

УДК 629.452.3

Д. А. АХМЕДЗЯНОВ

НЕУСТАНОВИВШИЕСЯ РЕЖИМЫ РАБОТЫ АВИАЦИОННЫХ ГТД



Изложена теория, подходы и проблемы моделирования различных неустановившихся режимов работы авиационных ГТД. Авиационные двигатели; рабочие процессы; неустановившиеся режимы работы; динамика ГТД, динамические факторы; термогазодинамические расчеты; моделирование; автоматика и регулирование

**Ахмедзянов
Дмитрий Альбертович**

Доц. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж.-мех. (УГАТУ, 1997). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 1999). Иссл. в обл. рабочих процессов ГТД, мат. моделей сложн. техн. объектов.

Термогазодинамические процессы, протекающие в двигателе, существенно зависят от внешних воздействий (числа Маха, высоты полета, положения рычага управления двигателя (РУД) и т.д.) и изменяются во времени. Параметры этих процессов зависят как от вида воздействия, так и от скорости изменения этого воздействия. Например, изменение параметров двигателя при изменении частоты вращения с n_1 до n_2 при $\Delta\tau = \infty$ — псевдоустановившийся режим (дроссельная характеристика). В каждой точке этой характеристики выполняются основные условия совместной работы ГТД на установившихся режимах. При изменении частоты вращения с ускорением $\frac{dn}{dt} \neq 0$ под воздействием возмущающих или управляющих факторов нарушаются квазистационарные условия совместной работы основных узлов ГТД, что соответствует переходным (неустановившимся) режимам работы авиационного ГТД [8].

При постоянной высоте и скорости полета изменение режима работы газотурбинного двигателя производится летчиком путем РУД. Аналогично, при постоянном положении РУД, но изменении высоты и (или) скорости полета будет происходить переходный процесс. При этом через систему автоматического регулирования двигателя изменится подача топлива в основную (или форсажную) камеру, изменится частота вращения ротора и задается положение створок реактивного сопла и других регулируемых органов. К неустановившимся процессам в двигателе относятся процессы перехода с одного неустановившегося режима на другой при изменении управляющих или возмущающих воздействий.

В данной работе рассмотрены и исследованы следующие неустановившиеся режимы: запуск двигателя с выходом на режим малого газа (МГ) или другой заданный режим; приемистость (переход с пониженного до максимального или полного форсированного режима); дресселирование (переход с максимального на пониженный режим); встречная приемистость (процесс увеличения режима сразу после уменьшения — комбинация дресселирования и приемистости); включение и выключение форсированного режима; изменение режимов в связи с изменением положения органов управления (положения регулируемого сопла, направляющих аппаратов компрессора, турбины, клапанов перепуска воздуха в тракте и т.д.); изменение нагрузки на силовой турбине.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ГТД

Необходимая адекватность математической модели термогазодинамических процессов в авиационных ГТД различных схем позволяет обеспечить требуемые динамические характеристики, оптимизировать параметры рабочего процесса и сократить время проектирования и доводки двигателя [7].

Современный двигатель (газотурбинный, комбинированный и т. д.) — это сложная, многомерная динамическая система. Для авиационного двигателя основными особенностями являются высокая напряжённость рабочего процесса, многорежимность и широкий диапазон изменения параметров внешней среды, управляющих и других воздействий. В соответствии с термогазодинамической и механической основой рабочих процессов в ГТД при его моделировании основными являются фундаментальные уравнения сохранения массы, движения и энергии. В зависимости от этапа проектирования и доводки их целесообразно использовать в трех-, двух-, одно- и пульсмерной постановке. Для моделирования нестационарных процессов в уравнениях должны учитываться процессы накопления (расходования) вещества и энергии (механической, внутренней, производимой газом работы) в элементах двигателя (в проточной части, в роторе и т. д.), динамика физико-химических процессов (испарения, смешения, воспламенения, сгорания топлива в основной и форсажной камерах сгорания).

Структура и точность математической модели определяются характером задачи, для решения которой она предназначена. Существующие математические модели ГТД могут быть разделены на следующие группы [3, 5, 6]:

1. Поэлементная имитационная математическая модель строится по принципу достаточно точного описания процессов в основных узлах и агрегатах двигателя, позволяет решать широкий круг задач, таких как:

- расчет параметров на установившихся режимах работы (дроссельные и высотноскоростные характеристики);
- воспроизведение переходных процессов при запуске, приемистости (сбросе), при включении форсированного режима, при действии внешних и внутренних возмущений и т. д.;
- прогнозирование характеристик в нештатных ситуациях;
- проверка влияния различных способов управления на эксплуатационные свойства двигателя;
- сопровождающее моделирование натурных испытаний.

2. Многорежимная упрощенная математическая модель строится на основе динамической $\dot{n} = f(G_T, n)$ и дроссельных характеристик двигателя. При помощи таких моделей аппроксимируют результаты, полученные по поэлементным имитационным моделям, либо экспериментальные характеристики. Она позволяет:

- моделировать работу двигателя в широком диапазоне режимов и условий полета;
- расчеты переходных процессов выполнять в реальном масштабе времени;
- моделировать работу в составе тренажера в интегральных САУ;
- проводить сопряжение модели двигателя с реальной аппаратурой.

3. Линейная математическая модель, воспроизводящая нестационарные процессы в двигателе в некоторой окрестности расчетного режима, строится путем линеаризации различными методами уравнений исходной нелинейной поэлементной модели; либо путем линеаризации многорежимной упрощенной модели; либо аппроксимацией экспериментальных динамических характеристик (переходных функций или частотных характеристик).

4. Регрессионные математические модели строятся в виде регрессионных зависимостей между входными и выходными параметрами двигателя, коэффициенты которых определяются на основе достаточно большого количества расчетной или экспериментальной информации. Модели предназначены для решения частных задач, возникающих при исследовании САУ двигателей.

5. Нестационарная динамическая модель, воспроизводящая случайные процессы в проточной части двигателя (шумы). Модель предназначена для исследования работы САУ двигателя при действии случайных помех.

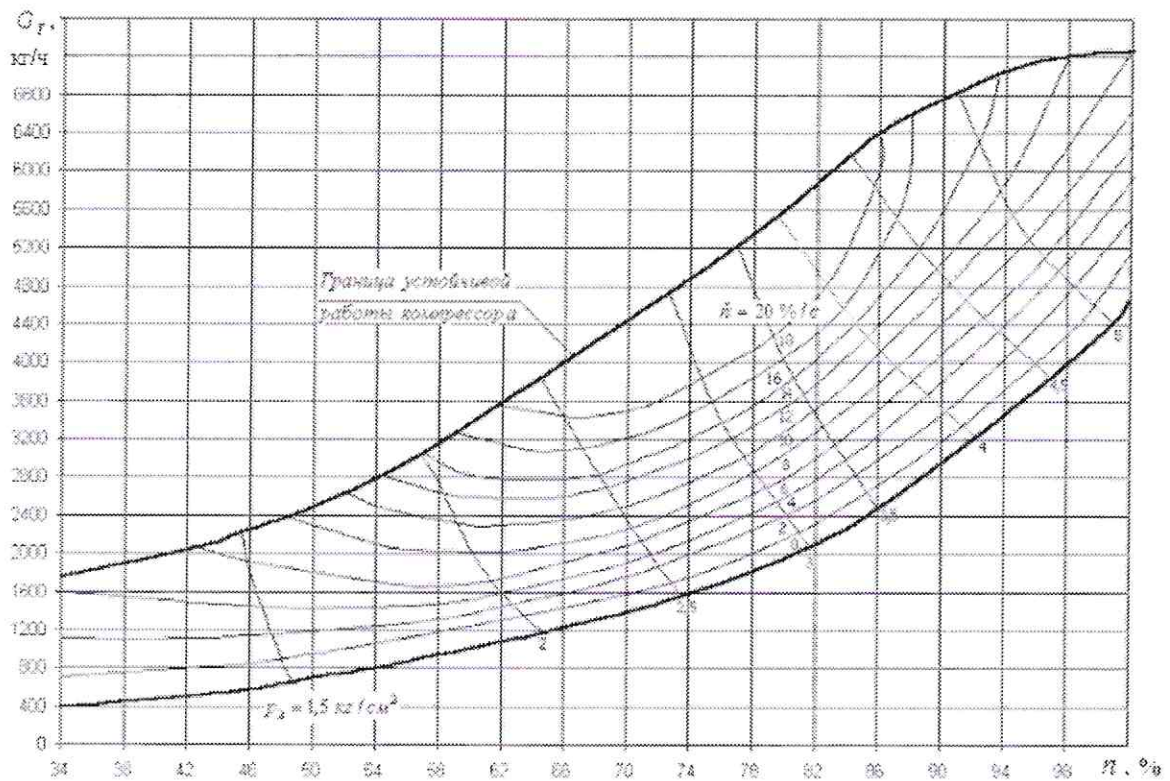


Рис. 1. Динамическая характеристика одновального ГТД

Развитие ГТД как объекта управления шло по трем направлениям [10]. Одно из них связано с усложнением программ регулирования ГТД, другое — с развитием средств механизации двигателя, третье — с идентификацией динамических характеристик ГТД и построением на их основе математической модели двигателя. У первых ТРД был единственный управляющий орган, дозирующий расход топлива в основную камеру сгорания. На ТРДФ было уже три регулирующих органа, второй из которых осуществлял дозирование топлива в форсажную камеру сгорания, третий — регулируемое реактивное сопло. Позднее появились регулируемый направляющий аппарат компрессора, регулируемый сопловой аппарат турбины, лента перепуска воздуха из-за ступеней компрессора. Механизация современных двигателей позволяет также изменять в широких пределах и степень двухконтурности. Вся механизация двигателя направлена на решение задачи обеспечения оптимального режима его работы во всем диапазоне изменения условий эксплуатации. Широкая механизация двигателя позволяет реализовывать сложные программы регулирования и обеспечивать возможность регулирования большого количества газодинамических параметров, отражающих состояние рабочего процесса в двигателе.

Развитие представлений о двигателе как объекте управления можно проследить по тому, как развивалась математическая модель ГТД [10]. На начальном этапе развития авиадвигателестроения при проектировании системы управления ГТД широко использовалась линейная математическая модель, воспроизводящая динамические процессы, связанные с изменением параметров рабочего процесса в окрестности расчетного режима. Идентификация модели осуществлялась на основе обработки экспериментальных характеристик: переходных процессов или частотных характеристик. Эти модели представляли собой инерционное звено первого порядка, учитывающее инерционность массы турбокомпрессора и его способность к самовывравниванию. Дальнейшее развитие моделей привело к созданию динамической характеристики ГТД (рис. 1, 2), представляющей собой многорежимную упрощенную нелинейную модель двигателя, отражающую его работу в широком диапазоне изменения частоты вращения турбокомпрессора и условий полета. Модель представлена в виде нелинейной зависимости $G_{T,пр} = f_0(n_{пр}, \dot{n}_{пр})$, построенной в приведенных параметрах при изменении частоты вращения от МГ до максимала. На эту же характеристику наносятся и другие приведенные параметры рабочего процесса в виде зависимостей $T_{Г,пр}^* = f_1(G_{T,пр} n_{пр})$, $\pi_K^* = f_2(G_{T,пр} n_{пр})$, кроме того, на нее наносятся

экспериментально снятая граница помпажа. Данный класс моделей широко используется при разработке программ и алгоритмов для систем управления разгоном ГТД по комплексу внутриводвигательных (газодинамических) параметров. Эти модели также используются в составе тренажеров в интегральных системах управления ЛА и в составе испытательных стендов, предназначенных для доводки реальной электронной аппаратуры или гидроавтоматики.

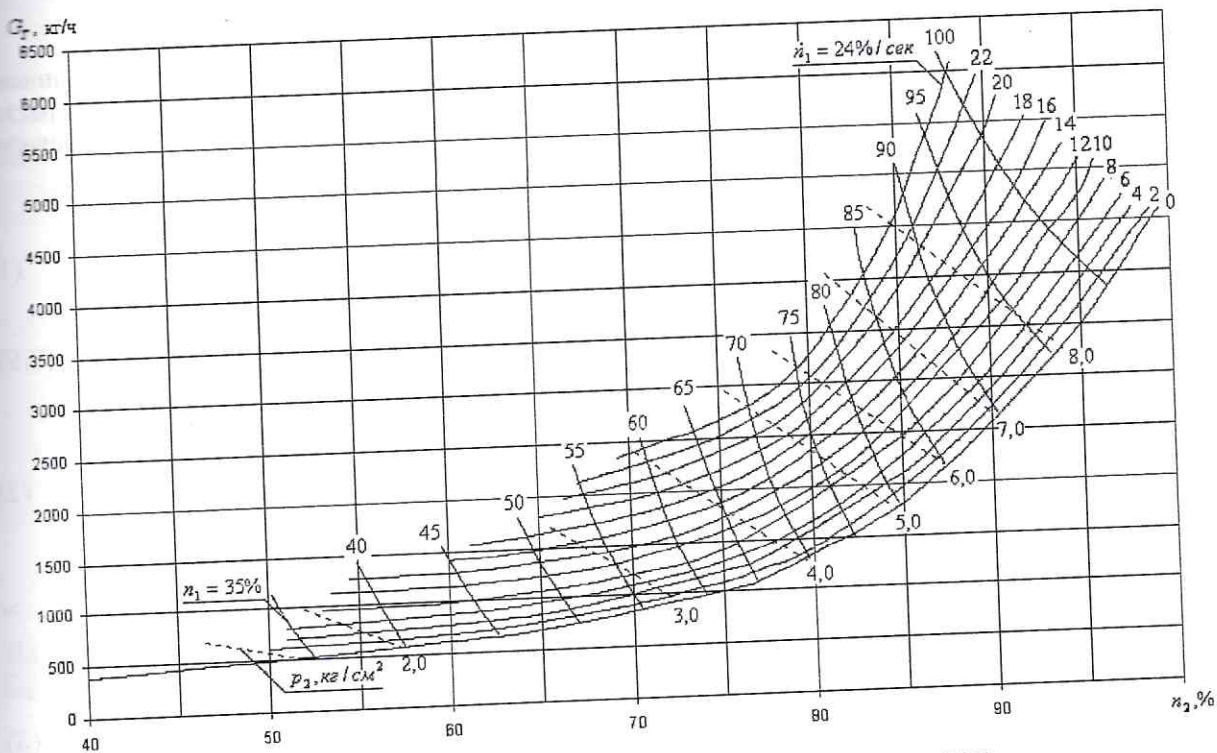


Рис. 2. Динамическая характеристика двигателя многовального ГТД

Методы использования информационных технологий в существенной мере определяют возможность создания авиационных двигателей, особенно это касается двигателей новых поколений. Любая сложная техническая система в своем развитии неизбежно достигает этапа, когда эффективная организация ее жизненного цикла в целом (в рамках концепции CALS) и, прежде всего, на стадии разработки требует использования системного подхода, динамического формирования многоуровневой многоаспектной имитационной модели (рис.3) для условной структурной и параметрической оптимизации на всех этапах проектирования и доводки [4].

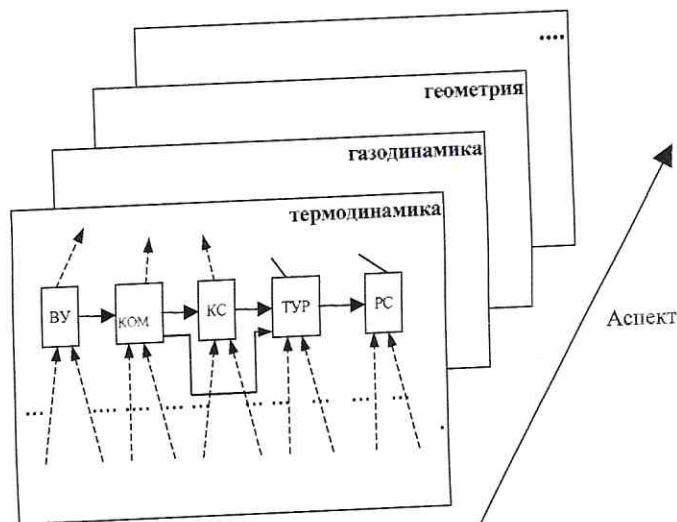


Рис. 3. Фрагмент многоуровневой многоаспектной модели ТРД

Многообразие неустановившихся режимов работы ГТД и сложность их рабочих процессов обуславливают определенные трудности математического описания термогазодинамических процессов, связанные как со сложностью физико-химических процессов, так и с организацией вычислительных процессов и решения систем дифференциальных уравнений, описывающих динамику двигателя.

УПРОЩЕННЫЙ МЕТОД РАСЧЕТА

При совместной работе компрессора и турбины в системе одновального ГРД на установившихся (равновесных) режимах должны выполняться одновременно условия равенства расходов воздуха и баланса эффективных работ компрессора и турбины. Условие равенства расходов воздуха выражается уравнением [9]

$$\pi_k^* = G_B \sqrt{\frac{T_\Gamma A^*}{T_H^*}} A, \quad \text{где} \quad A = \frac{m F_1}{m_\Gamma F_{ca} q_{ca} \sigma_{kc} \sigma_{ca}}. \quad (1)$$

Здесь и далее использованы традиционные, принятые в теории ВРД обозначения [8, 9]. Условие баланса эффективных работ выражается уравнением

$$\frac{T_\Gamma^*}{T_H^*} = B \frac{\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_k^*}, \quad \text{где} \quad B = \frac{\frac{k}{k-1} R}{\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma-1} R_\Gamma \left(1 - \frac{1}{(\pi_T^*)^{\frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}}}\right) \eta_T^* \eta_{Mex}}. \quad (2)$$

Тогда уравнение линии совместных режимов работы компрессора и турбины при $F_{cкр} = \text{const}$ для квазистационарных условий будет следующим [9]:

$$\frac{G_B^2 \pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_k^* (\pi_k^*)^2} = \frac{1}{A^2 B}. \quad (3)$$

Линию, удовлетворяющую этому уравнению и проходящую через расчетную точку, называют рабочей линией или рабочей характеристикой. Это уравнение совместных режимов работы традиционно получают с учетом ряда допущений: только для сверхкритического перепада давления на выходе из сопла; не учитывают изменений характеристики турбины ($\eta_T^* = \text{const}$); не учитывают возможности изменения отбора воздуха в тракте и утечки; принимают, что площадь критического сечения сопла $F_{cкр} = \text{const}$ и коэффициент расхода $\mu_c = \text{const}$.

Получение универсального уравнения линии совместных режимов работы компрессора и турбины с учетом всех допущений затруднено. Проведем аналогичные рассуждения для получения уравнения рабочей линии неустановившегося режима. Рабочая линия на характеристике компрессора

$$F(\pi_k^*, n, t) = 0 \quad (4)$$

получается из следующих предпосылок [9]:

- 1) равенство расхода газа через характерные сечения

$$G_\Gamma = G_k + G_T - \Delta G_{отб}, \quad (5)$$

где

$$G_\Gamma = q(\lambda_{св}) \frac{p_\Gamma^*}{\sqrt{T_\Gamma^*}} F_{ca} m_\Gamma \sigma_{ca}, \quad (6)$$

$$G_k = q(\lambda_k) \frac{p_H^*}{\sqrt{T_H^*}} F_1 m \sigma_{вх}. \quad (7)$$

Из уравнения теплового баланса:

$$G_T = f(G_k, T_T^*, T_k^*), \quad (8)$$

$$T_k^* = T_H^* \cdot \left(1 + \frac{\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_k^*} \right). \quad (9)$$

В данном случае используются допущения: H_u и η_T принимаются постоянными.

- 2) равенство частот вращения роторов компрессора и турбины ($n_K = n_T$);
- 3) баланс мощности на валу турбокомпрессора:

$$N_T - N_K - N_{агр} = \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 J n \frac{dn}{dt}, \quad (10)$$

где

$$N_T = G_T \frac{k_T}{k_T - 1} R_T T_T^* \left(1 - \frac{1}{(\pi_T^*)^{\frac{k_T-1}{k_T}}} \right) \eta_T^*, \quad (11)$$

$$N_K = G_K \frac{k}{k-1} R T_H^* \left(\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_k^*}. \quad (12)$$

Из уравнения (5) путем преобразований при условии, что $\Delta G_{орт} = 0$ и G_T мало по сравнению с G_K , получим

$$\pi_k^* = \frac{m F_1}{m_T F_{ca} q(\lambda_{ca}) \sigma_{кс} \sigma_{ca}} \sqrt{\frac{T_T^*}{T_H^*}} q(\lambda_k). \quad (13)$$

Из уравнения (10) получим

$$T_T^* = \frac{\frac{k-1}{k} R T_H^* (\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1) \frac{1}{\eta_k^*} + \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 J n \frac{dn}{dt}}{\frac{k_T}{k_T-1} R_T \left(1 - \frac{1}{\pi_k^{*\frac{k_T-1}{k_T}}} \right) \eta_T^* \eta_{мех}}. \quad (14)$$

Совместное решение (13) и (14):

$$\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_k)} = \frac{m F_1 \sqrt{\frac{k-1}{k} R T_H^* (\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1) \frac{1}{\eta_k^*} + \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 J n \frac{dn}{dt}}}{m_T F_{ca} q(\lambda_{ca}) \sigma_{кс} \sigma_{ca} \sqrt{T_H^*} \sqrt{\frac{k_T}{k_T-1} R_T \left(1 - \frac{1}{\pi_k^{*\frac{k_T-1}{k_T}}} \right) \eta_T^* \eta_{мех}}}. \quad (15)$$

Из уравнения неразрывности для сечения в сопловом аппарате и реактивном сопле, проводя аналогичные преобразования, получим

$$\pi_T^* = \frac{q(\lambda_{рс}) F_{рс} \sigma_{рс}}{q(\lambda_{ca}) F_{ca} \sigma_{ca}} \frac{1}{\sqrt{1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_k^{*\frac{k_T-1}{k_T}}} \right) \eta_T^*}}. \quad (16)$$

Система уравнений (15) и (16) описывает рабочую линию на характеристике компрессора авиационного ГТД в широком диапазоне изменения $n_{пр}$ при критическом и докритическом истечении в реактивном сопле с учетом ряда допущений: отсутствие теплообмена, без учета сжимаемости воздуха при заполнении (опорожнении) объемов проточной части и др.

Уравнение рабочей линии неустойчившегося режима обращается в уравнение рабочей линии установившегося режима работы при $\frac{dn}{dt} = 0$, сверхкритическом перепаде давлений в реактивном сопле $q(\lambda_{pc}) = 1$, $q(\lambda_{ca}) = 1$ и $\pi_T^* = \text{const}$.

Таким образом, уравнения рабочей линии на неустойчившихся режимах для двигателей более сложных схем (двухвальные, двухконтурные и т. д.) становятся достаточно сложными. Построить универсальный алгоритм расчета для произвольных схем ГТД с явным включением в модель элементов контроля и управления (датчики, гидрозамедлитель, автомат приспосабливаемости, автомат запуска и т. д.), используя эти уравнения, является весьма сложной задачей.

ПРОБЛЕМЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЗАПУСКА ГТД

При проектировании ГТД, идентификации моделей по результатам экспериментов, при диагностике состояния двигателя по динамическим параметрам важную роль играют универсальные системы моделирования, позволяющие анализировать переходные процессы в широком диапазоне, включая процессы запуска и останова.

Приспосабливаемость (разгон) двигателя характеризуют минимальным временем, потребным для перехода с режима малого газа на режим максимальной тяги. Автоматические регуляторы, определяющие программы подачи топлива при запуске, разгоне и сбросе газа двигателя, конструктивно выполняются как самостоятельные агрегаты в регуляторах расхода топлива основного контура двигателя. В том случае, когда эти регуляторы дозируют подачу топлива в зависимости от параметров рабочего процесса двигателя (p_K^* , p_{BK}^* , n , T_{BK} и др.), они образуют замкнутую систему регулирования. В некоторых случаях отдельные узлы этой системы используются для регулирования подачи топлива или для ограничения некоторых параметров на установившихся режимах, т. е. осуществляется совмещение функций, которое способствует упрощению конструкции регуляторов расхода, снижению массы и уменьшению габаритов. В случае, когда программа подачи топлива на переходных режимах не зависит от текущих значений параметров двигателя, регуляторы разгона представляют незамкнутую систему регулирования: нарастание и уменьшение подачи топлива происходит по времени процесса.

Наибольшие проблемы возникают при исследовании и моделировании запуска авиационных ГТД. Задача обеспечения надежного запуска силовой установки в широком диапазоне условий эксплуатации является важнейшей проблемой при создании двигателя. Отличительной чертой запуска ГТД является работа узлов и элементов двигателя на глубоко нерасчетных режимах [8, 9]. Обеспечение надежного и быстрого запуска при минимизации энергозатрат, массы и габаритов пусковой системы возможно только на основе всестороннего изучения процессов запуска с учетом взаимного влияния различных динамических факторов, влияющих на характер протекания переходных процессов в двигателе [12].

Запуск — процесс перехода двигателя от состояния покоя в наземных условиях или режиме авторотации в полете до минимально устойчивого режима работы — режим малого газа (МГ). В процессе запуска для начальной раскрутки ротора двигателя, подачи топлива и розжига камеры сгорания применяется специальная система запуска.

С точки зрения ТАУ (теории автоматического управления), запуск — вынужденное движение динамической системы — ГТД. Оно описывается дифференциальными уравнениями на основе законов сохранения энергии, вещества, количества движения для физико-химических процессов, происходящих в элементах двигателя (входное устройство, компрессор и турбина, камера сгорания, сопло).

Основные факторы, которые необходимо учитывать при исследовании и моделировании запуска:

- необходимость получения точных значений моментов инерции роторов двигателя как основного значимого динамического фактора;
- работа двигателя на глубоких нерасчетных режимах;
- сложность получения характеристик узлов двигателя в широком диапазоне режимов работы: характеристик компрессора, турбины, камеры сгорания, входного и выходного устройств;
- сложность получения границ для воспламенения и устойчивого горения в камере сгорания;
- необходимость получения характеристик пусковых устройств (ПУ) различных типов;
- необходимость оптимизации момента, передаваемого с ПУ на ротор двигателя;

- учет изменения потребляемой мощности для раскрутки ротора двигателя и ее изменения при различных температурах атмосферного воздуха;
- учет газодинамической и тепловой инерционности рабочего тела в газоздушном тракте двигателя;
- изменение КПД узлов в зависимости от теплового состояния двигателя;
- неравномерность поля температур и скоростей в сечениях;
- описание элементов автоматики, реализующих запуск.

Система моделирования должна позволять моделировать запуск ГТД на земле и в полете, от различных источников энергии (электростартер, ВСУ и т. д.).

Упрощенно вынужденное движение одновального ГТД в процессе запуска описывается уравнением баланса мощностей на валу ротора [9]. Для режима запуска ГТД баланс мощностей будет выглядеть следующим образом:

$$N_{\Pi} + N_T = N_K / \eta_M + \Delta N, \tag{17}$$

где N_{Π} — мощность пускового устройства; N_T — мощность, развиваемая турбиной; N_K — мощность, потребляемая компрессором; η_M — механический КПД ротора; ΔN — мощность, затрачиваемая на увеличение энергии вращательного движения ротора двигателя;

$$\Delta N = I \cdot \omega \cdot \frac{d\omega}{d\tau} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 I n \frac{dn}{d\tau}, \tag{18}$$

где I — момент инерции ротора; ω — угловая скорость вращения ротора; $\frac{d\omega}{d\tau}$ — угловое ускорение; $\frac{dn}{d\tau}$ — ускорение по частоте вращения ротора; n — частота вращения ротора.

Момент инерции ротора является важнейшей характеристикой динамических свойств ГТД. Роторы двигателя являются сложными геометрическими фигурами, расчёт моментов инерции в этом случае обычными методами затруднителен. В общем случае момент инерции можно определить по формуле [9]

$$I = \sum_i \int_{v_i} \rho r^2 dv, \tag{19}$$

где ρ — плотность материала элемента dv ; r — расстояние элемента до оси вращения ротора. Сумма берётся по всем i вращающимся деталям ротора, имеющим объёмы v_i . Имея в распоряжении САД-системы и электронные чертежи, можно оценить момент инерции ротора. Также используя данные статистического анализа двигателей определённого типа, можно с достаточной степенью точности оценить массу двигателя и моменты инерции его роторов в зависимости от его размеров и основных параметров [9].

Процесс запуска обычно делят на три основных этапа. На первом этапе запуска камера сгорания ещё не действует и ротор двигателя раскручивается пусковым устройством от неподвижного состояния до частоты вращения, при которой происходит розжиг камеры сгорания (рис. 4). На этом этапе мощность, развиваемую турбиной, часто считают близкой к нулю, $(N_K / \eta_M + \Delta N)$ получается почти полностью за счёт N_{Π} .

Поскольку необходимо сделать процесс запуска как можно короче, требуется большая мощность пускового устройства. Первый



Рис. 4. Основные этапы процесса запуска

и второй этапы запуска определяют необходимую мощность, массу и габариты пускового устройства. Значение n_1 определяется условиями розжига камеры сгорания и характеристик компрессора. Для надёжного розжига камеры требуется определённый минимальный расход топлива, при котором получается удовлетворительное распыливание топлива форсунками (даже при низкой температуре топлива), при этом расход воздуха должен быть достаточно большим, чтобы при выбранной дозировке топлива иметь допустимые значения коэффициента избытка воздуха.

На втором этапе пусковое устройство вместе с турбиной выводят двигатель на частоту вращения ротора, при которой происходит выключение пускового устройства. Турбина, работая на горячем газе, развивает достаточно большую мощность и становится основным источником мощности в процессе раскрутки ротора. Для сокращения продолжительности второго этапа запуска необходимо поддерживать возможно большую температуру газа перед турбиной. В рабочем диапазоне двигателя могут быть различные условия, в которых данная дозировка топлива будет недостаточна и приведёт к «бедному зависанию» (рис. 5).

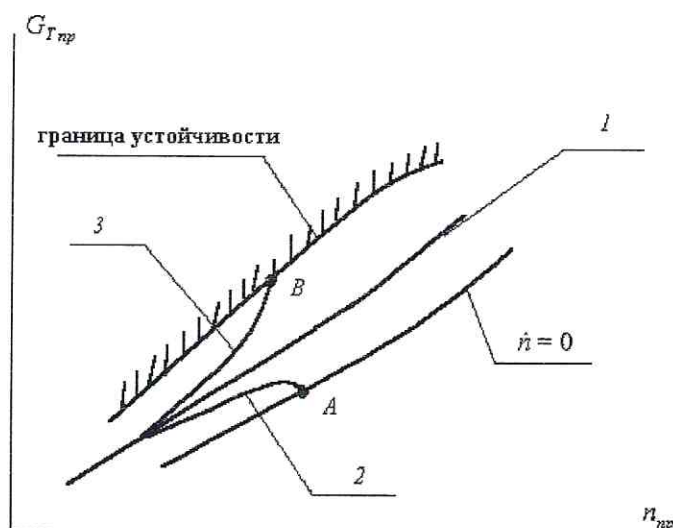


Рис. 5. Коридор запуска: 1 — нормальный запуск; 2 — «бедное зависание»; 3 — «богатое зависание»

На третьем этапе запуска происходит раскрутка ротора двигателя до частоты вращения МГ, которая осуществляется только турбиной. Требуемая продолжительность запуска устанавливается в зависимости от назначения летательного аппарата. Сокращение времени запуска связано с увеличением мощности ПУ и повышением температуры газа перед турбиной. Увеличение мощности приводит к утяжелению системы запуска, которая работает весьма непродолжительное время, а в остальное время является «лишним грузом».

Разработанная система моделирования работы авиационных двигателей в термогазодинамическом аспекте DVIGwp [1, 11] позволяет моделировать различные неустановившиеся режимы, в том числе и запуск. Для моделирования запуска в системе был произведён ряд доработок (внесены изменения в алгоритмы модулей регулятора подачи топлива, камеры сгорания, турбины, сопла, агрегата). На рис. 6 показана модель одновального ГТД с регулятором подачи топлива и пусковым устройством в системе DVIGwp.

Модель пускового устройства ГТД должна имитировать воздействие на двигатель любого из существующих ПУ. Это достигается возможностью регулировать законы изменения мощности, момента инерции, КПД пускового устройства.

ЭЛЕМЕНТЫ ИЗМЕРЕНИЯ И КОНТРОЛЯ В МОДЕЛЯХ ГТД

Сложность управления, разнообразие режимов работы ГТД требуют проведения всестороннего анализа функционирования газотурбинного двигателя на всех эксплуатационных режимах. Повышение эффективности и качества рабочих процессов ГТД в значительной степени определяется уровнем метрологического обеспечения [2] измерения параметров. В настоящее время особенно усложнились принципиальные схемы ГТД. Для современных ГТД и их систем

правления характерно одновременное регулирование нескольких выходных параметров, широкий диапазон изменения динамических свойств ГТД как объектов управления, наличие в системах управления нелинейных элементов.

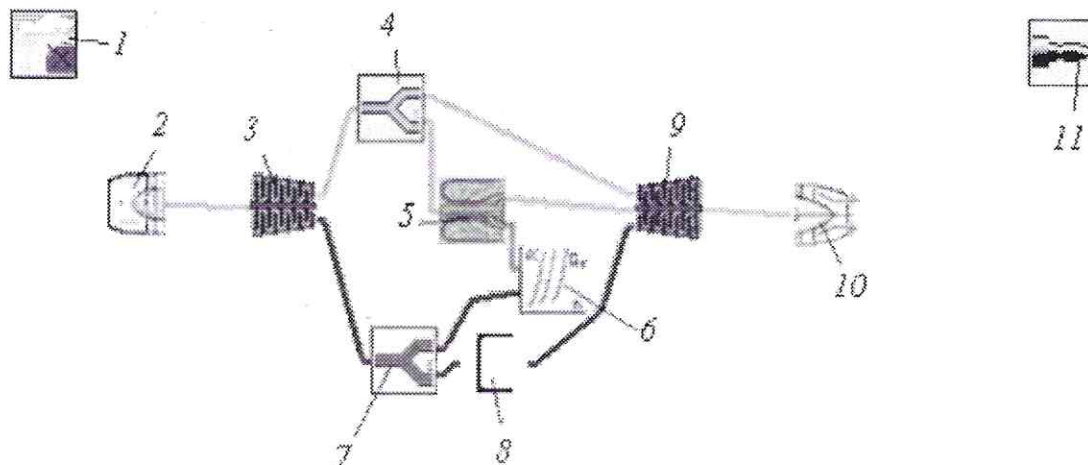


Рис. 6. Модель одновального ГТД с регулятором подачи топлива и пусковым устройством в системе DVIGwp: 1 — начальные условия; 2 — входное устройство; 3 — компрессор; 4 — отбор газа на охлаждающие турбины; 5 — камера сгорания; 6 — регулятор подачи топлива; 7 — отбор мощности; 8 — пусковое устройство; 9 — турбина; 10 — сопло; 11 — общие результаты

К измеряемым параметрам преимущественно относятся частоты вращения валов, давление температура на выходе из КВД, КС, ТВД, ТНД и расход топлива. Одним из основных контролируемых при испытаниях ГТД параметров является массовый расход топлива, измерение которого с уменьшенной погрешностью повышает точность определения и регулирования таких характеристик двигателя, как удельный расход топлива, тяга и др. Трудности замера параметров связаны главным образом со следующими проблемами:

- 1) с несовершенностью датчиков и как результат — их погрешности (побочные явления используемых материалов при работе датчиков, диапазон измерений и т. д.);
- 2) с расположением средств измерений в местах повышенных температур, давлений и вибраций;
- 3) с препарированием двигателя.

Датчики должны обладать высокой надежностью, собственной устойчивостью, малой инерционностью и могут быть классифицированы по назначению, принципу действия, диапазону измеряемого параметра и виду используемой энергии. В САУ ГТД по назначению, т.е. по виду регулируемого параметра, используются датчики давления, температуры, угловой скорости, измерения мгновенного расхода и др.

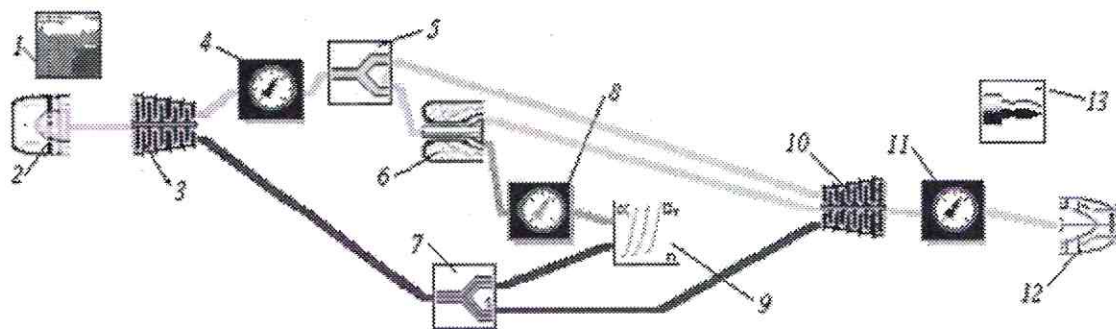


Рис. 7. Модель одновального ГТД с регулятором и КИП: 1 — начальные условия, 2 — ВУ, 3 — компрессор, 4 — датчик за компрессором, 5 — отбор газа, 6 — КС, 7 — отбор мощности, 8 — топливный датчик, 9 — регулятор, 10 — турбина, 11 — датчик за турбиной, 12 — РС, 13 — общие результаты

На рис. 7 представлена схема двигателя в системе имитационного моделирования DVIGwp с включенными в схему элементами КИП в виде датчиков и регулятором.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная и описанная в публикациях универсальная методика [1, 4, 11–14] моделирования различных неустановившихся режимов работы авиационных ГТД любых сложных схем с элементами управления и контроля двигателя реализована в созданной и зарегистрированной в Роспатенте РФ системе имитационного моделирования DVIGwp [1, 11]. Система DVIGwp — система моделирования работы авиационных двигателей в термогазодинамическом аспекте — позволяет моделировать различные неустановившиеся режимы. Универсальная система моделирования различных неустановившихся режимов работы ГТД даст возможности определения динамических характеристик двигателя для удовлетворения требований к времени переходных процессов с учетом ограничений по параметрам; нахождения наиболее выгодных законов подачи топлива в двигатель; определения параметров двигателя по времени на переходных режимах при различных условиях полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ахмедзянов, Д. А.** Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVIGw / Д. А. Ахмедзянов, И. А. Кривошеев, Х. С. Гумеров. Уфа: УГАТУ, 2003. 162 с.
2. **Автоматическое управление авиационными двигателями:** учебник для авиационных техникумов / С. А. Сиротин, В. И. Соколов, А. Д. Шаров. М.: Машиностроение, 1991. 176 с.
3. **Проектирование авиационных газотурбинных двигателей:** учебник для вузов / Под ред. проф. А. М. Ахмедзянова. М.: Машиностроение, 2000. 454 с.
4. **Кривошеев, И. А.** Моделирование динамических процессов в сложных системах: монография / И. А. Кривошеев, Д. А. Ахмедзянов. Уфа: УГАТУ, 2003. 99 с.
5. **Добрянский, Г. В.** Динамика авиационных ГТД / Г. В. Добрянский, Т. С. Мартыанова. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.
6. **Чуян, Р. К.** Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов / Р. К. Чуян. М.: Машиностроение, 1988. 288 с.
7. **Августинович, В. Г.** Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей / В. Г. Августинович. М.: Машиностроение, 1984. 200 с.
8. **Сосунов, В. А.** Неустановившиеся режимы работы авиационных двигателей / В. А. Сосунов, Ю. А. Литвинов. М.: Машиностроение, 1975. 216 с.
9. **Черкасов, Б. А.** Автоматика и регулирование ВРД: учебник для вузов / Б. А. Черкасов. М.: Машиностроение, 1988. 360 с.
10. **Проблемы проектирования и развития систем автоматического управления и контроля ГТД** / С. Т. Кусимов, Б. Г. Ильясов, В. И. Васильев и др. М.: Машиностроение, 1999. 609 с.
11. **Свид. об офиц. рег. программы для ЭВМ № 2004610868 от 8 апреля 2004.** Система термогазодинамического моделирования газотурбинных двигателей (DVIGwp) на переходных режимах работы / Д. А. Ахмедзянов, И. А. Кривошеев, Е. С. Власова.
12. **Моделирование переходных режимов работы авиационных ГТД в системе DVIGwp** / Д. А. Ахмедзянов, Е. С. Власова. Уфа: УГАТУ, 2004. 43 с.
13. **Ахмедзянов, Д. А.** Модульный принцип учета влияния динамических факторов на характеристики неустановившихся процессов ГТД в компьютерной среде DVIG / Д. А. Ахмедзянов, И. А. Кривошеев, Х. С. Гумеров // Изв. вузов. Авиационная техника. Казань, 1999. № 1. С. 36–40.
14. **Ахмедзянов, Д. А.** Моделирование совместной работы авиационных ГТД и элементов топливной автоматики на переходных режимах в компьютерной среде DVIG / Д. А. Ахмедзянов, И. А. Кривошеев, Х. С. Гумеров // Изв. вузов. Авиационная техника. Казань, 2002. № 1. С. 43–46.