.12)$$

$$G_{\text{т.пр}} = G_{\text{т}}\frac{101300}{p_H} \sqrt{\frac{288}{T_H}}. \qquad (17.13)$$

Метод приведения данных испытаний ГТД, имеющих регулируемую «геометрию» проточной части, требует при установлении подобных режимов соблюдения геометрического подобия.

В формулы приведения к САУ для конкретных двигателей могут вводиться ***опытные поправочные коэффициенты***, учитывающие влияние влажности воздуха, а также уточняющие воздействие температуры воздуха T_H на теплоемкость и показатели адиабаты процессов, температурные расширения деталей и т.п.

Все рассмотренные данные (параметры) двигателя, которые на подобных режимах его работы сохраняются неизменными, получили название приведенных данных. Только они используются при представлении характеристик ГТД всех типов в их проспектах и описаниях.

17.7. ПОНЯТИЕ О МЕТОДАХ РАСЧЕТА ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ И ДРОССЕЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГТД ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ

Характеристики двигателя могут рассчитываться по математическим моделям различного уровня. В моделях второго уровня расчет характеристик двигателя осуществляется по осредненным параметрам газового потока во всех сечениях проточной части (одномерная задача) с использованием экспериментальных или расчетных характеристик элементов. Характеристики элементов задаются либо графически, либо аналитическими зависимостями, получаемыми путем аппроксимации графиков. При аналитическом задании характеристик элементов расчет характеристик двигателя ведется по специально разрабатываемым математически моделям на ЭВМ, как указывалось ранее. ***При графическом задании характеристик элементов может быть применен графоаналитический метод расчета, отличающийся достаточной простотой и наглядностью. Он заключается в следующем.***

1. Задаются характеристики всех элементов двигателя. Характеристики каскадов компрессора и турбины, и камеры смешения представляют в форме критериальных зависимостей. Для основной и форсажной камер сгорания используют зависимости коэффициентов полноты сгорания и потерь полного давления от параметров на входе в камеру и коэффициента избытка воздуха или принимают указанные коэффициенты потерь постоянными. Расчетные параметры каждого элемента подбирают таким образом, чтобы обеспечивались предусмотренные заданием параметры рабочего процесса на расчетном режиме работы двигателя: $\pi^*_{\text{к}\,\Sigma.\text{р}}$; $T^*_{\text{г.р}}$; $m_{\text{р}}$. При расчете характеристик двигателя без учета внешних потерь характеристики входного устройства задаются стандартной зависимостью $\sigma_{\text{вх}}$ от числа М полета, а выходного устройства – из условия $\overline{P}_{\text{с}} = \varphi_{\text{с}}$, что соответствует полному расширению газа в реактивном сопле.

2. С помощью изложенных в гл.15 и 16 методов на характеристиках элементов строят рабочие линии с учетом возможных условий их регулирования.

3. Назначают эксплуатационные ограничения и с их учетом выбирают варианты возможных программ управления, которые представляют в виде зависимостей управляемых и ограничиваемых параметров от температуры $T^*_{\text{в}}$ (см. рис.16.10).

4. Задаются рядом значений M_H и H и для каждого заданного режима полета вычисляют параметры на входе в двигатель $T^*_{\text{в}} = T^*_H$ и $p^*_{\text{в}} = \sigma_{\text{вх}}\, p^*_H$. По найденной величине $T^*_{\text{в}}$ в соответствии с принятой программой управления

находят $n_{НД}$; $n_{ВД}$; $n_{НД\ пр}$; $T_г^*$ и по этим данным с использованием характеристик элементов двигателя определяют рабочие точки на рабочих линиях этих элементов, соответствующие каждому заданному режиму полета. Отсюда находят для заданных значений M_H и H необходимые в расчете характеристик двигателя относительные и приведенные параметры: $q(\lambda_в)$; $\pi_{кНД}^*$; $\eta_{кНД}^*$; $\pi_{кВД}^*$; $\eta_{кВД}^*$; $\pi_{тНД}^*$; $\eta_{тНД}^*$; $\pi_{тВД}^*$; $\eta_{тВД}^*$; $T_г^*/T_в^*$; m; $G_{в.пр}$; $G_{т.пр}$ и др.

5. По полученным данным последовательно определяют параметры газового потока во всех характерных сечениях двигателя и в итоге находят тягу P и удельный расход топлива $C_{уд}$ как на нефорсированных, так и на форсированных режимах. По выходным данным двигателя, полученным при разных M_H и H, строят ВСХ двигателя для заданных вариантов программ управления.

6. Построение дроссельных характеристик при заданном режиме полета производится таким же способом, но в данном случае на характеристику компрессора наносится рабочая линия, соответствующая выбранной программе дросселирования двигателя, и, задаваясь рядом значений $\overline{n}_{НД\ пр}$, находятся все необходимые данные для расчета дроссельной характеристики.

Применение ранее найденных (или обобщенных) характеристик ГГ (для ТРДФ) или ТКМ (для ТРДД и ТРДДФ) позволяет существенно сократить объем расчетов при построении высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателя.

Глава 18

ХАРАКТЕРИСТИКИ ОДНОКОНТУРНЫХ ТРД И ТРДФ

В настоящей главе рассматриваются высотно-скоростные и дроссельные характеристики ТРД и ТРДФ. Хотя данный тип двигателя имеет ограниченное применение в современной авиации, но с методической точки зрения изучение характеристик целесообразно начинать с этих двигателей, поскольку они менее сложны по своим схемам и конструктивному выполнению и отличаются бóльшей простотой рабочего процесса. Это должно способствовать лучшей подготовке обучающихся к пониманию характеристик двигателей более сложных схем, излагающихся в последующих главах.

На протекание скоростных и высотных характеристик ТРД и ТРДФ влияет много различных факторов. Закономерности изменения тяги P и удельного расхода топлива $C_{уд}$ от скорости полета, высоты полета и режима работы двигателя зависят от расчетных параметров рабочего процесса двигателя ($\pi^*_{к0}$; $T^*_{г0}$; $T^*_{ф0}$), программы управления, эксплуатационных ограничений и ряда других факторов. Выбором размерности двигателей, параметров рабочего процесса и программ управления достигается согласование потребных и располагаемых тяг летательного аппарата и силовой установки. На уровень параметров, обеспечиваемых двигателем, влияет режим его работы, задаваемый положением РУД. ***Высотно-скоростные характеристики принято рассматривать для максимального и полного форсированного режимов, характеризующих предельные возможности двигателя по создаваемой тяге, а его данные на пониженных режимах принято оценивать по дроссельным характеристикам.*** Предельные режимы работы двигателя на практике определяются с учетом конкретных эксплуатационных ограничений, как на это указывалось в гл.15.

Для качественного объяснения основных физических закономерностей, свойственных высотно-скоростным характеристикам ТРД и

ТРДФ, будем рассматривать программу управления

$$n = n_{\max} = \text{const}; \quad T_{\text{г}}^{*} = T_{\text{г.max}}^{*} = \text{const}, \tag{18.1}$$

как обеспечивающую наибольшую тягу ТРД при всех условиях полета, а на форсированных режимах будем принимать $T_{\text{ф}}^{*} = \text{const}$ (или $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$).

Для объяснения характера изменения величин P и $C_{\text{уд}}$ в зависимости от различных факторов будем пользоваться рассмотренными ранее соотношениями

$$P = G_{\text{в}} P_{\text{уд}}; \quad C_{\text{уд}} = \frac{3600Q}{\eta_{\text{г}} H_u P_{\text{уд}}},$$

определяя величину удельной тяги по формуле $P_{\text{уд}} = c_{\text{с}} - V$.

18.1. СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД И ТРДФ

Определение скоростных характеристик ГТД было дано в гл.17. Проанализируем характер изменения тяги и удельного расхода топлива по скорости (числу М) полета у ТРД при программе управления (18.1).

Тяга двигателя, равная $P = G_{\text{в}} P_{\text{уд}}$, для скоростной характеристики ТРД зависит от характера изменения расхода воздуха $G_{\text{в}}$ и удельной тяги $P_{\text{уд}}$ от скорости полета V (и соответственно числа М полета – M_H).

Расход воздуха при увеличении скорости полета на заданной высоте возрастает, главным образом, по причине повышения давления воздуха $p_{\text{в}}^{*}$ на входе в двигатель и далее по всей его проточной части, поскольку

$$G_{\text{в}} = m \frac{p_{\text{в}}^{*}}{\sqrt{T_{\text{в}}^{*}}} q(\lambda_{\text{в}}) F_{\text{в}}. \tag{18.2}$$

Здесь, как уже указывалось в главе 11, $p_{\text{в}}^{*} = \pi_{\text{вх}} p_H$, а величина $\pi_{\text{вх}}$ с ростом V повышается за счет сжатия воздуха от скоростного напора во входном устройстве (рис.11.1). Темп повышения $G_{\text{в}}$, зависящий от интенсивности роста скоростного напора, тем выше, чем больше скорость полета V (рис.18.1).

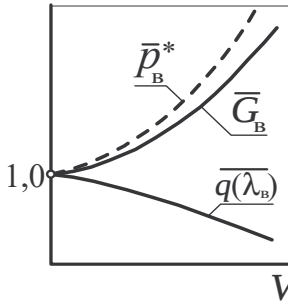


Рис.18.1. Изменение $\overline{p}^*_{в}$, $\overline{q(\lambda_{в})}$ и $\overline{G}_{в}$ по скорости полета

Фактором, ослабляющим увеличение $G_{в}$ с ростом V (M_H), является повышение температуры $T^*_{в}$, влияющее непосредственно на $G_{в}$ в соответствии с формулой (18.2), а также вызывающее снижение $\overline{n}_{пр}=\sqrt{288/T^*_{в}}$, что приводит к уменьшению относительной плотности тока на входе в двигатель $q(\lambda_{в})$. Поэтому темп возрастания $G_{в}$ по V зависит от расчетной величины степени повышения давления воздуха в компрессоре $\pi^*_{к0}$. ***Чем выше $\pi^*_{к0}$, тем интенсивнее снижается $q(\lambda_{в})$ при уменьшении $\overline{n}_{пр}$ (рис.15.9) и тем медленнее повышается $G_{в}$ с ростом скорости полета*** (рис.18.2).

Удельная тяга $P_{уд}=c_c-V$ при увеличении скорости полета V уменьшается. Это объясняется тем, что с ростом скорости полета V скорость истечения газа из реактивного сопла c_c повышается медленнее, чем растет сама скорость полета V (рис.18.3). В этом можно убедиться, если представить $P_{уд}$ через работу цикла в виде соотношения

$$L_{ц}=\frac{c_c^2-V^2}{2}=\frac{P_{уд}(c_c+V)}{2}, \qquad (18.3)$$

откуда $P_{уд}=2L_{ц}/(c_c+V)$. С ростом V работа цикла при $\pi>\pi_{опт}$ снижается (рис.18.3), а величина (c_c+V) увеличивается, что и приводит к уменьшению $P_{уд}$ при увеличении V. При очень больших скоростях полета, когда $\pi=\pi^2_{опт}$, $L_{ц}=0$, а поэтому $c_c-V=0$, удельная тяга обращается в ноль (скорость V_{max} на рис.18.3). Это соответствует при параметрах существующих двигателей значениям $M_{H\,max}\approx 3{,}0\ldots3{,}5$.

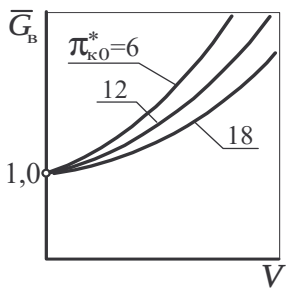


Рис.18.2. Влияние $\pi^*_{к0}$ на зависимости $\overline{G}_{в}$ от V

Снижение $P_{уд}$ до 0 при больших числах М полета является характерным свойством ВРД всех типов и проявляется при любых параметрах рабочего процесса и программах управления двигателей. ***Это явление***

получило наименование «вырождения» двигателя. У ТРД это связано с уменьшением максимально-допустимой степени подогрева воздуха в камере сгорания $\Delta T^*_{кс} = T^*_г - T^*_к$ и количества подводимой теплоты $Q = c_п(T^*_г - T^*_к)$ с увеличением числа М полета. При $M_H = M_{H\ max}$, соответствующем «вырождению» двигателя, когда $L_ц = 0$, подводимая теплота (вследствие увеличения температуры $T^*_к$ при ограничении максимально-допустимой температуры $T^*_г$) оказывается настолько малой, что она полностью расходуется на преодоление гидравлических потерь в двигателе. Чем больше $\pi^*_{к0}$, тем при заданной температуре $T^*_г$ выше $T^*_к$ и меньше Q. По этой причине величины $M_{H\max}$ с ростом $\pi^*_{к0}$ снижаются. С увеличением температуры $T^*_г$ при $\pi^*_к = \text{const}$ величина Q повышается, что приводит к возрастанию $L_ц$, $P_{уд}$, а соответственно, и $M_{H\max}$ (рис.18.4).

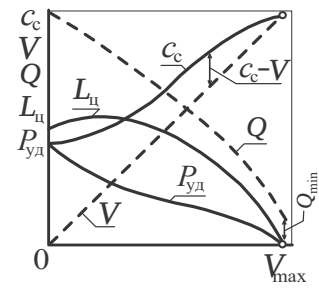


Рис.18.3. Зависимости $P_{уд}$, $L_ц$ и Q от скорости полета V

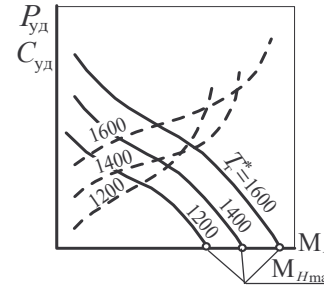


Рис.18.4. Сравнение зависимостей $P_{уд}$ (—) и $C_{уд}$ (– – –) от M_H при различных значениях температуры $T^*_г$

Тяга двигателя вдоль скоростной характеристики, поскольку она равна произведению $G_в$ на $P_{уд}$, определяется рассмотренными закономерностями изменения $G_в$ и $P_{уд}$ от числа М (или скорости V) полета. На начальном участке скоростной характеристики (*а-б*, рис.18.5) $G_в$ возрастает медленнее, чем уменьшается $P_{уд}$ и тяга снижается. При $M_H \approx 0{,}4\ldots0{,}5$ и $H = 0$ она обычно достигает минимума, а затем (на участке *б-в*, рис.18.5) возрастает из-за более интенсивного увеличения $G_в$ по

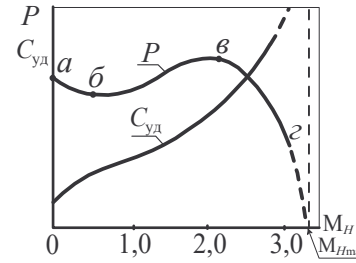


Рис.18.5. Изменение P и $C_{уд}$ ТРД по числу М полета

сравнению с падением $P_{уд}$. Затем интенсивное снижение $P_{уд}$ замедляет рост P и уже в данном примере при $M_H = 2{,}0\ldots2{,}5$ тяга достигает максимальной величины и далее на участке *в-г* уменьшается, стремясь к нулю при $M_{H\,max} \approx 3{,}0\ldots3{,}5$, когда $P_{уд} = 0$ (рис.18.5).

Удельный расход топлива, равный $C_{уд} = \dfrac{3600Q}{\eta_г H_u P_{уд}}$, с возрастанием числа М полета непрерывно повышается и стремится к бесконечности, когда $P_{уд} = 0$. Это объясняется тем, что, несмотря на уменьшение $Q = c_п(T_г^* - T_к^*)$ из-за увеличения $T_к^*$ при $T_г^* = \text{const}$, величина $P_{уд}$ очень интенсивно падает, что и вызывает повышение $C_{уд}$. При числе $M_{H\,max}$, когда $P_{уд} \to 0$, величина $C_{уд} \to \infty$.

Возрастание $C_{уд}$ с увеличением M_H не означает ухудшения экономичности рассматриваемых ГТД. Экономичность характеризуется величиной полного КПД, который равен

$$\eta_п = \eta_{вн}\eta_{тяг}.$$

Характер протекания КПД по M_H для ГТД прямой реакции показан на рис.18.6. Величина $\eta_п$ при увеличении M_H возрастает во всем рабочем диапазоне режимов полета и резко падает лишь при тех числах M_H, при которых $P_{уд}$ стремится к нулю и происходит «вырождение» двигателя. Эти числа М полета лежат за пределами возможных режимов полета ЛА с рассматриваемыми двигателями. Тяговый КПД с ростом M_H все время увеличивается. Это объясняется более медленным ростом скорости истечения $c_с$ по сравнению со скоростью полета V и уменьшением отношения скоростей $c_с / V$ в формуле (13.25). ***Увеличение внутреннего КПД объясняется улучшением использования теплоты в цикле за счет повышения π.*** Но при больших M_H, когда величина Q становится малой, резко возрастают, как указывалось, относительные гидравлические потери в двигателе. Условие $P_{уд} = 0$ и соответственно $P = 0$, достигается тогда, когда вся сообщаемая теплота затрачивается на преодоление гидравлических потерь и $L_ц = 0$. При $M_{H\,max}$,

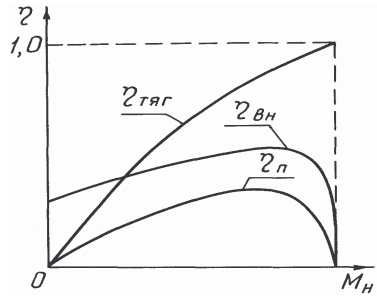


Рис.18.6. Зависимости $\eta_{вн}$, $\eta_{тяг}$ и $\eta_п$ ГТД прямой реакции от M_H

когда $P_{уд} = 0$, величина $\eta_{тяг} = 1.0$, так как $c_c = V$, а $\eta_{вн} = 0$, так как $L_ц = 0$. В соответствии с этим при $M_{H.max}$ значение $\eta_п = 0$, а $C_{уд} = \infty$.

Влияние расчетных параметров рабочего процесса $\pi^*_{к0}$ ***и*** $T^*_{г0}$ ***на характеристики ТРД.***

Скоростные характеристики ТРД при $H = 11$ км на максимальном режиме работы двигателя при различных $\pi^*_{к0}$ и $T^*_{г0}$ показаны на рис.18.7 и 18.8. Для большей наглядности здесь тяги даются в абсолютных величинах для двигателей, имеющих равные расходы воздуха на взлете ($M_H = 0$; $H = 0$).

Расчетное значение $\pi^*_{к0}$, как уже указывалось, влияет как на $P_{уд}$, так и на $G_в$. ***Удельные тяги*** при этом снижаются с ростом M_H, как видно из рис.18.7,*в*, в различной степени. При каждом значении M_H максимум $P_{уд}$ достигается при $\pi_{опт} = \pi_{вх}\pi^*_{к.опт}$. Причем величина $\pi_{опт}$ не зависит от M_H. При низких M_H, поскольку $\pi_{вх}$ малы, ближе к оптимальным лежат высокие значения $\pi^*_{к0}$, поэтому и удельные тяги в области малых M_H при $\pi^*_{к0} = 20$ получаются бóльшими, чем при $\pi^*_{к0} = 6$ (см. рис.18.7, *в*). Но при больших числах М полета, когда $\pi_{вх}$

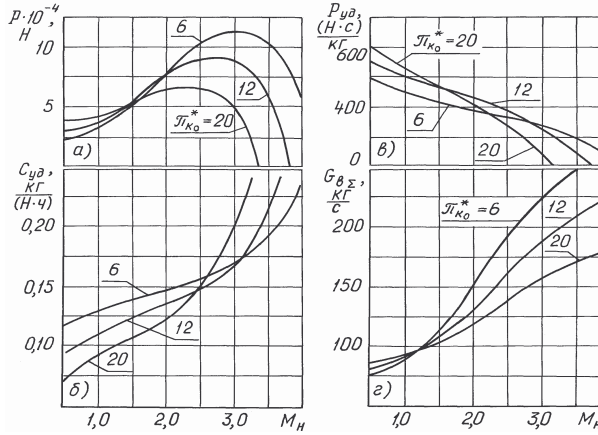


Рис.18.7. Влияние $\pi^*_{к0}$ на скоростные характеристики ТРД при $H = 11$ км и $T^*_{г0} = \text{const}$

велики, величины $\pi^*_{к.опт}$ снижаются и поэтому более высокие $P_{уд}$ здесь уже соответствуют низким значениям $\pi^*_{к0}$. В результате при более высоких значениях $\pi^*_{к0}$ удельная тяга падает при увеличении M_H интенсивнее и раньше достигается условие $P_{уд} = 0$, чем при более низких $\pi^*_{к0}$ (рис.18.7, *в*).

Расход воздуха у ТРД при низких $\pi^*_{к0}$ с ростом M_H увеличивается интенсивнее (рис.18.7, *г*), что связано с меньшим снижением у них $q(\lambda_в)$ при увеличении M_H. Указанный характер изменения $P_{уд}$ и $G_в$ по M_H предопределяет закономерность изменения тяги по числу М полета. ***Тяга*** у двигателей с высокими $\pi^*_{к0}$ при малых M_H получается большей, чем у двигателей с низкими $\pi^*_{к0}$, так как у них выше $P_{уд}$. При больших скоростях полета тяга у двигателей с высокими значениями $\pi^*_{к0}$ получается меньшей, чем у двигателей с низкими $\pi^*_{к0}$ из-за менее значительного роста $G_в$ и более интенсивного снижения $P_{уд}$ (рис.18.7, *а*).

Удельный расход топлива в широком диапазоне режимов полета имеет более низкие значения у двигателей с высокими $\pi^*_{к0}$. Это объясняется тем, что $\pi_{эк}$ у ТРД значительно выше, чем $\pi_{опт}$, и увеличение π (вызванное увеличением $\pi^*_{к0}$) приводит к возрастанию $\eta_п$ (из-за повышения $\eta_{вн}$ при увеличении π) и к уменьшению $C_{уд}$. Но чем выше M_H, тем π значительнее приближается к $\pi_{эк}$ и тем меньшим оказывается выигрыш в экономичности в этих условиях полета от применения более высоких $\pi^*_{к0}$. В зоне очень больших M_H, которые обычно не реализуются на практике, кривые $C_{уд}$ для разных значений $\pi^*_{к0}$ пересекаются, что обусловлено более ранним «вырождением» двигателей, имеющих более высокие $\pi^*_{к0}$ (рис.18.7, *б*).

Расчетная температура $T^*_{г0}$ на характер протекания зависимости $G_в$ от M_H при $\pi^*_{к0} = \text{const}$ не влияет. Но повышение $T^*_{г0}$ приводит к

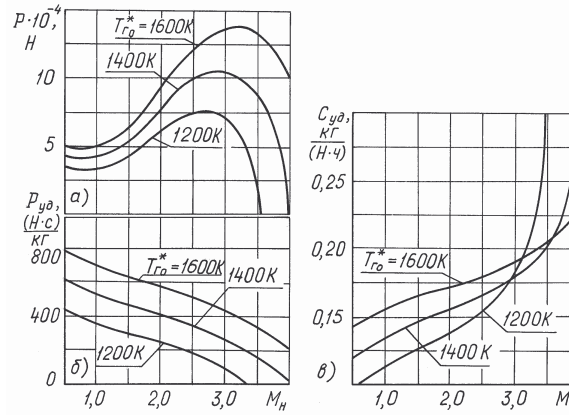


Рис.18.8. Влияние $T_{г\,0}^{*}$ на скоростные характеристики ТРД

при H = 11 км и $\pi_{к\,0}^{*}$ = const

увеличению значений $P_{уд}$ во всем диапазоне M_H (рис.18.8, *б*) и, как следствие, – к повышению тяги двигателя (рис.18.8, *а*). Увеличение при M_H = const скорости $c_с$ с ростом $T_г^{*}$ вызывает снижение $\eta_{тяг}$ и, несмотря на незначительное увеличение $\eta_{вн}$ (вследствие возрастания Δ), полный КПД снижается, что приводит к повышению $C_{уд}$ практически во всем диапазоне чисел М полета (рис.18.8, *в*). Следует отметить, что ***при высоких M_H переход на повышенные значения $T_г^{*}$ является более выгодным, чем при низких M_H***, поскольку он, как видно из рис.18.8, *а* и *в*, сопровождается более значительным приростом тяги и меньшим увеличением $C_{уд}$.

Скоростные характеристики ТРДФ на форсированных режимах для H = 11 км представлены на рис.18.9 и 18.10. Качественное влияние выбора расчетных величин $\pi_{к\,0}^{*}$ и $T_{г\,0}^{*}$ на эти характеристики показано на рис.18.9. Увеличение $\pi_{к\,0}^{*}$, как видно, при сверхзвуковых скоростях полета приводит к замедлению роста тяги $P_ф$, что объясняется уменьшением в этих условиях величин $G_в$ (рис.18.7, *г*), которые для режимов «ПФ» и «М» являются одинаковыми. Влияние же $\pi_{к\,0}^{*}$ на зависимость $P_{уд.ф}$ от M_H не очень значи-

тельно (из-за пологого изменения $P_{\text{уд.ф}}$ от $\pi^*_{\text{к}}$).

Сравнение зависимостей $C_{\text{уд.ф}}$ от M_H при разных $\pi^*_{\text{к}0}$ (рис.18.9, *а*) показывает, что повышение $\pi^*_{\text{к}0}$ на режимах «ПФ» улучшает экономичность в меньшей степени, чем на режимах «М» (рис.18.7, *б*), и увеличение $C_{\text{уд.ф}}$ с ростом $\pi^*_{\text{к}0}$ у них начинается при меньших M_H вследствие более низких значений $\pi^*_{\text{к.эк.ф}}$ у ТРДФ по сравнению с $\pi^*_{\text{к.эк}}$ у ТРД. Улучшение скоростных характеристик ТРДФ с увеличением $T^*_{\text{г}0}$ (рис.18.9, *б*) объясняется повышением давления в форсажной камере сгорания (из-за снижения $\pi^*_{\text{т}}$) и лучшим использованием вследствие этого подводимой в ней теплоты.

Влияние на скоростные характеристики ТРДФ температуры $T^*_{\text{ф}}$ показано на рис.18.10. Здесь принято, как обычно, что изменение степени форсирования двигателя осуществляется при неизменном режиме работы газогенератора. Поэтому характер изменения $G_{\text{в}}$, $\pi^*_{\text{к}}$ и $T^*_{\text{г}}$ на максимальном и всех форсированных режимах в зависимости от M_H и H является одинаковым. При вклю-

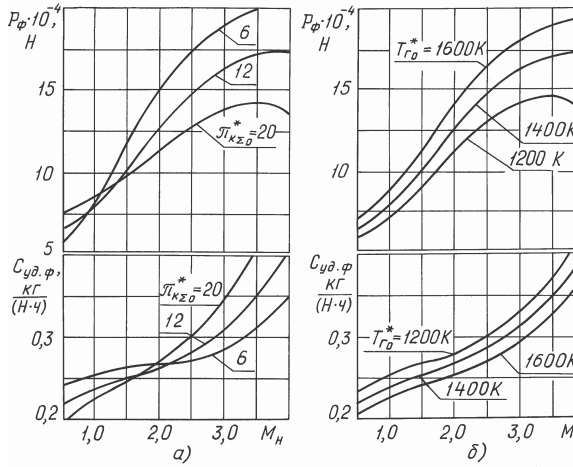


Рис.18.9. Влияние $\pi^*_{\text{к}0}$ (*а*) и $T^*_{\text{г}0}$ (*б*) на скоростные характеристики ТРДФ на режиме «ПФ»

чении форсажной камеры сгорания *повышается тяга, что вызвано только увеличением скорости истечения и соответственно удельной тяги с ростом температуры* $T_ф^*$. Одновременно при включении форсажа происходит увеличение $C_{уд.ф}$, *что связано с ухудшением использования теплоты, сообщаемой в форсажной камере сгорания*. Это приводит к уменьшению как внутреннего, так и тягового КПД двигателя. Из рис.18.10 также видно, что с ростом M_H степень форсирования возрастает, а увеличение удельного расхода топлива становится все менее значительным. При очень высоких M_H может быть даже $C_{уд.ф} < C_{уд}$. Это также является следствием улучшения использования теплоты в форсажной камере сгорания при увеличении M_H.

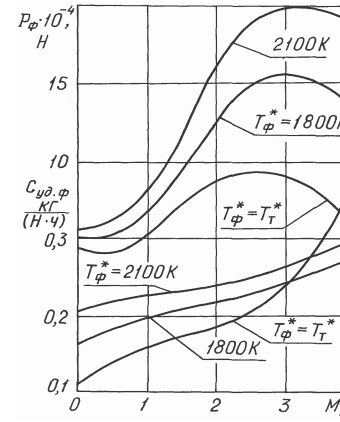


Рис.18.10. Влияние температуры $T_ф^*$ на скоростные характеристики ТРДФ

Анализ протекания скоростных характеристик ТРД и ТРДФ был проведен без учета конкретных эксплуатационных ограничений. Наличие эксплуатационных ограничений приводит к необходимости реализации более сложных программ управления, что несколько изменяет характер протекания характеристик. Это детально будет рассмотрено в главе 19.

18.2. ВЫСОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД И ТРДФ

Высотные характеристики ТРД также зависят от многих факторов. Рассмотрим качественный характер их протекания, показанный на рис.18.11. С увеличением высоты полета от 0 до 11 км при M_H = const тяга двигателя весьма интенсивно снижается, а удельный расход топлива при этом уменьшается не очень значительно (примерно на 10…15%). На высотах более 11 км удельный расход топлива перестает уменьшаться, а тяга снижается с ростом H еще более интенсивно.

Тяга двигателя определяется значениями величин $G_в$ и $P_{уд}$. Каче-

ственный характер изменения $G_в$ и $P_{уд}$ от высоты полета показан на рис.18.11, *б*. Здесь, как и на рис.18.11, *а*, дано относительное протекание рассматриваемых величин. Как видно, удельная тяга $P_{уд}$ увеличивается с ростом высоты полета до 11 км, а на высотах более 11 км остается неизменной. Расход воздуха $G_в$ с ростом высоты полета интенсивно снижается, причем до высоты 11 км медленнее, чем плотность воздуха ρ_H, а на высотах более 11 км – пропорционально ρ_H (зависимость $\overline{\rho}_H$ от M_H на рис.18.11, *б* изображена штриховой линией). Тяга при увеличении H до 11 км уменьшается медленнее, чем снижается расход воздуха, что объясняется увеличением $P_{уд}$. На высотах более 11 км тяга падает пропорционально плотности воздуха ρ_H. Некоторое улучшение удельных параметров ГТД с ростом высоты полета до 11 км объясняется благоприятным влиянием на рабочий процесс двигателя снижения температуры T_H.

Указанные закономерности протекания высотных характеристик объясняются изменением по высоте полета параметров рабочего процесса π и Δ, а также подводимой теплоты Q, относительное изменение которых представлено на рис.18.11, *в*.

Суммарная степень повышения давления воздуха в двигателе равна $\pi = \pi_{вх}\pi_к^*$. Величина $\pi_{вх}$ при M_H= const сохраняется неизменной, поскольку $\sigma_{вх}$ = const, а p_H^* / p_H есть функция только M_H. Величина же $\pi_к^*$ вследствие снижения температуры T_H с высотой полета до 11 км при всех программах управления (кроме $n_{НД.пр}$= const) возрастает. Это объясняется снижением в указанных условиях температуры воздуха $T_в^*$ на входе в компрессор. Увеличивается с рос-

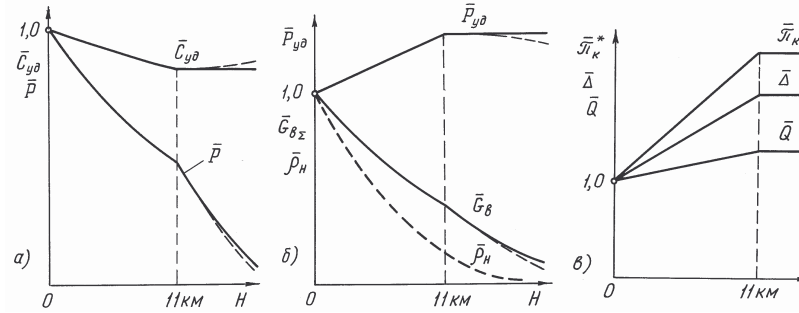


Рис.18.11. Относительное протекание высотных характеристик ТРД

том H также степень подогрева воздуха $\Delta = T_г^* / T_H$. Это объясняется тем, что при всех программах управления (кроме $n_{НД.пр}$ = const) температура $T_г^*$ либо сохраняется неизменной, либо, как правило, уменьшается с ростом H медленнее, чем температура T_H. Повышается также, но еще более медленно, чем Δ, величина $Q = c_п(T_г^* - T_к^*)$ вследствие снижения температуры воздуха $T_к^*$ за компрессором с ростом H (см.рис.18.11, *в*). Одновременный рост π и Δ при увеличении H от 0 до 11 км приводит к возрастанию работы цикла и к значительному повышению (примерно на 40…50%) $P_{уд}$. На высотах более 11 км, где температура T_H принимается постоянной, параметры π и Δ также остаются неизменными, что объясняется подобием режимов работы двигателя.

Удельный расход топлива $C_{уд}$, как видно из рис.18.11, *а*, с увеличением высоты полета до 11 км снижается, а при $H > 11$ км сохраняется практически неизменным. Снижение $C_{уд}$ в диапазоне высот полета от 0 до 11 км объясняется увеличением внутреннего КПД двигателя (из-за одновременного повышения π и Δ) и улучшением вследствие этого использования теплоты в цикле.

Расход воздуха с увеличением высоты полета у всех типов ГТД очень значительно снижается вследствие уменьшения давления и плотности воздуха во всех сечениях их проточной части. Величина $G_в$ определяется пропускной способностью соплового аппарата первой ступени турбины (если он «заперт» по перепаду давлений или $\lambda_{с.а} = 1$). В этом случае в соответствии с (8.1)

$$G_в = \text{const}\ p_г^* / \sqrt{T_г^*}\ . \qquad (18.4)$$

Отсюда видно, что расход воздуха определяется главным образом давлением перед турбиной $p_г^*$, так как $T_г^*$ меняется слабо, либо $T_г^* = \text{const}$. Но при $M_H = \text{const}$ величина $p_г^*$ в диапазоне высот от 0 до 11 км падает медленнее, чем p_H, поскольку $p_г^* = \sigma_{к.с}\pi_к^*\ p_в^* = \text{const}\,\pi_к^* p_H$. Увеличение $\pi_к^*$ с ростом H до 11 км несколько замедляет темп снижения давления $p_г^*$ по сравнению с p_H. Это замедляет снижение $G_в$.

На высотах более 11 км при $M_H = \text{const}$, поскольку $T_H = \text{const}$ и

$T_H^* = \text{const}$, в соответствии с теорией подобия π, Δ и другие безразмерные параметры сохраняются неизменными, поэтому остаются постоянными $P_{уд}$ и $C_{уд}$, а $G_в$ и P изменяются пропорционально ρ_H. Но сказанное справедливо в предположении постоянства КПД элементов двигателя и коэффициентов выделения теплоты в камерах сгорания. На очень больших высотах и при малых M_H снижаются давления в сечениях двигателя, что ведет к значительному уменьшению чисел Re в его проточной части, особенно у двигателей малой размерности.

Влияние числа Рейнольдса на высотные характеристики ГТД состоит в том, что при $Re < Re_{кр}$ вследствие возрастания вязкостного трения повышаются потери во всех элементах двигателя. Снижение $\eta_к^*$ и $\eta_т^*$ при $Re < Re_{кр}$ вызывает уменьшение $P_{уд}$ и возрастание $C_{уд}$. Происходит падение $q(\lambda_в)$, а также снижение (на больших высотах) полноты сгорания. Все это приводит к ухудшению характеристик двигателя. Тяга на высотах более 11 км в этом случае падает интенсивнее, чем ρ_H, что объясняется уменьшением $P_{уд}$ и дополнительным снижением $G_в$ из-за уменьшения $q(\lambda_в)$. Удельный расход топлива увеличивается как по причине уменьшения $P_{уд}$, так и за счет снижения $\eta_г$ (штриховые линии на рис.18.11, *а*).

Протекание высотных характеристик ГТД в области влияния чисел Re существенно зависит от программы управления двигателя. При условии $T_г^* = \text{const}$ (за счет регулирования $F_{кр}$) нарушение баланса мощностей каскадов компрессоров и турбин вследствие снижения их КПД компенсируется увеличением $\pi_т^*$ и приводит к уменьшению $\pi_{с.расп}$, что вызывает снижение $c_с$ и падение $P_{уд}$, а следовательно, и тяги двигателя. Если же в двигателе поддерживается постоянство частоты вращения одного из роторов при условии $F_{кр} = \text{const}$, то снижение $\eta_к^*$ и $\eta_т^*$ неизбежно требует увеличения температуры $T_г^*$, которая может повышаться на несколько десятков градусов. Это в значительной степени компенсирует отрицательное влияние снижения КПД элементов на $P_{уд}$ и P. Но ***рост $T_г^*$ нежелателен по соображениям надежности и ресурса двигателя***.

Относительное протекание высотных характеристик ТРДФ ка-

чественно не отличается от высотных характеристик ТРД.

Высотно-скоростные характеристики ТРД.

Обычно высотные характеристики для ГТД прямой реакции отдельно не приводятся, а даются скоростные характеристики для нескольких высот полета. Построенные таким способом *высотно-скоростные характеристики* при принятых допущениях имеют вид, представленный на рис.18.12. Они соответствуют расчетным параметрам, типичным для двигателей 3-го поколения, и построены в диапазоне высот от 0 до 11 км с учетом того, что при $H > 11$ км при принятых допущениях $C_{уд} = \text{const}$, а $P = \text{const}\ \rho_H$. Как видно, тяга в рабочем диапазоне чисел М полета возрастает по скорости и снижается по высоте. С увеличением высоты полета до 11 км крутизна нарастания тяги увеличивается и повышаются числа М полета, при которых тяга достигает максимальных значений. Это объясняется тем, что удельная тяга на $H = 11$ км снижается с увеличением числа М полета менее интенсивно, чем у земли, тогда как изменение высоты полета на интенсивность роста расхода воздуха влияет в меньшей степени. В связи с этим числа $M_{H\,max}$, соответствующие «вырождению» двигателя, также повышаются с возрастанием H от 0 до 11 км. Тяги на форсированных режимах с увеличением M_H возрастают еще круче и достигают максимальных значений при еще больших числах М полета, как это видно из рис.18.10.

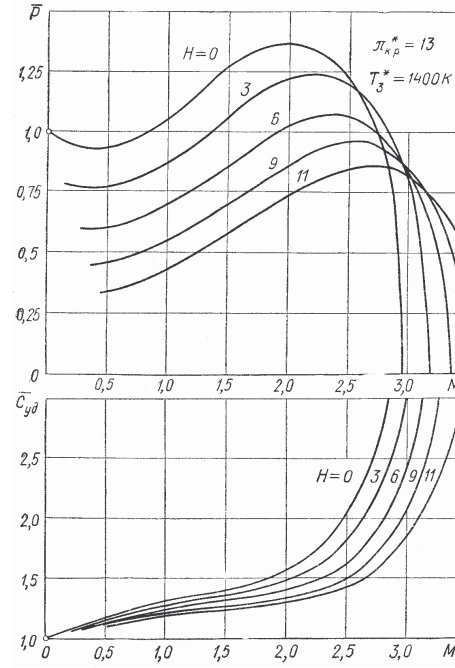


Рис.18.12. Высотно-скоростные характеристики ТРД для режима «максимал» при программе управления $n = \text{const}$, $T_г^{*} = \text{const}$

18.3. ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД И ТРДФ

Дросселирование двигателя в целях снижения его тяги на нефорсированных режимах работы осуществляется снижением подачи топлива в камеру сгорания за счет уменьшения угла установки РУД. Основным управляющим фактором при этом является расход топлива $G_т$. Для улучшения экономичности и повышения запаса устойчивости двигателя на дроссельных режимах могут быть использованы и другие управляющие факторы. Их количество и конструктивная реализация могут быть различными. Чаще всего в качестве таких дополнительных управляющих факторов используют площадь критического сечения сопла $F_{кр}$, углы установки лопаток НА каскадов компрессора $\varphi_{НА.i}$ и др. На форсированных режимах управляющим фактором является еще и расход форсажного топлива $G_{т.ф}$. В соответствии с этим могут быть применены различные программы управления двигателя на дроссельных режимах.

Вначале объясним качественный характер протекания дроссельных характеристик на примере двухвального ТРДФ при условии, что дросселирование на нефорсированных режимах осуществляется при $F_{кр} = \text{const}$.

На рис.18.13 показано два способа изображения стендовых дроссельных характеристик ТРДФ: в виде зависимостей удельного расхода топлива от тяги (рис.18.13, *а*) и в виде зависимостей P и $C_{уд}$ от $\overline{n}_{НД}$

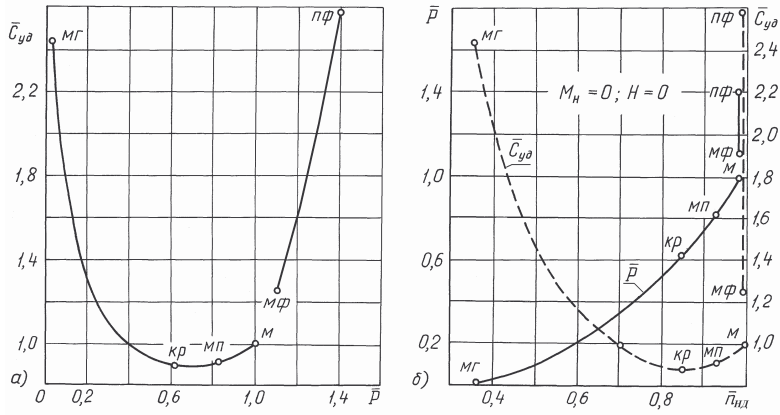


Рис.18.13. Дроссельные характеристики ТРДФ

(рис.18.13, *б*). Основные режимы работы двигателя отмечены принятыми ранее условными обозначениями. Характеристики построены в относительных координатах, где за исходный принят максимальный режим. Форсированные режимы соответствуют $\overline{P} > 1{,}0$, а неформированные – $\overline{P} < 1{,}0$. Принято, как обычно, что форсирование осуществляется при неизменном режиме работы турбокомпрессора, поэтому все форсированные режимы работы соответствуют условию $\overline{n}_{\text{НД}} = \text{const}$.

Протекание дроссельных характеристик двигателя определяется параметрами его рабочего процесса. Характер изменения наиболее важных из них представлен на рис.18.14. Здесь показано изменение от $\overline{n}_{\text{НД.пр}}$ степеней повышения давления и КПД каскадов компрессора, а также $\overline{n}_{\text{ВД.пр}}$, $\overline{q(\lambda_{\text{в}})}$ и $\overline{T}_{\text{г}}^{*}$. Объясним с их помощью протекание дроссельных характеристик.

Тяга при дросселировании двигателя, как видно из рис.18.13, интенсивно снижается. Снижение тяги обусловлено уменьшением как удельной тяги, так и расхода воздуха. Уменьшение $G_{\text{в}}$ вызвано снижением $\overline{n}_{\text{НД.пр}}$ и $q(\lambda_{\text{в}})$ из-за перемещения рабочих точек по рабочим линиям на характеристиках каскадов компрессора вниз. Снижение $P_{\text{уд}}$ обусловлено одновременным уменьшением параметров рабочего процесса π и Δ (в основном, температуры газа перед турбиной $T_{\text{г}}^{*}$), как это показано на рис.18.14. Темп снижения $\overline{n}_{\text{НД.пр}}$, как видно,

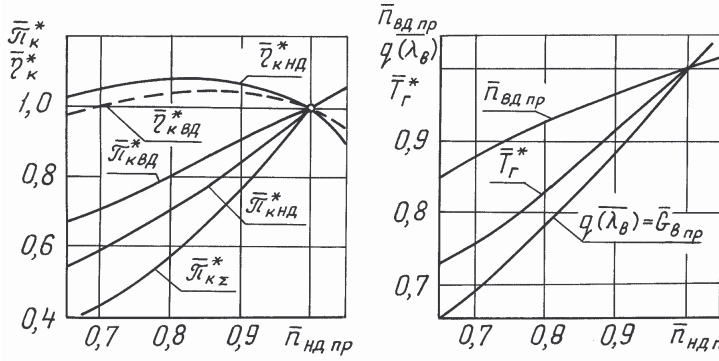


Рис.18.14. Зависимость основных параметров двухвального ТРДФ от $\overline{n}_{\text{НД.пр}}$

вышает темп уменьшения $\overline{n}_{\text{ВД.пр}}$, что является причиной увеличения скольжения роторов и служит фактором саморегулирования компрессора.

Одновременное снижение параметров π и Δ при дросселировании двигателя приводит к уменьшению работы цикла и удельной тяги. Следует особо отметить, что температура $T_{\text{г}}^{*}$ при $\pi_{\text{т}}^{*} = \text{const}$ снижается при уменьшении $n_{\text{пр}}$ чрезвычайно интенсивно в соответствии со снижением работы, потребной для вращения КВД. Происходит значительное уменьшение скорости истечения $c_{\text{с}}$ и удельной тяги $P_{\text{уд}} = c_{\text{с}} - V$, что наряду с уменьшением $G_{\text{в}}$ приводит к очень интенсивному снижению тяги двигателя. Уменьшение частоты вращения на 1% вызывает снижение P вблизи максимального режима на 2…3%. Отсюда вытекает требование высокой точности настройки и функционирования регулятора частоты вращения.

На пониженных частотах вращения при приближении к режиму МГ в стендовых условиях возможно уменьшение интенсивности снижения и даже увеличение температуры $T_{\text{г}}^{*}$ с уменьшением $n_{\text{пр}}$. Это обусловлено снижением $\pi_{\text{т}}^{*}$ при переходе реактивного сопла на докритические режимы истечения.

Удельный расход топлива вначале незначительно уменьшается, вблизи режима «*кр*» достигает минимального значения, а затем увеличивается вплоть до режима МГ (рис.18.13). На удельный расход топлива оказывают влияние два противоположно действующих фактора: снижение внутреннего КПД и увеличение тягового КПД. Внутренний КПД снижается по причине одновременного уменьшения параметров рабочего процесса π и Δ. Поэтому глубокое дросселирование ГТД любого типа всегда связано со значительным уменьшением внутреннего КПД $\eta_{\text{вн}}$ и полного КПД $\eta_{\text{п}} = \eta_{\text{вн}}\eta_{\text{тяг}}$ и увеличением удельного расхода топлива $C_{\text{уд}} = \dfrac{3600V}{H_{u}\eta_{\text{п}}}$. Снижение удельного расхода топлива на начальном участке дроссельной характеристики (от максимального до крейсерского режимов, рис.18.13) объясняется интенсивным увеличением тягового КПД, вызванным быстрым снижением скорости истечения при дроссели-

ровании (из-за падения $T_г^*$ и $\pi_{к\Sigma}^*$) и уменьшением, вследствие этого, потерь с выходной скоростью. Современные ГТД, как отмечалось ранее, имеют на максимальном режиме температуру $T_г^*$ больше $T_{г.эк}^*$, а поэтому снижение $T_г^*$ при дросселировании двигателя вблизи максимального режима приводит к приближению температуры $T_г^*$ к ее экономическому значению, что и вызывает некоторое уменьшение $C_{уд}$ (за счет повышения тягового КПД).

Дросселирование двигателя осуществляется главным образом в целях обеспечения тяги, потребной для летательного аппарата на крейсерских режимах полета самолета. На этих режимах полета потребная тяга оказывается существенно меньшей, чем тяга на максимальном режиме работы двигателя, и поэтому требуется осуществлять значительное его дросселирование. При этом рабочая точка располагается на дроссельной характеристике значительно левее точки, соответствующей минимуму $C_{уд}$, т.е. точки «*кр*» на рис.18.13, *а*. ***Значительное увеличение $C_{уд}$ на глубоких дроссельных режимах затрудняет рациональное согласование характеристик самолета и его СУ на взлетном и крейсерских режимах полета.*** Это становится особенно ощутимым по мере увеличения тяговооруженности боевых самолетов, требуемой для уменьшения длины разбега при взлете и улучшения маневренных характеристик в полете. Вследствие относительного увеличения взлетной тяги у таких самолетов потребная тяга в крейсерском дозвуковом полете оказывается в 5…10 раз меньшей взлетной и для ее обеспечения возникает необходимость значительного дросселирования двигателя. Поэтому ***задача улучшения экономичности авиационных двигателей на крейсерских режимах полета для самолетов с высокой взлетной тяговооруженностью приобретает первостепенное значение.***

Улучшение экономичности на глубоких дроссельных режимах может быть достигнуто за счет использования указанных ранее дополнительных управляющих факторов. Цель такого управления – обеспечение более выгодного сочетания параметров рабочего процесса и получение более высоких значений КПД элементов на дроссельных режимах работы. Это, как показывают исследования, требует ***более интенсивного снижения температу-***

ры $T_г^*$ ***при менее значительном уменьшении*** $\pi_к^*$ ***при дросселировании, чем это имеет место при*** $F_{кр}$ **= const**.

Выбор оптимальной программы управления на дроссельных режимах при двухпараметрическом управлении ТРД легко осуществить, если рассчитать и построить сетку возможных дроссельных характеристик двигателя (зависимостей $C_{уд} = f(P)$) для ряда напорных кривых характеристики компрессора при заданном режиме полета, как показано на рис.18.15. Тогда ***оптимальная дроссельная характеристика определится как огибающая полученного семейства кривых*** (см.рис.18.15). На этом рисунке показаны, кроме того, дроссельные характеристики при программах управления: *1* – $F_{кр}$ = const; *2* – n = const; а огибающая всего семейства – кривая *3* соответствует оптимальной дроссельной характеристике. По данным этих расчетов определяется оптимальная программа управления в виде зависимости $G_т$ и $F_{кр}$ от $n_{пр}$. Как видно, при таком управлении вначале снижение режима двигателя выгодно осуществлять при n = const за счет уменьшения $G_т$ и раскрытия реактивного сопла, а, начиная с $\bar{n}_{пр} \approx 0{,}95$ – производить дросселирование двигателя одновременным снижением n и $G_т$. По полученной из расчетов оптимальной программе управления выигрыш в $C_{уд}$ по сравнению с $F_{кр}$ = const, как видно, может достигать ~10%.

Дроссельные характеристики ТРДФ на форсированных режимах располагаются между точками МФ и ПФ (рис.18.13). Дросселирование форсажа на этих режимах происходит за счет снижения подачи топлива в форсажную камеру сгорания при соответствующем уменьшении площади критического сечения реактивного сопла из условия поддержания неизменного режима работы турбокомпрессора. Как видно из 18.13,*а*, такое дросселирование приводит к почти линейному уменьшению $C_{уд.ф}$ при снижении $P_ф$. Расход воздуха

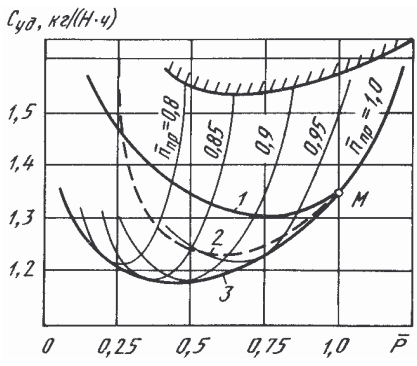


Рис.18.15. Определение оптимальной дроссельной характеристики одновального ТРД

через двигатель в заданных условиях полета при дросселировании форсажа сохраняется неизменным, а снижение тяги происходит только за счет уменьшения скорости истечения $c_{с.ф}$ и соответственно удельной тяги $P_{уд.ф}$, обусловленных уменьшением температуры $T_ф^*$.

Объясним ***причины снижения $C_{уд.ф}$ при уменьшении степени форсирования двигателя***. Количество теплоты, сообщаемой воздуху в основной камере сгорания, где ее использование является более совершенным, в данном случае не изменяется, а количество теплоты, сообщаемой в форсажной камере, где термический и внутренний КПД цикла ниже (вследствие меньших значений $\pi_ф = p_ф^* / p_H$), уменьшается. Этим и объясняется снижение $C_{уд.ф}$ при дросселировании форсажа. С ростом числа М полета улучшается использование теплоты в форсажной камере и темп снижения $C_{уд.ф}$ при уменьшении $P_ф$ замедляется.

Глава 19

ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В ТРДД, используемых на ***дозвуковых*** *военно-транспортных и гражданских самолетах, характерно применение сравнительно высоких степеней двухконтурности*. Это обусловлено требованием получения хорошей экономичности и соответственно низких удельных расходов топлива. У этих ТРДД, по мере их развития, степени двухконтурности $m=G_{вII}/G_{вI}$ и параметры рабочего процесса $T_г^*$ и $\pi_к^*$ увеличивались (как показано на рис. 19.1) и в настоящее время они достигают: $m_0 \approx 4{,}5\ldots5{,}5$; $T_{г\,0}^* \approx 1500\ldots1600$ К; $\pi_{к\,0}^* \approx 25\ldots35$.

Повышение степени двухконтурности m приводит к возрастанию тягового КПД двигателя за счет снижения потерь с выходной скоростью. Вследствие увеличения параметров рабочего процесса, при условии сохранения высоких КПД элементов, достигается увеличение внутреннего КПД двигателя. В итоге повышается полный КПД двигателя $\eta_п=\eta_{вн}\eta_{тяг}$ и снижается удельный расход топлива $C_{уд}$.

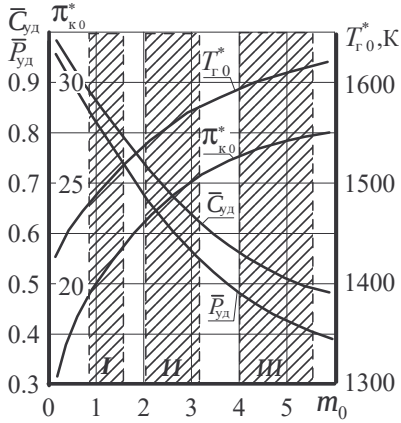


Рис. 19.1. Изменение параметров рабочего процесса и удельных параметров ТРДД в ходе их развития: I, II, III – поколения ТРДД

Но ***увеличение степени двухконтурности неизбежно приводит к уменьшению удельной тяги двигателя***, а вследствие этого увеличивается расход воздуха, требуемый для получения заданной тяги. Это вызывает увеличение габаритных размеров и в первую очередь миделя таких ТРДД.

Степень двухконтурности m у ТРДД является, как указывалось, ***функцией от приведенной частоты вращения компрессора*** $\mathbf{n_{к.пр}}$ и при этом весьма существенно изменяется при изменении скорости,

высоты полета и частоты вращения ротора двигателя. Качественный характер изменения m от $\overline{n}_{\text{к.пр}}$ [*)] представлен на рис. 19.2, *а*. С уменьшением $\overline{n}_{\text{к.пр}}$ величина m возрастает, а это, как видно из рис. 19.2, *б*, приводит к повышению m с увеличением скорости (числа M_H) полета и к ее снижению с увеличением высоты полета H до 11 км.

Весьма значительная зависимость степени двухконтурности от режима работы двигателя, скорости и высоты полета наряду с низкими абсолютными значениями удельных тяг являются теми отличительными особенностями, которые влияют на протекание высотно-скоростных и дроссельных характеристик ТРДД по сравнению с соответствующими характеристиками ТРД, рассмотренными в гл. 18.

ТРДДФсм, применяемые ***на сверхзвуковых боевых самолетах,*** *имеют низкие степени двухконтурности*. У них величины m_0 в зависимости от назначения двигателя лежат в пределах 0,15…2,1 (см. табл. 17.2). Вследствие этого их высотно-скоростные характеристики качественно аналогичны характеристикам ТРДФ. Но более широкий диапазон изменения температур $T_{\text{в}}^*$ на входе в двигатель по числу М полета в сравнении с дозвуковыми ТРДД оказывает, как отмечалось в гл. 16, существенное влияние на программы управления этих двигателей вследствие необходимости введения ряда эксплуатационных ограничений. Для них характерно применение более сложных комбинированных программ управления.

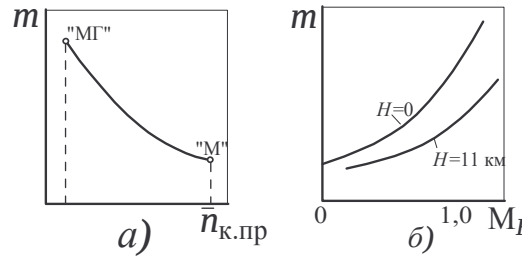


Рис.19.2. Влияние режима работы двигателя (*а*) и условий полета (*б*) на степень двухконтурности ТРДД

В данной главе дается объяснение характеру протекания характеристик двухконтурных двигателей двух основных типов: ТРДД (без смешения и со

[*)] Для двигателей с высокой степенью двухконтурности, как указывалось в гл.16, приняты обозначения $n_{\text{в.пр}}$ и $n_{\text{к.пр}}$, которые аналогичны обозначениям $n_{\text{НД.пр}}$ и $n_{\text{ВД.пр}}$.

смешением потоков контуров) и ТРДДФсм, а также производится сравнение их характеристик с характеристиками ГТД прямой реакции других типов.

19.1. СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРДД

Характеристики ТРДД без смешения и со смешением потоков контуров при равных значениях степени двухконтурности почти не различаются между собой. Поэтому в последующем изложении, если нет оговорок, под аббревиатурой ТРДД будут подразумеваться как ТРДД, так и ТРДДсм.

Согласно определению, *скоростной характеристикой ТРДД называется зависимость тяги P и удельного расхода топлива $C_{уд}$ от скорости полета на заданной высоте полета при принятой программе управления*.

Начнем изучение скоростных характеристик с тяги. Тяга равна произведению расхода воздуха $G_{в\Sigma}$ и удельной тяги $P_{уд}$, т.е. $P = G_{в\Sigma}P_{уд}$. Рассмотрим последовательно влияние на величины $G_{в\Sigma}$ и $P_{уд}$, а следовательно, и на тягу P, скорости полета V (и соответственно числа М полета – M_H) на заданной высоте полета.

Зависимость расхода воздуха от скорости (числа* М*) полета определяется из соотношения

$$G_{в\Sigma} = m_{в}\frac{p^{*}_{в}}{\sqrt{T^{*}_{в}}}q(\lambda_{в})F_{в}. \qquad (19.1)$$

Условия полета оказывают влияние на $G_{в\Sigma}$ прежде всего через давление и температуру воздуха на входе в двигатель, причем $p^{*}_{в} = \sigma_{вх}p^{*}_{H}$ и $T^{*}_{в} = T^{*}_{H}$. Величина $q(\lambda_{в})$ при этом изменяется в соответствии с изменением приведенной частоты вращения вентилятора ТРДД, поскольку $q(\lambda_{в}) = f\ (n_{в.пр})$, и определяется по рабочей линии на характеристике вентилятора.

На изменение $G_{в\Sigma}$ по скорости полета влияют расчетные значения $\pi^{*}_{к\Sigma 0}$ и m_0, а также характер их зависимостей от M_H. Уравнение расхода для ТРДД в форме $G_{в\Sigma} = G_{вI}(1+m)$, учитывая, что

$$G_{\text{вI}} = \text{const}\ \frac{p_{\text{к}}^*}{\sqrt{T_{\text{г}}^*}}, \qquad (19.2)$$

можно привести к виду

$$G_{\text{вΣ}} = \text{const}\ (1+m)\frac{p_{\text{к}}^*}{\sqrt{T_{\text{г}}^*}}. \qquad (19.3)$$

Если принимать $T_{\text{г}}^* \approx$const, то из формул (19.2) и (19.3) видно, что расход воздуха через внутренний контур ТРДД $G_{\text{вI}}$ пропорционален давлению $p_{\text{к}}^* = \pi_{\text{кΣ}}^*\ p_{\text{в}}^* = \pi_{\text{кΣ}}^* \sigma_{\text{вх}}\ p_H^*$, а расход воздуха через наружный контур $G_{\text{вII}}$ пропорционален $(1+m)\ p_{\text{к}}^*$, а следовательно, на него, помимо $p_{\text{к}}^*$, влияет изменение степени двухконтурности m.

Расход воздуха через внутренний контур ТРДД $G_{\text{вI}}$ при возрастании скорости полета V (и соответственно числа М полета) как и у ТРД увеличивается медленнее, чем повышается давление $p_{\text{в}}^*$ на входе в двигатель. Это объясняется уменьшением $\pi_{\text{кΣ}}^*$ с ростом температуры $T_{\text{в}}^*$, поскольку при $T_{\text{г}}^* \approx$ const

$$G_{\text{вI}} \approx \text{const}\ p_{\text{к}}^* = \text{const}\ \pi_{\text{кΣ}}^*\ p_{\text{в}}^*. \qquad (19.4)$$

Чем более высокое расчетное значение $\pi_{\text{кΣ}\,0}^*$ имеет двигатель, тем интенсивнее снижается $\pi_{\text{кΣ}}^*$ при увеличении $T_{\text{в}}^*$, а это замедляет темп возрастания по скорости полета давления $p_{\text{к}}^*$, а следовательно, и $G_{\text{вI}}$. Здесь имеется полная аналогия с ТРД(Ф).

Расход воздуха через наружный контур ТРДД $G_{\text{вII}}$ вследствие увеличения степени двухконтурности m (см. рис. 19.2, *б*) увеличивается с ростом скорости полета быстрее, чем расход воздуха через внутренний контур $G_{\text{вI}}$, что в соответствии с (19.3) приводит (при одинаковых параметрах рабочего процесса) к более интенсивному увеличению $G_{\text{вΣ}}$ у двухконтурных двигателей по сравнению с одноконтурными, у которых $m = 0$.

На рис.19.3 представлены зависимости $\bar{G}_{\text{вΣ}} = G_{\text{вΣ}} / G_{\text{вΣ}\,0}$ от числа М полета для ТРД ($m_0 = 0$) и для ТРДД, имеющих $m_0 = 1{,}0;\ 2{,}0;\ 4{,}0$

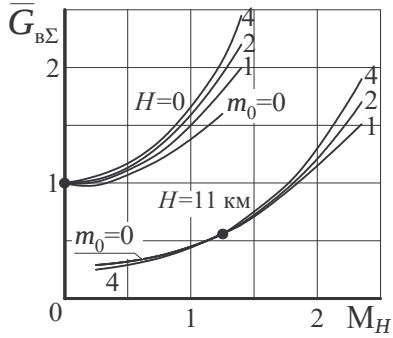


Рис.19.3. Изменение $\overline{G}_{в\Sigma}$ по M_H при различных m_0

при одинаковых параметрах рабочего процесса ($\pi^*_{к\Sigma 0} = 24$; $T^*_{г0} = 1500$ К) для высот полета $H = 0$ и $H = 11$ км. Видно, что темп возрастания $G_{в\Sigma}$ по M_H повышается с увеличением m_0.

На рис. 19.4 показано влияние на характер изменения $G_{в\Sigma}$ расчетного значения суммарной степени повышения давления воздуха в компрессоре $\pi^*_{к\Sigma 0}$ у ТРДД для значений $\pi^*_{к\Sigma 0}$, равных 15 и 30, при $m_0 = 4{,}0$. С ростом $\pi^*_{к\Sigma 0}$, как и у ТРД, интенсивность роста $G_{в\Sigma}$ по M_H замедляется, что вызвано более значительным снижением у них $q(\lambda_в)$ с ростом $T^*_в$ и соответственно с уменьшением $\overline{n}_{в.пр}$.

Зависимость удельной тяги ТРДД от скорости полета будем рассматривать для простоты при равенстве скоростей истечения газа из сопел контуров, т.е. при условии $c_{с\,I} = c_{с\,II}$. Это качественно приемлемо для ТРДД с раздельными контурами (из-за малого различия у них величин $c_{с\,I}$ и $c_{с\,II}$). Тогда удельная тяга для всех ГТД прямой реакции

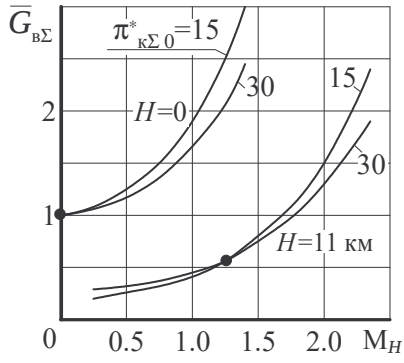


Рис.19.4. Изменение $\overline{G}_{в\Sigma}$ по M_H при различных $\pi^*_{к\Sigma 0}$ и $m_0 = 4$

будет определяться по одной и той же формуле:

$$P_{уд} = c_с - V. \qquad (19.5)$$

Различие в схемах двигателей и режимах их работы («М», «ПФ») будет влиять на $P_{уд}$ только через скорость истечения $c_с$ из реактивного сопла. Скорости $c_с$ зависят от располагаемой степени понижения давления в реактивном сопле $\pi_{с.расп}$ и температуры газа перед соплом $T^*_{кр}$. У ТРДД значения скоростей истечения и удельных тяг при заданных параметрах рабочего про-

цесса зависят от степени двухконтурности двигателя m. При увеличении m уменьшаются давление и температура перед соплами, а это приводит к снижению c_c и $P_{уд}$.

Порядок величин удельных тяг и удельных расходов топлива для основных типов ГТД прямой реакции в стендовых условиях (в данном случае $P_{уд}=c_c$) на режимах «М» и «ПФ» при характерных параметрах рабочего процесса указан в табл. 19.1. Снижение скорости истечения выгодно с точки зрения уменьшения удельного расхода топлива, но оно ведет к снижению удельных тяг и к их более интенсивному падению при увеличении числа М полета.

Таблица 19.1

№ п/п	Тип ГТД	$\pi^*_{к\Sigma 0}$	$T^*_{г 0}$, К	m_0	$T^*_{ф}$, К	$P_{уд}=c_c$, $\frac{Н \cdot с}{кг}$	$C_{уд}$, $\frac{кг}{Н \cdot ч}$
1	ТРДФ	20	1500	0	2000	1300	0,17
2	ТРДДФсм	24	1600	0,5	2000	1100	0,18
3	ТРДДФсм	28	1600	2,0	2000	980	0,21
4	ТРД	20	1500	0	-	900	0,09
5	ТРДД	20	1400	2,0	-	700	0,072
6	ТРДД	24	1500	4,0	-	500	0,056
7	ТРДД	28	1600	6,0	-	300	0,035

Удельная тяга с ростом M_H падает тем интенсивнее, чем меньшую скорость истечения c_{c0} имеет двигатель в стендовых условиях. Качественный характер зависимостей $P_{уд}$ от M_H для ГТД прямой реакции различных типов, приведенных в табл. 19.1, показан на рис. 19.5, *а*. На рис. 19.5, *б* дано относительное протекание $\overline{P}_{уд}$ от M_H. За исходный для сравнения относительного протекания скоростных характеристик двигателей принят режим полета на высоте 11км при $M_H = 0{,}5$.

Как видно, во всех случаях удельная тяга тем ниже и падает тем быстрее, чем меньшую скорость истечения в стендовых условиях имеет двигатель. Заштрихованная область на рис. 19.5, *б* относится к нефорсированным двухконтурным двигателям, причем ее нижняя граница соответствует ТРДД с высокими расчетными значениями m_0 и $\pi^*_{к\Sigma 0}$, а верхняя граница относится к малым расчетным значениям этих величин.

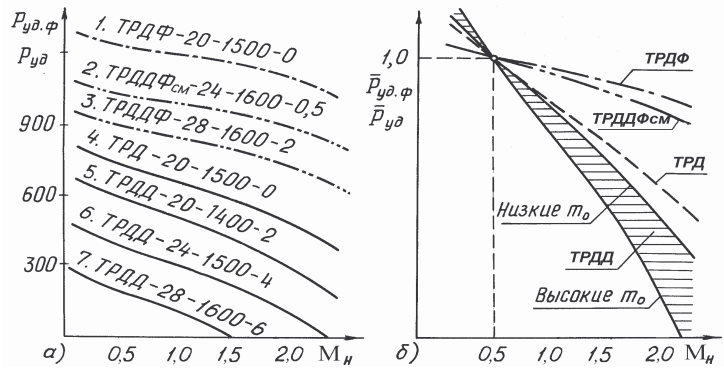


Рис.19.5. Характер изменения $P_{уд}$ и $\overline{P}_{уд}$ по числу М полета у ГТД прямой реакции

Расчетные параметры двигателя следующим образом влияют на крутизну падения удельной тяги по числу М полета. Увеличение расчетной степени двухконтурности m_0 приводит, как указывалось, к уменьшению $\pi_{с.расп}$, а следовательно, и $c_с$, что не только снижает $P_{уд}$, но и делает ее падение с ростом M_H более интенсивным. Повышение $\pi^*_{к\Sigma\,0}$ (при $\pi^*_{к\Sigma\,0} > \pi^*_{к\Sigma\,0.опт}$) также уменьшает $\pi_{с.расп}$ и $c_с$, что, в свою очередь, усиливает падение $P_{уд}$. Повышение $T^*_{г\,0}$ приводит к возрастанию $c_с$ и, следовательно, увеличивая $P_{уд}$, замедляет степень ее падения по числу М полета.

Следует иметь в виду, что с ростом M_H при $T^*_г \approx$ const уменьшается количество теплоты $Q = c_п(T^*_г - T^*_к)$, сообщаемое каждому килограмму воздуха в КС из-за увеличения температуры $T^*_к$. При высоких M_H теплота Q оказывается уже настолько малой, что целиком затрачивается на преодоление гидравлических потерь в двигателе, и, как указывалось, происходит ***«вырождение двигателя»***. У ТРДД с высокими m_0, имеющими низкие удельные тяги, процесс «вырождения» наступает раньше. На сверхзвуковых скоростях полета у них практически уже не обеспечиваются приемлемые удельные тяги.

Для ТРДФ и ТРДДФсм зависимости $P_{уд} = f(M_H)$ на форсированных режимах на рис.19.5 изображены штрихпунктирными линия-

ми. Здесь величины $c_{с.ф}$ и $P_{уд.ф}$ значительно выше (см. табл. 19.1 и рис. 19.5,*а*), а градиент падения по M_H меньше, чем у нефорсированных двигателей. Этим обеспечивается возможность их применения на сверхзвуковых скоростях полета. Им соответствует более позднее «вырождение» по числу М полета.

Установив влияние различных факторов на зависимости расходов воздуха и удельных тяг от числа М полета, перейдем к анализу протекания высотно-скоростных характеристик двухконтурных двигателей и к сравнению их с характеристиками ТРД и ТРДФ, рассмотренными в гл.18.

Тяга двигателя определяется как произведение $P_{уд}$ на $G_{в\Sigma}$. Поэтому, зная зависимости $P_{уд}$ и $G_{в\Sigma}$ от M_H, можно определить и проанализировать зависимости тяги P от числа М полета. Такие характеристики для ТРД, ТРДФ, а также для ТРДД и ТРДДФсм, имеющих различные m_0, для высоты $H = 11$ км представлены на рис. 19.6. Как видно, у двигателей с высокими скоростями истечения газа из сопла возрастание расхода воздуха с ростом M_H преобладает над снижением удельной тяги, и тяга двигателя с увеличением M_H возрастает, причем более интенсивно у ТРДДФсм в сравнении с ТРДФ, что обусловлено повышением у них с ростом M_H степени двухконтурности и соответственно $G_{в\Sigma}$. Для ТРД характерно, как уже отмечалось в гл.18, наличие в зависимости тяги от числа М полета трех участков: *снижения тяги* (из-за преобладающего влияния уменьшения $P_{уд}$), *затем ее увеличения* (где рост $G_{в\Sigma}$ превышает падение $P_{уд}$) и *резкого падения тяги* вплоть до «вырождения» двигателя (в области больших сверхзвуковых скоростей полета).

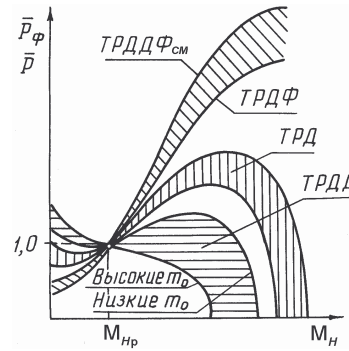


Рис.19.6. Сравнение относительного протекания скоростных характеристик ГТД прямой реакции

Хорошо видно (из рис. 19.6) также влияние на скоростные характеристики ТРДД расчетной степени двухконтурности. При малых степенях двухконтурности характер зависимости P от M_H является качественно таким же, как у ТРД (при $m_0 = 0$), но с увеличением m_0 преимущественную роль начинает играть снижение $P_{уд}$ с

ростом M_H. При высоких степенях двухконтурности, несмотря на значительное повышение $G_{в\Sigma}$ с увеличением M_H (рис. 19.3), тяга все время снижается, вначале круто, затем более полого и снова круто (рис. 19.6).

Снижение тяги с увеличением скорости полета у ТРДД с высокими m_0 на начальном участке скоростной характеристики, соответствующей $H = 0$, должно учитываться при расчетах взлета самолета.

Удельный расход топлива для ТРДД определяется из соотношения

$$C_{уд} = \frac{3600Q}{\eta_г H_u (1+m) P_{уд}}. \qquad (19.6)$$

Как видно, он зависит от характера изменения удельной тяги $P_{уд}$, степени двухконтурности m_0 и количества подводимой теплоты на 1 кг воздуха в газогенераторном контуре Q. С ростом M_H подводимая теплота Q уменьшается, а степень двухконтурности m возрастает, что благоприятно сказывается на $C_{уд}$. Но определяющую роль в зависимости $C_{уд}$ от M_H играет изменение $P_{уд}$.

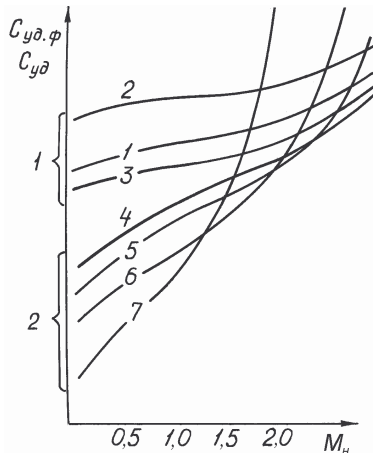


Рис.19.7. Характер изменения $C_{уд}$ по числу M_H полета у ГТД прямой реакции:
1 - форсированных;
2 - нефорсированных

Из-за падения $P_{уд}$ при увеличении M_H удельный расход топлива повышается. Это свойственно всем ГТД прямой реакции (рис. 19.7), но у ТРДД, у которых $P_{уд}$ снижается с ростом M_H более интенсивно и тем значительнее, чем выше m_0, величины $C_{уд}$ круто увеличиваются и уже при скоростях полета, близких к скорости звука, ТРДД с высокими m_0 по экономичности начинают проигрывать ТРД.

19.2. ВЫСОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРДД

Высотные характеристики ТРДД качественно не отличаются от высотных характеристик ТРД.

С высотой полета до 11 км удельная тяга возрастает из-за увеличения π и Δ. Снижается при этом удельный расход топлива, несмотря на уменьшение степени двухконтурности (рис. 18.11). Тяга с высотой до 11 км уменьшается вначале менее интенсивно, чем снижается плотность ρ_H, из-за возрастания $P_{уд}$, а на высотах более 11 км падает пропорционально плотности ρ_H. Однако высотные характеристики для ТРДД, как и для ТРД, отдельно не рассматриваются, а в документации на двигатели даются их высотно-скоростные характеристики (ВСХ).

19.3. ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРДД

Высотно-скоростными характеристиками ТРДД называются зависимости тяги, удельного расхода топлива и других данных от числа М полета для ряда высот полета при принятой программе управления.

Расчет высотно-скоростных характеристик ТРДД сводится к определению значений удельной тяги, удельного расхода топлива, расхода воздуха и тяги в зависимости от чисел М полета для различных высот полета при заданных значениях расчетных параметров рабочего процесса и принятой программе управления. Обычно это $n_к = \text{const}$ или комбинированная программа управления типа представленной на рис. 16.17.

В результате выполнения термогазодинамического расчета, определения линий рабочих режимов на характеристиках компрессора, а также турбины вентилятора и вентилятора, определяются следующие параметры двигателя при выбранной программе управления: степени повышения давления и КПД вентилятора и компрессора, относительная приведенная плотность тока перед вентилятором, температура газа перед турбиной, степень двухконтурности и другие параметры, и в конечном итоге находятся тяга и удельный расход топлива для каждого сочетания H и М.

Определенные упрощения дает предварительное построение характеристик ТКМ и их использование в последовательности, которая была описана в гл.17.

Для примера высотно-скоростные характеристики ТРДД для максимального режима приведены на рис. 19.8. При их расчете в

стартовых условиях были заданы: $P_0 = 50$ кН; $T^*_{г\,0} = 1500$ К; $\pi^*_{к\,0} = 10$; $\pi^*_{в\,0} = 2{,}5$; $m_0 = 5$. Расчет выполнен для трех высот полета: 0; 6 и 11 км.

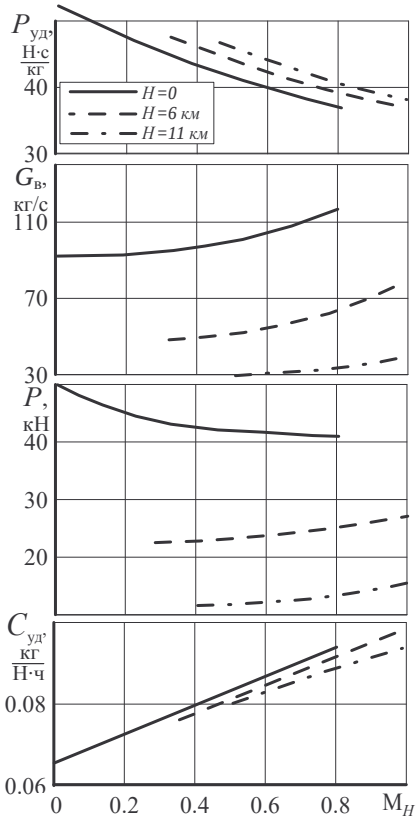


Рис.19.8. Высотно-скоростные характеристики ТРДД при $n_к$=const

Характер протекания этих ВСХ полностью соответствует ранее выявленным закономерностям для ТРДД с высокими m_0 (рис. 19.6). При $H = 0$ (в условиях разбега и разгона у земли) тяга в диапазоне $M_H = 0…0{,}4$ резко падает (примерно на 25%). На высотах (в данном случае при $H = 6$ и 11 км) интенсивный рост расхода воздуха компенсирует снижение удельной тяги, и суммарная тяга на заданной высоте с ростом M_H сохраняется почти постоянной или слегка увеличивается. Удельный расход топлива с ростом M_H монотонно увеличивается (при $H = 0$ в диапазоне от $M_H = 0$ до 0,8 – почти в 1,5 раза), а с ростом высоты полета до 11 км незначительно снижается. Наибольшее влияние высота полета, как указывалось ранее, оказывает на тягу двигателя. Например, при $M_H = 0{,}8$ и $H = 11$ км тяга убывает примерно в 4 раза по сравнению с ее стартовой величиной.

19.4. ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРДД

Двухконтурные двигатели дозвуковых самолетов в процессе эксплуатации большую часть времени работают на дроссельных режимах, т.к. в условиях горизонтального полета у них необходимая потребная тяга, затрачиваемая на перемещение ЛА, сущест-

венно меньше тяги на максимальном режиме. Данные двигателя на этих режимах полета определяются по дроссельным характеристикам.

Дроссельными характеристиками ТРДД называются зависимости тяги, удельного расхода топлива и некоторых параметров рабочего процесса таких, как температура $T_г^*$, степень двухконтурности m, отношение частот вращения роторов $\overline{n}_к / \overline{n}_в$, КПД каскадов компрессора $\eta_в^*$ и $\eta_к^*$ и др., от частоты вращения какого-либо из роторов, обычно от $\overline{n}_в$ при заданном режиме полета и принятой программе управления. Поскольку реактивные сопла у ТРДД с высокими степенями двухконтурности не регулируются, а углы установки лопаток НА регулируемых ступеней компрессора устанавливаются в зависимости от $\overline{n}_{в.пр}$, то для изменения режима работы двигателя имеется *один управляющий фактор – расход топлива* $G_т$. Поэтому дросселирование двигателя осуществляется только снижением $G_т$.

Дроссельные характеристики двигателя, имеющего $\pi_{к\Sigma 0}^*$ =20; $T_{г0}^*$ =1500 К и m_0=3, при M_H = 0,85 и H = 11 км в качестве примера представлены на рис. 19.9. Дросселирование двигателя сопровождается снижением температуры $T_г^*$, возрастанием степени двухконтурности m, небольшим повышением, а затем снижением КПД вентилятора и компрессора, а скольжение роторов $S = n_к / n_в$ увеличивается. Такое изменение S, как было пока-

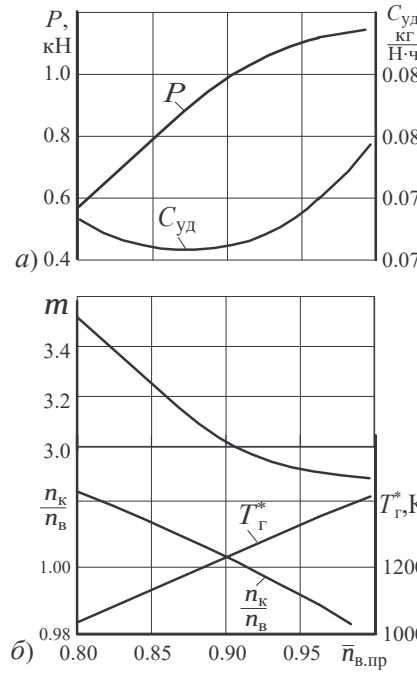


Рис. 19.9. Дроссельная характеристика ТРДД (*а*) и изменение $T_г^*$, $n_к/n_в$ и m при дросселировании двигателя (*б*)

зано ранее, свойственно и двухвальным одноконтурным ТРД.

При дросселировании двигателя уменьшается $q(\lambda_в)_к$ компрессора ТРДД и повышается $q(\lambda_П)$. Это в соответствии с формулой (16.5) и приводит к увеличению степени двухконтурности m.

При снижении $\bar{n}_{в.пр}$ тяга ТРДД P уменьшается весьма интенсивно. Удельный расход топлива $C_{уд}$ первоначально снижается, что связано с увеличением тягового КПД при уменьшении $T_г^*$ и увеличении m, а также с возрастанием КПД вентилятора и компрессора. Затем, достигнув минимального значения (в данном случае при $\bar{n}_{в.пр} = 0{,}88$), $C_{уд}$ увеличивается главным образом за счет снижения внутреннего КПД двигателя. Вид дроссельных характеристик у ТРДД со смешением потоков контуров и с раздельными контурами различается мало.

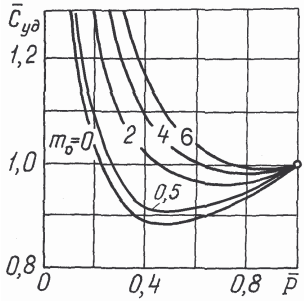


Рис.19.10. Относительные дроссельные характеристики ТРДД при различных m_0 ($M_H = 0{,}8$; $H = 11$ км; $T_г^* = 1400$ К)

На характер протекания дроссельных характеристик ТРДД влияет величина расчетной степени двухконтурности m_0. Это видно из рис. 19.10, где дано сравнение относительного протекания дроссельных характеристик ТРД и ТРДД с различными значениями m_0. Чем выше величина m_0, тем меньше снижается $C_{уд}$ на начальном участке дроссельной характеристики и тем интенсивнее увеличивается $C_{уд}$ при более значительном дросселирование двигателя. Это объясняется тем, что внутренний КПД сравниваемых двигателей с одинаковыми расчетными параметрами рабочего процесса при дросселировании изменяется практически одинаково, а величины тяговых КПД и характер их изменения при дросселировании сильно различаются.

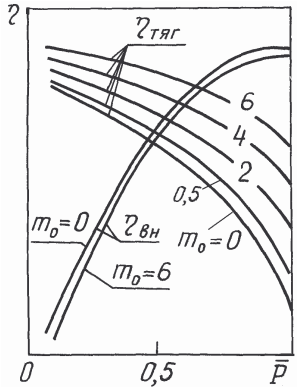


Рис.19.11. Изменение $\eta_{вн}$ и $\eta_{тяг}$ при дросселировании ТРДД, имеющих различные m_0

Характер изменения $\eta_{вн}$ и $\eta_{тяг}$ при дросселировании ТРДД показан на рис. 19.11.

Как видно, бóлее высокие величины тягового КПД при $\overline{P} = 1{,}0$ имеют двигатели с более высокими степенями двухконтурности. Но, поскольку они имеют меньшие потери с выходной скоростью, темп возрастания $\eta_{тяг}$ при дросселировании у них ниже. По указанной причине максимум полного КПД $\eta_{п} = \eta_{вн}\eta_{тяг}$, а следовательно, минимум $C_{уд}$, с возрастанием m_0 смещается в сторону режима «М» ($\overline{P} = 1$). В конечном итоге улучшение экономичности двигателя при его дросселировании на начальном участке дроссельной характеристики оказывается меньшим у двигателей с более высокой расчетной степенью двухконтурности, а при $m_0 \approx 6\ldots8$ уже практически исчезает «ложка» в зависимости $\overline{C}_{уд}$ от $\overline{P}$. Помимо этого, как видно, относительные дроссельные характеристики ТРД и ТРДД с низкими значениями m_0 отличаются между собой не очень значительно.

19.5. ВЛИЯНИЕ НА ДАННЫЕ ТРДД С ВЫСОКИМИ СТЕПЕНЯМИ ДВУХКОНТУРНОСТИ СМЕШЕНИЯ ПОТОКОВ КОНТУРОВ

Можно выделить факторы, связанные со смешением потоков контуров, оказывающие положительное влияние на данные и характеристики ТРДДсм дозвуковых самолетов.

Во-первых, оптимальное распределение работы цикла между контурами в ТРДДсм, как указывалось в гл.13, соответствует условию равенства полных давлений на входе в камеру смешения $p_{I}^{*} \approx p_{II}^{*}$. Это приводит к снижению расчетной степени повышения давления вентилятора у ТРДД со смешением потоков по сравнению с вентилятором ТРДД с раздельными контурами. Например, у ТРДД без смешения потоков, имеющего $\pi_{к\Sigma}^{*}$=24, $T_{г}^{*}$=1500 К и $m = 4$, $\pi_{в.опт}^{*}$ составляет 2,6; а у ТРДДсм значение $\pi_{в.опт}^{*}$ при тех же параметрах рабочего процесса снижается до 1,8. Этим обеспечивается уменьшение числа ступеней вентилятора ТРДД (от двух до одной) при незначительном (менее 2%) снижении $P_{уд}$ и увеличении $C_{уд}$. В результате упрощается конструкция и снижается масса двигателя.

Во-вторых, смешение потоков контуров снижает уровень шума от реактивных струй, что связано с более быстрым перемешиванием вы-

хлопных газов между собой и с воздухом окружающей атмосферы. Снижение потребных значений величин $\pi^*_{\text{в.опт}}$ также может способствовать уменьшению уровня шума от вентилятора (за счет уменьшения его окружной скорости).

В-третьих, сам процесс смешения потоков контуров при условии $p^*_{\text{I}} \approx p^*_{\text{II}}$ приводит к выравниванию температур и скоростей суммарного потока выхлопных газов перед реактивным соплом, что в принципе способствует снижению потерь и улучшению характеристик двигателя.

Если смешение потоков контуров происходит без потерь или с малыми потерями, то, как нетрудно показать (см. гл. 10 в первой части данного учебника), тяга сопла со смешением потоков $P_{\text{с.см}}$ оказывается больше суммы тяг сопел при раздельном истечении из контуров в ТРДД.

Убедиться в этом можно, если предположить для простоты, что при $p^*_{\text{I}} \approx p^*_{\text{II}}$, когда потоки не перемешиваются, у них $\lambda_{\text{I}} = \lambda_{\text{II}}$. Это является следствием того, что статические давления потоков контуров на входе в камеру смешения всегда равны, т.е. $p_{\text{I}} = p_{\text{II}}$. В этом случае скорость истечения в каждом из сопел контуров будет пропорциональна корню квадратному из температуры газа перед соплом. Тогда при раздельном истечении суммарная тяга сопел $P_{\text{с}\Sigma}$ пропорциональна

$$G_{\text{вI}} \sqrt{T^*_{\text{I}}} + G_{\text{вII}} \sqrt{T^*_{\text{II}}} = G_{\text{вI}} \left(\sqrt{T^*_{\text{I}}} + m\sqrt{T^*_{\text{II}}} \right),$$

а в случае смешения потоков тяга $P_{\text{с.см}}$ пропорциональна

$$G_{\text{вI}} (1 + m) \sqrt{T^*_{\text{см}}},$$

где температура $T^*_{\text{см}}$, как указывалось, равна

$$T^*_{\text{см}} = \frac{T^*_{\text{I}} + mT^*_{\text{II}}}{1 + m}.$$

Отсюда для относительного прироста *тяги сопла* при смешении потоков получаем

$$\bar{P}_{\text{с.см}} = P_{\text{с.см}} / P_{\text{с}\Sigma} = \frac{\sqrt{(1+m)(T^*_{\text{I}} + mT^*_{\text{II}})}}{\sqrt{T^*_{\text{I}}} + m\sqrt{T^*_{\text{II}}}}. \qquad (19.7)$$

Из выражения (19.7) следует, что при $T_{II}^{*} < T_{I}^{*}$ величина $\overline{P}_{с.см} > 1$, что означает, что $P_{с.см} > P_{с\Sigma}$. Расчеты показывают, что при современном уровне значений m, T_{I}^{*} и T_{II}^{*} выигрыш в $\overline{P}_{с.см}$ с учетом потерь на смешение составляет 1,5…2,5%. При переходе от тяги сопла к тяге двигателя прирост тяги двигателя в полете за счет смешения потоков возрастает и при $M_H \approx 0{,}8…0{,}9$ в принципе можно получить увеличение тяги от смешения потоков (при $m \approx 4$) на 3…5%. Поскольку при смешении потоков расход топлива не изменяется, процент уменьшения удельного расхода топлива будет равен проценту увеличения тяги.

На рис.10.1 были приведены данные, полученные с использованием формулы (19.7), по снижению величин $\overline{C}_{уд.см}$ за счет смешения потоков контуров при различных значениях степени двухконтурности и коэффициента суммарных гидравлических потерь от смешения $\sigma_{см}$ в стендовых условиях, т.е. при $V = 0$. Как видно, выигрыш от смешения потоков получается только при малых потерях в камере смешения и при относительно высоких степенях двухконтурности ($m_0 = 2…4$).

Для обеспечения высоких значений $\sigma_{см}$ необходимы малые величины скоростей движения смешиваемых потоков, а это приводит к увеличению лобового габарита камеры смешения. Получение достаточно равномерного поля температур и скоростей на входе в сопло увеличивает потребную длину камеры смешения и вызывает необходимость установки смесительных устройств, увеличивающих гидравлические потери. Поэтому основными требованиями к камерам смешения ТРДДсм указанного типа являются ***достаточная полнота смешения потоков при незначительных потерях полного давления и минимальных габаритных размерах.*** Следует иметь в виду, что приведенные на рис.10.1 значения $\overline{\Delta C}_{уд.см}$ определены при условии $p_{I}^{*} \approx p_{II}^{*}$. Если сравнивать ТРДД с раздельными контурами с ТРДДсм при оптимальных для каждого из двигателей значениях $\pi_{в.опт}^{*}$, то ожидаемый выигрыш в $C_{уд}$ снизится.

Указанные преимущества от смешения потоков контуров у ТРДД с высокими m_0 явились основанием для применения камер смешения на ряде выполненных и проектируемых двигателей этого типа (например, ПС–90А).

19.6. ОСОБЕННОСТИ ТРДД СО СВЕРХВЫСОКИМИ СТЕПЕНЯМИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

Двухконтурные двигатели для дозвуковых самолетов, имеющие степени двухконтурности m_0 более 8…10, принято называть ***ТРДД со сверхвысокими степенями двухконтурности***. Схема ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности представлена на рис. 19.12.

Увеличение степени двухконтурности с одновременным повышением параметров рабочего процесса ТРДД (температуры газа перед турбиной $T_г^*$ и суммарной степени повышения давления компрессора $\pi_{к\Sigma}^*$) позволяют в условиях дозвукового крейсерского полета самолета при $M_{кр} \approx 0{,}8…0{,}85$ обеспечить снижение удельных расходов топлива. Ожидаемые значения $C_{уд}$ у двигателей со сверхвысокими степенями двухконтурности, полученные на основе расчетов в условиях крейсерского дозвукового полета при $M_H = 0{,}8$, $H = 11$ км, в сравнении с существующими ТРДД четвертого поколения, представлены на рис. 19.13. Из этих данных следует, что ожидаемое снижение $C_{уд}$ может составить 15…20%.

Главное отличие в схеме ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности состоит в наличии ***редуктора и вентилятора с поворотными лопатками рабочих колес (ВПЛ).***

Редуктор позволяет устранить несоответствие в потребных окружных скоростях вентилятора и турбины вентилятора. Дело в том, что, с одной стороны, по мере увеличения m_0 вместе с возрастанием расхода воздуха через наружный контур увеличивается диаметр вентилятора $D_в$. С другой стороны, с увеличением m_0 снижается оп-

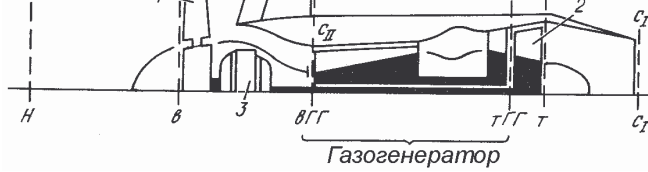


Рис.19.12. Схема ТРДД с ВПЛ и редуктором:
1-ВПЛ; 2-турбина ВПЛ; 3-редуктор

тимальное значение степени повышения давления вентилятора $\pi^*_{\text{в.опт}}$. Возникает необходимость снижения расчетных окружных скоростей лопаток вентилятора. Оба эти фактора приводят к снижению расчетной частоты вращения турбины вентилятора (поскольку $n_\text{т} = n_\text{в}$) и ее окружных скоростей. Турбина вентилятора у таких ТРДД оказывается ***недогруженной по окружным скоростям***. Увеличение отношения частот вращения $n_\text{т}/n_\text{в}$ за счет редуктора позволяет увеличить окружную скорость турбины вентилятора и работу, создаваемую ее ступенями, и уменьшить их число.

Эффект от применения редуктора наглядно иллюстрирует рис. 19.14, на котором дано сопоставление трех схем ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности, рассчитанных на одинаковую тягу. В схеме на рис. 19.14, *а* редуктор отсутствует, а турбина вентилятора выполнена с таким же средним диаметром, как турбина ГГ. Тогда число ее ступеней из-за малых окружных скоростей получается очень большим. В данном примере оно равно 12. В безредукторной схеме на рис. 19.14, *б* турбина вентилятора имеет увеличенный средний диаметр, что уменьшает число ее ступеней до 7, но это выигрыша в снижении массы турбины вентилятора не дает. В схеме на рис. 19.14, *в* применен редуктор. Это позволяет существенно увеличить $u_\text{т}$ при заданном значении $u_\text{в}$ и тем самым уменьшить число ступеней турбины вентилятора до четырех при сохранении ее малых диаметральных размеров. Даже с учетом массы редуктора в этом случае достигается сокращение общей массы двигателя и его габаритной длины.

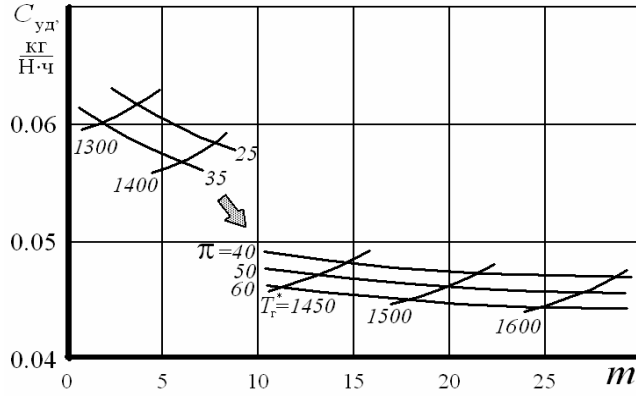


Рис.19.13. Ожидаемое снижение $C_{\text{уд}}$ у ТРДД со сверхвысокими m_0

Применение сверхвысоких степеней двухконтурности является эффективным средством снижения уровня шума от реактивных струй вследствие малых скоростей истечения газов из сопел контуров. Применение ***вентилятора с поворотными лопатками рабочих колес***, имеющего малые расчетные окружные скорости лопаток, позволяет ***снизить уровень шума от ВПЛ и обеспечить высокий КПД вентилятора в широком диапазоне режимов двигателя***, что имеет важное значение для улучшения скоростных и дроссельных характеристик таких ТРДД.

С помощью ВПЛ обеспечивается также ***реверс тяги*** при посадке самолета и ***улучшается приемистость двигателя***. Реверс тяги обеспечивается установкой лопастей ВПЛ на отрицательные углы атаки. Улучшение приемистости достигается за счет того, что ВПЛ позволяет осуществлять дросселирование двигателя без значительного снижения частоты вращения ротора турбовентилятора – за счет перевода лопаток ВПЛ для снижения тяги на меньшие углы установки. Тогда в процессе приемистости отпадет необходимость раскрутки турбовентилятора, чем и обеспечивается более быстрое нарастание тяги по времени в случае неудавшейся посадки и необходимости захода самолета на второй круг.

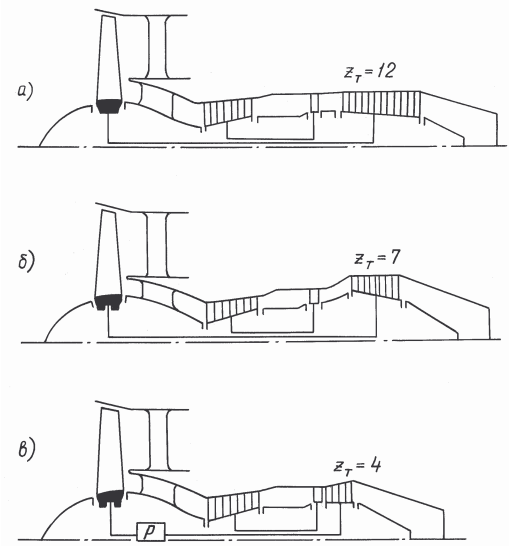


Рис. 19.14. Сравнение безредукторной (*а, б*) и редукторной (*в*) схем ТРДД

Следует также иметь в виду, что у ТРДД с высокими m_0, вследствие низких величин удельных тяг, лобовые размеры увеличиваются, что требует принятия специальных мер по снижению внешнего сопротивления гондолы таких двигателей (см. ниже, гл. 20, рис. 20.5).

Из числа существующих ТРДД с ВПЛ следует указать разработанный в СНТК им. Н.Д.Кузнецова двигатель НК-93, обладающий исключительно высокой экономичностью

в крейсерском дозвуковом полете и не имеющий в этом отношении себе равных в мировом авиадвигателестроении. Отличительная особенность этого двигателя состоит в том, что он имеет двухвальный ГГ и двухрядный ВПЛ с противоположным вращением лопастей. Схема двигателя НК-93 представлена на рис. 19.15.

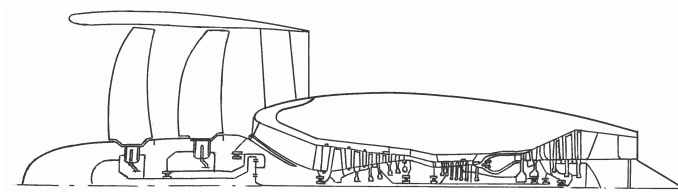


Рис. 19.15. Схема двигателя НК-93

19.7. ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРДДФсм

Высотно-скоростные характеристики ТРДДФсм, если их рассматривать без учета конкретных эксплуатационных ограничений, мало отличаются от соответствующих характеристик ТРДФ. Это объясняется тем, что им свойственны малые степени двухконтурности. Но расширение области их применения по числам М полета, и соответственно температурам $T_{в}^{*}$ на входе в двигатель, приводит, как указывалось в гл.16, к необходимости учета ряда эксплуатационных ограничений.

Типовая программа управления турбокомпрессорного модуля ТРДДФсм на предельных режимах работы была представлена на рис. 16.10. Она может состоять в общем случае из четырех характерных участков. На участке *I* обычно возникает необходимость введения ограничения по $n_{НД.пр.max}$, на участке *II* – по $n_{НД.max}$, на участке *III* – по $T_{г.max}^{*}$, на участке *IV* – по $n_{ВД.max}$. На форсированных режимах программа управления для ТКМ сохраняется неизменной, но обычно добавляется условие $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$ или $T_{ф}^{*} = \text{const}$.

Наличие указанных ограничений влияет на характер протекания скоростных характеристик на каждой высоте полета. На рис. 19.16 дано сопоставление скоростных характеристик ТРДДФсм, рассчитанных для указанной в главе 16 (на рис. 16.10) программы управления

(сплошные линии), со скоростными характеристиками, полученными без учета ограничений в предположении, что во всем диапазоне изменения температуры $T_{в}^{*}$ на входе в двигатель он имеет программу управления $T_{г}^{*} = T_{г\,max}^{*} = \text{const}$, $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$ (штриховые линии).

На рис. 19.16, *а* представлено сравнение тяговых характеристик на режимах ***«максимал»*** и ***«полный форсаж»***, на рис. 19.16, *б* – удельных тяг и удельных расходов топлива, а на рис. 19.16, *в* – $G_{в\Sigma}$, $\pi_{к\Sigma}^{*}$ и m на тех же режимах.

Из рис. 19.16 видно, что на характеристиках, построенных с учетом реальных эксплуатационных ограничений, появляются изломы, соответствующие переходу из одной области ограничения в другую.

Из сопоставления данных, приведенных на рис. 19.16, видно, что в области *III*, где $T_{г}^{*} = \text{const}$ и поэтому сравниваемые программы управления адекватны (см. рис. 16.10), скоростные характеристики на режимах «М» и «ПФ» для них полностью совпадают. В остальных областях они имеют различия. В области *II* при программе управления $n_{НД} = \text{const}$ наблюдается более интенсивное падение тяги при уменьшении M_{H} по сравнению со случаем $T_{г}^{*}$=const. Это объясняется более сильным снижением расхода воздуха (медленнее возрастает $q(\lambda_{в})$) и менее интенсивным возрастанием удельной тяги (уменьшается температура $T_{г}^{*}$). В области *I*, где осуществляется переход к ограничению по

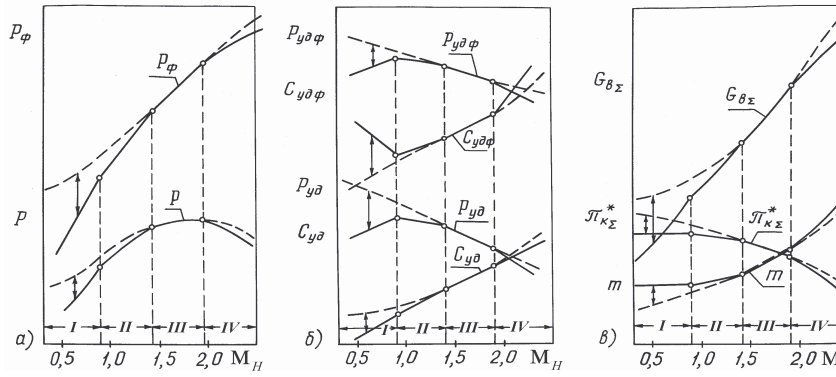


Рис. 19.16. Сравнение скоростных характеристик ТРДДФсм без учета и с учетом ограничений

$n_{НД.пр.max}$ = const, тяги получаются еще более низкими, поскольку здесь температура $T_г^*$ падает при уменьшении M_H более резко (пропорционально $T_в^*$) и интенсивно снижаются частоты вращения роторов. В результате этого удельная тяга здесь уже не возрастает, а падает при уменьшении M_H. Значение же $q(\lambda_в)$ перестает увеличиваться при снижении M_H, что вызывает еще более интенсивное уменьшение $G_{в\Sigma}$, чем при $n_{НД}$ = const (рис. 19.16, *в*). В области *IV*, где вступает в действие ограничение по $n_{ВД}$ (если компрессор высокого давления вследствие прикрытия лопаток НА в первых ступенях является «облегчающимся»), температура $T_г^*$ также уменьшается по сравнению с ее максимально допустимым значением в области *III*. Это вызывает уменьшение P и $P_ф$ по отношению к их значениям, полученным без учета этого ограничения.

Удельные расходы топлива при снижении температуры $T_г^*$ по сравнению с $T_{г.max}^*$ на нефорсированных режимах всюду уменьшаются, а на форсированных возрастают, что вытекает из рассмотренного ранее влияния параметров рабочего процесса на удельные параметры ГТД прямой реакции.

На рис. 19.17, помимо уже рассмотренной скоростной характеристики ТРДДФсм на высоте 11 км, приведены полученные расчетным способом ***высотно-скоростные характеристики ТРДДФсм с характерными для этого типа двигателей параметрами рабочего процесса*** ($T_{г\,0}^*$ = 1600 К; $\pi_{к\Sigma\,0}^*$ = 26; m_0 = 0,5) для ряда других высот полета. Они рассчитаны для максимального (рис. 19.17,*а*) и полного форсированного (рис.19.17,*б*) режимов с использованием стандартной зависимости $\sigma_{вх} = f(M_H)$ и при условии полного расширения газа в реактивном сопле.

При расчете рассматриваемых характеристик, как указывалось, принята комбинированная программа управления, представленная на рис. 16.10. Регулирование площадей $F_{кр}$ и $F_{кр.ф}$ осуществляется в рассмотренном примере из условия $\pi_т^* = \pi_{т.ф}^*$ = const во всем диапазоне режимов полета. Штриховыми линиями на рис. 19.17, *а* и 19.17, *б* соединены точки, имеющие одинаковые значения температуры $T_в^*$. Как видно, на высотах полета, меньших 11 км, числа M_H смены программ управления уменьша-

ются при снижении H. Это объясняется тем, что температура на входе в двигатель $T_{\text{в}}^{*}$ связана с T_H и M_H соотношением $T_{\text{в}}^{*} = T_H\left(1+0,2\text{M}_H^2\right)$ и, следовательно, из-за повышения температуры T_H с уменьшением высоты полета H ниже 11 км меньшим высотам при $T_{\text{в}}^{*} = \text{const}$ соответствуют более низкие значения величин M_H. При $H > 11$ км постоянству температур $T_{\text{в}}^{*}$ соответствует $\text{M}_H = \text{const}$, и штриховые линии, на которых происходит смена программ управления (см. рис. 19.17), располагаются вертикально. На каждой из этих линий режимы работы ТКМ являются подобными, а все параметры типа (17.1) – одинаковыми. За счет этого достигается существенное упрощение расчета высотно-скоростных характеристик двигателя с использованием характеристик ТКМ, если таковые имеются, поскольку вдоль линий $T_{\text{в}}^{*} = \text{const}$ все параметры ТКМ одинаковы и могут быть заимствованы из характеристик ТКМ.

Тяга ТРДДФсм, как видно из рис. 19.17, *б*, ***на полном форсированном режиме с увеличением числа* M *полета на каждой высоте интенсивно возрастает.*** Этому, как указывалось, способствует «температурная раскрутка» РВД, что является важным достоинством таких двигателей. На максимальном режиме темп нарастания тяги по M_H снижается и при больших числах M полета рост тяги прекращается и начинается ее падение.

Удельный расход топлива с увеличением M_H в основном диапазоне режимов полета повышается. На режимах «ПФ» двигатель имеет более высокие величины удельных расходов топлива, но темп увеличения $C_{\text{уд.ф}}$ по M_H на режиме «ПФ» меньше, чем $C_{\text{уд}}$ на режиме «М». Тяга с высотой полета значительно падает. Происходит также (как и у ТРДФ) некоторое снижение удельных расходов топлива с увеличением высоты полета до 11 км.

На рис. 19.17 хорошо видно ***влияние на протекание высотно-скоростных характеристик программ управления***. Все поле характеристик разделено здесь на четыре области в соответствие с принятыми программами управления двигателя, показанными на рис. 16.10.

Важнейшим требованием к протеканию высотно-скоростных характеристик ТРДДФсм является обеспечение высокого темпа нарастания тяги по числу M полета на режимах разгона самолета и при переходе от дозвуковых к сверхзвуковым

скоростям полета. В первую очередь это касается форсированных режимов работы двигателя и больших высот полета. Данное требование обеспечивается выбором программы управления двигателя на предельных режимах, дающей максимально возможное повышение по M_H температур $T_г^*$ и $T_ф^*$ и расхода воздуха $G_{в\Sigma}$. Как видно из рис. 19.17, наиболее интенсивно тяга возрастает на участке *I* при программе управления $n_{НД.пр}$ = const, где $T_г^*$ увеличивается пропорционально $T_в^*$. Переход (в данном примере, при $T_в^*$ = 250 К) к программе управления $n_{НД}$ = const приводит к снижению темпа роста температуры $T_г^*$ при возрастании $T_в^*$, а поэтому замедляется также темп нарастания тяги при увеличении M_H. Переход от программы управления $n_{НД}$ = const к программе $T_г^*$ = const приводит на режимах «ПФ» и «М» к еще большему замедлению темпа нарастания тяги. При $T_в^*$ = 355 К двигатель в данном случае выходит на ограничение по $n_{ВД\,max}$. На режимах «М» тяга начинает снижаться, но рост тяги с увеличением M_H на режиме «ПФ» продолжается.

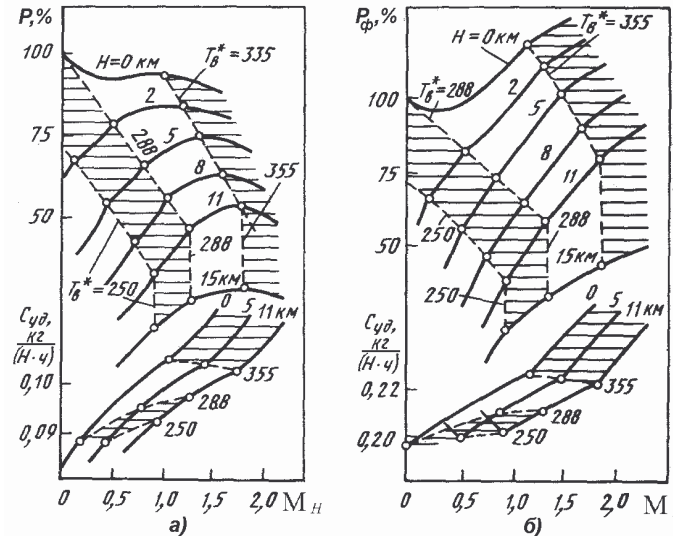


Рис. 19.17. Высотно-скоростные характеристики ТРДДФсм на максимальном (*а*) и полном форсированном (*б*) режимах

На крутизну нарастания тяги по M_H влияет выбор рабочей линии на характеристике КНД. Характер этого влияния представлен на рис. 19.18, *а*, где показаны скоростные характеристики, соответствующие различным степеням увеличения площади $F_{кр}$ при снижении $n_{НД.пр}$, т.е. при увеличении числа М полета: 1 – $F_{кр}$= const (когда $\pi^*_{тНД}$ снижается с ростом M_H); 2 – $\pi^*_{тНД}$ = const; 3 – увеличению $\pi^*_{тНД}$ с ростом M_H (см. рис. 16.4, *а*). Как видно из рис. 19.18, *а*, раскрытие критического сечения реактивного сопла в целях получения более высоких значений $\pi^*_{тНД}$ увеличивает темп нарастания тяги по числу М полета на режимах «ПФ». Но при этом крутизна нарастания тяги по M_H на режимах «М» снижается. Сравнение скоростных характеристик здесь дано при одинаковых расчетных параметрах двигателей в стендовых условиях.

Объясняется такое влияние выбора рабочей линии в поле характеристик КНД на скоростные характеристики ТРДДФсм двумя противоположно действующими факторами: темпом увеличения $G_{в\Sigma}$ и темпом снижения удельных тяг, показанными на рис. 19.18, *б*.

Увеличение $G_{в\Sigma}$ по M_H на режимах «М» и «ПФ» является одинаковым. Оно зависит только от крутизны расположения рабочей линии на характеристике КНД (см. рис. 16.4, *а*). При этом, чем круче располагается рабочая линия, тем интенсивнее увеличивается $G_{в\Sigma}$ с ростом M_H, по-

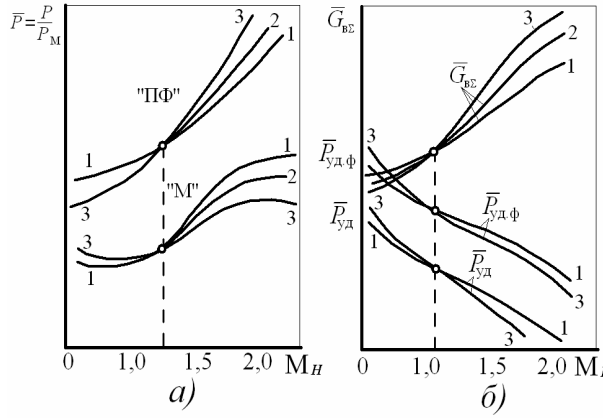


Рис. 19.18. Влияние выбора рабочей линии на характеристике КНД на скоростные характеристики ТРДДФсм (*а*) и на зависимости $\overline{G}_{в\Sigma}$, $\overline{P}_{уд}$ и $\overline{P}_{уд.ф}$ (*б*) по числу М полета

скольку медленнее падает $q(\lambda_в)$ Темп снижения удельной тяги при увеличении M_H на режимах «М» является более высоким, чем на режимах «ПФ» (рис. 19.18, *б*). Кроме того, на $P_{уд}$ влияет также крутизна расположения рабочей линии на характеристике КНД. С ее увеличением снижение удельной тяги усиливается, причем в более значительной степени на режимах «М», чем на режиме «ПФ». В результате действия указанных факторов относительная тяга $\overline{P} = \overline{G}_{в\Sigma}\ \overline{P}_{уд}$ на режимах «ПФ» вследствие малого снижения $\overline{P}_{уд.ф}$ возрастает более интенсивно с ростом M_H при программе управления *3* из-за преобладающего влияния роста $\overline{G}_{в\Sigma}$, а на режимах «М» – при программе управления *1* из-за менее значительного падения $\overline{P}_{уд}$. Этот пример показывает ***возможность управления характером протекания тяги по M_H за счет выбора программы управления ТРДДФсм.***

19.8. ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРДДФсм

ТРДДФсм, вследствие низких расчетных степеней двухконтурности, имеют дроссельные характеристики (ДХ) мало отличающиеся по характеру протекания от дроссельных характеристик двухвальных ТРДФ (см. рис. 18.13). На рис. 19.19 и 19.20 в качестве примера представлены ДХ двигателя АЛ-31Ф при $M_H = 0$ и $H = 0$. Основные режимы работы отмечены точками (неформированные – «М», «Кр», «МГ», а форсированные – «ПФ», «МФ»), в соответствии с принятой номенклатурой. Форсирование осуществляется при неизменном режиме работы ТКМ, поэтому на форсированных режимах $n_{НД} = \text{const}$.

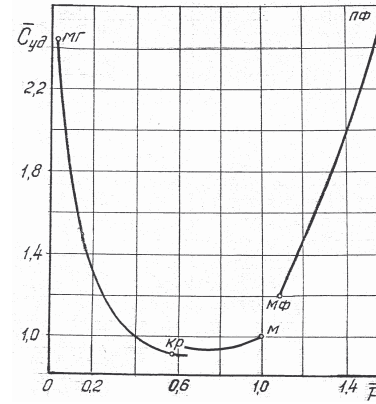


Рис. 19.19. Дроссельные характеристики ТРДДФсм

Дросселирование от режима «ПФ» до режима «МФ» достигается уменьшением подачи топлива в форсажную камеру сгорания с одновременным прикрытием первичных створок сопла из условия со-

хранения $\pi_т^*$=const, а следовательно, ***при неизменном режиме работы ТКМ***. При этом уменьшаются температура $T_ф^*$, тяга двигателя $P_ф$ и удельный расход топлива $C_{уд.ф}$. При дальнейшем переводе РУД с режима «МФ» на режим «М» форсаж выключается. Происходит скачкообразное уменьшение тяги (на ~8%) и $C_{уд}$ (на ~20%) при неизменных частотах вращения роторов (см. рис. 19.20), а створки реактивного сопла фиксируются на нижнем механическом упоре. Поэтому дальнейшее дросселирование происходит при $F_{кр.min}$ = const.

На нефорсированных режимах, как видно из рис. 19.20, уменьшение $G_т$ вызывает снижение температур газа перед и за турбиной и частот вращения роторов. В результате происходит снижение расхода воздуха $G_в$, суммарной степени повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_{кΣ}^*$, степени подогрева воздуха Δ и удельной тяги. Это вызывает резкое снижение тяги двигателя $P = P_{уд}G_в$. Уменьшение $n_{ВД}$ происходит медленнее, чем $n_{НД}$, что приводит к увеличению скольжения роторов $S = n_{ВД}/n_{НД}$, как и в двухвальном ТРД, но в несколько большей степени, т.к. при этом возрастает степень двухконтурности m.

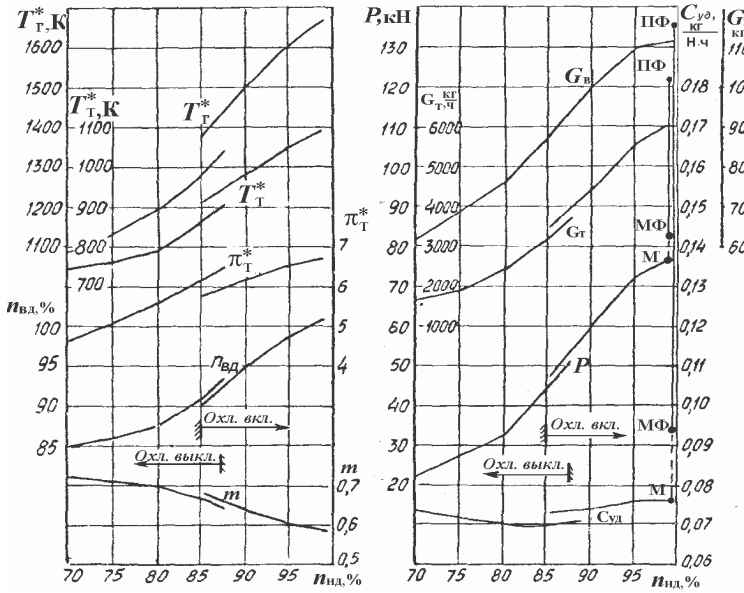


Рис. 19.20. Изменение основных параметров ТРДДФсм при дросселировании двигателя

При $n_{ВД} < 80\%$ в данном случае начинается поворот лопаток НА КВД на прикрытие, что вызывает небольшие переломы в ДХ.

Зависимости степеней повышения давления и КПД каскадов компрессора от величин $n_{НД.пр}$ имеют такой же характер изменения, как у двухвальных ТРДФ (см.рис. 18.14). Физическая сущность изменения всех указанных параметров при дросселировании двигателя была изложена в гл.16. Важно отметить, что при дросселировании двигателя (если $F_{кр} = \text{const}$) величины $\pi^*_{тНД}$ и соответственно $\pi^*_т$ уменьшаются, а при этом $\lambda_{см} = \text{const}$, λ_{II} возрастает, λ_I снижается и степень двухконтурности m увеличивается.

Для повышения экономичности ТРДДФсм на дроссельных режимах, на которых двигатель имеет пониженную температуру $T^*_г$ (например, в двигателе АЛ-31Ф) применяется ***отключение подачи охлаждающего воздуха в систему охлаждения*** диска и лопаток турбины. Отключение охлаждения, как видно из рис. 19.19 и 19.20, приводит к повышению $\pi^*_т$, снижению температур газа перед и за турбиной, незначительному снижению тяги и главное – к уменьшению на 5…6% удельного расхода топлива. Снижение $C_{уд}$ обусловлено двумя факторами. Во-первых, снижаются затраты на прокачку охлаждающего воздуха (уменьшается $g_{охл}$). Во-вторых, уменьшаются радиальные зазоры в лопатках охлаждаемых ступеней турбины. Это происходит вследствие того, что диск и лопатки охлаждаемой турбины приобретают на этих режимах более высокую (но не опасную) температуру. За счет этого увеличивается их линейное расширение и уменьшаются радиальные зазоры. Это приводит к возрастанию КПД охлаждаемых ступеней. Оба указанных фактора способствуют снижению $C_{уд}$.

Следует подчеркнуть, что на форсированных режимах характер изменения $P_ф$ и $C_{уд.ф}$ при дросселировании ТРДДФсм полностью аналогичен рассмотренному для ТРДФ при дросселировании форсажа. От режима «ПФ» и ниже величина $Q = c_п(T^*_г - T^*_к)$ не изменяется, а $Q_ф = c_п(T^*_ф - T^*_{см})$ снижается из-за уменьшения $T^*_ф$ при $T^*_{см} = \text{const}$. Это приводит к уменьшению $c_{с.ф}$, $P_{уд.ф}$ и тяги на форсаже $\overline{P}_ф = \overline{G}_{вΣ}\,\overline{P}_{уд.ф}$ при $G_{вΣ} = \text{const}$. Величина $C_{уд.ф}$ снижается из-за уменьшения количества

теплоты $Q_ф$, подводимой в форсажной камере, где она используется хуже, чем в основной камере сгорания.

19.9. ОПТИМИЗАЦИЯ ДРОССЕЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРДДФсм

Мы рассмотрели ДХ ТРДДФсм на нефорсированных режимах при $F_{кр}$ = const. При наличии двух управляющих факторов ($G_т$ и $F_{кр}$) экономичность двигателя на нефорсированных дроссельных режимах может быть улучшена. Для получения оптимальной программы управления ТРДДФсм при дросселировании двигателя не нефорсированных режимах могут быть использованы характеристики турбокомпрессорного модуля (см. рис. 16.2).

Характеристики ТКМ не зависят от условий полета, но ДХ зависят от M_H и H. При заданных M_H и H каждой точке на характеристиках ТКМ (задаваемой, например, величинами $n_{НД.пр}$ и $\pi_т^*$), соответствуют определенные значения P и $C_{уд}$, как показано на рис. 19.21. Если определить значения P и $C_{уд}$ вдоль каждой из линий $n_{НД.пр}$=const, имеющихся на характеристике ТКМ, то можно получить совокупность всех возможных режимов работы двигателя при заданном значении M_H и H и различных $n_{НД.пр}$. Такие поля возможных величин P и $C_{уд}$ представлены на рис. 19.21. Они построены в виде зависимостей $\overline{P} = f(\overline{\pi}_т^*)$ при различных значениях $n_{НД.пр}$ (от 1,1 до 0,7). На них штриховыми кривыми нанесены изолинии значений $C_{уд}$.

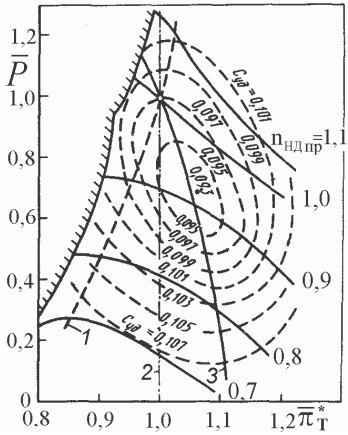


Рис. 19.21. Поле возможных значений $\overline{P}$ и $C_{уд}$ при дросселировании

Используя зависимости типа представленных на рис. 19.21, можно выбрать оптимальный способ дросселирования ТРДДФсм на нефорсированных режимах, который обеспечивает минимум удельного расхода топлива $C_{уд}$ при каждом значении тяги P. На рис. 19.21 оптимальной ДХ соответствует кривая *3*. Для сравнения кривая *1* соответствует ДХ при

$F_{кр}$ = const, а кривая *2* – при $\pi_т^*$ =const.

На рис.19.22 дано сравнение ДХ при трех указанных программах управления для выбранного режима полета, соответствующего M_H=0,6; H=0, а на рис. 19.23 показано изменение ряда параметров двигателя при трех сравниваемых способов дросселирования. Выигрыш в экономичности при дросселировании двигателя по программе управления, соответствующей кривой 3, объясняется более интенсивным снижением температуры $T_г^*$, менее значительным уменьшением $\pi_{кΣ}^*$ и более резким возрастанием степени двухконтурности по сравнению с программами управления, соответствующими кривым 1 и 2.

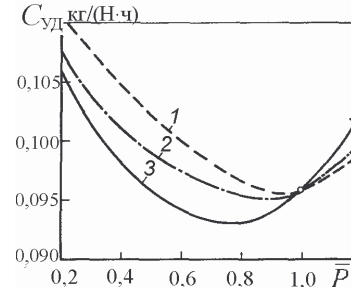


Рис.19.22. Дроссельные характеристики при трех программах управления

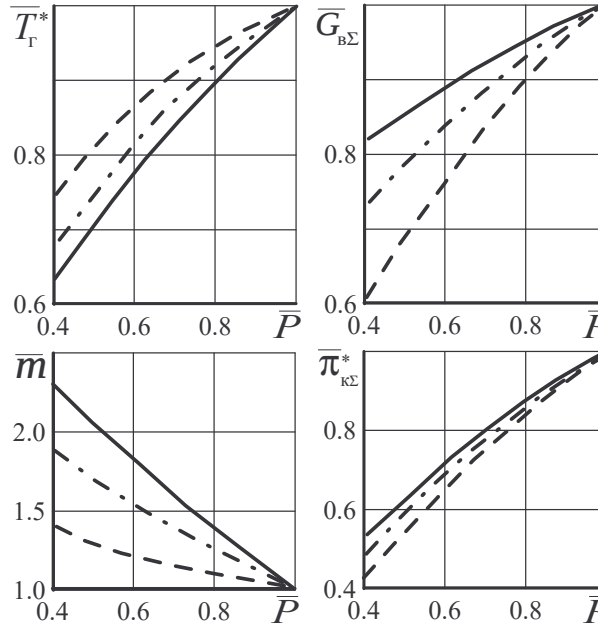


Рис.19.23. Изменение параметров ТРДДФсм при сравниваемых способах дросселирования

Глава 20

ЭФФЕКТИВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК С ГТД ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ

Характеристики ГТД прямой реакции, дающие зависимости P и $C_{v\partial}$ от скорости, высоты полета и режима работы двигателя, не могут быть непосредственно использованы для проведения самолетных расчетов, поскольку в них не учтены потери, которые связаны с установкой двигателя на самолете. Такие характеристики, определенные без учета внешних сопротивлений элементов силовой установки, иногда называют ***характеристиками неустановленного двигателя.*** В самолетных расчетах используются характеристики, определенные для эффективных значений тяг и удельных расходов топлива. Их называют ***характеристиками силовой установки.***

Характеристики неустановленного двигателя определяются с использованием стандартной зависимости $\sigma_{вх.ст} = f(M_H)$ и в предположении полного расширения газа в реактивном сопле. Внешнее сопротивление, создаваемое элементами силовой установки, при этом не учитывается. Переход от характеристик двигателя к характеристикам СУ состоит в корректировке внутренних потерь и учете внешних сопротивлений, создаваемых входным и выходным устройствами, а в некоторых случаях также гондолами и поддерживающими их пилонами. ***В конечном итоге при каждом режиме полета самолета и соответствующем ему режиме работы двигателя осуществляется переход от P и $C_{уд}$ к $P_{эф}$ и $C_{уд.эф}$.***

Если характеристики входного и выходного устройств известны, их параметры определяются из условия совместной работы этих элементов с рассматриваемым двигателем.

20.1. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ГТД ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ С ВХОДНЫМИ И ВЫХОДНЫМИ УСТРОЙСТВАМИ

Совместная работа сверхзвукового входного устройства (СВУ) и двигателя в системе СУ определяется из условия равенства их расходов воздуха. Исходя из этого условия находится ***расходная характеристика двигателя*** в виде соотношения

$$\sigma_{вх} = k\varphi \,. \qquad (20.1)$$

В системе координат $\sigma_{вх}$–φ, в которой строятся характеристики СВУ, эта зависимость, как указывалось, ***соответствует прямой, проходящей через начало координат***, причем коэффициент $k = \dfrac{q(\lambda_H)}{F_в q(\lambda_в)}$ является тангенсом угла наклона этой прямой к оси абсцисс (см.рис.11.14). Режиму совместной работы двигателя и СВУ отвечает точка пересечения расходной характеристики двигателя с дроссельной характеристикой СВУ для каждого заданного параметра его регулирования (например, $\overline{L}_{кл}$) и при каждом рассматриваемом значении числа М полета.

Чтобы решить задачу оптимального согласования СВУ и двигателя, нужно иметь характеристики регулируемого СВУ при нескольких фиксированных значениях $\overline{L}_{кл}$ для ряда характерных чисел М полета. Такие характеристики для одного значения M_H были даны на рис.11.18.

Режим работы двигателя при каждом заданном числе М полета характеризуется величиной относительной плотности тока на входе в двигатель $q(\lambda_в)$. При однопараметрической системе управления двигателя величина $q(\lambda_в)$ является однозначной функцией $\overline{n}_{НД.пр}$ и находится по характеристике компрессора.

При известных величинах M_H и $q(\lambda_в)$, после определения коэффициента k в формуле (20.1), на характеристику СВУ наносится расходная характеристика двигателя. Она пересекает ряд дроссельных характеристик СВУ, имеющих разные $\overline{L}_{кл}$. Среди них выбирается такая, которая пересекает расходную характеристику двигателя ***в угловой точке «р» дроссельной характеристики*** (рис.11.18).

Этот режим работы СВУ и соответствующая ему величина $\bar{L}_{кл}$ ***принимаются за оптимальные.***

Указанным способом определяется программа регулирования СВУ в виде зависимости $\bar{L}_{кл} = \bar{L}_{кл}(M_H;\ \bar{n}_{НД.пр})$ и находятся величины $\sigma_{вх}$, φ и $c_{х.вх}$ при каждом заданном режиме работы двигателя.

Полученные по характеристикам конкретного СВУ величины коэффициента $\sigma_{вх}$ могут отличаться от значений, определенных по стандартной зависимости $\sigma_{вх.ст} = f(M_H)$ при нахождении тяги P. Это отличие $\sigma_{вх}$ от $\sigma_{вх.ст}$ ***не отражается на условиях совместной работы элементов двигателя.*** Изменяются только величины давления воздуха во всех сечениях проточной части двигателя, причем, если $p^*_{i.ст}$ – значение давления, определенное по стандартной зависимости $\sigma_{вх.ст} = f(M_H)$, то истинное значение p^*_i находится из соотношения $p^*_i = p^*_{i.ст}\,\bar{\sigma}_{вх}$, где $\bar{\sigma}_{вх} = \dfrac{\sigma_{вх}}{\sigma_{вх.ст}}$. Изменяется и давление на входе в реактивное сопло. Это требует корректировки значения $\pi_{с.расп}$, причем $\pi_{с.расп} = \pi_{с.расп.ст}\,\bar{\sigma}_{вх}$. По этим данным уточняется величина тяги двигателя при его работе с конкретным СВУ, имеющим $\sigma_{вх}$, отличное от $\sigma_{вх.ст}$. Для этого, поскольку $P = G_{в\Sigma} P_{уд}$, нужно внести поправки в величины $G_{в\Sigma}$ и $P_{уд}$. Величина $G_{в\Sigma}$ изменится пропорционально $\bar{\sigma}_{вх}$ и будет равна $G_{в\Sigma} = G_{в\Sigma.ст}\,\bar{\sigma}_{вх}$. Удельная тяга у ТРД(Ф) и ТРДД(Ф)см при полном расширении газа в реактивном сопле определится по формуле $P_{уд} = (1+g_т)\,c_с - V$. Здесь при изменении $\pi_{с.расп}$ изменится скорость истечения $c_с = \varphi_с \lambda_{с.ид}\, a_{кр}$, причем величина $\lambda_{с.ид}$ находится из соотношения

$$\Pi(\lambda_{с.ид}) = 1/\pi_{с.расп}, \qquad (20.2)$$

где $\pi_{с.расп} = \pi_{с.расп.ст}\,\bar{\sigma}_{вх}$.

Корректировка на изменение $\sigma_{вх}$ по сравнению с $\sigma_{вх.ст}$ должна осуществляться и для расхода топлива, причем $G_{т.ч} = G_{т.ч.ст}\,\bar{\sigma}_{вх}$.

Совместная работа выходного устройства и двигателя в системе СУ определяется исходя из условий равенства располагаемых степеней понижения давления $\pi_{с.расп}$ ***для двигателя и выходного устройства при одинаковых расходах газа через двига-***

тель и реактивное сопло. В качестве исходных данных необходимо иметь эффективные характеристики регулируемого сверхзвукового выходного устройства и данные двигателя, скорректированные на реальные значения величин $\sigma_{вх}$.

Эффективные характеристики выходного устройства должны быть заданы для нескольких характерных значений M_H в виде зависимостей $\overline{P}_{с.эф}$ от $\pi_{с.расп}$ и $\overline{F}_с$ (рис.12.15). Чтобы войти в эти характеристики, нужно для каждого рассматриваемого значения M_H знать величину $\pi_{с.расп}$. Она определяется по найденной из совместной работы СВУ и двигателя величине $\sigma_{вх}$ при известном значении $\pi^*_{ТКМ} = p^*_{кр} / p^*_{в}$, поскольку $\pi_{с.расп} = \sigma_{вх} \pi^*_{ТКМ} \; p^*_H / p_H$.

Зная величину $\pi_{с.расп}$, по характеристикам выходного устройства (рис.12.15) определяют значение параметра $\overline{F}_с$, обеспечивающего наименьшие потери эффективной тяги сопла (точка *«р»* на рис.12.15) и соответствующую этому режиму величину коэффициента $\overline{P}_{с.эф}$. Эффективная тяга сопла $P_{с.эф}$ находится тогда из соотношения

$$P_{с.эф} = \overline{P}_{с.эф} P_{с.ид}, \qquad (20.3)$$

где $P_{с.ид}$ определится по $\lambda_{с.ид}$ из условия (20.2) по формуле

$$P_{с.ид} = \overline{\sigma}_{вх} G_г a_{кр} \lambda_{с.ид}.$$

20.2. ПЕРЕХОД ОТ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ К ХАРАКТЕРИСТИКАМ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Для перехода от характеристик двигателя к характеристикам силовой установки необходимо, кроме коррекции $\sigma_{вх}$, располагать данными о величинах внешних сопротивлений всех входящих в нее элементов при каждом режиме работы двигателя. Тогда эффективная тяга СУ определится из соотношения

$$P_{эф} = P - X_{СУ} = P - X_{вх} - X_{вых} - X_{гонд} - \ldots, \qquad (20.4)$$

где P – тяга неустановленного двигателя; $X_{СУ}$ – суммарное внешнее сопротивление СУ; $X_{вх}$ – внешнее сопротивление входного устройства; $X_{вых} \approx X_{кор}$ – кормовое сопротивление выходного устройства; $X_{гонд}$ – сопротивление двигательной гондолы; … и т.д.

Тяга двигателя для ТРДФ, а также для ТРДДФсм определяется по формуле Стечкина

$$P = G_{\text{т}}c_{\text{с}} + F_{\text{с}}(p_{\text{с}} - p_H) - G_{\text{в}}V = P_{\text{с}} - G_{\text{в}}V.$$

Подставляя выражение для P в (20.4) и учитывая, что

$$P_{\text{с.эф}} = P_{\text{с}} - X_{\text{вых}} = \overline{P}_{\text{с.эф}} P_{\text{с.ид}}; \quad X_{\text{вх}} = c_{\text{х.вх}} qF_{\text{м}}; \quad X_{\text{гонд}} = c_{\text{х.гонд}} qF_{\text{м}},$$

получаем следующую формулу для расчета эффективной тяги СУ

$$P_{\text{эф}} = \overline{P}_{\text{с.эф}} P_{\text{с.ид}} - G_{\text{в}}V - c_{\text{х.вх}} qF_{\text{м}} - c_{\text{х.гонд}} qF_{\text{м}} \ldots . \qquad (20.5)$$

Для двухконтурного двигателя без смешения потоков

$$P_{\text{эф}} = \overline{P}_{\text{с.эф.I}} P_{\text{с.ид.I}} + \overline{P}_{\text{с.эф.II}} P_{\text{с.ид.II}} - G_{\text{в}}V - c_{\text{х.вх}} qF_{\text{м}} - c_{\text{х.гонд}} qF_{\text{м}} \ldots, \qquad (20.6)$$

где $F_{\text{м}}$ – площадь миделя гондолы двигателя.

В этих формулах коэффициенты $\overline{P}_{\text{с.эф}}$ оценивают внешнее сопротивление выходного устройства в сумме с потерями от недорасширения и внутренними потерями в сопле.

Величины коэффициентов $c_{\text{х.вх}}$ и $\overline{P}_{\text{с.эф}}$ в формулах (20.5) и (20.6) определяются по характеристикам входного и выходного устройств, рассмотренным в гл.11 и 12. Они, как указывалось ранее, зависят от ряда конкретных данных, – схем СВУ и реактивного сопла, их геометрических форм, расчетных параметров, программ регулирования и особенностей компоновки на ЛА.

В тех случаях, когда известно значение суммарного коэффициента лобового сопротивления силовой установки $c_{\text{х.СУ}}$, величина $P_{\text{эф}}$ определяется из соотношения

$$P_{\text{эф}} = P - X_{\text{СУ}} = P - c_{\text{х.СУ}} qF_{\text{м}}. \qquad (20.7)$$

Эффективный удельный расход топлива СУ находится по отношению часового расхода топлива к эффективной тяге

$$C_{\text{уд.эф}} = \frac{G_{\text{т.ч}}}{P_{\text{эф}}}. \qquad (20.8)$$

20.3. ВЛИЯНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА КОЭФФИЦИЕНТЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ СУ

Учет внешних потерь в СУ сверхзвуковых самолетов имеет исключительно важное значение. Их принято оценивать двояким путем – либо по аэродинамическим коэффициентам лобового со-

противления, либо в долях от тяги двигателя. Неучет внешних потерь СУ приводит к ошибочным оценкам летно-технических данных проектируемых сверхзвуковых ЛА, что недопустимо.

Рассмотрим вначале способы оценки внешних потерь ***по аэродинамическим коэффициентам лобового сопротивления***.

Значительную роль в общем сопротивлении СУ играет ***дополнительное сопротивление***. Величина $c_{х.доп}$ зависит в первую очередь от значения потребного коэффициента расхода $\varphi_{потр}$. При числе М полета, расчетном для СВУ (при $M_{H.р} = M_{р.вх}$), как известно, $\varphi \approx 1$ и $c_{х.доп} \approx 0$. При $M_H < M_{р.вх}$ величина потребного коэффициента расхода для двигателя снижается. Это приводит к увеличению $c_{х.доп}$.

На протекание зависимостей $\varphi_{потр}$ и $c_{х.доп}$ от M_H наиболее сильное влияние оказывает величина расчетного числа М СВУ – $M_{р.вх}$. Это видно из рис.20.1, где даны зависимости $\varphi_{потр}$ от M_H для $H = 11$ км при $M_{р.вх} = 2{,}0$; 2,5 и 3,0. Они определены для ТРДДФсм с $m_0 = 0{,}65$. Там же даны соответствующие им величины $c_{х.доп}$. Как видно, во всех случаях ***минимальные значения коэффициентов $\varphi_{потр}$ и максимальные величины $c_{х.доп}$ достигаются в области трансзвуковых скоростей полета*** (при $M_H = 1{,}2\ldots1{,}3$), причем с ростом $M_{р.вх}$ существенно повышается уровень максимальных значений $c_{х.доп}$ при $M_H < M_{р.вх}$. Это объясняется тем, что при использовании в составе СУ одного и того же двигателя с увеличением $M_{р.вх}$ возрастает потребная площадь входа воздухозаборника $F_{вх}$, а также расширяется диапазон изменения величин $n_{НД.пр}$ и $q(\lambda_в)$, от которых зависит диапазон изменения $\varphi_{потр}$.

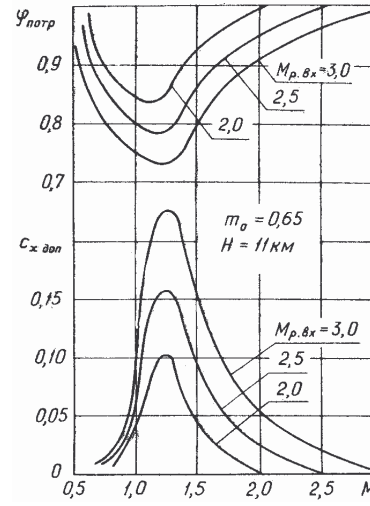


Рис.20.1. Влияние $M_{р.вх}$ на $\varphi_{потр}$ и $c_{х.доп}$ силовой установки с ТРДДФсм

Другим фактором, существенно влияющим на характер изменения величин $\varphi_{потр}$ и $c_{х.доп}$ от числа М полета, является ***крутизна нарастания потребного для двигателя расхода воздуха по числу* М *полета*** и соответственно интенсивность его снижения при уменьшении M_H. Она за-

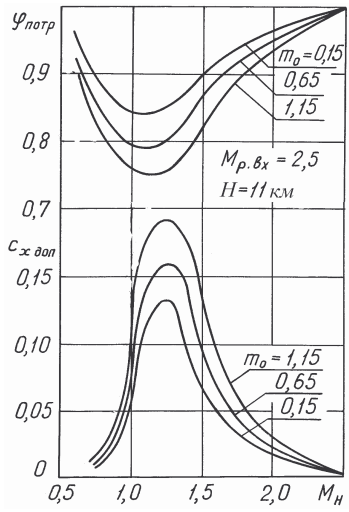


Рис.20.2. Влияние степени двухконтурности m_0 на $\varphi_{потр}$ и $c_{х.доп}$ силовой установки с ТРДДФсм

висит от $\pi^*_{к.р}$ компрессора и расчетной степени двухконтурности двигателя m_0. Влияние $\pi^*_{к.р}$ на зависимость $G_в = f(M_H)$ для ТРДФ было показано на рис.18.2, а для ТРДДФсм – на рис.19.4. Снижение $\pi^*_{к.р}$ повышает крутизну нарастания $G_в$ по M_H, а это приводит к более интенсивному снижению $\varphi_{потр}$ и увеличению $c_{х.доп}$ при уменьшении M_H. У ТРДДФсм на крутизну изменения $G_в$ по M_H влияет также величина m_0. При уменьшении m_0 вследствие повышения $\pi^*_{кНД.р}$ темп возрастания $G_в$ по M_H снижается. Это, как видно из рис.20.2, приводит к замедлению интенсивности снижения $\varphi_{потр}$ и к менее значительному возрастанию $c_{х.доп}$ при уменьшении M_H при малых m_0.

Высокие значения $c_{х.доп}$ в области трансзвуковых скоростей полета, где избыточные тяги при разгоне самолета особенно малы, приводят к существенному ухудшению эффективных тяговых характеристик СУ. Поэтому используются различные средства увеличения $\varphi_{потр}$ и уменьшения $c_{х.доп}$ в указанной области режимов полета. Эффективным средством снижения дополнительного сопротивления является увеличение расхода воздуха через СВУ, а затем перепуск избыточного воздуха во внешний поток через створки перепуска (см.рис.2.2), а также выпуск части воздуха из СВУ через систему слива пограничного слоя, либо подача его в эжекторное сопло или донную полость выходного устройства.

Перепуск части воздуха через створки (в обход двигателя) позволяет увеличить значения φ СВУ (по сравнению с $\varphi_{потр}$ двигателя) и уменьшить дополнительное сопротивление. Но при этом возникают потери в системе перепуска. Эти потери принято оценивать величиной $c_{х.пер}$. Многочисленные исследования показали, что при правильном выборе параметров системы перепуска снижение величины $c_{х.доп}$ при наличии перепуска получается более существенным, чем увеличение $c_{х.пер}$, и ***в ре-***

зультате применения перепуска суммарное сопротивление СВУ снижается.

Необходим правильный учет и всех остальных составляющих внешнего сопротивления СВУ. ***В общем случае суммарное внешнее сопротивление входного устройства равно сумме его отдельных составляющих***

$$X_{вх} = X_{доп} + X_{об} + X_{ств.пер} + X_{ств.подп} + \ldots ,$$

а суммарный коэффициент лобового сопротивления СВУ равен

$$c_{х.вх} = c_{х.доп} + c_{х.об} + c_{х.ств.пер} + c_{х.ств.подп} + \ldots .$$

Для выходного устройства коэффициенты $c_{х.кор}$, $c_{х.дон}$ и в конечном счете коэффициент $c_{х.вых}$, оценивающий суммарное сопротивление выходного устройства, зависят от числа М полета, геометрической формы кормового участка и степени прикрытия внешних регулируемых створок сопла, характеризуемой параметром $\overline{F}_c$. Величина $\overline{F}_c$, как указывалось в гл.12, определяется из условия получения минимальных суммарных потерь (кормового и от нерасчетности) в выходном устройстве. При расчетном значении числа М для выходного устройства $M_{р.вых}$ величина $c_{х.вых}$ мала, поскольку створки сопла раскрыты и форма кормового участка близка к цилиндрической. Но по мере снижения M_H величина $c_{х.кор}$ (и соответственно $c_{х.вых}$) увеличивается, т.к. происходит прикрытие внешних регулируемых створок сопла. На режиме «ПФ» величина $c_{х.вых}$ ниже, чем на режимах «М» вследствие более значительного прикрытия на режиме «М» створок сопла, требуемого для обеспечения одинаковых значений $\overline{F}_c$ при каждом числе М полета. Качественный характер зависимостей $c_{х.вых}$ от M_H для режима «М» и «ПФ» показан на рис.20.3.

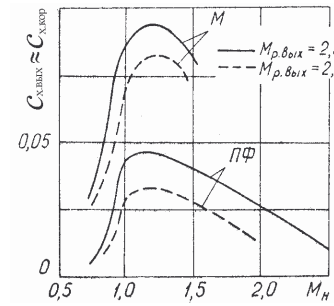


Рис.20.3. Зависимость $c_{х.вых}$ от M_H для СУ с ТРДДФсм при $m_0 = 0,65$ и $H = 11$ км: —— $M_{р.вых}$=2,5; - - - $M_{р.вых}$=2,0

На уровень кормовых потерь значительное влияние оказывает также величина $M_{р.вых}$ выходного устройства. Увеличение $M_{р.вых}$ повышает $\overline{F}_{c.max}$, а это приводит к необходимости более значительного прикрытия створок сопла при снижении M_H. Внешнее сопротивление выходного устройства $X_{вых}$, помимо кормового сопротивления $X_{кор}$ (включающего

сопротивление регулируемых внешних створок), может иметь и другие составляющие внешнего сопротивления, но они сравнительно невелики и величина $c_{x.вых}$ всего выходного устройства качественно изменяется так же, как и $c_{x.кор}$.

Слив пограничного слоя с поверхностей СВУ также должен учитываться при расчете эффективной тяги СУ. Выпуск во внешний поток некоторого количества воздуха $G_{в.сл}$ (см.рис.2.2) снижает тягу двигателя. Но такой перепуск воздуха увеличивает φ и снижает дополнительное сопротивление.

Как видно, задача согласования элементов СУ с целью обеспечения максимальной эффективной тяги является весьма сложной, особенно если она решается с учетом возможностей снижения внешнего сопротивления за счет перепуска воздуха. В качестве примера на рис.20.4 показан возможный характер изменения величин $\varphi_{расп}$ и $\varphi_{потр}$, а также отдельных составляющих коэффициентов внешнего сопротивления СУ с ТРДФ, расположенного в отдельной гондоле и предназначенного для дальнего сверхзвукового самолета, имеющего $M_{H.р} = 3{,}0$. На рис.20.4, *а* кривая *1* соответствует $\varphi_{расп}$ СВУ, а кривая *2* – $\varphi_{потр}$ двигателя. Как видно, величины $\varphi_{расп}$ здесь значительно выше, чем $\varphi_{потр}$ за счет перепуска воздуха через створки и в эжекторное сопло, а также слива пограничного слоя. Этим и обеспечивается снижение внешнего сопротивления СУ.

На рис.20.4,*б* показан характер изменения по M_H коэффициентов лобового сопротивления отдельных элементов рассматриваемой СУ $c_{x.i}$. Кривая *1* показывает изменение суммарного коэффициента сопротивления СУ – $c_{x.СУ}$. Как видно, $c_{x.СУ}$ имеет максимальное значение при

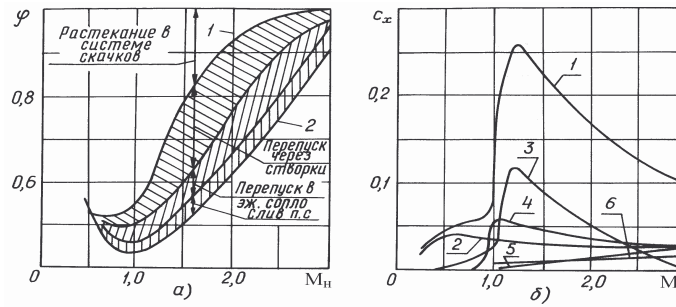


Рис.20.4. Характер изменения по $M_н$ коэффициентов расхода (*а*) и коэффициентов внешнего сопротивления (*б*) при $M_{р.вх}$=3,0 и H = 11 км

$M_H \approx 1{,}2$ и при этом он примерно в 2,5 раза превышает $c_{\text{х.СУ}}$ в расчетных условиях полета, т.е. при $M_{H.\text{р}} = 3$. Кривая *2* характеризует изменение коэффициента трения $c_{\text{х.тр}\Sigma}$ по всей поверхности гондолы. При дозвуковых скоростях полета сопротивление трения составляет основную долю от внешнего сопротивления СУ, но при $M_H > 1$ его роль заметно снижается. Кривая *3* оценивает в сумме дополнительное сопротивление и сопротивление перепуска, т.е. $c_{\text{х.доп}} + c_{\text{х.пер}}$. На трансзвуке (при $M_H \approx 1{,}2$) это сопротивление составляет около 50% от общего сопротивления СУ. Кривая *4* относится к сопротивлению гондолы и кормы, т.е. $c_{\text{х.гонд}} + c_{\text{х.корм}}$. Оно также увеличивается при снижении M_H и в области трансзвуковых скоростей достигает максимума, но по величине почти вдвое уступает сопротивлению $c_{\text{х.доп}} + c_{\text{х.пер}}$. Кривая *5* относится к сопротивлению обечайки СВУ $c_{\text{х.об}}$, а кривая *6* – учитывает сопротивление слива пограничного слоя $c_{\text{х.сл}}$. Эти составляющие внешнего сопротивления относительно малы, они возникают при $M_H = 1$ и возрастают с увеличением числа М полета.

Указанный пример демонстрирует исключительную важность учета внешних потерь в СУ сверхзвуковых самолетов и пути их снижения за счет систем перепуска воздуха.

20.4. ВЛИЯНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА ОТНОСИТЕЛЬНОЕ ВНЕШНЕЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Для относительной оценки роли отдельных составляющих потерь эффективной тяги в общем сопротивлении СУ их принято выражать в долях от величины тяги P неустановленного двигателя. Тогда суммарное относительное сопротивление силовой установки $\overline{X}_{\text{СУ}}$ может быть представлено в виде суммы его отдельных составляющих

$$\overline{X}_{\text{СУ}} = \frac{X_{\text{СУ}}}{P} = \overline{X}_{\text{доп}} + \overline{X}_{\text{об}} + \overline{X}_{\text{кор}} + \overline{X}_{\text{дон}} + \overline{X}_{\text{тр}.\Sigma} + \ldots \ .$$

Составляющие внешнего сопротивления $\overline{X}_{\text{i}} = X_{\text{i}}/P$ и величины коэффициентов лобового сопротивления $c_{\text{х.i}} = X_{\text{i}}/qF_{\text{м}}$ связаны условием $\overline{X}_{\text{i}} = c_{\text{х.i}} \dfrac{qF_{\text{м}}}{P}$. Если величина $\overline{X}_{\text{СУ}}$ для заданных условий рабо-

ты СУ известна, то эффективная тяга определяется по формуле $P_{эф} = P(1 - \bar{X}_{СУ})$, а эффективный удельный расход топлива равен $C_{уд.эф} = \dfrac{C_{уд}}{1 - \bar{X}_{СУ}}$. Следовательно, ***для количественной оценки внешнего сопротивления СУ можно использовать как аэродинамические коэффициенты $c_{x.СУ}$ и $c_{x\,i}$, так и получаемые с их помощью относительные величины потерь $\bar{X}_{СУ}$ и $\bar{X}_{i}$***. Использование величин $\bar{X}_{СУ}$ и $\bar{X}_{i}$ удобно тем, что позволяет оценивать влияние отдельных составляющих внешнего сопротивления в долях от тяги P двигателя.

Величина $\bar{X}_{СУ}$ зависит от тех же факторов, которые влияют на $c_{x.СУ}$. Помимо этого, на $\bar{X}_{СУ}$ значительное влияние оказывает режим работы двигателя. При повышенной тяге относительная величина внешнего сопротивления получается меньшей, чем на режимах с пониженной тягой, поскольку потери оцениваются в долях от тяги двигателя P.

***Влияние расчетного числа* M *входного устройства* – $M_{р.вх}$** на $\bar{X}_{СУ}$ для ТРДДФсм, имеющего $\pi^{*}_{к\Sigma.0} = 30$; $T^{*}_{г0} = 1600$ К и $m_0 = 0.65$, представлено на режиме «ПФ» на рис.20.5,*а* и на режиме «М» – на рис.20.5, *б*. Расчеты произведены при $H = 0$ и $H = 11$ км и для значений $M_{р.вх}$, равных 2.2, 2.5 и 2.8. Как видно, при расчетных числах М полета

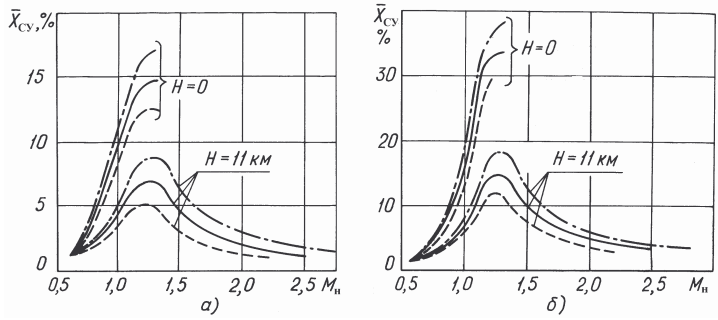


Рис.20.5. Зависимости $\bar{X}_{СУ}$ от M_H для СУ с ТРДДФсм на полном форсированном (*а*) и максимальном (*б*) режимах:
– · – $M_{р.вх} = 2{,}8$; —— $M_{р.вх} = 2{,}5$; - - - $M_{р.вх} = 2{,}2$

суммарные внешние потери получаются относительно небольшим. Они для полного форсированного режима составляют 1…2%, а для максимального – 3…4% от тяги двигателя на этих режимах. ***Максимальные величины*** $\overline{X}_{\text{СУ}}$ ***получаются при трансзвуковых скоростях полета***, поскольку им соответствуют наибольшие значения $c_{\text{х.вх}}$ и $c_{\text{х.вых}}$ (см.рис.20.1 и 20.3). Характерным является и то, что величина $\overline{X}_{\text{СУ}}$ возрастает с уменьшением высоты полета. Наибольшая доля потерь тяги от внешнего сопротивления получается при $H = 0$. Максимальные значения $\overline{X}_{\text{СУ}}$ в рассматриваемом примере составляют на полном форсированном режиме (рис.20.5, *а*) 5…8% при $H = 11$ км и 13…17% – при $H = 0$.

Увеличение относительной доли внешнего сопротивления СУ при уменьшении высоты полета H объясняется уменьшением $\overline{n}_{\text{НД.пр}}$ при $\text{M}_H = \text{const}$ и снижением вследствие этого относительной плотности тока на входе в двигатель $q(\lambda_{\text{в}})$. От этого происходит падение $\varphi_{\text{потр}}$ для двигателя, что приводит к увеличению $X_{\text{доп}}$ и $X_{\text{вх}}$. Кроме того, при этом уменьшается $\pi_{\text{с.расп}}$ (вследствие снижения $\pi_{\text{к}}^{*}$), а следовательно, и величина $\overline{F}_{\text{с}}$ (определяемая из условия обеспечения минимальных потерь в выходном устройстве), что приводит к увеличению $X_{\text{кор}}$ и $X_{\text{вых}}$.

Величина $\overline{X}_{\text{СУ}}$ значительно увеличивается (примерно в 2 раза) при переходе с полного форсированного (рис.20.5,*а*) на максимальный (рис.20.5,*б*) режим. Абсолютная величина внешнего сопротивления СВУ при этом не изменяется, а $X_{\text{СУ}}$ повышается очень незначительно – за счет увеличения $X_{\text{кор}}$ из-за прикрытия створок сопла. Но сильно снижается тяга P, что и является основной причиной увеличения суммарного относительного сопротивления СУ $\overline{X}_{\text{СУ}}$.

Из рис.20.5 видно влияние на $\overline{X}_{\text{СУ}}$ величины $\text{M}_{\text{р.вх}}$. С увеличением $\text{M}_{\text{р.вх}}$ внешнее сопротивление СУ увеличивается, что объясняется в основном уменьшением $\varphi_{\text{потр}}$ при $\text{M}_H < \text{M}_{\text{р.вх}}$ и возрастанием вследствие этого $c_{\text{х.доп}}$ (см.рис.20.1). Кроме того, $\text{M}_{\text{р.вых}}$ выходного устройства обычно также возрастает при увеличении $\text{M}_{\text{р.вх}}$ воздухозаборника. С увеличением $\text{M}_{\text{р.вых}}$ повышается максимальная потреб-

ная величина площади $\overline{F}_c$, а поэтому требуется производить более значительное прикрытие створок сопла при уменьшении M_H. Это также способствует увеличению $\overline{X}_{СУ}$ при возрастании $M_{р.вх}$.

Влияние степени двухконтурности m_0 на величины $\overline{X}_{СУ}$ ТРДДФсм с указанными значениями $\pi^*_{к\Sigma.0}$ и $T^*_г$ при $M_{р.вх} = 2{,}35$ и $H = 11$ км показано на рис.20.6. Как видно, увеличение m_0 приводит к возрастанию $\overline{X}_{СУ}$ во всем диапазоне чисел М полета как на полном форсированном, так и на максимальном режимах. Это объясняется как возрастанием $c_{х.доп}$ вследствие уменьшения $\varphi_{потр}$ при $M_H < M_{р.вх}$ (см.рис.20.2), так и тем, что с увеличением m_0 из-за более высоких расходов воздуха через двигатель возрастают относительные лобовые размеры воздухозаборника и реактивного сопла и за счет этого увеличивается их внешнее сопротивление, в том числе и в расчетных условиях полета.

Чрезвычайно важное значение имеет правильный учет внешнего сопротивления СУ ТРДД дозвуковых самолетов с раздельными контурами, имеющих высокие степени двухконтурности. Переход на большие m_0 производится с целью уменьшения $C_{уд}$. Но это сопровождается весьма значительным снижением $P_{уд}$, что увеличивает лобовые размеры обечайки вентилятора и гондолы двигателя. Схема установки ТРДД на пилоне под крылом показана на рис.20.7 вверху. Эле-

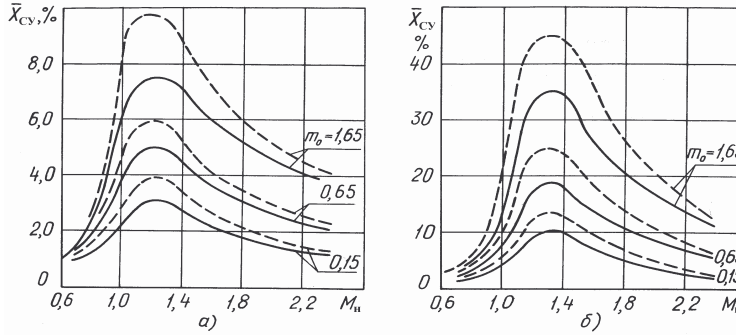


Рис.20.6. Зависимости $\overline{X}_{СУ}$ от $M_н$ у ТРДДФсм при различных m_0:
а – режим «ПФ»; *б* – режим «М»: - - - неоптимизированная;
—— оптимизированная

ментами, создающими внешнее сопротивление, здесь являются обечайка вентилятора, гондола и пилон. Наибольшую долю внешнего сопротивления дает обечайка, лобовые размеры которой зависят от диаметра вентилятора $D_в$. При заданной тяге P увеличение m_0 приводит к снижению $P_{уд}$ и к увеличению $D_в$. На величину коэффициента лобового сопротивления обечайки влияют ее относительная длина $L/D_в$ и параметр D_0/D_{max} (см.рис.20.7).

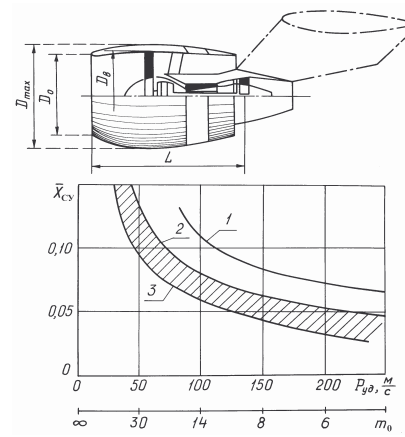


Рис.20.7. Зависимости $\bar{X}_{СУ}$ от m_0 у ТРДД при $M_H = 0{,}76$ и $H = 11$ км

Зависимости $\bar{X}_{СУ}$ от $P_{уд}$ (и соответствующих им значений m_0) для существующих ТРДД – кривая *1* ($L/D_в = 2{,}0$; $D_0/D_{max} = 0{,}7$) и перспективных ТРДД – кривая *2* ($L/D_в = 1{,}0$; $D_0/D_{max} = 0{,}8$) и кривая *3* ($L/D_в = 0{,}8$; $D_0/D_{max} = 0{,}9$) показаны на рис.20.7 внизу. Как видно, снижение $P_{уд}$, которым сопровождается увеличение m_0, приводит к возрастанию относительного внешнего сопротивления СУ $\bar{X}_{СУ}$. Поэтому ***для самолета заданного целевого назначения существует оптимальная величина степени двухконтурности, которая соответствует условию*** $C_{уд.эф} = C_{уд.эф.min}$. Дальнейшее увеличение m_0 становится уже нецелесообразным, поскольку, несмотря на снижение $C_{уд}$, оно ведет к повышению $C_{уд.эф}$.

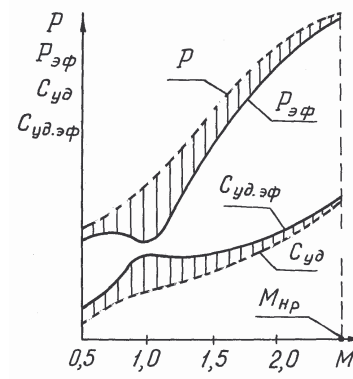


Рис.20.8. Сравнение скоростных характеристик двигателя и силовой установки

Сравнение характеристик неустановленного двигателя с эффективными характеристиками силовой установки представлено на рис.20.8 и 20.9. На рис.20.8 показано влияние внешних сопротивлений СУ на скоростные характеристики СУ

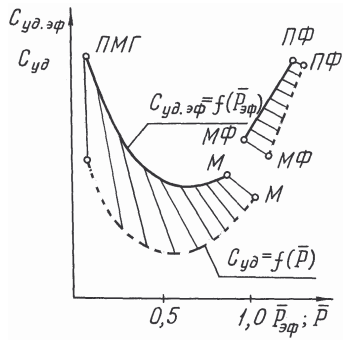


Рис.20.9. Сравнение дроссельных характеристик двигателя и силовой установки

ГТД прямой реакции. Как видно, наибольшие потери эффективной тяги СУ сверхзвуковых самолетов имеют в области трансзвуковых скоростей полета, что объясняется характером протекания по M_H коэффициента $c_{х.СУ}$ (рис.20.4) или, что то же самое, величины $\bar{X}_{СУ}$ (рис.20.5).

На рис.20.9 дано сравнение дроссельных характеристик двигателя и СУ. При дросселировании форсажа на сверхзвуковых скоростях полета в условиях $M_H = \text{const}$ и $H = \text{const}$ внешнее сопротивление входного устройства не изменяется, а кормовое сопротивление возрастает вследствие требуемого в этом случае прикрытия створок сопла. Дальнейшее дросселирование двигателя на неформсированных режимах сопровождается уменьшением $G_в$ и коэффициента $\varphi_{потр}$, что приводит к возрастанию дополнительного сопротивления входного устройства, а также продолжает увеличиваться $c_{х.кор}$ ($\bar{X}_{вых}$).

Выбор оптимальных программ управления СУ необходимо производить с учетом внешнего сопротивления СУ, которое может быть снижено за счет правильного согласования работы всех ее элементов.

20.5. ОПТИМИЗАЦИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СИЛОВЫХ УСТАНОВОК С РЕГУЛИРУЕМЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ

В гл.15 и 16 были рассмотрены вопросы формирования программ управления двигателей прямой реакции при ограниченном количестве регулируемых элементов и, следовательно, управляющих факторов. Принималось, как это соответствует современной практике, что регулирование НА каскадов компрессора, а в ряде случаев также площади $F_{кр}$, осуществляется в зависимости только от приведенной частоты вращения (поддержание во всех условиях полета заданных рабочих линий на характеристиках каскадов компрессора). В этом случае возможности оптимизации ха-

рактеристик двигателя (а следовательно, и СУ) ограничивались выбором расположения рабочей линии на характеристике КНД.

Силовые установки современных и перспективных самолетов могут иметь ряд дополнительных регулируемых элементов проточной части, а следовательно, и бóльшее число управляющих факторов. Так, для СУ с двухвальным ТРДДФсм и сверхзвуковыми регулируемыми воздухозаборником и соплом можно рассматривать ***следующие управляющие факторы:*** углы установки панели клина воздухозаборника β_i и створок перепуска $\beta_{\text{ств.пер}}$; углы установки НА КНД $\varphi_{\text{НА.i.КНД}}$ ($i = 1, 2\ldots z$) и НА КВД $\varphi_{\text{НА.i.КВД}}$ ($i = 1, 2\ldots k$), где z и k – число регулируемых ступеней КНД и КВД; площадь на входе во фронтовое устройство камеры сгорания $F_{\text{фр.кс}}$; площади сопловых аппаратов ТНД и ТВД $F_{\text{с.а.ТНД}}$ и $F_{\text{с.а.ТВД}}$; площадь смесителя камеры смешения $F_{\text{см}}$; площади критического $F_{\text{кр}}$ и выходного $F_{\text{с}}$ сечений реактивного сопла; расходы топлива в основной и форсажной камерах сгорания $G_{\text{т}}$ и $G_{\text{т.ф}}$. Схема ТРДДФсм с указанными регулируемыми элементами приведена на рис.20.10. В таком случае величины $P_{\text{эф}}$ и $C_{\text{уд.эф}}$ будут являться функциями указанных управляющих факторов.

У существующих двигателей большинство из перечисленных элементов уже сейчас регулируется, но это регулирование является ***локальным***, - оно подчинено обеспечению устойчивой и эффективной работы ***каждого элемента*** (в отдельности). В этом случае большинство имеющихся управляющих факторов взаимосвязано (обычно через $n_{\text{НД.пр}}$) и не используется в полной мере для улучшения характеристик силовой установки в целом. Применение в системах управления СУ БЦВМ позволяет повысить эффективность управления рабочим процессом СУ за счет независимого управления всеми элементами, исходя из условия улучшения летных и боевых свойств многорежимного самолета. Это позволяет за счет оптимальной настройки регулируемых элементов СУ на каждый характерный режим полета добиваться лучшей адаптации ее рабочего процесса к условиям полета летательного аппарата. Такие системы управления принято называть ***адаптивными системами управления*** рабочим процессом силовых установок многорежимных самолетов.

Оптимизация характеристик и программ управления осуществля-

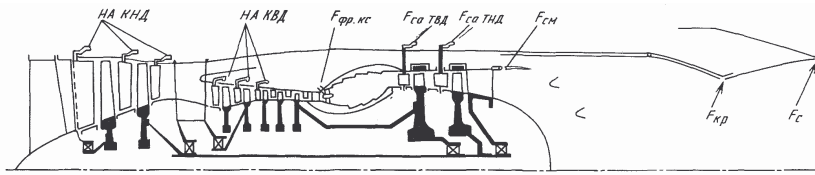


Рис.20.10. Схема ТРДДФсм с развитым регулированием элементов проточной части

ется современными математическими методами, где в качестве целевой функции выбирается соответствующий критерий эффективности летательного аппарата. На каждом этапе полета используется свой критерий эффективности, наиболее правильно оценивающие качество выполнения решаемых задач. Например, на крейсерских режимах полета за критерий эффективности может приниматься наименьший километровый или часовой расход топлива при заданной величине тяги. На режимах взлета, разгона и набора высоты должно быть выставлено требование получения максимально возможной тяговооруженности. При оптимизации динамических характеристик двигателя может рассматриваться условие обеспечения минимального времени приемистости и т.п. При этом, как и в рассматриваемых ранее подходах к формированию программ управления, должны обеспечиваться устойчивая работа СУ и все необходимые эксплуатационные ограничения.

На рис.20.11,*а* представлены оптимизированные указанным способом дроссельные характеристики для $H = 0$ и $M_H = 0{,}65$. Каждая кривая соответствует определенному сочетанию управляемых параметров. Здесь же (вверху) указаны расчетные значения параметров двигателя в последовательности $T^*_{г0} - m_0 - \pi^*_{к\Sigma.0}$. Обозначения регулируемых элементов были даны на рис.20.10.

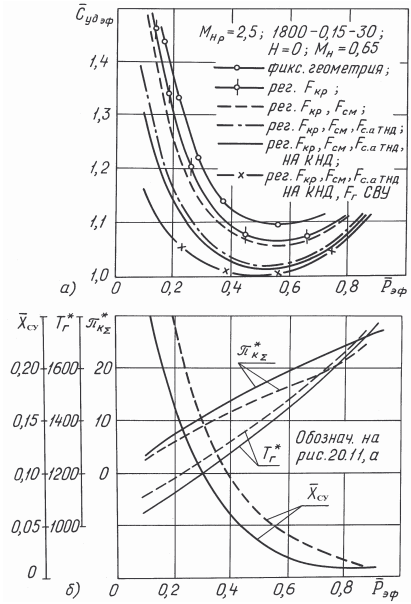


Рис.20.11. Возможности улучшения дроссельных характеристик ТРДДФсм при оптимальном управлении его элементами

Видно, что совместное оптимальное управление СВУ, НА КНД, СА ТНД, смесителем и площадью критического сечения сопла обеспечивает на режимах глубокого дросселирования двигателя выигрыш в эффективном удельном расходе топлива до 15…20% по сравнению с силовой установкой, имеющей фиксированную геометрию. Объясняется это улучшение тем, что регулирование указанных элементов позволяет достигать потребной в процессе дросселировании тяги при более высоких значениях $\pi^*_{к\Sigma}$ и при пониженных значениях $T^*_г$, т.е. при более высоких величинах внутреннего КПД двигателя и полного КПД силовой установки. Это видно из

рис.20.11,*б*, на котором показано изменение при дросселировании двигателя в указанных условиях величин $\pi^*_{к\Sigma}$, $T^*_г$ и $\overline{X}_{СУ}$ при регулировании только $F_{кр}$ и $F_{см}$ и при регулировании $F_{кр}$, $F_{см}$, $F_{с.а.ТНД}$ и всех НА КНД. Управление элементами двигателя позволяет также снизить внешнее сопротивление силовой установки $X_{СУ}$ за счет относительного увеличения расхода воздуха по сравнению с его величиной при фиксированной геометрии. Это достигается путем одновременного увеличения проходных сечений НА КНД, смесителя и сопла, чем обеспечивается увеличение расхода воздуха через оба контура двигателя. Заданная тяга получается в этом случае вследствие более сильного уменьшения величины $P_{уд}$ из-за снижения $T^*_г$ при менее сильном уменьшении $G_{в\Sigma}$.

На рис.20.12,*а* показано протекание оптимизированных из условия получения максимальной эффективной тяги скоростных характеристик рассматриваемой СУ на режиме «ПФ» при оптимальном управлении теми же элементами. Видно, что по мере подключения новых управляемых элементов эффективная тяга повышается. С ростом скорости полета это эффект усиливается. Наибольший прирост $P_{эф}$ дает управление НА КНД. При $T^*_г = \text{const}$ и $\alpha_\Sigma = \text{const}$ управление НА КНД и СА ТНД позволяет увеличить расход воздуха через двигатель $G_{в\Sigma}$ и степень повышения давления $\pi^*_{к\Sigma}$, а также снизить степень двухконтурности, как показано на рис.20.12,*б*. Увеличение $G_{в\Sigma}$ и повышение $\varphi_{потр}$, уменьшая $\overline{X}_{СУ}$, обеспечивает снижение внешнего сопротивления СУ, что также дает вклад в увеличение $P_{эф}$.

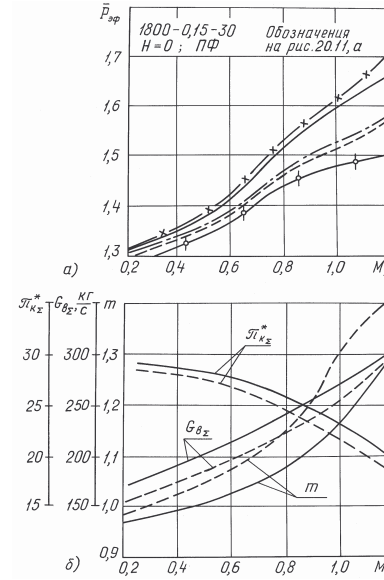


Рис.20.12. Возможности улучшения скоростных характеристик ТРДДФсм при оптимальном управлении его элементами

Двигатели с рассмотренным гибким (адаптивным) управлением получили в литературе название двигателей с изменяемым рабочим процессом (ДИП). Они, помимо более благоприятного протекания характеристик, обладают рядом эксплуатационных преимуществ. У них в меньшей степени снижается тяга (мощность) при возрас-

тании температуры окружающего атмосферного воздуха, что облегчает эксплуатацию летательных аппаратов с такими двигателями в условиях жаркого климата. В ряде случаев необходимо осуществлять отбор от двигателя сжатого воздуха (например, для систем управления полетом СВВП) или мощности. У ДИП это всегда связано с меньшей потерей собственной тяги (мощности) двигателя, чем у ГТД обычных схем. У ДИП можно осуществлять временное повышение запаса газодинамической устойчивости каскадов компрессора и воздухозаборника без заметного снижения тяги, что имеет важное значение для улучшения эффективности функционирования систем предупреждения неустойчивой работы силовой установки при полетах в возмущенной атмосфере, а также при применении бортового оружия.

Глава 21

РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС И ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОВАЛЬНЫХ, ТУРБОВИНТОВЫХ И ТУРБОВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

21.1. ЗАВИСИМОСТИ УДЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГТД НЕПРЯМОЙ РЕАКЦИИ ОТ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

Основными удельными параметрами ГТД непрямой реакции, как указывалось, служат удельная мощность и удельный расход топлива, определяемые соотношениями (2.29) и (2.30). Параметрами их рабочего процесса являются степень повышения давления π и степень подогрева воздуха Δ. Они определяют эффективность термодинамического цикла этих двигателей. Взаимосвязь параметра π со степенью повышения давления компрессора $\pi_к^*$ определяется из условия $\pi = \pi_{вх}\,\pi_к^*$, а температура $T_г^*$ связана со степенью подогрева воздуха Δ соотношением $T_г^* = \Delta T_H$.

Рассмотрим, аналогично тому, как это делалось в гл.13 для ГТД прямой реакции, влияние параметров рабочего процесса на удельные параметры ГТД непрямой реакции.

У турбовальных и турбовинтовых двигателей реализуется термодинамический цикл Брайтона, и эффективная работа цикла определяется соотношением (13.8), одинаковым для ГТД всех типов. В общем случае эта работа цикла, согласно (13.21), передается на вал винта и идет на приращение кинетической энергии газового потока, проходящего через двигатель, т.е.

$$L_ц = L_e + \frac{c_с^2 - V^2}{2}. \qquad (21.1)$$

У турбовальных двигателей, применяемых на вертолетах, реактивная тяга не используется в качестве движущей силы. Скорость истечения газа из сопла c_c у них стремятся иметь как можно меньшей. Мала у них и скорость полета V. Поэтому у этих двигателей практически $L_ц = L_e$. В этом случае мощность на валу двигателя выражается формулой

$$N_e = L_e G_в \approx L_ц G_в. \tag{21.2}$$

Удельная мощность равна:

$$N_{e.уд} = N_e / G_в = L_e \approx L_ц. \tag{21.3}$$

Внутренний КПД, как и для ГТД прямой реакции, определяется из соотношения

$$\eta_{вн} = \frac{L_ц}{Q_0} = \frac{L_e}{Q_0}. \tag{21.4}$$

Удельный расход топлива равен

$$C_e = \frac{G_{т.ч}}{N_e} = \frac{3600 Q_0}{L_ц H_u} = \frac{3600}{\eta_{вн} H_u}. \tag{21.5}$$

Отсюда следует, что экономичность турбовальных двигателей полностью определяется их внутренним КПД, характеризующим совершенство двигателя как тепловой машины.

Формулы (21.1)…(21.5) с достаточной точностью применимы также для расчета удельных параметров ТВД и ТВВД, т.к. для этих двигателей доля тяги, создаваемой за счет истечения газа из реактивного сопла, мала.

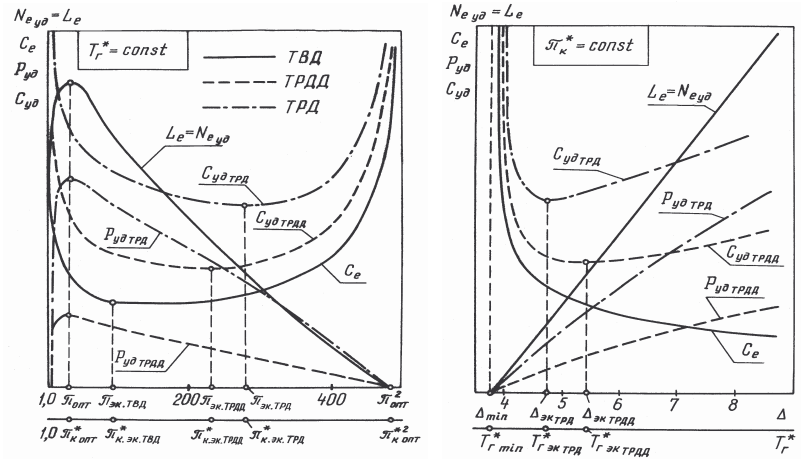
Удельные параметры рассматриваемых двигателей зависят, главным образом, от параметров рабочего процесса π и Δ и газодинамического совершенства элементов газовоздушного тракта, оцениваемого их КПД.

Зависимости $L_ц$ и $\eta_{вн}$ от π и Δ для рассматриваемых двигателей остаются такими же, как для ТРД и ТРДД (см рис.13.11 и 13.14).

Качественный характер протекания зависимостей $N_{e.уд}$ и C_e от π (и соответственно от $\pi_к^*$ при известной величине $\pi_{вх}$) при Δ=const и заданных условиях полета для ТВД изображен на рис.21.1,*а* сплошными линиями. Как видно, $N_{e.уд}$, как и $L_ц$ (см. рис.13.2), с ростом π вначале интенсивно увеличивается, при $\pi = \pi_{опт}$ достигает наибольшей величи-

ны, а затем снижается и при $\pi^2_{опт}$ становится равной нулю. Удельный расход топлива от π качественно изменяется так же, как у ГТД прямой реакции: вначале с ростом π величина C_e снижается, при некотором значении $\pi_{эк} > \pi_{опт}$ достигает минимума, а затем повышается, При $\pi^2_{опт}$ величина C_e стремится к бесконечности. Отличие состоит в том, что ***значение величины $\pi_{эк}$ у ГТД непрямой реакции соответствует условию максимума $\eta_{вн}$*** (см.рис.13.13) ***и, следовательно, значительно ниже, чем у ТРДД и особенно у ТРД***. Чтобы нагляднее видеть это, на рис.21.1,*а* штриховыми и штрихпунктирными линиями показаны зависимости $P_{уд}$ и $C_{уд}$ от π для ТРДД и ТРД.

Качественный характер зависимостей величин $N_{e.уд}$ и C_e от Δ (и соответственно от $T^*_г$) при π = const и заданных условиях полета приведен на рис.21.1,*б* (сплошные линии). Величина $N_{e.уд}$ повторяет зависимость работы цикла от Δ (см.рис.13.14). Она обращается в нуль при Δ_{min}, а при $\Delta > \Delta_{min}$ увеличивается линейно при возрастании Δ. Здесь же штриховой и штрихпунктирной линиями для сравнения показаны зависимости от Δ величин $P_{уд}$ и $C_{уд}$ для ТРДД и ТРД. Как видно, $N_{e.уд}$ увеличивается при повышении Δ, а следовательно, и $T^*_г$, более интен-



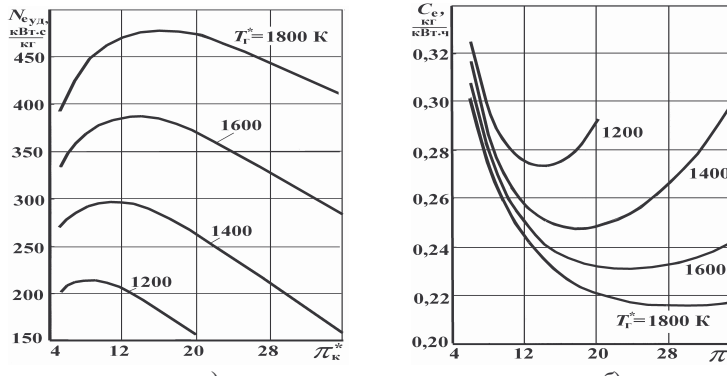
а) *б*)

Рис.21.1. Характер зависимостей $N_{e.уд}$ и C_e от $\pi^*_к$ при $T^*_г$=const (*а*) и от $T^*_г$ при $\pi^*_к$=const (*б*) для заданного режима полета

сивно, чем $P_{уд}$ у ТРД и ТРДД, что, как указывалось, объясняется снижением у них с ростом Δ тягового КПД.

Внутренний КПД с ростом Δ при $\pi = \text{const}$, как указывалось, все время увеличивается (см.рис.13.14). Поэтому ***величина C_e, которая у ТВД изменяется обратно пропорционально $\eta_{вн}$, с ростом Δ при $\Delta > \Delta_{min}$ все время уменьшается вначале интенсивно, а затем более медленно. Это также является отличительной особенностью ГТД непрямой реакции: у них нет $\Delta_{эк}$***. Наличие параметра $\Delta_{эк}$, при котором у ТРД и ТРДД удельный расход топлива $C_{уд}$ достигает минимального значения, как указывалось, является результатом того, что у них повышение температуры $T_г^*$ приводит к росту скорости истечения c_c и увеличению потерь с выходной скоростью и, как следствие, к падению тягового КПД. У ТРДД потери с выходной скоростью меньше, а поэтому $\Delta_{эк}$ выше, чем у ТРД. У турбовальных (как и у турбовинтовых) двигателей потери с выходной скоростью пренебрежимо малы, чем и объясняется отсутствие у них величины $\Delta_{эк}$. Чем выше Δ и соответственно $T_г^*$, тем при прочих равных условиях ниже удельный расход топлива. Это справедливо в предположении, что с ростом $T_г^*$ не происходит значительного увеличения расхода воздуха на охлаждение турбины.

На рис.21.2 приведены количественные зависимости величин $N_{e.уд}$ и C_e от $\pi_к^*$ при различных значениях $T_г^*$ для турбовальных ГТД в усло-



а) *б*)

Рис.21.2. Зависимости $N_{e.уд}$ и C_e турбовальных ГТД от параметров рабочего процесса при отсутствии ПЗУ; $\sigma_{вх} = 1{,}0$ и $H_р = 0$

виях взлета, рассчитанные с учетом потерь в элементах и отбора воздуха на охлаждение. Из них видно, что при $\pi_к^* = 10…18$, $T_г^* = 1200…1500$ К и $H_р = 0$ $N_{e.уд} = 200…330$ кВт·с/кг, а $C_e = 0{,}24…0{,}28$ кг/(кВт·ч).

Совершенство конструкции двигателей оценивается их удельной массой $\gamma_{дв} = m_{дв} / N_e$, которая у существующих двигателей без винта и редуктора имеет значения 0,1…0,3 кг/кВт.

21.2. ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ И ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Турбовальными принято называть такие газотурбинные двигатели, у которых вся развиваемая мощность через выходной вал передается потребителю. Основная область применения турбовальных двигателей в авиации – ***силовые установки вертолетов***. Помимо этого в авиации турбовальные двигатели применяются в качестве ***вспомогательных газотурбинных двигателей (ВГТД)***, где они являются источником мощности для запуска основных двигателей, привода генераторов электрического тока, а также для снабжения ЛА сжатым воздухом. К этому же типу двигателей относятся ***турбостартеры***. Помимо авиации в настоящее время турбовальные двигатели находят все более широкое применение в наземном и водном транспорте.

На вертолетах используются преимущественно турбовальные двигатели, состоящие из автономного одно- или двухвального газогенератора и свободной (силовой) турбины (рис.21.3). Реже на легких вертолетах применяются более простые двигатели одновальной схемы, но они имеют ряд недостатков и не считаются перспективными.

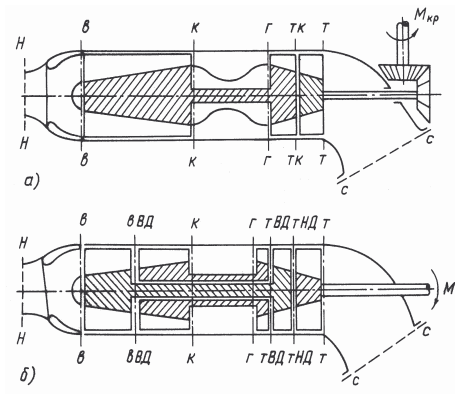


Рис.21.3. Схемы турбовальных ГТД со свободной турбиной с одновальным (*а*) и двухвальным (*б*) газогенераторами

Преимущество турбовальных двигателей со свободной турбиной состоит в том, что вал

свободной турбины механически не связан с газогенератором. Это позволяет поддерживать постоянство частоты вращения вала свободной турбины $n_{с.т} = \text{const}$ при различных загрузках несущего винта независимо от частот вращения валов газогенератора, а также облегчает запуск двигателя.

Для передачи крутящего момента с вала двигателя к несущему и рулевому винтам вертолета применяется трансмиссия с редуктором. Преимущество схемы со свободной турбиной здесь проявляется в том, что редуктор в этом случае имеет меньшее передаточное отношение, так как частота вращения $n_{с.т}$ делается меньшей, чем роторов газогенератора. Это дает экономию в размерах и массе редуктора, но приводит к снижению окружных скоростей ступеней свободной турбины, а следовательно, к увеличению их числа (или их утяжелению).

Основные параметры наиболее распространенных турбовальных двигателей в стендовых условиях приведены в табл.21.1. К числу отечественных двигателей в этой таблице относятся ТВ7-117, Д-136 и РД-600В. Здесь же приведены данные двигателей PW-206 (Канада), RTM-322 (Англия-Франция) и Т-700 (США). Все приведенные в таблице двигатели выполнены по схеме со свободной турбиной. В двигателе Д-136 применен двухвальный ГГ. Остальные двигатели имеют одновальные ГГ. Тип применяемых компрессоров и число ступеней компрессоров и турбин даны в таблице в виде условной записи $z_{кнд}+z_{квд}=z_{твд}+ z_{тнд}+ z_{с.т}$.

Применение осевых компрессоров характерно для турбовальных двигателей больших мощностей. На менее мощных турбовальных двигателях находят применение одно- и двухступенчатые центробежные компрессоры, либо компрессоры комбинированной схемы, состоящие из нескольких осевых и центробежной ступени. Это объясняется как эксплуатационными и технологическими преимуществами центробежных компрессоров (меньшим числом деталей, повышенной стойкостью к эрозионному износу, отсутствием регулируемых элементов), так и лучшими их характеристиками при малых расходах воздуха, влияющих на радиальные размеры проточной части.

У турбовальных двигателей мощность, получаемая с одного килограмма воздуха в стендовых условиях, доходит, как видно из табл.21.1, до 200...280 кВт·с/кг. Поэтому у двигателей малой мощности потребный расход воздуха также получается небольшим. В результате этого при использовании осевых компрессоров длина лопаток их последних сту-

пеней получается чрезвычайно малой. На осевые ступени с короткими лопатками оказывает сильное влияние перетекание воздуха в радиальных зазорах и наличие относительно более толстого пристеночного пограничного слоя, что снижает КПД этих ступеней. Центробежная ступень в таких условиях может обеспечивать более высокие значения КПД. В двигателях малых размеров широко применяются также противоточные камеры сгорания, поскольку они не лимитируют общих лобовых размеров двигателей этого типа, но снижают осевой габарит.

Таблица 21.1

Двигатель	ТВ7-117	Д-136	РД-600В	PW-206	RTM-322	Т-700
N_e, кВт (л.с.)	2060 (2800)	8380 (11400)	956 (1300)	477 (649)	1566 (2130)	1266 (1722)
C_e, $\frac{\text{кг}}{\text{кВт}\cdot\text{ч}}$	0,275	0,269	0,286	0,330	0,277	0,280
$G_в$, кг/с	9,2	35,6	4,3	2,75	5,5	4,5
$N_{e.уд}$, $\frac{\text{кВт}\cdot\text{с}}{\text{кг}}$	224	235	222	173	285	281
$\pi_к^*$	17,0	18,3	13,8	9,0	14,8	17,0
$T_г^*$, К	1540	1480	1500	1350	1500	1600
$\gamma_{дв}$, $\frac{\text{кг}}{\text{кВт}}$	0,197	0,124	0,220*	0,314*	0,156**	0,157**
Число ступеней	5+1цб=2+2	6+7=1+1+2	3+1цб=2+2	1цб=1+1	3+1цб=2+2	5+1цб=2+2
Тип камеры сгорания	противо-точная	прямо-точная	противо-точная	противо-точная	противо-точная	прямо-точная
Межремонтн. ресурс	6000		2500	3000		5000

*) Встроенный редуктор
**) ПЗУ

Из анализа данных табл.21.1 видно, что ***турбовальные двигатели имеют параметры рабочего процесса ($T_г^*$ и $\pi_к^*$) более низкие, чем ГТД прямой реакции – ТРД(Ф) и ТРДД(Ф). Это объясняется влиянием на выбор $T_г^*$ и $\pi_к^*$ размеров двигателей.*** У вертолетных двигателей, имеющих малые размеры, значительное увеличение температуры $T_г^*$ и сопутствующее этому повышение $\pi_к^*$ не всегда целесообразно с точки зрения улучшения эффективности термодинамического цикла. Вызываемое этим

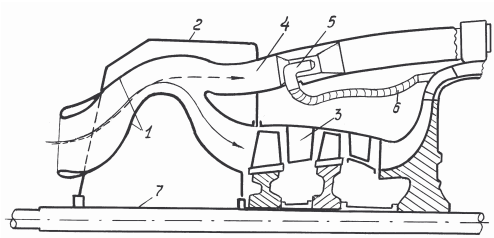


Рис.21.4. Схема установки ПЗУ перед входом в двигатель: 1-λ-образный канал ПЗУ, 2-кожух, 3-компрессор, 4-пылеулавливатель, 5-эжектор, 6-подвод сжатого воздуха к эжектору, 7-вал двигателя; траектория движения струй воздуха (——) и твердых частиц (- - -)

увеличение $N_{e.уд}$ и снижение $G_в$ приводит к чрезмерному уменьшению длины лопаток на последних ступенях компрессора и на первых ступенях турбины, что, в свою очередь, снижает КПД указанных элементов двигателя и не дает ожидаемого выигрыша в увеличении полезной работы цикла и снижении удельного расхода топлива.

В вертолетных ГТД широкое применение находят пылезащитные устройства (ПЗУ) инерционного типа. Схема установки такого ПЗУ на двигателе показана на рис.21.4. Воздух из окружающей атмосферы засасывается двигателем через искривленный канал λ-образной формы 1, в котором частицы пыли, подхватываемые потоком воздуха, разгоняются и по инерции проскакивают в пылеулавливающий канал 4, в котором для усиления потока воздуха устанавливается эжектор 5, работающий на сжатом воздухе, отбираемом от компрессора 6.

Необходимо учитывать влияние ПЗУ на данные и характеристики двигателя. Это влияние заключается в снижении $\sigma_{вх}$ и отборе воздуха для работы эжектора (только при взлете и посадке). Отбор воздуха может составлять 2…3%, а снижение $\sigma_{вх}$ – 1,5…2,0%.

На характеристики малоразмерных турбовальных двигателей значительное влияние оказывает снижение чисел Рейнольдса с увеличением высоты полета. Это объясняется тем, что вследствие меньших размеров хорды лопаток числа Рейнольдса у них получаются более низкими и, уменьшаясь с подъемом на высоту, они раньше достигают критических значений. Высокие параметры рабочего процесса, достигнутые в двигателе Д-136, являются в известной степени следствием его больших размеров.

Основные параметры турбовального двигателя N_e, $N_{e.уд}$, $\eta_{вн}$ и C_e определяются по формулам (21.1)…(21.5). Нужно только к этому до-

бавить, что в схемах турбовальных двигателей со свободной турбиной (рис.21.3) $L_e = L_{с.т}$. Отсюда следует, что у этих двигателей

$$N_e = G_в L_{с.т};\ N_{e.уд} = L_{с.т};\ \eta_{вн} = L_{с.т} / Q_0 \ \text{ и } C_e = \frac{3600\, Q_0}{L_{с.т} H_u} = \frac{3600}{\eta_{вн} H_u}.$$

Как видно, у турбовальных двигателей эффективность преобразования теплоты Q_0 в полезную работу $L_{с.т}$ определяется только величиной внутреннего КПД.

Особенность рабочего процесса турбовальных двигателей, как указывалось, состоит в том, что, вследствие малых скоростей полета вертолетов, скорость истечения из сопла выгодно иметь у них как можно меньшей. По этой причине ***за свободной турбиной устанавливается не сопло, а диффузорный выходной патрубок (затурбинный диффузор)***. Его назначение - максимально снизить скорость истечения газовой струи на выходе из двигателя и за счет этого увеличить степени понижения давления на свободной турбине $\pi_{с.т}$ и повысить работу $L_{с.т}$.

Термодинамический цикл турбовального ГТД в p,v-координатах представлен на рис.21.5. Вследствие малых скоростей полета вертолета (или при $V = 0$ в стационарных ГТУ) у них может быть $p_в < p_H$. Линия *Н–в* соответствует процессу расширения воздуха во ВУ. Линия *в–к* изображает процесс политропного сжатия воздуха в компрессоре, *к–Г* – подвода теплоты в камере сгорания, *Г–ТК* – политропного расширения газа в турбине ГГ, а *ТК-Т* – в свободной турбине. Линия *Т–С* соответствует процессу повышения давления в затурбинном диффузоре, сопровождающемуся уменьшением скорости газа. Наличие диффузора уменьшает работу цикла на величину площади *Т′ –Т–С* (цикл *Т′ –Т–С–Т′* является обратным), но благодаря уменьшению потерь с выходной скоростью и увеличению $\pi_{с.т} = p^*_{т.к} / p_т$ работа на валу $L_{с.т}$ получается большей, чем без диффузора.

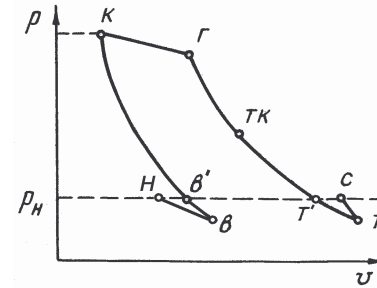


Рис.21.5. Изображение цикла турбовального ГТД в *p,v*-координатах

21.3. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Методика расчета совместной работы элементов ГТД непрямой реакции различных типов базируется на положениях гл.15. Рассмотрим ее на примере вертолетного турбовального двигателя со свободной турбиной (рис.21.3). Основными элементами двигателя этой схемы являются: *входное устройство* (от сечения «*н-н*» до сечения «*в-в*»), *газогенератор* одновальной или двухвальной схемы (от сечения «*в-в*» до сечения «*ТК-ТК*» или «*ТНД-ТНД*») и *свободная турбина* с затурбинным диффузором (от выхода из газогенератора до сечения «*с-с*»).

Характеристика входного устройства, как и у двигателей других типов, задается величиной коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{вх}$. У вертолетных ГТД величина $\sigma_{вх}$ зависит от приведенного расхода воздуха на входе в двигатель. С ростом $G_{в.пр}$ величина $\sigma_{вх}$ несколько уменьшается из-за увеличения скоростей движения воздуха во входном канале и возрастания потерь в нем. Величина $\sigma_{вх}$ может изменяться в зависимости от углов атаки и скольжения, и она снижается при наличии пылезащитного устройства. Влияние этих факторов должно учитываться в каждом конкретном случае по имеющимся характеристикам ВУ и ПЗУ.

Характеристики газогенератора определяются из условий совместной работы его элементов по методике, изложенной в гл.15. На характеристику компрессора ГГ наносится рабочая линия. Если перепад давлений в первом сопловом аппарате свободной турбины является сверхкритическим, то для определения рабочей линии на характеристике компрессора ГГ используется условие $\pi^*_{т\,ГГ}$=const. Но иногда у турбовальных (и турбовинтовых) двигателей, имеющих малонагруженные ступени свободной турбины, указанный перепад давлений может быть докритическим. Тогда у турбины ГГ $\pi^*_{т}$≠const. В этом случае построение рабочей линии на характеристике компрессора может быть произведено с использованием расходной характеристики свободной турбины (см., например, рис.8.5 в первой части учебника).

Характеристики ГГ при $\pi^*_{т\,ГГ}$=const являются однопараметрическими функциями, которые после их расчета, удобно представлять в

виде критериальных зависимостей величин $\pi^*_{ГГ}$, $\tau^*_{ГГ}$, $\Delta^*_{ГГ}$, $G_{в.пр}$ и $G_{т.пр}$ от приведенной частоты вращения ротора ГГ, как было показано на рис.15.5. Будем частоту вращения ротора ГГ обозначать, как это принято в литературе по ТВаД, $n_{т.к}$ (частота вращения турбокомпрессора). Тогда, в соответствии с обозначениями на рис.21.3,*а*, характеристиками ГГ будут являться зависимости от $\bar{n}_{т.к.пр}$ следующих величин:

$$\pi^*_{ГГ}=\frac{p^*_{т.к}}{p^*_{в}};\ \tau^*_{ГГ}=\frac{T^*_{т.к}}{T^*_{в}};\ \Delta^*_{ГГ}=\frac{T^*_{г}}{T^*_{в}};\ G_{в.пр}=G_{в}\frac{101300}{p^*_{в}}\sqrt{\frac{T^*_{в}}{288}};$$

$$G_{т.пр}=G_{т}\frac{101300}{p^*_{в}}\sqrt{\frac{288}{T^*_{в}}}.$$

Характеристики свободной турбины вертолетных ГТД принято рассматривать вместе с затурбинным диффузором и представлять в виде критериальных зависимостей КПД от степени понижения давления $\pi_{с.т}=p^*_{т.к}/p_H$ и параметра оборотов – λ_u. При определении величин $\pi_{с.т}$ и $\eta_{с.т}$ в данном случае используются статические параметры газового потока в сечении «*с-с*» на выходе из затурбинного диффузора, поскольку они относятся к свободной турбине вместе с затурбинным диффузором. Пример такой характеристики представлен на рис.21.6. Все параметры на рис.21.6 даны в относительных величинах. Они отнесены к параметрам свободной турбины на расчетном режиме ее работы (в точке «*р*», рис.21.6).

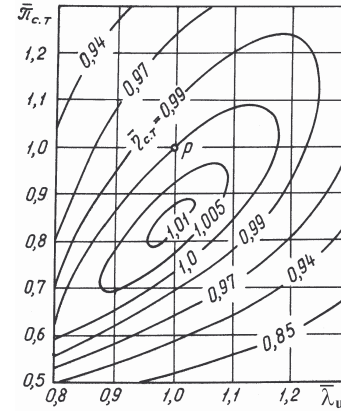


Рис.21.6. Типовая характеристика свободной турбины

Характеристики свободной турбины, представленные в таком виде, удобны тем, что они справедливы для геометрически подобных турбин и слабо зависят от их расчетных параметров. В определенном диапазоне изменения расчетных параметров они могут рассматриваться как обобщенные зависимости.

В отличие от турбины ГГ, которая работает при $\pi^*_{т\,ГГ}$=const, свободная

турбина изменяет режим работы по $\pi_{с.т}$ в широких пределах. Это в основном вызвано тем, что температура $T^*_{т.к}$ на выходе из турбины ГГ весьма значительно меняется в зависимости от режима ее работы при неизменном значении $n_{с.т}$ и $\lambda_{u\,с.т}$. Поэтому сильно изменяется величина $n_{с.т.пр}$. Это оказывает влияние на КПД свободной турбины.

Методика расчета характеристик вертолетного ГТД по имеющимся характеристикам ГГ и свободной турбины состоит в следующем.

Высота полета и атмосферные условия задаются давлением p_H и температурой T_H, причем для вертолетных ГТД вследствие малых скоростей полета температура $T^*_в$ принимается равной температуре T_H. Режим ГГ определяется заданием какого-либо управляемого параметра, например, $n_{т.к}$, $n_{т.к.пр}$ или $T^*_г$ (в соответствии с принятой программой управления). Тогда по характеристике ГГ определяют $\pi^*_{ГГ}$, $\tau^*_{ГГ}$, $\Delta^*_{ГГ}$, $G_{в.пр}$ и $G_{т.пр}$.

По величине $G_{в.пр}$ находится значение коэффициента $\sigma_{вх}$, поскольку $\sigma_{вх} = f(G_{в.пр})$. Параметры на выходе из ГГ рассчитывают по формулам

$$p^*_{т.т.к} = p^*_в\,\pi^*_{ГГ} = \sigma_{вх}\,p_H\,\pi^*_{ГГ};\; T^*_{т.т.к} = T^*_в\,\tau^*_{ГГ} = T_H\,\tau^*_{ГГ}. \qquad (21.6)$$

Параметры свободной турбины определяются по известным параметрам газового потока на выходе из ГГ и давлению p_H из соотношений

$$\pi_{с.т} = \frac{p^*_{т.т.к}}{p_H};\quad \lambda_{u\,с.т} = \text{const}\,\frac{n_{с.т}}{\sqrt{T^*_{т.к}}}, \qquad (21.7)$$

поскольку величина $n_{с.т}$ задана. По полученным данным с помощью характеристики свободной турбины (рис.21.6) находится ее КПД $\eta_{с.т}$ и определяется работа свободной турбины

$$L_{с.т} = c_{р.г}\,T^*_{т.к}\left(1 - 1/e_{с.т}\right)\eta_{с.т},\quad \text{где}\;\; e_{с.т} = \pi_{с.т}^{\frac{k_г - 1}{k_т}},$$

а по уже известным величинам $G_{в.пр}$ и $G_{т.пр}$ рассчитаются $G_в$ и $G_т$. Далее, находятся выходные данные двигателя – его мощность и удельный расход топлива

$$N_e = G_в L_{с.т},\ \text{кВт};\qquad C_e = G_т/N_e,\ \text{кг/(кВт·ч)} \qquad (21.8)$$

на каждом рассматриваемом режиме работы двигателя.

21.4. ОСОБЕННОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТНЫХ ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

У современных турбовальных ГТД со свободной турбиной угол установки лопастей несущего винта $\varphi_{н.в}$ и частота вращения его ротора $n_{н.в}$ практически не влияют на характеристики газогенератора. Это справедливо для двигателей с нерегулируемыми компрессорами или в случаях, когда компрессор ГГ регулируется только в зависимости от приведенной частоты вращения ротора ГГ $\overline{n}_{т.к.пр}$, а турбина ГГ является «запертой» сопловым аппаратом первой ступени свободной турбины, который выполняет роль дросселя с неизменной площадью проходного сечения. ***При этих условиях режим работы ГГ задается только одним управляющим фактором – расходом топлива $G_т$ и, следовательно, его САУ является однопараметрической.***

Типовая программа управления вертолетного ТВаД в зависимости от угла установки рычага управления (в данном случае – рычага «шаг–газ» $\alpha_{РШГ}$) представлена на рис.21.7. В основном эксплуатационном диапазоне режимов работы двигателя (от α_2 до α_3) ***программа обеспечивает постоянство частоты вращения свободной турбины $n_{с.т}$ = const***. При пилотировании вертолета летчик с целью регулирования тяги несущего винта изменяет угол установки (*шаг*) его лопастей, а в соответствии с этим САУ ГГ изменяет подачу топлива (*газ*) двигателя. При увеличении $G_т$ возрастают $n_{т.к}$, $T_г^*$, параметры газа перед свободной турбиной и повышается мощность на валу свободной турбины, которая через трансмиссию передается несущему и рулевому винтам. ***Такая система управления получила наименование «шаг-газ».***

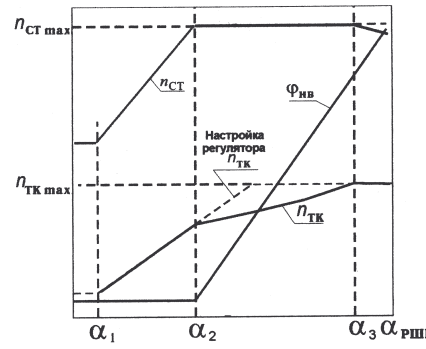


Рис.21.7. Примерная программа регулирования вертолетного ТВаД в широком диапазоне изменения $\alpha_{РШГ}$

Условие поддержания $n_{с.т}$ = const диктуется требованиями безопасности полетов и удобства пилотирования. Это связано с тем, что при $n_{с.т}$ = const обеспе-

чивается возможность быстрого увеличения тяги несущего винта, т.к. не требуются затраты времени на раскрутку несущего винта, имеющего очень большой момент инерции. И только на пониженных режимах, когда несущий винт становится на упор минимального шага (при α_2, см. рис.21.7) $n_{с.т}$ начинает снижаться и $n_{т.к}$ тоже уменьшается – вплоть до режима МГ (при $\alpha = \alpha_1$).

На рис.21.8 представлена зависимость параметров двигателя (в диапазоне изменения α от α_2 до α_3) от угла установки несущего винта $\varphi_{н.в}$. Ее принято называть ***нагрузочной характеристикой несущего винта.***

При увеличении, например, $\varphi_{н.в}$ нарушается баланс потребной и располагаемой мощностей на выходном валу, что приводит к снижению частоты вращения свободной турбины $n_{с.т}$. Входящий в состав САУ двигателя регулятор частоты вращения несущего винта реагирует на снижение $n_{с.т}$ увеличением подачи топлива в камеру сгорания $G_т$. При этом ГГ переходит на повышенный режим работы, характеризуемый более высокими значениями параметров рабочего процесса $n_{т.к}$, $n_{т.к.пр}$, $T_г^*$ и мощности N_e (рис.21.8). Происходит восстановление баланса мощностей, что приводит к восстановлению заданной частоты вращения свободной турбины.

Существует режим максимальной загрузки несущего винта $\varphi_{н.в.max}$ (при $n_{с.т}$=const), который характеризуется тем, что один из ограничиваемых параметров двигателя достигает предельно допустимой величины по условиям надежной работы двигателя. Тогда дальнейшее увеличение $\varphi_{н.в}$ при соблюдении условия $n_{с.т} = \text{const}$ становится недопустимым. При дальнейшей загрузке несущего винта в области $\varphi_{н.в} > \varphi_{н.в.max}$ вступает в действие ограничитель, блокирующий работу регулятора $n_{с.т} = \text{const}$, и начинает осуществляться подача топлива из условия поддержания неизменного значения ограничиваемого параметра. Тогда $n_{с.т}$ начинает падать. Но если система управления ГГ является од-

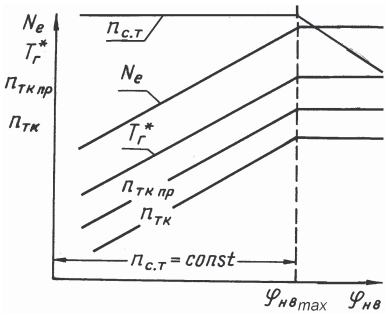


Рис.21.8. Зависимость параметров ТВаД со свободной турбиной от загрузки несущего винта

нопараметрической, то ***поддержание в области $\varphi_{н.в} > \varphi_{н.в.max}$ постоянства одного из ограничиваемых параметров (при T_H = const) обеспечивает неизменность остальных его параметров***, а мощность N_e меняется незначительно (только в соответствии с изменением КПД свободной турбины $\eta_{с.т}$).

Рассмотрим, какие параметры могут приниматься за параметры ограничения. Как и в других типах ГТД, ограничение может назначаться по $T_г^* = T_{г.max}^*$; $n_{т.к} = n_{т.к.max}$; $n_{т.к.пр} = n_{т.к.пр.max}$. Первые два ограничения обусловлены условиями прочности, а третье – газодинамической устойчивостью компрессора.

Помимо указанных общепринятых для всех типов ГТД ограничений, у турбовального ГТД имеется еще одно специфическое ограничение: ***по максимальной мощности на валу двигателя $N_e = N_{e\,max}$***. Поясним смысл этого ограничения.

Для турбовальных ГТД характерно уменьшение располагаемой мощности N_e с увеличением высоты полета. А мощность, потребная для полета вертолета, с высотой полета возрастает. Поэтому для обеспечения полета вертолетов с полной полезной нагрузкой на требуемых высотах приходится устанавливать на них более мощные двигатели, чем это требуется для полета при $H = 0$. Тогда на высотах, меньших расчетной, двигатель обладает значительным избытком мощности. Этот избыток мощности является излишним – он не может быть использован для улучшения летных характеристик вертолета. Но выход двигателя при $H < H_р$ на эти повышенные мощности недопустим, так как представляет опасность для прочности самого двигателя, редуктора и трансмиссии, которые в целях снижения массы редуктора и трансмиссии вертолета рассчитываются на $N_{e\ max} = N_{e\ р}$. Поэтому ***у вертолетных ГТД в качестве ограничиваемой величины принимают максимальную мощность на валу двигателя $N_{e\,max}$ при $H = H_р$***, а на высотах полета, меньших расчетной, и в любых других условиях вводят в качестве ограничения по прочности требование

Для того чтобы выяснить, какой из перечисленных ограничиваемых параметров достигает предельного значения при конкретных величинах температуры T_H и давления p_H, рассмотрим работу двигателя на режимах ограничения, включая режим *максимальной загрузки несущего винта*.

21.5. ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТНЫХ ГТД НА РЕЖИМАХ ОГРАНИЧЕНИЯ

Имея характеристики ГГ ТВаД и установив предельные значения ограничиваемых параметров $n_{\text{т.к.пр.max}}$, $n_{\text{т.к.max}}$ и $T^*_{\text{г.max}}$, можно, как это обычно делается для ТРД и ТРДД, построить ***линию предельных режимов работы ГГ***. Режим работы ГГ с однопараметрической САУ полностью определяется заданием какого-либо одного параметра, например, величины $n_{\text{т.к.пр}}$. Поэтому, как указывалось в гл.16, ***в качестве программы управления ГГ на предельных режимах можно рассматривать зависимость максимально допустимых (ограничиваемых) значений параметра*** $(n_{\text{т.к.пр}})_{\text{огр}}$ ***от температуры*** $T^*_{\text{в}}$ ***на входе в ГГ*** (рис.16.9). Для вертолетных ГТД, вследствие малых скоростей полета, вместо температуры $T^*_{\text{в}}$ и здесь принято рассматривать температуру T_H.

На рис.21.9,*а* представлены зависимости $(n_{\text{т.к.пр}})_{\text{огр}} = f(T_H)$, где линия 1-2-3-4 является линией предельных режимов (ЛПР) для ГГ турбовального двигателя. Здесь предельная линия имеет три участка: 1-2 – для $n_{\text{т.к.пр.max}}$, 2-3 – для $n_{\text{т.к. max}}$, 3-4 – для $T^*_{\text{г.max}}$. Вследствие разного наклона этих линий они между собой пересекаются, что позволяет выделить в данном случае три области режимов ограничения для ГГ (по $\Delta K_{\text{у.min}}$, $n_{\text{т.к.max}}$ и $T^*_{\text{г.max}}$) и определить, используя ЛПР, диапазоны температур T_H, при которых достигаются предельные значения каждого из указанных ограничиваемых параметров. В этом случае для ГГ при низких значениях $T_{\text{н}}$ (при $T_H < T_{H2}$) наступает ог-

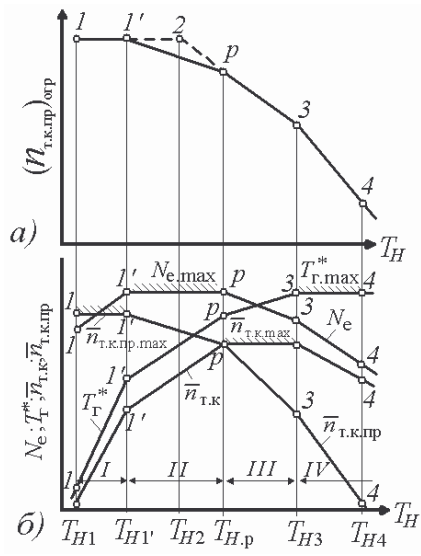


Рис.21.9. Линия предельных режимов (*а*) и изменение параметров ТВаД от T_H при $H = H_{\text{p}}$ (*б*)

раничение по $\Delta K_{y.min}$. Этот диапазон температур соответствует $n_{т.к.пр.max}$ = const. В интервале температур от T_{H2} до T_{H3} должно выдерживаться ограничение по $n_{т.к.max}$, а при T_H, больших T_{H3}, – по $T^*_{г.max}$.

Важно отметить, что ***ЛПР для ГГ и изменение регулируемых и ограничиваемых параметров***, подробно рассмотренные в гл.16, ***зависят только от температуры $T_н$ и являются одинаковыми для всех высот полета***.

Аналогичные линии предельных режимов, но соответствующие условию $N_{e\,max}$ = const, могут быть построены и для свободной турбины (СТ). Параметр $(n_{т.к.пр})_{огр}$ для условия $N_{e.max}$ = const напрямую зависит от высоты полета H. На разных высот ЛПР для СТ получаются различными (см.рис.21.10). Это связано с тем, что мощность N_e непосредственно зависит от высоты полета H. На заданной высоте полета с увеличением T_H параметр $(n_{т.к.пр})_{огр}$ снижается (вследствие уменьшения $n_{пр}$ с ростом T_H), но ЛПР для $N_{e\,max}$ = const имеют более слабый наклон, чем линии $n_{т.к}$ = const (штриховая линия 2-3 на рис.21.10). Это объясняется тем, что для поддержания постоянства мощности $N_e = G_в L_{с.т}$ вследствие уменьшения $G_в$ с ростом T_H нужно увеличивать $L_{с.т}$ за счет повышения $n_{т.к}$, что замедляет падение $n_{т.к.пр}$. С увеличением высоты полета наклонные ЛПР для $N_{e\,max}$ = const, как видно из рис.21.10, смещаются вверх. Это объясняется тем, что при увеличении H снижается $G_в$. Поэтому для получения одного и того же значения $N_{e\,max} = G_в L_{с.т}$ на бо́льших высотах нужно увеличивать $L_{с.т}$ за счет повышения $n_{с.т}$ и соответственно $T^*_г$ и $n_{т.к.пр}$.

Для получения ЛПР двигателя в целом нужно совместить ЛПР для ГГ и СТ. Объединенная программа управления будет зависеть от высоты полета H. Такое совмещение указанных ЛПР представлено для $H = H_р$ на рис.21.9,*а* (*1-1′-р-3-4*), а для $H = 0$ – на рис.21.11, *а* (*0′-3′-3-4*).

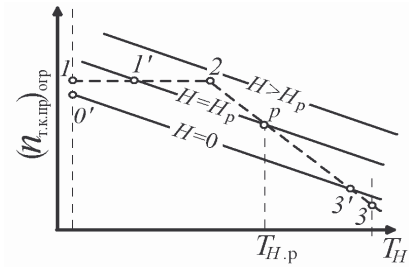


Рис.21.10. Характер расположения ЛПР СТ для разных высот полета

Как видно из рис.21.9, *а*, где линия 1-2-3-4 является ЛПР для ГГ, а линия *1′-р* – для СТ при $H = H_р$, объединенная ЛПР *1-1′-р-3-4* состоит уже из четырех участков. К

ограничениям по $\Delta K_{\text{у.min}}$, $n_{\text{т.к.max}}$ и $T^*_{\text{г.max}}$ добавляется участок *1′-р*, на котором вступает в действие ограничение по $N_{e\,\max}$. Изменение параметров двигателя на режимах ограничения для этого случая показано на рис.21.9, *б*. На участке *I*, где $n_{\text{т.к.пр}} = \text{const}$, величина N_e с повышением T_H интенсивно возрастает вследствие увеличения $n_{\text{т.к}}$ и $T^*_{\text{г}}$. В точке *1′* значение N_e достигает $N_{e\,\max}$ и далее для поддержания $N_{e.\max} = \text{const}$ при дальнейшем увеличении температуры T_H от $T_{H1'}$ до $T_{H.\text{р}}$ (на участке *II*) требуется осуществлять раскрутку ротора ГГ, но менее значительную, чем на участке *I*. Она необходима для поддержания постоянства мощности двигателя, которая в обычных условиях падает при увеличении температуры T_H. В точке «*р*» (расчетный режим) достигается $n_{\text{т.к.max}}$ и дальнейшее поддержание постоянства мощности N_e становится невозможным. На участке *III* в данном примере реализуется программа управления $n_{\text{т.к.max}} = \text{const}$. На этом участке при «затяжеляющемся» компрессоре, как указывалось, $T^*_{\text{г}}$ возрастает. В точке *3* температура $T^*_{\text{г}}$ достигает предельного значения и вступает в работу ограничитель $T^*_{\text{г.max}}$. При «затяжеляющемся» компрессоре это вызывает уменьшение $n_{\text{т.к}}$ и приводит к более интенсивному снижению N_e (участок *IV* на рис.21.9, *б*).

На рис.21.11 представлено изменение управляемых и ограничиваемых параметров в зависимости от температуры T_H для $H = 0$. При неизменном расположении ЛПР 1-2-3-4 для ГГ здесь ЛПР *0′-3′* для СТ располагается ниже (см.рис.21.10). Поэтому теперь предельным режимам работы двигателя в целом соответствует линия *0′-0-3′-3-4*. Видно, что область ограничения по $n_{\text{т.к.пр.max}}$ исчезает, а область ограничений по $N_{e.\max}$ значительно расширяется. Точка *0* соответствует максимальному взлетному режиму при стандартных атмосферных условиях ($T_{H0} = 288$ К). Закономерности изменения остальных параметров являются качественно такими же, как при $H = H_{\text{р}}$.

Возможность получения постоянной величины взлетной мощности в широком диапазоне изменения температуры атмосферного воздуха является важным достоинством высотных турбовальных двигателей. Чем на большую высоту полета $H_{\text{р}}$ рассчитан двигатель, тем шире указанный диапазон температур T_H, в котором $N_e = N_{e.\max} = \text{const}$ при $H < H_{\text{р}}$ и особенно при $H = 0$.

Все данные рис.21.9 и 21.11 относятся к максимальному режиму работы двигателя и будут использованы для анализа протекания высотных, дроссельных и климатических характеристик турбовальных двигателей на режимах ограничений.

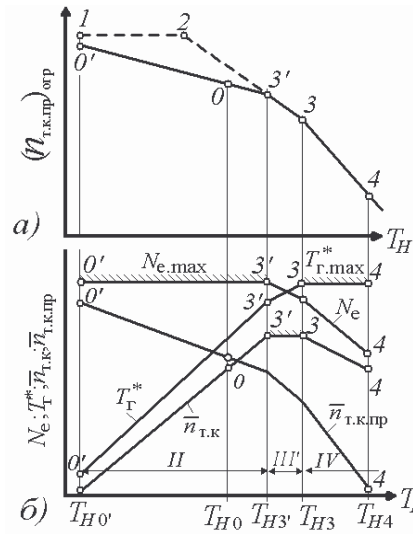


Рис.21.11. Линия предельных режимов (*а*) и изменение параметров ТВаД от T_H при $H = 0$ км (*б*)

Программы управления для номинального и крейсерского режимов определяются аналогичным образом, только они соответствуют другим, более низким ограничиваемым величинам N_e и $n_{т.к}$, специально подбираемым для этих режимов. Например, для крейсерского режима обычно принимают $N_{e.кр}$=0,7 $N_{e.max}$ и $n_{т.к}$ = 0,96 $n_{т.к.max}$. Ограничения на температуру $T^*_г$ и частоту вращения $n_{т.к.пр}$ на этих режимах обычно не налагаются, так как их величины не выходят за пределы допустимых значений.

21.6. ВЫСОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для ТВаД принято рассматривать характеристики трех видов: высотные, дроссельные и климатические. Вследствие малых максимальных скоростей полета вертолетов скоростные характеристики для них не рассматриваются. Считается, что для всех режимов полета параметры двигателя и его выходные данные (N_e и C_e) от скорости полета не зависят.

На характеристики турбовального двигателя на максимальном режиме сильное влияние оказывают эксплуатационные ограничения. Чтобы лучше понять роль этих ограничений и их влияние на данные двигателя, целесообразно каждый вид характеристик рас-

сматривать вначале при отсутствии ограничений, а затем анализировать влияние ограничений.

Высотными характеристиками турбовальных двигателей называются зависимости мощности на валу N_e и удельного расхода топлива C_e от высоты полета при заданной программе управления двигателя. Их определяют для максимального, номинального и крейсерского режимов работы двигателя. Рассмотрим в качестве примера высотные характеристики для максимального режима.

Предположим вначале, что двигатель является невысотным, т.е. имеет расчетный режим при $H = 0$, а его программа управления соответствует условию $n_{т.к} = \text{const}$ (или $T_г^* = \text{const}$), и никаких других ограничений двигатель не имеет. В этом случае его высотные характеристики будут такими, как показано на рис.21.12,*а* сплошными линиями. Мощность в таком случае с высотой сильно снижается и несколько уменьшается величина C_e.

Основной причиной снижения N_e с увеличением H является уменьшение расхода воздуха через двигатель. Удельная мощность $N_{e.уд} = L_{с.т}$ при этом немного возрастает, что объясняется увеличением $\pi_{с.т}$ вследствие повышения $\pi_к^*$ и Δ, вызванного уменьшением температуры T_H. Причина снижения C_e та же, что и у ГТД других типов – с увеличением H возрастают параметры термодинамического цикла π и Δ и повышается внутренний КПД двигателя. Поэтому в соответствии с (21.5) C_e уменьшается, что является следствием улучшения использования теплоты в термодинамическом цикле.

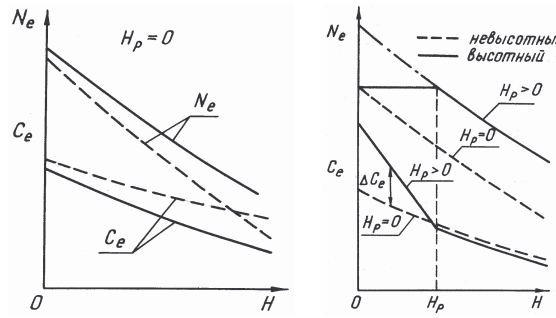
Хотя максимальные высоты полета вертолетов не превышают обычно 6…8 км, на высотные характеристики малоразмерных вертолетных ГТД, как указывалось, оказывает значительное влияние уменьшение с высотой полета чисел Рейнольдса. В области $\text{Re} < \text{Re}_{кр}$ это приводит к уменьшению КПД элементов двигателя и снижению $G_в$, что вызывает менее интенсивное снижение C_e и более интенсивное уменьшение N_e с ростом высоты полета (см. штриховые линии на рис.21.12,*а*).

В реальных условиях на вертолетах используются высотные турбовальные двигатели. Они проектируются из условия получения заданной мощности на расчетной высоте полета $H = H_р$. Тогда на высотах полета, больших расчетной, у них протекание высот-

ных характеристик качественно не отличается от рассмотренного для двигателя, имеющего $H_р = 0$ (рис.21.12,*а*). На высотах, меньших $H_р$, двигатель работает на режимах ограничения по $N_e = N_{e.max}$. Для этого при $H < H_р$ его нужно дросселировать, т.е. снижать температуру газа перед турбиной $T_г^*$ и соответственно $n_{т.к}$ таким образом, чтобы обеспечивалось во всем диапазоне высот полета от $H = 0$ до $H = H_р$ условие $N_e = N_{e.max} = \text{const}$. Дросселирование двигателя при $H < H_р$ приводит вследствие снижения π и Δ к дополнительному возрастанию удельного расхода топлива на величину ΔC_e (рис.21.12,*б*).

Если двигатель на высотах полета $H < H_р$ не будет задросселирован, то он будет развивать мощности, значительно превышающие $N_{e\,max}$, как показано штрихпунктирной линией на рис.21.12,*б*. Такие большие мощности опасны для прочности деталей двигателя, редуктора и трансмиссии. Именно поэтому в целях снижения массы силовой установки вводится ограничение на величину максимально допустимого крутящего момента, развиваемого двигателем, что при $n_{с.т} = \text{const}$ равносильно условию $N_{e.max} = \text{const}$.

Построение высотной характеристики вертолетных ГТД с учетом реальных эксплуатационных ограничений может осуществляться с использованием характеристик ГГ и полученных зависимостей $(n_{т.к.пр})_{огр}$ ***от температуры*** T_H (см.рис.21.9 и 21.11). Построенная таким способом высотная характеристика приведена на рис.21.13, *а*. От земли до расчетной высоты (на участке *I*, рис.21.13) обеспечивается условие $N_e = N_{e.max} = \text{const}$. Это достигается за счет раскрутки ротора и увеличения параметров $T_г^*$ и $n_{т.к}$, что способствует



а) *б*)

Рис.21.12. Высотные характеристики турбовального двигателя при $H_р = 0$ (*а*) и при $H_р > 0$ (*б*)

интенсивному возрастанию $L_{с.т}$. Увеличивается при этом также приведенный расход воздуха через ГГ вследствие повышения $n_{т.к.пр}$. За счет значительного увеличения $L_{с.т}$, несмотря на уменьшение $G_в$ (интенсивность снижения которого на этом участке высотной характеристики несколько замедляется увеличением $G_{в.пр}$), удается поддержать в указанном диапазоне высот постоянство N_e на валу двигателя. Удельный расход топлива на участке *I* снижается вследствие увеличения внутреннего КПД, обусловленного не только уменьшением температуры T_H, но и раскруткой ротора ГГ (увеличением π и Δ).

На расчетной высоте (в точке «*p*») режим работы ГГ в данном примере выходит на ограничение по $n_{т.к.max}$ (см.рис.21.13,*б*). При дальнейшем уменьшении температуры T_H с высотой полета двигатель на максимальном режиме работает вдоль ЛПР *p-2-1*. Температура газа перед турбиной $T_г^*$ на участке *II* (где $n_{т.к} = \text{const}$) в данном случае снижается (компрессор «облегчается» при снижении температуры T_H), и температура $T_{г.max}^*$ по высотной характеристике нигде не достигается. Увеличение же $n_{т.к.пр}$ при уменьшении T_H с высотой полета приводит к снижению $\Delta K_у$ компрессора, и в данном примере в точке 2 наступает ограничение по $n_{т.к.пр.max}$. Далее с ростом H (на режимах ограничения по $n_{т.к.пр.max}$) температура $T_г^*$ уменьшается пропорционально T_H, а частота вращения $n_{т.к}$ – пропорционально $\sqrt{T_H}$. Мощность N_e начинает падать еще интенсивнее. Удельный расход топлива на участке *III* перестает снижаться, так как здесь условиям $\pi = \text{const}$ и $\Delta = \text{const}$ соответ-

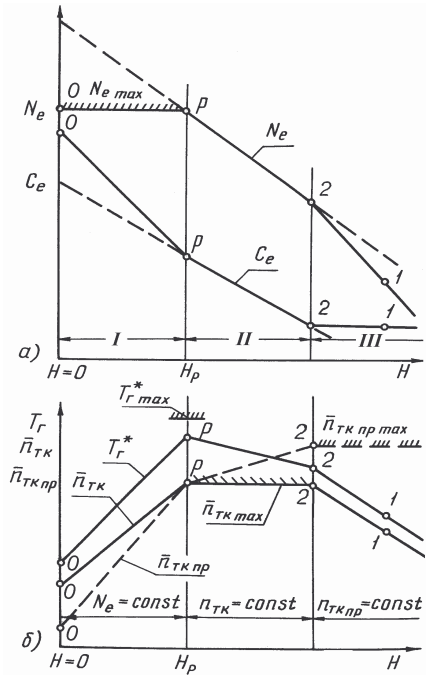


Рис.21.13. Высотная характеристика турбовального двигателя (*а*) и программа его управления для режима «максимал» (*б*)

ствует $\eta_{вн} = \text{const}$. Следовательно, на этом участке, с точностью до изменения КПД свободной турбины, можно принимать $C_e = \text{const}$.

21.7. ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В отличие от дроссельных характеристик ГТД прямой реакции, которые при $M = \text{const}$ в ряде случаев могут быть представлены в виде критериальных зависимостей от одного критерия подобия – приведенной частоты вращения $\overline{n}_{НД.пр}$, у турбовальных двигателей, как уже указывалось, такая возможность исключается. Это объясняется тем, что при $n_{т.к.пр} = \text{const}$ у них режимы подобия на свободную турбину не распространяются, поскольку она работает при условии $n_{с.т} = \text{const}$, а следовательно, у нее $n_{с.т.пр} \neq \text{const}$. Поэтому ***дроссельными характеристиками турбовальных двигателей называют зависимости мощности на валу свободной турбины N_e и удельного расхода топлива C_e от физической частоты вращения ротора ГГ $n_{т.к}$ при заданных атмосферных условиях $p_н$ и T_H*** или, что то же самое, при заданных значениях температуры T_H и высоты полета H. Они имеют вид, показанный на

Физическое объяснение протекания дроссельных характеристик турбовального ГТД имеет много общего с ГТД других типов. При увеличении $n_{т.к}$ возрастает $G_в$. Повышается также работа $L_{с.т} = L_ц$, поскольку увеличиваются параметры термодинамического цикла π и Δ. Это приводит к интенсивному возрастанию N_e.

Внутренний КПД с увеличением $n_{т.к}$ все время возрастает, как и у любого другого ГТД, вследствие одновременного повышения π и Δ. Отличие от ТРД и ТРДД состоит в том, что турбовальный ГТД является чисто тепловым двигателем и эффективность использования теплоты в нем оценивается только величиной $\eta_{вн}$, как это следует из формулы (21.5). Поэтому с увеличением $n_{т.к}$ величина C_e все время снижается. У ГТД прямой реакции при определении $C_{уд}$ приходится учитывать еще тяговый КПД, который при повышении режима работы двигателя снижается, что приводит к появлению на дроссельной характеристике этих двигателей характерной «ложки», аналогичной той, которая наблюдается при анализе зависимости $C_{уд}$ от Δ при $\pi = \text{const}$ (см.рис.14.7, *а*). У турбовальных ГТД минимум C_e обеспечивается на максимальном режиме.

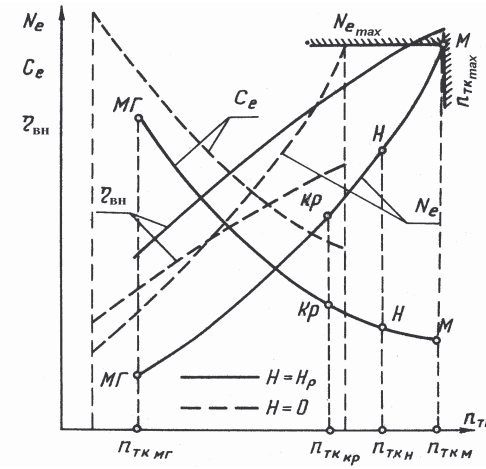


Рис.21.14. Дроссельные характеристики турбовального двигателя при $H = H_р$ и $H = 0$

На дроссельной характеристике принято отмечать точки, соответствующие крейсерскому, номинальному и максимальному режимам, как показано на рис.21.14. На максимальном режиме двигатель выходит на линию ограничений (см.рис.21.9), причем характер достигаемого при этом ограничения зависит от температуры T_H и высоты полета H. На рис.21.14 оно соответствует $N_e = N_{e\,max}$ для $H = 0$ и $n_{т.к} = n_{т.к.max}$ для $H = H_р$.

21.8. КЛИМАТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Климатическими характеристиками турбовальных ГТД называются зависимости N_e и C_e от температуры T_H на разных высотах полета. Следует отметить, что изменение только барометрического атмосферного давления p_H не приводит к изменению режима работы ГГ. Не изменяется при этом также и $L_{с.т}$. Величины же $G_в$ и N_e изменяются пропорционально p_H, что легко учитывается расчетом. Поэтому климатические характеристики турбовальных ГТД рассматривают в зависимости от *двух параметров, характеризующих внешние условия – температуры T_H и высоты полета H.*

Климатические характеристики могут быть определены для ГТД любого типа. Но при изучении характеристик ТРД и ТРДД на этом вопросе внимание не заостряется по той причине, что, имея дроссельные характеристики этих двигателей при стандартных атмосферных условиях, их можно пересчитать на другие атмосферные условия путем использования формул подобия. Для турбовальных двигателей такой пересчет произвести нельзя, поскольку, как указывалось, при $n_{т.к.пр} = \text{const}$ подобие режимов не распространяется на свободную турбину, а следовательно, и на весь двигатель в целом.

При заданном (например, максимальном) режиме работы двигателя и при отсутствии эксплуатационных ограничений повышение температуры окружающего воздуха при условии p_H = const приводит при $n_{т.к}$ = const к снижению мощности двигателя и к увеличению его удельного расхода топлива (штриховые линии на рис.21.15). Снижение N_e с ростом T_H физически объясняется уменьшением расхода воздуха через двигатель (вследствие падения его плотности), а также уменьшением работы $L_{с.т}$ (вследствие снижения $\pi_к^*$ и соответственно $\pi_{с.т}$ при снижении $n_{т.к.пр}$ с ростом температуры T_H). Возрастание C_e обусловлено падением внутреннего КПД вследствие уменьшения π и Δ.

Такое влияние температуры T_H на изменение N_e является неблагоприятным с точки зрения согласования потребной мощности для полета вертолета, которая от температуры T_H практически не зависит, и располагаемой мощности двигателя, сильно снижающейся с ростом T_H. Это противоречие может быть преодолено уменьшением полезной нагрузки вертолета в условиях жаркого климата, либо установкой более мощного двигателя, подбираемого из условий обеспечения полета при высоких значениях температуры T_H. Этому последнему условию отвечают высотные турбовальные двигатели. У них при работе у земли и в некотором диапазоне высот $H \le H_р$ двигатель работает с ограничением по $N_{e\,max}$, т.е. он в той или иной степени задросселирован. В таком случае на рассматриваемой высоте полета величина N_e с ростом температуры T_H вначале поддерживается постоянной за счет увеличения $n_{т.к}$ и температуры $T_г^*$ до выхода ГГ на расчетный режим работы.

Климатические характеристики высотного турбовального двигателя на максимальном режиме с учетом эксплуатационных ограничений для случая $H = H_р$ представлены на рис.21.15 сплошными линиями. Их протекание легко объяснить с использованием рис.21.9, на котором для этого же случая показано изменение параметров в областях соответствующих ограничений. Постоянная максимальная мощность N_e поддерживается в области *II* (рис.21.15) за счет раскрутки ротора ГГ. В точке «*р*» двигатель выходит на ограничение по $n_{т.к.max}$ и только с этого момента N_e при дальнейшем возрастании T_H начинает падать – вначале на участке *III* более медленно (вследствие повышения температуры $T_г^*$), а на участке *IV* более интенсивно (вследствие снижения $n_{т.к}$ в области ограничения по $T_{г.max}^*$). На участке *I* снижение мощности при уменьшении T_H вызвано

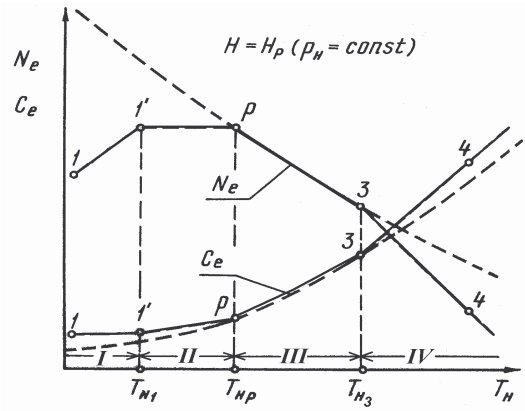


Рис.21.15. Климатические характеристики при $H = H_р$: —— с учетом и - - - - без учета эксплуатационных ограничений

необходимостью поддержания $n_{т.к.пр} = \text{const}$ из условия $\Delta K_{v.min} = \text{const}$, что требует более интенсивного дросселирования двигателя, чем на участке *II*. Некоторое увеличение C_e в областях *I*, *II* и *IV* (по сравнению со штриховой линией) связано со снижением $\eta_{вн}$ из-за уменьшения $n_{т.к}$. На участке *I* величина C_e сохраняется практически постоянной (вследствие неизменности параметров π и Δ).

На высотах, меньших расчетной, диапазон температур, соответствующих условию $N_{e.max} = \text{const}$, существенно расширяется. В частности, на взлетном режиме (при $H = 0$), как это видно из рис.21.11, условие $N_{e.max} = \text{const}$ обеспечивается во всем диапазоне температур $T_H < T_{H3'}$, в том числе на участке *0-3′* при $T_H > 288$ К. ***Поддержание постоянства мощности ТВаД на взлетном режиме при увеличении температуры $T_н$ до определенного значения является важным эксплуатационным показателем вертолетного двигателя.*** Эти температуры могут составлять 30…40°С.

Объединенные дроссельно-климатические характеристики турбовального двигателя ТВ3-117 при $H = 1$ км изображены на рис.21.16. Они представляют собой совокупность дроссельных характеристик при различных значениях температуры t_H,°С. На рис.21.16,*а* показано изменение мощности двигателя N_e, а на рис.21.16, *б* – расхода топлива $G_т$ от относительной частоты вращения ротора ГГ $\overline{n}_{т.к}$,%. Выход на тот или иной режим ограничения зависит от величины температуры t_H. При $t_H < -40$°С достигается ограничение по $n_{т.к.пр.max}$, в диапазоне t_H от –40°С до +15°С наступает ограничение по $N_{e.max}$, а при $t_H > 15$°С – по $T^*_{г.max}$. Отштрихованными линиями на рис.21.16 отмечены режимы,

соответствующие максимальному, номинальному и крейсерскому режимам работы двигателя.

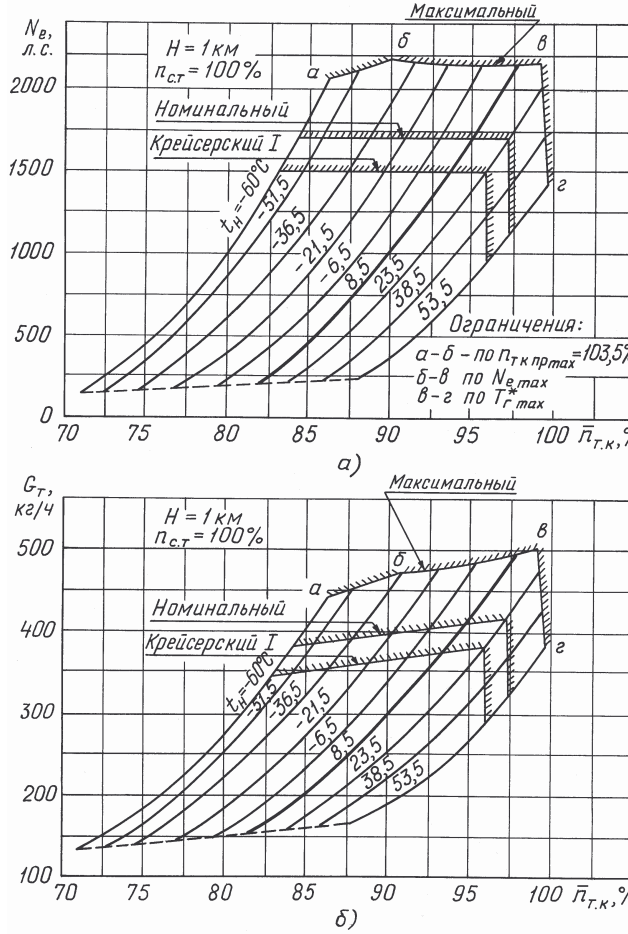


Рис.21.16. Объединенные дроссельно-климатические характеристики при $n_{с.т}$ = 100% и H = 1 км

21.9. СХЕМЫ И ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ТУРБОВИНТОВЫХ И ТУРБОВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Турбовинтовые двигатели (ТВД) стали применяться раньше, чем двухконтурные двигатели, и примерно одновременно с ТРД. Они обеспечили лучшую по сравнению с ТРД экономичность силовой установки при небольших дозвуковых скоростях полета ($V < 600…700$ км/ч). На них была использована отработанная и проверенная многолетним опытом эксплуатации поршневых двигателей относительно простая система регулирования винта путем изменения угла установки его лопастей.

В результате этого ТВД получили в 1960…1970-е годы широкое применение на отечественных дозвуковых пассажирских (Ил-18, Ту-114, Ан-24Т, Ан-10 и др.) и военных (Ан-8, Ан-12, Ан-22, Ту-95) самолетах, а также на многих зарубежных самолетах аналогичного назначения. ТВД сочетали в себе преимущества создания тяги воздушным винтом на взлете и при малых скоростях полета с весовыми преимуществами газотурбинного двигателя по сравнению с поршневым.

Но дальнейшее увеличение скоростей полета самолетов с ТВД оказалось невыгодным. С ростом скорости полета на концах лопастей винтов относительная скорость становится сверхзвуковой, что приводит к возрастанию волновых потерь и снижению КПД винта. На скоростях полета, соответствующих 850…950 км/ч, более экономичными оказались двухконтурные двигатели, вентилятор которых, благодаря предварительному торможению воздушного потока в воздухозаборнике, работает при меньших относительных скоростях, чем воздушный винт, а следовательно, с более высоким КПД. Поэтому уже на самолетах третьего поколения (Ил-76, Ил-86, Ту-154, Як-40 и др.) ТРДД практически полностью вытеснили ТВД из авиации.

К числу недостатков ТВД, помимо ухудшения их экономичности при увеличении скорости полета, следует отнести высокий уровень шума, повышенные вибрации от винта, имеющего значительный диаметр и большую массу, а также наличие редуктора с высокими передаточными отношениями, а поэтому тяжелого, требующего высокой точности изготовления и работающего в очень напряженных условиях.

Только в последние годы, благодаря появлению усовершенствованных газогенераторов и созданию воздушных винтов нового типа, получивших название ***винтовентиляторов***, стали появляться ***турбовинтовентиляторные двигатели (ТВВД)***, которые по существу являются дальнейшим развитием ТВД. Принципиальные схемы ТВД и ТВВД представлены на рис.21.17.

Большинство серийных ТВД, находящихся в эксплуатации, которые по существу уже являются морально устаревшими, выполнено по одновальной схеме (рис.21.17,*а*). Для них характерно соосное расположение двигателя и редуктора, причем редуктор выполняется в единой конструктивной компоновке с двигателем. Примерами двигателей такой схемы являются ТВД НК-12, АИ-20, АИ-24.

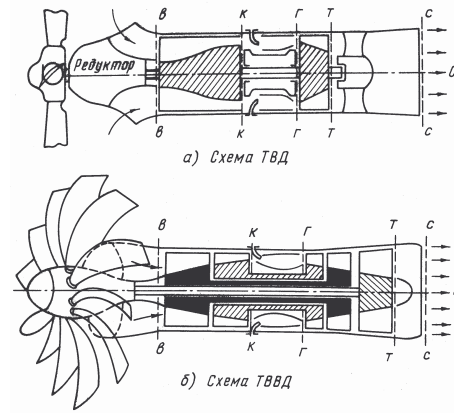


Рис.21.17. Схемы одновального ТВД (*а*) и трехвального ТВВД (*б*)

ТВД нового поколения выполняются, как правило, двух- или трехвальными с автономными ГГ (одно- или двухвальными) и свободной турбиной. По двухвальной схеме с одновальным ГГ выполнен двигатель ТВ7-117С, а с двухвальным ГГ – английский ТВД «Тайн».

Турбовинтовые двигатели по рабочему процессу имеют много общего с турбовальными двигателями. У них также практически вся развиваемая мощность через редуктор передается на воздушный винт. Но они применяются на более скоростных летательных аппаратах, чем турбовальные ГТД, и поэтому приращение кинетической энергии выхлопных газов у них используется для получения сравнительно небольшой по величине реактивной тяги.

Рассмотрим основные параметры, характеризующие эффективность работы ТВД и ТВВД.

Мощность на валу винта определяется по формуле

$$N_в = G_в L_в = G_в L_e \eta_{ред}, \qquad (21.9)$$

а ***создаваемая реактивная тяга*** равна:

$$P_р = G_в P_{уд} = G_в(c_с – V), \quad (21.10)$$

где $L_в = L_e \eta_{ред}$ – работа на валу винта; $\eta_{ред}$ – КПД редуктора.

Поэтому тяговая мощность, развиваемая двигателем в полете, определяется соотношением

$$N_{тяг} = N_в \eta_в + P_р V. \quad (21.11)$$

Здесь $N_в \eta_в$ и $P_р V$ – тяговые (полезные) мощности винта и реактивной струи, $\eta_в$ – КПД винта.

В соответствии с (21.11) удельная тяговая работа ТВД и ТВВД равна

$$L_{тяг} = N_{тяг}/G_в = L_e \eta_{ред} \eta_в + (c_с – V)V. \quad (21.12)$$

Реактивная мощность у ТВД мала, и чтобы ее не оценивать самостоятельно, вводят в рассмотрение так называемую ***эквивалентную мощность***

$$N_{экв} = \frac{N_{тяг}}{\eta_в} = N_в + \frac{G_в(c_с – V)}{\eta_в} V. \quad (21.13)$$

Как следует из формулы (21.13), ***$N_{экв}$ – это такая мощность, которую надо было бы иметь на валу винта, чтобы лишь за счет винта двигатель развивал такую же тяговую мощность, которая реально получается за счет винта и реакции.***

Удельная эквивалентная мощность равна:

$$N_{экв.уд} = L_{экв} = \frac{N_{экв}}{G_в}. \quad (21.14)$$

Удельный эквивалентный расход топлива определяют по отношению часового расхода топлива к эквивалентной мощности $N_{экв}$, т.е.

$$C_{экв} = \frac{G_{т.ч}}{N_{экв}}. \quad (21.15)$$

Зависимости $N_{экв.уд}$ и $C_{экв}$ от π и Δ (или от $\pi_к^*$ и $T_г^*$) качественно не отличаются от аналогичных зависимостей для $N_{e\ уд}$ и C_e, приведенных на рис.21.2. У современных ТВД обычно $N_{экв}$ в расчетных условиях полета на 8…10% больше, чем $N_в$. У ТВВД доля мощности от реакции газовой струи выше, чем у ТВД. Это отличие $N_{экв}$ от $N_в$ определяется условиями распределения работы цикла между винтом и реакцией.

21.10. ОПТИМАЛЬНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ РАБОТЫ ЦИКЛА ТВД И ТВВД МЕЖДУ ВИНТОМ И РЕАКЦИЕЙ ГАЗОВОЙ СТРУИ

У турбовальных двигателей, применяемых на вертолетах, работа цикла, определяемая по формуле (21.1), полностью передается на вал винта и реактивная тяга у них практически равна нулю. У ТВД и особенно у ТВВД, применяемых на самолетах, как видно из формулы (21.12), тяговая работа создается как за счет винта, так и за счет реакции проходящего через двигатель газового потока. Возникает задача оптимального распределения работы цикла между винтом и реактивной струей, вытекающей из сопла. ***Оптимальным является такое распределение работы цикла, при котором тяговая работа при заданных условиях полета получается максимальной.*** Целевая функция для оптимизации в таком случае определяется соотношением (21.12).

Оптимизация производится отысканием такой скорости истечения из сопла $c_{\text{с.опт}}$, при которой $L_{\text{тяг}} = L_{\text{тяг.max}}$ при заданных значениях скорости полета и работы цикла.

Если из (21.1) определить L_e и подставить в (21.12), получим

$$L_{\text{тяг}} = \left(L_{\text{ц}} - \frac{c_{\text{с}}^2 - V^2}{2} \right) \eta_{\text{ред}} \eta_{\text{в}} + (c_{\text{с}} - V)V.$$

Для определения $c_{\text{с.опт}}$ вычислим производную $\dfrac{dL_{\text{тяг}}}{dc_{\text{с}}}$ при $L_{\text{ц}} = \text{const}$ и $V = \text{const}$ и приравняем ее к нулю, тогда

$$\frac{dL_{\text{тяг}}}{dc_{\text{с}}} = -c_{\text{с}} \eta_{\text{ред}} \eta_{\text{в}} + V = 0.$$

Отсюда получим формулу для определения скорости истечения из сопла $c_{\text{с.опт}}$ при оптимальном распределении работы цикла между винтом и реакцией, ***впервые выведенную Б.С. Стечкиным в 1944 г.:***

$$c_{\text{с.опт}} = \frac{V}{\eta_{\text{ред}} \eta_{\text{в}}}. \qquad (21.16)$$

Условие (21.16) показывает, что при больших скоростях полета и низких КПД винта следует увеличивать долю работы цикла, используемую для получения реактивной тяги. При уменьшении ско-

рости полета передача работы цикла для создания реактивной тяги становится менее выгодной. Именно по этой причине у турбовальных двигателей, применяемых при очень малых скоростях полета ($V \approx 0$), оптимальное распределение работы цикла соответствует условию $L_{ц} = L_e$.

21.11. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ И ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ТВД

У ТВД одновальной схемы имеется два независимых регулирующих фактора – расход топлива $G_т$ и угол установки лопастей винта $\varphi_в$. Это позволяет у них осуществлять независимое управление двумя параметрами. Такими параметрами могут быть частота вращения ротора n и температура газа перед турбиной $T_г^*$. По указанной причине на максимальных режимах работы одновальных ТВД в высотно-скоростных условиях может быть реализована программа управления

$$n = n_{max} = \text{const}; \quad T_г^* = T_{г.max}^* = \text{const}. \qquad (21.17)$$

Наибольшее распространение у одновальных ТВД получили САУ, в которых частота вращения ротора регулируется путем изменения $\varphi_в$, а температура $T_г^*$ – изменением $G_т$. Для обеспечения программы управления (21.17) в полете подбирается закон подачи топлива, обеспечивающий косвенное поддержание постоянства температуры газа перед турбиной.

Рабочая линия (РЛ) на характеристике компрессора при программе управления (21.17) определяется как для одновального ГГ при $n = \text{const}$ и $T_г^* = \text{const}$, т.е. с использованием уравнения (15.24). При этом расположение рабочей точки на РЛ зависит только от температуры $T_в^*$.

Условие баланса мощностей для каждой точки рабочей линии (в отличие от одновального ГГ ГТД прямой реакции) здесь выполняется за счет регулирования величины мощности, передаваемой на винт, путем изменения угла установки его лопастей $\varphi_{в}$. Точка 1 на рис.21.18,*а* соответствует $\varphi_{в.max}$ (при $T_{в.min}^*$), а точка 2 – $\varphi_{в.min}$ (при $T_{в.max}^*$).

Дросселирование одновального ТВД при заданной температуре $T_{в}^{*}$ на входе может производиться с использованием различных РЛ в поле характеристик компрессора. Такими линиями, в частности, могут быть: линия *а-б*, соответствующая дросселированию при n = const, линия *а-в*, соответствующая одновременному снижению n и $T_{г}^{*}$ (что возможно, например, при $\varphi_{в}$ = const), линия *а-б-в* – отвечающая дросселированию по комбинированной программе: вначале по n = const, а затем по $\varphi_{в}$ = const и др. (рис.21.18,*б*).

Наиболее выгодным, как показали исследования, является дросселирование одновальных ТВД при n=const, так как это обеспечивает быстрое снижение $T_{г}^{*}$ и $N_{экв}$ практически при таких же значениях $C_{экв}$, что и дает дросселирование, например, по линии *а-в*. Снижение $T_{г}^{*}$ в случае дросселирования при n = const благоприятно влияет на показатели надежности работы двигателя, так как на пониженных режимах значительно снижается температура $T_{г}^{*}$. При таком дросселировании улучшается приемистость двигателя, поскольку отпадает необходимость раскрутки ротора, но затрудняется запуск из-за большого момента инерции вращающихся масс.

У ТВД со свободной турбиной на максимальных режимах работы также возможно применение (в области отсутствия других ограничений) программы управления

$$n_{в} = n_{в.max} = \text{const}; \quad T_{г}^{*} = T_{г.max}^{*} = \text{const}. \qquad (21.18)$$

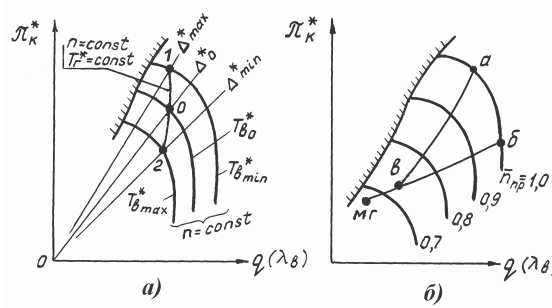


Рис. 21.18. Рабочие линии на характеристике компрессора одновального ТВД: при n = const, $T_{г}^{*}$ = const (*а*); при дросселировании (*б*)

И в этом случае условие $T_г^*$ = const обеспечивается за счет подачи топлива – $G_т$, а условие $n_в$ = const – за счет установки лопастей винта – $\varphi_в$.

Изменение параметров ГГ по $T_в^*$ при этом сохраняется таким же, как у ГТД других типов и, в частности, в области низких температур $T_в^*$ возможно ограничение по $n_{т.к.пр.max}$, а на малых высотах и больших скоростях полета возникает ограничение по $N_{e\ max}$. Расчет характеристик ТВД (и ТВВД) с использованием характеристик ГГ является таким же, как для ТВаД (см.п.21.3).

21.12. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТВД И ТВВД

Для ТВД и ТВВД обычно рассматривают ***высотно-скоростные и дроссельные характеристики***.

Высотно-скоростные характеристики ТВД для максимального режима работы двигателя и при заданной программе управления с ограничением по $N_{в.max}$ представлены на рис.21.19.

Характерным здесь является ограничение по максимальной мощности, которое наступает, как указывалось, при малых высотах и больших скоростях полета. Введение этого ограничения обосновывается теми же соображениями, которые были рассмотрены для турбовальных ГТД. ***Ограничивается не эквивалентная мощность, а мощность на валу винта, поскольку при $n_{т.к} = n_{т.к.max}$ = const она пропорциональна максимальному крутящему моменту, передаваемому через редуктор на вал винта.*** Поэтому на рис.21.19,*а* показано изменение по высоте полета H не эквивалентной мощности, а мощности на валу винта $N_в$ и отдельно – реактивной тяги $P_р$, а также удельного расхода топлива $C_{экв}$. На рис.21.19,*б* даны качественные зависимости величин $N_{экв}$, $N_в$, $C_{экв}$ и $P_р$ от скорости полета при H = const для случая $H > H_р$, когда ограничение по $N_{в.max}$ отсутствует.

С увеличением высоты полета H при неизменной скорости полета V из-за уменьшения T_H до 11 км увеличиваются приведенная частота вращения и степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_к^*$, возрастают также π и Δ. Вследствие роста $L_ц$ и внутреннего КПД это

приводит к повышению удельной мощности до высоты 11 км и к снижению в этом диапазоне H удельного расхода топлива (рис.21.19,*а*).

Мощность на валу винта с ростом высоты полета значительно снижаются из-за уменьшения расхода воздуха через двигатель, но до $H = 11$ км она снижается медленнее, чем $G_в$, вследствие увеличения $L_ц$. При $H > 11$ км температура T_H сохраняется постоянной, поэтому перестают увеличиваться π и Δ. На этих высотах работа цикла, удельная мощность и величина $C_{экв}$ практически сохраняются неизменными, а величины мощности $N_в$ с ростом H снижаются еще интенсивнее (пропорционально $G_в$ и плотности ρ_H).

При малых высотах полета вступает в действие ограничение по $N_{в.max}$. Штриховыми линиями на рис.21.19,*а* показано изменение N_e для случая, если бы ограничение по $N_{в.max}$ отсутствовало. Дросселирование двигателя в области ограничений для соблюдения условия $N_{в.max} = \text{const}$ приводит, как видно, к ухудшению экономичности и снижению реактивной тяги в области ограничений.

Увеличение скорости полета V при $H = \text{const}$ ведет к повышению $N_в$ и $N_{экв}$ (рис.21.19,*б*). Главной причиной, определяющей рост мощностей ТВД с увеличением скорости полета, является возрастание расхода воздуха $G_в$. Увеличивается также степень понижения давления на турбине $\pi_т^*$, поскольку выходное сопло двигателя работает при докритических перепадах давления. Рост $\pi_т^*$ ведет к увеличению работы на валу турбины, что совместно с увеличением $G_в$ и определяет рост мощности, передаваемой на вал винта.

Как отмечалось ранее, скорость истечения газа из сопла и удельная реактивная тяга у рассматриваемых двигателей относительно невелики. Поэтому с ростом скорости полета весьма интенсивно уменьшает-

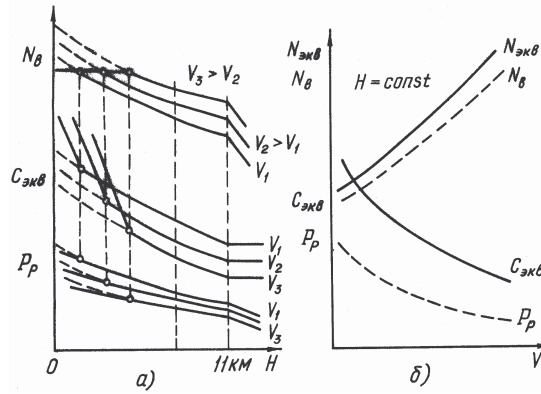


Рис.21.19. Высотные (*а*) и скоростные (*б*) характеристики ТВД

ся удельная реактивная тяга. Несмотря на увеличение $G_в$, реактивная тяга $P_р$ также снижается с ростом скорости V. Но тяговая мощность от реакции $N_{тяг.р} = P_р V$ с увеличением V возрастает. Одновременный рост $N_в$ и $N_{тяг.р}$ приводит к повышению $N_{экв}$.

Удельный расход топлива $C_{экв}$ (как и C_e) с ростом скорости полета на данной высоте уменьшается, что связано с увеличением степени повышения давления π и возрастанием внутреннего КПД.

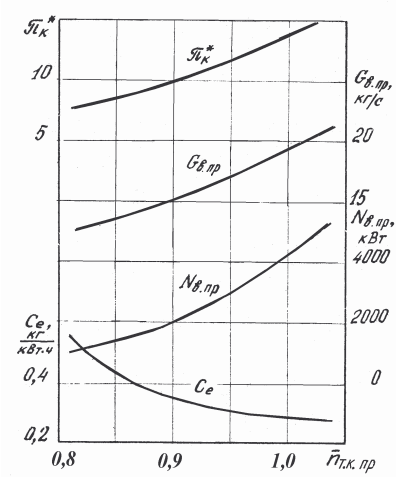


Рис.21.20. Дроссельные характеристики ТВД со свободной турбиной при $M_H = 0$; $H = 0$

Дроссельные характеристики ТВД со свободной турбиной показаны на рис.21.20. При дросселировании двигателя снижаются $\pi_к^*$, $G_{в.пр}$ и $N_{в.пр}$, а удельный расход топлива C_e все время увеличивается. Повышение C_e объясняется снижением $\eta_{вн}$ из-за уменьшения $\pi_к^*$ и $T_г^*$. Как видно, характер изменения параметров ТВД при дросселировании двигателя аналогичен рассмотренному ранее для ТВаД.

Для одновальных ТВД, поскольку у них $n = \text{const}$, дроссельные характеристики принято представлять в зависимости от расхода топлива $G_т$. У них снижение $G_т$ также приводит к уменьшению мощности и возрастанию удельного расхода топлива, что вызвано в основном снижением $T_г^*$ и $\pi_к^*$, поскольку у них расход воздуха при $n = \text{const}$ не снижается.

21.13. ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТВВД И ПЕРСПЕКТИВЫ ИХ РАЗВИТИЯ

Разрабатываемые в последние годы ***турбовинтовентиляторные двигатели (ТВВД)*** отличаются от ТВД двумя характерными чертами: ***новым типом винта - многолопастным, с широкохордными лопастями и газогенератором нового поколения – одно- или двухвальным – с высокими параметрами рабочего процесса*** (рис.21.17,*б*).

Помимо этого, учитывая бóльшие скорости полета самолета, получаемые при использовании ТВВД, у них выбираются более высокие расчетные значения скорости истечения газа из сопла c_c, а поэтому увеличивается доля работы цикла, используемая для создания реактивной тяги.

Принципиальная схема ТВВД с двухвальным ГГ показана на рис.21.17,*б*. В данном случае ГГ сохраняет такие же свойства и характеристики, какими он обладает в других схемах ГТД (при одинаковых расчетных параметрах), а привод винтовентилятора осуществляется от вала свободной турбины через редуктор. Рассмотрим подробнее отличительные особенности ТВВД и проблемы, возникающие при их создании.

Основными проблемами, связанными с разработкой ТВВД, являются: создание ***многолопастного высокоэффективного винтовентилятора изменяемого шага; отработка газогенератора на высокие параметры рабочего процесса; снижение внешнего сопротивления гондолы и обеспечение положительной интерференции винтовентилятора, гондолы и крыла; обеспечение приемлемых уровней шума и эмиссии выхлопных газов; создание надежных малогабаритных редукторов.***

Винтовентилятор (ВВ) ТВВД в отличие от обычных винтов ТВД должен эффективно работать с высоким КПД (не менее 0,8) до чисел М полета, равных 0,8…0,85. С этой целью необходимо улучшить аэродинамические характеристики ВВ при высоких числах М полета, а следовательно, при больших числах M_w по относительной скорости набегающего потока воздуха.

Улучшение аэродинамических характеристик ВВ достигается за счет двух факторов: ***1 – использования для лопастей винта тонких суперкритических профилей***, имеющих относительную толщину $\overline{c}$ до 0,02; ***2 – применения лопастей саблевидной формы***, чем обеспечивается угол стреловидности на периферии ψ до 30° и достигается увеличение критических чисел $M_{w.кр}$ при обтекании периферийных сечений лопастей. Помимо этого, дополнительное повышение КПД (на 2…3%) обеспечивается ***применением двухрядных винтовентиляторов с противоположным вращением лопастей***. За счет указанных факторов удается обеспечить высокий КПД ВВ – до 0,8…0,82 при $M_H = 0{,}8$.

Увеличение удельной мощности, снимаемой с 1 м^2 площади, ометаемой винтом, достигается увеличением количества лопастей (до 8…15 вместо 3…4 у ТВД). Тогда удельную мощность удается увеличить до 400…600 кВт/м^2, что в 2…5 раз выше, чем у одинарных воздушных винтов. При этом диаметр винта и его масса снижаются.

На рис.21.21 показано сравнение ТВД, ТРДД и ТВВД ***как движителей, т.е. по тяговому КПД*** (с учетом КПД винта и сопротивления двигательной гондолы). Как видно, у ТВД высокие тяговые КПД достигаются при малых числах М полета, а при $M_H > 0{,}65$ величина их тягового КПД $\eta_{тяг}$ резко падает. У ТРДД тяговый КПД возрастает с ростом числа М полета, но его максимальные значения остаются на 12…15% меньшим, чем у ТВД при $M_H < 0{,}6$. У ТВВД при $M_H = 0{,}8$ удается получить такой же по величине тяговый КПД, как у ТВД при $M_H = 0{,}6$, и обеспечить при $M_H = 0{,}8$ его величину на 12….15% выше, чем у ТРДД с высокими степенями двухконтурности.

Газогенераторы с высокими параметрами рабочего процесса разрабатываются с использованием опыта создания ТРДД новых поколений. Существовавшие ранее ТВД относились к двигателям 2-го поколения. Они имели $\pi_к^* = 8…10$ и $T_г^* = 1200…1250$ К. Развитие за последние годы ГТД других типов было связано с накоплением опыта создания ГГ с высокими параметрами рабочего процесса. ***Поэтому у ТВВД, которые следует отнести к двигателям 5-го поколения, этот опыт полностью используется.***

У ТВВД в зависимости от назначения двигателя ожидается иметь $\pi_{к0}^* = 20…40$ и $T_г^* = 1650…1750$ К. Такие параметры рабочего процесса по сравнению с применявшимися у ТВД 2-го поколения позволяют получить увеличение внутреннего КПД двигателя на 5…7 %. С учетом более высокого тягового КПД этот выигрыш в экономичности ТВВД существенно возрастает.

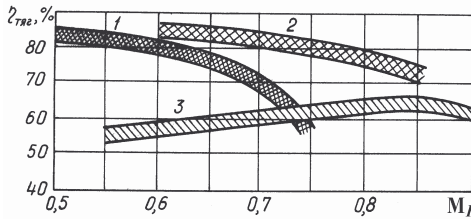


Рис.21.21. Сравнение ТВД, ТВВД и ТРДД как движителей: 1-ТВД; 2-ТВВД; 3-ТРДД

Разработка гондолы двигателя с малым внешним сопротивлением является также весьма важной задачей. Одним из воз-

можных путей получения положительной интерференции силовой установки и планера самолета в полете и на взлетных режимах является обдув винтом внешней поверхности крыла.

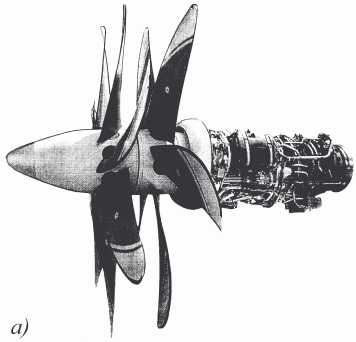
Обдув ВВ внешней поверхности крыла при отклоненных закрылках на взлете позволяет существенно повысить C_y за счет увеличения циркуляции скорости вокруг профилей крыла. Здесь также достигается эффект от поворота вектора тяги, создаваемой ВВ, вследствие отклонения крылом и закрылками потока воздуха, отбрасываемого винтом, вниз по отношению к скорости полета.

Показатели по уровню шума и загрязнению окружающей среды нормируются и имеют важное значение для самолетов гражданской авиации. Уровень шума у ТВВД ниже, чем у ТВД, но он пока еще уступает уровню шума ТРДД.

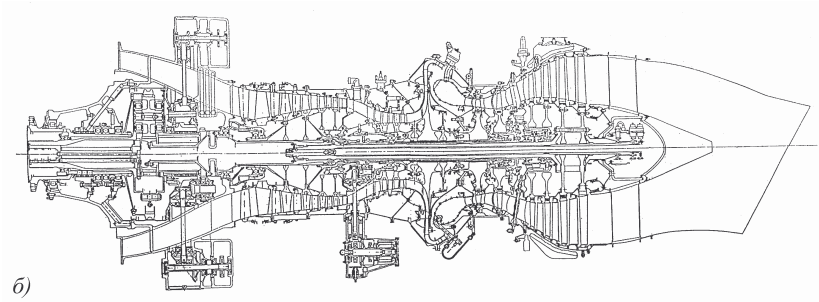
Подход к рассмотрению совместной работы элементов ТВВД, как указывалось, в принципе не отличается от изложенного ранее для других типов ГТД. Протекание высотно-скоростных характеристик также остается качественно аналогичным рассмотренному для ТВД (см. рис.21.19).

Ярким примером успешной разработки и реализации ТВВД в последние годы может служить двигатель Д-27 Запорожского авиамоторного комплекса «Прогресс»-«Мотор-Сич», предназначенный для установки на российско-украинском военно-транспортном самолете Ан-70 (рис.21.22,*а*). На взлетном режиме двигатель имеет мощность 10300 кВт (14000 л.с.). На крейсерском режиме полета ($M_H = 0{,}8$; $H = 11$ км) при мощности 5000 кВт удельный расход топлива при тяге 67,5 кН составляет 0,047 кг/(Н·ч). При этом $T_г^* = 1450$ К; $\pi_к^* = 30$ и $\eta_в = 0{,}84$. Продольный разрез проточной части двигателя Д-27 показан на рис.21.22,*б*. Двигатель выполнен по трехвальной схеме и имеет $z_{кнд} = 5$; $z_{квд} = 3$ (2 осевых и 1 центробежная ступени); $z_{твд} = 1$; $z_{тнд} = 1$ и $z_{с.т} = 4$. Важным достоинством силовой установки самолета Ан-70 является то, что на ней применены дифференциальный редуктор со встроенным измерителем крутящего момента и двухрядный винтовентилятор с противоположным вращением лопастей с диаметром винта $D_в$=4,5 м и числом лопастей 8+6.

18*



а)



б)

Рис.21.22. Двигатель Д-27 самолета Ан-70: внешний вид (*а*), продольный разрез (*б*)

21.14.ОСОБЕННОСТИ ПАРАМЕТРОВ И ХАРАКТЕРИСТИК ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Вспомогательные газотурбинные двигатели (ВГТД) применяются на ЛА различных типов и предназначаются для запуска основных (маршевых) двигателей, снабжения ЛА электроэнергией и сжатым воздухом при предполетном обслуживании, кондиционирования салонов и кабин и др. целей. ВГТД являются турбовальными двигателями с отбором мощности и сжатого воздуха. Они выполняются по различным конструктивным схемам, которые зависят в основном от их размерности и отличаются параметрами рабочего процесса и величинами отбираемой (эквивалентной) мощности $N_{экв}$.

Под $N_{экв}$ здесь понимают сумму мощности на валу двигателя и мощности, затрачиваемой на отбор воздуха

$$N_{экв} = N_{вал} + N_{отб},$$

где $N_{отб}$ определяется как условная адиабатная мощность ($N_{отб} = G_{отб} L_{ад}$), которая соответствует мощности адиабатного расширения отбираемого воздуха до атмосферного давления.

Малоразмерные ВГТД, обеспечивающие отбор воздуха с давлением до $(4…6)\cdot10^5$ Па, выполняются преимущественно одновальными с отбором воздуха от основного ***одно- или двухступенчатого центробежного компрессора*** (ЦБК). У ВГТД более высокой размерности и с давлением отбираемого воздуха до $(8…12)\cdot10^5$ Па обычно применяются двигатели двухвальной схемы с ГГ, ***имеющим двухступенчатый ЦБК или осецентробежный компрессор, и свободную турбину***, обеспечивающую, помимо прямого отбора мощности, также привод дополнительного (служебного) компрессора, служащего специально для сжатия отбираемого воздуха.

Связь целесообразной схемы ВГТД с их размерностью и параметрами рабочего процесса представлена на рис.21.23. Как видно, схемы с общим компрессором имеют повышенные удельные расходы топлива. Но вследствие малых абсолютных расходов топлива ($G_т$, кг.т/ч) у этих двигателей требование низких удельных расходов топлива не является первостепенным. ***Основным требованием здесь является простота конструкции, компактность и, главное, хорошие ресурсные и экологические показатели, высокая надежность при эксплуатации и низкая стоимость.***

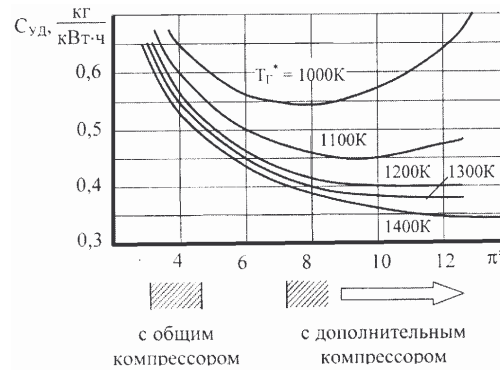


Рис.21.23. Удельные параметры вспомогательных ГТД

Как видно из рис.21.23, при $T_г^* = 1200…1400$ К переход от $\pi_к^* = 4…6$ (уровень для ВГТД с общим компрессором) к $\pi_к^* = 8…12$ (ВГТД с дополнительным компрессором) приводит к улучшению экономичности на 25…40%. Но различие в часовых расходах топлива яв-

ляется существенным только при $N_{экв} > 200…300$ кВт. Этим и обусловлено применение на малоразмерных ВГТД более простой и дешевой схемы двигателя – одновальной с общим, как правило, центробежным, компрессором.

Рабочий процесс и термогазодинамический расчет ВГТД принципиально не отличаются от рассмотренных для турбовальных двигателей. Отличие состоит лишь в том, что, помимо прямого отбора мощности потребителю, должна предусматриваться мощность для привода переразмеренного (или отдельного – служебного) компрессора, используемого для генерации сжатого воздуха.

Характеристики ВГТД принято представлять в виде зависимостей отбираемой мощности и расхода отбираемого воздуха, а также расхода топлива и параметров отбираемого воздуха $p_{отб}$ и $T_{отб}$ от температуры t_H, °С при $H = 0$ и $\sigma_{вх} = 1{,}0$ (рис. 21.24).

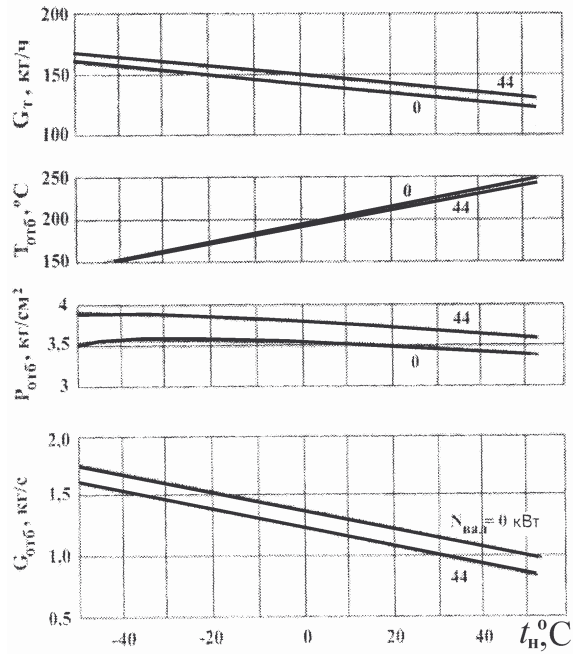


Рис.21.24. Характеристики ВГТД RE220

Глава 22

НЕУСТАНОВИВШИЕСЯ РЕЖИМЫ РАБОТЫ АВИАЦИОННЫХ ГТД

22.1. ТРЕБОВАНИЯ К ДИНАМИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ ГТД

Для обеспечения хорошей маневренности самолета двигатель должен обладать способностью быстро изменять режим работы при резком перемещении летчиком рычага управления двигателем (РУД). Процесс быстрого увеличения тяги (мощности) двигателя называют ***приемистостью***.

Приемистость является важнейшей динамической характеристикой двигателя. Она характеризуется временем, потребным для перехода с режима малого газа на режим максимальной тяги. Это время, контролируемое при сдаточных испытаниях двигателя, называется «***время приемистости***» и обозначается $t_{\text{п}}$. У двигателей с форсажом, кроме того, контролируется время приемистости от режима «М» до режима «ПФ» и от режима «МГ» до режима «ПФ».

Время приемистости влияет на маневренные свойства самолета в воздушном бою и на обеспечение возможности ухода самолета на второй круг при неудавшейся посадке. Тогда вслед за перемещением летчиком РУД двигатель должен быстро увеличить тягу, чтобы самолет мог успеть разогнаться и набрать необходимую высоту. ГТД в силу ряда причин имеют сравнительно плохую приемистость ($t_{\text{п}} = 5…10$ с) по сравнению с поршневыми авиационными двигателями. Для каждого типа двигателя устанавливаются свои нормы на время приемистости, которые подлежат проверке при испытаниях. Время приемистости двигателя с включением форсажа выше, чем на нефорсированных режимах работы. В этом случае оно складывается из времени раскрутки роторов и времени включения и выхода на полный форсированный режим форсажной камеры сгорания: $t_{\text{п}\,\Sigma} = t_{\text{п}} + t_{\text{ф}}$. Эти времена для сокращения общего времени приемистости могут частично совмещаться.

Сброс газа – это процесс быстрого снижения тяги (мощности)

при резкой уборке РУД. Этот процесс у ГТД, как правило, не является лимитирующим. Если при сбросе газа, не дожидаясь выхода двигателя на установившийся пониженный режим работы, резко увеличить подачу топлива в камеру сгорания с целью немедленного увеличения тяги (мощности), то такой переходный процесс называется ***встречной приемистостью***.

Запуск двигателя и выход его на режим «МГ» также является важнейшем эксплуатационным процессом в двигателе. Он должен быть быстрым и надежным. Время запуска при подготовке самолета к вылету влияет на приведение его в состояние боевой готовности. Надежный запуск двигателя в полете (после его выключения или заглохания по тем или иным причинам) чрезвычайно важен для возможности продолжения выполнения боевого задания и с точки зрения безопасности полетов.

Различают ***запуск на земле***, когда начальная раскрутка ротора двигателя производится от постороннего источника мощности (аэродромного или бортового пускового устройства) и ***запуск в воздухе***, когда роторы двигателя до подачи топлива вращаются под действием скоростного напора набегающего потока воздуха (режим авторотации). При этом иногда требуется дополнительная подкрутка ротора с помощью пускового устройства.

Время запуска нормируется в зависимости от типа самолета. Для маневренных боевых самолетов время запуска в стартовых условиях не должно превосходить 20…30 с.

В процессе приемистости, сброса газа, а также при запуске, включении форсажа или реверса тяги двигатель работает на ***неустановившихся («переходных») режимах***, при которых все параметры двигателя (частоты вращения роторов, расход топлива, температура газа перед турбиной, степень повышения давления воздуха в компрессоре и т.д.) изменяются во времени. Правильная организация рабочего процесса двигателя на неустановившихся режимах с учетом требований хорошей приемистости, быстрого и надежного запуска, безотказного включения форсажа и т.д. является важным условием обеспечения его надлежащих эксплуатационных характеристик.

Требования к динамическим характеристикам двигателей непрерывно возрастают в связи с необходимостью улучшения ди-

намических свойств маневренных самолетов. Время приемистости на высотах до 3 км от режима «ПМГ» до режима «М» по современным требованиям должно быть у двигателей таких самолетов не более 4…5 с, а от режима «ПМГ» до режима «ПФ» – не более 6…7 с.

Требуемые динамические свойства двигателя должны обеспечиваться системой его автоматического управления. При этом не должно происходить чрезмерной раскрутки роторов, потери устойчивой работы каскадов компрессора, срыва пламени в камерах сгорания, перегрева деталей двигателя и других вредных или необратимых явлений в любых условиях полета и при любой скорости перемещения РУД летчиком.

22.2. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ПЕРЕХОДНЫЕ ПРОЦЕССЫ В ГТД. ГИПОТЕЗА КВАЗИСТАЦИОНАРНОСТИ

Исследование рабочих процессов ГТД на переходных режимах требует учета ряда динамических факторов, важнейшими из которых являются:

- инерция вращающихся масс роторов;
- тепловая нестационарность, заключающаяся в инерционности процесса прогрева деталей двигателя и приводящая к изменению радиальных зазоров в компрессорных и турбинных ступенях;
- газодинамическая нестационарность, связанная с накоплением массы и энергии газа в объемах проточной части двигателя при быстром изменении параметров процесса;
- запаздывание тепловыделения и изменения температуры по тракту двигателя при быстром изменении подачи топлива;
- запаздывание воспламенения топлива как в основной, так и в форсажной камерах сгорания;
- запаздывание перемещения регулируемых элементов компрессора, сопла и других систем по отношению к прохождению исполнительных команд.

В настоящее время для силовых установок маневренных самолетов, у которых время разгона соизмеримо со временем прогрева деталей двигателя, а в процессе прогрева изменяются зазоры и характеристики основных элементов двигателя, учет большинства указанных факторов становится все более необходимым.

Однако часто в приближенных расчетах в связи с чрезвычайной сложностью учета всех этих факторов, газодинамической нестационарностью потока, прогревом деталей двигателя и запаздыванием тепловыделения пренебрегают. В таком случае учитывается только один фактор - ***инерция вращающихся масс,*** а характеристики всех функциональных элементов двигателя принимаются неизменными. Такое упрощающее задачу анализа и расчета переходных процессов предположение называется ***гипотезой квазистационарности*** и будет использоваться ниже**.**

22.3. УРАВНЕНИЯ ДИНАМИКИ РОТОРОВ ГТД

Рассмотрим уравнение динамики ротора одновального ГГ, используемого в составе ТРД, ТРДФ или ГТД других схем (см. рис. 15.1). В соответствии с законами механики запишем его в следующем виде:

$$M_{\text{т}} - M_{\text{к}} - M_{\text{тр}} + M_{\text{ст}} = J_z \frac{d\omega}{dt}, \qquad (22.1)$$

где $M_{\text{т}}$ – крутящий момент, развиваемый турбиной; $M_{\text{к}}$ – крутящий момент на валу компрессора; $M_{\text{тр}}$ – момент, затрачиваемый на преодоление сил трения в подшипниках и на привод агрегатов; $M_{\text{ст}}$ – крутящий момент стартера, если он есть и включен; J_z – момент инерции ротора относительно оси вращения (оси z).

На установившемся режиме $M_{\text{т}} = M_{\text{к}} + M_{\text{тр}}$ и угловая скорость ротора ω постоянна $\left(\frac{d\omega}{dt} = 0\right)$. Если же путем изменения подачи топлива в двигатель увеличивать или уменьшать момент на валу турбины, то скорость вращения ротора начнет увеличиваться или уменьшаться.

Чтобы перейти от моментов к мощностям, нужно уравнение (22.1) умножить на угловую скорость вращения ротора ω, тогда получим

$$N_{\text{т}} - N_{\text{к}} - N_{\text{тр}} + N_{\text{ст}} = J_z \omega \frac{d\omega}{dt}. \qquad (22.2)$$

Величина $N_{\text{ст}}$ определяется на режимах запуска по характеристикам стартера. На режимах от малого газа и выше $N_{\text{ст}} = 0$. Мощ-

ность, затрачиваемую на привод вспомогательных агрегатов и преодоление сил трения, удобно учитывать посредством введения механического КПД

$$\eta_{\text{м}} = \frac{N_{\text{к}}}{N_{\text{к}} + N_{\text{тр}}}.$$

Тогда уравнение (22.2) может быть записано как

$$\Delta N_{\text{т}} = J_{\text{z}}\,\omega \frac{d\omega}{dt},$$

где $\Delta N_{\text{т}} = N_{\text{т}} - \dfrac{N_{\text{к}}}{\eta_{\text{м}}}$ – избыточная мощность турбины.

Учитывая, что $\omega = 2\pi n$, получим

$$\Delta N_{\text{т}} = 4\pi^2 J_{\text{z}}\, n \frac{dn}{dt}, \tag{22.3}$$

или

$$\frac{dn}{dt} = \frac{1}{4\pi^2 J_{\text{z}}} \frac{\Delta N_{\text{т}}}{n}, \tag{22.4}$$

где $\Delta N_{\text{т}}$ – избыточная мощность турбины и n – частота вращения ротора.

Если $\Delta N_{\text{т}} > 0$, происходит ускорение ротора; если $\Delta N_{\text{т}} < 0$ – уменьшение частоты вращения (сброс газа).

Время перехода ротора с частоты вращения n_1 на частоту вращения n_2 (например, время приемистости или сброса газа) согласно (22.4) равно

$$t_{1-2} = 4\pi^2 J_z \int_{n_1}^{n_2} \frac{n}{\Delta N_{\text{т}}} dn. \tag{22.5}$$

Формулу (22.5) для большей наглядности можно представить в относительных параметрах. С этой целью введем обозначения:

$$\overline{n} = \frac{n}{n_{\max}};\ \overline{\Delta N}_{\text{т}} = \frac{\Delta N_{\text{т}}}{\Delta N_{\text{т.max}}}.$$ Тогда

$$t_{1-2} = 4\pi^2 J_z \frac{n_{\max}^2}{N_{\text{т.max}}} \int_{\bar{n}_1}^{\bar{n}_2} \frac{\bar{n}}{\overline{\Delta N}_{\text{т}}} d\bar{n} \,. \qquad (22.6)$$

Если $\bar{n}_1 = \bar{n}_{\text{МГ}}$, а $\bar{n}_2$=1.0, то время $t_{1\text{-}2}$ равно времени приемистости $t_{\text{п}}$.

Из формулы (22.6) видно, что на $t_{\text{п}}$ непосредственно влияет момент инерции ротора J_z. С увеличением размеров двигателя величина J_z возрастает. Для геометрически подобных двигателей, все детали роторов которых выполнены из одних и тех же материалов, момент инерции ротора пропорционален $D_{\text{к}}^5$. А комплекс $n_{\max}^2 / N_{\text{т.max}}$ при неизменных окружных скоростях компрессора и турбины пропорционален $1/D_{\text{к}}^4$. Соответственно при указанных условиях согласно формуле (22.6) время приемистости пропорционально диаметру двигателя. Но на практике зависимость времени приемистости от размеров двигателя получается более слабой, поскольку есть конструктивные факторы, приводящие к нарушению геометрического подобия.

Различные мероприятия, направленные на снижение удельной массы ГТД за счет сокращения числа ступеней турбомашин и применения новых материалов с повышенной удельной прочностью, вызывают уменьшение моментов инерции роторов и улучшают приемистость.

Важнейшим фактором, влияющим на время приемистости, является ***относительная частота вращения ротора на режиме малого газа***. Как видно из (22.6), чем выше $\bar{n}_1 = \bar{n}_{\text{МГ}}$, тем меньше время приемистости. Но произвольно увеличить $\bar{n}_{\text{МГ}}$ нельзя, так как ее величина выбирается из условия получения минимальной тяги при работе двигателя на земле, где она должна составлять 3…6% от $P_{\max}$. У одновальных ТРД без специальных мер требуемая величина $P_{\text{МГ}}$ обеспечивается при $\bar{n}_{\text{МГ}}$ = 0,3…0,4. Частота вращения $\bar{n}_{\text{МГ}}$ у этих двигателей может быть увеличена с сохранением требуемой величины $P_{\text{МГ}}$ раскрытием регулируемого реактивного сопла. По-

скольку при этом тяга снижается, то ее восстановление до требуемого уровня обеспечивается за счет увеличения частоты вращения $\overline{n}_{\text{МГ}}$. У ТРД с компрессором, имеющим регулируемые лопатки НА, увеличение $\overline{n}_{\text{МГ}}$ при сохранении требуемого уровня тяги на режиме МГ можно получить за счет снижения (при данном $n_{\text{пр}}$) $G_{\text{в}}$, $L_{\text{к}}$ и соответственно $\pi_{\text{к}}^{*}$, $T_{\text{г}}^{*}$, $P_{\text{уд}}$ и P при прикрытии лопаток НА. Это позволяет сократить $t_{\text{п}}$ в 1,5…2,0 раза.

22.4. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ИЗБЫТОЧНУЮ МОЩНОСТЬ ТУРБИНЫ

Решающее влияние на время приемистости оказывает избыточная мощность турбины, которая при приемистости может быть представлена в виде следующего соотношения:

$$\Delta N_{\text{т}} = G_{\text{в}}\,\Delta L_{\text{т}} = G_{\text{в}}\left(a\,L_{\text{т}} - \frac{L_{\text{к}}}{\eta_{\text{м}}}\right), \qquad (22.7)$$

где $L_{\text{т}} = c_{\text{р.г}}\,T_{\text{г}}^{*}\left(1 - \dfrac{1}{e_{\text{т}}^{*}}\right)\eta_{\text{т}}^{*}$ – работа турбины;

$L_{\text{к}} = c_{\text{р}}\,T_{\text{в}}^{*}\left(e_{\text{к}}^{*} - 1\right)\dfrac{1}{\eta_{\text{к}}^{*}}$ – работа компрессора;

$a = (1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{отб}})(1 + g_{\text{т}})$ – коэффициент, учитывающий отбор воздуха от компрессора и расход топлива в основной камере сгорания.

С помощью формулы (22.7) можно проанализировать влияние различных факторов на избыточную мощность турбины.

Работа, потребная для вращения компрессора при данном значении $\overline{n}_{\text{пр}}$, зависит от его расчетных параметров и программы регулирования. Прикрытие лопаток НА в первых ступенях компрессора снижает потребную для его вращения работу, но одновременно ведет и к уменьшению расхода воздуха, в результате чего избыточная мощность турбины возрастает при этом сравнительно слабо. Поэтому этот путь эффективен в основном как способ увеличения $n_{\text{МГ}}$.

Работа, развиваемая турбиной, зависит в первую очередь от температуры газа $T_г^*$ на входе в турбину. Для получения избыточной мощности турбины в процессе разгона надо увеличивать температуру $T_г^*$ по сравнению с ее значением на установившемся режиме за счет подачи в камеру сгорания дополнительного (избыточного) количества топлива. Следовательно, расход топлива на режимах разгона должен превышать расход топлива на установившихся режимах. В принципе, избыточная мощность турбины одновального ГГ ТРД может быть увеличена также за счет повышения $\pi_т^*$ посредством увеличения площади критического сечения реактивного сопла. В турбинах ГГ двигателей других схем, как правило, значение $\pi_т^*$ на всех практически важных эксплуатационных режимах неизменно вследствие того, что они заперты по перепаду давлений критическим сечением элемента, установленного за ГГ. Поэтому такой способ увеличения избыточной мощности турбины в ГТД других схем нереализуем.

Из формулы (22.7) видно, что избыточная мощность турбины зависит также от расхода воздуха через двигатель (его ГГ). Этот факт обуславливает влияние на приемистость ГТД скорости и высоты полета самолета, поскольку величина $G_в$ возрастает при прочих равных условиях с ростом скорости полета и значительно уменьшается с ростом высоты полета. На малых высотах и при больших скоростях полета $G_в$ имеет наибольшие значения, что снижает время приемистости. С ростом высоты и уменьшением скорости полета величина $G_в$, а следовательно, и $\Delta N_т$ уменьшаются, что приводит к увеличению времени приемистости двигателя.

На рис. 22.1 показан характер изменения процесса приемистости одновального ТРД при различных условиях полета. Кривая *1* соответствует взлетному режиму. С ростом скорости полета у земли (кривая *2*) время приемистости существенно сокращается, что обусловлено в основном увеличением расхода воздуха через двигатель и соответственно расхода газа через турбину. Кривая *3* характеризует влияние увеличения высоты полета. Несмотря на возрастание с высотой полета $\overline{n}_{МГ}$ (что связано с ограничением минимально допустимого расхода топлива на больших высотах), время приемистости существенно

увеличивается вследствие снижения по уже указанной причине $G_в$ и избыточной мощности турбины.

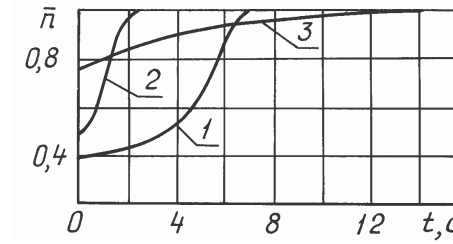


Рис. 22.1. Влияние условий полета на приемистость ТРД: 1 – H=0, M_H= 0; 2 – H=0, M_H=0,65; 3 – H=11 км, M_H=0,65

22.5. ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ПРИ ПРИЕМИСТОСТИ И СБРОСЕ ГАЗА В ОДНОВАЛЬНЫХ ТРД

Рассмотрим работу одновального газогенератора, установленного в ТРД или ТРДФ (см. рис. 15.1, *а*), на режимах приемистости и сброса газа. Приемистость осуществляется за счет подачи в камеру сгорания избыточного количества топлива и повышения вследствие этого температуры $T_г^*$. Сброс газа происходит при уменьшении подачи топлива в камеру сгорания до значений, более низких, чем на установившихся режимах.

Увеличение температуры таза перед турбиной в процессе приемистости приводит к увеличению избыточной мощности турбины. При этом в соответствии с формулой (22.4) происходит процесс увеличения частоты вращения ротора и обусловленное этим изменение всех параметров по времени. Если характеристики элементов двигателя известны, то все параметры в переходном процессе могут быть определены (в рамках гипотезы квазистационарности) исходя из условий совместной работы элементов по соотношениям, установленным в гл. 15 для одновального ТРД.

Расположение рабочих линий на характеристике компрессора на неустановившихся режимах отличается от их расположения на установившихся режимах по причине отличия (при каждом текущем значении n) значения температуры $T_г^*$ от $T_г^*$ на установившемся режиме ($T_{г.у}^*$). В процессе приемистости $T_г^* > T_{г.у}^*$. Но из баланса расходов воздуха через компрессор и газа через турбину следует (см. п. 15.3), что

$$\frac{\pi_{\text{к}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})} = \text{const}\sqrt{\frac{T_{\text{г}}^*}{T_{\text{в}}^*}}.$$

Поэтому при увеличении $T_{\text{г}}^*$ отношение $\pi_{\text{к}}^*/q(\lambda_{\text{в}})$ возрастает, т.е. рабочая линия на характеристике компрессора отклоняется от линии установившихся режимов *1* (рис. 22.2) влево, в сторону границы устойчивых режимов (линии *2* и *3* на рис. 22.2, причем линия *3* соответствует недопустимо высокому темпу увеличения $G_{\text{т}}$, приводящему к потере устойчивости компрессора). Физически это объясняется тем, что превышение текущей температуры $T_{\text{г}}^*$ по отношению к температуре $T_{\text{г.у}}^*$ при каждом значении частоты вращения приводит к тепловому дросселированию компрессора за счет того, что при более высокой величине температуры $T_{\text{г}}^*$ снижается плотность газа перед турбиной и уменьшается пропускаемый ею расход газа. И только тогда, когда $T_{\text{г}}^* = T_{\text{г.у}}^*$ (в точках *1* и *2* на рис. 22.2), параметры компрессора для установившегося и переходного режимов являются одинаковыми.

На режимах сброса газа за счет уменьшения подачи топлива температура газа перед турбиной снижается по сравнению с ее значениями на установившихся режимах. Это приводит к увеличению расхода газа, пропускаемого турбиной, а следовательно, к раздросселированию компрессора и к смещению рабочей линии на его характеристике вправо от линии установившихся режимов (линия *4* на рис. 22.2).

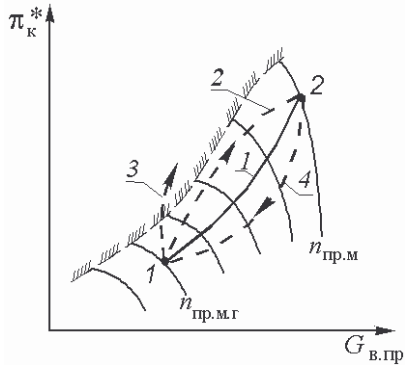


Рис. 22.2. Рабочие линии на характеристике компрессора: *1*– на установившихся режимах, *2* и *3* – при приемистости, *4* – при сбросе газа

На рис. 22.3 показаны относительные изменения расхода топлива и температуры газа перед турбиной по частоте вращения ротора ГГ на режимах приемистости (при различных темпах подачи топлива) и

сброса газа. Здесь линии *1* соответствуют установившимся режимам работы двигателя, линии *2* и *3* – приемистости (с разным темпом изменения $G_т$), а линия *4* – процессу сброса газа.

Для уменьшения $t_п$ нужно в процессе приемистости максимально увеличивать избыточную мощность турбины. Если рассматриваемый ГГ не имеет регулируемых элементов проточной части и его турбина «заперта» по перепаду давлений ($\pi_т^*$=const), что является наиболее типичным для существующих ГТД, то избыточную мощность турбины можно увеличивать только за счет повышения температуры $T_г^*$ до предельно допустимых значений. Ограничение предельно допустимой температуры газа в процессе приемистости может быть обусловлено следующими причинами:

– недопустимостью неустойчивой работы компрессора;

– недопустимостью перегрева лопаток турбины;

– недопустимостью нарушения устойчивости процесса горения в камере сгорания.

Рассмотрим характер этих ограничений.

Ограничение по газодинамической устойчивости работы компрессора (ГДУ) связано с возможностью чрезмерного приближения рабочей линии (линии *2* на рис. 22.1) при высоких темпах увеличения подачи топлива в камеру сгорания к границе устойчивых режимов работы (ГУР) компрессора.

Предельно допустимое приближение линии *2* к ГУР ограничивается тем, что сама ГУР может в условиях эксплуатации сместиться вправо вследствие износа элементов проточной части компрессора, а также под влиянием возмущений потока на входе в двигатель (см. ниже, гл. 24). Поэтому необходимо, чтобы в про-

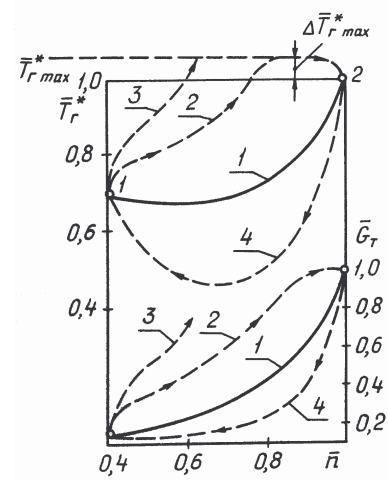


Рис. 22.3. Зависимости $\bar{T}_г^*$ и $\bar{G}_т$ ТРД от $\bar{n}$: *1*– на установившемся режиме, *2*, *3* – при приемистости, *4* – при сбросе газа

цессе приемистости запас устойчивости $\Delta K_{\text{у}} = \left(\frac{\pi^*_{\text{к.г}} / G_{\text{в.пр.г}}}{\pi^*_{\text{к.раб}} / G_{\text{в.пр.раб}}} - 1 \right) 100\%$ не снижался до значений, меньших 4…5%.

Ограничение по жаропрочности турбины учитывает необходимость защиты лопаток турбины от перегрева. Его сущность состоит в том, что в процессе разгона температура газа перед турбиной не должна превышать некоторого максимально допустимого значения $T^*_{\text{г max}}$. При этом, учитывая, что время разгона (приемистости) невелико и что часть этого времени турбина работает при пониженных окружных скоростях и, следовательно, при пониженных напряжениях от центробежных сил, допускается кратковременный «заброс» температуры перед турбиной в процессе приемистости на 50…70°С по сравнению с предельно допустимым её значениям на максимальном режиме.

На рис. 22.3 (см. выше) при относительном значении расчетной температуры газа перед турбиной $\overline{T}^*_{\text{г}}$ =1,0 отмечено значение температуры $\overline{T}^*_{\text{г max}} > 1{,}0$ (штриховая линия). Видно, что наибольшие возможности по увеличению температуры $T^*_{\text{г}}$ в процессе приемистости имеются при пониженных значениях $\overline{n}$, где температура $\overline{T}^*_{\text{г}}$ на установившихся режимах намного ниже, чем $\overline{T}^*_{\text{г max}}$.

Ограничение по устойчивости процесса горения обусловлено возможным недопустимо большим снижением коэффициента избытка воздуха α (недопустимым обогащением горючей смеси) при приемистости в результате чрезмерного увеличения подачи топлива.

На рис. 22.4 показано изменение коэффициента α в зависимости от частоты вращения ротора ГГ на различных режимах. На установившихся режимах увеличение $T^*_{\text{г}}$ с ростом n требует увеличения доли топлива в смеси, т.е. её обогащения – уменьшения α (кривая *1*). Увеличение подачи топлива в процессе приемистости приводит к еще большему обогащению смеси (уменьшению α), как показано кривой *2*, и в принципе при чрезмерном увеличении подачи топлива (кривая *3*)

может привести к срыву пламени («богатый срыв»).

Обычно раньше наступают ограничения по ГДУ компрессора и по жаропрочности турбины. Однако в условиях полета на больших высотах с малыми скоростями возможен и «богатый срыв» пламени в камере сгорания в процессе приемистости.

Оптимальная приемистость ТРД – это такая приемистость, когда при каждом значении n подача топлива поддерживается на предельно высоком уровне, допустимом с учетом указанных ограничений. В этом случае ускорение ротора при каждом значении n будет максимальным, а время приемистости – минимальным. На рис. 22.5 показано изменение $G_т$ и $T_г^*$ по n на установившихся режимах (*1*) и при оптимальной приемистости с ограничениями по $T_{г\,max}^*$ (*2*) и по $\Delta K_{у\,min}$ (*3*).

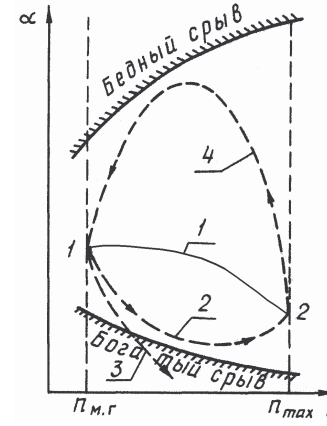


Рис. 22.4. Зависимость α от n: *1*– на установившихся режимах, *2* и *3* – при приемистости, *4* – при сбросе газа

Для обеспечения желаемого уровня подачи топлива на режимах приемистости на ГТД устанавливаются специальные автоматические устройства, называемые ***автоматами приемистости.*** Они задают программу максимальной подачи топлива с учетом указанных ограничений.

На режимах сброса газа опасности возникновения неустойчивой работы компрессора в одновальном ГГ нет (см. кривую *4* на рис. 22.2) равно как и нет опасности перегрева турбины. Но резкое уменьшение подачи топлива может привести к переобеднению горючей смеси в камере сгорания, которое (вместе с ухудшением качества распыла при уменьшении расхода топлива через форсунки) может вызвать «бедный срыв» пламени (см. кривую *4* на рис. 22.4). Чтобы не допустить выключения камеры сгорания вследствие «бедного» срыва, вводится ограничение минимального расхода топлива, автоматически препятствующее уменьшению $G_т$ ниже допустимого уровня при любых

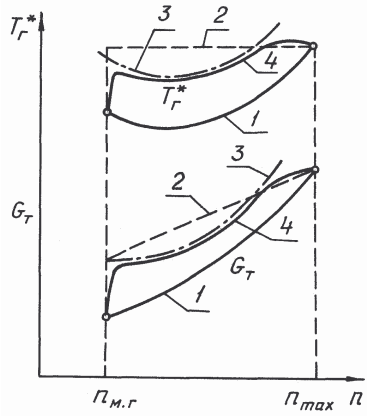


Рис. 22.5. Изменение $T_г^*$ и $G_т$ по n в процессе оптимальной приемистости: *1* – установившиеся режимы; *2* – $T_{г.max}^*$; *3* – $\Delta K_{v.min}$; *4* – оптимальная приемистость

темпах уборки РУД.

Характер изменения избыточной мощности турбины $\Delta N_т$ (в процентах от мощности турбины на максимальном режиме) для одновального ГГ ТРД при $M_H = 0$ и $H = 0$ (при наличии эксплуатационных ограничений) представлен на рис. 22.6. Как видно, при низких частотах вращения значения $\Delta N_т$ малы из-за малых расходов воздуха, а также из-за ограниченности (по соображениям ГДУ) возможного увеличения температуры $T_г^*$. При средних значениях $\bar{n}$ величина $\Delta N_т$ заметно повышается из-за возрастания $G_в$ и $T_г^*$. Максимум $\Delta N_т$ соответствует в данном случае примерно $\bar{n} \approx 0{,}8$. При дальнейшем повышении $\bar{n}$ величина $\Delta N_т$ уменьшается из-за снижения $\Delta T_г^* = T_г^* - T_{г.у}^*$. Как видно, величина $\Delta N_{т\,max}$, достигаемая в данном примере при $\bar{n} \approx 0{,}8$, составляет ~13% от мощности турбины на максимальном установившемся режиме, а средняя величина $\Delta N_т$ в процессе приемистости равна ~5%.

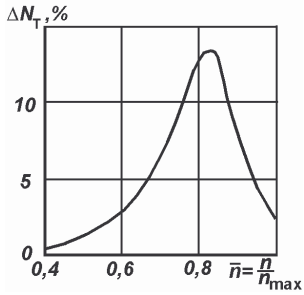


Рис. 22.6. Изменение $\Delta N_т$ по $\bar{n}$ у ТРД при приемистости

На рис. 22.7 показан соответствующий характер изменения частоты вращения и тяги двигателя в процессе приемистости для ТРД с одновальным ГГ в стартовых условиях. Характерным является сравнительно медленное ускорение вращения ротора на начальном участке процесса приемистости и значительно более быстрое – на среднем и конечном. Это соответствует характеру изменения избыточной мощности турбины.

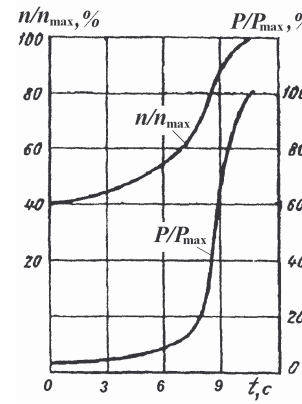


Рис. 22.7. Относительное изменение частоты вращения и тяги по времени при приемистости ТРД в стартовых условиях

Тяга двигателя вначале повышается еще более медленно и только на конечном участке приемистости тяга быстро нарастает до максимальной величины. Такой характер изменения тяги ТРД при приемистости отрицательно влияет на маневренные характеристики самолета и делает задачу уменьшения времени приемистости, как уже отмечалось, весьма актуальной.

22.6. ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ПРИ ПРИЕМИСТОСТИ И СБРОСЕ ГАЗА В ДВУХВАЛЬНЫХ ТРД

В двухвальном ТРД (двухвальном газогенераторе), как уже отмечалось в главе 15, можно выделить компрессор высокого давления и турбину высокого давления, образующие ротор высокого давления (РВД), и расположенную между ними камеру сгорания. Вместе они образуют ***газогенератор высокого давления*** (ГГ ВД). Он содержит те же элементы, что и одновальный ГГ. Поэтому условия совместной работы элементов ГГ ВД, его характеристики и протекание в нем процессов на неустановившихся режимах работы по существу ничем не отличаются от рассмотренных выше. Некоторые особенности связаны только с тем, что обычно расчетное значение $\pi^*_{\text{кВД}}$ (и соответственно момент инерции ротора $J_{z\,\text{ВД}}$) значительно меньше, чем в одновальном ГГ.

При этом важно отметить, что, поскольку именно ГГ ВД явля-

ется источником энергии, полученной в результате сжигания топлива и используемой в двигателе как на установившихся, так и на переходных режимах, способность ГГ ВД быстро увеличивать частоту вращения (и соответственно $T_{\text{г}}^{*}$ и мощность каскадов турбины) в значительной степени определяет приемистость всего двигателя. Но раскрутка роторов осуществляется не синхронно, а с некоторым опережением одного из них относительно другого.

Более быстро раскручивается тот ротор, который имеет меньший момент инерции, более высокую относительную частоту вращения $\overline{n}_{\text{МГ}}$ и бóльшую величину $\Delta N_{\text{т}}$ в процессе приемистости.

На расчетном режиме работы двигателя обычно «скольжение» роторов $S_0 = \dfrac{n_{\text{ВД}\,0}}{n_{\text{НД}\,0}}$ составляет 1,2…1,3. При медленном дросселировании двигателя (на установившихся режимах его работы) «скольжение» роторов, как известно, увеличивается, как показано кривой *1* на рис. 22.8. Это приводит к тому, что относительная частота вращения на режиме МГ у РВД оказывается значительно большей, чем у ротора низкого давления (РНД). Как показывает статистика, $\overline{n}_{\text{НД МГ}} = 0{,}3\ldots0{,}4$, тогда как $\overline{n}_{\text{ВД МГ}} = 0{,}5\ldots0{,}65$. Кроме того, момент инерции $J_{z\,\text{НД}}$ в двухвальных ГГ обычно оказывается больше, чем $J_{z\,\text{ВД}}$. Поэтому практически во всех двухвальных ГГ в процессе приемистости раскрутка РВД происходит с опережением по сравнению с раскруткой РНД. В результате скольжение роторов при приемистости оказывается бóльшим, чем на установившихся режимах (см. кривую *2* на рис. 22.8). При сбросе газа, наоборот, частота вращения РВД вследствие меньшего момента инерции снижается быстрее, чем частота вращения РНД, и соответственно скольжение оказывается меньше, чем на установившихся режимах (кривая *3* на рис. 22.8).

Расположение рабочих линий на характеристике КВД на неустановившихся режимах остается таким же, как у одновального ТРД (см. рис. 22.2). Рабочая линия на режимах приемистости располагается левее рабочей линии установившихся режимов. Но существенно изменяются условия работы КНД. Раскручивающийся более быстро КВД просасывает в ускоренном темпе поток воздуха, проходящий через

КНД. В результате ***в процессе приемистости*** рабочая линия на характеристике КНД располагается правее линии установившегося режима, кроме начального момента раскрутки, когда еще роторы сохраняют исходное значение скольжения, присущее установившимся режимам, а подача топлива уже увеличена (рис. 22.9 кривая *2*). Чем интенсивнее осуществляется процесс приемистости, тем значительнее рабочая линия на характеристике КВД приближается, а на характеристике КНД удаляется от границ их устойчивых режимов работы. Поэтому факторами, ограничивающими время приемистости, являются запас устойчивости КВД и величина предельно допустимой температуры $T^*_{\text{г max}}$. Запас устойчивости КНД в данном случае велик и не лимитирует $t_{\text{п}}$.

Преимущество двухвальной схемы ГГ здесь проявляется в том, что при одинаковых с одновальным ГГ значениях $\pi^*_{\text{к}\Sigma\,0}$ у двухвального ГГ $\pi^*_{\text{КВД}\,0}$ получается значительно ниже. По этой причине рабочая линия для установившихся режимов удаляется от границы устойчивых режимов на характеристике КВД более значительно (см. рис. 15.19), чем на характеристике компрессора одновального ГГ. За счет этого возрастают запасы устойчивости КВД, которые могут быть ис-

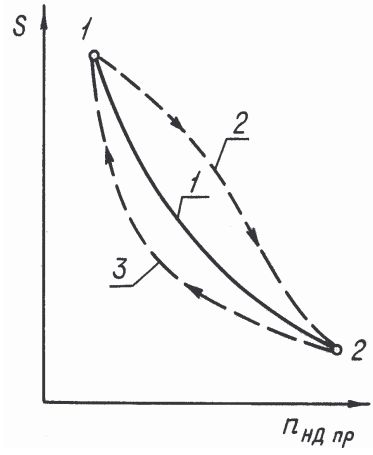


Рис. 22.8. Изменение скольжения роторов двухвального ТРД: *1*– на установившихся режимах, *2* – при приемистости, *3* – при сбросе газа

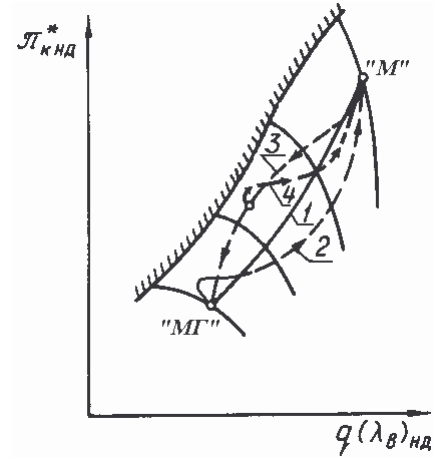


Рис .22.9. Расположение рабочих линий на характеристике КНД: *1* – установившиеся режимы; *2* – приемистость; *3* – сброс газа; 4 – «встречная» приемистость

пользованы в процессе раскрутки роторов для увеличения избытков топлива вплоть до выхода на ограничение по $T^*_{\text{г max}}$. Это совместно с другими отмеченными выше факторами приводит к тому, что время приемистости ТРД с двухвальными ГГ обычно оказывается заметно меньше, чем у ТРД с одновальным ГГ, имеющим такие же расчетные параметры.

При сбросе газа рабочая линия на характеристике КВД протекает таким же образом, как у одновального ГГ (см. рис. 22.2). Но КВД (вследствие быстрого снижения частоты вращения и соответственно расхода воздуха через него) оказывает дросселирующее воздействие па поток воздуха, протекающий через КНД, и линия сброса газа отклоняется от рабочей линии установившегося режима в сторону границы устойчивых режимов работы КНД, см кривую *3* на рис. 22.9.

В связи с таким характером протекания линии сброса газа возникает область режимов, где становятся опасным быстрый сброс газа и применение «встречной приемистости». При резком сбросе газа, а также при «встречной приемистости» (см. кривую *4* на рис. 22.9) может произойти потеря устойчивости КНД. Режим «встречной приемистости» может применяться, например, в воздушном бою или при необходимости срочного ухода на второй круг при посадке самолета.

Заметим также, что в условиях старта и при малых скоростях полета перепад давлений в выходном сопле ТРД на режиме малого газа становится существенно докритическим, в результате чего степень понижения давления в ТНД снижается, а скольжение роторов дополнительно возрастает, что обуславливает еще большее «отставание» РНД по отношению к РВД в процессе приемистости.

Все сказанное выше о процессах приемистости и сброса газа в одновальных и двухвальных ТРД(Ф) соответственно с одновальным и двухвальным ГГ полностью относится и к одноконтурным ГТД других схем с такими ГГ, т.е. к ТВД, ТВВД и ТВаД.

У ТВД с общей турбиной (в которых нельзя выделить ГГ) снижение режима работы двигателя происходит, как уже отмечалось, за счет уменьшения шага винта при сохранении постоянной частоты вращения (кроме некоторого снижения частоты вращения при переходе к земному малому газу после установки лопастей ВИШ на

упор минимального шага). Поэтому подача топлива при приемистости ограничивается в таких ГТД только темпом поворота лопастей ВИШ (чтобы не было заброса частоты вращения вала двигателя).

22.7. ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ПРИ ПРИЕМИСТОСТИ И СБРОСЕ ГАЗА В ДВУХКОНТУРНЫХ ТРД

Ограничимся для простоты рассмотрением ТРДД с одновальным газогенератором. Протекание процессов приемистости и сброса газа в таких двухвальных двухконтурных двигателях качественно мало отличается от рассмотренных выше для одноконтурных двухвальных ТРД. Для ГГ ТРД и ТРДД эти процессы при одинаковых расчетных параметрах элементов полностью совпадают. Но протекание процессов приемистости и сброса газа в турбовентиляторе (в первую очередь в КНД) имеет некоторые отличия. Отметим основные из них.

1) Расход воздуха через КНД примерно в $1+m$ раз больше, чем расход газа через ТНД. Поэтому при расчете и анализе неустановившихся режимов их работы (в частности, баланса мощностей) необходимо учитывать изменение степени двухконтурности m на переходных режимах.

2) Расчетная степень повышения давления в компрессоре одновального газогенератора ТРДД существенно выше, чем в КВД двухвального ГГ. Соответственно больше и момент инерции ротора ГГ (при одинаковых значениях $G_{\text{в.пр}}$). Но и у вентилятора, из-за его увеличенных размеров, момент инерции оказывается тоже более значительным, чем если это был бы КНД двухвального ГГ. Поэтому соотношение моментов инерции ротора газогенератора и ротора КНД (вместе с ТНД) в ТРДД с малой степенью двухконтурности (например, в ТРДДФсм) остается примерно таким же, как и соотношение моментов инерции роторов в двухвальном ГГ. Кроме того, как и в двухвальном ГГ, в результате роста «скольжения» роторов при уменьшении $n_{\text{пр}}$ относительное значение $n_{\text{МГ}}$ для газогенератора оказывается выше, чем для КНД (вентилятора). Этому дополнительно способствует то, что обычно компрессор ГГ имеет поворотные НА в первых ступенях, прикрываемые при снижении $n_{\text{пр}}$.

Поэтому, как и в двухвальном ГГ, в процессе приемистости «разгон» ротора ГГ происходит с опережением по отношению к ротору вентилятора.

3) Отставание РНД в процессе приемистости от РВД приводит к тому, что расход воздуха через КВД возрастает интенсивнее, чем через КНД и степень двухконтурности на режимах приемистости получается меньшей, чем на установившихся режимах, как показано кривой *2* на рис. 22.10. Степень же повышения давления воздуха в КНД на режимах приемистости увеличивается (по той же причине) с ростом $n_{\text{НД.пр}}$ медленнее, чем на установившихся режимах (см. рис. 22.10).

Уменьшение m и $\pi^*_{\text{кНД}}$ (а следовательно, и $L_{\text{КНД}}$) в процессе приемистости по сравнению с их значениями на установившихся режимах приводит к снижению мощности, потребной на вращение КНД и тем самым способствует ускорению «разгона» РНД. В ТРДД(Ф)см этому дополнительно способствует то, что опережающий рост $n_{\text{ВД}}$ и соответственно $\pi^*_{\text{кВД}}$ по отношению к $\pi^*_{\text{кНД}}$ ведет к увеличению $\pi^*_{\text{тНД}}$, т.е. дополнительно увеличивает избыточную мощность ТНД.

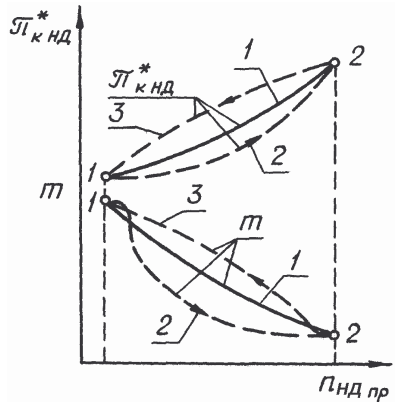


Рис. 22.10. Изменение m и $\pi^*_{\text{КНД}}$ по $n_{\text{НД.пр}}$: *1*– установившиеся режимы, *2* – приемистость, *3* – сброс газа

В результате ***время приемистости двухвальных двухконтурных двигателей со смешением потоков и малой степенью двухконтурности, как правило, оказывается заметно меньшим, чем в одноконтурных двигателях***.

4) При большой степени двухконтурности момент инерции ротора, связанного с вентилятором, оказывается существенно более значительным по сравнению с моментом инерции ротора газогенератора. Поэтому в процессе приемистости таких двигателей «отставание» РНД от РВД оказывается более существенным, чем

при малых m, что ведет к увеличению времени приемистости.

5) Каких-либо существенных особенностей в процессе сброса газа в ТРДД (по сравнению с ТРД) не наблюдается. Как и в двухвальном ГГ ТРД, единственным ограничением темпа уменьшения подачи топлива может оказаться снижения запаса устойчивой работы вентилятора (КНД), но поскольку запасы устойчивости у вентилятора при пониженных значениях $n_{\text{НД.пр}}$ больше, чем в КНД двухвального ГГ с такими же расчетными параметрами, а смещение рабочей линии в сторону границ устойчивости меньше, этот фактор в ТРДД значительно менее существенен, чем в двухвальном ГГ.

22.8. ПРОЦЕСС ВКЛЮЧЕНИЯ И ВЫКЛЮЧЕНИЯ ФОРСАЖА

В процессе включения форсажа и при форсировании двигателя режимы работы турбокомпрессорной части двигателя, как уже неоднократно отмечалось, желательно сохранять неизменными, близкими к предельным, чтобы обеспечивалось наибольшее при каждых условиях полета значение давления на входе в форсажную камеру. С этой целью необходимо по мере повышения температуры $T_{\text{ф}}^{*}$ синхронно увеличивать площадь критического сечения сопла. Но на практике строгая синхронизация этих процессов трудно осуществима.

Опережение подачи форсажного топлива (и роста температуры $T_{\text{ф}}^{*}$***)*** по отношению к увеличению площади $F_{\text{кр}}$ приводит к повышению давления газового потока в форсажной камере и за турбиной, что вызывает падение $\pi_{\text{ТНД}}^{*}$ и при программе управления $n_{\text{НД}} = \text{const}$ – временный рост температуры $T_{\text{г}}^{*}$ сверх $T_{\text{г max}}^{*}$. Помимо этого, у ТРДДФсм повышенное давление газового потока в форсажной камере сгорания распространяется по наружному контуру к КНД и вызывает его дросселирование, т.е. снижение запаса устойчивости.

Опережение раскрытия створок сопла по отношению к началу повышения температуры $T_{\text{ф}}^{*}$ менее опасно, хотя и вызывает снижение температуры $T_{\text{г}}^{*}$ (из-за роста $\pi_{\text{ТНД}}^{*}$), что приводит к временному падению тяги двигателя. Кроме этого, при упреждающем

раскрытии створок сопла уменьшается скольжение роторов, что также может привести к снижению запаса устойчивости КНД.

При выключении форсажа отсутствие синхронности в снижении температуры $T_{ф}^{*}$ и прикрытии створок сопла вызывает аналогичные явления, связанные с рассогласованием работы элементов ГТД.

На практике для исключения опасного заброса температуры $T_{г}^{*}$, а также обеспечения устойчивой работы компрессора (в двухвальных ТРДФ), при включении форсажа предусматривается несколько опережающее раскрытие створок сопла, а при его выключении – опережающее прекращение подачи форсажного топлива.

В результате включение и выключение форсажа сопровождается временным нарушением режима работы турбокомпрессорной части двигателя. Оно должно быть незначительным, кратковременным и по возможности наименее опасным.

Рассмотрим более подробно, как осуществляется процесс включения форсажа в двухвальном ТРД или в двухвальном двухконтурном двигателе с малой степенью двухконтурности и со смешением потоков. Будем полагать, что на двигателе реализуется программа управления $n_{НД}$ = const и, как уже отмечалось, производится опережающее раскрытие створок сопла (увеличение $F_{кр}$) по отношению к моменту воспламенения топлива в форсажной камере сгорания.

Процесс включения форсажа может быть в таком случае представлен состоящим из двух этапов. На первом этапе сопло уже частично раскрыто, но еще нет воспламенения форсажного топлива; на втором этапе происходит нарастание тепловыделения при воспламенении и увеличении расхода форсажного топлива и одновременно продолжается увеличение площади критического сечения сопла.

Типичная осциллограммы изменения ряда параметров двигателя при включении форсажа в двухвальном ТРДФ показана на рис. 22.11. В момент времени $t_{А}$ начинается открытие створок сопла и по этой причине быстро снижается давление $p_{ф}^{*}$ на выходе из форсажной камеры сгорания. Одновременно уменьшается давление за турбиной и увеличивается $\pi_{тНД}^{*}$. Возникает тенденция раскрутки РНД.

Парируя ее, регулятор $n_{НД}$ снижает подачу топлива в основную камеру сгорания. Поэтому на участке *A–B* осциллограммы при очень небольшом забросе $n_{НД}$ температура $T_г^*$ и соответственно частота вращения $n_{ВД}$ уменьшаются.

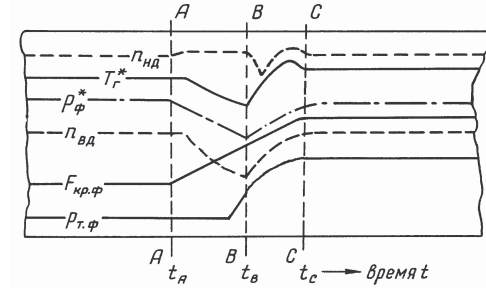


Рис. 22.11. Осциллограмма изменения параметров при включении форсажа

В момент времени $t_В$ через короткое время после начала подачи форсажного топлива происходит его воспламенение и поэтому давление $p_ф^*$ (а с ним и $p_т^*$) быстро увеличивается. Это приводит к уменьшению $\pi_{тНД}^*$, что для поддержания $n_{НД}$ = const требует увеличения подачи топлива в основную камеру сгорания и соответственно сопровождается увеличением $T_г^*$ и $n_{ВД}$ в темпе приемистости. В момент времени $t_С$ процесс включения форсажа заканчивается восстановлением исходного режима работы турбокомпрессорной части двигателя. На участке осциллограммы *A–B* показано изменение параметров двигателя на первом этапе включения форсажа, а на участке *B–C* – на втором этапе.

Такая же осциллограмма типична и для двухвального ТРДДФсм. Но в изменении режима работы КНД в моменты включения и выключения форсажа у этих двигателей имеются некоторые различия.

В двухвальном ТРДФ раскрытие сопла без воспламенения форсажного топлива временно изменяет расположение рабочих точек на КВД и КНД следующим образом (рис. 22.12):

а) уменьшение температуры $T_г^*$ при увеличении $\pi_{тНД}^*$ (вызванное уменьшением автоматикой $G_т$ для поддержания $n_{НД} \approx$ const) приводит к снижению $n_{ВД}$ (поскольку $\pi_{тВД}^* =$ const), в результате чего рабочая точка на характеристике КВД смещается вниз по рабочей линии из точки *1* в точку *2* с некоторым отклонением от рабочей линии вправо, как при сбросе газа (рис. 22.12, *а*);

б) рабочая точка на характеристике КНД в этом случае, незна-

чительно отклоняясь от линии $n_{НД\ пр} = n_{НД\ 1}$ (из-за небольшой раскрутки РНД – см. рис. 22.11), перемещается из точки *1* в точку *2* (рис. 22.12, *б*) в сторону границы устойчивых режимов (вследствие уменьшения скольжения роторов и дросселирующего воздействия КВД на поток воздуха, проходящий через КНД);

в) при последующем воспламенении топлива в форсажной камере (на втором этапе) частота вращения РВД восстанавливается и при этом рабочая точка на характеристике КВД возвращается из положения *2* в положение *1* (как при приемистости), см. рис. 22.12, *а*; рабочая точка на характеристике КНД также возвращается из положения 2 в исходное положение 1 (см. рис. 22.12, *б*), причем по сложной траектории, связанной с небольшими колебаниями частоты вращения РНД (см. рис. 22.11), из которых на рис. 22.12, *б* учтена только некоторая «просадка» $n_{НД}$ в начале второго этапа.

Таким образом, чрезмерное опережение раскрытия створок сопла при включении форсажа у двухвального ТРДФ опасно с точки зрения нарушения устойчивой работы КНД (см. рис. 22.12, *б*).

В двухвальном ТРДДФсм при опережающем раскрытии сопла режим работы КВД изменяется так же, как и в двухвальном ТРДФ: в результате снижения $T_г^*$ частота вращения РВД уменьшается и рабочая точка КВД переходит из точки *1* в точку *2* (рис. 22.13, *а*). Но в перемещении рабочей точки на характеристике КНД имеется отли-

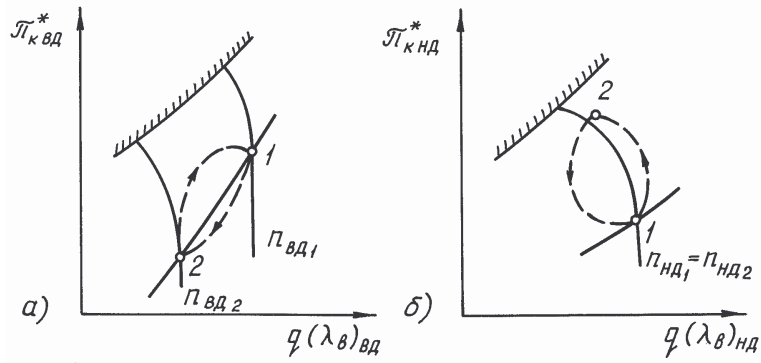


Рис. 22.12. Изменение расположения рабочих точек на характеристиках КВД и КНД ТРДФ при включении форсажа

чие, связанное с тем, что падение при раскрытии сопла давления $p_{\text{ф}}^{*}$ (и соответственно $p_{\text{см}}^{*}$) через канал наружного контура немедленно передается к выходу из КНД. Поэтому в рассматриваемом случае, помимо уменьшения скольжения роторов снижается давление за КНД, происходит его раздросселирование, т.е. уменьшение $\pi_{\text{кНД}}^{*}$ и увеличение степени двухконтурности m. Раздросселирование влияет на положение рабочей точки на характеристике КНД сильнее, чем уменьшение скольжения роторов, и приводит к тому, что его рабочая точка на первом этапе включения форсажа смещается относительно исходной точки *1* в точку *2* (рис. 22.13, *б*), что к моменту воспламенения форсажного топлива приводит к временному увеличению запаса устойчивости КНД.

На втором этапе включения форсажа, когда происходит воспламенение форсажного топлива, падение давления в форсажной камере сгорания и за турбиной сменяется его нарастанием. Это приводит к уменьшению $\pi_{\text{тНД}}^{*}$, к восстановлению $T_{\text{г}}^{*}$ и $n_{\text{ВД}}$. Рабочая точка на характеристике КВД возвращается из положения *2* в исходное положение *1* (см. рис. 22.13, *а*) с кратковременным уменьшением запаса устойчивости, как при приемистости, т.е., так же как у ТРДФ. Но повышение давления $p_{\text{т}}^{*}$ за турбиной немедленно передается через наружный контур к выходу из КНД и приводит вначале

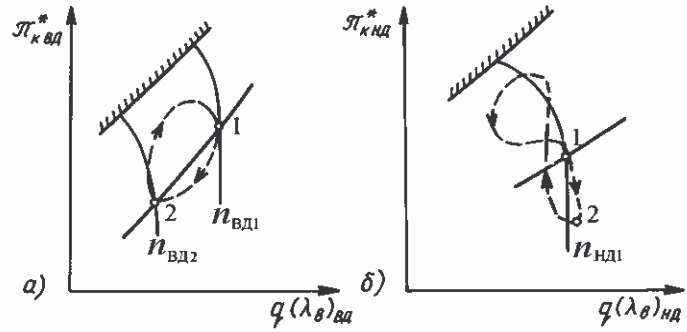


Рис. 22.13. Изменение расположения рабочих точек на характеристиках КВД и КНД ТРДДФсм при включении форсажа

к росту $\pi^*_{\text{кНД}}$, т.е. к смещению рабочей точки на характеристике КНД в сторону границы устойчивости. Затем увеличение скольжения роторов и продолжающееся раскрытие створок критического сечения сопла возвращают рабочую точку в исходное положение *1*, как показано (схематически) на рис. 22.13, *б*.

В системах автоматического управления (САУ) двухвальных ТРДФ и ТРДДФсм предусматривается регулировка задержки по времени момента воспламенения форсажного топлива по отношению к моменту включения форсажа по РУД. Время этой задержки должно тщательно выдерживаться в соответствии с инструкцией по эксплуатации данного двигателя, так как даже незначительные отклонения могут привести к нежелательным последствиям.

Чем продолжительнее это время, тем значительнее «провал» давления $p^*_{\text{ф}}$, частоты вращения $n_{\text{ВД}}$, температуры газов $T^*_{\text{г}}$, снижение ΔK_{v} КНД (в ТРДФ) и «провал» тяги. При этом происходит также более резкое повышение давления $p^*_{\text{ф}}$ после воспламенения форсажного топлива, что вызывает резкий заброс топлива в основную камеру сгорания и значительное снижение ΔK_{v} КВД, а у ТРДДФсм и снижение ΔK_{v} КНД. На больших высотах, где расход воздуха мал, такие избытки топлива могут оказаться чрезмерными и вызвать неустойчивую работу двигателя.

Уменьшение времени задержки может привести к излишнему увеличению подачи топлива в основную камеру сгорания в процессе включения форсажа и вызвать забросы температуры газа $T^*_{\text{г}}$ и частоты вращения $n_{\text{ВД}}$ выше допустимых значений.

22.9. ЗАПУСК ГТД НА ЗЕМЛЕ

Запуск ГТД на земле требует первоначальной раскрутки одного из его роторов от постороннего источника мощности (стартера), так как самостоятельная работа двигателя возможна только при достаточно большой частоте вращения роторов. Эта особенность ГТД объясняется характером протекания крутящих моментов (развиваемого турбиной и требуемого для раскрутки компрессора) от частоты вращения ротора (роторов) двигателя.

При запуске авиационных ГТД, имеющих несколько валов, обычно с помощью стартера производится раскрутка ротора газогенератора (газогенератора высокого давления, если газогенератор двухвальный), так как он имеет наименьший (из всех роторов) момент инерции и именно в газогенераторе расположена основная камера сгорания, которая после воспламенения в ней топлива обеспечивает энергией весь рабочий процесс двигателя.

Рассмотрим баланс крутящих моментов одновального газогенератора или газогенератора высокого давления. На рис.22.14 показано изменение по частоте вращения ротора ГГ момента сопротивления вращению компрессора $M_{\text{с}} = \dfrac{M_{\text{к}}}{\eta_{\text{м}}}$ и крутящего момента турбины $M_{\text{т}}$. Изменение момента $M_{\text{т}}$ дано при максимальном значении температуры газа перед турбиной $T_{\text{г}}^{*} = T_{\text{г max}}^{*}$. Момент сопротивления компрессора изменяется примерно пропорционально квадрату частоты вращения, а величина $M_{\text{т}}$ имеет приблизительно линейный характер протекания по частоте вращения ротора, причем в области $n < n_1$ турбина крутящего момента (мощности) вообще не развивает из-за низких значений степени понижения давления в ней.

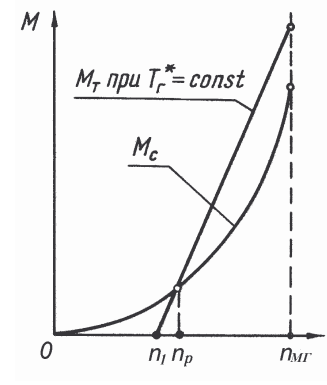


Рис. 22.14. Изменение момента сопротивления компрессора $M_{\text{с}}$ и крутящего момента турбины $M_{\text{т}}$ в процессе запуска

Как видно, момент $M_{\text{т}}$ становится больше момента $M_{\text{с}}$ лишь при значениях частоты вращения n, превышающих так называемую ***равновесную частоту вращения*** $n_{\text{р}}$. После этого уже возможна самостоятельная раскрутка ротора ГГ от турбины. Раскрутка же ротора ГГ при $n < n_{\text{р}}$ возможна только с помощью стартера.

Таким образом, первоначальная раскрутка ротора газогенератора ГТД при его запуске на земле возможна только от

внешнего источника мощности (стартера), и только после достижения с его помощью частоты вращения, превышающей равновесную, возможна дальнейшая раскрутка ротора до $n_{МГ}$ за счет избыточной мощности турбины. Включение подачи топлива в камеру сгорания двигателя и его воспламенение при $n < n_1$ не имеют смысла.

На большинстве современных мощных ГТД для запуска используются турбостартеры. Характерной их особенностью является линейное протекание крутящего момента стартера $M_{ст}$ по частоте вращения ротора со снижением величины $M_{ст}$ с ростом частоты вращения.

На рис. 22.15 показан характер изменения по частоте вращения ротора ГГ крутящих моментов турбины, стартера и момента сопротивления компрессора ГГ. Как видно из этого рисунка, процесс запуска двигателя на земле можно рассматривать состоящим из трех этапов: I – раскрутка ротора только стартером до частоты вращения n_1; II – совместная работа стартера и турбины от частоты вращения n_1 до частоты вращения n_2; III – отключение стартера и самостоятельная раскрутка ротора за счет турбины от частоты вращения n_2 до частоты вращения малого газа $n_{МГ}$. При $n = n_{МГ}$ за счет снижения $T_г^*$ до ее значения на режиме малого газа устанавливается равновесный режим $M_т = M_с$.

Для уменьшения времени запуска стартер отключается при такой частоте вращения $n_2 > n_р$, когда избыточная мощность турбины уже достигает значительной величины. Заштрихованная на графике область, определяемая сложением моментов $M_т + M_{ст} - M_с$, соответствует моментам, идущим на раскрутку ротора двигателя при запуске для каждого значения частоты вращения.

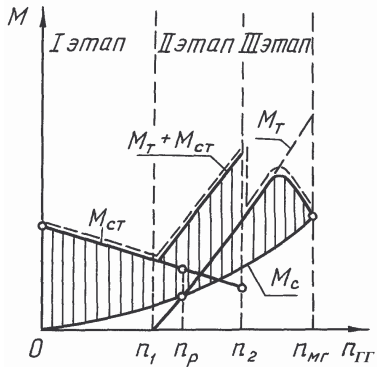


Рис. 22.15. Этапы запуска в стартовых условиях

По данным статистики величина n_1 составляет (20…30)% от $n_{МГ}$, а n_2 равна (70…80)% от $n_{МГ}$.

Реализация рассмотренной программы запуска осуществляется автоматикой двигателя, обеспечивающей последовательный переход от

одного этапа запуска к другому.

В процессе запуска ГТД меняются режимы работы каскадов компрессоров. При этом первостепенное значение имеет обеспечение устойчивой работы КВД. На рис. 22.16 показано протекание рабочей линии на характеристике КВД в процессе запуска. На I этапе, когда в камере сгорания горения еще нет и $T_г^* = T_к^*$, рабочая линия на характеристике КВД соответствует кривой *0 – 1*. При воспламенении топлива в начале II этапа запуска температура $T_г^*$ резко возрастает и рабочая точка к моменту достижения равновесной частоты вращения $n_р$ смещается к границе устойчивой работы компрессора (кривая *1– р*). В дальнейшем на II и в начале III этапа температура $T_г^*$ поддерживается на максимально возможном уровне из условия устойчивой работы КВД (кривая *р*–2). В конце III этапа температура $T_г^*$ снижается до ее значения на режиме малого газа (точка *МГ*).

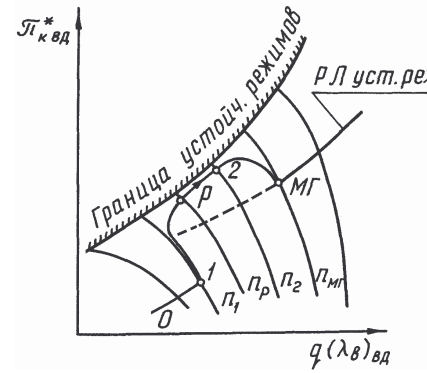


Рис. 22.16. Режимы работы компрессора в процессе запуска

Как видно, главным фактором, ограничивающим количество подаваемого топлива в камеру сгорания при запуске, является не жаропрочность турбины, а запас устойчивости КВД. При чрезмерно высоких забросах температуры $T_г^*$ может возникнуть срыв потока в КВД, приводящий к так называемому «горячему зависанию», когда, несмотря на рост $T_г^*$, частота вращения перестает увеличиваться. При недостаточной подаче топлива в камеру сгорания из-за малого значения $\Delta M_т$ разгон двигателя в процессе запуска становится вялым и может наступить «холодное зависание», т. е. прекращение раскрутки РВД. Все это требует точной дозировки подачи топлива на режимах запуска.

20*

22.10. ЗАПУСК ГТД В ВОЗДУХЕ

В полете при выключении камеры сгорания роторы двигателя не останавливаются полностью, а продолжают вращаться под воздействием скоростного напора набегающего потока. Двигатель переходит на установившийся режим работы, называемый ***режимом авторотации***.

Частота вращения ротора (роторов) двигателя на режиме авторотации $n_{\text{авт}}$ зависят от числа М полета, причем с ростом M_H она возрастает (при дозвуковых скоростях полета) почти пропорционально M_H. От высоты полета частота вращения роторов на режиме авторотации зависит слабо, несколько уменьшаясь с ростом H вследствие снижения чисел Re и возрастания доли мощности, затрачиваемой на преодоление трения и привод агрегатов. Равновесная частота вращения (при которой $M_{\text{т}} = M_{\text{с}}$), наоборот, заметно снижается по мере роста M_H вследствие увеличения перепада давлений на турбине под воздействием скоростного напора. Поэтому уже при сравнительно небольших скоростях полета частота вращении РВД на режиме авторотации оказывается выше равновесной частоты вращения. И тогда для запуска двигателя достаточно включить подачу (в необходимом количестве) топлива в камеру сгорания и обеспечить его розжиг. Только на вертолетах частота вращения вала турбокомпрессора (или РВД в двухвальном турбокомпрессоре) на режиме авторотации обычно оказывается недостаточной и для запуска в воздухе приходится использовать стартер.

Однако и на самолетах возможность успешного запуска в воздухе зависит не только от выполнения условия $n_{\text{авт}} > n_{\text{р}}$, но и от других факторов и прежде всего от условий полета.

Значения параметров $p_{\text{к}}^{*}$ и $T_{\text{к}}^{*}$ на входе в камеру сгорания существенно уменьшаются с ростом высоты полета, что отрицательно влияет на условия устойчивого воспламенения и горения топливовоздушной смеси. Кроме того, воспламенение топлива в пусковых блоках также становится ненадежным, в связи с чем обычно применяется (при запуске в воздухе) подпитка их кислородом.

Другим неблагоприятным фактором, затрудняющим запуск двигателя в воздухе, является увеличение (с ростом скорости полета)

скорости воздуха на входе в камеру сгорания на режимах авторотации (по сравнению с её значением у работающего двигателя при той же частоте вращения). Это обусловлено повышением расхода через турбину в случае, когда через нее вместо горячего газа проходит воздух, имеющий существенно более низкую температуру и соответственно значительно более высокую плотность. Рост скорости воздуха на входе в камеру сгорания ограничивает возможность надежного воспламенения топлива при её запуске на больших V.

Все указанные факторы существенно сужают диапазон режимов полета, в котором гарантируется надежный запуск двигателя в полете. Соответственно для каждого конкретного авиационного ГТД существует область высот и скоростей полета, в пределах которой обеспечивается надежный запуск двигателя в полете на режиме авторотации. Примерный вид такой области показан на рис. 22.17, где сплошные линии – её границы, сама область заштрихована, а штриховые линии – граница допустимых режимов полета самолета. Левая граница заштрихованной области соответствует условию $n_{\text{авт}} > n_{\text{р}}$, а правая граница – ограничению по скорости воздуха на входе в камеру сгорания. Верхняя граница соответствует ограничению надежности запуска по минимальному давлению воздуха на входе в камеру сгорания.

Эти линии лишь приближенно соответствуют указанным ограничениям, но в инструкцию летчику обычно записываются именно в таком виде, т.е. в виде минимального и максимального значения ***приборной*** скорости полета $V_{\text{пр}}$ и максимальной высоты полета (по высотомеру), в пределах которых разрешен запуск в воздухе, поскольку именно эти величины всегда находятся в области внимания экипажа самолета.

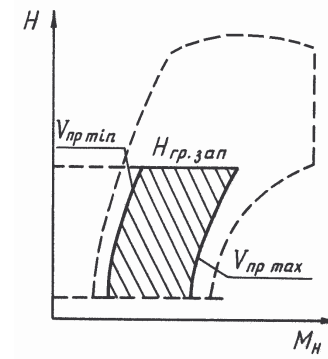


Рис. 22.17. Область режимов полета, в которой разрешен запуск двигателя

Необходимо отметить, что в условиях полета на больших высотах существенно увеличивается время запуска. Это обуславливается двумя причинами. Во-первых, уменьшается избыточная

мощность турбины, как из-за снижения расхода газа через нее, так и уменьшения максимально допустимой температуры $T_{\text{г}}^{*}$ в процессе запуска вследствие снижения запаса устойчивости компрессора по причине уменьшения чисел Рейнольдса. Во-вторых, увеличивается частота вращения ротора на режиме малого газа при некотором снижении частоты вращения ротора на режиме авторотации, что повышает диапазон частот вращения, в пределах которого должна быть обеспечена раскрутка ротора (роторов) при запуске.

Отметим также, что в случае самопроизвольного выключения двигателя в полете (или принудительного выключения для ликвидации неустойчивой работы компрессора, о чем речь будет идти дальше) можно достичь существенного увеличения высоты, до которой возможен надежный запуск, если, не дожидаясь выхода двигателя на режим авторотации, включить зажигание и подать в камеру сгорания необходимое количество топлива, т.е. произвести «встречный запуск». Принудительное выключение обеспечивает соответствующий блок в системе автоматического управления (САУ) двигателем. Этот же блок и обеспечивает потом встречный запуск.

Глава 23

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ РЕЖИМОВ РАБОТЫ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Ограничения предельных значений параметров рабочего процесса силовой установки с целью защиты ее элементов и узлов конструкции от механических и тепловых перегрузок предусматривается еще в процессе ее расчета и проектирования. Выполнение этих ограничений возлагается в основном ***на систему автоматического управления.*** Она должна обеспечивать надежную и устойчивую работу силовой установки при максимальном использовании ее возможностей в любых условиях полета, включая экстремальные. Но имеются и такие ограничения, накладываемые на использование отдельных режимов работы двигателя и его силовой установки, которые возлагаются ***на экипаж при пилотировании самолета (вертолета).***

В программах управления существующих силовых установок с ГТД предусматривается два основных типа эксплуатационных ограничений – ***по устойчивой работе элементов и по условиям прочности их конструкции.*** Существо этих ограничений уже рассматривалось в предыдущих главах.

Учитывая исключительную важность этих вопросов для подготовки инженеров-эксплуатационников, задачей данной главы является обобщение и систематизация ранее изложенных сведений по эксплуатационным ограничениям, выявление условий их возникновения и разъяснение последствий, связанных с их невыполнением в условиях летной эксплуатации силовых установок самолетов и вертолетов.

Ограничения по устойчивой работе элементов силовых установок связаны с необходимостью обеспечения устойчивой работы каскадов компрессоров, вентилятора, входных устройств, основной и форсажной камер сгорания. Они закладываются в программу управления, либо формулируются в виде обязательных требований в инструкциях летчику (экипажу). Рассмотрим основные из этих ограничений.

23.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО УСТОЙЧИВОСТИ РАБОТЫ КОМПРЕССОРА

Вследствие применения на современных авиационных двигателях регулируемых компрессоров, их устойчивая работа обеспечивается в широком диапазоне скоростей и высот полета самолета (или вертолета) на всех установившихся и на значительной части неустановившихся режимов работы двигателя. Однако опасность возникновения срывных явлений и помпажа даже у регулируемых компрессоров при некоторых неблагоприятных сочетаниях режимов работы двигателя и условий полета все же сохраняется. Поэтому практически на всех современных двигателях предусматриваются те или иные ограничения по устойчивой работе компрессора.

Наиболее типичным ограничением такого рода является ***ограничение по максимальной приведенной частоте вращения ротора компрессора*** $n_{пр.max}$ или его каскадов (если компрессор многовальный). Это ограничение может наступать на повышенных режимах работы двигателя, соответствующих n_{max}, и при низких температурах воздуха на входе в компрессор, что характерно для зимней эксплуатации и при полетах на больших высотах с малыми скоростями. Ограничиваемое значение $n_{пр.max}$ (об/мин) или $\overline{n}_{пр.max}$ (%) находится по величине минимально допустимого запаса устойчивости компрессора (его каскада) $\Delta K_{у.доп}$ из анализа взаимного расположения рабочей линии и границы устойчивости на характеристике каждого из каскадов компрессора. Пример определения этого ограничения для КВД был показан на рис.16.8. Само значение величины $\Delta K_{у.доп}$ устанавливается по данным летных испытаний и опыту эксплуатации. Чем выше величина $n_{пр.max}$ начала ограничения по газодинамической устойчивости компрессора, тем оно наступает позже, т.е. при более низких температурах воздуха $T_в^*$, а следовательно, при меньших M_H и T_H и больших высотах полета H.

В области ограничений по $n_{пр.max}$ компрессор работает на подобных режимах ***с неизменным запасом устойчивости всех каскадов.*** В этой области ограничений на нефорсированных режимах при $F_{кр}$=const у одновальных ГТД реализуется программа управления $n_{пр.max}$=const, а у многовальных двигателей – $n_{НД.пр.max}$=const.

Поддержание требуемого значения $n_{\text{пр.max}}$ при снижении температуры $T_{\text{в}}^{*}$ ниже допустимой величины обеспечивается системой автоматического управления за счет уменьшения подачи топлива в основную камеру сгорания. При этом температура $T_{\text{г}}^{*}$ уменьшается пропорционально температуре $T_{\text{в}}^{*}$, а физическая частота вращения компрессора (его каскадов) снижается пропорционально $\sqrt{T_{\text{в}}^{*}}$, где $T_{\text{в}}^{*}=T_{H}^{*}$.

На форсированных режимах в области ограничений по $n_{\text{пр.max}}$ могут использоваться различные программы управления. Если принимается условие $F_{\text{кр}}=\text{const}$ и $F_{\text{кр.ф}}=\text{const}$, то в этом случае не только температура $T_{\text{г}}^{*}$, но и температура $T_{\text{ф}}^{*}$ в области ограничения снижается пропорционально температуре $T_{\text{в}}^{*}$. В целях предотвращения значительного снижения тяги на форсированных режимах в области ограничения по $n_{\text{пр.max}}$ подача форсажного топлива может осуществляться исходя из условия $\alpha_{\Sigma}=\text{const}$ за счет регулирования площади $F_{\text{кр.ф}}$. Этим обеспечивается поддержание более высокой тяги в области ограничений по $n_{\text{пр.max}}$, но ухудшается экономичность двигателя из-за низкой эффективности использования теплоты в форсажной камере сгорания.

К числу ограничений по устойчивой работе компрессора относится также рассмотренное в гл.11 ***запрещение дросселирования двигателя ниже режима «максимал» при числах M полета, более 1,5…1,7.*** Дросселирование двигателя в этих условиях при одновременном уменьшении площади горла воздухозаборника приводит, вследствие увеличения степени диффузорности канала входного устройства, к значительному возрастанию уровня неравномерности и нестационарности потока на входе в компрессор, что вызывает снижение его запаса устойчивости.

Ограничения на допустимые углы атаки и скольжения и на предельно допустимые перегрузки самолета в области больших скоростей полета, указываемые иногда в инструкции летчику по эксплуатации самолета, в значительной степени обусловлены отрицательным влиянием неравномерности и нестационарности потока перед двигателем на запас устойчивости компрессора.

Запрещение включения форсажа на больших высотах (см. ниже) также отчасти является ограничением по устойчивой работе компрессора, так как возникающие в процессе включения форсажной камеры колебания частот вращения роторов и температуры газа перед турбиной являются опасными с точки зрения устойчивой работы компрессора.

К ограничениям по газодинамической устойчивости компрессора у некоторых ГТД относится ***запрещение вывода двигателя на максимальный режим без прогрева.*** Снижение запаса устойчивости при n_{max} у непрогретого двигателя объясняется увеличением радиальных зазоров на последних ступенях компрессора, т.к. тонкий корпус прогревается быстрее, чем ротор. Кроме того, воздух, проходя через компрессор и отдавая тепло элементам еще непрогретой конструкции, охлаждается. Плотность его на выходе из компрессора дополнительно увеличивается, а скорость падает. Вследствие этого, углы атаки на лопатках последних ступеней компрессора по сравнению с их значениями у прогретого двигателя возрастают, а запас устойчивости ΔK_y снижается.

Одной из причин возникновения неустойчивой работы компрессора может являться попадание на вход в двигатель выхлопных газов при пуске ракет или реактивных снарядов (см. ниже). В связи с этим с целью обеспечения устойчивой работы двигателя для каждого типа варианта подвески и способа пуска ракет устанавливаются определенные ограничения режимов полета по высоте и скорости, а в некоторых случаях – и по режимам работы двигателя.

Неустойчивая работа компрессора, как указывалось, может возникать либо ***в форме помпажа***, либо ***в форме вращающегося срыва.*** Характерным признаком вращающегося срыва является ***одиночный хлопок***, обусловленный выбросом сжатого и нагретого воздуха из-за компрессора на вход в двигатель, и следующее за этим резкое повышение температуры газа перед турбиной (и соответственно обычно контролируемой температуры за турбиной $T_т^*$) и снижение частот вращения роторов двигателя. При этом резко снижаются напорность компрессора и расход воздуха и возникают высокочастотные колебания давления и расхода по всему тракту двигателя. Помпаж проявляется в виде ***серии хлопков,*** возникающих из-за чередования срывов потока в компрессоре и восстановлений режима

течения в нем. Он сопровождается, помимо резкого увеличения температуры газа перед турбиной и снижения частот вращения роторов, низкочастотными колебаниями давления и расхода воздуха по всему тракту двигателя, приводящими к падению и восстановлению тяги двигателя, ощущаемому летчиком как периодические продольные толчки. Дополнительным сигналом для летчика может явиться загорание светового табло «Перегрев двигателя» или «Опасная температура», если таковые имеются.

Неустойчивая работа компрессора является чрезвычайно опасным явлением, поскольку приводит, как правило, к перегреву и разрушению турбины, а в некоторых случаях к механическому повреждению лопаток компрессора. ***Поэтому она должна быть немедленно устранена.*** На ряде современных двигателей для этой цели в настоящее время применяются специальные автоматические системы предупреждения и ликвидации неустойчивых режимов работы двигателя (см. ниже). Летчик должен знать устройство этих систем и следить за их работой. Помпаж обычно устраняется после двух-трех хлопков. Обнаружение и автоматическое устранение вращающегося срыва являются более сложными и занимают более длительное время (оно сводится к автоматическому выключению и последующему запуску двигателя). Если посредством автоматики устранить неустойчивую работу не удается (продолжается рост температуры газа перед турбиной и не восстанавливаются частоты вращения роторов), летчик обязан ***выключить двигатель вручную установкой РУД в положение «СТОП»*** и, согласно инструкции, произвести запуск двигателя в воздухе. Обязательным требованием после устранения неустойчивой работы компрессора является прекращение выполнения задания и возврат на аэродром базирования для проведения дефектации двигателя.

Следует отметить, что неустойчивая работа компрессора в форме вращающегося срыва при полетах на больших высотах может явиться причиной ***самовыключения двигателя.*** Особенно это свойственно двигателям с трубчато-кольцевыми камерами сгорания, в которых при прохождении срывной зоны отдельные камеры сгорания гаснут, а после прохождения горение в них восстанавливается. В условиях полета на больших высотах скорость переброски пламени из одной жаровой трубы в другую может оказаться меньшей ско-

рости вращения срывной зоны. Тогда через сотые доли секунды после первого хлопка камера сгорания полностью гаснет – происходит самовыключение двигателя. Характерным признаком самовыключения является одновременное снижение частоты вращения и температуры газа перед и за турбиной, падение тяги двигателя, отсутствие реакции на перемещение РУД и характерный звук уменьшающихся оборотов.

Погасание пламени в камере сгорания приводит к значительному уменьшению сопротивления закомпрессорной части тракта двигателя, благодаря чему скорость потока воздуха через компрессор увеличивается и срыв в компрессоре прекращается. Поэтому в соответствии с инструкцией летчик, снизив скорость и высоту полета до требуемых значений (см. ниже), должен произвести запуск двигателя в полете.

23.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО УСТОЙЧИВОЙ РАБОТЕ СВЕРХЗВУКОВЫХ ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ

Ограничения по устойчивой работе сверхзвуковых входных устройств связаны с необходимостью предотвращения помпажа воздухозаборника, следствием которого являются большие газодинамические нагрузки на элементы конструкции. Помпаж СВУ может приводить к деформации и даже к разрушениям регулируемых панелей клина и каналов, подводящих воздух к двигателю. Наряду с этим при помпаже СВУ повышается уровень нестационарности и неравномерности потока перед двигателем, что может привести к неустойчивой работе компрессора.

Физические причины появления помпажа СВУ были описаны в гл.11. Как указывалось, помпаж может возникать на докритических режимах работы СВУ при числах М полета, бóльших 1,5…1,7, когда из-за недостаточной пропускной способности двигателя происходит переполнение внутреннего канала входного устройства воздухом. Вследствие этого выбитая головная волна отходит от плоскости входа и разрушает систему косых скачков уплотнения, приводя при этом к периодическому выбросу воздуха из внутреннего канала СВУ в атмосферу. Возникающие при этом сильные колебания давления и расхода воздуха и вызывают указанную нестационарность

потока, которая может приводить к неустойчивой работе компрессора или к выключению камер сгорания.

Запас устойчивости СВУ по помпажу оценивается, как указывалось, коэффициентом $\Delta K_{\text{у.вх}}$. Он зависит от условий совместной работы СВУ и двигателя, числа М полета, углов атаки и скольжения самолета и ряда других факторов. Основные из этих факторов учитываются программой регулирования воздухозаборника. Типичная программа регулирования СВУ перемещением клина и расположение относительно нее границ помпажа и «зуда» были показаны на рис.11.20. На рис.23.1 аналогичная программа представлена в виде зависимости $\overline{L}_{\text{кл}}$ от числа М полета – такая форма представления программы регулирования воздухозаборника более наглядна для демонстрации последствий в отказах работы автоматики.

С увеличением числа М полета $n_{\text{пр}}$ и величина $\pi_{\text{к}}^{*}$ уменьшаются и поэтому $L_{\text{кл}}$ увеличивается – происходит выдвижение клина. При каждом фиксированном значении числа М полета определенная уборка клина от его положения, предусмотренного программой, приводит к появлению ***помпажа***, а его выдвижение – к возникновению ***«зуда».*** Этот ход клина (конуса) на практике служит мерой оценки запаса устойчивости СВУ, т.к. характеризует удаление заданного программой положения клина от границы помпажа ($-\Delta L_{\text{кл}}$) или от границы «зуда» ($+\Delta L_{\text{кл}}$). Если теперь, например, при увеличении числа М полета, начиная с $M_H = M_1$ (точка 1), перестанет осуществляться выдвижение клина, то при достижении числа $M_H = M_1'$ (точка 1′) возникнет помпаж СВУ. Отказ в автоматике управления положением клина при торможении самолета приводит к появлению «зуда». Если, например, при торможении самолета в точке 2 клин перестанет убирать-

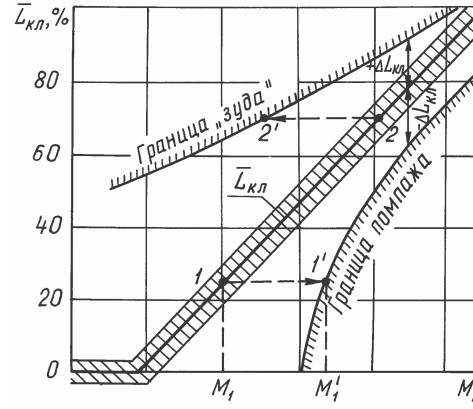


Рис.23.1. Программа управления СВУ по M_H

ся, то при достижении точки 2′ возникнет «зуд».

В программу регулирования СВУ может вноситься специальная ее корректировка по углам атаки самолета за счет дополнительного выдвижения клина на некоторых предельных углах атаки. Но эти возможности ограничены, т.к. приводят к снижению запаса устойчивости компрессора.

Влияние изменения угла атаки на характеристики воздухозаборника было подробно рассмотрено в гл.11. Наиболее опасным на больших углах атаки является, как указывалось, снижение запаса устойчивости самого СВУ, а также установленного за ним компрессора. Это иллюстрирует зависимость $\Delta L_{кл}$ от α, полученная при $M_H = 1{,}9$ в процессе летных испытаний одного из сверхзвуковых самолетов, представленная на рис.23.2. Выдвижение клина при больших углах атаки, как видно, вызывает не только появление «зуда» воздухозаборника, но может приводить также к неустойчивой работе компрессора вследствие колебаний давления (нестационарности потока), вызываемого «зудом». При уборке клина с ростом α снижается запас устойчивости СВУ по помпажу. Все это приводит к снижению диапазона устойчивой работы по перемещению клина, т.е. величины $\Delta L_{кл}$, при увеличении угла атаки самолета в полете.

Устойчивость работы сверхзвукового воздухозаборника должна обеспечиваться за счет безотказности работы автоматики. Однако существующие системы регулирования из-за их недостаточного принципиального и конструктивного совершенства не позволяют полностью исключить вероятность возникновения помпажа воздухозаборника для всех возможных сочетаний режимов полета и режимов работы двигателя. Это обстоятельство приводит к необходимости вводить ограничения, соблюдения которых возлагается на летчика, осуществляющего пилотирование самоле-

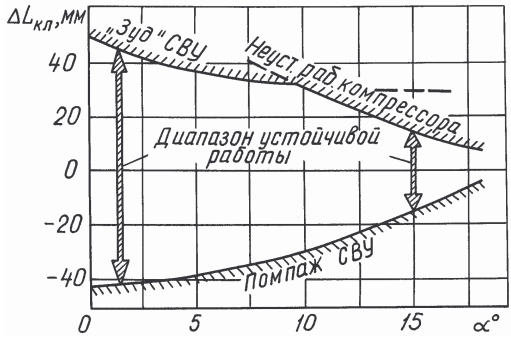


Рис.23.2. Влияние угла атаки самолета на устойчивость работы СВУ и двигателя

та, или обеспечивается с помощью специальных блокировок (или корректировок), вводимых в систему автоматического управления.

Помпаж воздухозаборника, как и компрессора, ***сопровождается хлопками, продольными толчками и тряской самолета***, но он обычно не приводит к повышению температуры газа перед турбиной и падению частоты вращения роторов двигателя, если не возникает потеря устойчивой работы компрессора. При обнаружении помпажа СВУ летчику обычно рекомендуется ***выключить форсаж*** и за счет этого быстро ***снизить скорость полета самолета***, используя для этого также набор высоты. С уменьшением скорости полета производительность компрессора повышается и помпаж прекращается. Устранение помпажа входного устройства может быть достигнуто также ***выдвижением и последующей уборкой ступенчатого клина (конуса)***. В осесимметричных СВУ с этой целью может быть использовано ***открытие противопомпажных створок***.

После устранения помпажа воздухозаборника летчик должен внимательно следить за температурой газа за турбиной (по указателю $T_{т}^{*}$) и в случае ее роста, что свидетельствует о неустойчивой работе компрессора, выключить отказавший двигатель установкой РУД в положение «СТОП» во избежание перегрева и обгорания лопаток турбины. Если признаки неустойчивой работы компрессора не обнаруживаются, рекомендуется прекратить выполнение задания и дальнейший полет совершать на пониженном режиме работы двигателя с допустимой температурой $T_{т}^{*}$.

В системах управления воздухозаборников некоторых самолетов предусматривается возможность при отказе автоматики переход на аварийное (ручное) управление. Летчик имеет возможность осуществлять выдвижение или уборку панелей клина вручную в соответствие с указаниями инструкции, используя показания Мах-метра и специального индикатора положения регулируемых панелей клина.

23.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО НАДЕЖНОЙ И УСТОЙЧИВОЙ РАБОТЕ КАМЕР СГОРАНИЯ

Ограничения по устойчивости горения обычно сводятся к указанию диапазона скоростей и высот полета, в пределах которых за-

прещается быстрый (в темпе приемистости) переход на повышенные режимы работы двигателя и резкое его дросселирование, не разрешается включение или дросселирование форсажа, не обеспечивается надежный запуск двигателя.

Введение указанных ограничений обусловлено тем, что ***работа камер сгорания ухудшается с увеличением высоты полета, снижением скорости полета и дросселированием двигателя*** вследствие уменьшения давления и температуры на входе в камеру сгорания и ухудшения качества распыла топлива. При определенных условиях это может привести к срыву пламени и выключению камеры сгорания на указанных режимах. Поэтому могут устанавливаться автоматические устройства, ограничивающие темп дросселирования двигателя на больших высотах. Могут также предусматриваться определенные ограничения по темпу перемещения РУД при ручном дросселировании двигателя инструкцией летчику.

Уменьшение подачи топлива в форсажную камеру сгорания для снижения степени форсирования двигателя обычно не связано с падением давления $p_{\text{ф}}^{*}$, но уменьшение расхода форсажного топлива приводит к ухудшению качества его распыливания. Поэтому возможны определенные ограничения по степени дросселирования двигателя на форсированных режимах в зависимости от M_H и H.

Основным и наиболее часто встречающимся ограничением по камерам сгорания является ***ограничение по включению форсажа на больших высотах и малых скоростях полета.*** Надежность включения форсажа определяется, как указывалось, давлением $p_{\text{ф}}^{*}$ на входе в форсажную камеру, которое не должно быть ниже некоторого минимального значения $p_{\text{ф.min}}^{*}$. На рис.23.3 штрихпунктирной линией изображено типичное расположение линии, соответствующей условию $p_{\text{ф}}^{*} = p_{\text{ф.min}}^{*} = \text{const}$. Выше и левее этой линии включать форсаж нельзя, но поскольку прямое измерение давления $p_{\text{ф}}^{*}$ на двигателе в полете не предусмотрено, граница возможного включения форсажа в инструкции летчику указывается по величинам приборной скорости $V_{\text{приб1}}$ на линии *аб* (для малых и средних высот) и $V_{\text{приб2}}$ на линии *вг* (для больших высот), как показано на рис.23.3, где ограничения по устойчивой работе камер сгорания

представлены в координатах M_H–H возможных режимов полета самолета. Таким ступенчатым изменением $V_{\text{приб}}$ достигается огибание линии $p^*_{\text{ф.min}} = \text{const}$ (с некоторым запасом) и требуемое ограничение может быть легко реализовано летчиком. Следовательно, линия *абвгд* ограничивает область, где ***включение форсажа запрещено.*** Эта область на рис.23.3 заштрихована.

Запуск двигателя в полете при работе его на режимах авторотации возможен только в определенном диапазоне частот вращения $n_{\text{авт}}$ выключенного двигателя. При очень малых значениях $V_{\text{приб}}$ и низких частотах вращения роторов на режимах авторотации (при $V_{\text{приб}} < V_{\text{приб.зап.min}}$, рис.23.3) надежный запуск двигателя в воздухе не обеспечивается из-за низких значений давления и скорости воздушного потока на входе в камеру сгорания. При этом снижается степень турбулентности потока воздуха, ухудшается качество распыла топлива, уменьшается скорость распространения пламени, а из-за малых расходов топлива и воздуха трудно обеспечить требуемый состав топливовоздушной смеси. Высота надежного запуска двигателя в воздухе $H_{\text{зап.max}}$ ограничивается из тех же соображений. Она может быть увеличена за счет применения кислородной подпитки.

При слишком больших значениях $V_{\text{приб}}$ и высоких скоростях авторотации (при $V_{\text{приб}} > V_{\text{приб.зап.max}}$, рис.23.3) также не обеспечивается надежное включение камеры сгорания из-за высоких скоростей движения воздуха в ней, поскольку, когда двигатель выключен и температура перед турбиной мала, расход воздуха через камеру сгорания (лимитируемый пропускной способностью турби-

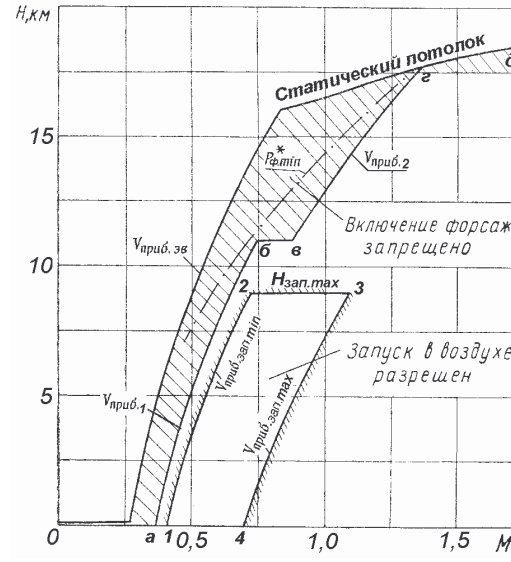


Рис.23.3. Ограничения по включению форсажа и запуску двигателя в воздухе

ны) и скорости потока в ней повышаются.

Диапазон значений $V_{\text{приб}}$ и H, в котором может быть осуществлен надежный запуск, приходится ограничивать также, исходя из жестких требований к точности дозирования топлива в процессе увеличения частоты вращения от режима авторотации до режима «ПМГ». Несоблюдение этих требований может привести, как указывалось в гл.22, к ***«горячему»*** (перезалив топлива) или ***«холодному»*** (недозалив топлива) ***зависанию частот вращения роторов двигателя***. С увеличением высоты полета диапазон между $V_{\text{приб.зап.min}}$ и $V_{\text{приб.зап.max}}$ может сокращаться.

В конечном итоге ограничения по обеспечению надежного запуска двигателя в условиях полета сводятся к заданию диапазона приборных скоростей и высот полета, в котором гарантируется запуск основных камер сгорания (см. область *1234* на рис.23.3).

Сравнительно редким, но очень опасным для ТРДФ и ТРДДФсм является ***вибрационное горение в форсажной камере***. Оно может наступать при полетах на малых высотах с большими скоростями на полном форсаже, когда давление в форсажной камере достигает наиболее высоких значений. Эффективным средством для устранения вибрационного горения является дросселирование или выключение форсажа и уменьшение скорости полета.

23.4. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО УСЛОВИЯМ ПРОЧНОСТИ

Ограничения по условиям прочности вводятся для сохранения допустимых значений коэффициентов запаса прочности во всех элементах конструкции при изменении условий полета и режимов работы двигателя. Следует иметь в виду, что ограничения по условиям прочности и по устойчивой работе элементов не всегда можно четко разграничить. С одной стороны, предотвращение неустойчивой работы исключает возможность появления опасных газодинамических и тепловых нагрузок на элементы конструкции двигателя. С другой стороны, ограничение, например, опасного для прочности конструкции быстрого роста температуры $T_{\text{г}}^{*}$ может способствовать ликвидации неустойчивой работы компрессора.

Рассмотрим физическую сущность основных прочностных ограничений современных авиационных двигателей. Характерным для всех ГТД являются ***ограничения максимальных частот вращения***

роторов n_{max} и максимальной температуры газов перед турбиной $T^*_{г.max}$ (контролируемой, как правило, по значению температуры газа за турбиной $T^*_{т.max}$). Указанные параметры очень сильно влияют на запас прочности лопаток турбины, а они, как правило, лимитируют надежность работы двигателя. Достаточно указать, что при увеличении n_{max} ротора высокого давления на 1% при прочих равных условиях запас прочности турбинных лопаток обычно снижается на 5…10%.

У ТРДФ и ТРДДФсм наиболее высокий уровень как механических, так и тепловых нагрузок соответствует работе двигателя ***на режимах полного форсирования.*** На некоторых современных ГТД предусматривается, кроме того, дополнительное форсирование двигателя в экстренных случаях (чрезвычайный режим), которое может осуществлять кратковременно как за счет увеличения n_{max}, так и за счет повышения температур $T^*_{г.max}$ и $T^*_{ф.max}$. Высокие механические и тепловые нагрузки заставляют ограничивать время работы двигателя на этих режимах и диапазон допустимых режимов полета для их применения. Учитывая опасные последствия даже кратковременного повышения допустимых значений указанных параметров в случаях неисправности двигателя и систем его управления, экипаж должен постоянно контролировать эти параметры в полете и на земле.

Помимо режима работы двигателя, значительное влияние на уровень напряжений в элементах его конструкции оказывает ***режим полета самолета.*** В частности, на малых высотах с увеличением скорости полета расход воздуха через двигатель возрастает и становится намного больше взлетного. Это приводит к росту аэродинамических и вибрационных нагрузок на лопатках компрессора и турбины, а также крутящих моментов на валах роторов. Высокое избыточное давление за компрессором, достигаемое при этих условиях полета, приводит также к увеличению напряжений растяжения в корпусах двигателя.

Выбор критериев для внесения ограничений по прочности усложняется тем, что каждый из элементов конструкции двигателя имеет свои специфические наиболее опасные условия нагружения. Исследования показывают, что ***достижение наиболее опасных механических нагрузок в основных элементах конструкции двигателя достаточно полно характеризует значение максимального***

давления воздуха за компрессором $p^*_{к.max}$. Поддержание постоянства величины $p^*_{к.max}$ позволяет ограничить рост расхода воздуха $G_в$ и крутящего момента $M_{кр}$ на валах двигателя с ростом числа М полета. Это следует из того, что предельно допустимым значениям давления $p^*_к$ соответствуют при $T^*_г \approx$ const также наибольшие расходы воздуха через двигатель. Крутящий же момент связан с расходом воздуха и работой компрессора соотношением

$$M_{кр} = \frac{60 G_в L_к}{2\pi n}.$$

Отсюда видно, что наибольшим величинам расхода воздуха соответствуют и наиболее высокие значения крутящего момента на валах роторов на максимальном режиме работы двигателя, на котором $n = n_{max} =$ const и $L_к \approx$ const.

Поскольку поддержание $p^*_{к.max} =$ const в условиях роста скорости полета на заданной высоте может быть обеспечено лишь за счет дросселирования двигателя снижением подачи топлива в камеру сгорания, то при этом происходит резкое падение тяги двигателя в области ограничения по $p^*_{к.max}$, что объясняется снижением удельной тяги из-за уменьшения $T^*_г$ и $\pi^*_к$, а также тем, что $G_в$ в этой области режимов полета хотя и возрастает при увеличении M_H (из-за снижения температуры $T^*_г$), но менее интенсивно, чем в области, где реализуется основная программа управления (рис.23.4). Если на двигателе имеется регулятор $T^*_т$=const, снижение тяги в области ограничения по $p^*_{к.max}$ получается менее значительным. Обычно ограничение по $p^*_{к.max}$ реализуется в очень узком диапазоне режимов полета (см. рис.23.5) и поэтому незначительно отражается на летных характеристиках самолета.

В существующих ГТД иногда вводятся ограничения по вибрационной прочности лопаток первых ступеней компрессора. Эти ограничения изучаются в курсах конструкции авиационных двигателей. Заметим только, что они контролируются по допустимым в условиях полета значениям величин $p_{в}^{*}$ и $T_{в}^{*}$, поскольку величина $p_{в}^{*}$ связана с возбуждающей силой, а от температуры $T_{в}^{*}$ зависят прочностные свойства материалов лопаток.

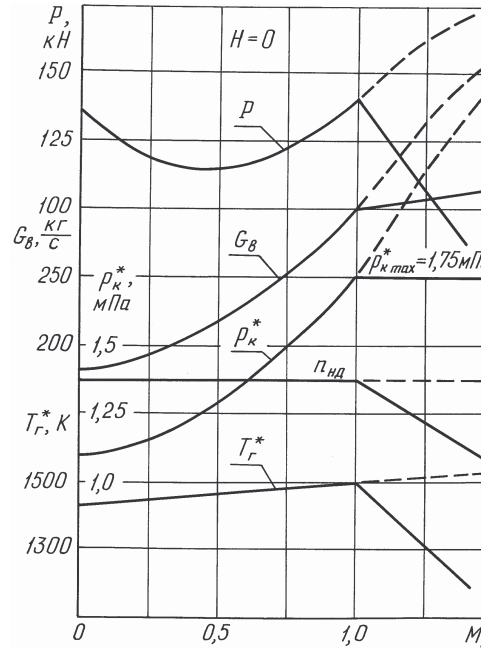


Рис.23.4. Влияние ограничения по $p_{к.max}^{*}$ на параметры и характеристики двигателя

23.5. ВОЗМОЖНЫЕ ОБЛАСТИ ОГРАНИЧЕНИЯ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ГТД ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ

Описанные выше ограничения недопустимых и опасных режимов работы двигателей относятся преимущественно к ТРДФ и ТРДДФсм. Одна их часть обеспечивается автоматикой, другая – действиями летчика в соответствии с инструкцией по летной эксплуатации самолета. Инструкции летчику составляются на основе летных испытаний и обобщения опыта эксплуатации с учетом индивидуальных особенностей конкретной силовой установки. Инструкции предусматривают также действия летчика при отказах в системе регулирования, а также в ***«особых случаях»***, когда отказ может приводить к опасным последствиям. К таким «особым случаям» относятся: помпаж воздухозаборника, неустойчивая работа компрессора, «зависание» оборотов, заглохание двигателя при пусках ракет, отказ в системах управления

панелями воздухозаборника или створками реактивного сопла и др. Быстрые и обоснованные действия летчика в указанных случаях требуют специальной подготовки летного состава к пониманию физической сущности явлений, происходящих при ограничениях или отказах.

Прежде всего надо четко знать, какие ограничения наступают и действуют на тех или иных режимах полета, какими средствами они обеспечиваются и какие возможны последствия при их несоблюдении из-за отказов системы регулирования или неправильных действий летчика.

На рис.23.5 в координатах «высота полета – число М полета» показаны возможные области ограничения режимов работы силовых установок сверхзвуковых самолетов с ТРДФ и ТРДДФсм. Вся область допустимых режимов полета ограничена слева минимальными (эволютивными) приборными скоростями полета $V_{\text{приб.эв}}$, сверху – линией статических потолков и справа – допустимыми значениями максимального числа М полета $M_{H.\max}$ и максимально допустимого (по прочности) скоростного напора $q_{\max}$. Эти ограничения относятся к самолету. Здесь же показаны основные ограничения по двигателю и силовой установке.

Прежде всего на рис.23.5 перенесены с рис.23.3 указанные ранее ограничения по включению форсажа и запуску двигателя в полете. Они располагаются в области малых скоростей и больших высот полета. Начало ограничений по $n_{\text{пр.max}}$, соответствующее постоянству температуры $T_{\text{в}}^{*}$ на входе в двигатель, изображено на рис.23.5 линией *1-1′-1″*. На участке *1-1′* при $H \geq 11$ км это ограничение наступает при $M_H = \text{const}$, а при $H < 11$ км с уменьшением M_H величины H снижаются, на что указывалось ранее. Вертикальная линия *2-2* соответствует началу ограничения по устойчивой работе СВУ, когда уборка РУД ниже режима «максимал» запрещена. Это ограничение наступает обычно при $M_H \geq 1{,}5\ldots1{,}7$ и распространяется на всю область возможных режимов полета правее линии *2-2*.

Началу ограничений по условиям прочности соответствует линии *3-3*, где $p_{\text{к}}^{*} = p_{\text{к.max}}^{*} = \text{const}$. Это ограничение наступает при больших скоростях и малых высотах полета и по характеру близко к ограничению по $q_{\max}$. Если линия $q_{\max} = \text{const}$ располагается левее линии $p_{\text{к.max}}^{*} = \text{const}$, то в этом случае специальное ограничение по условиям

прочности для двигателя иметь не требуется, но оно все равно предусматривается на случай возникновения нестандартных ситуаций. Линия *4-4*, как указывалось, соответствует условию $p^*_{\text{ф.min}} = \text{const}$ и к ней примыкает область запрещения включения форсажа.

Следует указать еще на то, что к числу прочностных ограничений по двигателю относится также ограничение по максимально допустимой температуре воздуха на входе в двигатель $T^*_{\text{в}}$, соответствующее на рис.23.5 линии *5-5′-5″*. Данное ограничение связано с тем, что при повышении температуры на входе в двигатель $T^*_{\text{в}}$ увеличивается температура воздуха по всей его проточной части. Это приводит к снижению прочности лопаток компрессора и элементов двигателя, охлаждаемых воздухом, отбираемым от компрессора, в том числе газовой турбины, что опасно по условиям надежности работы двигателя. Ухудшаются также условия работы маслосисте-

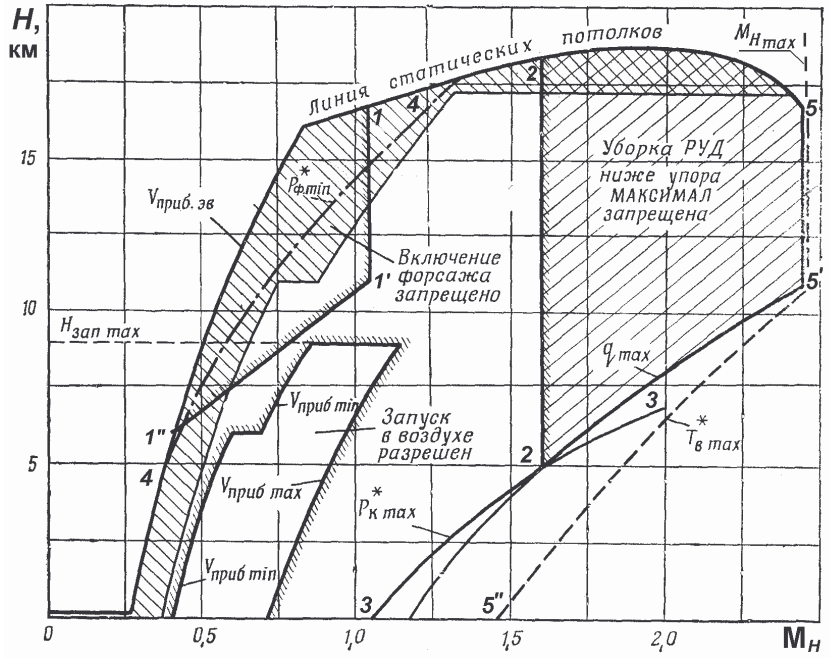


Рис.23.5. Возможные области ограничения режимов работы силовых установок сверхзвуковых самолетов

мы. При $H > 11$ км условие $T^*_{в.max} = \text{const}$ (линия 5-5′) соответствует $M_H = \text{const}$ и может совпадать с ограничением по $M_{H.max}$ для самолета. При $H < 11$ км (на участке 5′-5″) ограничение по $T^*_{в.max}$ не достигается в области дозволенных для самолета значений величин M_H и H (см. рис.23.5).

Следует еще отметить, что ограничение по скоростному напору $q_{max} = \text{const}$, обусловленное прочностью самолета, может являться одновременно ограничением по прочности сверхзвукового воздухозаборника, а иногда и компрессора, т.к. величина q_{max} характеризует газодинамические нагрузки на эти элементы. Рис.23.5 дает только качественное представление о расположении областей ограничения режимов работы силовых установок сверхзвуковых самолетов. В каждом конкретном случае эти области могут быть сдвинуты в ту или иную сторону, а некоторые из них вообще могут отсутствовать.

Глава 24

ВЛИЯНИЕ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ НА РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС И ХАРАКТЕРИСТИКИ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Рассмотренные ранее характеристики авиационных ГТД различных типов рассчитывались и анализировались при определенных допущениях. Атмосферные условия на каждой высоте полета принимались стандартными (соответствующими МСА). Не учитывались влияние влажности атмосферного воздуха, изменение углов атаки и скольжения самолета, неравномерность и нестационарность потока воздуха на входе в двигатель, влияние изменения чисел Рейнольдса.

В реальных условиях эксплуатации эти допущения могут нарушаться. Атмосферные условия могут существенно отличаться от стандартных. Определенное влияние на характеристики двигателя на малых высотах может оказывать влажность воздуха, а на больших высотах – изменение чисел Рейнольдса (если $Re < Re_{кр}$) и полнота сгорания топлива. Весьма существенное влияние может оказывать на условия работы двигателя неравномерность и нестационарность потока воздуха на входе, возникающая от турбулентности атмосферы, от искажения потока в скачках уплотнения и каналах входных устройств, а также вследствие возникновения сильных нестационарных возмущений потока воздуха на входе в двигатель при порывах ветра, маневрировании или применении бортового оружия. Наконец, значительное влияние на условия работы двигателя и протекание его характеристик оказывают различные эксплуатационные ограничения, рассмотренные в гл.23.

24.1. ВЛИЯНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ, ДАВЛЕНИЯ И ВЛАЖНОСТИ АТМОСФЕРНОГО ВОЗДУХА НА ПАРАМЕТРЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Состояние атмосферы характеризуется температурой, давлением и влажностью воздуха. На параметры атмосферы влияют высота полета, географическая широта местности, времена года и время суток, различные метеорологические явления. Наиболее значительное изменение состояния атмосферы характерно для малых высот – от 0 до 5 км. У земли температура t_H может изменяться от –60°С до +60°С, а давление p_H – от 85 кПа до 105 кПа. Влажность воздуха зависит от времени года, климатического района, атмосферных условий, высоты и других факторов.

Влияние изменения давления p_H и температуры T_H на характеристики ГТД было рассмотрено на примере турбовальных двигателей, где пересчет характеристик на различные атмосферные условия является обязательным и выполняется заранее. Однако и для двигателей других типов это влияние оказывается столь же значительным и требует учета в условиях эксплуатации силовых установок.

Влияние атмосферных условий на основные данные двигателя – его тягу (мощность), удельный расход топлива, параметры рабочего процесса, запас газодинамической устойчивости, теплонапряженность деталей горячей части тракта и пр. – зависит от программы управления двигателя и предусмотренных эксплуатационных ограничений.

Рассмотрим физические причины влияния атмосферных условий (давления p_H и температуры T_H) на характеристики ГТД при заданных условиях полета (M_H = const; H = const) на предельных режимах работы двигателя в области ограничений по n_{max} = const или $T^*_{г.max}$ = const.

Изменение давления p_H в области режимов, где нет ограничений по $p^*_{к.max}$ или $N_{e.max}$, отличается той особенностью, что в данном случае, поскольку M_H и H не изменяются, приведенные частоты вращения роторов при любой программе управления двигателя остаются постоянными. По этой причине сохраняется подобие режимов работы силовой установки. Это означает постоянство всех относительных параметров газового потока и КПД элементов силовой установки. Следовательно, изменение атмосферного давления p_H приводит только к пропорциональному изменению давлений газового по-

тока во всех сечениях проточной части двигателя. Температуры же газового потока в указанных сечениях не изменяются. В таком случае расход воздуха и тяга двигателя изменяются пропорционально давлению p_H, а удельный расход топлива сохраняется неизменным.

Влияние изменения давления p_H на тягу (мощность) ГТД следует учитывать при базировании авиационной техники на высокогорных аэродромах, а также при снижении барометрического давления, хотя изменение атмосферного давления на заданной высоте не очень значительно.

Изменение температуры T_H (или t_H по шкале Цельсия) при M_H = const приводит к изменению температуры $T_в^*$ на входе в двигатель. При этом изменяются приведенные частоты вращения роторов. Это вызывает изменение режима работы двигателя и всех его параметров. Например, уменьшение $n_{НД.пр}$ вследствие увеличения температуры $T_в^*$ приводит к снижению $\pi_{к\Sigma}^*$ и $q(\lambda_в)$, уменьшению параметров цикла π и Δ, а также величин $G_в$ и $P_{уд}$. Тяга двигателя при этом уменьшается, а удельный расход топлива возрастает.

На рис.24.1 показано влияние температуры воздуха t_H на скоро-

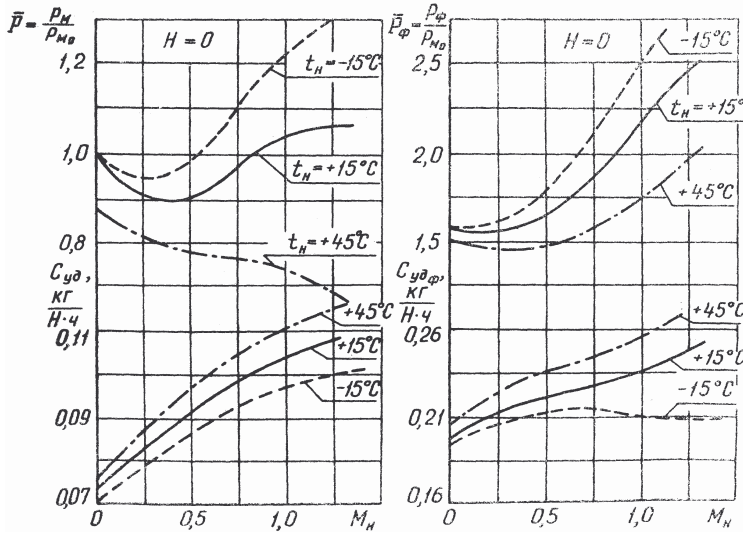


Рис.24.1. Скоростные характеристики ГТД прямой реакции при $H = 0$ и отклонении от $t_{H.\,МСА}$ на +30°С и –30°С

стные характеристики ТРДДФсм при $H = 0$ на режимах «М» и «ПФ» для двигателя РД-33, рассчитанные с учетом его конкретной программы управления. Как видно, степень снижения тяги и возрастания $C_{уд}$ являются весьма значительными и усиливаются с ростом M_H.

Изменение влажности воздуха принято оценивать по величине его влагосодержания. *Влагосодержание* d определяется как масса водяного пара, приходящаяся на 1 кг чистого (сухого) воздуха. Наряду с этим существует понятие *относительной влажности* φ, которая характеризует степень насыщения воздуха водяным паром

$$\varphi = p_{п}/p_{п.нас}, \qquad (24.1)$$

где $p_{п.нас}$ – парциальное давление насыщенных водяных паров при заданной температуре t_H, а $p_{п}$ – парциальное давление водяного пара в атмосфере.

Взаимосвязь величин d и φ выражается формулой

$$d = 0{,}622\,\frac{\varphi\, p_{п.нас}}{p_H - \varphi\, p_{п.нас}}. \qquad (24.2)$$

Зависимость d от t_H для разных значений φ приведена на рис.24.2. Как видно, d повышается с увеличением φ и t_H. Зимой, а также на больших и средних высотах, когда $t_H < 0$°С, величина d близка к нулю и влажность практически не влияет на работу двигателя. Но на малых высотах полета в жаркую погоду в районах с влажным климатом, когда $\varphi = 0{,}8...1{,}0$, величина d, как видно из рис.24.2, достигает значений 0,05...0,08 (при $t_H = 40...50$°С). В этих условиях влияние влажности на работу двигателя становится существенным и должно учитываться.

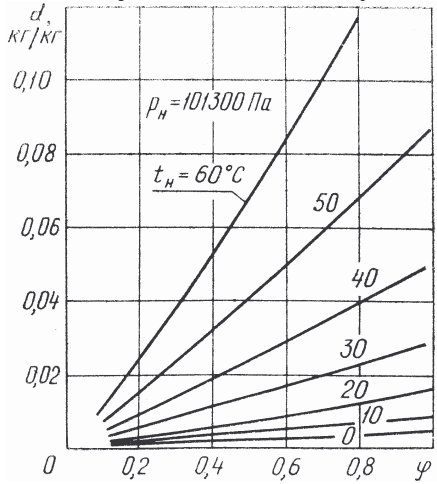


Рис.24.2. Зависимость влагосодержания d от t_H при различных значениях φ

Влагосодержание d влияет на физические свойства воздуха: газовую постоянную R, плотность ρ_H, показатель адиабаты k и теплоемкость c_p.

Водяной пар имеет более высокую газовую постоянную ($R_{\text{п.нас}} = 460$ Дж/(кг·К)), чем сухой воздух (R=287 Дж/(кг·К)), меньший показатель адиабаты k и примерно вдвое большую теплоемкость. При увеличении d от 0 до 0,05 газовая постоянная влажного воздуха возрастает на ~3%, а показатель адиабаты снижается на ~0,5%. Соответственно теплоемкость воздуха возрастает на 4%, а его плотность снижается на 3%. Практически в такой же степени изменяются свойства продуктов сгорания.

Увеличение газовой постоянной R влажного воздуха вызывает повышение скорости звука ($a = \sqrt{kRT}$) и вследствие этого снижает числа М, с которыми обтекаются лопатки компрессора при данном значении частоты вращения ротора. По этой причине снижаются числа M_u и величины $n_{\text{пр}}$, причем

$$n_{\text{пр.вл}} = n_{\text{пр.сух}} \sqrt{\frac{(kR)_{\text{сух}}}{(kR)_{\text{вл}}}}.$$

Это приводит к уменьшению $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$ и вызывает снижение удельной тяги (удельной мощности) двигателя. Одновременно уменьшается расход воздуха через двигатель, как вследствие падения плотности ρ_H, так и снижения $q(\lambda_{\text{в}})$. Снижение $P_{\text{уд}}$ ($N_{\text{е.уд}}$) и $G_{\text{в}}$ приводит к уменьшению тяги (мощности) двигателя.

Возрастание теплоемкости $c_{\text{п}}$ на входе в камеру сгорания с ростом влажности атмосферного воздуха ведет к повышению количества теплоты $Q = c_{\text{п}}(T^*_{\text{г}} - T^*_{\text{к}})$, необходимого для получения заданного значения температуры $T^*_{\text{г}}$. Увеличение Q, наряду со снижением $P_{\text{уд}}$, приводит к повышению удельного расхода топлива.

Снижение концентрации кислорода во влажном воздухе (из-за наличия паров воды), а также уменьшение коэффициента избытка воздуха $\alpha = \dfrac{H_u \eta_{\text{г}}}{Q\, L_0}$ из-за увеличения Q отрицательно сказывается на надежности запуска двигателя и устойчивости процесса горения.

Влияние климатических условий должно учитываться при определении летно-технических характеристик самолета и в инженерно-штурманских расчетах.

Увеличение влажности воздуха d от 0 до 0,05 кг/кг приводит к снижению тяги ГТД в среднем на 3…4% и к увеличению удельного расхода топлива на 4…5%.

Впрыск воды по-иному влияет на характеристики двигателя, чем влажность. Попадая в двигатель, капли воды испаряются, что ведет к уменьшению температуры и увеличению степени повышения давления сжимаемого воздуха. Увеличивается также расход воздуха. Это приводит к некоторому увеличению тяги двигателя. Впрыск жидкости по указанным причинам может применяться в различных типах ГТД как средство форсирования двигателя по тяге.

24.2. ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

В рассмотренных ранее методах расчета характеристик ГТД принималось, что при $H \geq 11$ км величина $P = \text{const}\,\rho_H$; $P_{уд} = \text{const}$; $C_{уд} = \text{const}$. Это справедливо только при больших приборных скоростях полета ($V_{пр} > 600...700$ км/ч), когда давление воздуха на входе в двигатель $p^*_в$ не опускается ниже 40...50 кПа, чем обеспечивается сохранение автомодельности течения в элементах силовой установки по числам Рейнольдса.

В условиях полета на больших высотах с меньшими приборными скоростями, а также у двигателей малой размерности возможно снижение чисел Рейнольдса до величин $\text{Re} < \text{Re}_{кр}$. При этом происходит уменьшение степени турбулентности потока, утолщается пограничный слой и существенно возрастает роль сил трения. В результате этого снижаются КПД каскадов компрессора и турбины, а также уменьшается приведенный расход воздуха через двигатель. Например, при снижении Re в компрессоре и турбине с $3 \cdot 10^5$ до $1 \cdot 10^5$ происходит уменьшение $\eta^*_к$ – на 4...6 %, $\eta^*_т$ – на 2...3 % и $G_{в.пр}$ – на 5...6%. В целом это вызывает уменьшение тяги (мощности) и ухудшение экономичности двигателя.

Дополнительное ухудшение экономичности при полетах на больших высотах с малыми $V_{приб}$ связано с плохим качеством распыла топлива из-за снижения перепада давлений на форсунках, что отрицательно влияет на процессы распыливания, смесеобразования

и горения топлива в камерах сгорания. Это вызывает существенное уменьшение коэффициента полноты сгорания и сужает диапазон устойчивой работы основной и форсажной камер сгорания.

Влияние чисел Re на протекание высотных характеристик ГТД существенно зависит от схемы и программы управления двигателя. Снижение $\eta_к^*$ и $\eta_т^*$ вследствие уменьшения чисел Re в области режимов, где $Re < Re_{кр}$, приводит к увеличению потребной работы каскадов компрессора и к уменьшению располагаемой работы каскадов турбины. Это вызывает нарушение баланса мощностей каскадов турбомашин. Если программой управления требуется поддержание постоянства частоты вращения одного из роторов, то нарушение баланса мощностей неизбежно требует увеличения температуры газа перед турбиной $T_г^*$, которая может повышаться на несколько десятков градусов. Это отчасти компенсирует отрицательное влияние снижения КПД элементов и уменьшения приведенного расхода газа на тягу двигателя. Но рост температуры $T_г^*$ нежелателен по соображениям надежности и ресурса. Одновременно с этим на больших высотах ухудшается работа системы охлаждения двигателя. По этой причине на некоторых высокотемпературных двигателях на больших высотах (свыше 14...16 км) возникает необходимость снижения уровня настройки ограничителя $T_{г.max}^*$, что вызывает ухудшение тяговых характеристик двигателя на этих высотах.

Если программой управления предусмотрено условие $T_г^* = \text{const}$, то нарушение баланса мощностей каскадов компрессора и турбины приводит к снижению частот вращения роторов двигателя. По этой причине снижаются степени повышения давления каскадов компрессора, уменьшается давление за турбиной и падение тяги усиливается. Опасность перегрева турбины снижается ценой ухудшения тяговых характеристик.

Как показывают исследования, уменьшение чисел Re при $Re < Re_{кр}$ приводит также к снижению запасов газодинамической устойчивости каскадов компрессора. Это, с одной стороны, объясняется смещением границы устойчивости в поле характеристик компрессора в сторону рабочей линии. С другой стороны, рабочая линия смещается

навстречу границе устойчивости вследствие снижения $G_{в.пр}$ и роста $T_г^*$.

Двигатели малых тяг (мощностей), отличающиеся меньшими линейными размерами, имеют более низкие числа Рейнольдса элементов проточной части и у них на меньших высотах достигаются условия $Re < Re_{кр}$, К числу таких двигателей относятся вертолетные ГТД, ГТД для крылатых ракет, а также двигатели двухдвигательных силовых установок фронтовых самолетов.

У малоразмерных вертолетных ГТД с осевыми компрессорами влияние Re начинает проявляться уже на $H > 3...4$ км, и оно повышается по мере износа проточной части. У двигателей с центробежными компрессорами влияние Re меньше, чем с осевыми.

24.3. ВЛИЯНИЕ УГЛОВ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ САМОЛЕТА НА РАБОТУ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Силовые установки маневренных самолетов должны работать в широком диапазоне углов атаки α и скольжения β. В качестве примера на рис.24.3 приведены расчетные области маневрирования в координатах α–β для истребителя-бомбардировщика F/A-18A при $M_H \le 0{,}75$ и при $M_H \approx 1{,}5$. Как видно, диапазон возможного изменения углов атаки α существенно шире, чем углов скольжения β. При сверхзвуковых скоростях полета этот диапазон сужается.

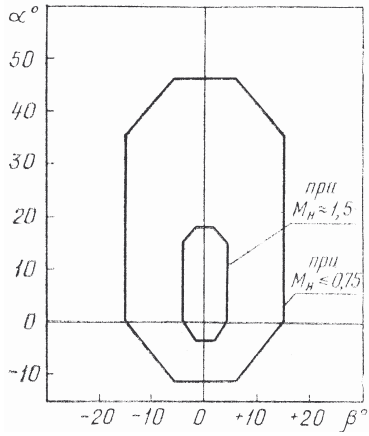


Рис.24.3. Области потребного маневрирования в координатах α–β

Изменение углов атаки и скольжения может сопровождаться весьма значительным ухудшением тяговых и экономических характеристик силовой установки, а также снижением запасов газодинамической устойчивости ее элементов.

При больших углах атаки и скольжения на дозвуковых и особенно на сверхзвуковых скоростях полета, как указывалось в гл.11, может происходить значительное снижение

коэффициента $\sigma_{вх}$, увеличение $c_{х.вх}$ и уменьшение запаса газодинамической устойчивости входного устройства. Степень влияния α и β на $\sigma_{вх}$, $c_{х.вх}$ и $\Delta K_{у.вх}$ зависит от схемы воздухозаборника, его расположения на летательном аппарате, схемы, параметров и программы управления двигателя и усиливается с ростом числа М полета. Снижение $\sigma_{вх}$ и увеличение $c_{х.вх}$ ведет к уменьшению эффективной тяги силовой установки и ухудшению ее экономичности.

Наиболее сильное влияние на тягу двигателя при изменении углов α и β оказывает коэффициент $\sigma_{вх}$. Снижение $\sigma_{вх}$ приводит к пропорциональному уменьшению расхода воздуха через двигатель. Помимо этого, снижается давление газового потока на входе в сопло, что уменьшает удельную тягу двигателя. Снижение коэффициента $\sigma_{вх}$ на 1% приводит к уменьшению $G_{в\Sigma}$ на 1% и к падению удельной тяги в среднем на 0,3...0,5%. Поэтому тяга в указанном случае уменьшается на 1,3...1,5%, а удельный расход топлива повышается на 0,3...0,5%.

Влияние числа М полета и угла атаки на изменение коэффициента $\sigma_{вх}$ для входных устройств различных схем было рассмотрено в гл.11. На рис.24.4,*а* приведены обобщенные зависимости $\overline{\sigma}_{вх}$ от α и M_H для СВУ четырех типов, рассмотренных ранее. На рис.24.4,*б* приводятся расчетные данные по влиянию этого изменения $\sigma_{вх}$ на тягу двигателя.

Как видно, лучшие данные при больших положительных углах атаки имеют входные устройства с верхним горизонтальным расположением клина и подкрыльевые входные устройства, для которых не очень значительное увеличение α приводит даже к повышению тяги, но у них значительно ухудшаются тяговые характеристики при отрицательных углах атаки. При верхнем расположении СВУ наблюдается наиболее сильное уменьшение тяги при увеличении α.

Влияние коэффициента $c_{х.вх}$ на тягу и экономичность силовой установки является менее значительным, чем $\sigma_{вх}$, но также должно учитываться в расчетах эффективной тяги силовой установки.

Изменение углов α и β при маневрировании летательного аппарата усиливает неравномерность и нестационарность потока на входе в компрессор ГТД, особенно при больших числах М полета, что вызывает снижение запаса газодинамической устойчивости компрессора.

22. Изд. №9912

На рис.24.5 представлены неравномерности полей давлений в канале воздухозаборника перед входом в двигатель при различных углах атаки и нулевом угле скольжения, полученные в летных испытаниях самолета F-18. Здесь тонкие линии изображают изобары полных давлений с указанием (в процентах) приращения давления относительно уровня, соответствующего жирной линии. Как видно, неравномерность полных давлений в рассматриваемом сечении канала воздухозаборника возрастает с увеличением угла атаки. Аналогичная картина наблюдается и с ростом угла скольжения. Количественная оценка чувствительности двигателя к неравномерности потока производится по величине коэффициента окружной неравномерности $\overline{\sigma}_{\text{окр}}$, получаемого путем обработки эпюр давлений по методике, ко-

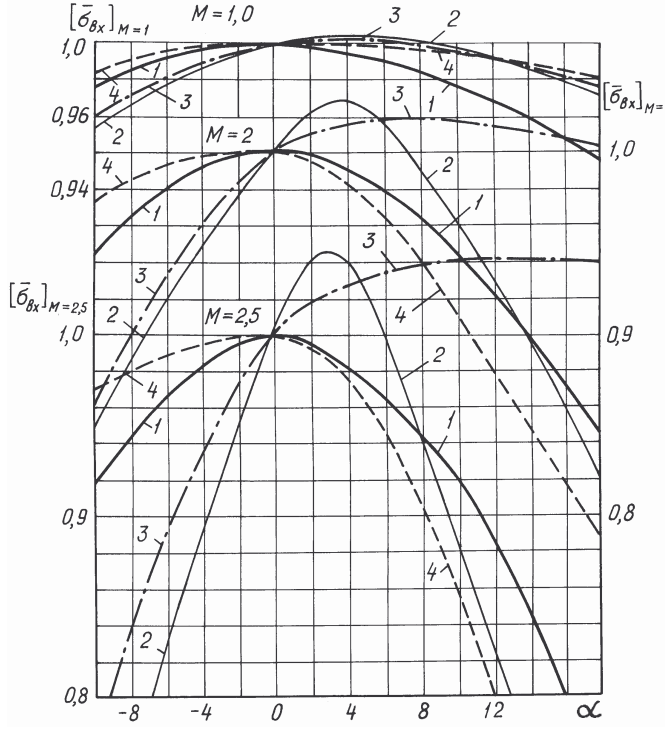


Рис.24.4,*а*. Зависимости $\overline{\sigma}_{\text{вх}}$ от α и M_H для СВУ четырех типов: 1-осесимметричного; 2-бокового; 3-подкрыльевого; 4-надкрыльевого

получаемого путем обработки эпюр давлений по методике, которая будет изложена ниже. Замеряются также пульсации потока ε и по формуле (11.5) определяют параметр W, характеризующий уровень возмущения потока на входе в компрессор. Величины W сравниваются с допустимыми значениями для данного типа двигателя.

По указанным данным вводятся ограничения на максимально допустимые положительные и отрицательные углы атаки и углы скольжения самолета. Косвенно они могут контролироваться заданием допустимых положительных и отрицательных перегрузок самолета и другими способами.

Для обеспечения устойчивой работы силовой установки при больших углах атаки применяется коррекция программы управления входного устройства в виде дополнительного выдвижения клина (или конуса). Это повышает $\Delta K_{\text{у.вх}}$, но ведет к еще более значительному снижению $\sigma_{\text{вх}}$ и увеличению $c_{\text{х.вх}}$, а следовательно, приводит к дополнительному ухудшению эффективных тяговых характеристик силовой установки.

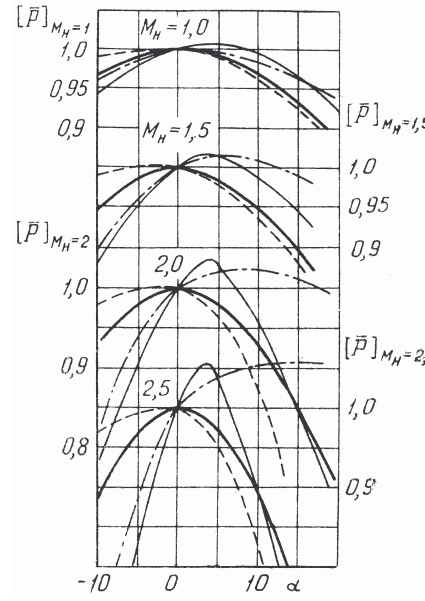


Рис.24.4,*б*. Относительное изменение тяги двигателя с СВУ различных схем в зависимости от α и M_H

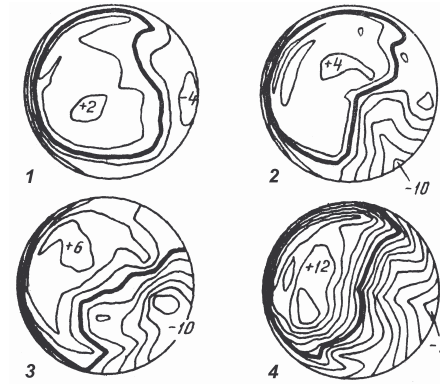


Рис.24.5. Изолинии полей полных давлений при $M_H \le 0{,}75$: 1 - α=19,2°; 2 - α=32,5°; 3 - α=41°; 4 - α=55°

24.4. ВЛИЯНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЯ НА ЕГО ХАРАКТЕРИСТИКИ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКУЮ УСТОЙЧИВОСТЬ

Тепловое состояние двигателя характеризуется степенью прогрева элементов его конструкции. Степень прогрева деталей двигателя определяется величиной тепловых потоков между рабочим телом и элементами конструкции. От теплового состояния ГТД зависят геометрические характеристики его проточной части и, как следствие, характеристики элементов и двигателя в целом. При достаточно длительной работе двигателя на заданном режиме в определенных условиях полета тепловые потоки становятся установившимися и геометрические характеристики элементов проточной части (площади проходных сечений, радиальные и осевые зазоры и т. п.) стабилизируются.

Однако в процессе перехода с одного режима работы двигателя на другой или при быстром изменении режима полета условия нагрева и охлаждения элементов проточной части ГТД меняются, что вызывает соответствующее изменение их геометрических размеров.

Изменение радиальных зазоров влияет на характеристики каскадов компрессора и турбины. Помимо этого, изменение площадей критических сечений сопловых аппаратов турбины и реактивного сопла приводит к изменению условий совместной работы элементов турбокомпрессора. В результате происходит перераспределение теплоперепадов между ступенями турбины, изменение температуры $T_{\text{г}}^{*}$, степени двухконтурности m и других параметров. Следствием изменения параметров двигателя является изменение его тяги (мощности), удельного расхода топлива и запаса газодинамической устойчивости.

Указанное изменение параметров и характеристик двигателя происходит до тех пор, пока процессы теплообмена не стабилизируются на уровне, соответствующем новому установившемуся режиму. Как показывает опыт, вследствие инерционности процесса теплообмена установление нового равновесного теплового режима в деталях двигателя обычно намного выше (иногда на два и более порядка), чем время завершения переходных процессов и срабатывания элементов автоматики.

Среди указанных факторов наиболее ***сильное влияние на дина-***

мические характеристики двигателя оказывает изменение радиальных зазоров в каскадах компрессоров и турбин. На рис.24.6 показан полученный экспериментально характер изменения по времени радиального зазора Δ_r в турбине при приемистости (*а*) и сбросе газа (*б*).

Здесь радиальный зазор определяется разностью перемещений статора и ротора $\Delta_r = \Delta R_{ст} - \Delta R_{рот}$. На режиме малого газа стационарный зазор в данном случае $\Delta_r = 1{,}6$ мм, а на максимальном режиме $\Delta_r = 0$. В процессе приемистости, которая длится около 7 с, зазор успевает уменьшиться вследствие неодинакового прогрева деталей статора и ротора и их различного линейного расширения только на 50%, а уменьшение зазора до нулевой величины происходит асимптотически за время более 100 с. Аналогичная картина наблюдается при сбросе газа.

Запаздывание в прогреве деталей и установлении зазоров является важным динамическим фактором, который необходимо учитывать в расчетах переходных режимов двигателя, поскольку он может привести к временному недобору тяги в процессе приемистости. Тяга, соответствующая установленному с помощью РУД режиму, достигается лишь спустя определенное время, требуемое для стабилизации зазоров. Это время составляет 100...200 с и более и может быть сопоставимым со временем выполнения самолетом требуемого маневра. Например, при увеличении режима работы двигателя в процессе разгона самолета изменение тяги по скорости в указанном случае будет отличаться от тех значений тяги,

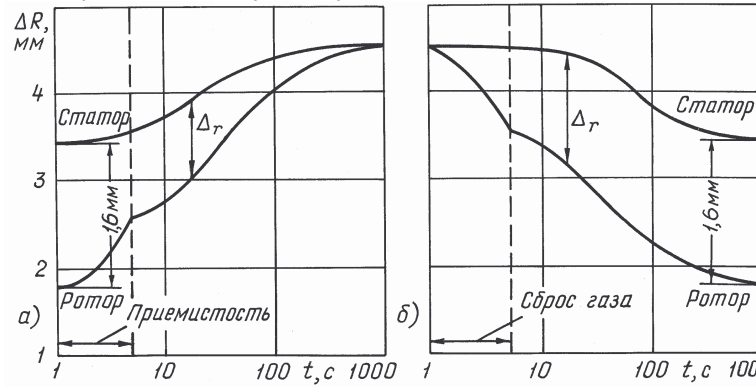


Рис.24.6. Изменение радиального зазора газовой турбины в процессе приемистости и сброса газа

которые соответствуют его стационарной скоростной характеристике при том же режиме двигателя и тех же условиях полета. Для скоростных самолетов, помимо времени прогрева деталей двигателя при переходе на повышенный режим, на их динамические характеристики влияет еще и увеличение температуры воздуха на входе в двигатель $T_{в}^{*}$. Это влияние усиливается, если с ростом температуры $T_{в}^{*}$ программой управления предусматривается увеличение температуры $T_{г}^{*}$.

Количественное влияние инерционности прогрева деталей на характеристики и запас газодинамической устойчивости конкретного двигателя определяется многими факторами. Влияют схема и размеры двигателя, особенности конструкции, время перехода с одного режима на другой, степень предварительного прогрева деталей конструкции, принятая программа управления двигателя.

На рис.24.7 показано изменение по времени параметров двухвального ГТД в процессе приемистости при двух программах управления: $n_{НД}$ = const (сплошные линии) и $T_{г}^{*}$ = const (штриховые линии). У непрогретого двигателя снижены КПД $\eta_{к}^{*}$ и $\eta_{т}^{*}$. При программе управления $T_{г}^{*}$ = const двигатель из-за этого в начальный момент имеет

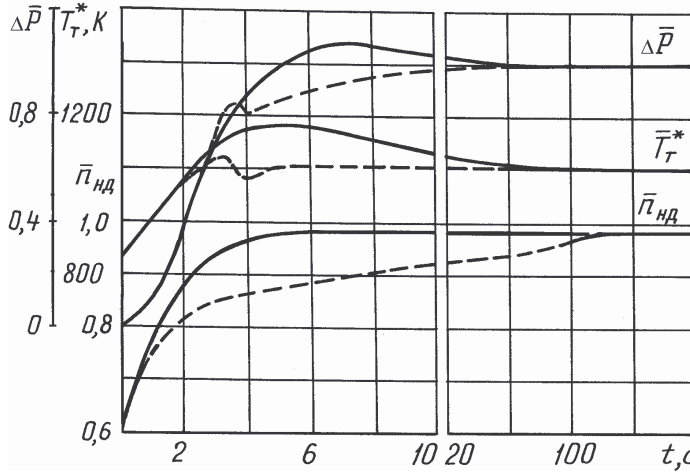


Рис.24.7. Влияние программы управления на процесс приемистости с учетом нестационарного теплообмена

недобор тяги, который в данном примере на 6-й секунде приемистости составляет более 10%. Затем, по мере прогрева, вследствие увеличения $\eta_к^*$ и $\eta_т^*$ повышаются частоты вращения роторов (на рис.24.7 показано только изменение $\bar{n}_{НД}$) и тяга возрастает, достигая своего стационарного значения за время около 100 с. При программе управления $n_{НД}$ = const пониженные значения КПД компрессора и турбины в начальный период приемистости должны быть компенсированы увеличением подачи топлива и температуры $T_т^*$ до величин, больших, чем на стационарном режиме. Такое временное увеличение $T_т^*$ и соответственно $T_г^*$ приводит к более быстрому увеличению тяги и даже к небольшому ее забросу. Во втором случае быстрое увеличение тяги в начальный момент времени будет положительно сказываться на разгонных характеристиках самолета, а кратковременный заброс температуры $T_г^*$ не повлияет на ресурс двигателя.

24.5. ВЛИЯНИЕ ЭРОЗИОННОГО ИЗНОСА ЭЛЕМЕНТОВ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГТД В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА ПЫЛЬНЫХ АЭРОДРОМАХ

В условиях эксплуатации ГТД на грунтовых и запыленных аэродромах в процессе взлета, посадки и руления летательного аппарата, а также при использовании реверса тяги образуется пылевое облако, и часть пыли попадает через входное устройство силовой установки в двигатель. Это особенно характерно для вертолетных ГТД, базирующихся на неподготовленных грунтовых площадках.

Количество пыли, содержащееся в воздухе, зависит от состава грунта и может достигать 0,2...0,4 г/м^3. Частицы пыли обладают абразивными свойствами. Попадая в проточную часть двигателя, они вызывают эрозионный износ ее элементов. В первую очередь эрозионному износу подвергаются лопатки рабочих колес и направляющих аппаратов компрессора. Степень износа зависит от размеров частиц пыли, их твердости, скорости движения и от количества частиц, т. е. от концентрации пыли. Износ камеры сгорания и турбины происходит в меньшей степени из-за «размягчения» частиц в горя-

чем газе.

Эрозионный износ искажает геометрические формы деталей элементов проточной части, что влияет на их характеристики. В первую очередь уменьшается КПД компрессора и его напорность вследствие изменения формы профилей лопаток.

На рис.24.8 показано относительное изменение $\eta_к^*$, $\pi_к^*$ и $\Delta\overline{K}_у$ компрессора двигателя Д-25В в зависимости от суммарного количества прошедшего через него песка $G_п$. Вначале износу подвергаются выходные кромки лопаток, и КПД компрессора может даже немного повышаться из-за снижения кромочных потерь. Дальнейшее увеличение $G_п$ вызывает уменьшение углов изгиба профилей и увеличение радиальных зазоров. Увеличение профильных и концевых потерь и уменьшение кривизны лопаток приводят к интенсивному снижению $\eta_к^*$ и $\pi_к^*$. Рост радиальных зазоров и рассогласование ступеней из-за изменения их характеристик приводят к смещению границы устойчивых режимов работы на характеристике компрессора в сторону больших расходов воздуха и к уменьшению $\Delta K_у$ компрессора.

Влияние эрозионного износа элементов двигателя на его характеристики зависит от ряда факторов и, в том числе, от закона управления. Если, например, турбовальный двигатель на максимальном режиме работы имеет ограничение по $n_{т.к.max}$, то снижение КПД компрессора и турбины требует увеличения температуры $T_г^*$, тем более значительного, чем больше износ лопаток. Помимо влияния на прочность турбины, рост $T_г^*$ смещает рабочую линию на характеристике компрессора в сторону границы устойчивых режимов. Если вступает в действие ограничение по $T_{г.max}^* = \text{const}$, то износ

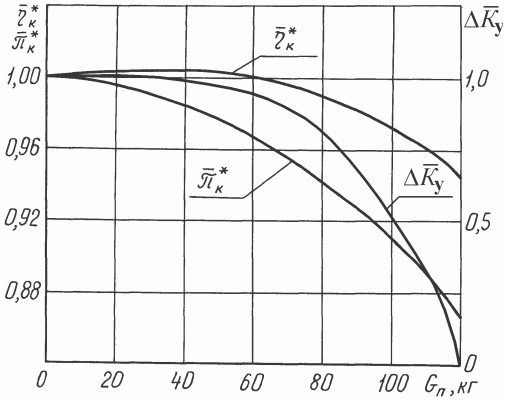


Рис.24.8. Изменение параметров компрессора от суммарного количества прошедшего через него песка ($G_{в\,0} = 26$ кг/с)

приводит к уменьшению $n_{т.к}$ и снижению мощности двигателя вследствие дополнительного уменьшения $\pi_к^*$ и $G_в$ из-за перехода компрессора на режим работы с меньшим значением $n_{т.к.пр}$.

Помимо ухудшения экономических и мощностных (тяговых) характеристик двигателя, наиболее опасным последствием пылевой эрозии проточной части двигателя является уменьшение запаса газодинамической устойчивости компрессора. В условиях эксплуатации при отсутствии надлежащего контроля это может вызвать неустойчивую работу компрессора.

Уменьшение эрозионного износа элементов проточной части двигателей, работающих в условиях повышенной запыленности, достигается применением пылезащитных устройств, а также поверхностным упрочнением деталей за счет специальных защитных покрытий.

Чрезвычайно опасным является попадание на вход в двигатель посторонних предметов. Образующиеся при соударении этих предметов с лопатками компрессора забоины ухудшают их прочностные и аэродинамические характеристики. В ряде случаев это приводит к выходу двигателя из строя или необходимости его досрочного съема. Уменьшение вероятности попадания на вход в двигатель посторонних предметов достигается рядом мероприятий. Требуется более качественная подготовка аэродромов к полетам. В конструкции воздухозаборника выполняются специальные защитные устройства, а сам воздухозаборник стараются располагать на возможно большем удалении от поверхности аэродрома и носового колеса шасси.

24.6. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ВОЗМУЩЕНИЯ ПОТОКА ВОЗДУХА НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ И ОЦЕНКА ИХ ВЛИЯНИЯ НА ПАРАМЕТРЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ ГТД

В условиях полета поле скоростей и давлений на входе в двигатель оказывается неравномерным и нестационарным – поток является возмущенным. Возмущения такого типа принято называть ***аэродинамическими***. Весьма разнообразные по форме проявления, интенсивности и природе аэродинамические возмущения условно разделяют на два вида: ***стационарную неравномерность*** **и** ***нестационарность***.

Причинами стационарной неравномерности потока являют-

ся: искажение полей параметров при течении в криволинейных каналах, подводящих воздух к двигателю, нарастание пограничного слоя на стенках, затенение потока стойками или обтекателями силовых элементов и приводов, наличие взаимодействующих между собой скачков уплотнения (при M>1,0).

Причинами нестационарности могут быть пульсации потока вследствие его срывов со стенок каналов или обтекаемых поверхностей воздухозаборника, а также крупномасштабная турбулентность атмосферы.

Аэродинамические возмущения усиливаются при сверхзвуковых скоростях полета, а также при полете с большими углами атаки и скольжения.

Стационарная неравномерность потока на входе в двигатель в общем случае имеет весьма сложный характер. Для упрощения ее количественной оценки прибегают к схематизации. Условно стационарную неравномерность разделяют на радиальную и окружную.

Экспериментально установлено, что в неравномерном потоке поле статических давлений на входе в двигатель, т. е. в сечении «*в-в*» перед компрессором, является равномерным. Различными оказываются осевые скорости потока на входе и, как следствие, полные давления в разных точках входного сечения двигателя. В частности, при осевом входе полное давление $p^*_{\text{в}\,i} = p_{\text{в}\,i} + 0{,}5\,\rho_i c^2_{\text{a}\,i}$.

Неравномерность полных давлений и осевых скоростей на входе в компрессор и перед ступенями приводит к изменению местных углов атаки при обтекании лопаток компрессора и влияет на создаваемый напор и запас устойчивости ступеней. **Опасными являются зоны пониженных осевых скоростей, так как в этих зонах местные углы атаки могут превысить их критические значения.**

Количественную оценку неравномерности осевых скоростей производить трудно. Поэтому *оценку неравномерности потока на входе в двигатель производят по полным давлениям* $p^*_{\text{в}\,i}$ или коэффициентам сохранения полных давлений $\sigma_i = p^*_{\text{в}\,i}/p_H$. Поскольку поля величин $c_{\text{a}\,i}$ и $p^*_{\text{в}\,i}$ при условии $p_{\text{в}\,i} = \text{const}$ между собой однозначно связаны, то об изменении местных углов атаки можно судить по изменению

величин коэффициентов σ_i. Там, где σ_i оказываются ниже средних значений, углы атаки возрастают, а в зонах с повышенными значениями σ_i, наоборот, снижаются по сравнению с теми их значениями, которые были бы при равномерном поле осевых скоростей и том же расходе воздуха.

При возникновении радиальной неравномерности зона пониженных значений $p^*_{в\,i}$ (а следовательно, и $c_{а\,i}$) располагается обычно в периферийной части лопаток (как на рис.24.9,*а*), где раньше всего достигаются критические углы атаки. Поэтому запас устойчивости ступени снижается.

Эпюра распределения полных давлений при окружной неравномерности показана на рис.24.9,*б*. Механизм воздействия окружной неравномерности на работу ступени и компрессора более сложен. В этих случаях обтекание лопаток рабочих колес приобретает существенно нестационарный характер из-за периодического попа-

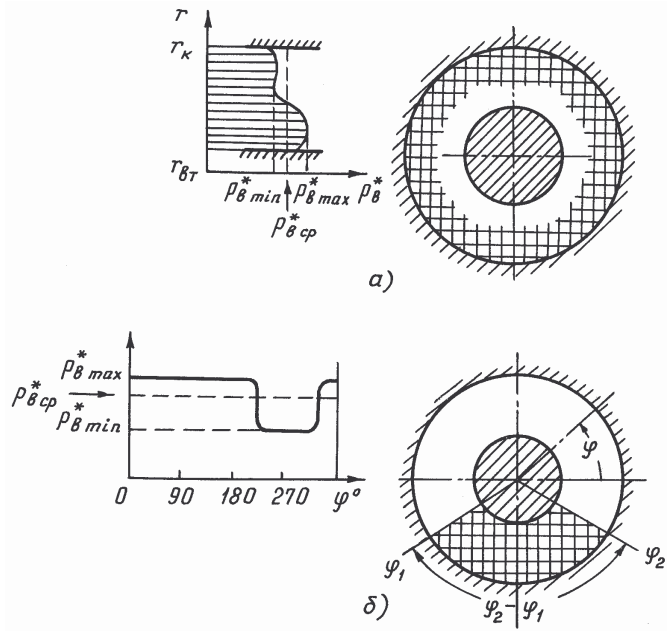


Рис.24.9. Формы неравномерности потока воздуха перед компрессором:
а – радиальная; *б* - окружная

дания их в зоны повышенных и пониженных значений $p^*_{в\,i}$.

В реальных условиях проявляются обе указанные формы неравномерности, т. е. неравномерность является смешанной (рис.24.10). Но ***сильнее влияет окружная неравномерность и она учитывается в первую очередь***.

Оценка окружной неравномерности производится следующим образом. Площадь входа в компрессор (рис.24.10,*а*) разбивают на ряд секторов (по углу φ). Вдоль радиуса, проведенного под углом φ_i, в каждом секторе определяют осредненное по площади значение коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{вх\,i\,ср} = p^*_{в\,i\,ср}\ /p_н$, обозначенное σ_r.

По результатам расчетов строят зависимость σ_r от полярного угла φ (рис.24.10,*а*), по которой определяют среднее значение $\sigma_{вх.ср}$ по всей площади входа. По этому же графику находят угловую протяженность сектора пониженного полного давления, где $\sigma_r < \sigma_{вх.ср}$,

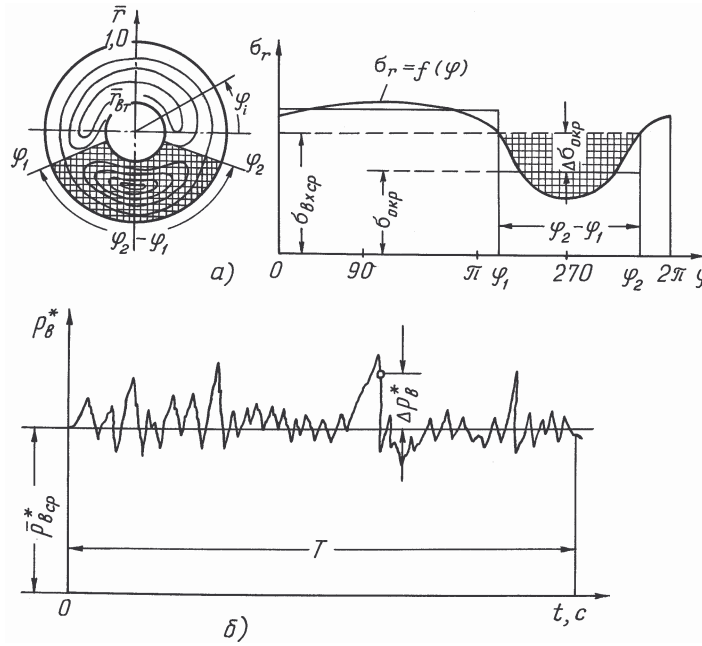


Рис.24.10. Смешанная неравномерность потока на входе в компрессор. Оценка ее окружной (*а*) и пульсационной (*б*) составляющих

которая, согласно рис.24.10, равна: $\varphi_{окр} = \varphi_2 - \varphi_1$.

Среднее значение $\sigma_{вх}$ в секторе пониженного давления, обозначаемое $\sigma_{окр}$, находят интегрированием величин σ_r в этом секторе по φ от φ_1 до φ_2.

$$\sigma_{окр} = \frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} \sigma_r d\varphi . \qquad (24.3)$$

Окружную неравномерность характеризуют средним относительным уменьшением полного давления в секторе $\varphi_{окр} = \varphi_2 - \varphi_1$

$$\overline{\sigma}_{окр} = \frac{\sigma_{вх.ср} - \sigma_{окр}}{\sigma_{вх.ср}} = \frac{\Delta\sigma_{окр}}{\sigma_{вх.ср}} \qquad (24.4)$$

и относительной протяженностью сектора пониженного давления

$$\overline{\varphi}_{окр} = \frac{\varphi_{окр}}{2\pi} . \qquad (24.5)$$

Нестационарность потока на входе в компрессор проявляется в виде колебаний (пульсаций) давления $p_в^* / p_H$ различной формы, частоты и амплитуды (рис.24.10,*б*). Физическая сущность влияния пульсаций потока на характеристики компрессора и двигателя в целом является весьма сложной. Воздух, находящийся в проточной части компрессора, обладает определенной массой и инерцией. Поэтому колебания давления во входном сечении доходят до выходного сечения компрессора ослабленными. Кроме того, возмущения давления передаются по компрессору с конечной скоростью, и поэтому колебания давления на входе достигают выходного сечения с запаздыванием, т.е. со сдвигом фазы.

По мере увеличения частоты колебаний давления на входе изменение давления на выходе начинает все больше отставать по фазе. В результате в отдельные моменты времени (когда $p_в^*$ упало, а $p_к^*$ еще не успело понизиться) мгновенные значения величин $\pi_к^*$ и, следовательно, аэродинамические нагрузки решеток профилей компрессора могут существенно повыситься. Рост амплитуды колебаний усиливает этот эффект. В результате этого наличие колебаний давления перед компрессором вызывает уменьшение запаса его газодинамической устойчивости.

Механизм влияния случайных пульсаций и крупномасштабной турбулентности на работу компрессора более сложен и менее изучен, но, в конечном счете, также сводится к возрастанию мгновенных значений углов атаки в лопаточных венцах.

Для анализа нестационарности потока на входе в компрессор (рис.24.10,*б*) выделяют в каждый момент времени пульсационную составляющую полного давления $\Delta p_{\text{в}}^{*} = p_{\text{в}}^{*} - \overline{p}_{\text{в.ср}}^{*}$, где $p_{\text{в}}^{*}$ – мгновенное значение давления в данной точке потока, а $\overline{p}_{\text{в.ср}}^{*}$ – давление в этой же точке, осредненное за достаточно большой период времени *T*, т.е.

$$\overline{p}_{\text{в.ср}}^{*} = \frac{1}{T}\int_{0}^{T} p_{\text{в}}^{*} dt\,. \qquad (24.6)$$

Количественной оценкой уровня нестационарности потока по давлению $p_{\text{в}}^{*}$ служит ***интенсивность пульсаций*** **ε**, под которой понимается относительное среднеквадратичное значение пульсационной составляющей полного давления

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{(\Delta\overline{p}_{\text{в}}^{*})^{2}}}{\overline{p}_{\text{в.ср}}^{*}}, \qquad (24.7)$$

где

$$(\Delta\overline{p}_{\text{в}}^{*})^{2} = \frac{1}{T}\int_{0}^{T}[\Delta p_{\text{в}}^{*}(t)]^{2}\,dt$$

– среднеквадратичное значение пульсационной составляющей полного давления за период времени *T*;

$\overline{p}_{\text{в.ср}}^{*}$ – среднее по площади входа значение $p_{\text{в}}^{*}$ (рис.24.10,*б*).

Возмущение потока воздуха на входе в двигатель на практике оценивают по сочетанию окружной неравномерности $\Delta\overline{\sigma}_{\text{окр}}$ с нестационарностью ε, используя параметр

$$W = \Delta\overline{\sigma}_{\text{окр}} + \varepsilon. \qquad (24.8)$$

Могут устанавливаться нормы на допустимый (предельный) уровень возмущений потока на входе в двигатель. До чисел $M_H \approx 2{,}0$ величины $W_{\text{пред}}$ обычно не должны быть более ~ 6…10%.

Рассмотрим влияние возмущений давлений $p_{\text{в}}^{*}$ на рабочий про-

цесс, запас газодинамической устойчивости и характеристики ГТД.

Наличие неравномерности потока на входе в компрессор, с одной стороны, вызывает заметное снижение его напорности и КПД, а также может повлиять на положение границы устойчивости, как показано на рис.24.11. Это происходит в тех случаях, когда вследствие неравномерности потока увеличиваются углы атаки в тех зонах, где запас по срыву в равномерном поле был мал (например, на периферии рабочих лопаток). С другой стороны, уменьшение $\eta_к^*$ приводит при каждом значении $n_{пр}$ каскада компрессора к увеличению температуры $T_г^*$, что вызывает смещение рабочей линии на характеристике компрессора к границе устойчивости. В итоге происходит снижение запаса газодинамической устойчивости ГТД, опасное для эксплуатационной надежности силовой установки.

Неравномерность потока по мере его прохождения по тракту компрессора ослабляется. Это объясняется тем, что в зонах с пониженными значениями p^* и $c_а$ и повышенными углами атаки ступени сообщают воздуху бóльшую работу, чем в зонах с повышенными p^* и $c_а$. Поэтому радиальная неравномерность потока на входе в многоступенчатый компрессор оказывает существенное влияние только на работу первых двух-трех ступеней, а на последующих ступенях почти полностью исчезает.

Окружная неравномерность выравнивается в значительно меньшей степени, чем радиальная, и ее влияние распространяется на все ступени компрессора. Этим объясняется учет при определении величины W в формуле (24.8) только окружной неравномерности. Окружная неравномерность опасна еще и тем, что она вызывает нестационарное обтекание лопаток и, помимо отрицательного влияния на аэродинамические характеристики решеток профилей, может возбуждать вынужденные колебания

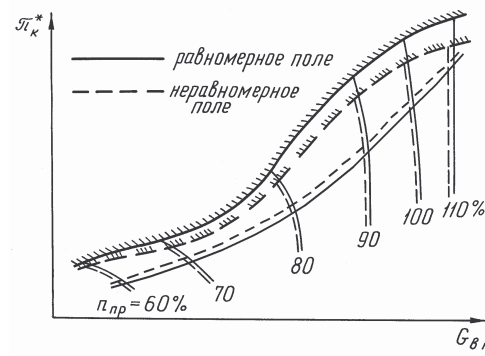


Рис.24.11. Влияние неравномерности потока на входе в двигатель на характеристику компрессора

лопаток компрессора и приводить к усилению неравномерности поля температур перед турбиной.

Неравномерность потока влияет на тягу и удельный расход топлива двигателя. Согласно экспериментальным данным установлено, что увеличение $\Delta\overline{\sigma}_{\text{окр}}$ на 1% приводит к снижению тяги двигателя на 2...3% и к возрастанию удельного расхода топлива на 1...3%. Пульсации потока, вызывая колебания расхода воздуха и температуры $T_{\text{г}}^{*}$, не оказывают заметного влияния на осредненные значения тяги (мощности) и удельного расхода топлива ГТД.

Степень чувствительности ГТД к возмущениям потока на входе оценивают по уменьшению запаса газодинамической устойчивости в процентах при изменении параметра W на 1%. Повышение W на 1% приводит к уменьшению $\Delta K_{\text{у}}$ на 2...6 % в зависимости от типа двигателя и режима его работы. Меньшей чувствительностью к возмущениям обладают двухконтурные двигатели, что обусловлено демпфирующим влиянием канала наружного контура. Степень снижения $\Delta K_{\text{у}}$ при возрастании W у всех типов двигателей усиливается при уменьшении приведенной частоты вращения, что может быть объяснено возрастанием на этих режимах углов атаки в группе первых ступеней.

24.7. ТЕПЛОВЫЕ ВОЗМУЩЕНИЯ ПОТОКА НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ И ИХ ВЛИЯНИЕ НА ЕГО ГАЗОДИНАМИЧЕСКУЮ УСТОЙЧИВОСТЬ

Тепловые (температурные) возмущения потока воздуха на входе в двигатель в условиях эксплуатации и боевого применения могут быть вызваны в основном попаданием на вход в двигатель продуктов сгорания ракетных двигателей или снарядов **при применении бортового оружия**.

Тепловые возмущения принято характеризовать интенсивностью, темпом нарастания по времени, пространственной неравномерностью и длительностью действия. По характеру проявления их подразделяют на две основные группы: температурную неравномерность и температурную нестационарность.

Температурная неравномерность потока перед двигателем оценивается по величине превышения средней по площади входа в

двигатель температуры потока $T^*_{\text{в.ср}}$ над температурой невозмущенного потока T^*_H. Для этого, как и в случае неравномерности по $p^*_{\text{в}}$, площадь входа разбивают на секторы и определяют среднюю температуру $T^*_{\text{в}.r}$ в каждом секторе, т.е. находят осредненное значение температуры для каждого радиуса. Далее строят зависимость $T^*_{\text{в}.r}$ от полярного угла φ, по которой интегрированием определяют средние значения температуры $T^*_{\text{в.ср}}$ по всей площади входа, а также в «холодной» и «горячей» зонах ($T^*_{\text{в.хол}}$ и $T^*_{\text{в.гор}}$). Затем определяют угловую протяженность горячей зоны $\varphi_{\text{гор}} = \varphi_2 - \varphi_1$ (рис.24.12) или ее относительную величину $\overline{\varphi}_{\text{гор}} = \varphi_{\text{гор}}/(2\pi)$. По полученным данным определяют средний подогрев воздуха по всей площади входа $\Delta T^*_{\text{в}} = T^*_{\text{в.ср}} - T^*_H$ и средний относительный подогрев $\delta T^*_{\text{в}} = \Delta T^*_{\text{в}} / T^*_H$, то есть интенсивность подогрева.

Температурная нестационарность потока определяется путем построения графика зависимости абсолютного подогрева $\Delta T^*_{\text{в}.i} = T^*_{\text{в}.i} - T^*_H$ от времени в той точке «горячей» зоны, где величина подогрева является максимальной (рис.24.13). Ее оценивают длительностью теплового возмущения t_{m} на участке нарастания $\Delta T^*_{\text{в}.i.\max}$, суммарным временем теплового воздействия t_Σ, а также относительным темпом (градиентом) нарастания температуры в «горячей» зоне

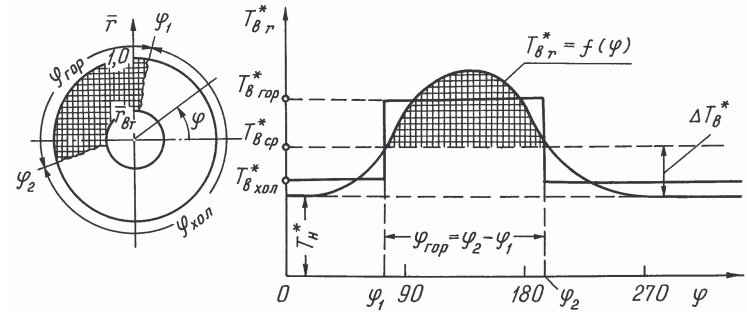


Рис.24.12. К определению параметров температурной неравномерности

по времени $\delta\dot{T}^*_{\text{в}} = \dot{T}^*_{\text{в}} / T^*_H$, где $\dot{T}^*_{\text{в}} = \dfrac{\partial T^*_{\text{в}.i.\max}}{\partial t} \approx \dfrac{(\Delta T^*_{\text{в}.i.\max})_{\max}}{t_{\text{m}}}$.

Основными количественными показателями тепловых воздействий являются: **интенсивность подогрева $\delta T^*_{\text{в}}$, темп нарастания температуры $\delta\dot{T}^*_{\text{в}}$, протяженность «горячей» зоны $\varphi_{\text{гор}}$ и длительность теплового возмущения t_{m}**. В существующей практике эти показатели при пусках ракет изменяются в следующих пределах: $\delta T^*_{\text{в}}$ =0,05...0,3; $\delta\dot{T}^*_{\text{в}}$ =1,2...7,5 1/с ($\dot{T}^*_{\text{в}}$ =300...2000 К/с); $\overline{\varphi}_{\text{гор}}$ =0,2…0,6; t_{m} = 0,01...0,2 с (t_Σ =1,0...2,0 с).

На рис.24.14 показан качественный характер изменения параметров двигателя по времени при попадании горячих газов от ракеты, приводящих к неустойчивой работе двигателя. Момент времени t_1 соответствует началу температурного воздействия, а момент времени t_4 – его окончанию. Как видно, в начальный период времени (в интервале времени от t_1 до t_2, рис.24.14) частоты вращения роторов и расход топлива еще не успевают измениться, а температура газа $T^*_{\text{т}}$ повышается при незначительном снижении давления $p^*_{\text{к}}$ за компрессором. В момент времени t_2 при определенном уровне возмущения возникает неустойчивая работа компрессора (в данном случае – вращающийся срыв). С этого момента времени резко повышается температура газа за турбиной $T^*_{\text{т}}$ и падают частоты вращения роторов двигателя, контролируемые летчи-ком. Во избежание перегрева лопаток турбины двигатель должен быть выключен летчиком или автоматической системой ликвидации неустойчивой работы (при $t = t_3$) с последующим восстановлением режима.

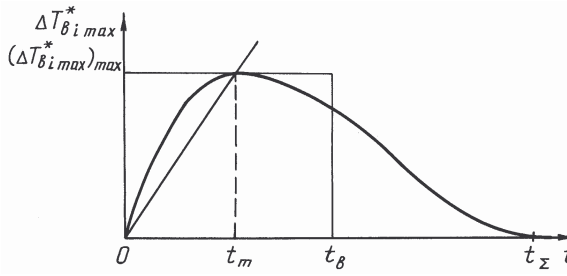


Рис.24.13. К определению параметров температурной нестационарности

Интенсивность температурного воздействия на двигатель со стороны бортового оружия

зависит от многих факторов:

– размещения узлов подвески ракет относительно воздухозаборников;

– мощности одиночных ракет и количества ракет в залпе;

– химического состава применяемых топливных зарядов;

– траектории полета ракеты на начальном участке;

– скорости и высоты полета самолета при пуске ракет и режима работы двигателя.

В связи с этим обеспечение газодинамической устойчивости силовых установок при пусках ракет следует рассматривать как **комплексную проблему**, касающуюся разработчиков самолета, вооружения и силовой установки.

Согласно требованиям безопасности нормируются **три допустимых уровня возмущений**. *Первый уровень* должен выдерживаться двигателем без потери ГДУ за счет соответствующих запасов устойчивости по компрессору и воздухозаборнику. *Второй уровень* не должен приводить к потере ГДУ при включении системы кратковременного повышения запасов устойчивости (за счет тех или иных управляющих воздействий). *Третий уровень* таков, что при нем ГДУ двигателя заведомо не обеспечивается, но неустойчивость должна устраняться системой ликвидации неустойчивой работы, устанавливаемой на самолете

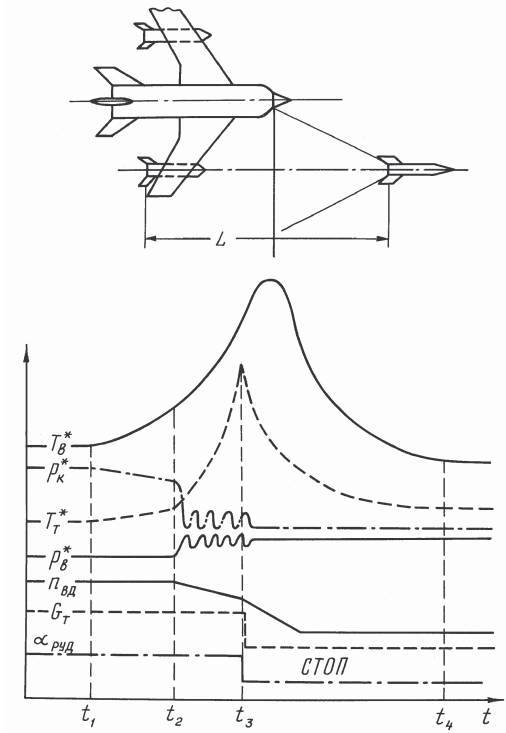


Рис.24.14. Характер изменения параметров двигателя по времени при тепловом воздействии

(см.ниже). При проведении приемочных испытаний двигателя проверка ГДУ производится на специальных стендах, обеспечивающих имитацию внешних возмущений различных уровней.

Рассмотрим механизм влияния температурной неравномерности и нестационарности потока на входе в двигатель на его ГДУ.

Влияние окружной неравномерности температурного поля качественно может быть объяснено с использованием так называемой «гипотезы параллельных компрессоров», работающих на одну сеть (общую камеру сгорания). В этой модели «холодная» зона 1 и «горячая» зона 2 (рис.24.15,*а*) условно заменяются компрессорами, работающими на холодном и горячем воздухе с одинаковыми значениями физической частоты вращения. В таком случае режимы параллельных компрессоров отличаются значениями их приведенных частот вращения, причем $n_{\text{пр.гор}} < n_{\text{пр.хол}}$. Если бы оба компрессора работали каждый со своей камерой сгорания и турбиной, их рабочими точками были бы точки 1 и 2 на характеристике компрессора (рис.24.15,*а*), лежащие на одной рабочей линии, а давления на выходе и значения $\pi_к^*$ у них были бы разными ($\pi^*_{\text{к.хол}} > \pi^*_{\text{к.гор}}$). Но оба компрессора в рассматриваемой

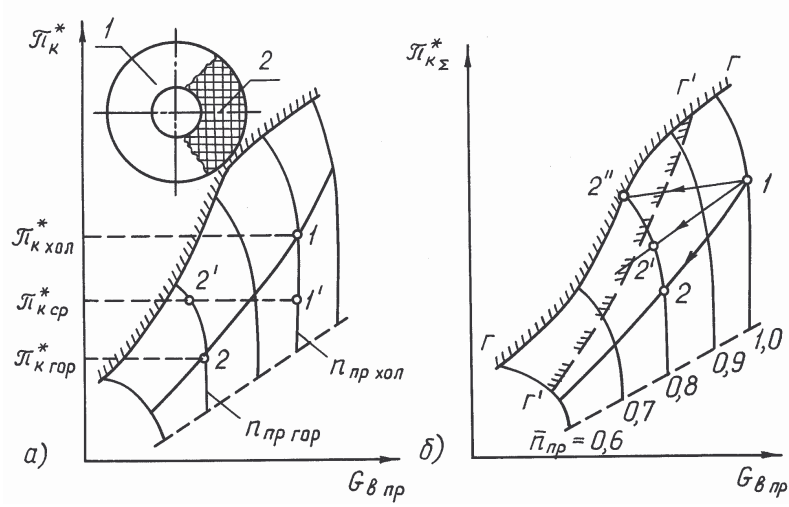


Рис.24.15. К объяснению влияния температурной неравномерности (*а*) и нестационарности (*б*) на ГДУ компрессора

схеме работают на одну общую емкость, и давление в общей для обоих компрессоров камере сгорания является одинаковым. Поэтому оба компрессора имеют одинаковое значение $\pi^*_{к.ср}$. Из рис.24.15,*а* видно, что в этих условиях у «холодного» компрессора ΔK_y увеличивается (точка 1′), а у «горячего» уменьшается (точка 2′). Чем выше подогрев в «горячей» зоне, тем сильнее в ней снижается ΔK_y. Физически это можно объяснить тем, что чем значительнее среднее давление в камере сгорания $p^*_{к.ср}$ превышает давление в «горячей» зоне, тем сильнее эффект дросселирования этой зоны со стороны камеры сгорания.

Влияние нестационарности поля температур $T^*_в$ состоит в следующем. При медленном повышении температуры $T^*_в$ по времени с темпом не более 50...500 К/с, например, в процессе разгона самолета, рабочая точка на характеристике компрессора перемещается вследствие уменьшения $n_{пр}$ вниз по рабочей линии установившихся режимов 1–2 (рис.24.15,*б*). Температура за компрессором $T^*_к$ при этом увеличивается, а температура $T^*_г$ устанавливается в зависимости от температуры $T^*_в$ в соответствии с принятой программой управления двигателем, поскольку топливная автоматика успевает произвести соответствующее изменение расхода топлива. Снижение $n_{пр}$ сопровождается соответствующим уменьшением $\pi^*_{к\Sigma}$.

При быстром увеличении температуры $T^*_в$ (до 1500...2000 К/с) подача топлива и частота вращения роторов измениться не успевают, а расход воздуха (вследствие снижения $\rho_в$ и $n_{пр}$) резко падает. Происходит «заброс» температуры $T^*_г$ по сравнению с установившимся режимом, вызывающий «тепловое дросселирование» компрессора, что приводит к перемещению рабочей точки в сторону границы устойчивых режимов по линии 1–2′ или 1–2″, тем более пологой, чем выше темп нарастания температуры $T^*_в$. Это объясняется тем, что снижение давления $p^*_к$ за компрессором (и величины $\pi^*_к$) отстает по времени от снижения $G_{в.пр}$ вследствие инерционности массы газа, заключенного в объеме камеры сгорания Величина $p^*_к$ может уменьшиться только по

мере вытекания газа из камеры сгорания через сопловой аппарат турбины. В результате мгновенные значения давлений в камере сгорания оказываются бóльшими, чем создаваемый компрессором напор, что приводит к торможению потока воздуха, идущего через компрессор, и к резкому (хотя и кратковременному) снижению запаса устойчивости.

Чем выше величина $\delta\dot{T}^*_{\text{в}}$ и больше объем камеры сгорания, тем при одинаковом по величине снижении $G_{\text{в.пр}}$ в меньшей степени успевает снизиться величина $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$. В таком случае рабочая точка быстрее достигает границы устойчивых режимов и раньше возникает потеря ГДУ двигателя (рис.24.15,*б*).

Другим фактором, приводящим к снижению $\Delta K_{\text{у}}$ при быстром увеличении температуры $T^*_{\text{в}}$, является то, что не успевает осуществляться регулирование компрессора (например, поворотом лопаток НА). Компрессор ведет себя как нерегулируемый, что при высоких значениях $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$ вызывает смещение границы устойчивых режимов вправо (из положения *Г–Г* в положение *Г′–Г′*) за счет усиливающегося в этом случае рассогласования ступеней (рис.24.15,*б*).

При темпе нарастания температуры $T^*_{\text{в}}$ более ~2000 К/с линия 1–2 уже становится горизонтальной. Но начинает сказываться инерционность в процессе развития срывных явлений. В результате снижение ГДУ компрессора сменяется ее повышением с ростом темпа нарастания температуры $T^*_{\text{в}}$, т.е. параметра $\dot{T}^*_{\text{в}}$.

Поскольку при температурных воздействиях изменяется расположение границы устойчивых режимов на характеристике компрессора, коэффициент $\Delta K_{\text{у}}$ теряет свою определенность. Поэтому запас устойчивости двигателя по отношению к тепловым воздействиям оценивают по величине ***критического подогрева***

$$\delta T^*_{\text{в.кр}} = \frac{T^*_{\text{в.кр}} - T^*_{H}}{T^*_{H}} = \frac{\Delta T^*_{\text{в.кр}}}{T^*_{H}}, \qquad (24.9)$$

т.е. такого значения относительного подогрева, который вызывает потерю двигателем ГДУ. Следовательно, для обеспечения устойчивой работы двигателя нужно иметь $\delta T^*_{\text{в}} < \delta T^*_{\text{в.кр}}$.

В реальных условиях боевого применения величины $\delta T^*_{\text{в.кр}}$ зависят от режима полета самолета, режима работы двигателя, а также от параметров $\delta \dot{T}^*_{\text{в}}$ и $\overline{\varphi}_{\text{гор}}$. На рис.24.16 показана экспериментальная зависимость $\Delta T^*_{\text{в.кр}}$ от темпа нарастания температуры $T^*_{\text{в}}$ при $G_{\text{т}} = \text{const}$ и для случая, когда температурное возмущение совпадает с быстрым сбросом топлива в основной камере сгорания. Как видно, при $G_{\text{т}} = \text{const}$ величина $\Delta T^*_{\text{в.кр}}$ с ростом $\dot{T}^*_{\text{в}}$ вначале уменьшается, а при $\dot{T}^*_{\text{в}} > 2000$ К/с начинает возрастать. Быстрое уменьшение расхода топлива перед началом температурного возмущения (указанное на рис.24.16 в %) приводит к раздросселированию компрессора, увеличению расхода воздуха, снижению углов атаки в ступенях и повышению запаса ГДУ. Это, как видно, позволяет увеличить $\Delta T^*_{\text{в.кр}}$ более чем в 2–3 раза.

Обеспечение устойчивой работы СУ в условиях эксплуатации и боевого применения достигается за счет нормирования запасов ГДУ компрессоров и СВУ, а также возмущающих воздействий, которые должен выдерживать двигатель в различных условиях полета. Вдобавок к этому используются автоматические системы защиты двигателя от неустойчивой работы.

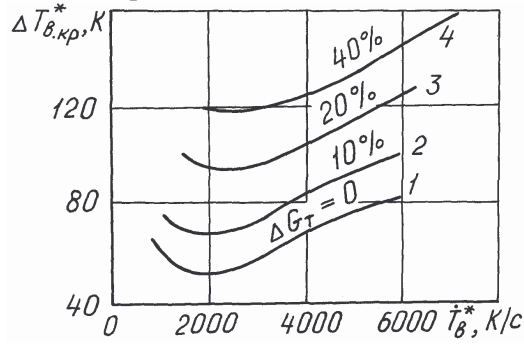


Рис.24.16. Зависимость $\Delta T^*_{\text{в.кр}}$ от $\dot{T}^*_{\text{в}}$ при:
1-$G_{\text{т}} = \text{const}$; 2-быстром уменьшении $G_{\text{т}}$ на 10%; 3-на 20%; 4-на 40%

24.8. СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ И ЛИКВИДАЦИИ НЕУСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ ГТД

Системы предупреждения неустойчивой работы используются только при применении бортового оружия, когда момент начала возмущения, его примерный уровень и длительность воздействия можно предвидеть заранее. Принцип работы этих систем заключается в возможности кратковременного повышения запаса ГДУ каскадов компрессора и воздухозаборника за счет соответствующих управляющих воздействий на их рабочий процесс. При этом должно обеспечиваться минимальное снижение тяги СУ.

Кратковременное увеличение запаса ГДУ СУ может достигаться, как указывалось, различными способами. Причем, чем больше число управляемых элементов имеет СУ, тем шире возможности кратковременного повышения запаса ГДУ без значительного снижения тяги двигателя. На СУ современных самолетов могут использоваться следующие управляющие воздействия: резкое снижение подачи топлива, поворот лопаток НА каскадов компрессора, изменение $F_{кр}$ реактивного сопла, изменение $L_{кл}$ СВУ, перепуск воздуха из-за ступеней компрессора.

Резкое снижение подачи (отсечка) топлива является распространенным средством увеличения запасов ГДУ. Сброс топлива осуществляется специальными устройствами, имеющими высокое быстродействие. Уменьшение подачи топлива до режима «МГ» (или его полная отсечка) осуществляется за время 0,02...0,03 с, Затем после прохождения возмущения расход топлива восстанавливается до исходного уровня. Этим осуществляется временное раздросселирование каскада компрессора, расположенного перед камерой сгорания, и повышение запаса его ГДУ. Указанный метод кратковременного повышения ГДУ оказывается эффективным только в тех случаях, когда за потерю устойчивости ответственными являются последние ступени КВД. Его недостатком является резкое снижение тяги двигателя. Значительный сброс топлива может привести к погасанию камеры сгорания и выключению двигателя.

Поворот лопаток НА группы регулируемых первых ступеней КВД у ТРДДФсм является эффективным средством повышения запасов ГДУ каскадов компрессора без значительного снижения тяги СУ.

Изменение площади критического сечения реактивного сопла, как отмечалось, по-разному влияет на запасы ГДУ каскадов компрессора у двигателей различных схем. У двухвальных ТРДДФсм при увеличении $F_{кр}$ возрастает степень двухконтурности при относительно небольшом уменьшении скольжения роторов, что приводит к увеличению запаса ГДУ КНД, но запас ГДУ КВД при этом существенно не изменяется.

Выдвижение панелей клина СВУ приводит к повышению его собственного запаса устойчивости при сверхзвуковых скоростях полета. Это особенно важно в тех случаях, когда управляющее воздействие на компрессор для повышения его ГДУ вызывает снижение приведенного расхода воздуха (например, при прикрытии лопаток НА).

Системы предупреждения неустойчивой работы СУ при применении бортового оружия формируют одновременно несколько управляющих воздействий, исходя из необходимости получения при их включении требуемого кратковременного повышения запаса ГДУ при минимальной потере тяги. Чтобы избежать при сильных тепловых воздействиях на двигатель его самовыключения, целесообразно осуществлять на определенное время включение системы запуска двигателя в воздухе (встречный запуск), чем обеспечивается в случае погасания пламени в камерах сгорания быстрое восстановление процесса горения.

Включение системы предупреждения осуществляется по команде от нажатия боевой кнопки (БК) или от реле схода ракеты. Наиболее общая функциональная схема такой системы приведена на рис.24.17,*а*. Она имеет блок управления, включаемый от боевой кнопки, и ряд исполнительных реле, осуществляющих управляющие воздействия на регулируемые элементы по определённым программам. В реальных системах отдельные элементы могут отсутствовать.

Системы ликвидации неустойчивой работы предназначены для раннего обнаружения потери ГДУ силовой установки, ее ликвидации и автоматического восстановления исходного устойчивого режима работы двигателя, а также для защиты двигателя от перегрева.

Могут возникать, как указывалось, две основные формы проявления неустойчивой работы – «помпаж» и «вращающийся срыв».

В обоих случаях внешними признаками являются серия хлопков или одиночный хлопок (при срыве) , а также снижение n и увеличение $T_г^*$. Если последствием неустойчивой работы является заглохание двигателя вследствие погасания пламени в основной камере сгорания, то наблюдается одновременное снижение n и $T_г^*$.

При высоких значениях приведенной частоты вращения ($n_{НД.пр} > 90\%$) неустойчивая работа компрессора у ТРДФ, как правило, возникает в форме «помпажа». Вывод компрессора из «помпажа» осуществляется легче, чем из «вращающегося срыва», так как при «помпаже» компрессор сам периодически возвращается на правую (устойчивую) ветвь характеристики. «Помпаж» в таком случае самоликвидируется после прекращения температурного возмущения, либо устраняется кратковременной отсечкой подачи топлива и включением системы «встречный запуск».

На большинстве режимов работы ТРДДФсм, а также при пониженных значениях $n_{НД.пр}$ у ТРДФ, как правило, возникает «вращающийся срыв» («помпажный срыв»), т.е. длительный переход компрессора на левую (срывную) ветвь характеристики. Степень уменьшения сопротивления тракта двигателя, необходимая для вывода компрессора из «вращающегося срыва», значительно выше, чем для вывода компрессора из «помпажа». Поэтому в данном случае система ликвидации неустойчивой работы двигателя должна обеспечивать полное его выключение. Но, как правило, и при полном выключении двигателя компрессор продолжает работать на левых ветвях характеристик до тех пор, пока приведенная частота вращения не снизится примерно в два раза по сравнению с максимальной. Только по истечении времени, необходимого для снижения $n_{НД.пр}$ до требуемого значения, система может осуществить автоматически запуск двигателя и восстановление режима. Работа системы ликвидации неустойчивой работы при наличии «вращающегося срыва» связана с длительной потерей (на несколько секунд) тяги двигателя, что является существенным недостатком таких систем и требует их дальнейшего совершенствования.

Диапазоны режимов работы двигателя и режимов полета, при которых появляется та или иная форма неустойчивой работы, для каждого конкретного типа двигателя могут быть различными.

Наличие «помпажа» или «вращающегося срыва» обнаруживается специальными сигнализаторами. Они основаны на принципе распознавания характерных признаков неустойчивой работы компрессора. Это может быть падение давления за компрессором и рост давления перед компрессором, амплитуда и частота колебаний давления в различных сечениях проточной части двигателя, наличие обратных токов воздуха, может использоваться сигнал темпа и уровня нарастания температуры перед или за турбиной. При пороговых уровнях этих признаков, характеризующих возникновение неустойчивой работы, вырабатываются соответствующие сигналы. Эти сигналы поступают в управляющий блок системы (рис.24.17,*б*), в котором формируются команды на управление процессом. На определенное время включается зажигание в основных и форсажных камерах сгорания и производится сброс, или «отсечка», подачи топлива.

Отсечка подачи топлива является наиболее эффективным средством ликвидации неустойчивой работы. Все остальные управляющие воздействия, позволяющие кратковременно увеличивать запасы ГДУ, способствуют ускорению процесса восстановления устойчивого режима работы СУ. Полная отсечка топлива может привести к выключению камеры сгорания. Поэтому сброс топлива целесооб-

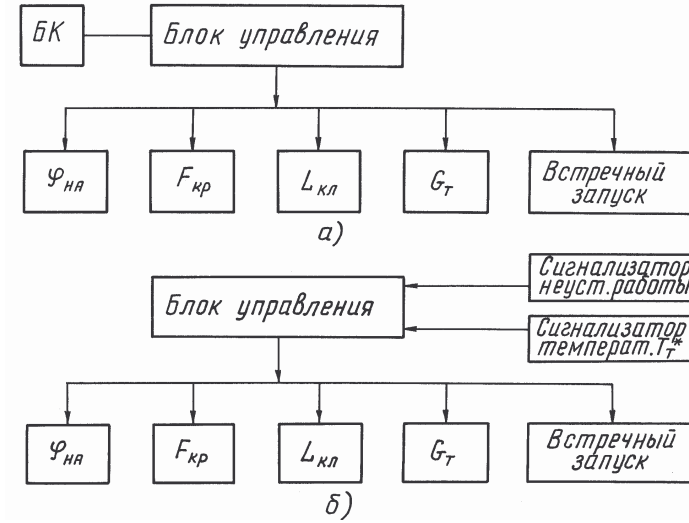


Рис.24.17. Блок-схема систем предупреждения (*а*) и ликвидации (*б*) неустойчивых режимов работы

разно ограничить определенным минимальным уровнем, обеспечивающим ликвидацию неустойчивой работы при сохранении процесса горения в камере сгорания.

Блок-схема системы ликвидации (рис.24.17,*б*) имеет сигнализатор неустойчивых режимов, позволяющий распознавать форму неустойчивости в течение всего времени ее проявления, и блок управления, производящий оптимизацию сброса или отсечки $G_т$ и других управляющих воздействий в зависимости от формы неустойчивой работы в целях восстановления устойчивого режима за минимальное время. Исключение ложного срабатывания системы является важным требованием и с этой целью пороговые уровни сигналов корректируются в зависимости от режима полета и режима работы двигателя. Срабатывание системы ликвидации неустойчивых режимов работы неизбежно сопровождается более или менее длительным снижением тяги, опасным при полетах на малых высотах и скоростях. В указанных случаях система выключается (с помощью реле M_H и H) и принятие решения предоставляется летчику, где он должен действовать самостоятельно в соответствии с инструкцией.

Глава 25

КОМБИНИРОВАННЫЕ РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ БОЛЬШИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ И ГИПЕРЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Летательные аппараты для больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полета нуждаются в специальных СУ, которые должны обеспечивать автономный взлет, разгон-набор высоты, при необходимости выполнять крейсерский дозвуковой полет и главное осуществлять продолжительный крейсерский гиперзвуковой полет при числах М полета 4…6 и более на высотах до 25…35 км.

Двигатели существующих типов (каждый в отдельности) не могут обеспечить приемлемые тягово-экономические и габаритно-массовые характеристики в таком широком диапазоне изменения режимов полета. ***Здесь необходимы новые типы СУ, обладающие определенной адаптивностью к режимам полета.*** Это могут быть составные силовые установки, представляющие собой механическую комбинацию разных двигателей, каждый из которых обладает удовлетворительными характеристиками в ограниченной области режимов полета. Но такие СУ имеют существенный недостаток. При одновременной работе двигателей, образующих составную СУ, невозможно обеспечить работу каждого из них в оптимальных условиях. При последовательной же работе этих двигателей ухудшаются габаритно-массовые показатели СУ, так как на некоторых участках полета вместе с полезным грузом приходится транспортировать неработающий двигатель. Указанных недостатков в известной степени лишены ***комбинированные двигатели (КД) и силовые установки с этими двигателями (КСУ)***, представляющие собой органическое соединение термодинамических циклов, либо отдельных конструктивных элементов двигателей, входящих в их состав.

Базовая классификация комбинированных реактивных двигателей представлена на рис.25.1. Как видно, исходными базовыми двига-

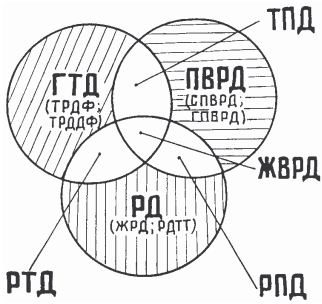


Рис.25.1. Базовая классификация комбинированных двигателей для ГЛА

телями для КСУ ГЛА и ВКС могут служить газотурбинные двигатели (ТРДФ или ТРДДФ), прямоточные воздушно-реактивные двигатели (СПВРД, ГПВРД) и ракетные двигатели (ЖРД, РДТТ). Возможны различные комбинации циклов и процессов этих двигателей. Рассматриваются и изучаются турбопрямоточные (ТПД), ракетно-турбинные (РТД), ракетно-прямоточные (РПД), жидкостно-воздушные ракетные двигатели (ЖВРД) и др. Наиболее перспективными из них являются ТПД и РТД. К числу КД условно могут быть отнесены также пульсирующие детонационные двигатели (ПуДД) с наддувом, сочетающие в себе циклы $v = \text{const}$ и $p = \text{const}$. Они также характерны тем, что могут использоваться в широком диапазоне чисел М полета. Ниже рассмотрены схемы, особенности рабочего процесса и возможные характеристики КД различных типов.

Предварительно заметим, что, помимо различных двигателей, входящих в состав КСУ, они должны отличаться схемами и особенностями компоновок и регулирования входных и выходных устройств. Это объясняется рядом причин. Входные и выходные устройства должны эффективно и устойчиво работать во всем диапазоне чисел М полета от взлета до $M_{H.max}$ при последовательном переходе КСУ с режима работы одного двигателя на режим работы другого двигателя (например, ГТД–СПВРД–ГПВРД). При этом с увеличением скоростей полета ЛА увеличивается диапазон изменения степеней повышения давления воздуха $\pi_{вх}$ во входных устройствах и степеней понижения давления продуктов истечения $\pi_{с.расп}$ в реактивных соплах таких КСУ.

Особенные сложности возникают при выборе рациональных схем устройств входа и выхода и их компоновки на ЛА, что связано с увеличением лобовых размеров этих элементов и, в частности, площадей $F_{вх}$ и $F_{с}$. Площади входа и выхода с ростом $M_{H.max}$ при использовании одного и того же двигателя увеличиваются (рис.25.2). Размещение двигателей при этих условиях в отдельных мотогондолах оказывается нерациональным. Более предпочтительными здесь являются не осесимметричные, а плоские (двухмерные) схемы входных и выходных

устройств с частичным использованием одностороннего сжатия и одностороннего расширения, а при $M_н > 3,0…3,5$ становится выгодным перевод СВУ на режимы смешанного сжатия. Эти вопросы достаточно подробно изложены в гл.11 и 12. Следует добавить, что главной особенностью компоновок ГЛА является ***аэродинамическая и конструктивная интеграция планера и его СУ***. Это достигается размещением двигателей под фюзеляжем с частичным использованием подфюзеляжной поверхности ЛА в качестве поверхностей сжатия и расширения (см.рис.25.2).

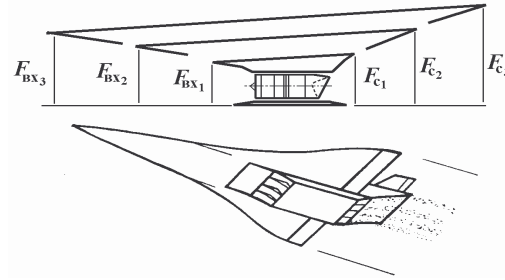


Рис.25.2. Увеличение площадей $F_{вх}$ и $F_с$ с ростом M_H

25.1. ТУРБОПРЯМОТОЧНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ТПД)

Турбопрямоточные двигатели сочетают в себе преимущества ТРДФ или ТРДДФ в диапазоне чисел М полета до 3,0...3,5 с преимуществами СПВРД при $M_H > 3,0...3,5$ и ГПВРД – при $M_H > 6...7$. В соответствии с этим они имеют два контура – турбореактивный и прямоточный. При значительном разнообразии схем ТПД они могут быть сведены к двум основным типам: *с параллельным* и *тандемным (коаксиальным) расположением контуров*.

Схема ТПД с параллельным расположением контуров показана на рис.25.3. СВУ 1 здесь для обоих контуров является общим, а сопла с односторонним внешним расширением имеют независимое регулирование площадей критических сечений створками 5 и 6. В этом случае СУ может иметь по участкам полета *четыре характерных режима работы*. ***На первом участке*** от взлета до трансзвука работает только ГТД – 2. Подвижные панели СВУ убраны в крайнее верхнее положение, а специальный разделитель потока 3 перекрывает канал ПВРД 4, либо полностью, либо частично - для перепуска из СВУ в сопло через неработающий прямоточный контур избыточного воздуха (см.рис.11.32). В конце первого участка полета панели

СВУ несколько выдвигаются – он переходит в режим автоматического регулирования.

На втором участке (при M_H примерно от 0,8 до ~3,0) разделитель потоков приоткрывает канал ПВРД, осуществляется запуск ПВРД 4 и СУ начинает работать в комбинированном режиме. На этом участке ГТД и СПВРД работают совместно при соответствующем регулировании разделителя потоков для обеспечения требуемого баланса расходов воздуха ГТД и СПВРД. ГТД (в данном случае ТРДФ или ТРДДФ) на этом участке имеет α_Σ, близкое к единице, а СПВРД вначале работает на бедной смеси при постепенном ее обогащении с ростом M_H. Критическое сечение сопла 5 регулируется из условия обеспечения требуемой скорости воздуха на входе в камеру сгорания СПВРД при каждом значении α. По мере разгона самолета панели СВУ выдвигаются, а разделитель потоков уменьшает расход воздуха через ГТД.

На третьем участке полета (при $M_H > 3{,}0...3{,}5$) ГТД выключается, разделитель потоков полностью перекрывает газотурбинный контур, сопло ГТД закрывается створкой 7 и СУ начинает работать только в режиме СПВРД уже с α, близким к единице.

На четвертом участке, если крейсерский гиперзвуковой полет соответствует числам M_H более 6…7, должно осуществляться переключение прямоточного контура на режим ГПВРД. После достижения гиперзвукового крейсерского режима полета, когда разгон самолета прекращается, подвижные панели СВУ 1 и критического сечения сопла 5 устанавливаются в положения, соответствующие крейсерскому режиму полета с пониженной тягой (за счет обедне-

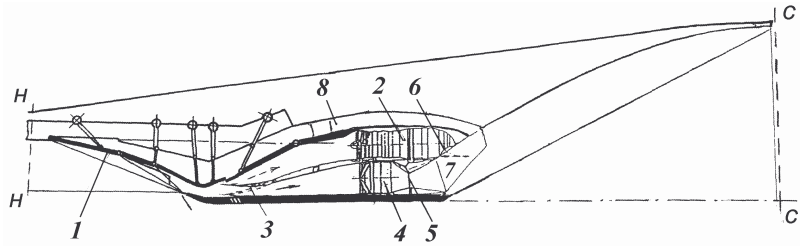


Рис.25.3. Схема ТПД с параллельным расположением контуров:
1-СВУ; 2-ГТД; 3-разделительная створка; 4-ПВРД;
5-регулирование $F_{кр.ПВРД}$; 6-регулирование $F_{кр.ГТД}$;
7-створка прикрытия сопла ГТД; 8-канал перепуска

ния топливовоздушной смеси до значений $\alpha = \alpha_{опт}$). При снижении и посадке ЛА режимы работы СУ изменяются в обратном порядке, и приземление осуществляется с работающими ГТД.

Схема ТПД с тандемным (коаксиальным) расположением контуров приведена на рис.25.4. СВУ 1 для обоих контуров также является общим. Прямоточный контур 3 в этой схеме перед камерой сгорания 4 имеет кольцевую форму. Двигатель здесь обычно является *двухрежимным*. На взлете и до чисел М полета 3,5...4 прямоточный контур перекрывается створками 5 и работает только ГТД, причем камера сгорания 4 играет роль его форсажной камеры. При $M_H \approx 3{,}0\ldots3{,}5$ происходит переключение контуров. ГТД выключается, вход в него перекрывается в данной схеме продольным перемещением обтекателя 6, а створки 5 раскрываются, обеспечивая поступление воздуха в камеру сгорания 4 через прямоточный контур, причем форсажная камера конвертируется в камеру сгорания СПВРД. Сопло с внешним односторонним расширением 7, как и камера сгорания 4, для обоих контуров являются общими. Существенно упрощается регулирование критического сечения сопла.

Основными достоинствами ТПД с параллельным расположением контуров являются:

- перепуск на трансзвуковых скоростях полета избытка воздуха из воздухозаборника в реактивное сопло (через ПВРД) в целях снижения дополнительного сопротивления;
- возможность параллельной работы обоих контуров;
- возможность раздельной отработки двигателей.

Преимущество коаксиальной схемы ТПД – в меньших лобовых размерах двигателя и наличии общих элементов, упрощающих кон-

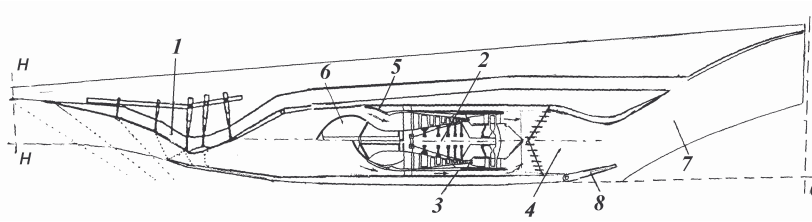


Рис.25.4. Схема ТПД с тандемным расположением контуров:
1-СВУ; 2-ГТД; 3-прямоточный контур; 4-общая форсажная камера;
5-створки перекрытия ПВРД; 6-устройство перекрытия ГТД;
7-реактивное сопло; 8-створка регулирования $F_{кр}$

струкцию СУ. Недостатки – невозможность одновременной работы обоих контуров в достаточно широком диапазоне чисел М полета, что ограничивает возможности форсирования двигателя по тяге на режимах разгона.

Значительное влияние на облик гиперзвукового самолета и, в первую очередь, его объемную компоновку и аэродинамические характеристики оказывает ***используемое топливо***. При больших числах М полета требуется активное охлаждение элементов конструкции планера и СУ и здесь предпочтение отдается ***жидкому водороду***, обладающему очень высоким хладоресурсом. Другое важнейшее преимущество водорода - его более высокая теплота сгорания. Этим обеспечивается выигрыш в удельном импульсе $J_{уд}$, т.е. в экономичности. У водорода $J_{уд}$ в ~2,5 раза выше, чем у керосина. Однако жидкий водород имеет очень *малую плотность* и, как следствие, низкую объемную теплотворность. Она в 4,2 раза меньше, чем у керосина. Это приводит к необходимости увеличения объема и массы топливных баков и, как следствие, влечет за собой увеличение длины и миделя фюзеляжа, снижение весовой отдачи самолета по топливу и ухудшение аэродинамических характеристик планера.

Недостатки водорода и возможные преимущества керосина породили идею разработки ***двухтопливных ТПД***, в которых при взлете, разгоне-наборе высоты и дозвуковом крейсерском полете используется авиационный керосин, а при больших числах М полета и на гиперзвуковом крейсерском режиме – жидкий водород. При этом учитываются меньшая стоимостью керосина, а также отсутствие в настоящее время развитой инфраструктуры средств заправки самолетов жидким водородом.

Характеристики КСУ с ТПД в значительной степени определяются параметрами, свойствами и характеристиками входящих в их состав ГТД и ПВРД. Рассмотрим характерные особенности этих двигателей.

25.2. ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ БОЛЬШИХ ЧИСЕЛ М ПОЛЕТА

У ТПД в качестве ГТД обычно рассматриваются ТРДФ или ТРДДФсм. Но для работы в составе ТПД они должны иметь определенные отличия в сравнении с их аналогами, применяющимися на сверхзвуковых самолетах 4-го и 5-го поколений. Отличие состоит в более низком уровне расчетных значений степеней повышения давления компрессоров $\pi^*_{к\Sigma}$ и степеней двухконтурности m и в более высоких величинах температур газа перед турбиной $T^*_г$ и $T^*_{г.max}$. Важнейшим требованием к таким двигателям является простота и легкость конструкции. Эти двигатели должны работать либо на криогенном топливе (водород, метан), либо иметь двухтопливную систему, когда, например, в основной камере сгорания используется керосин, а в форсажной - водород.

Другой важнейшей особенностью ГТД, работающих в составе ТПД, является использование высокотемпературных сильно нагруженных одноступенчатых турбин. При весьма высоких окружных скоростях расчетная температура газа перед турбиной должна назначаться на уровне 1700...1900 К и выше, а также должна предусматриваться ***«температурная раскрутка» ротора газогенератора*** по скорости полета в пределах 6...10 % по частоте вращения и до $T^*_{г.max} \approx 2200$ К по температуре. Температура форсажа должна выбираться предельно-возможной, соответствующей $\alpha_\Sigma = 1{,}0\ldots1{,}12$.

Определенное предпочтение здесь отдается одновальным двигателям. Конструктивная схема водородного одновального двухконтурного ГТД, рассматриваемого в перспективных исследованиях, приведена на рис.25.5. Характерным в этой схеме является применение компрессоров с низкими $\pi^*_к$ и соответственно малым числом ступеней в них. Так, ТРДДФсм на рис.25.5 имеет одноступенчатые КНД и КВД с $\pi^*_{к\Sigma} = 6$ при

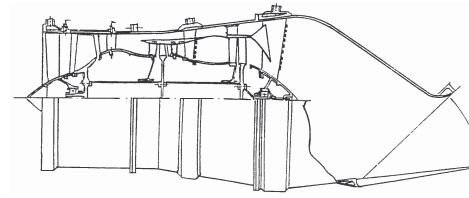
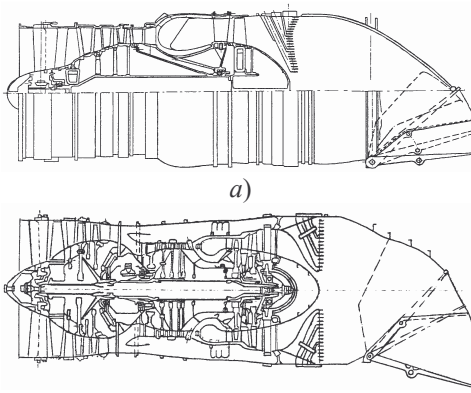


Рис.25.5. Схема одновального ТРДДФ для больших чисел М полета

$m = 0.4$, причем КНД регулируется поворотом лопаток входного и выходного НА. Температуры газа перед турбиной приняты равными $T_{г}^{*} = 1900$ К и $T_{г.max}^{*} = 2200$ К. Температурная раскрутка до $M_{H.max} = 3{,}5$ составляет 300 К.

Другим примером может служить водородный одновальный одноконтурный ТРДФ Д-103, спроектированный в НТЦ им. А.Люльки для КСУ ВКС Ту-2000 (рис.25.6,*а*). Он имеет четырехступенчатый компрессор и одноступенчатую турбину при $\pi_{к0}^{*} = 7$; $T_{г0}^{*} = 1650$ К и $T_{г.max}^{*} = 2200$ К. Здесь температурная раскрутка достигает 550 К, чем и обеспечивается возможность его эффективной работы на водороде до $M_H = 5$.



а)

б)

Рис.25.6. Схема ТРДФ Д-103 для ВКС Ту-2000 (*а*) и ТРДДФ Д-102 для «МИГ-АКС» (*б*)

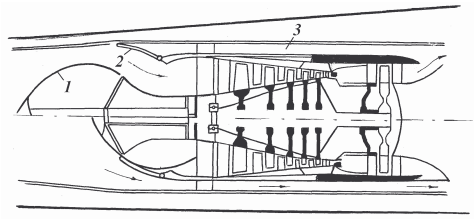


Рис.25.7. Схема устройства переключения контуров ТПД: 1-обтекатель; 2-створки; 3-канал контура ПВРД

Если заданием на полет предусматривается *дозвуковой крейсерский режим большой продолжительности*, то возникает необходимость выбора более высоких значений $\pi_{к\Sigma 0}^{*}$. Спроектированный НТЦ им. А. Люльки двухвальный ТРДДФсм Д-102 К (рис. 25.6,*б*) является двухтопливным с применением в основной камере сгорания керосина, а в форсажной – водорода. Он имеет $\pi_{к\Sigma 0}^{*} = 20$; $m_0 = 0{,}3$; $T_{г0}^{*} = 1800$ К; $T_{г.max}^{*} = 2100$ К и должен работать в составе ТПД в диапазоне M_H от 0 до 3,5.

При числах М полета более 3,0…3,5 эффективность ГТД резко ухудшается

и начинается, как указывалось, их «вырождение». Становится целесообразным перевод ТПД на режим работы СПВРД.

Важное значение у ГТД, используемых в системе ТПД, имеют ***устройства переключения контуров***, позволяющие осуществлять переход двигателя с режима ГТД на режим СПВРД. Пример такого устройства, разработанного в проекте СУ разгонной ступени АКС «Зенгер», представлен на рис.25.7. В качестве ГТД здесь выбран одновальный одноконтурный ТРДФ с $\pi^*_{к0} = 12$ и $T^*_{г0} = 1650$ К с увеличением до 2000 К при $M_H = 2$. Устройство переключения, расположенное перед компрессором, состоит из грушевидного обтекателя 1, имеющего возможность осевого перемещения, и специальных створок 2. На режимах ТРДФ обтекатель выдвигается вперед, открывая доступ воздуха к компрессору, а створки 2 закрывают доступ воздуха в кольцевой канал 3 прямоточного контура (как показано на рис.25.7 вверху). На режиме СПВРД обтекатель 1 перемещается назад, закрывая собой доступ воздуха к компрессору ТРДФ, а створки 2 открывают проход воздуха через кольцевой канал в форсажную камеру, которая начинает работать как КС СПВРД (рис.25.7 внизу).

25.3. СВЕРХЗВУКОВЫЕ ПРЯМОТОЧНЫЕ ВРД (СПВРД)

Рассмотрим вначале рабочий процесс СПВРД как самостоятельного двигателя. Его схема и обозначение основных сечений представлены на рис.25.8. Сжатие воздуха от скоростного напора осуществляется в СВУ. В камере сгорания сообщается воздуху теплота, а расширение продуктов сгорания осуществляется в сверхзвуковом регулируемом реактивном сопле. Существуют различные ММ для расчета параметров и характеристик таких двигателей. В этих ММ в зависимости от их уровня могут быть предусмотрены: учет реальных свойств газов и воздуха, расчет состава продуктов сгорания с учетом диссоциации, применение уравнений химической кинетики для оценки неравновесности процессов и другие особенности.

Для качественной оценки параметров и свойств СПВРД расчет их характеристик может быть осуществлен с использованием одномерных уравнений газовой динамики с учетом только изменения теплоемкости рабочего тела от температуры.

Поскольку СПВРД работают по циклу Брайтона и от ТРД отличаются только отсутствием компрессора и турбины, для определения удельных параметров может быть применен метод, предложенный Б.С. Стечкиным вначале для ПВРД (в 1929 г.), а затем для ТРД (гл.14), в котором оценка потерь осуществляется путем введения КПД процессов сжатия и расширения. В данном случае КПД процесса сжатия

$$\eta_{\text{с}} = \frac{L_{\text{ад.с}}}{V^2/2} = \frac{2c_{\text{р}}T_H(e-1)}{V^2} \qquad (25.1)$$

и КПД процесса расширения

$$\eta_{\text{р}} = \frac{c_{\text{с}}^2/2}{L_{\text{ад.р}}} = \frac{c_{\text{с}}^2}{2c_{\text{р.г}}T_{\text{г}}^*\left(1-1/e_{\text{г}}\right)}. \qquad (25.2)$$

С учетом выражений (25.1) и (25.2) для определения отношения скоростей c_c/V получаем

$$\frac{c_{\text{с}}}{V} = \sqrt{\frac{\bar{m}\Delta\eta_{\text{с}}\eta_{\text{р}}}{e}},$$

где: $e = \pi^{\frac{k-1}{k}} = \frac{k-1}{2}\text{M}_H^2\eta_{\text{с}} + 1$; $\pi = p_{\text{кс}}^*/p_H$; $\bar{m}$ – коэффициент, учитывающий различие физических свойств воздуха и газа.

Соответственно

$$P_{\text{уд}} = V\left[\sqrt{\frac{\bar{m}\Delta\eta_{\text{с}}\eta_{\text{р}}}{e}} - 1\right]. \qquad (25.3)$$

Удельный расход топлива и удельный импульс находятся из соотношений

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600Q}{\eta_{\text{г}}H_u P_{\text{уд}}}; \qquad J_{\text{уд}} = \frac{3600}{C_{\text{уд}}}, \qquad (25.4)$$

где количество теплоты Q, сообщаемое каждому кг воздуха, равно:

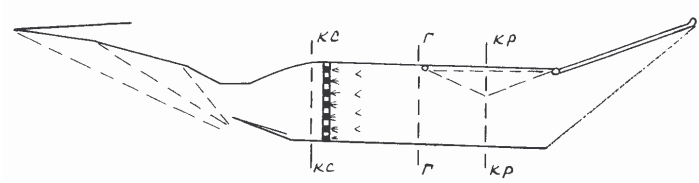


Рис.25.8. Схема СПВРД

$$Q = c_{\text{п}}(T^*_{\text{г}} - T^*_H) = c_{\text{п}} T_H (\Delta - \frac{k-1}{2} \text{M}^2_H - 1). \qquad (25.5)$$

Как видно, $P_{\text{уд}}$ и $J_{\text{уд}}$ СПВРД при сделанных допущениях представляются в виде функций только пяти величин: M_H, Δ, T_H, $\eta_{\text{с}}$ и $\eta_{\text{р}}$. Здесь $\Delta = T^*_{\text{г}}/T_H$. Численные значения величин КПД в реальных условиях зависят от многих факторов и в первую очередь от числа М полета. При наличии зависимостей $\eta_{\text{с}}$ и $\eta_{\text{р}}$ от M_H можно проанализировать изменение $P_{\text{уд}}$, $J_{\text{уд}}$ и тяги P от M_H и $T^*_{\text{г}}$.

Качественный характер зависимостей $P_{\text{уд}}$ и $J_{\text{уд}}$ от M_H при $T^*_{\text{г}} = \text{const}$ и от $T^*_{\text{г}}$ при $\text{M}_H = \text{const}$ показаны на рис.25.9 и 25.10. Здесь, как видно, существует полная аналогия с ТРД с той лишь разницей, что вместо π рассматривается однозначно связанная с π величина M_H. Имеется значение $\text{M}_{H.\text{опт}}$, при котором удельная тяга достигает максимального значения, и $\text{M}_{H.\text{эк}}$, большее, чем $\text{M}_{H.\text{опт}}$, когда наибольшее значение имеет удельный импульс. Вследствие увеличения $G_{\text{в}}$ с ростом M_H максимум тяги СПВРД $P = G_{\text{в}} P_{\text{уд}}$ достигается при числе M_H, обозначенном на рис.29.9 $\text{M}_{H.P\max}$, значительно превышающем $\text{M}_{H.\text{эк}}$. При $\text{M}_H > \text{M}_{H.P\max}$ величина P резко снижается, а при $\text{M}_{H.\max}$ происходит «*вырождение*» *СПВРД*. Чем больше температура $T^*_{\text{г}}$ и выше КПД $\eta_{\text{с}}$ и $\eta_{\text{р}}$, тем до больших чисел М полета может поддерживаться приемлемая термодинамическая эффективность СПВРД. При $\text{M}_H = \text{const}$ и уменьшении $T^*_{\text{г}}$ (рис.25.10), что соответствует дросселированию СПРВД, удельная тяга резко снижается, а удельный импульс имеет максимальное значение при некоторой величине $\Delta = \Delta_{\text{эк}}$ (или $T^*_{\text{г}} = T^*_{\text{г.эк}}$). Эта

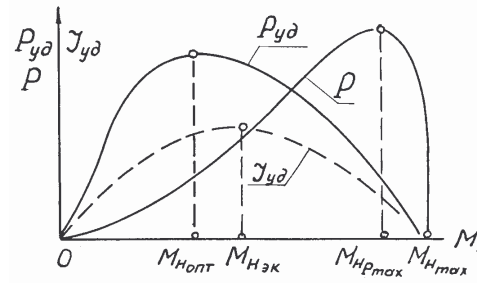


Рис.25.9. Закономерности изменения $P_{\text{уд}}$, $J_{\text{уд}}$ и P СПВРД от M_H при $T^*_{\text{г}} = \text{const}$ (или $\alpha = \text{const}$)

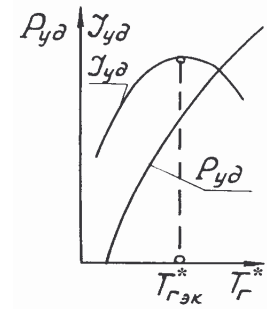


Рис.25.10. Закономерности изменения $P_{\text{уд}}$ и $J_{\text{уд}}$ СПВРД от $T^*_{\text{г}}$ при $\text{M}_H = \text{const}$

температура $T_г^*$ и соответствующий ей теплоподвод являются ***наивыгоднейшими для крейсерского режима полета ЛА с СПВРД.***

Вместо КПД процессов сжатия и расширения на практике пользуются для оценки потерь величинами $\sigma_{вх}$, $\sigma_{кс}$ и $\Delta\overline{P}_с$, характеризующими потери в соответствующих элементах СПВРД.

Следует заметить, что ***основным удельным параметром,*** характеризующим эффективность ПВРД, ***является удельный импульс $J_{уд}$.*** Это объясняется тем, что при известных значениях $J_{уд}$ и α, величина удельной тяги $P_{уд}$ находится однозначно из соотношения

$$J_{уд} = \frac{P}{G_т} = \frac{G_в P_{уд}}{G_т} = \alpha L_0 P_{уд}. \qquad (25.6)$$

Именно по этой причине оценка эффективности ПВРД всех типов производится по величинам $J_{уд}$, поскольку для них α всегда известно.

В качестве примера на рис.25.11 приведены полученные расчетным путем характеристики СПВРД для различных α при работе на водороде в диапазоне M_H от 2,0 до 7,0. В расчетах приняты: $\eta_г = 0{,}95$; $g_{отб} = 0{,}02$; $\sigma_{к.с} = 0{,}93$; $\overline{P}_с = 1{,}0$ и стандартная зависимость $\sigma_{вх}$ от M_H.

С изменением $M_{H.р}$ изменяется соотношение площадей проходных сечений СПВРД. При заданной величине площади $F_{к.с}$ на входе в камеру сгорания потребные величины $F_{вх}$ и особенно $F_с$ с ростом M_H возрастают, а площади горла СВУ $F_г$ и критического сечения сопла $F_{кр}$ – уменьшаются. Это видно из рис.25.12, где представлены схемы СПВРД, имеющие одинаковые площади $F_{к.с}$ и значения $\lambda_{к.с}$, но рассчитанные на $M_{H.р} = 3$ и 5. Видно изменение потребных в идеале площадей проходных се-

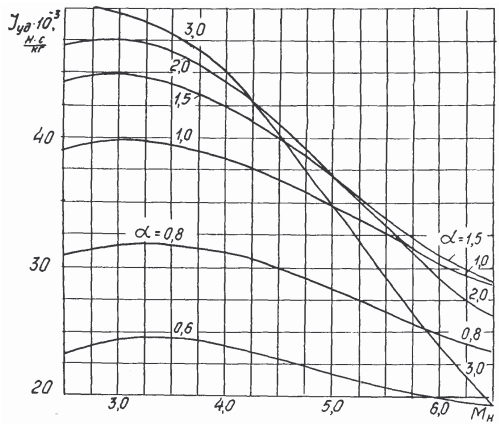


Рис.25.11. Зависимости $J_{уд}$ СПВРД, работающего на водороде, от числа М полета

чений при различных M_H. С ростом M_H резко возрастают площади $F_{вх}$ и $F_с$ и значительно уменьшаются площади $F_г$ и $F_{кр}$. Поэтому ***для широкорежимного СПВРД необходимо регулировать площади проходных сечений***, что связано со значительными конструктивными сложностями. В реальных условиях, помимо теплоподвода, влияющего на коэффициент избытка воздуха α, требуется, как минимум, осуществлять регулирование площади $F_{кр}$ (из условия обеспечения требуемой величины $\lambda_{к.с}$ для стабилизации и устойчивости процесса горения). При использовании СПВРД в составе ТПД, как правило, осуществляется регулирование СВУ изменением $\overline{F}_г$ и $\overline{L}_{кл}$ (см.рис.11.32).

Зависимости типа, представленных на рис.25.11, если они получены с учетом реальных потерь в элементах, могут рассматриваться как характеристики идеально регулируемого СПВРД. В реальных условиях должны быть определены *управляющие факторы* (ими могут быть $G_т$, $F_{кр}$, $F_г$, $L_{кл}$…) и выбраны соответствующие *управляемые параметры* (например, α, $\lambda_{к.с}$, $\lambda_г$, $\varphi_{потр}$ …). Тогда, если характеристики регулируемых элементов СПВРД (СВУ, КС и РС) известны, имеется возможность произвести расчет их высотно-скоростных и дроссельных характеристик по изложенным ранее методам.

При M_H, больших 6…7, $J_{уд}$ СПВРД, даже при их работе на водороде, начинает резко снижаться. Причиной этого, помимо уменьшения теплоподвода в камере сгорания, свойственного всем ВРД, является повышение уровня потерь как при торможении воздуха в СВУ, так и при расширении газа в реактивном сопле.

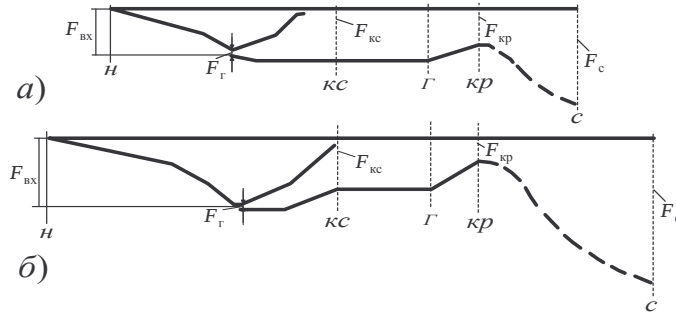


Рис.25.12. Контуры проточной части СПВРД при $M_{H.р} = 3$ (*а*) и $M_{H.р} = 5$ (*б*)

Во входных устройствах СПВРД с ростом M_H интенсивность скачков уплотнения и потери в них увеличиваются и значительно снижаются значения коэффициента $\sigma_{вх}$, ***если осуществляется торможение сверхзвукового потока до скоростей, меньших скорости звука.***

В выходных устройствах СПВРД с ростом $M_{H.р}$ возрастают величины $\pi_{с.расп}$ и отношение площадей $\bar{F}_с = F_с/F_{кр}$, что приводит к значительному увеличению протяженности и площади поверхностей расширения, скоростей омывающего их потока, волновых потерь и потерь на трение.

Другим существенным препятствием, затрудняющим создание СПВРД для очень высоких M_H, является значительное повышение статических давлений и температур воздуха в СВУ и по всему тракту двигателя при движении ЛА по траектории разгона и в крейсерском полете с $M_{H.max}$. В табл. 25.1 приведены данные по изменению параметров воздуха на входе в камеру сгорания СПВРД, причем давления $p^*_{к.с} = \sigma_{вх} p^*_H$ определены по траектории полета, соответствующей $q = 50$ кПа и для $\sigma_{вх.ст} = f(M_H)$ СВУ смешанного сжатия. Видно, что уже при $M_H = 7$ температура на входе в камеру сгорания $T^*_{к.с}$ достигает 2253 К, а давление $p^*_{к.с} > 1600$ кПа.

Таблица 25.1. Параметры потока в КС СПВРД

M_H	p^*_H, кПа	$p^*_{к.с}$, кПа	$T^*_H = T^*_{к.с}$, К	$T^*_г$, К водород		$T^*_г$, К керосин	
				с диссоц.	без дисс.	с диссоц.	без дисс.
3	299	211	606	2475	2638	2420	2583
5	1802	636	1276	2762	3060	2712	3024
7	9115	1611	2253	3125	3726	3094	3714
10	$1{,}2\cdot10^5$	9600	4273	3859	5037	3915	5053
15	$2{,}0\cdot10^6$	$8{,}6\cdot10^4$	9582		9145		9185
20	$2{,}3\cdot10^7$	$8{,}1\cdot10^5$	14845		15145		15170

Возникают непреодолимые проблемы, связанные с прочностью конструкции СПВРД и охлаждением его элементов. При столь высоких давлениях и температурах существенно увеличиваются тепловые потоки от воздуха и продуктов сгорания к стенкам.

Наконец, очень высокий уровень температур в проточной части СПВРД в рассматриваемых условиях их работы усиливает потери на диссоциацию воздуха и продуктов сгорания, а быстрое и очень значительное снижение теплоперепада в сопле повышает потери, связанные с неравновесностью процесса расширения.

Чтобы показать роль влияния диссоциации на величины температур $T_г^*$ для керосина и водорода в табл.25.1 приводятся расчетные значения этих температур с учетом и без учета диссоциации при $\alpha = 1{,}0$. Видно, что величины температур $T_г^*$ с учетом диссоциации получаются более низкими. При $M_H = 3$ это различие для водорода составляет 160°, а при $M_H = 10$ оно уже увеличивается до 1140°. Это способствует более раннему вырождению СПВРД. Итак, мы видим, что ***СПВРД имеют предел применения по*** $\mathbf{M_H}$***, который считается соответствующим*** $\mathbf{M_H = 6...7}$.

Если производить только частичное торможение сверхзвукового потока в СВУ (не до дозвуковых скоростей, а до скоростей, больших скорости звука), то вследствие уменьшения числа и интенсивности скачков уплотнения потери в них снизятся, а коэффициент $\sigma_{вх}$ возрастет. Существенно снизятся статические давление и температура на входе в камеру сгорания и по всему тракту двигателя. Если теперь подвести теплоту к сверхзвуковому потоку без значительных потерь полного давления, и далее произвести расширение уже сверхзвукового потока на выходе из камеры сгорания до атмосферного давления, то уменьшится $\pi_{с.расп} = p_г/p_H$ и повысится коэффициент тяги сопла $\overline{P}_с$. Снизится уровень давлений, температур и плотности газа, а следовательно, уменьшатся тепловые потоки как к стенкам сопла, так и к стенкам остальных элементов двигателя. Облегчится проблема охлаждения двигателя. ***Такой двигатель со сгоранием***

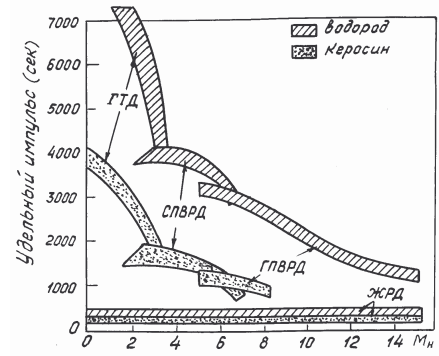


Рис.25.13. Зависимости $J_{уд}$ от M_H для ГТД (ТРДФ, ТРДДФ), СПВРД, ГПВРД и ЖРД

топлива (водорода) в сверхзвуковом потоке и получил название ГПВРД.

На рис.25.13 показаны закономерности протекания $J_{уд}$ по M_H для ГТД, СПВРД, ГПВРД и ЖРД, работающих на водороде и керосине. Как видно, ГТД, работающий на водороде, сохраняет преимущество по $J_{уд}$ до $M_H = 3{,}5\ldots4{,}0$. СПВРД лидирует до $M_H = 6\ldots7$, а при более высоких M_H уже преимущество переходит к ГПВРД.

25.4. ГИПЕРЗВУКОВЫЕ ПРЯМОТОЧНЫЕ ВРД (ГПВРД)

Схема ГПВРД и его характерные сечения показаны на рис.25.14. Основными элементами ГПВРД являются: входное устройство, обеспечивающее частичное торможение и сжатие сверхзвукового потока от скоростного напора, камера сгорания – с горением топлива в сверхзвуковом потоке, и реактивное сопло, имеющее сверхзвуковую скорость на входе. Рассмотрим ***особенности рабочего процесса ГПВРД.***

Если при заданном M_H сравнивать *идеальные* циклы ГПВРД и СПВРД, то идеальный цикл ГПВРД по термодинамической эффективности всегда будет хуже: работа цикла и внутренний КПД у него будут ниже (из-за меньших значений π). Но в *реальных условиях* термодинамическая эффективность СПВРД из-за значительных потерь в процессах сжатия и расширения при очень больших скоростях полета ухудшается и ГПВРД становится выгоднее, чем СПВРД (см.рис.25.13).

Важное значение для ГПВРД имеет ***выбор формы камеры сгорания*** (КС). Для СПВРД, как и для ГТД, используются цилиндрические или слегка расширяющиеся КС. Статическое давление у них обычно слегка падает из-за увеличения скорости движения газа за счет теплоподвода. У ГПВРД форма КС оказывает значительное влияние на условия теплоподвода и потери полного давления.

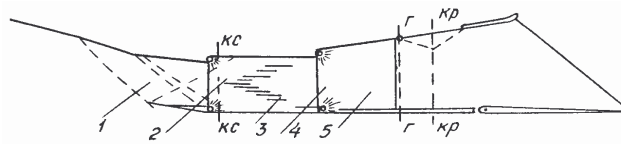


Рис.25.14. Схема ГПВРД: 1-выход из ВУ; 2-передний пояс подачи топлива; 3-пилоны; 4-задний пояс подачи топлива; 5-расширяющийся участок камеры сгорания

Сравнение реальных циклов ГПВРД при различных формах КС в *i,s*-координатах представлено на рис.25.15. Здесь же штриховыми линиями *н-в*-Г*-с$_д$* показан действительный цикл СПВРД. Условия сравнения: $M_H = \text{const}$ и одинаковое количество подведенной теплоты $Q = g_т H_u \eta_г$. Из-за большого различия статических параметров и параметров торможения у ГПВРД их *i,s*-диаграммы представлены в статических параметрах. Видно, что от входа в КС до выхода из сопла температуры и давления в ГПВРД получаются более низкими. Ниже получаются и температуры на выходе из КС.

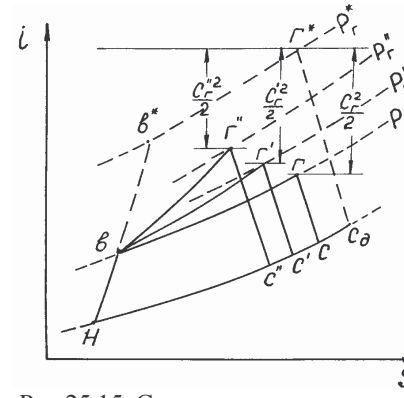


Рис.25.15. Сравнение термодинамических циклов СПВРД и ГПВРД

Рассмотрим изменение параметров потока в КС ГПВРД различной формы. Цикл *Н-в-Г-с* относится к *изобарной КС*, в которой для сохранения постоянства статического давления при равномерном подводе теплоты *площадь поперечного сечения должна увеличиваться* (рис.25.16,*а*). Число М по длине такой КС снижается. *Для цилиндрической КС* (рис.25.16,*б*) при равномерном подводе теплоты к сверхзвуковому потоку должно происходить уменьшение числа М и увеличение давления (цикл *Н-в-Г'-с'*, рис.25.15). Здесь температура в конце КС $T'_г > T_г$, а скорость $c'_г < c_г$. *Если КС имеет сужающуюся форму* (рис.25.16,*в*), то процесс торможения потока в ней усиливается, давление повышается более интенсивно, а скорость $c''_г$ на выходе становится еще меньшей. В рассматриваемых условиях сравнения (см.рис.25.15)

$$c_{р.г}T_г + \frac{c_г^2}{2} = c_{р.г}T'_г + \frac{c'^2_г}{2} = c_{р.г}T''_г + \frac{c''^2_г}{2}$$

, и поэтому повышение статической температуры в конце КС обусловлено только уменьшени-

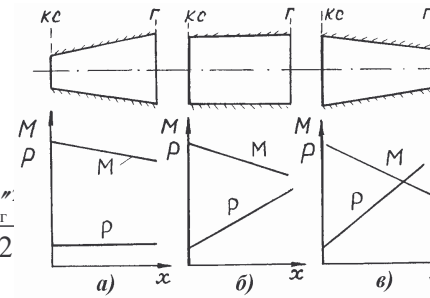


Рис.25.16. Изменение *p* и М при различных формах камер сгорания ГПВРД

ем кинетической энергии газового потока.

Потери полного давления в КС ГПВРД, как обычно, характеризуются коэффициентом $\sigma_{кс} = p^*_г / p^*_{к.с}$. Из-за подвода теплоты к сверхзвуковому потоку величины $\sigma_{кс}$ у ГПВРД оказывается существенно меньшими, чем у СПВРД. Уровень потерь зависит от скорости потока и соответственно от формы КС. Он является наибольшим в изобарной камере, у которой скорость потока при теплоподводе практически не снижается, и наименьшим в сужающейся камере, скорость потока в которой снижается из-за теплоподвода и уменьшения площади поперечного сечения.

Важно отметить, что на количество подводимой теплоты оказывает влияние приведенная скорость $\lambda_{кс}$ на входе в КС, причем при каждом значении $\lambda_{кс}$ существует такой предельный теплоподвод $\beta_{пред}$, при котором $\lambda_г = 1$ и ***происходит тепловое запирание КС***. Он тем больше, чем выше $\lambda_{кс}$.

На рис.25.16 показан характер изменения p и M для КС расширяющейся, цилиндрической и сужающейся форм, а на рис.25.17 приведены зависимости ***предельного теплоподвода*** $\beta_{пред}$, при котором $\lambda_г = 1$, и отношения статических давлений $p_г/p_{кс}$ от $\lambda_{кс}$ для тех же трех камер. Как видно, ***в сужающейся КС*** происходит более интенсивное торможение потока при теплоподводе и предельный теплоподвод (при котором $\lambda_г = 1{,}0$) получается наименьшим. ***В цилиндрической КС*** степень торможения сверхзвукового потока меньше и предельный теплоподвод выше, но он еще достаточно мал и не всегда позволяет получать $\alpha = 1$. ***В расширяющейся КС*** можно обеспечить наибольший теплоподвод, поскольку здесь можно обеспечить $M_г \approx M_{кс}$.

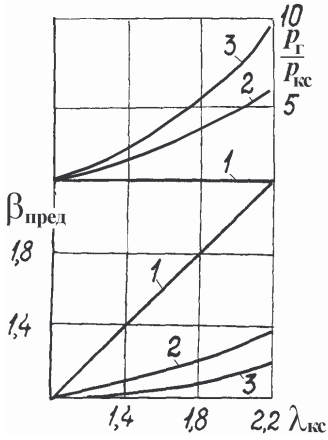


Рис.25.17. Зависимости предельного теплоподвода и повышения давления от $\lambda_{кс}$:
1-расширяющаяся;
2-цилиндрическая;
3-сужающаяся камера сгорания

Для расширения диапазона работы ГПВРД по α, особенно при умеренных гиперзвуковых скоростях полета, когда $M_{кс}$ небольшие, считается целесообраз-

ным *использовать КС переменного сечения*: на начальном участке цилиндрическую, до достижения $M = 1.0$, а затем расширяющуюся с $M \approx \text{const}$ для минимизации потерь полного давления при теплоподводе.

Существуют оптимальные значения $M_{кс}$ (и соответственно $\lambda_{кс}$) на входе в КС ГПВРД, при которых достигается максимальный удельный импульс двигателя. Такие данные были приведены на рис.11.33. С ростом M_H величина $M_{кс.опт}$ у ГПВРД увеличивается.

Результаты исследований по выбору оптимальных значений $M_{кс}$, закономерностей изменения $\overline{F}_{кс} = F_{кс} / F_{вх}$ СВУ, статических параметров $p_{кс}$ и $T_{кс}$ на входе в КС и температур перед соплом $T_г$ при $\alpha = 1$ у ГПВРД, работающих на водороде, при $q = 50$ кПа в диапазоне M_H от 3 до 20 приведены в табл.25.2. Из сравнения табл.25.2 и 25.1 видно, что, например, при $M_H = 10$ давление на входе в КС ГПВРД $p_{кс}$ равно 70,4 кПа, что в 140 раз ниже, чем у СПВРД при том же M_H, где $p^*_{кс} = 9600$ кПа. Температура $T_{кс}$ у ГПВРД равна 1338 К против $T^*_{к.с} = T^*_H = 4273$ К у СПВРД. Температура $T_г$ получается меньшей $T^*_г$ более чем на 1000°. Эти данные являются приемлемыми для практической реализации. В табл.25.2 приведены также значения показателя адиабаты k, изменение которого необходимо учитывать при высоких M_H.

Таблица 25.2. Параметры потока в КС ГПВРД при $q = 50$ кПа

M_H	H, км	$M_{кс}$	$\overline{F}_{кс}$	$p_{кс}$, кПа	$T_{кс}$, К	$T_г$, К при $\alpha = 1$	k
3	17,6	1,52	0,35	60	418	2372	1,390
5	24,3	2,20	0,146	76,9	680	2482	1,362
7	28,7	2,84	0,095	76,4	947	2583	1,347
10	33,7	3,72	0,064	70,4	1338	2711	1,302
15	39,5	4,98	0,045	60,3	2009	2880	1,289
20	43,8	6,00	0,037	52,17	2678	3010	1,274

Организация процесса горения в КС ГПВРД представляет большие сложности из-за очень высоких скоростей потока. При применении водорода задача облегчается бóльшими скоростями его сгорания и малым временем индукции. Для турбулизации воздушного потока с целью стабилизации пламени во входном или промежуточных сечениях КС должны использоваться ***уступы (скачки сечения) или струйные стабилизаторы***,

т.к. обычные стабилизаторы вызывают сильные местные скачки уплотнения и приводят к значительному снижению $\sigma_{кс}$ от гидравлических потерь. Есть опытные данные, свидетельствующие о том, что применение уступов на входе в КС с подачей в зону за уступом водорода не приводит к существенному повышению потерь, обеспечивая хорошую подготовку смеси и стабилизацию фронта горения.

Рассматриваются методы ***газодинамической стабилизации*** фронта горения за счет использования местных скачков уплотнения с отрывом пограничного слоя перед фронтом горения. На скачках вследствие повышения температуры может осуществляться ***самовоспламенение*** топливовоздушной смеси. Подача водорода возможна струями с боковых стенок КС или с пилонов, устанавливаемых в сверхзвуковом потоке. При струйной подаче со стенок перед отверстиями подачи образуются зоны отрывных течений, в которые попадает часть топлива от основной струи. Оно, после смешения с воздухом зоны отрыва, воспламеняется и горит, являясь источником воспламенения для всей струи. Как показывают эксперименты, для самовоспламенения одиночных струй водорода, подаваемых со стенок, необходима достаточно высокая температура воздушного потока (на уровне 1700…1800 К) при давлении 3…5 кПа, что соответствует числам $M_H > 6$. Радикальное улучшение воспламенения водорода при его подаче со стенки возможно при использовании искусственно создаваемых зон обратных токов с помощью специальных ***нишевых стабилизаторов***. Нишевые стабилизаторы представляют собой прямоугольные углубления в стенке камеры сгорания, перед которыми через ряд отверстий или щель подается водород. С помощью таких стабилизаторов обеспечиваются воспламенение и горение водорода начиная уже с $M_H \approx 5$.

Недостатком указанных способов подачи топлива является малое проникновение струй горючего в основной сверхзвуковой поток, в результате чего горение происходит только вблизи стенок. По этим причинам большой интерес представляет пилонный способ подачи горючего через сверхзвуковые инжекторы. Особенно эффективной могут оказаться установка инжекторов в торцевой части пилонов и подача горючего спутно основному потоку. Данный способ позволяет осуществить более равномерное распределение горючего по сечению камеры и снизить гидравлические потери.

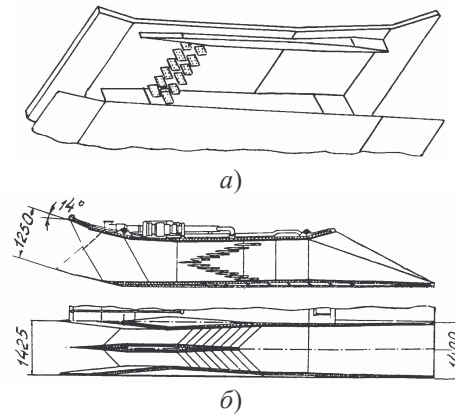
При подаче струй водорода ***с пилонов***, установленных в сверхзвуковом потоке воздуха, обычно не образуется интенсивных скачков уплотнения и отрывных зон, но для воспламенения водорода требуются более высокие температуры воздуха, чем при пристеночной подаче. Следует отметить, что для воспламенения водорода при более низких числах М полета может применяться впрыск в проточную часть КС самовоспламеняющихся компонентов, например, силана-кремневодорода, воспламеняющегося при смешении с водородом.

На рис.25.18,*а* и *б* представлена схема КС ГПВРД с подачей водорода через пилоны. КС на рис.25.18,*а* имеет у каждой боковой стенки по шесть пилонов. В КС на рис.25.18,*б* применена стреловидная схема размещения пилонов для уменьшения загромождения поперечного сечения.

У ТПД, предназначающихся для СУ ВКС и имеющих $M_{H.max} > 6…7$, разрабатываются ***двухрежимные ПВРД***, которые при $M_H < 6…7$ работают на режиме СПВРД, а при более высоких M_H переходят на режим ГПВРД. ***Такие двигатели получили наименование ДГПВРД.*** Камера сгорания ДГПВРД должна иметь изменяемую по длине площадь и несколько поясов подачи топлива для перехода с одного режима на другой при сохранении устойчивой и эффективной работы двигателя.

Теоретические исследования ГПВРД начались еще в середине 1950-х годов. Проводились также отдельные эксперименты на моделях в аэродинамических трубах. Однако к настоящему времени не создано ни одного серийного ГПВРД, а накопленный экспериментальный опыт невелик. Это объясняется большой сложностью и высокой стоимостью работ, ведущихся в этом направлении, и недостаточностью экспериментальной базы. В настоящее время считается наиболее перспективным отработка ГПВРД в процессе проведения ***модельных испытаний на летающих лабораториях***.

По модельным испытаниям ГПВРД в настоящее время лидирующую роль играет Россия. Под руководством ЦИАМ в конце 1980^{-x} – начале 1990^{-x} годов была создана гиперзвуковая летающая лаборатория «Холод» на базе ЗУР с наземным заправочным и телеметрическим комплексами для проведения летных полигонных испытаний, а также создан экспериментальный



а)

б)

Рис.25.18. Схемы камер сгорания ГПВРД с подачей водорода через пилоны

двухрежимный ГПВРД, работающий на жидком водороде. Мировой сенсацией стали успешные запуски этого двигателя в 1991-1992 гг. и в последующие годы. Уже в первых запусках достигнуто максимальное число М полета, равное 6.5, и значительная длительность работы модельного ГПВРД (78 сек). Проведенные испытания в реальных условиях полета до сих пор не имеют аналогов в мире. Их успех во многом обусловлен высоким уровнем предшествующего математического моделирования всех процессов по траектории полета, которые недоступны для физического моделирования на наземных стендах.

25.5. РАКЕТНО-ТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ (РТД)

В РТД в общем случае сочетаются два цикла: ***ракетный цикл***, генерирующий рабочее тело для привода турбины, и ***цикл Брайтона***, реализуемый в обычных ГТД. В цикле *1-2-ГГ-с*, по которому работают ракетные двигатели (рис.25.19,*а*), посредством насосов компоненты жидкого топлива сжимаются по линии *1-2* без изменения удельного объема (вследствие их практической несжимаемости) и поэтому с малой затратой работы на сжатие. Этим обеспечиваются очень высокие давления в камере сгорания (КС), в которой подвод теплоты от сгорания топлива осуществляется по линии *2-ГГ* при почти постоянном давлении. Вследствие высоких величин давления и температуры в КС ЖРД, у них в процессе расширения *гг-с* достигаются очень большие скорости истечения при любых скоростях полета вплоть до космических.

Цикл Брайтона *н-в-к*-г-т-с, реализуемый в ГТД (рис.25.19,*б*), характерен значительной затратой работы на сжатие рабочего тела в воздухозаборнике и компрессоре, а работа цикла существенно зави-

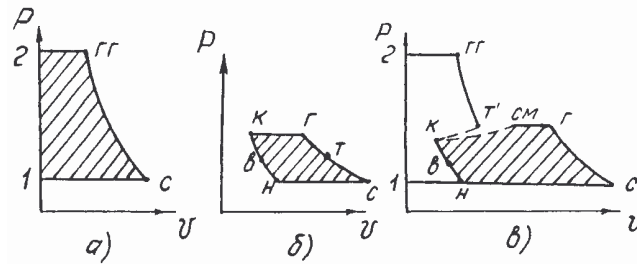


Рис.25.19. Циклы РД (*а*), ГТД (*б*) и РТД (*в*)

сит от условий полета. Основное его преимущество состоит в том, что в качестве рабочего тела в основном используется воздух из окружающей атмосферы, тогда как реализация ракетного цикла предполагает наличие рабочего тела на борту ЛА.

Ракетно-турбинный двигатель газогенераторного типа (РТДгг) со смешением потоков контуров схематически представлен на рис.25.20,*а*. Его термодинамический цикл показан на рис.25.19,*в*. В нем процессы: *1-2* - сжатие жидких компонентов в насосах, *2-г* - подвод теплоты от частичного сгорания топлива, *г-т′* - расширение продуктов сгорания в турбине относятся к ракетному циклу, а процессы: *н-в-к* - сжатие воздуха в воздухозаборнике и компрессоре, *см-г* - подвод теплоты в основной КС и *г-с* - расширение газа в сопле относятся к циклу Брайтона. Линиями *т′-к* и *к-см* условно показано смешение потоков. Двигатель работает следующим образом.

Камера сгорания 2 с подачей в нее компонентов ракетного топлива (горючего и окислителя) используется в качестве генератора газа для работы турбины 3, приводящей во вращение компрессор 1 (рис.25.20,*а*). Турбина работает на продуктах неполного сгорания топлива. За счет этого осуществляется экономия бортового окислителя и обеспечивается приемлемая температура газа на входе в турбину и главное имеется возможность дожигания оставшейся части несгоревшего топлива в основной КС 5 с использованием в качестве окислителя атмосферного воздуха. Этот воздух после сжатия его компрессором 1, минуя турбину 3, поступает в основную КС 5, куда через коллектор газовых форсунок 4 подаются и

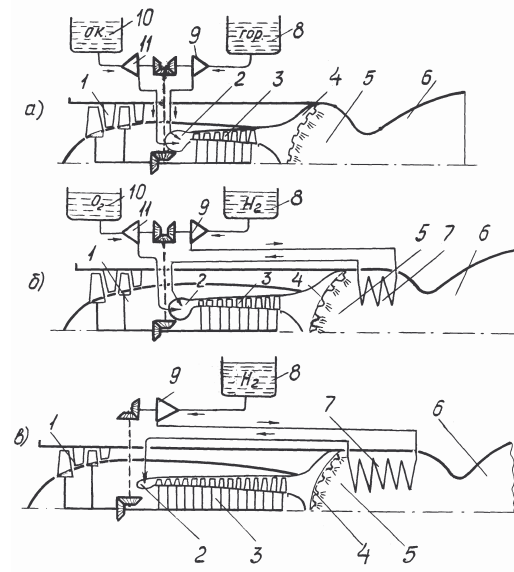


Рис.25.20. Схемы ракетно-турбинных двигателей: РТДгг (*а*), РТДпгг (*б*), РТДп (*в*)

дожигаются продукты неполного сгорания топлива, отработавшие в турбине. Процесс сгорания и подвода теплоты реально совмещается с процессом смешения потоков контуров.

Преимущество РТД по сравнению с ГТД, если производить их сравнение при одинаковых параметрах рабочего процесса ($\pi^*_{к.р}$ и $T^*_{г.р}$), состоит в возможности получения более высоких (в $\pi^*_т$ раз больших) степеней понижения давления в реактивном сопле, поскольку у ГТД $\pi_{с.расп} = p^*_т / p_H = p^*_г / \pi^*_т p_H$, а у РТД $\pi_{с.расп} = p^*_г / p_H$ (см.рис.25.19,*в*). Это объясняется отсутствием турбины в воздушном контуре между компрессором и реактивным соплом. За счет этого у РТД обеспечиваются более высокие удельные тяги и они могут эффективно работать от взлета до чисел М полета порядка 6…7 и более.

Для РТДгг в качестве основных компонентов топлива рассматривают жидкий водород и жидкий кислород (или сжиженный воздух). Турбина у РТДгг работает на переобогащенной кислородно-водородной горючей смеси ($\alpha < 1$), чем обеспечивается умеренная температура перед турбиной. Если у ГТД выгодно иметь высокие температуры $T^*_г$, то у РТДгг имеются оптимальные значения температур $T^*_г$ на входе в ПТ и они находятся на уровне 800...1200 К. Это объясняется тем, что с увеличением $T^*_г$ возрастает потребный расход бортового окислителя, что приводит к снижению $J_{уд}$.

Ракетно-турбинный двигатель парогазогенераторной схемы (РТДпгг) представлен на рис.25.20, *б*. Он отличается наличием теплообменника-регенератора 7, установленного в КС 5 перед соплом 6. В этом теплообменнике происходят газификация и нагрев газообразного водорода, который при повышенной температуре поступает в камеру сгорания газогенератора, за счет чего повышается внутренний КПД двигателя от регенерации теплоты и сокращается потребный расход окислителя для обеспечения заданной температуры газа перед турбиной. В итоге РТДпгг имеют более высокий удельный импульс, чем РТДгг, но уступают последним по массово-габаритным показателям. Еще более эффективным способом улучшения экономичности РТД за счет использования ***хладоресурса и высокой работоспособности*** жидкого водорода является *полный отказ от бортового окислителя* и

перевод турбины на использование только водорода, газифицированного и нагретого в теплообменнике до высокой температуры. Такие РТД получили название *пароводородных* (РТДп).

Ракетно-турбинный двигатель пароводородной схемы (РТДп) представлен на рис.25.20,*в*. Здесь на вход в пароводородную турбину (ПТ) 3 подается только газообразный водород (перегретый водородный пар), образующийся в теплообменнике-регенераторе 7. После расширения в турбине 3 водородный «пар» через газовые форсунки топливного коллектора 4 подается в КС 5, смешивается с воздухом, поступающим из-за компрессора 1, и сжигается, образуя продукты сгорания, истекающие из сопла 6. Как видно, в РТДп за счет использования очень высокой работоспособности водорода обеспечивается функционирование ***автономной пароводородной турбины*** без организации процесса горения, а только за счет нагрева водорода в теплообменнике. В них также осуществляется регенерация части теплоты на выходе из КС за счет использования хладоресурса водорода. Оба эти фактора способствуют повышению экономичности РТДп в сравнении с другими схемами РТД. В частности, как показывают расчеты, $J_{уд}$ РТДп почти вдвое выше, чем у РТДгг, несмотря на некоторое ухудшение габаритно-массовых характеристик.

Условия работы ПТ в РТДп безредукторной схемы имеют существенные особенности. В качестве рабочего тела они используют водород (еще перед его сгоранием), подогретый в теплообменнике. Его массовый расход весьма мал, что приводит, с одной стороны, к ***увеличению потребного числа ступеней турбины***, а с другой стороны, обуславливает ***малые размеры длин лопаток***, особенно на входе в ПТ, что ограничивает максимально-возможные значения окружных скоростей ее ступеней $u_т$. Для получения приемлемых длин лопаток (~10…15 мм) приходится уменьшать диаметр ПТ (до значений $D_т \approx 0{,}6\, D_к$), а это вызывает относительное уменьшение $u_т$ (по сравнению с $u_к$).

Расход водорода через ПТ по отношению к расходу воздуха через компрессор двигателя определяется исходя из общего потребного расхода водорода при его полном сгорании

$$\frac{G_{ПТ}}{G_в} = \frac{1}{\alpha\, L_0} = \frac{1}{34{,}4\,\alpha}. \qquad (25.7)$$

Потребная суммарная работа всех ступеней турбины находится из условия баланса мощностей компрессора и турбины $G_в L_к = G_{ПТ} L_{ПТ}$, что, с учетом (25.7), дает

$$L_{ПТ} = 34{,}4\ \alpha\ L_к. \qquad (25.8)$$

Отсюда видно, что при заданном $L_к$, если даже $\alpha = 1$, потребная работа ПТ РТДп в 34,4 раза больше, чем работа компрессора, что и требует наличия большого числа ступеней турбины $z_т$. Сама величина работы $L_к$ зависит от выбора $\pi^*_{к.р}$ компрессора. Возрастание $\pi^*_{к.р}$ также приводит к увеличению $z_т$. Зависимости числа ступеней турбин у РТДп и РТДгг от $\pi^*_{к.р}$ и α представлены на рис.25.21. Видно, что $z_т$ увеличивается как с возрастанием $\pi^*_{к.р}$, так и с повышением α. Переход от РТДгг к РТДп приводит к увеличению $z_т$ более, чем в два раза.

Применение редуктора позволяет за счет повышения окружных скоростей ПТ снизить число ее ступеней, а за счет уменьшения $D_т/D_к$ увеличить длину лопаток, но это связано с усложнением конструкции и увеличением массы двигателя.

Малая длина лопаток ПТ является одной из причин значительного снижения КПД ее ступеней и турбины в целом. Расчеты показывают, что в зависимости от абсолютной высоты лопаток, а также давления и температуры на входе в турбину (чисел Re) величины $\eta^*_т$ у турбин РТД находятся в пределах 0,7…0,8.

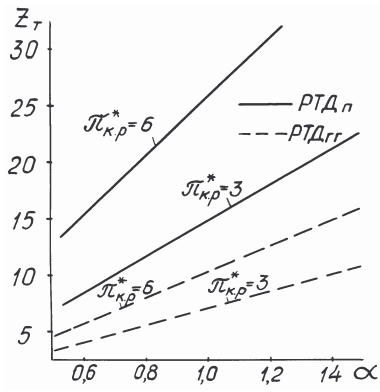


Рис.25.21. Влияние $\pi^*_{к.р}$ и α на $z_т$ пароводородной турбины

Установка на РТДп дополнительного теплообменника перед компрессором является средством повышения эффективности этих двигателей (рис.25.22). В этой схеме жидкий водород после его сжатия насосом 1 вначале поступает в теплообменник-охладитель 2, снижающий температуру воздуха перед компрессором. При этом сам жидкий водород испаряется и подогревается до определенной температуры, которая определяется потребным снижением температуры воздуха на входе в дви-

гатель. Охлаждение воздуха повышает $\pi_к^*$ компрессора, чем достигается некоторое улучшение эффективности термодинамического цикла, а также защищает компрессор от воздействия высоких температур, что особенно важно в крейсерском гиперзвуковом полете. Далее водород из теплообменника-охладителя 2 подается в теплообменник-регенератор 8, имеющий свою КС 7, и здесь уже нагревается до температуры, допустимой и целесообразной по условиям работы ПТ. Полное сжигание водорода осуществляется в КС 9. В указанной схеме достигается выигрыш в удельном импульсе и, главное, снижается температура воздуха перед компрессором.

Еще более глубокое использование хладоресурса жидкого водорода как криогенного топлива возможно в ***РТД с ожижением воздуха***. В этом случае в ракетную КС РТД газогенераторной схемы подается в качестве окислителя не жидкий кислород из бортового бака, а ***сжиженный воздух***, который забирается из-за компрессора и конденсируется в водородно-воздушном теплообменнике-конденсаторе за счет того, что температура кипения водорода, равная ~20 К, намного ниже температур ожижения компонентов воздуха. В остальном рабочий процесс этого двигателя не отличается от РТДгг. Преимущество двигателя этой схемы по сравнению с РТДгг в том, что он *не требует бортового окислителя* (жидкого кислорода), который здесь заменяется сжиженным воздухом. Такие двигатели являются конкурентоспособными с РТДп и у них могут быть реализованы более высокие параметры рабочего процесса и соответственно по-

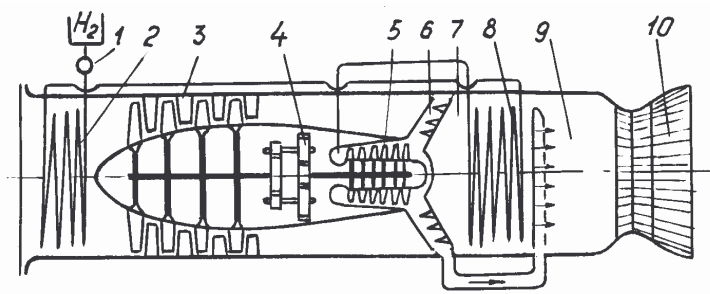


Рис.25.22. Схема РТДп с охлаждением воздуха перед компрессором:
1-насос водорода; 2-теплообменник; 3-компрессор; 4-редуктор;
5-турбина; 6-коллектор форсунок; 7-камера сгорания теплообменника; 8-теплообменник; 9-основная камера сгорания; 10-сопло

лучен больший удельный импульс.

РТД обеспечивают потребные для ГЛА тяги в широком диапазоне скоростей и высот по траектории полета и являются конкурентоспособными с ТПД. Поэтому на взлете их следует сравнивать с ТРДФ или ТРДДФ, а в крейсерском гиперзвуковом полете – с СПВРД или ГПВРД.

Сравнительные данные по удельным импульсам РТДп, ТПД, а также СПВРД и ТРДДФ при полете по типовой траектории разгона представлены на рис.25.23. Характеристики РТДп рассчитаны при $\pi^*_{к0} = 3{,}3$; $T^*_{г0} = 1000$ К и программе управления n = const для значений $\alpha_\Sigma = 1{,}0$. При тех же α_Σ определены характеристики СПВРД. В обоих случаях принята стандартная зависимость $\sigma_{вх}$ от M_H для СВУ внешнего сжатия. Сравнение показывает, что РТДп при сверхзвуковом разгоне-наборе высоты и в гиперзвуковом полете *несколько превосходит ТПД по величинам* $J_{уд}$. На взлете, а также при до- и трансзвуковых скоростях полета РТДп по $J_{уд}$ *уступает ТПД*. Пример сравнения РТДп и ТПД по критерию дальности полета см. в гл.26.

Дроссельные характеристики у РТДп существенно хуже, чем у ТПД, в особенности при дозвуковых скоростях полета (когда ТПД работает на режиме ГТД). Это объясняется тем, что дросселирование РТДп достигается снижением подачи водорода в КС. Но предварительно весь этот водород проходит через теплообменник и ПТ. Уменьшение $G_{ПТ}$ приводит к снижению мощности ПТ, а следовательно, и частоты вращения компрессора. Это вызывает снижение $\pi^*_к$, уменьшение внутреннего КПД двигателя и снижение $J_{уд}$. У ТПД с ТРДФ или ТРДДФ снижение тяги в крейсерском дозвуковом полете обеспечивается только за счет дросселирования форсажа и сопровождается повышением $J_{уд}$ (снижением $C_{уд}$).

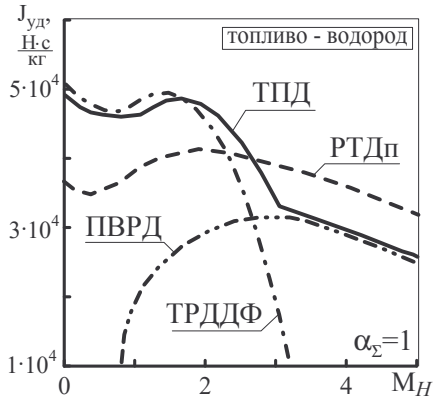


Рис.25.23. Сравнение удельных импульсов РТДп, ТПД, ПВРД и ТРДДФ по типовой траектории полета (q_{max} = 50 кПа)

Основным преимуществом РТДп по сравнению с ТПД является относительная ***простота конструкции***. За счет этого ожидается уменьшение удельной массы этих двигателей, которая в стартовых условиях может оказаться в 1,2...1,5 раза меньше, чем у ТПД с ТРДДФ.

25.6. ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ В АВИАЦИИ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Основным типом двигателей, применяемых в современной авиации, являются газотурбинные двигатели, использующие цикл с подводом теплоты при постоянном давлении (цикл Брайтона). Они за 60 лет своего развития достигли высокой степени совершенства, в том числе по удельным параметрам и характеристикам надежности. Но, наряду с этим, ***значительно возросла их конструктивная сложность и особенно стоимость разработки, производства и эксплуатации, а удельные параметры достигли величин, близких к их предельно-возможным значениям.*** В перспективе не просматриваются дальнейшие возможности существенного улучшения удельных параметров существующих ГТД, особенно в части повышения их экономичности.

Вместе с тем давно известно, что более высокой экономичностью должны обладать двигатели с подводом теплоты при постоянном объеме – работающие по циклу Гемфри. Для эффективного преобразования теплоты в полезную работу нужно, чтобы процесс сгорания топлива завершался при возможно более высоком давлении. В двигателях, использующих цикл v = const, изначально заложены возможности значительного повышения давления в самом процессе сгорания топлива, вследствие чего-либо совсем не требуется предварительного сжатия топливовоздушной смеси (ТВС) перед ее подачей в камеру сгорания, либо можно ограничиться применением компрессора со значительно меньшими величинами степени повышения давления $\pi_к^*$, чем у современных ГТД, использующих цикл с подводом теплоты при p = const.

Если бы такие двигатели были созданы, они могли бы обеспечить улучшение экономичности (увеличение термического КПД) на 30…40% и более по сравнению с существующими ГТД. Но попытки практической реализации пульсирующих двигателей, использующих цикл с подводом теплоты при постоянном объеме, предпринимавшиеся неоднократно на протяжении ряда десятилетий, *неизменно заканчи-*

вались неудачами. Это объясняется как прерывностью рабочего процесса, сложностью устройства, инерционностью и низкой пропускной способностью клапанных механизмов этих двигателей, так и относительно малыми скоростями горения при традиционном дозвуковом сгорании топлива. Указанные причины неизбежно приводили к большим относительным размерам камер сгорания, малым частотам пульсаций, высоким тепловым и вибрационным нагрузкам, значительному уровню шума и низкой надежности таких двигателей.

Возможности использования в двигателях управляемого детонационного сгорания топлива, открывшиеся в последние годы, коренным образом изменили отношение к двигателям периодического сгорания. Об этом свидетельствуют появившиеся в печати многочисленные публикации, патенты и проекты ***пульсирующих детонационных двигателей (ПуДД) различных схем***. Это объясняется тем, что в детонационных волнах топливо сгорает практически мгновенно, чем обеспечивается возможность значительного повышения давления в камерах сгорания, имеющих форму полузамкнутого объема, и отпадает необходимость в выпускных клапанах.

Пульсирующие детонационные двигатели с наддувом могут быть отнесены к комбинированным двигателям. Они могут найти применение на ЛА различного назначения, включая гиперзвуковые.

ПуДД в общем случае состоит из генератора сжатого воздуха (ГСВ) и тяговых модулей (ТМ). ГСВ, именуемый также генератором газа (ГГ), предназначен для подачи сжатого воздуха требуемого давления в ТМ и работает как обычный ГТД – по циклу с подводом теплоты при постоянном давлении. Отличие состоит в том, что он предназначается не для создания мощности на валу или реактивной тяги, а служит только источником сжатого воздуха, отбираемого от компрессора. В таком случае от компрессора может быть отобрано до 50% от общего расхода воздуха через ГСВ. В ТМ к воздуху, отбираемому от ГСВ, подводится теплота в детонационных волнах (ДВ). В них реализуется цикл с детонационным сгоранием топлива (ДСТ).

Преимущества цикла ДСТ покажем путем сравнения его с циклом Брайтона с подводом теплоты при постоянном давлении ($p = \text{const}$), который используется во всех существующих ГТД, и с циклом Гемфри с подводом теплоты при постоянном объеме

($v = \text{const}$), который, несмотря на ряд преимуществ, пока не нашел практического применения в авиации.

Термодинамические циклы сравниваемых двигателей в p,v-координатах представлены на рис.25.24. Здесь процесс 1-2 соответствует предварительному сжатию воздуха. Процессы 2-3′, 2-3″ и 2-3 характеризуют подводы теплоты: q_1' – в изобарном, q_1'' – в изохорном и q_1 – в детонационном процессах. Процессы 3′-4′, 3″-4″ и 3-4 соответствуют расширению рабочего тела до начального (атмосферного) давления. Величины $q_1 = q_1' = q_1''$ определяются из соотношения $q = H_u / \alpha L_0$, где H_u – теплотворность топлива, α – коэффициент избытка воздуха и L_0 – стехиометрический коэффициент. Полезные работы циклов $l_ц$ равны величинам их площадей в p,v-координатах, а экономичность оценивается термическим КПД η_t, определяемым соотношением $l_ц/q_1$.

На рис.25.25,*а* показаны величины температур T_3 и отношения давлений $\overline{p}_3 = p_3/p_1$ у сравниваемых циклов (в точках 3′, 3″ и 3, рис.25.24), а на рис.25.25,*б* приведены величины их термических КПД η_t в зависимости от предварительного повышения давления $\pi = p_2/p_1$. При расчетах в качестве топлива принят керосин с $H_u = 43 \cdot 10^6$ Дж/кг, $L_0 = 14{,}8$ при $\alpha = 1$; $T_1 = 288$ К; $p_1 = 101325$ Па и $V = 0$. Как видно из рис.25.25,*а*, цикл Гемфри обеспечивает существенно большее повышение давления p_3''/p_1, чем цикл Брайтона (в 5…8 раз). Более высокой (примерно на 600…700 К) является также температура в конце подвода теплоты T_3''. Это, как видно из рис.25.25,*б*, дает существенный прирост η_t, который для цикла $v = \text{const}$ по сравнению с циклом $p = \text{const}$ составляет 60 % при $\pi = 5$; 30% – при $\pi = 15$ и около 20% – при $\pi = 30$. Таким образом, ***имеется возможность существенного улучшения***

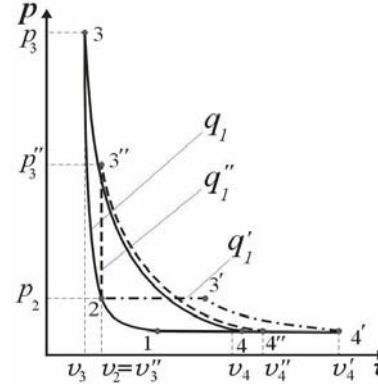
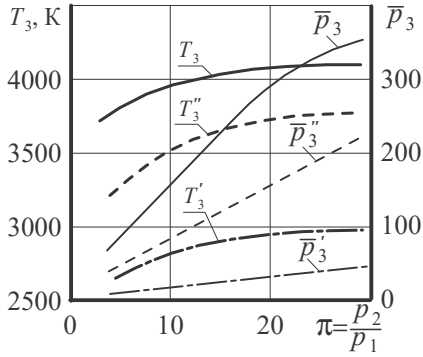


Рис.25.24. Термодинамические циклы двигателей в p,v - координатах

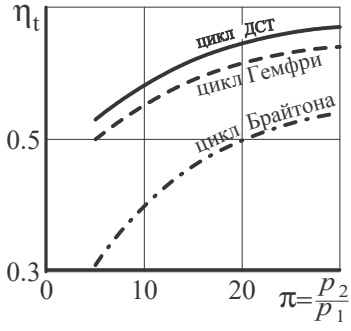
***экономичности двигателей при переходе от цикла p* =const *к циклу v* = const**, о чем упоминалось ранее.

Управляемое детонационное сгорание топлива открывает возможность реализации цикла, аналогичного циклу v = const, на основе более простых конструктивных решений. Чтобы убедиться в этом, рассмотрим вначале ***общие термодинамические особенности цикла ДСТ***.

Цикл ДСТ отличается от цикла Гемфри тем, что в нем подвод теплоты осуществляется не по изохоре 2-3″, а по ударной адиабате (адиабате Гюгонио) 2-3, а именно – в ДВ, движущихся со сверхзвуковой скоростью. ***Скорость движения ДВ, ее интенсивность и потери, связанные с необратимостью процесса сжатия в ударных волнах, могут быть различными.*** В классической схеме резонатора, имеющего форму длинной цилиндрической трубы, в месте возбуждения детонации (вблизи эпицентра взрыва) ДВ имеет повышенную интенсивность и значительные потери. Ее именуют ***«пересжатой»***. Но по мере движения в направлении выхода из детонационной трубы происходит снижение скорости движения ДВ и уменьшение потерь в ней и далее ДВ движется ***с постоянной скоростью***, т.е. приобретает ***стационарный*** характер. Соотношения скоростей и давлений перед ДВ и за ней с этого момента принимают постоянные значения, ***именуемые в честь исследовавших их ученых условиями Чепмена-Жуге, а подвод теплоты в ДВ осуществляется с наименьшими***



а)



б)

Рис.25.25. Сравнение термодинамических циклов: *а* - по параметрам рабочего процесса; *б* - по термическим КПД

потерями на необратимость процесса.

Исходя из этих условий нами выведены соотношения для расчета параметров детонационного цикла*, а полученные по ним данные представлены на рис.25.25 (сплошными линиями). Как видно, в цикле ДСТ давления и температуры в конце процесса подвода теплоты получаются еще более высокими, чем в цикле Гемфри. Это обеспечивает некоторый прирост $l_ц$ и η_t. Поэтому ***детонационное сгорание топлива оказывается термодинамически более выгодным, чем изохорное.*** Из рис.25.25,*б* видно, что ***в цикле ДСТ для получения значений η_t, свойственных современным ГТД, нужно иметь более низкие величины π.*** Это избавляет от необходимости использования в ГСВ ПуДД высоконапорных компрессоров, применяемых в существующих ГТД, ***что должно обеспечить упрощение конструкции и снижение массы и стоимости таких двигателей.***

Расчет цикла ПуДД сводится к определению $l_ц$ и η_t, которые находятся из соотношений:

$$l_ц = q_1 - q_2; \quad \eta_t = 1 - q_2/q_1. \tag{25.9}$$

Поскольку для каждого топлива величина подводимой теплоты $q_1=H_u/\alpha L_0$ известна, необходимо определить количество отводимой теплоты $q_2=c_p(T_4-T_1)= c_pT_1(T_4/T_1 - 1)$. Это для стационарной детонации, обеспечивающей минимальные потери на необратимость процесса, требует соблюдения условий Чепмена-Жуге. В [14] показано, что в этом случае искомое отношение температур T_4/T_1, требуемое для определения q_2, равно

$$\frac{T_4}{T_1} = \left(\frac{1+k\mathrm{M}_2^2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k}} \frac{1}{\mathrm{M}_2^2},$$

где $\mathrm{M}_2=D_2/a_2$ – число М перемещения фронта стационарной ДВ, которое определяется из соотношения

$$\mathrm{M}_2^2 = A + \sqrt{A^2 - 1}.$$

Здесь $A = (k^2-1)\, q_1 / a_2^2 + 1$ – величина, характеризующая теплоподвод в цикле; $a_2 = \sqrt{kRT_2}$ – скорость звука, определенная по параметрам цикла в точке 2 (рис.25.24), $k = c_p/c_v$ – показатель адиабаты.

---

* См. позицию [14] в списке литературы

В конечном итоге формулы для определения η_t и $l_{\text{ц}}$ приобретают следующий вид:

$$\eta_t = 1 - \frac{c_p T_1}{q_1}\left[\frac{1}{\mathrm{M}_2^2}\left(\frac{1+k\mathrm{M}_2^2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k}} - 1\right]; \qquad l_{\text{ц}} = q_1\,\eta_t; \qquad (25.10)$$

Как видно, величины $l_{\text{ц}}$ и η_t зависят от энергетических свойств применяемого топлива $\left(c_p T_1 / q_1\right)$, физических свойств рабочего тела (k, $c_{\text{р}}$) и числа M_2 перемещения фронта стационарной детонационной волны.

Расчет $P_{\text{уд}}$ и $C_{\text{уд}}$ можно произвести по найденному значению $l_{\text{ц}}$. Для этого величину $l_{\text{ц}}$ следует представить в виде $l_{\text{ц}} = l_{\text{ад.р}} - l_{\text{ад.с}}$, где для процессов расширения и сжатия $l_{\text{ад.р}} = l_{\text{т}} + c_{\text{с}}^2/2$ и $l_{\text{ад.с}} = l_{\text{к}} + V^2/2$. Отсюда находим

$$l_{\text{ц}} = l_{\text{т}} - l_{\text{к}} + \frac{c_{\text{с}}^2 - V^2}{2}. \qquad (25.11)$$

Если работа турбины $l_{\text{т}}$, затрачиваемая на привод компрессора $l_{\text{к}}$, заимствована из процесса расширения (как в ТРД) и $l_{\text{к}} = l_{\text{т}}$, то тогда $P_{\text{уд.}} = c_{\text{с}} - V = \sqrt{2l_{\text{ц}} + V^2} - V$. Но в рассматриваемой схеме ПуДД сами ТМ не имеют турбины (у них $l_{\text{т}} = 0$), а работа $l_{\text{к}}$, требуемая для предварительного сжатия воздуха, подводится от ГСВ. Поэтому в данном случае

$$P_{\text{уд}} = c_{\text{с}} - V = \sqrt{2(l_{\text{ц}} + l_{\text{к}}) + V^2} - V. \qquad (25.12)$$

Следовательно, у ПуДД с наддувом подводимая извне работа приводит к увеличению $P_{\text{уд}}$, но в расчетах $C_{\text{уд}}$ необходимо учитывать затраты топлива на привод ГСВ. В общем случае

$$C_{\text{уд}\,\Sigma} = \frac{G_{\text{т}\Sigma}}{P_{\Sigma}} = \frac{G_{\text{т.ТМ}} + G_{\text{т.ГСВ}}}{P_{\text{ТМ}} + P_{\text{ГСВ}}}, \frac{\text{кг}}{\text{Н}\cdot\text{с}}. \qquad (25.13)$$

Принимая $P_{\text{ГСВ}} = 0$, из (25.13) получаем

$$C_{\text{уд}\,\Sigma} = C_{\text{уд ТМ}} + C_{\text{уд ГСВ,}} \qquad (25.14)$$

Секундный удельный расход топлива тяговых модулей (ТМ) определяется по формуле

$$C_{\text{уд.ТМ}} = \frac{1}{\alpha L_0 P_{\text{уд.ТМ}}}.$$

Для определения $C_{\text{уд.ГСВ}}$ нужно знать расход отбираемого от ГСВ воздуха. Баланс расходов воздуха для ГСВ с отбором воздуха из-за компрессора (рис.25.28) можно представить в виде

$$G_{\text{в.ГСВ}} = G_{\text{в.I}} + G_{\text{в.II}} = G_{\text{в.кс}} + G_{\text{в.отб}} = G_{\text{в.кс}}\,(1 + m),$$

где $m = G_{в.II} / G_{в.I}$ – степень двухконтурности для ГСВ рассматриваемой схемы, связанная с относительным расходом отбираемого воздуха соотношением $\overline{G}_{в.отб} = \dfrac{G_{в.отб}}{G_{в.ГСВ}} = \dfrac{m}{m+1}\,100\%$.

Величину m можно определить из условия равенства мощностей компрессора и турбины, откуда $G_г l_т = G_{в.ГСВ} l_к$. Расход газа через турбину $G_г$ в свою очередь равен $G_г = G_{в.кс} + G_{т.ГСВ} = G_{в.кс}(1 + g_{т.ГСВ})$, а $g_{т.ГСВ} = G_{т.ГСВ}/G_{в.кс}$. Из этих соотношений следует, что

$$(1+ m) l_к = (1 + g_{т.ГСВ}) l_т, \qquad (25.15)$$

где $l_к = c_p T_в^* (e_к^* - 1)/\eta_к^*$; $l_т = c_{p.г} T_г^* (1 - 1/e_т^*)\eta_т^*$.

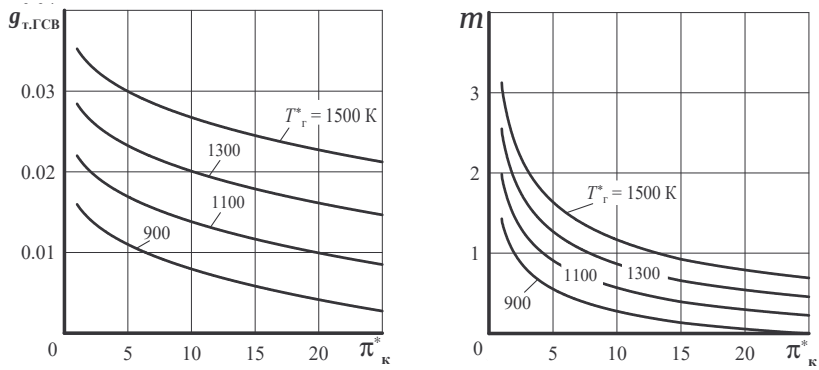
Величина $\pi_т^*$ может быть определена из условия расширения газа в турбине до атмосферного давления (поскольку принято $P_{ГСВ} = 0$). Тогда для каждого заданного $\pi_к^*$ из (25.15) можно определить m.

Секундный удельный расход топлива ГСВ на каждый кг тяги, создаваемой ТМ, определяется из соотношения

$$C_{уд.ГСВ} = \frac{G_{т.ГСВ}}{P_{ТМ}} = \frac{g_{т.ГСВ} G_{в.кс}}{P_{уд.ТМ} G_{в.отб}} = \frac{g_{т.ГСВ}}{m\, P_{уд.ТМ}}.$$

Зависимости величин $g_{т.ГСВ}$ и m от $\pi_к^*$ и $T_г^*$ для ГСВ при $V = 0$ и $H = 0$ в качестве примера представлены на рис.25.26. С использованием таких данных можно определить оптимальные значения $\pi_к^*$ для ГСВ при заданных величинах $T_г^*$, т.е. значения $\pi_к^*$, при которых обеспечивается минимальный суммарный удельный расход топлива ПуДД (в данном случае при $V = 0$ и $H = 0$).

Зависимости величин $C_{уд.ТМ}$, $C_{уд.ГСВ}$ (при $\eta_к^* = 0{,}85$ и $\eta_т^* = 0{,}9$) и $C_{уд.\Sigma}$ в функции $\pi_к^*$ при различных $T_г^*$ приведены на рис.25.27. Видно, что повышение $T_г^*$ не дает заметного снижения $C_{уд.ГСВ}$, а с возрастанием $\pi_к^*$ величина $C_{уд.ГСВ}$ значительно повышается, причем имеется оптимум по $\pi_к^*$, при котором $C_{уд.\Sigma}$ является минимальным.



а) *б*)

Рис.25.26. Зависимости величин $g_{т.ГСВ}$ (*а*) и m (*б*) от параметров ГСВ $\pi^*_к$ и $T^*_г$ при $V = 0$ и $H = 0$

Повышение температуры $T^*_г$, не оказывая существенного влияния на экономичность ГСВ, сказывается, как видно из рис.25.26,*б*, на количестве отбираемого от ГСВ воздуха, что должно сопровождаться уменьшением размеров и массы ГСВ. Наивыгоднейшее значение температуры $T^*_г$ может быть определено путем оптимизации.

Наличие $\pi^*_{к.опт}$ для ГСВ физически объясняется тем, что при $\pi^*_к = 1$, т.е. в случае отсутствия наддува ТМ, использование сообщаемой теплоты в ТМ менее эффективно. С увеличением $\pi^*_к$ величины $C_{уд.ТМ}$ снижаются, но при этом требуется более значительный подвод теплоты в ГСВ, что приводит к возрастанию $C_{уд.ГСВ}$. Оптимальными для ГСВ в рассмотренных условиях (при $V = 0$) являются величины $\pi^*_{к.опт} \approx 5\ldots7$ при относительно низких температурах $T^*_г$ – порядка 1100…1300 К. Такой ГСВ прост по конструкции, т.к. не требует применения высоко-

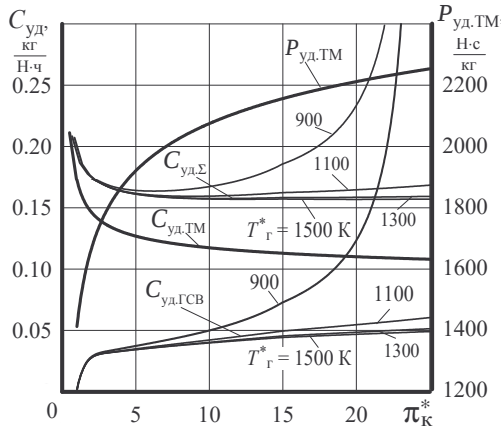


Рис.25.27. К выбору оптимальных параметров ГСВ (топливо – авиационный керосин; $\alpha_{ТМ} = 1$)

напорного компрессора и охлаждаемой турбины и *может иметь ресурс, соизмеримый с ресурсом ЛА.*

Расчетные данные, представленные на рис.25.27, получены при $\alpha_{ТМ} = 1$ и их следует сравнивать с ТРДФ и ТРДДФсм в условиях их работы на полном форсированном режиме, т.е. при $\alpha_{\Sigma} \approx 1$. У существующих ТРДФ и ТРДДФсм величины $P_{уд.ф}$ при $M_H = 0$ и $H = 0$ находятся на уровне 1100…1200 (Н·с)/кг, а ПуДД, как видно из рис.25.27, имеют в тех же условиях $P_{уд} \approx 1900…2100$ (Н·с)/кг.

В качестве примера на рис.25.28 представлена конструктивная схема ГСВ, имеющего $\pi^*_{к.отб} = 5$ и $T^*_г = 1200$ К. Он имеет одноступенчатый осецентробежный компрессор *1*, неохлаждаемую турбину *2*, противоточную КС *3*, нерегулируемое сужающееся выходное сопло 5 и патрубки для отбора воздуха от ГСВ и его подачи в ТМ *4*. По сравнению с ТРДДФ, входящих в состав ТПД, масса снижается более чем в 2 раза.

Для реализации двигателей с детонационным сгоранием топлива предлагаются и изучаются различные схемы. Большинству из них свойственно использование в качестве резонансных устройств детонационных труб значительной длины и наличие клапанов на всасывании. Это приводит к низким частотам пульсаций и высокому уровню шума и ограничивает область применения таких ПуДД беспилотными ЛА. Более предпочтительной является схема ПуДД с предварительным сжатием воздуха и с высокочастотным резонатором особой формы, описанная ниже.

ПуДД этой схемы отличается отсутствием каких-либо механических клапанов и прерывистых запальных устройств. Пульсирующий процесс у них осуществляется за счет возбуждения резонансных высокочастотных автоколебаний в газодинамическом резонаторе, периодически заполняющемся специально подготовленной экзотермически активной ТВС, а выделение теплоты, увеличивающее амплитуду этих колебаний, происходит в ДВ, формируемых в резонаторе. ***Схема оригинальна и не имеет аналогов в***

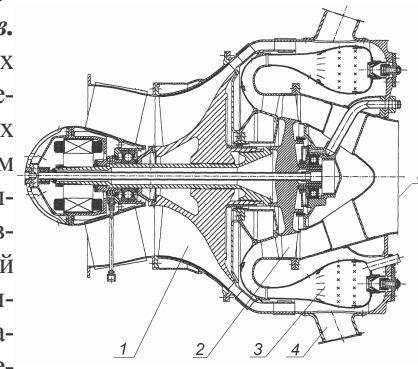


Рис.25.28. Схема ГСВ с $\pi^*_{к.отб} = 5$ и $T^*_г = 1200$ К

мировой практике. Она впервые запатентована в 1989 г. Р.М. Пушкиным и А.И. Тарасовым, а сейчас – исследуется Ю.Н. Нечаевым и А.И. Тарасовым с участием коллективов исполнителей на базе экспериментальных стендов ВВИА им. Н.Е. Жуковского и ОАО «НПО Сатурн».

ТМ ПуДД исследуемой схемы состоят из ***реактора и резонатора*** (см.рис.25.29). ***Реактор*** приводится в действие от пускового устройства и служит для подготовки ТВС к детонационному сгоранию. Существо такой подготовки заключается в специальной активации (конверсии) топлива перед его подачей в резонатор. С этой целью через форсунки подается все топливо $G_т$, и только часть воздуха $G_{в1}$, требуемая для получения в реакторе переобогащенной ТВС (с $\alpha_{реакт} \approx 0{,}3\ldots0{,}4$). В этих условиях не происходит в реакторе полного сгорания топлива, а осуществляются только экзотермические реакции (предпламенные процессы), в результате которых достигается разложение молекул горючей смеси на химически активные составляющие. Ими являются продукты неполного сгорания топлива (H_2, CO, малоатомные газы, активные радикалы). На выходе из реактора к ним добавляется воздух в количестве $G_{в2}$ (рис.25.29), необходимом для получения на входе в резонатор ТВС требуемого состава (определяемого требуемой величиной $\alpha_{рез}$, рис.25.29). Подготовленная таким образом ТВС через кольцевое со-

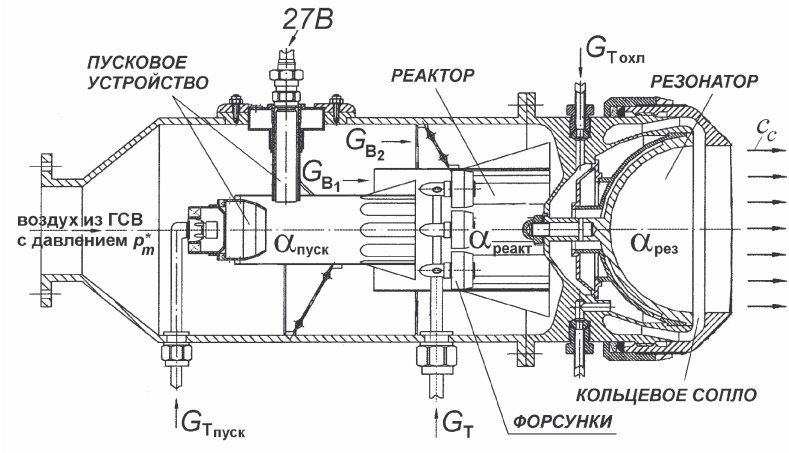


Рис.25.29. Устройство тягового модуля ПуДД новой схемы:
c_c – осредненная по времени скорость истечения газа

пло поступает в резонатор.

Резонатор представляет собой полузамкнутый объем, где и осуществляется детонационное сгорание топлива. Указанный процесс сгорания топлива является двухстадийным. На первой подготовительной стадии на конверсию топлива, осуществляемую в реакторе, расходуется не более 20% общей подводимой теплоты. Остальная теплота сообщается рабочему телу во второй стадии – в резонаторе – уже в процессе детонационного сгорания топлива.

Опытно установлено, что при подаче в полузамкнутую полость указанной конфигурации через кольцевое сопло сжатого воздуха от компрессора (без подачи топлива и его сгорания) в ней возникают высокочастотные пульсации воздуха с частотой пульсации, зависящей от диаметра выходного сечения резонатора. При диаметре 70…90 мм замеренная частота пульсаций воздуха составляет 5…7 кГц. Эти пульсации являются следствием ударно-волновых процессов, возникающих в резонаторе.

При соударении радиальных сверхзвуковых струй (СЗС), вытекающих из кольцевого сопла (рис.25.30,*а*), возникают ударные волны. При движении в сторону днища резонатора ударная волна (УВ, рис.25.30,*б*) сжимает воздух, а при соударении со стенкой, имеющей вогнутую форму, происходит, помимо дополнительного сжатия воздуха в отраженной ударной волне, еще и ее фокусирование в некоторой области «Ф» в центре резонатора (рис.25.30,*в*), где обеспечивается (за счет двукратного сжатия и фокусирования) ***значительное местное повышение давления и температуры. Это уникальное явление получило наименование эффекта Гартмана-Шпренгера.***

При подаче в резонатор вместо воздуха предварительно подготовленной в реакторе ТВС заданного состава (с давлением p_{m}^{*}) обеспечивается ее самовоспламенение в области «Ф» и детонационное сгорание*. Образуется детонационная волна (ДВ, рис.25.30, *г*), движущаяся по ТВС со сверхзвуковой скоростью (более 2000 м/с) в направлении днища. В ней происходит практически мгновенное (взрывное) сгорание топлива, сопровождающееся значительным повышением температуры и давления продуктов сгорания, причем здесь рабочая полость в

* Реально это может быть не «чистая» детонация, а быстрое сгорание топлива в волнах сжатия.

момент взрыва перекрыта на выходе струйной завесой, выполняющей роль ***газодинамического затвора***.

Далее, взаимодействуя с донной поверхностью резонатора как с препятствием, ДВ в процессе соударения и отражения передает стенке резонатора импульс от сил избыточного давления. После отражения от вогнутой стенки резонатора детонационная волна превращается в отраженную ударную волну (ОУВ, рис.25.30,*д*), которая движется по уже сгоревшей смеси в сторону выхода, разрывает струйную завесу и увлекает за собой продукты сгорания. Они выбрасываются в окружающую атмосферу со сверхзвуковой скоростью, несколько меньшей скорости движения самой УВ. В связи с этим отпадает необходимость в наличии сопла Лаваля для обеспечения сверхзвуковой скорости истечения продуктов сгорания на выходе из резонатора.

За отраженной ударной волной следует волна разрежения (ВР, рис.25.30,*д*), которая, проходя мимо кольцевого сопла и имея за фронтом давление, меньшее атмосферного, обеспечивает всасывание новой порции свежей смеси. Волна разрежения может подсасывать также воздух из окружающей атмосферы, что должно способствовать повышению тяги и улучшению экономичности ТМ за счет присоединения к реактивной струе дополнительной массы подсасываемого воздуха.

Характерной особенностью резонаторов ПуДД предлагаемой схемы являются их *малые размеры* (диаметр выходного сечения

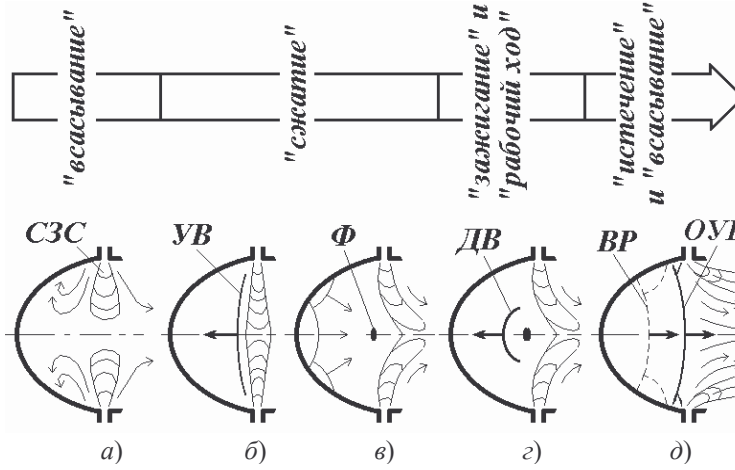


Рис.25.30. Физическая модель рабочего процесса в резонаторе

70…90 мм). ***Это определяется требованиями возбуждения высокочастотных резонансных автоколебаний и условиями самовоспламенения и сгорания в детонационных волнах специально подготовленной ТВС.*** С уменьшением размеров резонатора увеличивается частота колебаний, а также снижается уровень шума. Кроме того, малые размеры резонатора благоприятно влияют на термо- и вибропрочность конструкционных материалов в условиях их работы при высоких давлениях и температурах и циклических нагрузках. Недостатком малых размеров резонаторов ПуДД рассматриваемой схемы является необходимость для получения больших тяг иметь значительное количество единичных ТМ, работающих от одного или нескольких ГСВ.

Влияние условий полета на устойчивость рабочего процесса ТМ ПуДД еще в полной мере не исследовано. Однако во время их испытаний в барокамере было установлено, что при условии $p_{\text{m}}^{*} = \text{const}$ (см.рис.25.29) снижение давления p_H (имитация условий полета) не вызывало изменений параметров и характеристик ТМ. На этом основании была высказана ***концепция одноре-жимных ТМ***, работающих на всех режимах полета при условии $p_{\text{m}}^{*} = \text{const}$. Такие жесткие требования к режимам работы ТМ гарантируют устойчивость чувствительной к сбоям резонансной системы при любых условиях полета. Соблюдение условия $p_{\text{m}}^{*} = \text{const}$ на всех режимах полета следует рассматривать как ***экстремальное требование***, на которое приходится ориентироваться на начальном этапе разработок СУ с ПуДД до тех пор, пока не удастся обеспечить работу ТМ при переменных давлениях на входе.

Требование по обеспечению постоянства давления p_{m}^{*} связано с двумя трудностями. Во-первых, возникает необходимость в широких пределах изменять степень повышения давления отбираемого от ГСВ воздуха $\pi_{\text{к.отб}}^{*}$, пропорционального $p_{\text{m}}^{*} / p_{\text{в}}^{*}$, в соответствии с изменением давления $p_{\text{в}}^{*}$ в условиях полета. Это приводит к усложнению способа регулирования ГСВ. Во-вторых, потребное изменение тяги в полете должно осуществляться за счет выключения отдельных ТМ и, следовательно, будет иметь дискретный характер.

Наиболее просто условие $p_{\text{m}}^{*} = \text{const}$ может быть реализовано на СУ ГЛА в случае использования на режимах разгона-набора высоты специально подобранной траектории полета *АБВГ*, показанной на рис.25.31. Сжатие воздуха перед его поступлением в ТМ при движении ЛА по указанной траекто-

рии полета осуществляется как в компрессоре ГСВ, так и во входном устройстве. При этом с учетом потерь в каналах подвода воздуха

$$p^*_{\text{m}} = \sigma_{\text{кан}}\, \pi^*_{\text{к.отб}}\, \pi_{\text{вх}}\, p_H. \qquad (25.16)$$

При малых $\pi_{\text{вх}}$ (на взлете и начальном этапе полета) сжатие воздуха обеспечивается в основном за счет компрессора, но с ростом M_H величина $\pi_{\text{вх}}$ по траектории *АБВГ* возрастает, причем интенсивнее, чем уменьшается давление p_H, а $\pi^*_{\text{к.отб}}$ снижается. При определенных значениях M_H и H (в точке *В*, рис.25.31) сжатие воздуха в ГСВ уже становится ненужным и он может быть выключен. С этого момента ПуДД переходит на ***прямоточный режим работы*** (со сжатием воздуха только от скоростного напора).

На рис.25.31 нанесены, исходя из соотношения (25.16), изолинии $\pi^*_{\text{к.отб}} = \text{const}$, рассчитанные при условии $p^*_{\text{m}} = 4$ кг/см^2. Для траектории полета *АБВГ*. Как видно, наибольшая величина $\pi^*_{\text{к.отб}}$, равная 4.5, соответствует $M_H = 0$, $H = 0$. На участке *О-А* (до точки *А*) $\pi^*_{\text{к.отб}}$ снижается до 3,7. Затем от точки *А* начинается набор высоты с увеличением скоростного напора q. В точке *Б* достигается $q = q_{\max} = 50$ кПа, а на участке *БВ* продолжается разгон-набор высоты уже при условии $q_{\max} = \text{const}$. При этом интенсивно возрастает $\pi_{\text{вх}}$, а $\pi^*_{\text{к.отб}}$ снижается. В точке *В* величина $\pi^*_{\text{к.отб}}$ достигает единицы. С этого момента требуемое давление $p^*_{\text{m}} = 4$ кг/см^2 обеспечивается только за счет скоростного напора при выключенном ГСВ. Далее на участке *ВГ* ПуДД работает при $p^*_{\text{m}} = \text{const}$ с выключенным ГСВ до достижения гиперзвукового крейсерского режима полета в точке *Г*. Следовательно, как видно из рис.25.31, при профиле полета *АБВГ* для получения $p^*_{\text{m}} = 4$ кг/см^2 требуется иметь расчетное значение степени повышения давления в компрессоре ГСВ $\pi^*_{\text{к.р}}$, равное 4,5.

Если, исходя из требований снижения уровня шума и силы звукового удара (в соответствии с нормами ИКАО), необходимо осуществление быстрого набора высоты (примерно до 10 км) при разгоне ГЛА до $M_H \approx 1$ (участок *АДБ*), то в этом случае, как видно, максимальная потребная величина $\pi^*_{\text{к.отб}}$ повышается. В рассматриваемом примере на участке *АД* $\pi^*_{\text{к.отб}}$ возрастает от 3,5 до 8, а затем на участке *ДБ* снижается до 3,5. Это требует увеличения расчетного значения величины $\pi^*_{\text{к.отб}}$ ГСВ (в данном случае до $\pi^*_{\text{к.отб}} = 8$), что, естественно, потребует увеличения размеров и массы ГСВ.

Если на характеристики компрессора ГСВ с выбранной величиной $\pi^*_{к.отб.0}$ нанесена рабочая линия, соответствующая профилю полета ГЛА, то для каждой точки этого профиля, зная $\pi^*_{к.отб}$, определяется режим работы компрессора и все его параметры, что позволяет рассчитать необходимые характеристики ГСВ, а вследствие неизменности режима работы ТМ найти по формулам (25.9)…(25.15) суммарные характеристики ПуДД.

Выбор давления p^*_m оптимизируется. Повышение давления p^*_m увеличивает удельную тягу и снижает удельный расход топлива ТМ, но усложняет конструкцию, ухудшает экономичность и увеличивает массу ГСВ. Снижение расчетной величины давления p^*_m упрощает конструкцию ГСВ и позволяет осуществлять более ранний сход с линии q_{max} = const и переход

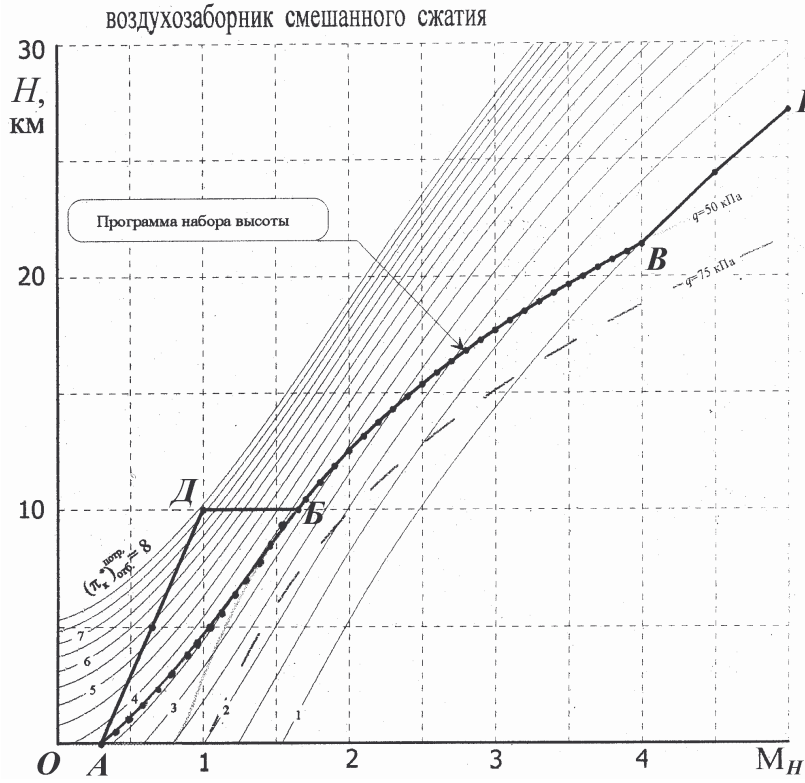


Рис.25.31. К определению потребных режимов работы ГСВ для получения по траектории полета ГЛА условия $p^*_m = 4$ кг/см^2 = const

ТМ ПуДД на работу только от скоростного напора, но ценой увеличения количества ТМ ПуДД и некоторого ухудшения их экономичности.

В настоящее время параметрические исследования двигателей описанной схемы проводятся в ВВИА им. Н.Е. Жуковского. Задача этих исследований состоит в оптимизации конструктивных форм и параметров и отработке демонстрационного образца ТМ ПуДД.

Разработка пульсирующих детонационных двигателей является новым направлением в развитии авиадвигателестроения, заслуживающим особого внимания. Полученные опытные данные и теоретические исследования дают основание рассчитывать на существенное улучшение тягово-экономических и массово-габаритных показателей, упрощение конструкции и снижение стоимости таких двигателей в сравнении с существующими ГТД.

Глава 26

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ОБЛИКА СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

26.1. ПРОБЛЕМЫ ИНТЕГРАЦИИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

При проектировании летательного аппарата важнейшей задачей является выбор типа двигателя, параметров его рабочего процесса, а также размеров двигателей, определяемых, как правило, по потребной взлетной тяговооруженности и потребным избыткам тяги на режимах разгона-набора высоты. Наряду с этим, важнейшее значение имеет выбор компоновочной схемы СУ и места ее размещения на ЛА, которые оцениваются в первую очередь преимуществами, получаемыми от их взаимной интеграции. ***Под интеграцией СУ и ЛА*** подразумевается такое объединение их конструктивных форм, аэродинамических и тягово-экономических характеристик и систем управления (в том числе отклонением вектора тяги), при котором обеспечивается улучшение определенных летно-технических характеристик ЛА.

У дозвуковых транспортных самолетов аэродинамическое взаимодействие планера с элементами СУ невелико и на этом основании используется принцип изолированного рассмотрения характеристик СУ и ЛА. Суммарные потери эффективной тяги, создаваемые СУ, рассматриваются зависящими только от схемы двигателя, режима его работы, скорости и высоты полета. Может учитываться также изменение углов атаки и скольжения самолета.

С увеличением чисел М полета возрастает роль входных и выходных устройств в создании тяги СУ. Их размеры существенно увеличиваются, и становится целесообразным конструктивное и аэродинамическое объединение этих элементов с контурами планера. За счет такой интеграции воздухозаборник, реактивное сопло и в ряде случаев гондола двигателя становятся общими элементами, как СУ, так и ЛА.

В этих условиях режим работы СУ оказывает непосредственное влияние на обтекание потоком воздуха и выходящих из реактивных сопел газов определенных поверхностей ЛА. Возникает возможность и необходимость создания положительной интерференции между элементами СУ и ЛА в целях повышения аэродинамического качества планера, снижения внешнего сопротивления, улучшения структуры потока на входе в двигатели и получения других положительных эффектов объединенной (интегрированной) системы СУ-ЛА.

Важное значение в проблеме согласования двигателя и самолета имеет ***интеграция их систем управления***. Цель интегрированного управления состоит в лучшей адаптации характеристик СУ к задачам, решаемым ЛА в полете. Интегрированные системы управления особенно эффективны для СУ современных многорежимных самолетов. С учетом интеграции формируются оптимальные программы управления СУ с использованием критериев оценки эффективности самолетного уровня.

В качестве управляющих факторов СУ, как указывалось, обычно принимаются: относительное перемещение клина воздухозаборника $\overline{L}_{\text{кл}}$, подача топлива в основную и форсажную камеры сгорания, углы поворота лопаток НА каскадов компрессора, площади критического и выходного сечений реактивного сопла и др. Посредством управляющего воздействия этих факторов на рабочий процесс двигателя должны обеспечиваться оптимальные летно-технические показатели ЛА, как в расчетных условиях полета, так и при отклонении условий полета, атмосферных условий и параметров потока на входе в двигатель от расчетных значений. В итоге основная задача системы автоматического управления СУ сводится к ***максимальной адаптации тягово-экономических характеристик и запасов устойчивости двигателя к потребностям ЛА.*** Оптимальная программа управления СУ представляет собой программу изменения регулируемых параметров двигателя, воздухозаборника и реактивного сопла, при которой выбранный критерий оптимальности достигает экстремального значения.

Среди задач согласования двигателя с самолетом на особом счету стоит ***задача выбора размеров и режимов работы двигателя*** для обеспечения потребных величин тяг и приемлемых показателей экономичности СУ проектируемого самолета на различных режимах полета. Методы решения этой задачи существенно зависят от типа рас-

сматриваемого ЛА. Для дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов основными являются участки взлета, разгона-набора высоты и крейсерского полета. Эффективность применяемых двигателей на этих участках оценивается летно-техническими характеристиками ЛА, такими как *тяговооруженность, дальность полета, длина разбега, время разгона-набора высоты* и др. Поскольку масса конструкции планера $m_{пл}$ зависит от размеров ЛА (площади крыла), а масса СУ – от характерного размера двигателя (например, площади входа в двигатель) в качестве параметров согласования («завязки») летательного аппарата и двигателя обычно рассматриваются две величины: $\Sigma F_в/S$ и G/S, где $\Sigma F_в$ – суммарная площадь входа всех двигателей самолета, определяющая их размерность (при заданном числе двигателей); G/S – удельная нагрузка на крыло. В качестве параметра завязки вместо $\Sigma F_в/S$ может рассматриваться тяговооруженность самолета P_0/G.

Величина полезной нагрузки обычно задается техническим заданием на самолет. В таком случае дальность полета является функцией коэффициента дальности $KV/C_{уд.эф}$, параметров согласования $\Sigma F_в/S$ и G/S и массово-габаритных характеристик ЛА и СУ. За счет выбора (оптимизации) параметров согласования обеспечивается требуемая величина полетного аэродинамического качестве, а также определяются потребная тяга и наивыгоднейшая степень дросселирования двигателя в крейсерском полете. Затем по выбранным параметрам согласования и остальным заданным величинам находятся длина разбега, скороподъемность и другие важнейшие характеристики ЛА. Далее методом последовательных приближений достигается обеспечение всех заданных летно-технических характеристик ЛА. При оптимальной размерности двигателей, определяемой из условия максимальной дальности полета, величина полетного аэродинамического качества самолета обычно получается меньшей его максимального значения, что обусловлено выигрышем в дальности вследствие уменьшения массы СУ по сравнению с ее проигрышем от снижения аэродинамического качества.

У сверхзвуковых маневренных самолетов необходимо иметь большие избытки тяги на режимах разгона и набора высоты, в особенности, в области трансзвуковых и сверхзвуковых скоростей полета. Это требует увеличения относительных размеров СУ и, как правило, приводит к превышению взлетной тяговооруженности по

сравнению с необходимой для обеспечения взлета с взлетно-посадочной полосы заданных размеров. В этом случае согласование характеристик двигателя и самолета при трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях полета достигается повышением крутизны увеличения тяги с ростом скорости полета на режимах полного форсирования двигателя. С этой целью используются комбинированные программы управления, обеспечивающие повышение температуры газа перед турбиной и в форсажной камере сгорания и раскрутку роторов двигателя с увеличением числа М полета.

Вследствие наличия больших избытков тяги у самолетов с высокой тяговооруженностью их интеграция с СУ может быть расширена в сторону использования двигателя как источника энергии для непосредственного улучшения летно-технических характеристик самолета. Такое воздействие на ЛТХ может осуществляться путем отбора от двигателя сжатого воздуха и выдува его на несущие поверхности планера. Так, например, выдув тонких плоских струй воздуха через щели в области задних кромок консольной части крыла (струйные закрылки) или на верхнюю поверхность крыла (в области механических закрылков) позволяет за счет эффекта суперциркуляции и отклонения вниз (от оси двигателя) струй выдуваемого воздуха увеличить подъемную силу крыла и тем самым улучшить взлетно-посадочные и маневренные характеристики самолета. При числах М полета, меньших 0,5…0,7, как показывают расчеты, увеличение подъемной силы может достигать 20…30%. Реализация таких систем должна предусматривать оптимизацию количества отбираемого воздуха, мест отбора и параметров систем транспортировки сжатого воздуха к местам его выдува на самолете, поскольку отбор воздуха от двигателя, способствуя улучшению аэродинамических характеристик самолета, приводит к снижению тяги двигателя. Для уменьшения потерь тяги при отборе может потребоваться дополнительное регулирование элементов проточной части двигателя.

26.2. КРИТЕРИИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ И ХАРАКТЕРИСТИК ГТД

В качестве критериев оптимизации используются соотношения, позволяющие оценивать эффективность двигателя в системе ЛА. Эти критерии тесно связаны с назначением и областью

применения ЛА. *ЛА, предназначенные для различных целей, оцениваются по разным критериям эффективности.*

Для дозвуковых транспортных самолетов, у которых участки взлета и набора высоты относительно невелики, основным критерием эффективности является ***теоретическая дальность полета*** $L_{теор}$, которая определяется в предположении, что весь запас топлива, имеющийся на борту ЛА, полностью расходуется в крейсерском полете. Для дальних транспортных самолетов с заданной полезной (коммерческой) нагрузкой в качестве критерия оптимизации параметров двигателей используется ***практическая дальность полета самолета*** L, определяемая с учетом участков взлета, набора высоты и посадки.

Во многих случаях при оптимизации параметров двигателя дальность полета задается. Тогда, при известной скорости полета V, которая также является важнейшей характеристикой ЛА каждого рассматриваемого типа, определяется время полета $t_п = L_{теор}/V$ (в часах) и находится *суммарная масса топлива на борту ЛА и всей топливной системы* (включая топливо, топливные баки, трубопроводы, насосы, регулирующую аппаратуру и др.):

$$m_{т.с} = k_{т.с}\, C_{уд.кр.эф}\, P_{кр.эф}\, t_п\, i_{дв}, \qquad (26.1)$$

где $C_{уд.кр.эф}$ и $P_{кр.эф}$ – эффективные значения тяги и удельного расхода топлива в крейсерском полете; $k_{т.с}$ – коэффициент, учитывающий увеличение массы топливной системы по сравнению с массой топлива; $i_{дв}$ – число двигателей.

Величина $m_{т.с}$ находится из уравнения массового баланса самолета

$$m_0 = m_{пл} + m_{СУ} + m_{т.с} + m_{п.н},$$

где m_0 – взлетная масса самолета; $m_{пл}$, $m_{СУ}$, $m_{т.с}$ и $m_{п.н}$ – соответственно массы планера, силовой установки, топливной системы и полезной нагрузки.

Разделив уравнение (26.1) на взлетную массу, можно представить массовый баланс ЛА в относительном виде

$$1 = \bar{m}_{пл} + \bar{m}_{СУ} + \bar{m}_{т.с} + \bar{m}_{п.н}. \qquad (26.2)$$

Для дальних магистральных самолетов значения $\bar{m}_{пл}$ достигают 0,35…0,40 (с учетом массы оборудования и снаряжения), $\bar{m}_{п.н}$=0,12…0,15. Отсюда видно, что относительная масса СУ и топливной системы составляют около половины взлетной массы самолета. *Этим определяется решающее влияние совершенства двигателей на эффективность ЛА*.

Увеличение полезной нагрузки при постоянной взлетной массе или снижение взлетной массы при постоянной полезной нагрузке означает (при заданной дальности полета и относительной массе планера) увеличение рентабельности перевозок. Поэтому в такой постановке задачи в качестве критерия эффективности может быть принята ***взлетная масса*** или (при заданной взлетной массе) ***масса полезной нагрузки.*** При этом взлетная масса считается интегральным показателем – аналогом материальных затрат на создание и эксплуатацию самолета.

Поскольку максимальная полезная нагрузка при $m_0 = \text{const}$ или минимальная взлетная масса при $m_{\text{п.н}} = \text{const}$ обеспечиваются при минимальном значении суммарной массы СУ и топлива, в качестве критерия оптимизации целесообразно рассматривать ***суммарную массу силовой установки и топливной системы*** $m_{\text{СУ}}+m_{\text{т.с}}$ или, если эту суммарную массу отнести к эффективной крейсерской тяге СУ, то получим критерий оценки эффективности СУ на ЛА по ***относительной суммарной удельной массе топлива и силовой установки*** $\overline{m}_{\text{т+СУ}} = (m_{\text{т.с}} + m_{\text{СУ}}) / P_{\text{кр.эф}}$, или, поскольку

$$m_{\text{СУ}} = k_{\text{СУ}}\, m_{\text{дв}} = k_{\text{СУ}}\, P_{\text{кр.эф}}\, \gamma_{\text{дв.кр.эф}}, \qquad (26.3)$$

с учетом (26.1) окончательно получаем

$$\overline{m}_{\text{т+СУ}} = k_{\text{т.с}}\, C_{\text{уд.кр.эф}}\, t_{\text{п}}\, i_{\text{дв}} + k_{\text{СУ}}\, \gamma_{\text{дв.кр.эф}}, \qquad (26.4)$$

где $\gamma_{\text{дв.кр.эф}}$ – удельная масса двигателя для условий крейсерского полета; $k_{\text{СУ}}$ – коэффициент, учитывающий увеличение массы СУ по отношению к массе двигателя.

Как видно из (26.4), критерий $\overline{m}_{\text{т+СУ}}$ при заданной дальности полета и соответственно постоянном времени полета определяется эффективными значениями удельного расхода топлива и удельной массы СУ в крейсерском полете. Оптимальные параметры двигателей для самолетов рассматриваемого типа должны выбираться из условия получения $(\overline{m}_{\text{т+СУ}})_{\min}$, причем в случае $(\overline{m}_{\text{т+СУ}})_{\min}$ будет обеспечиваться $m_{0.\min}$ или $m_{\text{п.н.max}}$.

Рассматриваются и другие подходы к оценке энергетической эффективности ЛА. Поскольку основную долю эксплуатационных расходов составляет стоимость топлива, энергетическую эффективность ЛА иногда оценивают ***расходом топлива на один тонно-километр перевозимого груза***

$$C_{\text{т·км}} = \frac{C_{\text{уд.кр.эф}} P_{\text{кр.эф}} t_{\text{п}}}{m_{\text{п.н}} L}. \qquad (26.5)$$

Этот параметр зависит как от аэродинамического и конструктивного совершенства самого самолета (поскольку в горизонтальном полете $P_{\text{кр.эф}}=X$), так и от экономичности СУ, характеризующейся эффективным удельным расходом топлива.

В настоящее время имеется тенденция к использованию критериев еще более высокого уровня, которые оценивали бы затраты на разработку, производство и эксплуатацию и учитывали бы стоимость жизненного цикла всего парка самолетов и их СУ. В частности, если затраты на производство $C_{\text{пр}}$ и эксплуатацию $C_{\text{экс}}$ ЛА и установленных на нем двигателей поделить на производительность ЛА (при условии его полной загрузки на всех рейсах за ресурс τ), то получим ***критерий, характеризующий расчетную себестоимость перевозок (руб/т·км)***

$$C_{\text{с.п}} = \frac{C_{\text{пр}} + C_{\text{экс}}}{m_{\text{п.н}} V \tau}. \qquad (26.6)$$

Необходимо отметить наличие связи всех рассмотренных критериев оптимизации, оценивающих эффективность СУ, с суммарной удельной массой топлива и двигателя. Поэтому функциональные зависимости $\bar{m}_{\text{т+СУ}} = f(\pi^*_{\text{кΣ}}; m; T^*_{\text{г}}; \pi^*_{\text{в}}, \ldots)$ лежат в основе оптимизации параметров двигателей по любому критерию эффективности самолета.

Значительно более сложной является оценка эффективности СУ многорежимных ЛА, предназначенных для использования в широком диапазоне дозвуковых и сверхзвуковых скоростей полета. Так, например, для самолетов военной авиации критерии эффективности должны учитывать возможности решения самолетом основных боевых задач и требуют применения наряду с методами многопараметрической и многофакторной оптимизации также вероятностных подходов к оценке возможностей выполнения этих задач. Определенная специфика имеется в оценке эффективности СУ гиперзвуковых и воздушно-космических ЛА.

Как видно, все рассмотренные критерии эффективности ($C_{\text{уд.эф}}$, $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$, $C_{\text{т.км}}$, $C_{\text{с.п}}$) выражаются не через параметры двигателя ($C_{\text{уд}}$, $P_{\text{кр}}$, $\gamma_{\text{дв}}$), а через их эффективные значения ($C_{\text{уд.эф}}$, $P_{\text{кр.эф}}$, $\gamma_{\text{дв.эф}}$). Поэтому лю-

бым самолетным расчетом должен предшествовать переход от характеристик двигателя к эффективным характеристикам СУ (см.гл.20).

26.3. ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ

Для магистральных и военно-транспортных ЛА в первую очередь задаются массой полезной (коммерческой) нагрузки $m_{\text{п.н}}$, дальностью полета и условиями базирования. Определяются уровень технического совершенства, сроки создания и потребное финансирование. ***Уровень технического совершенства*** в основном характеризуется максимальной температурой газа перед турбиной $T^*_{\text{г.max}}$, применяемыми материалами, нагруженностью ступеней компрессора и турбины, уровнем потерь в элементах, производственными технологиями и т.п. Выбор уровня технического совершенства, а также стоимости и сроков производства является фундаментальным принципом идеологии закладки двигателя для получения конкурентоспособной продукции.

Далее выбираются ***параметры рабочего процесса, подлежащие оптимизации.*** Для ТРДД и ТВВД к числу таких параметров относятся: $T^*_{\text{г}}$, m, $\pi^*_{\text{в}}$. Если в соответствии с уровнем технического совершенства двигателя температуру $T^*_{\text{г.max}}$ назначают, а величину $\pi^*_{\text{в}}$ определяют по условию оптимального распределения энергии между контурами, то этим исключают $T^*_{\text{г}}$ и $\pi^*_{\text{в}}$ из числа независимых параметров.

Значительную сложность представляет ***проблема выбора и ранжирования критериев оптимизации.*** Не всегда легко ответить на вопрос – какому из критериев следует отдать предпочтение? Поэтому возникает необходимость определения области компромиссных параметров, удовлетворяющих с определенной точностью комплексу основных критериев оценки эффективности летательного аппарата.

Первостепенное значение имеет выбор скорости крейсерского полета. Этот выбор требует тщательного обоснования, поскольку проблема увеличения скорости полета находится в противоречии с проблемой экономии топлива и обе они связаны с выбором типа двигателя. Для дальних транспортных самолетов это могут быть ТВВД для

умеренных скоростей полета и ТРДД с высокими степенями двухконтурности для предельно больших дозвуковых скоростей полета.

В общем случае (для многоцелевого самолета) нужно оптимизировать не только параметры рабочего процесса двигателя, но и траекторию полета самолета. В частном случае для дозвукового транспортного самолета оптимизацию достаточно выполнять для условий высотного крейсерского полета. Но необходимость расчета взлетного режима при этом сохраняется, т.к. по нему определяют взлетную тягу, массу и размеры двигателя, которые затем закладываются в производственную документацию. Следует иметь в виду, что в проспектах и описаниях двигателей в качестве расчетных параметров фигурируют, как правило, их параметры на взлетном режиме.

Рассмотренные проблемы относятся к нулевому уровню проектирования. Вопросы же стоимости производства, реализации научно-технического задела, обеспечения ресурса и надежности, снижения уровня шума и эмиссии вредных веществ, сокращения количества деталей, снижения трудоемкости технического обслуживания, внедрения новых технологий и ряда других факторов, от которых зависит ***создание конкурентоспособных двигателей***, решаются на более высоких уровнях проектирования.

Наиболее важным критерием оптимизации, как указывалось, является удельная масса топлива и силовой установки $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$. Эта величина, как следует из (26.4), зависит в основном от эффективных значений удельного расхода топлива и удельной массы двигателя (СУ). На рис.26.1 в качестве примера приведены зависимости $C_{\text{уд.кр.эф}}t_{\text{п}}$ (расход топлива на 1 кг крейсерской тяги за время полета) и $\gamma_{\text{дв.кр.эф}}$ (удельной массы двигателя на крейсерском режиме) от $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$ при $m = \text{const}$ и $T^*_{\text{г}} = \text{const}$. Преобладающее влияние на $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$ оказывает вначале $C_{\text{уд.кр.эф}}t_{\text{п}}$, а затем $\gamma_{\text{дв.кр.эф}}$. Противоположное влияние этих факторов приводит к появле-

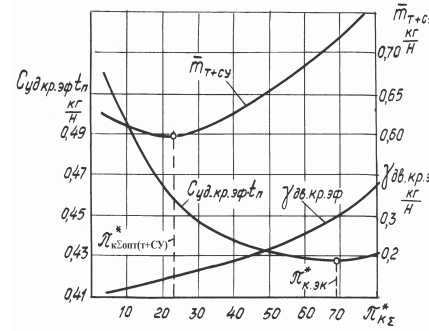


Рис.26.1. Минимизация критерия $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$ по $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$ для ТРДД ($T^*_{\text{г}} = 1400$; $m = 6$; $t_{\text{п}} = 6$ ч; $H = 11$ км; $M_H = 0{,}85$)

нию минимума функции $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$ по $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$ (рис.26.1). При этом, как видно, величина $\pi^*_{\text{к}\Sigma.\text{опт (т+СУ)}}$ получается существенно меньшей величины $\pi^*_{\text{к.эк}}$, соответствующей условию минимума $C_{\text{уд.кр.эф}}\, t_{\text{п}}$. Важное значение имеют величины $C_{\text{уд.кр.эф}}$ и $\gamma_{\text{дв.кр.эф}}$, а также время полета $t_{\text{п}}$ (при заданной дальности полета). Чем больше время полета и чем выше экономичность и ниже удельная масса двигателей, тем, очевидно, выгоднее иметь более высокие значения $\pi^*_{\text{к}\Sigma.\text{опт (т+СУ)}}$.

Следует отметить, что величина $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$ имеет по $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$ пологий характер. Поэтому отклонение $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$, например, на 1% от оптимального значения дает возможность снизить $\pi^*_{\text{к}\Sigma.\text{опт (т+СУ)}}$ на 20…30%.

Аналогично изменяется $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$ от степени двухконтурности m при постоянных значениях $T^*_{\text{г}}$ и $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$. Минимуму функции $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$ в этом случае соответствует оптимальная степень двухконтурности. Эта величина существенно зависит от аэродинамического совершенства гондолы двигателя и в первую очередь создаваемого ею внешнего сопротивления.

При одновременной оптимизации параметра эффективности $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$ по $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$ и m топология искомой функции представляет собой поверхность, весьма пологую в области минимума величины $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$ (рис.26.2). Если отступить от минимума, например, на 1% и провести плоскость, перпендикулярную оси $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$, то ее пересечение с поверхностью $\bar{m}_{\text{т+СУ}}=f(\pi^*_{\text{к}\Sigma};\, m)$ даст область сочетаний $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$ и m, в которой обеспечивается практический минимум функции $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$. Эту область называют ***областью наивыгоднейших значений параметров рабочего процесса*** (в данном случае $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$ и m). Наличие широкой области наивыгоднейших значений сразу по нескольким параметрам позволяет при проектировании

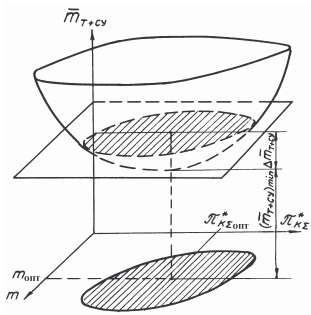


Рис.26.2. Область наивыгоднейших параметров $\pi^*_{\text{к}\Sigma}$ и m, соответствующих практическому минимуму $\bar{m}_{\text{т+СУ}}$ при $T^*_{\text{г}}$=const и $t_{\text{п}}$=const

двигателя учитывать ряд других факторов – имеющийся задел, возможность использования доведенного газогенератора и унификации узлов, сроки доводки, необходимые затраты и т.д.

Влияние выбора критерия оптимизации на область наивыгоднейших параметров представлено на рис.26.3, где каждому критерию оптимизации соответствует своя область наивыгоднейших параметров. Наиболее высокие параметры $\pi^*_{к\Sigma}$ и m соответствуют минимуму по $C_{уд.эф}$, т.к. здесь не учитываются масса двигателей, потребный запас топлива, стоимостные и др. факторы. Переход к оптимизации по $C_{т.км}$ снижает величины $\pi^*_{к\Sigma}$ и m в области наивыгоднейших значений в основном за счет учета топливного фактора, так как большая часть энергии, потребляемой за жизненный цикл двигателя, расходуется в виде топлива в процессе его эксплуатации. При оптимизации по $\bar{m}_{т+СУ}$ наивыгоднейшие параметры снижаются еще значительнее в силу первостепенного влияния массовых характеристик двигателя. И, наконец, переход к оптимизации по себестоимости перевозок вызывает дополнительное снижение области наивыгоднейших значений $\pi^*_{к\Sigma}$ и m, т.к. значимость двигателя в стоимостном выражении увеличивается по сравнению со значимостью в затратах топлива.

С увеличением температуры $T^*_г$ (в диапазоне возможных в настоящее время максимальных значений) удельный расход топлива при одновременном увеличении $\pi^*_{к\Sigma}$ практически не изменяется, а удельная масса двигателя снижается. Поэтому значимость первого слагаемого в формуле (26.4) изменяется мало, а второго уменьшается, вследствие чего оптимальные параметры уве-

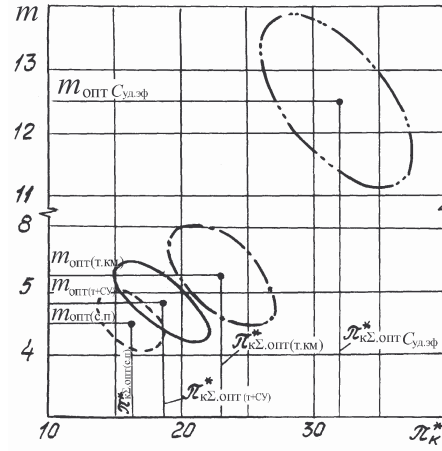


Рис.26.3. Области наивыгоднейших параметров ТРДД $\pi^*_{к\Sigma}$ и m для различных критериев оптимизации:
– ·· – $C_{уд.эф}$; – · – $C_{т.км}$; —— $\bar{m}_{т+СУ}$;
- - - $C_{с.п}$ (M = 0,8; H = 11 км; $T^*_{г.кр}$=1240 К)

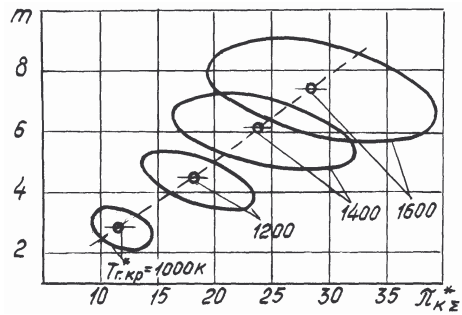


Рис.26.4. Зависимость областей наивыгоднейших параметров ТРДД от температуры газа перед турбиной при M = 0,8; H = 11 км

личиваются (рис.26.4).

Увеличение дальности (времени) полета самолета приводит к возрастанию произведения $C_{уд.кр.эф}\,t_п$ и соответственно к увеличению оптимальных значений параметров рабочего процесса.

Таким образом, оптимальные параметры $\pi^*_{к\Sigma.опт}$ и $m_{опт}$ и области их наивыгоднейших сочетаний для самолетов рассматриваемого типа существенно зависят от критериев оптимизации, выбранной температуры газа перед турбиной и заданной дальности полета самолета. Поэтому при выборе параметров двигателя перечисленные факторы должны быть тщательно обоснованы и ранжированы, исходя из народнохозяйственных задач, выполняемых проектируемым ЛА.

Во всех рассматриваемых случаях схема, параметры двигателя и облик функционирования СУ определяются по соответствующим критериям эффективности ЛА *на основе использования методов многопараметрической оптимизации.* В основе составления математических моделей для оптимизационных исследований лежит использование характеристик элементов СУ, получаемых экспериментально. Но наблюдается тенденция все более широкого распространения компьютерных технологий для двух- (2D) и трехмерного (3D) моделирования и расчета характеристик элементов СУ для ЛА заданного целевого назначения.

26.4. ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК МНОГОРЕЖИМНЫХ САМОЛЕТОВ

В определенном отношении любой ЛА является многорежимным, но в наибольшей степени свойство многорежимности характерно для самолетов-истребителей, которые должны иметь возможность выполнять широкий круг самых разнообразных задач: осуществлять перехват самолетов противника на максимально возможной (сверхзвуковой) скорости, вести маневренный воздушный бой в широком диапазоне высот и

скоростей полета, сопровождать ударные самолеты при полете к удаленным целям, осуществлять длительное патрулирование в воздухе в заданном районе (барражирование), атаковать разнообразные наземные цели, совершать полеты у поверхности земли с облетом препятствий или следованием рельефу местности, базироваться на малоподготовленных аэродромах с относительно короткими ВПП. Характерные области возможных режимов полета таких самолетов показаны на рис.26.5.

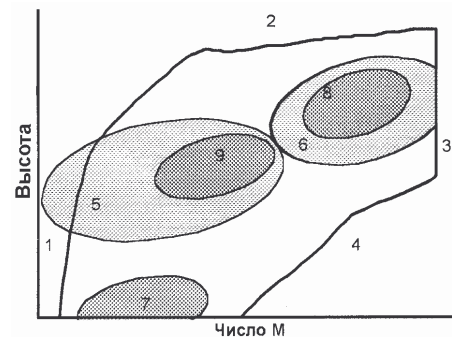


Рис.26.5. Области основных режимов полета многорежимного самолета:
ограничения: 1 – по несущим свойствам крыла; 2 – по тяговым возможностям двигателя (статический потолок), 3 – по кинетическому нагреву, 4 – по прочности самолета (скоростному напору);
режимы полета: 5 – дозвукового маневренного боя, 6 – перехвата, 7 – атаки наземных целей, 8 – сверхзвукового крейсирования, 9 – дозвукового крейсирования

Требования к СУ, предъявляемые этими режимами, крайне противоречивы. Для обеспечения высоких предельных значений высоты и скорости, маневренных свойств и короткой взлетной дистанции требуется в первую очередь высокая тяга СУ, даже в ущерб экономичности. В других случаях экономичность становится главным требованием, что при высокой тяговооруженности самолета обеспечивается с большим трудом. Наконец, при выполнении ряда задач большое значение имеет приемистость двигателя.

Задачей интеграции СУ многорежимного самолета и двигателя являются выбор схемы, проектных параметров СУ и методов и средств автоматического управления СУ для лучшего согласования ее характеристик с потребностями ЛА.

На этапе концептуального проектирования СУ многорежимного самолета должны быть выбраны:

- ***тип двигателя:*** с форсажной камерой или без нее, традиционной схемы или с изменяемым рабочим процессом и т.п.;

- ***размер двигателя*** (по потребной тяговооруженности самолета P_0/G_0) и взаимосвязанного с ним второго параметра завязки самолета – удельной нагрузки на крыло G_0/S;

- ***степень двухконтурности*** двигателя в предположении, что другие параметры рабочего процесса ($T^*_{г.max}$, $\pi^*_{к\Sigma}$) определяются достигнутым в данном поколении уровнем возможностей;

- ***расчетное число*** $\mathbf{M_{р.вх}}$ ***воздухозаборника***;

- ***программы управления двигателя***, определяющие характер протекания его высотно-скоростных и дроссельных характеристик.

Получение необходимых летных данных самолета достигается только при одновременной завязке как самолета, так и двигателя.

Наиболее сильное взаимное влияние самолета и двигателя определяется взаимосвязью параметров завязки: G_0/S и P_0/G_0. В табл.26.1 показано их влияние на максимальную скорость полета двух самолетов: Су-27, основной задачей которого является маневренный воздушный бой, и МиГ-31 - ярковыраженного перехватчика.

Здесь высокая скорость полета самолета МиГ-31 обеспечивается не его тяговооруженностью (размером двигателя), а относительно низким лобовым сопротивлением, создаваемым небольшим крылом. Платой за это являются невысокие по сравнению с Су-27 маневренные свойства в дозвуковом воздушном бою, где самолет с более низкой удельной нагрузкой на крыло обладает значительными преимуществами.

Широкий эксплуатационный диапазон скоростей полета предъявляет особые требования к воздухозаборникам и соплам многорежимных самолетов. Всережимные регулируемые воздухозаборники и сопла обеспечивают на всех режимах приемлемый уровень потерь эффективной тяги, но обладают значительной массой, требуют сложного регулирования, снижают надежность работы СУ и увеличивают ее стоимость. Необходимость уменьшить стоимость самолета F-22 заставило фирму Локхид отказаться от регулируемого воздухозаборника, в результате чего назначенное вначале максимальное число $M_{H.max} = 2{,}5$ было уменьшено до $M_{H.max} = 1{,}8\ldots2{,}0$. Аналогично, при создании советского истребителя-бомбардировщика МиГ-27

Таблица 26.1

Параметр	Су-27	МиГ-31
G_0, кг	22500	41000
$S_{кр}$, м^2	62,5	61,5
P_0, тс	2×12,5	2×15,5
G_0/S, кг/м^2	360	666
P_0/G_0	1,11	0,76
V_{max}, км/ч	2400	3000

($M_{H.max} \approx 1{,}7$) на базе фронтового перехватчика МиГ-23 с максимальным числом $M_H = 2{,}35$, регулируемый воздухозаборник последнего был заменен нерегулируемым.

В СУ скоростных многорежимных самолетов (МиГ-29, Су-27, F-15) используются всережимные сопла Лаваля, а сопла СУ самолета F-22 выбраны нетрадиционной схемы – плоскими с отклонением вектора тяги – сконструированными с учетом требований сверхманевренности и малой радиационной и инфракрасной заметности.

На этапе определения облика проектируемого двигателя должны быть выбраны и способы его регулирования. Одним из основных вопросов здесь является выбор величины температурной раскрутки $\Delta T_{\text{г}}^{*}$ - разности предельной температуры газа перед турбиной $T_{\text{г.max}}^{*}$ и температуры газа в стендовых условиях при $T_H^{*} = 288$ К. Величина раскрутки $\Delta T_{\text{г}}^{*}$ определяет, как указывалось, крутизну нарастания тяги по M_H, имеющей первостепенное значение на режимах разгона-набора высоты.

Согласование характеристик самолета и двигателя относится к задачам многофакторной многокритериальной оптимизации в условиях ограничений. Для решения таких задач средствами современной вычислительной техники с использованием комплексной математической модели объекта, состоящего из ЛА и СУ (см. рис.26.7), разработаны численные методы математического программирования. Такие методы позволяют выбирать наиболее рациональные сочетания проектных параметров самолета и двигателя, в максимально возможной степени обеспечивающие выполнение предъявляемых к самолету требований. Эти же методы могут быть использованы для исследования влияния любого из проектных параметров на характеристики самолета.

Следует отметить специфику выбора двигателей СУ многорежимных самолетов в одно- и двухдвигательной компоновках. В последние десятилетия сложилась практика создания однодвигательных самолетов только на базе двигателей, прошедших длительную, иногда многолетнюю доводку в составе СУ двухдвигательных самолетов, как это показано на рис.26.6. Вызвано это необходимостью обеспечения высокого уровня надежности и безотказности работы СУ однодвигательного самолета, что легче достигается при исполь-

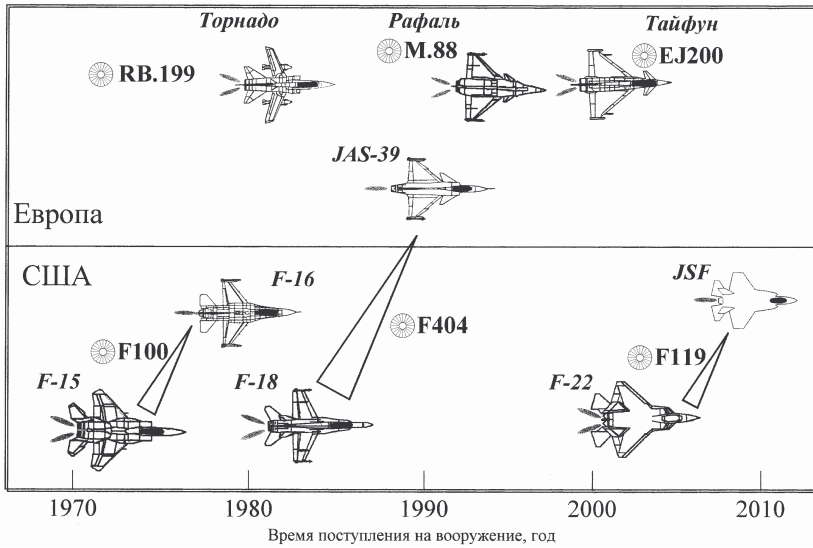


Рис.26.6. Обеспечение безопасности полетов боевых самолетов. Мировая практика. Двигатели: RB.199 – Турбо-Унион; M.88 – СНЕКМА; EJ200 – Евроджет; F404 – Дженерал Электрик; F100, F119 – Пратт-Уитни

зовании доведенного ранее двигателя или хотя бы газогенератора уже доведенного двигателя.

26.5. МЕТОДОЛОГИЯ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ И ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК СВЕРХЗВУКОВЫХ И ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Выбор типа и параметров двигателей и СУ высокоскоростных ЛА представляет значительные трудности. Здесь должны учитываться тип двигателя и схема его размещения на ЛА, род применяемого топлива, влияние СУ и топлива на схему, объемную компоновку и аэродинамические характеристики ЛА и ряд других факторов. Принципиальная блок-схема проведения таких исследований представлена на рис.26.7. Их сущность заключается в том, что выбор параметров и оценка эффективности СУ производится на основе *системного подхода*, когда двигатель и СУ рассматриваются как подсистемы комплекса более высокого уровня – летательного аппарата. Для решения указанных задач, которые относятся к категории задач многодисциплинарной и многопараметриче-

ской оптимизации, разрабатываются комплексные математические модели всей системы, состоящей из ЛА и СУ с учетом свойств применяемых топлив. В качестве критериев при выборе параметров и формировании технического облика СУ используются показатели, характеризующие эффективность ЛА.

Как видно из рис.26.7, в рассматриваемой методологии СУ представляется ее эффективными характеристиками, получаемыми из условий рассмотрения совместной работы элементов, и удельно-массовыми характеристиками, а ЛА – объемной компоновкой, аэродинамическими и удельно-массовыми характеристиками планера. Полет выполняется по заданной или оптимизируемой программе. Учитываются уровень применяемых технологий, НТЗ, вопросы прочности, применяемые материалы, стоимостные затраты и пр.

Согласование (интеграция) СУ и ЛА осуществляется из условия обеспечения массового баланса, объемной компоновки и стартовой тяговооруженности. В качестве критерия эффективности в рассматриваемом примере используется практическая дальность полета L.

Важное значение для ГЛА имеет аэродинамическая интеграция, которая выражается в объединении с планером ЛА поверхностей внешнего сжатия воздухозаборников и внешнего расширения реактивных сопел. На рис.26.8 приведена типичная компоновочная схема ЛА (при применении керосина и водорода) с подфюзеляжным расположением СУ, где

Рис.26.7. Принципиальная блок-схема методологии исследования эффективности СУ высокоскоростных ЛА

передняя поверхность планера участвует в сжатии потока воздуха, поступающего в воздухозаборник, а кормовая часть фюзеляжа обеспечивает расширение газовой струи на выходе из реактивного сопла.

Наилучшие условия интеграции СУ и планера ЛА достигаются при применении плоских входных и выходных устройств. Параметры потока на входе в воздухозаборник определяются из расчета обтекания носовой части фюзеляжа. Ее форма должна быть более широкой и более уплощенной, чем у обычных ЛА. Нижняя плоская подфюзеляжная поверхность должна располагаться по отношению к набегающему потоку под определенным углом и играть роль поверхности торможения, снижая число М и формируя параметры набегающего потока воздуха на входе в воздухозаборник. Плоские реактивные сопла в интегрированных СУ выгодно выполнять с внешним односторонним расширением (см.рис.12.25). При этом нижней поверхностью расширения газовой струи является «жидкая» линия тока, а верхней – нижняя специально спрофилированная и теплоизолированная подфюзеляжная поверхность.

Вследствие несимметричности потока в воздухозаборниках и реактивных соплах рассматриваемых схем для определения их характеристик даже на этапе предварительного проектирования одномерные методы расчета неприменимы, поскольку на нерасчетных режимах, особенно в области трансзвуковых скоростей полета, возникают поперечные силы, создающие значительные моменты относительно оси *z* ЛА, которые необходимо учитывать. Расчет продольных и поперечных сил требует применения численных методов на основе уравнений Эйлера. В качестве примера на рис.26.9 представлены рассчитанные таким способом характеристики реактивных сопел с разными значениями чисел М «завязки» (от 3,0 до 4,5) в диапазоне M_H от 0 до 6. Как видно, наибольшая величина отклонения вектора тяги сопла по углу $\delta_{с.эф}$, приходящаяся на область трансзвуковых скоростей полета, достигает –15°…–30°, за счет чего возникает кабрирующий момент, который необходимо учитывать в расчетах динамики полета ЛА. При M_H, больших расчетного числа М сопла, угол $\delta_{с.эф}$

Рис.26.8. Интегральная компоновка планера и СУ ГЛА с учетом размещения топлива

становится положительным и поперечная сила от реактивного сопла изменяет свое направление, увеличивая подъемную силу ЛА и создавая пикирующий момент. Аналогичные поперечные силы, требующие учета при проведении расчетов ЛА, возникают также за счет одностороннего отклонения потока при обтекании воздухозаборников. Но их влияние менее значительно вследствие меньших размеров воздухозаборников и их близости к центру масс ЛА.

Математические модели двигателей базируются на обычных, ранее описанных методах, но с учетом реальных свойств газа, диссоциации и неравномерности потока на входе.

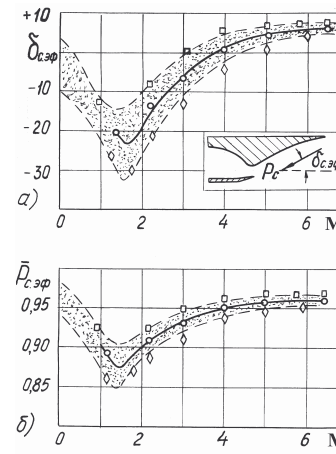


Рис.26.9. Характеристики реактивных сопел с внешним односторонним расширением [17]

Параллельно с ММ расчета рабочего процесса и определения эффективных тягово-экономических характеристик СУ необходимо иметь модель расчета *габаритно-массовых характеристик двигателей и всех остальных элементов, входящих в состав СУ*. Такие модели разрабатываются на основе эскизного проектирования с учетом статистических данных по выполненным и проектируемым конструкциям.

При разработке ММ ГЛА должны учитываться его схема, компоновка, размещение СУ и топливных баков, а также геометрические размеры и массовые характеристики всех составляющих элементов планера.

В качестве двигателей КСУ ГЛА могут рассматриваться, как указывалось, двигатели различных типов. Ниже рассмотрены два типа таких двигателей: *турбопрямоточные* (ТПД) с параллельным расположением контуров ТРДДФ и ПВРД (рис.25.3) и *пароводородные ракетно-турбинные двигатели* (РТДп) (см.рис.25.20), параметры рабочего процесса которых оптимизировались из условия L_{max} при типовой программе полета, представленной на рис.26.10.

Значительное влияние на облик ГЛА и, в первую очередь, его объемную компоновку, оказывает используемое топливо. При больших M_H требуется активное охлаждение элементов конструкции пла-

нера и СУ и здесь предпочтение имеет жидкий водород. Другим важным преимуществом водорода является его очень высокая теплотворная способность, чем обеспечивается выигрыш в удельном импульсе. У водорода $J_{уд}$ приблизительно в 2,5 раза выше, чем у керосина. Но жидкий водород вследствие малой плотности имеет объемную теплотворность в 4,2 раза меньшую, чем у керосина. Это приводит к необходимости увеличения объема и массы топливных баков, а следовательно, длины и миделя фюзеляжа, что ухудшает аэродинамические характеристики и снижает весовую отдачу планера по топливу. Применение керосина, имеющего меньшую теплотворность, но значительно большую плотность, чем жидкий водород, при заданной взлетной массе снижает размеры и улучшает аэродинамические характеристики ЛА, но может не обеспечить необходимую дальность полета и потребный хладоресурс. На рис.26.8 показано влияние топлива на объемную компоновку ГЛА при использовании водорода и керосина. Метан (или его аналог – сжиженный природный газ) занимает по плотности и теплотворности промежуточное положение.

Результаты сравнительной оценки эффективности двигателей при использовании различных топлив представлены на рис.26.11. В качестве топлив рассматриваются водород (в), керосин (к), метан (м) и их комбинации: к+в, м+в. Решение этой задачи показано на примере дальнего транспортного ГЛА, выполненного по схеме рис.26.8, при числе М крейсерского полета $M_{кр.гип} = M_{max} = 5$. На величины оптимальных параметров двигателей и критерии их эффективности значительное влияние оказывает взлетная масса самолета $m_{взл}$, которая варьировалась в пределах от 80 до 350 тонн. На рис.26.11 показано влияние взлетной массы, типа применяемых двигателей (имеющих оптимальные параметры рабочего процесса) и рода используемых топлив. Как видно, для всех типов двигателей дальность полета L возрастает с повышением $m_{взл}$. Это объясняется увеличением весовой отдачи самолета по топливу $\bar{m}_т = m_т/m_{взл}$, уменьшением доли топлива, затрачиваемой на разгон-набор высоты и снижением потреб-

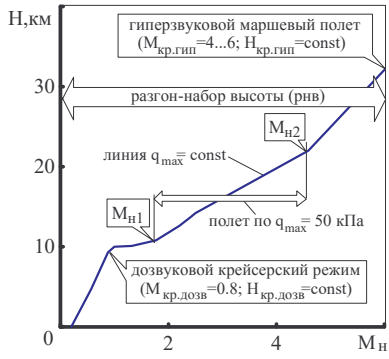


Рис.26.10. Типовая программа полета ГЛА

ной тяговооруженности самолета. Величина $m_{взл}$ также влияет на соотношение дальностей полета, обеспечиваемых различными двигателями и топливами. Так, при $m_{взл} = 80$ т для однотопливного ГЛА с ТПД водород не имеет существенных преимуществ по сравнению с керосином. Вследствие малой плотности водорода и больших объемов для его размещения целесообразность применения водорода (в+в) по сравнению с керосином (к+к) обеспечивается только при $m_{взл} > 150$ т, причем выигрыш в увеличении L повышается с ростом $m_{взл}$ и при $m_{взл} = 200$ т он составляет ~25%, а при $m_{взл} = 350$ т уже достигает 37%. РТДп, которые могут работать только на водороде, имеют лучшие данные по L (при отсутствии дозвукового крейсерского участка полета, т.е. $L_{кр.дозв} = 0$) по сравнению с ТПД (в+в) при всех $m_{взл}$. Но эти преимущества РТДп исчезают, если $L_{кр.дозв} \neq 0$. А главный вывод из этого анализа состоит в том, что двухтопливные ГЛА с ТПД (к+в) при всех $m_{взл}$ имеют преимущества по L в сравнении с ТПД, работающими только на водороде. Это явилось основанием для выдвижения концепции двухтопливной СУ для гиперзвуковых самолетов.

Рассмотренная методология, основанная на математическом моделировании системы «ГЛА-СУ-топливо», в сочетании с применением методов многопараметрической оптимизации, является эффективным инструментом для выбора проектных параметров и формирования технического облика СУ гиперзвуковых летательных аппаратов.

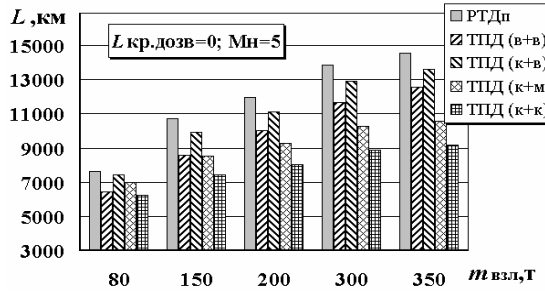


Рис.26.11. Зависимости критерия L от типа СУ и топлив при различных $m_{взл}$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Важное значение имеют поисковые исследования ***новых схем двигателей***, которые обеспечили бы дальнейший прогресс развития авиации в направлении повышения дальности, улучшения экономичности и расширения диапазона скоростей и высот полета ЛА. Определенные возможности в этом плане дает применение ***комбинированных двигателей***. К их числу относятся **турбопрямоточные (ТПД), ракетно-прямоточные (РПД), ракетно-турбинные (РТД), жидкостно-воздушные ракетные (ЖВРД)** и другие типы двигателей. Использование в одном двигателе двух различных циклов и организация рационального энергообмена между ними, а также адаптивное управление рабочим процессом могут обеспечить улучшение характеристик силовых установок в широком диапазоне скоростей и высот полета.

В связи со значительным усложнением и удорожанием существующих авиационных двигателей становится актуальной **проблема разработки двигателей, использующих новые физические принципы организации рабочего процесса**. К их числу относятся пульсирующие детонационные двигатели (ПуДД), лазерные гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ЛГПВРД), СУ с МГД-генераторами и др.

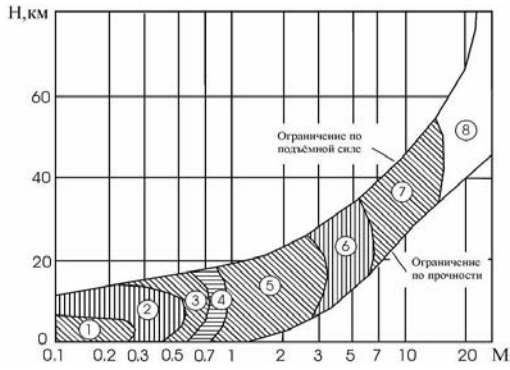


Рис.1. Области применения различных типов ВРД: 1 – ТВаД; 2 – ТВД; 3 – ТВВД; 4 – ТРДД; 5 – ТРДФ, ТРДДФсм; 6 – СПВРД, ТПД, РТД; 7 – ГПВРД, ЖВРД; 8 - РД

На рис.1 показаны области применения ВРД различных типов. По мере увеличения чисел М и высот полета летательных аппаратов меняется наивыгоднейший для этого диапазона режимов полета тип двигателя. ТВаД обеспечивают диапазон умеренных значений M_H и Н, характерных для вертолетов. При более высоких дозвуковых скоростях полета

становится выгодным переход к ТВД (до $M_H \approx 0{,}7$), ТВВД (до $M_H \approx 0{,}8$) и ТРДД (до $M_H \approx 0{,}85\ldots0{,}9$). Затем следует область ТРДДФсм и ТРДФ, которые обеспечивают полеты самолетов до $M_H \approx 2\ldots3$. При еще более высоких числа М полета становится выгодным применение СПВРД, комбинированных двигателей (ТПД, РТД, РПД и др.) и далее ГПВРД и РД.

Двигатели принято подразделять на поколения. Как правило, новым поколениям самолетов соответствуют новые поколения двигателей. Они характеризуются в первую очередь достигнутыми значениями температур газа перед турбиной и удельной массы.

Основным направлением развития авиационных двигателей от поколения к поколению является улучшение их удельных параметров. Но это приводит к усложнению и удорожанию двигателей, что объясняется рядом причин: ***усложняются схемы двигателей***, их конструкция и системы управления; ***возрастают параметры рабочего процесса и нагруженность элементов:*** увеличиваются температуры газа перед турбиной, повышается напорность компрессоров, возрастают окружные скорости лопаток рабочих колес каскадов. В результате этого газодинамические, тепловые и механические нагрузки достигают высоких значений; ***усложняются условия эксплуатации и боевого применения самолетов военной авиации***, т.к. выдвигаются все новые требования, такие, как повышение скоростей полета на предельно малых высотах, улучшение маневренных характеристик, обеспечение газодинамической устойчивости в условиях повышения мощности ракетного вооружения, уменьшение радиолокационной и инфракрасной заметности и др.; ***увеличивается стоимость разработки и изготовления двигателей***, что объясняется усложнением их конструкции, повышением стоимости материалов, применением новых более дорогих технологий и малосерийностью производства; ***возрастают сроки создания новых двигателей***. При традиционных методах проектирования и производства эти сроки составляют для двигателей 3, 4 и 5-го поколений соответственно 6, 10 и 16 лет.

В табл.1 показана динамика развития авиационных двигателей по поколениям, приведены средние величины параметров рабочего процесса, указаны сроки и стоимость разработок как двигателей в целом, так и затрат на научно-исследовательские и экспериментальные разработки (НИЭР) при традиционном подходе к созданию двигателей. Характерно увеличение доли стоимости НИЭР, включающей разработки НТЗ, ГГ и демонстрационных двигателей. Если стоимость НИЭР двигателей 4-го поколения составляет 14% от общей стоимости разработ-

ки, то для 5-го поколения она достигает ~ 60%, а предполагаемый ее рост в 6-ом поколении ~ 75%. Общая сумма затрат на разработку двигателей 5-го поколения по сравнению, например, со 2-ым поколением увеличивается более чем в 10 раз.

Таблица 1

Поколения двигателей	2	3	4	5	6
Год закладки	1955	1965	1975	1982	2000
Схема двигателя	ТРДФ	ТРДФ, ТРДД	ТРДД, ТРДДФ	ТРДДФ	ТРДДФ
$T_г^*, K$	1200	1400	1600	1800	>2100
$\pi_{к\Sigma}^*$	8-13	14-20	25-30	30-35	35-50
$\gamma_{дв}$, кг/Н	0,025	0,015	0,012	0,01	0,005-0,008
Общий срок создания (годы)	5	6	10	16	20
Срок проведения НИЭР (годы)	-	1,5	~ 5	~ 9	~ 15
Стоимость разработки, млрд. $	0,30	0,75	1,40	3,50	6,10
Стоимость НИЭР, млрд. $	-	0,15	0,20	2,15	4,50

Усложнение авиационных двигателей и их удорожание привело к *сокращению числа фирм-разработчиков, выпускающих авиационные двигатели,* к объединению ряда фирм в крупные корпорации и холдинги, к *сокращению количества типов выпускаемых двигателей.* К настоящему времени зарубежный рынок двигателей контролируется только тремя корпорациями: Пратт-Уитни, Дженерал-Электрик и Роллс-Ройс[*)]. Количество типов выпускаемых двигателей за последние 30 лет в США уменьшилось с 24 до 8. Такой же процесс наблюдается и в России. Некогда многочисленные фирмы, производившие двигатели, теперь объединены практически в четыре крупных корпорации: НПО «Сатурн», «СНТК им. Н.Д. Кузнецова», «Завод им. В.Я. Климова» и Пермское ОАО «Авиадвигатель».

Экономические проблемы, возникающие в последние годы в нашей стране, не могли не отразится на некогда благополучной авиационной отрасли. Снизилось государственное финансирование, сократились зака-

[*)] В 2003 г. доля этих фирм по двигателям ГА составила: PW – 55%, RR – 30%, GE – 15%. Остальные фирмы выполняли заказы указанных корпораций.

зы на разработку новых двигателей, возросло продвижение на внутренний рынок продукции западных фирм. С учетом этих факторов ЦИАМ'ом совместно с НИИ и ОКБ разработана ***новая концепция развития авиационных двигателей***. Она исходит из того, что в XXI веке авиадвигателестроение будет оставаться наиболее наукоемким направлением машиностроения. Однако с учетом указанных трудностей ставится цель сконцентрировать все виды средств и ресурсов институтов и двигательных корпораций, сосредоточить интеллектуальные и материальные усилия на создание конкурентоспособных двигателей нового поколения, которые будут характеризоваться увеличением сложности научных и производственных разработок, ужесточением требований к надежности и безопасности эксплуатации, строгим соответствием международным экологическим нормам.

Ключевым звеном новой концепции является *создание научно-технического задела* (НТЗ). Под НТЗ подразумевается широкий круг вопросов, связанных с упреждающей разработкой новых более совершенных методов расчета, проектирования, производства и эксплуатации авиадвигателей.

Согласно концепции ЦИАМ в целях обеспечения стратегической и экономической безопасности России ее **военная авиация должна *быть оснащена только двигателями отечественного производства***, не уступающими по своим технико-эксплуатационным показателям двигателям других стран. Приоритет *двигателям военного предназначения* отдается еще и потому, что они являются наиболее напряженными по параметрам рабочего процесса и, в связи с этим, по газодинамическим, механическим и тепловым нагрузкам. Они также отличаются повышенными требованиями к показателям эффективности, надежности и устойчивости работы, эксплуатируются в экстремальных условиях. При этом **разрабатываемые ключевые технологии должны *иметь двойное применение:* для двигателей военного и гражданского назначения**.

Для сокращения сроков и стоимости создания новых конкурентоспособных авиационных двигателей в соответствии с данной концепцией выдвигается ***кардинально новая методология их разработки***. Она основана на широком применении методов трехмерного математического моделирования, компьютерного проектирования и автоматизированного изготовления (технология CALS), опирается на опережающий научно-технический задел по ключевым технологиям, узлам и системам, предусматривает экспериментальную отработку двигателей-демонстраторов.

Первостепенную роль в этой методологии играет принцип преемственности, заключающийся **в широком использовании апробированных решений и, в частности,** ***создании семейства новых двигателей на базе применения уже ранее отработанных (унифицированных) ГГ***. ГГ – наиболее сложный элемент любого ГТД, т.к. содержит высокотемпературную охлаждаемую турбину, теплонапряженную камеру сгорания и сильно нагруженный компрессор высокого давления. Уже существует практика создания в короткие сроки новых двигателей на базе ранее созданного ГГ. Примером может служить использование ГГ двигателя Д-36 самолета Як-42 для создания ряда новых двигателей фирмой ЗМКБ «Прогресс»: это ТВаД Д-136 (для тяжелого многоцелевого вертолета Ми-26), ГТУ промышленного применения Д-336, ТРДД Д-436ТП (для ближнемагистрального пассажирского самолета Ту-334) и Д-18Т (для военно-транспортного самолета Ан-124).

Применение новой методологии позволит создавать семейства новых двигателей за 3-5 лет против 15-20 лет при традиционном подходе (когда НТЗ и базовый ГГ отсутствуют).

Концепцией ЦИАМ в качестве наиболее приоритетных определены следующие задачи: *модернизация существующих двигателей 4-го поколения* с целью поддержания обороноспособности страны и соответствия международным экологическим нормам; доводка, совершенствование и обеспечение конкурентоспособности наиболее перспективным из *уже разработанных двигателей* (поколения «4+»), определенных в качестве базовых для военной и гражданской авиации начала XXI века, но к настоящему времени полностью не доведенных (НК-93, Д-27 и др.); создание НТЗ для новых *перспективных двигателей,* разработка на его основе двигателей 5-го поколения с вводом их в эксплуатацию к 2015 г; сохранение и развитие уникального научно-производственного потенциала отрасли, в том числе за счет международного сотрудничества, особенно по использованию крупнейшей в Европе научно-экспериментальной базы ЦИАМ в Тураево.

Характерная особенность в развитии современной военной авиации заключается в ***наметившейся тенденции к переходу от пилотируемых самолетов к беспилотным летательным аппаратам (БПЛА).*** БПЛА широко применялись вооруженными силами США в качестве разведчиков, целеуказателей и корректировщиков огня еще во времена войны во Вьетнаме. С тех пор возможности их боевого применения существенно расширились. Успехи в области радиоэлектроники, радиолокации, кибернетики, автоматики, средств связи, высокоточного оружия и других сфе-

рах научных знаний позволили ***полностью переложить функции, выполняемые экипажем, на автоматические устройства.*** Это сделало возможным создание разнообразных и весьма эффективных беспилотных средств нового типа, способных самостоятельно или под контролем оператора вести борьбу с наземными, надводными и воздушными целями.

По мнению ряда специалистов США истребители 6-го поколения будут беспилотными, а создаваемые сейчас истребители 5-го поколения (F/A-22, F-35 и др.), скорее всего, станут последними пилотируемыми самолетами в своем классе.

Применение БПЛА предотвращает потери личного состава при ведении боевых действий. В этом их главное достоинство. Но при этом сами ЛА получаются существенно ***более легкими, более простыми по конструкции и более дешевыми в производстве и эксплуатации***. Достигается это за счет исключения систем жизнеобеспечения экипажа и средств его аварийного спасения, а также вследствие снятия ряда ограничений по перегрузкам, связанным с физиологическими возможностями летчиков. ***Взлетная масса ударных БПЛА может быть***, как показали исследования, ***снижена в несколько раз (до 5…7 тонн) при сохранении и даже увеличении боевого вооружения.*** Это, в свою очередь, приводит к значительному снижению уровня потребных тяг применяемых двигателей, а следовательно, к уменьшению их массы и габаритных размеров.

Выявившиеся явные преимущества БПЛА породили с начал 1990-х годов своеобразный «бум» в области создания беспилотных боевых средств различного целевого назначения. Разработкой и созданием БПЛА стали заниматься десятки авиастроительных фирм во многих странах мира (Россия, США, Англия, Франция, Швеция, Израиль и др.). Вместе с этим ***возникла необходимость разработки нового поколения двигателей –*** малоразмерных, более простых и дешевых, обладающих малой массой и приемлемой экономичностью. Для создаваемых БПЛА наряду с разработкой новых малоразмерных двигателей традиционных схем (ТРД, ТРДД, ТВД) ***идет поиск двигателей новых типов***. Нам представляется весьма перспективным использование для БПЛА ***двигателей с периодическим сгоранием топлива***, работающих по циклу $v = \text{const}$, а также двигателей с детонационным сгоранием топлива – типа описанных в гл.25. Можно с уверенностью сказать, что не только для БПЛА, но и для авиации в целом создание детонационных двигателей является одним из перспективных направлений в развитии авиационного двигателестроения.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Бакулев В.И., Голубев В.А., Нечаев Ю.Н.** и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. /Под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. – М.: Изд-во МАИ, 2003, 688 с.

2. **Голубев В.А.** Двухконтурные авиационные двигатели. – М.: Изд-во МАИ, 1998.

3. **Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Селиванов О.Д.** Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета. – М.: Машиностроение, 1994, 304 с.

4. **Елисеев Ю.С., Манушкин Э.А., Михальцев В.Е.** и др. Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000, 640 с.

5. **Иноземцев Н.В.** Авиационные газотурбинные двигатели. – М.: Оборонгиз, 1955.

6. **Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Шулекин В.Т.** Теория авиационных двигателей. – М.: Транспорт, 2000, 287 с.

7. **Кулагин В.В.** Теория, расчет и проектирование газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 2002, 615 с.

8. **Курзинер Р.И.** Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. – М.: Машиностроение, 1989, 264 с.

9. **Литвинов Ю.А., Боровик В.О.** Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979, 286 с.

10. **Масленников М.М., Шальман Ю.Н.** Авиационные газотурбинные двигатели. – М.: Машиностроение, 1975.

11. Научный вклад в создание авиационных двигателей./Под ред. **В.А. Сосунова и В.И. Солонина.** – М.: Машиностроение, 2000, кн. I и II.

12. **Нечаев Ю.Н.** Теория авиационных двигателей. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1990, 702 с.

13. **Нечаев Ю.Н.** Законы управления и характеристики авиационных силовых установок. – М.: Машиностроение, 1995, 400 с.

14. **Нечаев Ю.Н.** Термодинамический анализ рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2002.

15. **Нечаев Ю.Н.** Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. – М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996, 213 с.

16. **Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Полев А.С.** Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов. – М.: Машиностроение, 1988, 174 с.

17. **Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М.** Теория авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1977, ч.I, 312 с, 1978, ч. II, 336 с.

18. **Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М.** и др. Теория авиационных двигателей./Под ред. Ю.Н. Нечаева. – М.: Воениздат, 1980.

19. **Павленко В.Ф.** Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. – М.: Машиностроение, 1972, 282 с.

20. **Сосунов В.А., Литвинов Ю.А.** Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1975, 216 с.

21. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей./Под ред. **С.М. Шляхтенко.** – М.: Машиностроение, 1987, 568 с.

22. Теория реактивных двигателей//Рабочий процесс и характеристики./Под ред. **Б.С. Стечкина.** – М.: Оборонгиз, 1958.

23. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей./Под ред. **С.М. Шляхтенко и В.А. Сосунова.** – М.: Машиностроение, 1979.

24. **Федоров Р.М.** Теория авиационных двигателей. Выпуск 3. Двухконтурные ТРД. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1970, 93 с.

25. **Флоров И.Ф.** Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации//Труды ЦИАМ №1099. 1985, 260 с.

26. **Черкез А.Я.** Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. – М.: Машиностроение, 1975.

27. **Югов О.К., Селиванов О.Д.** Основы интеграции самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1989, 302 с.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Адаптивное управление СУ 125, 235
Влияние на характеристики ГТД
– аэродинамических возмущений 345
– влажности воздуха 332
– теплового состояния двигателя 340
– тепловых возмущений 352
– угла атаки и скольжения 336
– числа Рейнольдса 334
– эрозионного износа 343
Внешнее сопротивление 221
Внешнее возмущающее воздействие 59
Внутреннее управляющее воздействие 60
Внутренний КПД ГТД 13
Вспомогательные ГТД 276
Высотные характеристики
– ТВаД 255
– ТВД 271
– ТРД, ТРДФ 177
Высотно-скоростные характеристики
– ТВД 271
– ТРД, ТРДФ 181
– ТРДД 197
– ТРДДФсм 207
Газогенератор 57
– одновальный 61
– двухвальный 91
Гиперзвуковой прямоточный ВРД (ГПВРД) 380
Двигатель
– двухконтурный (ТРДД, ТРДДФсм) 188
– пульсирующий детонационный (ПуДД) 393
– турбовальный (ТВаД) 8, 241
– турбовинтовой (ТВД) 8, 265
– турбовинтовентиляторный (ТВВД) 265, 273
– турбореактивный (ТРД) 4
Движитель 8, 24
Дроссельные характеристики
– ТВаД 259
– ТВД 272
– ТРД, ТРДФ 182
– ТРДД, ТРДДФсм 199, 214
Запуск двигателя
– в воздухе 308
– на земле 304
Интеграция СУ и ЛА 409
Интенсивность пульсаций ε 350
Климатические характеристики
– ГТД 331
– ТВаД 260
Комбинированные реактивные двигатели 365
Коэффициент полезного действия
– внутренний 13
– наружного контура 22
– полный 25
– процесс расширения 11
– процесс сжатия 10
Крейсерский режим двигателя 152
Критерий неоднородности потока на входе в двигатель W 350

Критериальные характеристики
– газогенератора однопараметрические 71
– газогенератора двухпараметрические 90
– турбокомпрессорного модуля 118, 120
Критический подогрев 358
Линия предельных режимов 132
Линия рабочих режимов (см. рабочая линия)
Лобовое сопротивление СУ 222
Мощность
– избыточная турбины 283
– на валу винта 266
– тяговая 266
– эквивалентная 266
Неустановившиеся режимы 279
Номенклатура режимов ГТД
– максимальный 251
– земной малый газ 152
– минимальный форсированный 153
– номинальный 152
– полный форсированный 153
– полетный малый газ 152
– чрезвычайный 153
Ограничения
– по запасу устойчивости
– воздухозаборника (СВУ) 316
– компрессора 312
– по прочности 322
Оптимальная степень
– повышения давления воздуха 15, 38
– повышения давления наружного контура 29, 30
– подогрева воздуха – см. экономическая
Оптимальное распределение работы цикла
– между контурами 28
– между винтом и реакцией 267
Оптимизация характеристик СУ 186, 216, 232
Параметр работы
– компрессора 67
– турбины 116
Подобие режимов ГТД 158
Программа управления двигателя (ТРДДФсм)
– на максимальном режиме 127, 135
– на форсированном режиме 136, 138
Приемистость двигателя 279
Приведение данных испытаний к САУ 164
Пульсирующий детонационный двигатель (ПуДД) 395
Работа цикла 6
Рабочая линия на характеристике компрессора 69
Ракетно-турбинный двигатель (РТД) 386
Реактор ПуДД 403
Реактивная тяга 221
Резонатор ПуДД 397
Регулируемые параметры 59
Регулирующие факторы 60
Сброс частоты вращения (газа) 280

Система ликвидации неустойчивой работы ГТД 360
Система предупреждения неустойчивой работы ГТД 360
Скольжение роторов 98
Скоростные характеристики
– ТРД, ТРДФ 181
– ТВД 271
– ТРДДФсм 207
Сверхзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (СПВРД) 373
Степень
– двухконтурности 21
– повышения давления воздуха 6
– подогрева воздуха 6
– форсирования 52
Совместная работа элементов
– газогенератора 61
– турбокомпрессорного модуля 109
Температурная
– неравномерность 353
– нестационарность 353
Тепловое возмущение 352
Тепловое состояние двигателя 340
Термический КПД 6
Турбовальный двигатель (ТВаД) 8, 241
Турбовинтовой двигатель (ТВД) 8, 265
Турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД) 265
Турбопрямоточный двигатель (ТПД) 367
Турбореактивный двигатель (ТРД) 8
Тяга винта 8, 266
Удельные параметры ГТД (см. часть 1)
Удельная тяга (см. часть 1)
Удельный расход топлива (см. часть 1)
Управляемые параметры 59
Управляющие факторы 60
Уравнение динамики роторов 282
Форсирование ГТД прямой реакции 44
Формирование программы управления 103, 127, 136, 252
Функциональные модули 56
Функциональные элементы 56
Энергетический баланс
– ТВД 30
– ТРД 29
Эквивалентная мощность ТВД 266
Экономическая
– степень повышения давления (см. оптимальная)
– степень подогрева воздуха 43
Эксплуатационные ограничения 311
– по устойчивой работе компрессора 312
– по устойчивой работе СВУ 316
– по устойчивой работе камер сгорания 320
Эрозионный износ 343
Эффективные характеристики СУ 218

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие 3

Глава 13. **Термодинамический анализ рабочего процесса ГТД прямой реакции** 5

13.1. Идеальный и реальный циклы ГТД 5
13.2. Зависимость работы и внутреннего КПД реального цикла от π и Δ . .13
13.3. Преобразование работы цикла в механическую работу в ГТД различных типов 18
13.4. Тяговая работа и тяговый КПД ГТД прямой реакции 23
13.5. Полный КПД ГТД прямой реакции 26
13.6. Энергетический баланс ГТД 28
13.7. Оптимальное распределение работы цикла между контурами в ТРДД 30
13.8. Оптимальное значение степени повышения давления в вентиляторе ТРДД со смешением потоков 35

Глава 14. **Зависимость удельных параметров ГТД прямой реакции от параметров рабочего процесса** 37

14.1. Связь удельных параметров ТРД и ТРДД с параметрами рабочего процесса 37
14.2. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРД и ТРДД от степени повышения давления в цикле 38
14.3. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРД и ТРДД от степени подогрева рабочего тела в цикле . 41
14.4. Форсирование ГТД прямой реакции 44
14.5. Влияние параметров рабочего процесса на удельные параметры ТРДФ и ТРДДФсм 47
14.6. Зависимость степени форсирования от степени подогрева газа в форсажной камере сгорания и скорости полета. 52

Глава 15. **Совместная работа элементов газогенераторов. Совместная работа элементов и программы управления ТРД и ТРДФ** 55

15.1. Функциональные элементы и функциональные модули авиационных силовых установок 56

15.2. Управляемые параметры и управляющие факторы. Программы управления двигателей и силовых установок 59
15.3. Совместная работа элементов одновальных газогенераторов и одновальных ТРД 61
15.4. Рабочие линии на характеристике компрессора одновального газогенератора 69
15.5. Критериальные характеристики одновальных газогенераторов.. .71
15.6. Программы управления одновальных ГГ и одновальных ТРД, управляемых по одному параметру 82
15.7. Совместная работа элементов и программы управления одновальных ТРД, управляемых по двум параметрам 88
15.8. Двухпараметрические характеристики одновальных газогенераторов 89
15.9. Совместная работа элементов двухвальных газогенераторов и двухвальных ТРД, управляемых по одному параметру . . 91
15.10. Характеристики двухвальных газогенераторов 96
15.11. Программы управления двухвальных ТРД 98
15.12. Совместная работа элементов и программы управления двухвальных ТРД, управляемых по двум параметрам 101
15.13. Совместная работа элементов и программы управления ТРДФ 103
15.14. Использование критериальных характеристик базового газогенератора в двигателях различных схем 106

Г л а в а 16. **Совместная работа элементов и программы управления двухконтурных двигателей** 108

16.1. Совместная работа элементов ТРДДФсм на неформированных режимах …….. 109
16.2. Характеристики турбокомпрессорного модуля ТРДДФсм на неформированных режимах 118
16.3. Рабочие линии на характеристике КНД и влияние на них различных факторов 121
16.4. Формирование программ управления ТРДДФсм на неформированных режимах 127
16.5. Программы управления ТРДДФсм на форсированных режимах 136

16.6. Особенности совместной работы элементов и программы управления ТРДД без смешения потоков 139

Глава 17. **Характеристики ГТД прямой реакции. Общие положения** 145

17.1. Схемы, параметры и области применения ГТД прямой реакции 145
17.2. Номенклатура режимов работы авиационных ГТД 151
17.3. Типы используемых характеристик ГТД 154
17.4. Методы получения характеристик ГТД 155
17.5. Подобие режимов работы ГТД 158
17.6. Приведение данных испытаний ГТД к стандартным атмосферным условиям 164
17.7. Понятие о методах расчета высотно-скоростных и дроссельных характеристик ГТД прямой реакции 166

Глава 18. **Характеристики одноконтурных ТРД и ТРДФ** . . .168

18.1. Скоростные характеристики ТРД и ТРДФ 169
18.2. Высотные характеристики ТРД и ТРДФ 177
18.3. Дроссельные характеристики ТРД и ТРДФ 182

Глава 19. **Характеристики двухконтурных двигателей** 188

19.1. Скоростные характеристики ТРДД 190
19.2. Высотные характеристики ТРДД 196
19.3. Высотно-скоростные характеристики ТРДД 197
19.4. Дроссельные характеристики ТРДД 198
19.5. Влияние на данные ТРДД с высокими степенями двухконтурности смешения потоков контуров. 201
19.6. Особенности ТРДД со сверхвысокими степенями двухконтурности 204
19.7. Высотно-скоростные характеристики ТРДДФсм 207
19.8. Дроссельные характеристики ТРДДФсм 213
19.9. Оптимизация дроссельных характеристик ТРДДФсм 216

Глава 20. **Эффективные характеристики силовых установок с ГТД прямой реакции** 218

20.1. Совместная работа ГТД прямой реакции с входными и выходными устройствами 219
20.2. Переход от характеристик двигателя к характеристикам силовой установки 221
20.3. Влияние различных факторов на коэффициенты лобового сопротивления элементов СУ 222
20.4. Влияние различных факторов на относительное внешнее сопротивление силовой установки 227
20.5. Оптимизация характеристик силовых установок с регулируемыми элементами проточной части 232

Глава 21. **Рабочий процесс и характеристики турбовальных, турбовинтовых и турбовинтовентиляторных двигателей** 237

21.1. Зависимости удельных параметров ГТД непрямой реакции от параметров рабочего процесса 237
21.2. Области применения и основные параметры турбовальных двигателей 241
21.3. Совместная работа элементов турбовальных двигателей ..246
21.4. Особенности регулирования вертолетных турбовальных двигателей 249
21.5. Программы управления вертолетных ГТД на режимах ограничения 252
21.6. Высотные характеристики турбовальных двигателей 255
21.7. Дроссельные характеристики турбовальных двигателей.. .259
21.8. Климатические характеристики турбовальных двигателей..260
21.9. Схемы и основные параметры турбовинтовых и турбовинтовентиляторных двигателей 264
21.10. Оптимальное распределение работы цикла ТВД и ТВВД между винтом и реакцией газовой струи 267
21.11. Совместная работа элементов и программы управления ТВД . . .268
21.12. Эксплуатационные характеристики ТВД и ТВВД 270
21.13. Области применения ТВВД и перспективы их развития..273
21.14. Особенности параметров и характеристик вспомогательных газотурбинных двигателей 276

Г л а в а 22. **Неустановившиеся режимы работы авиационных ГТД**..279

22.1. Требования к динамическим характеристикам ГТД 279
22.2. Факторы, влияющие на переходные процессы в ГТД. Гипотеза квазистационарности 281
22.3. Уравнения динамики роторов ГТД 282
22.4. Факторы, влияющие на избыточную мощность турбины.. 285
22.5. Изменение параметров рабочего процесса при приемистости и сбросе газа в одновальных ТРД 287
22.6. Изменение параметров рабочего процесса при приемистости и сбросе газа в двухвальных ТРД. 293
22.7. Изменение параметров рабочего процесса при приемистости и сбросе газа в двухконтурных ТРД 297
22.8. Процесс включения и выключения форсажа 299
22.9. Запуск ГТД на земле 304
22.10. Запуск ГТД в воздухе 308

Г л а в а 23. **Эксплуатационные ограничения режимов работы авиационных силовых установок** 311

23.1. Ограничения по устойчивости работы компрессора 312
23.2. Ограничения по устойчивой работе сверхзвуковых входных устройств 316
23.3. Ограничения по надежной и устойчивой работе камер сгорания 320
23.4. Ограничения по условиям прочности 322
23.5. Возможные области ограничения режимов работы ГТД прямой реакции 325

Г л а в а 24. **Влияние условий эксплуатации и боевого применения на рабочий процесс и характеристики авиационных силовых установок** 329

24.1. Влияние температуры, давления и влажности атмосферного воздуха на параметры и характеристики авиационных ГТД 330
24.2. Влияние числа Рейнольдса на характеристики авиационных ГТД 334

24.3. Влияние углов атаки и скольжения самолета на работу силовой установки 336
24.4. Влияние теплового состояния двигателя на его характеристики и газодинамическую устойчивость 340
24.5. Влияние эрозионного износа элементов проточной части ГТД в условиях эксплуатации на пыльных аэродромах . . 343
24.6. Аэродинамические возмущения потока воздуха на входе в двигатель и оценка их влияния на параметры и характеристики ГТД 345
24.7. Тепловые возмущения потока на входе в двигатель и их влияние на его газодинамическую устойчивость 352
24.8. Системы предупреждения и ликвидации неустойчивой работы ГТД 360

Г л а в а 25. **Комбинированные реактивные двигатели для больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полета** . 365

25.1. Турбопрямоточные двигатели (ТПД) 367
25.2. Газотурбинные двигатели для больших чисел М полета . .371
25.3. Сверхзвуковые прямоточные ВРД (СПВРД) 373
25.4. Гиперзвуковые прямоточные ВРД (ГПВРД) 380
25.5. Ракетно-турбинные двигатели (РТД) 386
25.6. Перспективы применения в авиации пульсирующих детонационных двигателей 393

Г л а в а 26. **Выбор оптимальных параметров двигателей при формировании облика силовых установок летательных аппаратов** 409

26.1. Проблемы интеграции силовой установки и летательного аппарата 409
26.2. Критерии оптимизации параметров и характеристик ГТД. . .412
26.3. Особенности выбора параметров двигателей для дозвуковых магистральных самолетов 416
26.4. Особенности выбора проектных параметров силовых установок многорежимных самолетов 420

26.5. Методология выбора параметров и оценки эффективности силовых установок сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов 424

Заключение 430
Литература 436
Предметный указатель 438

Юлиан Николаевич Нечаев,
Роман Миронович Федоров,
Владимир Николаевич Котовский,
Анатолий Сергеевич Полев

ТЕОРИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Часть 2

Под редакцией Ю.Н. Нечаева

Учебник

Технический редактор В.П. Попова
Корректор Н.В. Хотеева

Свободная цена	Сдано в производство 11.10.2005 г.	Подписано в печать
Формат 60×84/16	28 п.л.	26 усл.п.л.
Изд. № 9912	Тираж экз.	Зак. №

Издательство ВВИА им. профессора Н.Е.Жуковского
Типография ВВИА им. профессора Н.Е.Жуковского
125190, Москва, ул. Планетная, д.3, тел. 614-29-90

448