

Доцент, кандидат технических наук *В. Н. Ершов*

ПРИБЛИЖЁННЫЙ АНАЛИЗ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- Q — объёмный расход рабочего тела;
 G — весовой расход рабочего тела;
 H — напор (работа, передаваемая лопатками потока в компрессоре или потоком лопаткам в турбине);
 n — число оборотов вала двигателя;
 P_h — давление окружающей атмосферы;
 P_1 — давление перед компрессором;
 P_2 — давление перед камерой сгорания;
 P_3 — давление перед турбиной;
 P_4 — давление перед входом в реактивное сопло;
 $\varepsilon = \frac{P_2}{P_h}$ — степень сжатия в двигателе;
 $\varepsilon_{ch} = \frac{P_1}{P_h}$ — степень сжатия за счёт скоростного напора;
 $\varepsilon_k = \frac{P_2}{P_1}$ — степень сжатия в компрессоре;
 $\varepsilon_p = \frac{P_3}{P_h}$ — степень расширения в двигателе;
 $\varepsilon_T = \frac{P_3}{P_4}$ — степень расширения в турбине;
 $\varepsilon_c = \frac{P_4}{P_h}$ — полная степень расширения в реактивном сопле;
 $\nu = \frac{P_3}{P_2}$ — степень падения давления в камере сгорания;
 T_h — температура окружающей атмосферы;
 T_1 — температура воздуха перед компрессором;
 T_2 — температура воздуха после компрессора;
 T_3 — температура газов перед турбиной;
 T_4 — температура газов перед реактивным соплом;
 k — показатель степени адиабаты;
 m — показатель степени политропы;
 f — площадь сечения на выходе из простого сужающегося сопла.

Далее везде:

чертой над буквой обозначены относительные (безразмерные) параметры;
 звездочкой — параметры расчётного режима;
 нуликом — параметры некоторого исходного режима, с которым производится сравнение.

Анализу режимов работы турбореактивного двигателя с изменением условий полёта (в конечном счёте построению высотных и скоростных характеристик двигателя) посвящено большое количество исследований, которые могут быть разбиты на две группы.

К первой группе относятся методы построения характеристик, основанные на предположениях о сохранении величины адиабатической работы сжатия

в компрессоре при неизменных оборотах вала двигателя и о сохранении величины максимальной температуры в термодинамическом цикле [4]. Эти методы не учитывают особенностей совместной работы основных элементов двигателя (компрессор, турбина, реактивное сопло), не учитывают принятого способа регулирования двигателя и совершенно не позволяют судить об условиях работы каждого из элементов двигателя в отдельности при изменении режимов полёта.

Ко второй группе относятся методы, решающие задачу о совместной работе элементов двигателя на основании имеющихся для каждого элемента характеристик [3, 5]. Анализ работы двигателя с изменением режимов полёта получается достаточно громоздким, но главное затруднение, в особенности при проектировании нового двигателя, заключается в отсутствии характеристик компрессора, турбины, камеры сгорания и реактивного сопла. Построение этих характеристик расчётным путём представляется не только сложной задачей, но и задачей не имеющей в настоящее время достаточно точного решения. Неточность построения исходных характеристик делает по идее точный метод анализа режимов работы турбореактивного двигателя весьма приближённым и полученные результаты не могут оправдать затраченного труда. Применение таких методов расчёта целесообразно только при наличии достаточно надёжных характеристик всех элементов проточной части двигателя.

При проектировании нового турбореактивного двигателя, а следовательно, и отсутствии характеристик его основных элементов, целесообразно применение более простых методов расчёта, но таких, которые отражали бы основные особенности совместной работы компрессора, турбины и реактивного сопла. Разработка подобного метода анализа режимов работы турбореактивного двигателя с изменением условий полёта представляет ценность и с точки зрения изложения вопроса о совместной работе компрессора и турбины в курсе теории турбореактивных двигателей.

Ниже автором настоящей статьи предлагается сравнительно простой метод анализа режимов работы турбореактивного двигателя, в значительной степени сходный с приближённым методом построения характеристик промышленных газотурбинных двигателей [1, 2].

Условия примерного подобия в работе турбомашин

Для турбомашин, работающих на несжимаемой среде, условия подобия, связывающие напор, расход и число оборотов, запишутся в виде:

$$\left. \begin{aligned} \frac{Q}{Q_0} &= \frac{G}{G_0} = \frac{n}{n_0} \\ \frac{H}{H_0} &= \left(\frac{n}{n_0} \right)^2 \end{aligned} \right\} (1)$$

Условия (1) для турбомашин с значительным изменением удельного объёма среды (высоконапорные компрессоры и газовые турбины) становятся неприемлемыми. Простое рассуждение [1] показывает, что при изменении режима работы турбомашин, в общем случае, сохранить подобие в треугольниках скоростей вдоль всей проточной части не удаётся. Однако анализ работы турбомашин показывает, что существуют режимы, при которых отклонения от условий подобия на входе в турбомашину и на выходе из неё будут минимальными. При этом в некотором среднем сечении проточной части условия подобия в треугольниках скоростей полностью сохраняются. Такие режимы условимся называть режимами примерного подобия.

Для установления зависимостей между расходом, изменением давления и изменением чисел оборотов, при работе турбомашин на режимах при-

мерного подобия, воспользуемся понятием коэффициента быстроходности

$$n_s^* = 0,74 \frac{Q_{cp}^{1/2} n}{H^{1/4}}$$

Предполагая, что при сохранении условий примерного подобия в работе турбомашин коэффициент быстроходности n_s^* и коэффициент напора $\bar{H} = \frac{gH}{u^2}$ незначительно изменяют свою величину:

$$H = A \left(\frac{G}{\gamma} \right)^2,$$

где A — некоторый постоянный для данной турбомашин коэффициент.

Рассмотрим элемент длины проточной части, на котором происходит бесконечно малое изменение напора, а следовательно и бесконечно малое изменение удельного веса. Имея в виду, что объёмный расход и величина A меняются вдоль проточной части, запишем

$$dH = \left(\frac{G}{\gamma} \right)^2 dA. \quad (2)$$

После ряда простых преобразований соотношение (2) принимает вид

$$G^2 dA = \frac{k}{k-1} \frac{m-1}{m} \gamma_a \left(\frac{P}{P_a} \right)^{\frac{1}{m}} dp. \quad (3)$$

Для установления связи между весовым расходом и параметрами газа на выходе из турбомашин, интегрируем дифференциальное соотношение (3) вдоль проточной части (от входа «а» до выхода «b»). При интегрировании предполагаем показатель политропы неизменным. В результате интегрирования и сопоставления полученного выражения для расхода с расходом на режиме, с которым производится сравнение, получим приближённое соотношение

$$\frac{G}{G_0} = \frac{P_a}{P_{a0}} \sqrt{\frac{T_{a0}}{T_a}} \sqrt{\frac{\left(\frac{P_b}{P_a} \right)^{\frac{m+1}{m}} - 1}{\left(\frac{P_b}{P_a} \right)_0^{\frac{m+1}{m}} - 1}}. \quad (4)$$

Уравнение (4) представляет общее условие сохранения примерного подобия при работе турбомашин на нерасчётных режимах. Для компрессора

$$\frac{m+1}{m} \approx 2 - \frac{k-1}{k\gamma_{жк}} \approx 3/2$$

и для турбины

$$\frac{m+1}{m} \approx 2 - \frac{k-1}{k} \gamma_{т} \approx 2.$$

Условие (4) справедливо, в общем случае, только при дозвуковом движении газа вдоль всей проточной части. В турбинах с критическим перепадом давлений в сопловом аппарате условия примерного подобия запишутся в виде

$$\frac{G}{G_0} = \frac{P_a}{P_{a0}} \sqrt{\frac{T_{a0}}{T_a}}. \quad (5)$$

Для авиационных центробежных компрессоров со сверхзвуковыми скоростями движения в безлопаточных диффузорах сохраняется справедливость условия (4) в силу особой формы движения, не сопровождающейся критическими явлениями [6].

Здесь необходимо отметить, что условия примерного подобия в работе компрессора требуют вполне определённого изменения оборотов и на характеристике компрессора представляются в виде линии примерного подобия.

Для турбины, благодаря большей устойчивости ускоренного потока, примерное подобие может сохраняться при произвольном изменении чисел оборотов рабочего колеса.

Изменение чисел оборотов вала компрессора вдоль линии примерного подобия определяется приближённым соотношением

$$\frac{n}{n_0} \approx \frac{P_{a0}}{P_a} \frac{T_a}{T_{a0}} \left(\frac{P_{b0}}{P_{a0}} \frac{P_a}{P_b} \right)^{1/3} \frac{G}{G_0}, \quad (6)$$

которое легко получается из рассмотрения выражения коэффициента быстроходности [1].

Общие условия совместной работы элементов ТРД

При рассмотрении общих условий совместной работы элементов турбореактивного двигателя, сделаем обычные предположения. Предположим, что потери во всех промежуточных каналах проточной части учитываются соответственным снижением коэффициентов полезного действия турбины и компрессора. Коэффициенты полноты сгорания и потерь давления в камерах сгорания будем предполагать неизменными для всех возможных режимов работы двигателя. Различием в весовых расходах рабочего тела через турбину и компрессор будем пренебрегать. С целью упрощения дальнейших рассуждений проведём анализ для некоторого среднего значения показателя адиабаты рабочего тела в проточной части двигателя.

В соответствии со сделанными предположениями, условия совместной работы элементов турбореактивного двигателя сводятся к следующему:

1. Весовые расходы рабочего тела через компрессор, турбину и реактивное сопло равны между собой

$$G_k = G_\tau = G_c = G.$$

2. Полная степень сжатия воздуха равна произведению степени сжатия в компрессоре и степени сжатия от использования скоростного напора

$$\varepsilon = \varepsilon_k \cdot \varepsilon_{ck}.$$

Полная степень расширения газов равна произведению степени расширения в турбине на степень расширения в реактивном сопле

$$\varepsilon_p = \varepsilon_\tau \cdot \varepsilon_c.$$

Между полными степенями сжатия и расширения имеет место очевидное соотношение

$$\varepsilon_p = \nu \varepsilon.$$

3. Числа оборотов турбины и компрессора равны между собой

$$n_\tau = n_k = n$$

и при сохранении условий примерного подобия в работе турбомашин определяются числами оборотов вала компрессора.

4. Работа расширения газа в турбине равна работе сжатия воздуха в компрессоре

$$L_\tau = L_k$$

или

$$T_3 \left(1 - \frac{1}{\varepsilon_\tau^{k-1}} \right) \eta_\tau = T_1 \frac{\varepsilon_k^{k-1} - 1}{\eta_k}.$$

Последнее соотношение позволяет определить степень расширения газа в турбине по заданной степени сжатия в компрессоре для всех установившихся режимов работы двигателя

$$\left(\frac{\varepsilon_\tau}{\varepsilon_{\tau*}} \right)^{k-1} \left(1 - \frac{T_1}{T_3} \frac{\varepsilon_k^{k-1} - 1}{\eta_k \eta_\tau} \right) = 1 - \frac{T_{1*}}{T_{3*}} \frac{\varepsilon_{k*}^{k-1} - 1}{\eta_{k*} \eta_{\tau*}}. \quad (7)$$

Совместная работа турбины и реактивного сопла

Условием совместной работы турбины и реактивного сопла двигателя является сохранение равенства расходов при отклонении режимов от расчётного. В реактивном сопле двигателя и в сопловом аппарате первой ступени газовой турбины могут существовать как дозвуковые течения, так и режимы с звуковыми или даже сверхзвуковыми скоростями. В общем случае возможно любое из четырёх сочетаний: дозвуковые скорости в соплах турбины и реактивном сопле двигателя, звуковые скорости в соплах турбины и дозвуковые в реактивном сопле, дозвуковые скорости в соплах турбины и звуковые в реактивном сопле и, наконец, звуковые скорости и в соплах турбины и в реактивном сопле двигателя. Каждое из возможных сочетаний накладывает определённые условия на протекание режимов в турбине и реактивном сопле, и поэтому должно бы рассматриваться самостоятельно. Однако в современных турбореактивных двигателях (как правило всегда с простым сужающимся соплом) скорости истечения примерно равны скорости звука. Этот случай в дальнейшем и рассматривается; тогда для определения расходов через реактивное сопло можно написать

$$\frac{G}{G^*} = \frac{P_3}{P_{3*}} \sqrt{\frac{T_{3*}}{T_3}} \frac{l}{l_*} \quad (8)$$

Предполагая нерегулируемый сопловой аппарат в газовой турбине, запишем на основании (4) соотношение для определения расхода через турбину

$$\frac{G}{G_*} = \frac{P_3}{P_{3*}} \sqrt{\frac{T_{3*}}{T_3}} \frac{l}{l_*} \quad (9)$$

где при дозвуковых скоростях истечения газа из соплового аппарата, согласно (4)

$$l = \sqrt{\epsilon_T^2 - 1}$$

и при звуковых скоростях

$$l = l_* = 1.$$

Теперь условие совместной работы турбины и реактивного сопла принимает вид:

$$\frac{l}{l_*} \frac{P_3}{P_{3*}} \sqrt{\frac{T_{3*}}{T_3}} = \frac{P_3}{P_{3*}} \sqrt{\frac{T_{3*}}{T_3}} \frac{l}{l_*}.$$

Так как

$$\frac{P_3}{P_4} = \epsilon_T \text{ и } \frac{T_3}{T_4} = \epsilon_T^{\frac{m-1}{m}},$$

то

$$\frac{l}{l_*} = \left(\frac{\epsilon_T}{\epsilon_{T*}} \right)^{\frac{m+1}{2m}} \frac{l}{l_*} \quad (10)$$

Правая часть тождества (10) представляет некоторую функцию только от степени расширения газа в турбине ϵ_T и, следовательно, степень расширения газа в турбине с изменением режима определяется только изменением сечения реактивного сопла.

При звуковых скоростях истечения газа из соплового аппарата турбины имеет место тождество

$$\frac{l}{l_*} = \left(\frac{\epsilon_T}{\epsilon_{T*}} \right)^{\frac{m+1}{2m}} \quad (11)$$

при дозвуковых —

$$\frac{l}{l_*} = \left(\frac{\epsilon_T}{\epsilon_{T*}} \right)^{\frac{m+1}{2m}} \sqrt{\frac{\epsilon_T^2 - 1}{\epsilon_{T*}^2 - 1}} \quad (12)$$

В двигателе с нерегулируемым реактивным соплом условия совместной работы имеют место только при неизменной степени расширения газа в турбине.

$$\varepsilon_{\tau} = \varepsilon_{\tau*} \quad (13)$$

Совместная работа основных элементов ТРД с нерегулируемым реактивным соплом

Условия совместной работы компрессора, турбины и реактивного сопла, очевидно определяются равенством работы в турбине и компрессоре, а также сохранением расхода вдоль всей проточной части.

Равенство расходов через турбину и реактивное сопло, в рассматриваемом случае, требует выполнения условия (13). Равенство работы расширения газа в турбине и работы сжатия воздуха в компрессоре требует выполнения условия (7), которое в сочетании с (13) позволяет написать

$$\left(\frac{T_1}{T_3}\right) \frac{\varepsilon_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\gamma_k \gamma_{\tau}} = \left(\frac{T_{1*}}{T_{3*}}\right) \frac{\varepsilon_{k*}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\gamma_{k*} \gamma_{\tau*}},$$

или вводя понятия относительных температур

$$\frac{\varepsilon_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}{T_3 \gamma_k \gamma_{\tau}} = \frac{\varepsilon_{k*}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{T_{3*} \gamma_{k*} \gamma_{\tau*}} \quad (14)$$

Если пренебречь изменением КПД турбины и компрессора в области рассматриваемых изменений режимов работы, получим

$$\frac{T_3}{T_{3*}} = \frac{\varepsilon_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\varepsilon_{k*}^{\frac{k-1}{k}} - 1} \quad (15)$$

Уравнение (15) устанавливает связь между необходимой степенью сжатия в компрессоре и относительной температурой перед входом в турбину.

Условие равенства расходов через все элементы двигателя требует равенства расходов через турбину и компрессор, то есть

$$\left(\frac{G}{G_*}\right)_k = \left(\frac{G}{G_*}\right)_{\tau} = \frac{P_3}{P_{3*}} \sqrt{\frac{T_{3*}}{T_3}}$$

Здесь принято, что $l = l_*$, так как по условию $\varepsilon_{\tau} = \varepsilon_{\tau*}$.

Имея в виду, что расход на характеристике компрессора обычно откладывается в виде безразмерного соотношения

$$\bar{G} = B \frac{G}{P_1} \sqrt{T_1},$$

где B некоторая постоянная, имеющая размерность величина, можем написать

$$\left(\frac{\bar{G}}{\bar{G}_*}\right)_k = \frac{\varepsilon_k}{\varepsilon_{k*}} \sqrt{\frac{T_{3*}}{T_3}} \quad (16)$$

Здесь $\frac{P_3}{P_1} = \nu \varepsilon_k$ и $\nu = \nu_*$ в соответствии с принятыми предположениями.

Уравнение (16) устанавливает связь между относительным расходом рабочего тела через двигатель, степенью сжатия в компрессоре и относительной температурой перед турбиной.

При наличии характеристики компрессора, уравнений (15) и (16) достаточно для решения задачи о совместных режимах работы двигателя с нерегулируемым соплом в различных условиях полёта. Действительно, исключая

отношение относительных температур перед турбиной, запишем уравнение линии возможных режимов работы двигателя в виде

$$\left(\frac{\bar{G}}{\bar{G}_*}\right)_k = \frac{\varepsilon_k}{\varepsilon_{k*}} \sqrt{\frac{\frac{\varepsilon_{k*}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\varepsilon_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}}{\frac{\varepsilon_{k*}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\varepsilon_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}}}. \quad (17)$$

Линию совместных режимов наносим на характеристику компрессора (рис. 1 кривая AB).

Уравнение (16) позволяет построить и линии равных относительных температур в виде сетки прямых $\bar{T}_3 = \text{const}$. Пересечения линий равных температур и линий равных оборотов с линией режимов работы двигателя позволяют

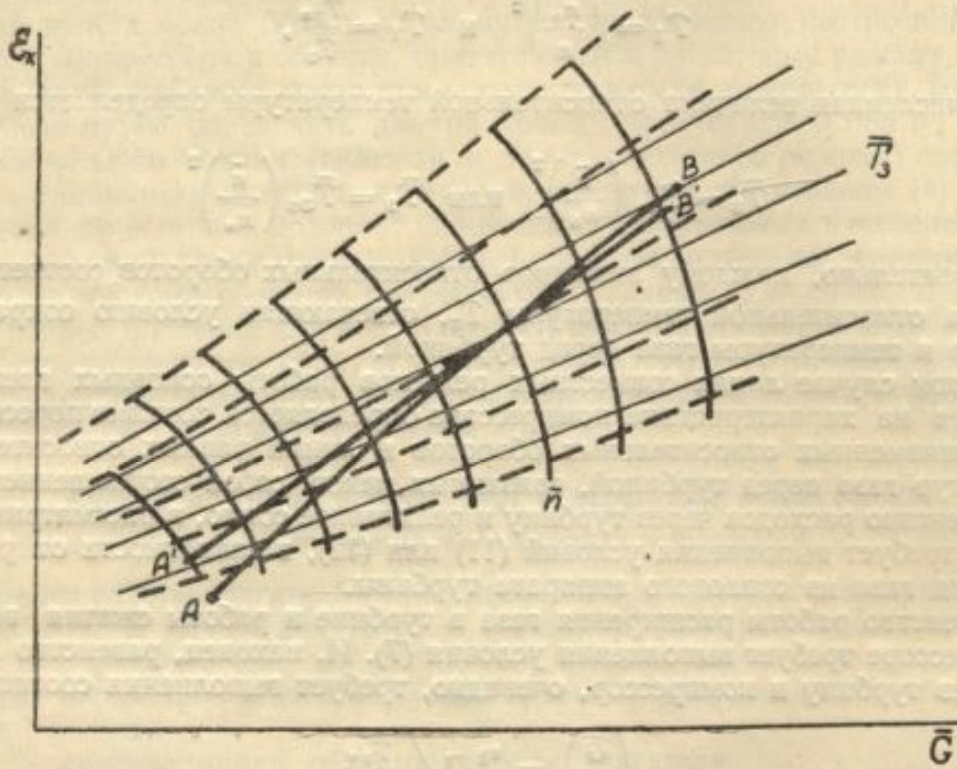


Рис. 1. Режимы работы ТРД на характеристике компрессора.

AB — для двигателя с нерегулируемым соплом, $A'B'$ — для двигателя с регулируемым соплом при $T_3 = \text{const}$ и $n = \text{const}$.

по заданным T_1 и P_1 (определяются высотой и скоростью полёта) в зависимости от принятого метода регулирования определять все основные параметры работы двигателя и его элементов n , ε_k , G , T_3 , P_3 и т. д.

Если предположить, что специальный регулятор поддерживает постоянство оборотов, то каждой температуре T_1 на линии режимов работы двигателя будет соответствовать вполне определённая точка $\bar{n} = \frac{n}{\sqrt{T_1}}$. Этому же режиму соответствует и определённое значение относительной температуры \bar{T}_3 , а следовательно, и температуры газа перед турбиной $T_3 = \bar{T}_3 \cdot T_1$ и т. д. Решение конкретных задач показывает, что в случае двигателя с нерегулируемым соплом, при сохранении числа оборотов с изменением условий полёта, меняется температура газа перед турбиной. Регулирование двигателя с сохранением температуры перед турбиной вызывает некоторое изменение чисел оборотов,

Совместная работа основных элементов ТРД с регулируемым реактивным соплом

Существует вполне установившееся мнение, что наиболее целесообразная система регулирования двигателя с изменением режимов полёта должна обеспечивать неизменность чисел оборотов и температуры газа перед турбиной. Такое регулирование может быть осуществлено изменением площади сечения на выходе из простого сужающегося реактивного сопла двигателя.

Так как

$$\frac{n}{\sqrt{T_1}} = \bar{n} \quad \text{и} \quad \frac{T_3}{T_1} = \bar{T}_3,$$

а также $n = n_*$ и $T_3 = T_{3*}$,

то

$$T_1 = \left(\frac{n_*}{n}\right)^2 \quad \text{и} \quad T_1 = \frac{T_{3*}}{\bar{T}_3},$$

откуда численная величина относительной температуры определяется равенством

$$\bar{T}_3 = T_{3*} \left(\frac{\bar{n}}{n_*}\right)^2 \quad \text{или} \quad \bar{T}_3 = \bar{T}_{3*} \left(\frac{\bar{n}}{n_*}\right)^2$$

и, следовательно, каждому значению относительных оборотов соответствует величина относительной температуры \bar{T}_3 , отвечающая условию сохранения оборотов и температуры газа перед турбиной.

В этом случае линия совместных режимов работы основных элементов двигателя на характеристике компрессора определяется точками пересечения линий неизменных относительных оборотов и линий равных относительных температур газа перед турбиной, связанных между собой соотношением (18).

Равенство расходов через турбину и реактивное сопло, в рассматриваемом случае, требует выполнения условий (11) или (12), в зависимости от режима истечения газа из соплового аппарата турбины.

Равенство работы расширения газа в турбине и работы сжатия воздуха в компрессоре требует выполнения условия (7). И, наконец, равенство расходов через турбину и компрессор, очевидно, требует выполнения соотношения

$$\left(\frac{\bar{G}}{\bar{G}_*}\right)_h = \frac{\varepsilon_h}{\varepsilon_{h*}} \sqrt{\frac{\bar{T}_{3*}}{\bar{T}_3}} \quad (19)$$

при звуковых скоростях истечения газа из соплового аппарата турбины, или

$$\left(\frac{\bar{G}}{\bar{G}_*}\right)_h = \frac{\varepsilon_h}{\varepsilon_{h*}} \sqrt{\frac{\bar{T}_{3*}}{\bar{T}_3}} \sqrt{\frac{\varepsilon_{\tau}^2 - 1}{\varepsilon_{\tau*}^2 - 1}} \quad (20)$$

при дозвуковых скоростях.

Из уравнений (19) и (20) следует, что линии равных температур на характеристике компрессора, в случае звуковых скоростей истечения из соплового аппарата турбины (когда их форма не зависит от степени расширения газа в турбине), совпадают с линиями равных температур в предположении об отсутствии регулируемого реактивного сопла двигателя. При дозвуковых скоростях истечения из соплового аппарата газовой турбины и регулируемом реактивном сопле, линии равных температур определяются соотношением (20) и уже не сохраняют прямолинейности. В этом случае для построения линий равных температур необходимо совместное решение уравнений (7) и (20), которое может быть получено в явном виде, но не приводится здесь ввиду его громоздкости.

Построив линию совместных режимов работы элементов двигателя на характеристике компрессора, определяем по уравнению (20) или (7) величину степени расширения газа в турбине для любой точки линии совместных режимов. Используя уравнение (11) или (12), в зависимости от режима истечения газа из соплового аппарата турбины, определяем необходимую площадь сечения на выходе из реактивного сопла двигателя. Полученная таким способом величина сечения выхода из реактивного сопла обеспечивает принятые условия регулирования ($n = n_*$ и $T_3 = T_{3*}$).

Анализ режимов работы ТРД на основании упрощённой характеристики компрессора

При отсутствии полной характеристики компрессора в начале проектирования, задача о совместных режимах работы элементов двигателя с изменением условий полёта может быть решена путём упрощённого построения характеристик компрессора в области, прилегающей к расчётному режиму.

Для приближённого построения характеристики компрессора достаточно расчётным путём определить две-три точки характеристик при $\bar{n}_* = \text{const}$. По трём-четырёх точкам (включая и точку расчётного режима) следует построить линию равных оборотов, а затем, применяя соотношение (4), нанести ряд линий примерного подобия. С помощью (6) определяем изменения оборотов вдоль линий примерного подобия и соединяя плавными кривыми точки с равными числами оборотов получаем сетку линий $\bar{n} = \text{const}$. В качестве линий равных значений КПД можно принять линии примерного подобия.

Построенная таким образом область характеристики компрессора может служить достаточным основанием для анализа режимов работы турбореактивного двигателя с изменением условий полёта.

Анализ режимов работы ТРД с нерегулируемым соплом (без использования характеристики компрессора)

Анализ работы двигателя можно провести и при отсутствии характеристик компрессора. В случае двигателя с нерегулируемым реактивным соплом запишем ряд зависимостей, для построения которых необходимо лишь знание основных параметров элементов турбореактивного двигателя при работе в расчётных условиях:

1. Уравнение линии режимов работы двигателя

$$\frac{\bar{G}}{\bar{G}_*} = \frac{\varepsilon_k}{\varepsilon_{k*}} \sqrt{\frac{\varepsilon_{k*}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\varepsilon_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}} \quad (21)$$

2. Уравнение для определения относительных температур газа перед турбиной вдоль линии режимов работы двигателя

$$\frac{\bar{T}_3}{\bar{T}_{3*}} = \frac{\varepsilon_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\varepsilon_{k*}^{\frac{k-1}{k}} - 1} \quad (22)$$

3. Предполагая линейную зависимость относительного весового расхода газа от относительных оборотов вдоль линии режимов работы двигателя, запишем

$$\frac{\bar{n}}{\bar{n}_*} = \frac{\bar{G}}{\bar{G}_*} \quad (23)$$

Последнее уравнение позволяет определять изменение относительных оборотов вдоль линии режимов работы двигателя.

Соотношения (21), (22) и (23) позволяют определить все основные параметры работы двигателя в зависимости от выбранной системы регулирования. Действительно, зная для расчётного режима величины \bar{G}_* , $\bar{\varepsilon}_{h*}$, \bar{T}_{3*} , \bar{n}_* , строим

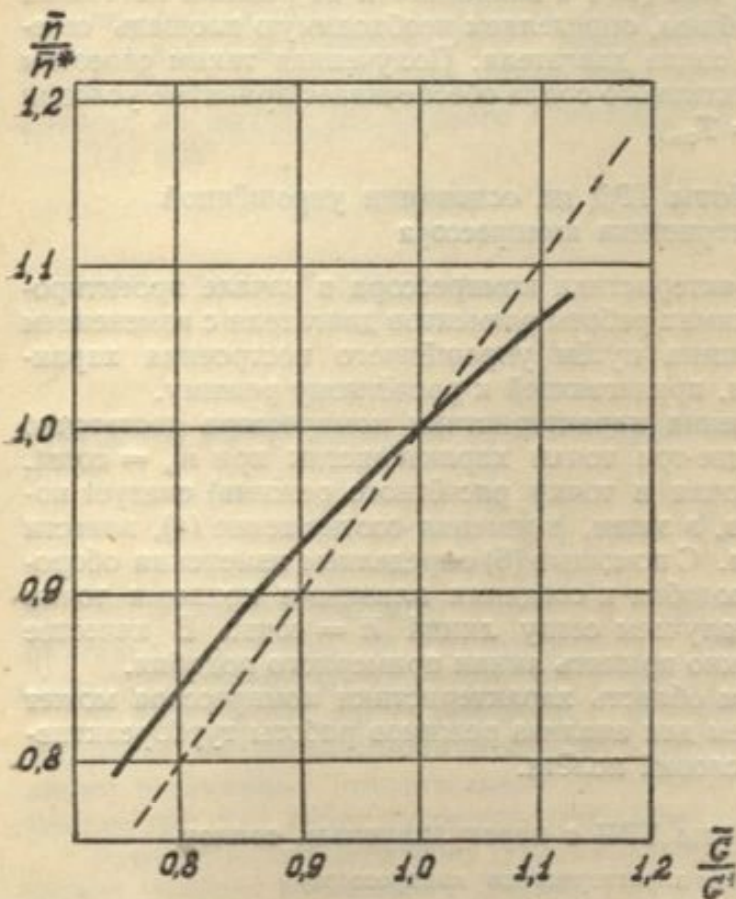


Рис. 2. Изменение величины относительных оборотов в зависимости от относительных расходов в ТРД с регулируемым соплом.

— точное решение с использованием характеристики компрессора,
 - - - - - приближённое решение.

течений в газовой турбине требует ряда последовательных приближений. Кроме того, при расчёте режимов для двигателя с регулируемым соплом в значительно большей степени сказывается на точности расчёта приближённость зависимости (24) между относительными расходами и оборотами. Уравнение (23) вообще оказывается непригодным для решения задачи.

ЛИТЕРАТУРА

1. В. Н. Ершов. К вопросу определения рабочей характеристики газотурбинной установки. Сборник трудов лаборатории проблем быстроходных машин и механизмов. Выпуск 2. АН УССР, Киев, 1950.
2. В. Н. Ершов. Построение характеристик газотурбинной установки. Сборник трудов лаборатории проблем быстроходных машин и механизмов. Выпуск 3. АН УССР, Киев, 1952.
3. Н. В. Иноземцев и В. С. Зуев. Авиационные газотурбинные двигатели. Оборонгиз, 1949.
4. И. И. Кулагин. Теория газотурбинных реактивных двигателей. ЛКВВИА, 1949.
5. Ю. Н. Нечаев. Аналитические методы построения характеристик воздушно-реактивных двигателей. Труды ВВА им. Н. Е. Жуковского. Выпуск 299, 1948.
6. В. П. Никольский. Сверхзвуковые течения в диффузоре центробежного двигателя. Труды ЦИАМ № 44, Оборонгиз, 1942.

изменение этих параметров в зависимости от степени сжатия. При этом зависимости относительной температуры и степени сжатия от расхода получаются с той же точностью, что и при построении области характеристики компрессора. Изменения относительных оборотов получаются с некоторой ошибкой, величина которой характеризуется графиками рис. 2. С целью уточнения расчётов возможно уравнению (23) придать вид

$$\frac{\bar{n}}{\bar{n}_*} = a \frac{\bar{G}}{\bar{G}_*} + b, \quad (24)$$

где коэффициенты a и b должны определяться на основании опыта проведения ряда расчётов. В качестве первого приближения можно рекомендовать $a \approx 0,7$ и $b \approx 0,3$.

В случае двигателя с регулируемым реактивным соплом выведенных соотношений также достаточно для аналитического решения задачи о режимах работы с изменением условий полёта.

Однако решение получается несколько более сложным и в случае дозвуковых