

УДК 629.452.3

Д. А. АХМЕДЗЯНОВ

**ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ ГТД
НА НЕУСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМАХ**

Рассмотрен вопрос повышения эффективности рабочих процессов ГТД на неустановившихся режимах за счет создания и совместного использования динамических моделей ГТД, их систем управления и контроля, повышения адекватности динамических моделей. *Авиационные двигатели; рабочие процессы; неустановившиеся режимы работы; динамические факторы; термогазодинамические расчеты; моделирование; автоматика и регулирование*

ВВЕДЕНИЕ

В своем развитии авиационные ГТД IV и V поколений достигли высокой степени сложности, а требования к эффективности процессов их разработки все более ужесточаются [1].

Опыт создания современных двигателей выявил большую роль переходных процессов в обеспечении таких важных показателей, как газодинамическая устойчивость; управляемость, диапазон и темпы изменения тяги; величина и длительность возможного повышения допустимых уровней температуры, давления газа, частоты вращения роторов и других. Динамические характеристики двигателей являются одними из наиболее важных факторов, которые необходимо учитывать уже на стадии проектирования при выборе схемы двигателя и определении рабочих режимов, при распределении работ по каскадам компрессора многовальных ГТД, при выборе параметров регулирования двигателя и принципов работы автоматического регулятора и САР двигателя в целом.

В настоящее время в связи с разработкой авиационных ГТД новых поколений, а также в связи с повышением требований к эффективности процессов проектирования двигателей и энергоустановок больше внимания уделяется методам и средствам моделирования ГТД и его узлов. Создание авиационных газотурбинных двигателей новых поколений невозможно без применения новой методологии и средств проектирования.

Разработка метода для математического моделирования термогазодинамических процессов ГТД на неустановившихся режимах и реализация его в системе имитационного моделирования являются одной из задач ком-

пьютерной поддержки жизненного цикла, автоматизации разработки, обеспечения надежной и устойчивой работы двигателей и энергетических установок в эксплуатации.

В развитии авиадвигателестроения наблюдается тенденция к дальнейшему усложнению принципиальных схем силовых установок, предназначенных для летательных аппаратов самых различных классов [9]. Это приводит к существенному усложнению законов управления при все возрастающих требованиях к качеству и надежности функционирования систем автоматического управления в широком диапазоне изменения условий полета, режимов работы и внешних возмущений. Наиболее полно эти требования реализуются с помощью электронных аналоговых и цифровых вычислительных средств, обладающих рядом преимуществ по сравнению с гидромеханической аппаратурой. Практика проектирования и эксплуатации систем управления современными силовыми установками показывает, что электронные САР по массе, стоимости и надежности намного эффективнее гидромеханических и обеспечивают более высокую точность регулирования, особенно при большом числе одновременно регулируемых параметров. При ограниченном круге задач, решаемых электронной системой управления, в качестве резервной выступает гидромеханическая система.

Исследование возможностей различных вариантов САР показывает, что при современном уровне и перспективах развития электронной цифровой техники наилучшим вариантом при достаточно сложных алгоритмах управления и необходимости обработки больших потоков информации будет цифровая электронная система.

Дальнейшее развитие ГТД и их систем управления невозможно без применения специализированных программных комплексов, позволяющих проводить с достаточной точностью расчеты как установившихся, так и неустойчивых режимов, идентифицировать результаты расчетов модели с результатами натуральных испытаний, исследовать влияние различных факторов на протекание переходных процессов, а также на работу авиационных двигателей совместно с их САР. Такой подход позволит заменить дорогостоящие натурные испытания полунатурными стендами, а также решать задачи анализа, а в дальнейшем и синтеза ГТД и их САР [5, 9].

1. НЕУСТАНОВИВШИЕСЯ РЕЖИМЫ РАБОТЫ ГТД

Современный газотурбинный двигатель представляет собой сложную динамическую систему с взаимосвязанным влиянием газодинамических и теплофизических процессов, протекающих в его узлах. Процессы в двигателе являются нестационарными по времени и условиям эксплуатации. Функционирование двигателя происходит при постоянном действии внутренних и внешних возмущений, а для маневренных самолетов — практически на неустойчивых режимах.

Известные работы в этом направлении касаются отдельно либо вопросов динамики собственно двигателя, либо работы топливной автоматики двигателей. В то же время структура и параметры системы автоматического управления настолько привязаны к объекту регулирования, что ее невозможно создавать в отрыве от требований к двигателю, от его свойств. Двигателю задает законы управления и регулирования, потом должен уметь формулировать требования к системе управления (регулирования).

Конкретные аппаратно реализуемые законы дозирования топлива и управления системами двигателя необходимо выявлять в ходе расчетных и опытных исследований совместными усилиями разработчиков собственно двигателя и его САУ. Возросшие требования к летно-техническим характеристикам самолетов привели к значительной интенсификации параметров рабочего процесса в двигателях и существенному усложнению конструктивных схем силовой установки. Отличительной чертой перспективных силовых установок как объектов управления являются:

- большое разнообразие установившихся и неустойчивых режимов;
- близость рабочих режимов к прочностным и функциональным ограничениям;
- большое число регулирующих органов;
- широкий диапазон высотно-скоростных условий эксплуатации.

К неустойчивым процессам в двигателе относятся процессы при переходе с одного установившегося режима на другой:

- запуск двигателя с выходом на режим малого газа (МГ) или другой заданный режим;
- приемистость (переход с пониженного до максимального или полного форсированного режима);
- дросселирование (переход с максимального на пониженный режим);
- встречная приемистость (процесс увеличения режима сразу после уменьшения — комбинация дросселирования 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.

Адекватность математического описания термогазодинамических процессов на этапах проектирования ГТД предопределяет затраты, связанные с обеспечением требуемых характеристик изделия, позволяет оптимизировать параметры рабочего процесса и сократить время создания двигателя. Сложность управления, разнообразие режимов работы требуют для рационального построения системы проведения всестороннего анализа функционирования газотурбинного двигателя на всех эксплуатационных режимах.

Необходимость отработки динамических режимов работы АД, законов и логики управления во всех эксплуатационных условиях требует создания метода моделирования всех основных режимов работы двигателя. Математическая модель, давая возможность более обоснованно анализировать условия работы двигателя в системе силовой установки летательного аппарата, повышает информативность теоретических и экспериментальных исследований, позволяет обеспечить большой экономический эффект на всех этапах ЖЦ двигателя.

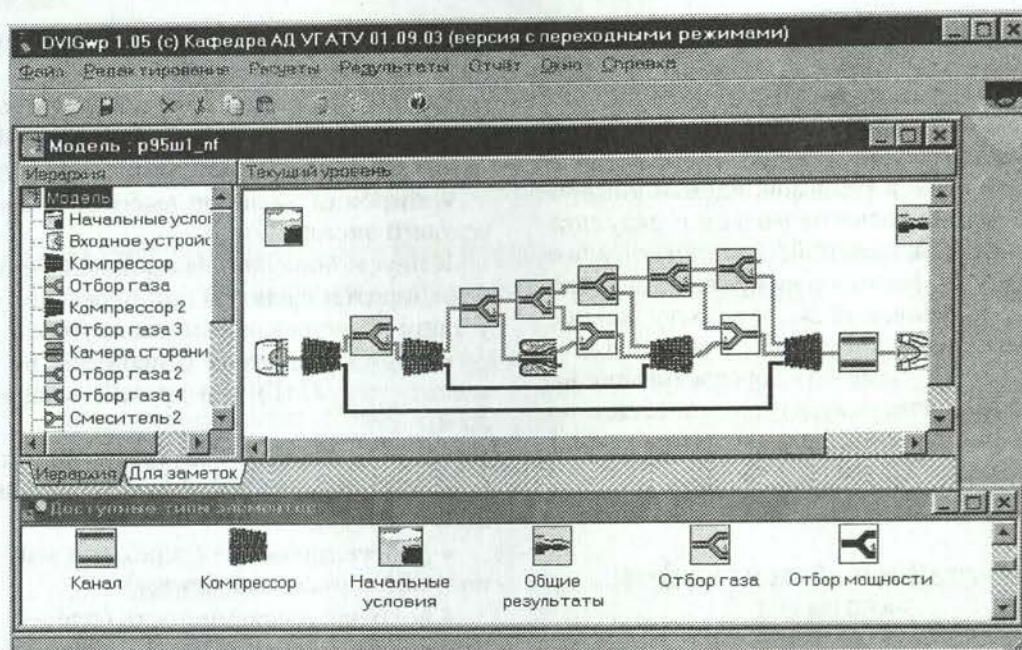


Рис. 1. Система моделирования работы авиационных ГТД в термогазодинамическом аспекте — DVIGwr

Разработан метод моделирования работы авиационных двигателей на неустановившихся режимах с учетом основных значимых динамических факторов двигателя совместно с элементами его контроля и управления, который реализован в системе имитационного моделирования DVIGwr (рис. 1) [10]. Разработанный метод моделирования, принципы построения математических моделей авиационных ГТД различных схем, алгоритмы основных модулей (элементов двигателя, регуляторов и контрольно-измерительных приборов), особенности моделирования неустановившихся режимов и решения ряда типовых задач в системе DVIGwr подробно описаны в [1–3, 11, 12].

2. ДИНАМИЧЕСКИЕ ФАКТОРЫ

В основе математических моделей тепловых двигателей различных схем лежат уравнения неразрывности потоков жидкости и газа, уравнения сохранения энергии (баланса мощностей) и импульсов (количества движения). Нестационарные модели, в отличие от стационарных, включают также дифференциальные уравнения, где присутствуют производные по времени параметров рабочего тела и материалов конструкции (производные температур, давлений, расходов рабочего тела, топлива, частот вращения, температуры деталей и т. д.). Это связано с учетом накопления (расходования) вещества и энергии.

Математическое описание работы двигателей на различных режимах, оптимизация законов регулирования на этапах исследования, анализа и проектирования требуют создания метода, позволяющего достаточно точно и оперативно воспроизводить различные неустановившиеся режимы работы ГТД различных схем с учетом основных значимых факторов [8]:

- инерционности роторов (механической инерционности конструкции);
- газодинамической и тепловой инерционности рабочего тела в газозоудушном тракте двигателя;
- динамики теплового состояния конструкции двигателя;
- динамики подвода тепла при преобразовании физико-химических процессов топлива в тепловую энергию;
- динамического запаздывания прямых сигналов (от двигателя к САУ и обратно).

Комплексный учет всех факторов нестационарности при расчете неустановившихся режимов авиационных ГТД весьма сложен. Для исследования и учета динамических факторов в работе использован принцип независимости [12], позволяющий универсально на каждом этапе жизненного цикла вводить в модель учет тех или иных факторов по мере необходимости в зависимости от решаемых задач.

Например, необходимость введения в расчет динамических характеристик зависимо-

сти от теплового состояния двигателя очевидна, так как реальные переходные процессы протекают как на «холодном» (например, разгон двигателя после выдержки на режимах), так и на «горячем» (например, встречная приемистость) двигателе:

- необходимо осуществлять коррекцию при подаче топлива в зависимости от теплового состояния элементов двигателя;

- необходимо управлять радиальными зазорами в турбокомпрессоре при изменении общего теплового состояния двигателя и его элементов (модель «изменение температуры — изменение зазора», «изменение зазоров — изменение КПД»).

Динамические свойства ГТД существенно зависят от его теплового состояния, т. е. ускорения роторов при одинаковых избытках расхода топлива заметно различаются в зависимости от исходного теплового состояния. В зависимости от степени прогрева деталей условно можно выделить четыре состояния двигателя [6]:

- холодный двигатель — состояние после длительной работы на режиме малого газа (не менее 5 мин), зазоры и температура деталей турбокомпрессора соответствуют их установившимся значениям на режиме малого газа (МГ);

- охлажденный двигатель — состояние после быстрого выхода на режим МГ с максимального режима и кратковременной работы на режиме МГ (не более 1 мин);

- теплый двигатель — состояние после быстрого выхода на максимальный режим с режима малого газа и кратковременной работы на максимальном режиме;

- горячий двигатель — состояние после длительной работы на максимальном режиме (не менее 3 мин), зазоры и температура деталей турбокомпрессора соответствуют установившимся значениям на максимальном режиме.

В работе проводились исследования, связанные с газодинамической нестационарностью — накоплением массы и энергии рабочего тела в газозоудном тракте двигателя. На рис. 2–4 показаны результаты моделирования ступенчатого увеличения подачи топлива (скачка) в одновальном ТРД.

На графиках хорошо видно, как влияет объем камеры сгорания и динамика физико-химических процессов на циклограммы изменения параметров двигателя (на забросы температур, на запасы устойчивости компрессора, на коэффициент избытка воздуха и т. д.).

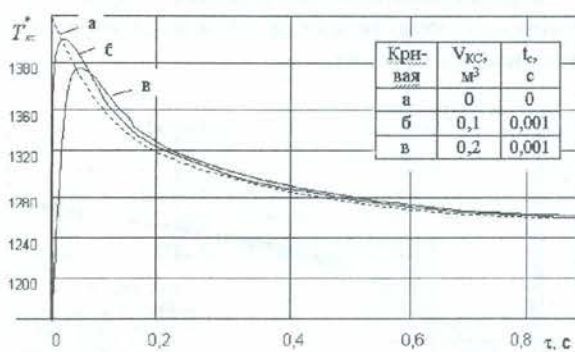
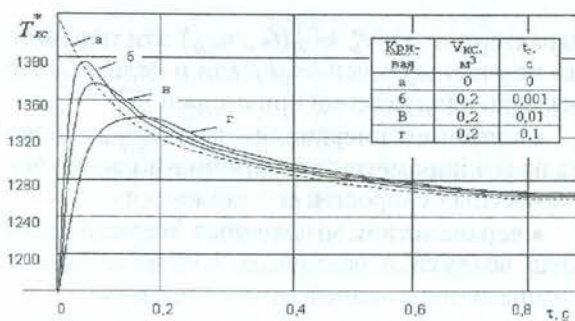


Рис. 2. Кривые изменения температуры на выходе из КС при различных временах сгорания единичной капли и различных объемах КС

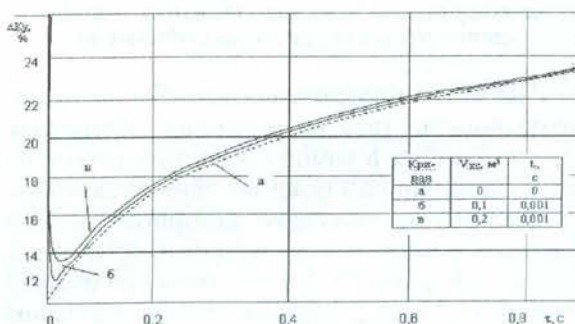
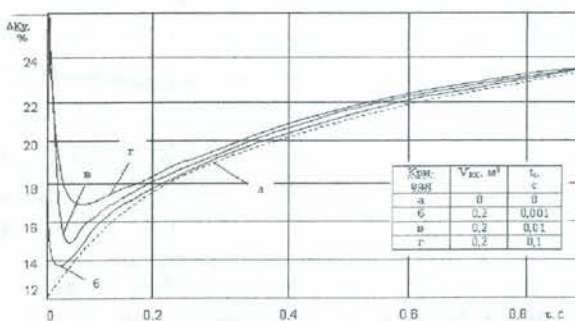


Рис. 3. Кривые изменения запаса устойчивости при различных временах сгорания единичной капли и различных объемах КС

Относительное изменение на неустановившихся режимах характеристики компрессора (сама характеристика не меняется, но в данном случае речь идет об отражении характеристики компрессора с учетом динамических факторов, так как в квазистационарной

характеристике $\pi_k^* = f(G_B, n_{пр})$ эти параметры не учтены), как и двигателя в целом, будет вызвано следующими причинами [7]:

- влиянием инерционности потока воздуха на его параметры при изменении во времени местных скоростей его движения;
- неравновесием мгновенных значений расхода воздуха в различных сечениях тракта компрессора в данный момент времени;
- запаздыванием изменения параметров воздуха за компрессором относительно их изменения в ступенях.

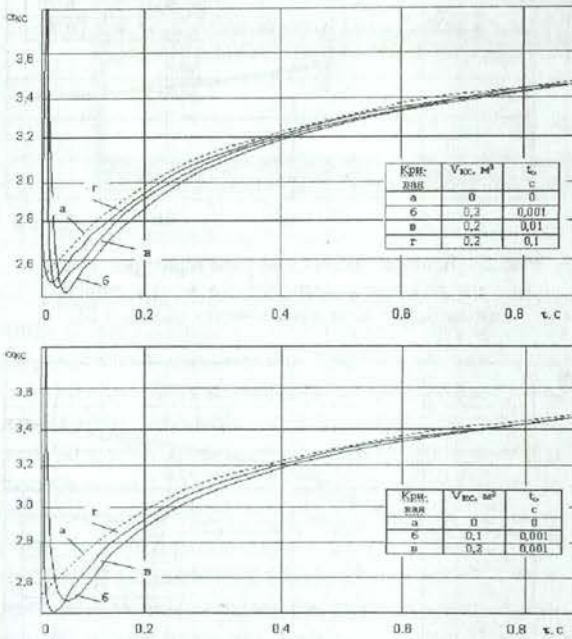


Рис. 4. Кривые изменения коэффициента избытка воздуха при различных временах сгорания единичной капли и различных объемах КС

Исследования показали, что обычно нестационарность газодинамических процессов, происходящих в компрессоре, при работе на неустановившихся режимах дает сравнительно небольшое изменение напорной характеристики компрессора: изменение π_k^* и η_k^* достигает не более 1%. Незначительное изменение π_k^* и η_k^* дает и незначительное изменение параметров потока на выходе из компрессора.

Предложенный и реализованный в системе [12] модульный принцип учета динамических факторов при моделировании неустановившихся режимов работы двигателей показал свою эффективность. Метод позволяет моделировать нестационарные процессы в двигателях и энергоустановках произвольных схем с учетом практически всех основных факторов, влияющих на характер переходных процессов. Проведенные расчеты по-

казывают, что основной динамический фактор — инерционность роторов. Другие факторы — газодинамическая, тепловая инерционность и т. д. вторичны по своему влиянию на переходные процессы. Для некоторых процессов (приемистость, сброс) достаточно учитывать инерционность роторов и тепловую инерционность конструкции, при моделировании сильных (ступенчатых, импульсных) воздействий необходим учет газодинамической и тепловой инерционности газозвонного тракта. Положенные в основу построения алгоритмов принципы, позволяют упорядоченно и непрерывно вводить в модель учет различных динамических факторов, влияющих на характеристики переходных режимов работы авиационных ГТД.

3. ИДЕНТИФИКАЦИЯ СТАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ГТД

Проведена апробация разработанных методов и средств совместного имитационного моделирования ГТД и их САУ, в том числе исследование динамических свойств ГТД различных схем, подбор законов их управления, проведена идентификация статических и динамических моделей конкретных ГТД (РД-9Б, Р95Ш, Р25-300, Р27В-300, АЛ 31-ФП) и ГТЭ (ГТЭ 10/95).

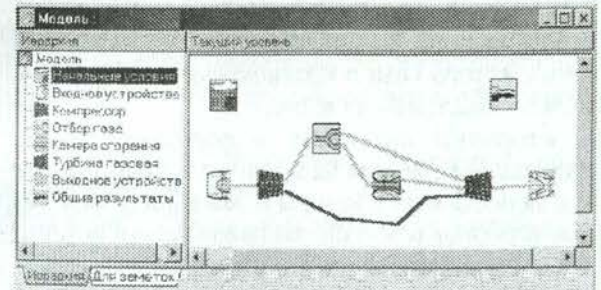


Рис. 5. Схема изделия в системе DVIGwP

В качестве примера рассмотрим исследование процесса приемистости в одновальном ТРД. На рис. 5 показана схема двигателя в системе DVIGwP. В расчетной точке произведена идентификация параметров для $n=100\%$ с учетом исходных данных:

- входное устройство $G_B = 48 \text{ кг/с}$;
- камера сгорания $T_T^* = 1353 \text{ К}$;
- реактивное сопло;
- характеристика сопла $\mu_C = f(\pi_C)$,
 $\varphi_C = \text{const}$;
- момент инерции ротора $J = 3,2 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$.

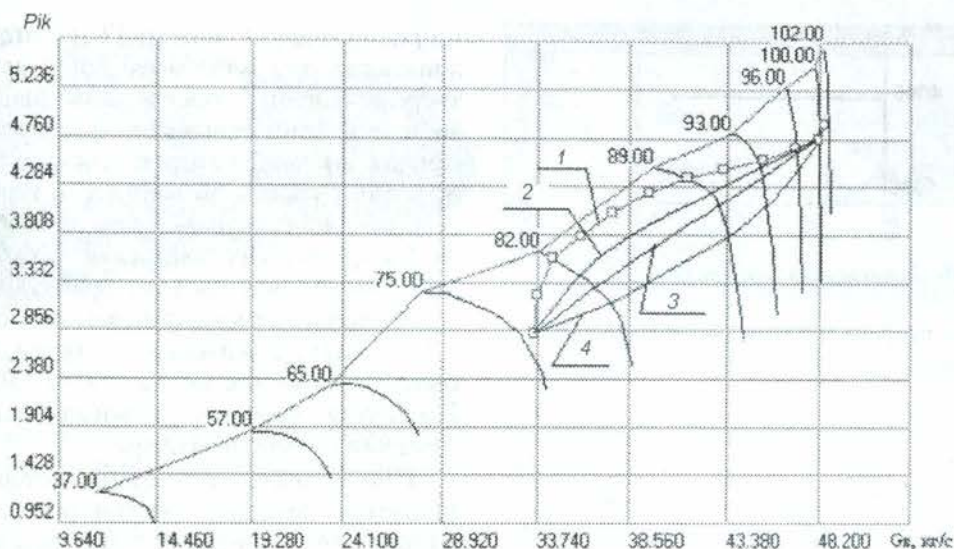


Рис. 6. Линии рабочих режимов при различных темпах приемистости на характеристике компрессора

Результат расчета: $G_T = 4000$ кг/ч.

Результаты процесса моделирования приемистости вдоль заранее заданной траектории (по кривой 2 на рис. 6) показаны на рис. 7–9.

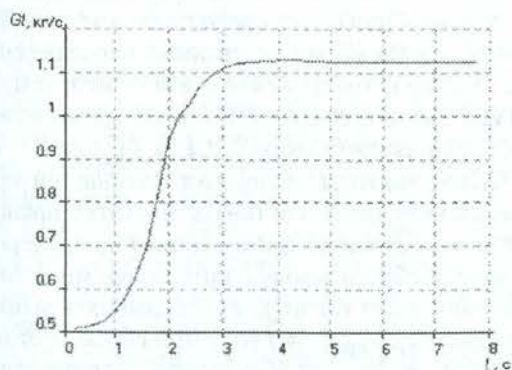


Рис. 7. Циклограмма расхода топлива

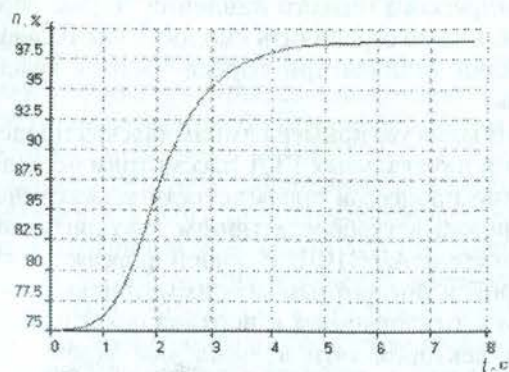


Рис. 8. Циклограмма частоты вращения ротора

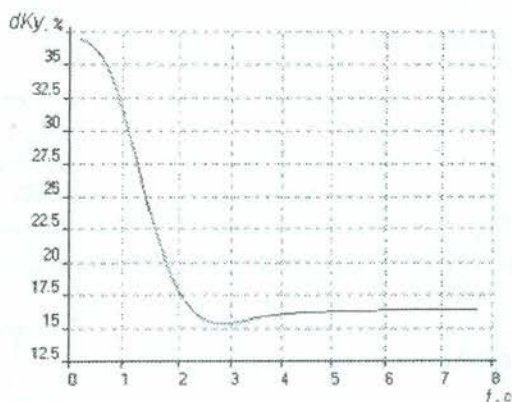
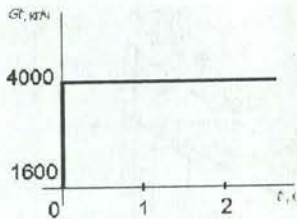


Рис. 9. Циклограмма запаса устойчивости компрессор

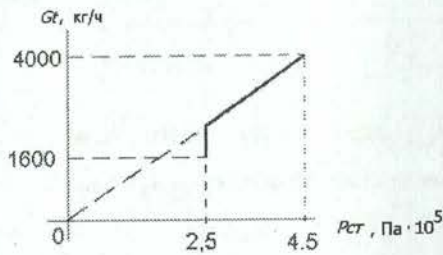
Расчет параметров на неустановившихся режимах произведен для разных законов подачи топлива $G_T = f(n)$, $G_T = \text{const}$, $G_T = f(P_{ст})$, $G_T = f(\tau)$, что позволяет судить о возможности выбора оптимальной дозировки и времени приемистости, т. е. о возможности выбора закона, приближенного к оптимальному по выбранному критерию:

1. Закон подачи топлива $G_T = f(\tau)$ (скачок по топливу) представлен на рис. 10.

Ступенчатое увеличение расхода топлива с 1600 кг/ч до 4000 кг/ч. В этом случае время переходного процесса $\tau_p = 2,73$ с. Получили наилучшее время приемистости, однако велик заброс по температуре $T_{г\text{max}}^* = 1643$ К и запас устойчивости компрессора падает до $\Delta K_{y\text{min}}^* = 4\%$.

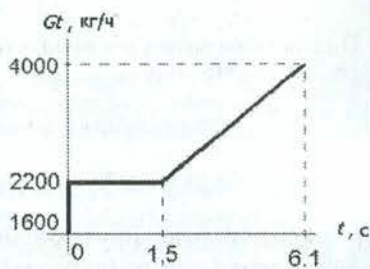
Рис. 10. Закон подачи топлива $G_T = f(\tau)$

2. Закон подачи топлива $G_T = f(P_{ст})$ изображен на рис. 11.

Рис. 11. Закон подачи топлива $G_T = f(P_{ст})$

Время переходного процесса при законе подачи топлива $G_T = f(P_{ст})$ $\tau_p = 4,61$ с. Получено хорошее время приемистости, удовлетворительные значения $T_{г\max}^* = 1343$ К, $\Delta K_{у\min}^* = 14\%$. Поскольку внешние условия меняются (H , M), то программа близка к идеальной.

3. Закон подачи топлива $G_T = f(\tau)$ изображен на рис. 12.

Рис. 12. Закон подачи топлива $G_T = f(P_{ст})$

Время переходного процесса при дозировке топлива $G_T = f(\tau)$ равно $\tau_p = 6,41$ с. В этом случае имеет место наилучший запас устойчивости компрессора, но достаточно большое значение времени приемистости.

Динамические процессы в двухвальных ГТД существенно отличаются от процессов разгона и сброса одновальных схем из-за наличия механически не связанных роторов, вращающихся с разной частотой вращения, между которыми существует только газодинамическая связь. Уравнение движения ротора одновального ТРД применимо к каждому

из роторов двухвального ТРД в отдельности, а время их раскрутки может быть найдено интегрированием в собственном диапазоне изменения частот вращения при известных моментах инерции роторов. Однако при определении избыточной мощности турбин роторов, входящих в уравнение движения, должно быть учтено их газодинамическое взаимодействие. Разная частота вращения роторов характеризуется коэффициентом скольжения $s = n_{ВД}/n_{НД}$, значения которого на стационарных режимах меняются от 1,05 до 1,35. На неустановившихся режимах диапазон изменения скольжения шире.

При разгоне отстающий ротор низкого давления замедляет разгон ротора высокого давления, отбирая часть общей мощности турбин, и, наоборот, быстрее разгоняющийся ротор ВД ускоряет вращение отстающего ротора НД посредством увеличения мощности его турбины. Изменение скольжения, связанное с замедлением разгона ротора низкого давления, в переходном процессе приводит к увеличению запаса устойчивости компрессора (хотя это зависит от того, какими ступенями определяется общий запас устойчивости компрессора — первыми (при низкой частоте вращения) или последними (при высокой частоте вращения), т. е. «верхний» и «нижний» помпаж, а также когда происходит пересечение границ), что позволяет увеличить температуру газов и сократить общее время приемистости двухвального ТРД [4, 7].

Сброс частоты вращения начинается при одинаковых относительных частотах вращения, поэтому нарастание скольжения роторов во время сброса происходит более медленно (это зависит от того, будет ли изменяться протекание $s_{\text{перех.проц.}} = f(n_1)$ при сбросе в отличие от $s_{\text{раб.линии}} = f(n_1)$, т. е. от протекания $n_1 = \text{const}$ на динамической характеристике $G_T = f(n_2)$), что может привести к недопустимому уменьшению запаса устойчивости компрессора низкого давления. Таким образом, нужно ограничить скорость уменьшения подачи топлива при сбросе частоты вращения.

В качестве примера динамических процессов в двухвальных ГТД рассмотрим исследование процессов приемистости и включения форсажа в турбореактивном двухконтурном двигателе АЛ-31ФП с общей форсажной камерой и поворотным осесимметричным соплом с отклоняемым в вертикальной плоскости вектором тяги в диапазоне углов $\pm 15^\circ$ (рис. 13).

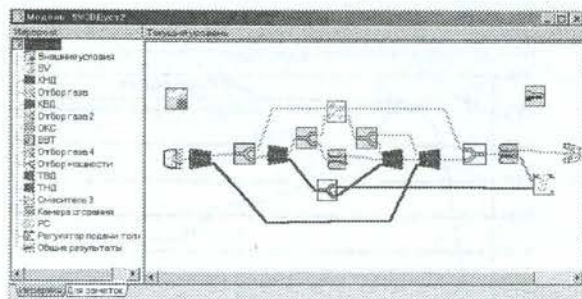


Рис. 13. Двигатель АЛ-31ФП и его схема с регулятором форсажного контура в системе DVIgWp

Проведен расчет дроссельной характеристики двигателя, получены линии рабочих режимов.

На рис. 14–16 показаны результаты моделирования приемистости, сравнение проводилось с результатами испытаний и с расчетами в специализированном программном комплексе GASTURB (Германия).

Как видно из графиков, наибольшие расхождения связаны с проблемами замеров температуры за турбиной. Температура газов является одним из важнейших параметров, характеризующих тягу двигателя и его теплонапряженность [7]. Вопросы точного измерения температуры газов сложны по нескольким причинам. Во-первых, температурное поле за и перед турбиной является неравномерным и изменяется во времени даже при постоянно заданном режиме. Это объясняется турбулентностью газовых потоков, неравномерной подачей топлива топливрегулирующей аппаратурой, конструктивными особенностями двигателя. Хотя температура перед турбиной T_T^* лучше характеризует тепловое состояние лопаток, чем температура за турбиной, в системах регулирования и ограничения используют значение температуры за турбиной T_T^* , так как оно ниже, и вероятность выхода из строя термопар, измеряющих температуру, меньше. Кроме того, в случае отрыва термопара не повредит лопатки турбины, если находится за ней.

Для регулирования используется среднее значение температуры, для получения которой устанавливается блок термопар (постоянная времени которых изменяется от 1 до 13 с в зависимости от условий полета и режима работы двигателя), расположенных по периметру сечения за турбиной ГТД. Такая инерционность при темпах изменения температуры 50–60%/с приводит к динамической погрешности измерения температуры на 30% [7] и более. Погрешность измерения температу-

ры на установившихся режимах не превышает 0,5%.

Требования к точности регуляторов температуры газов можно сформулировать исходя из того, что превышение температуры газов на 1% над расчетным приводит к снижению ресурса лопаток турбины на $1 \div 1,5\%$; снижение на 1% приводит к увеличению их ресурса на 0,5% и к снижению тяги двигателя на $1 \div 2\%$. Забросы по температуре газов приводят к ударной тепловой перегрузке материала лопаток турбины, что уменьшает их ресурс. Поэтому забросы температуры не должны превышать $10 \div 15$ К, их длительность не должна превышать ~ 1 с. Таким образом, важнейшей задачей при построении САУ температурой газов является получение истинной информации о температуре.

Существующие подходы к повышению динамической точности определения T_T^* можно классифицировать следующим образом: создание принципиально новых датчиков; применение короткоресурсных термопар с открытым чувствительным элементом; вычисление T_T^* по показаниям других малоинерционных датчиков параметров ГТД; применение корректирующих устройств (КУ), компенсирующих инерционность термопар.

На рис. 17–18 показаны результаты моделирования процесса включения форсажа двигателя АЛ-31ФП, сравнение проводилось с результатами испытаний. Модель двигателя АЛ31-ФП с регулятором форсажного контура показана на рис. 13.

Проведенная идентификация и выполненные расчеты ГТД различных сложных схем, сравнение результатов с результатами натурных испытаний позволяют сделать вывод, что предложенный и реализованный в системе DVIgWp метод универсально моделирует работу авиационных двигателей на неустановившихся режимах с учетом основных значимых динамических факторов двигателя сов-

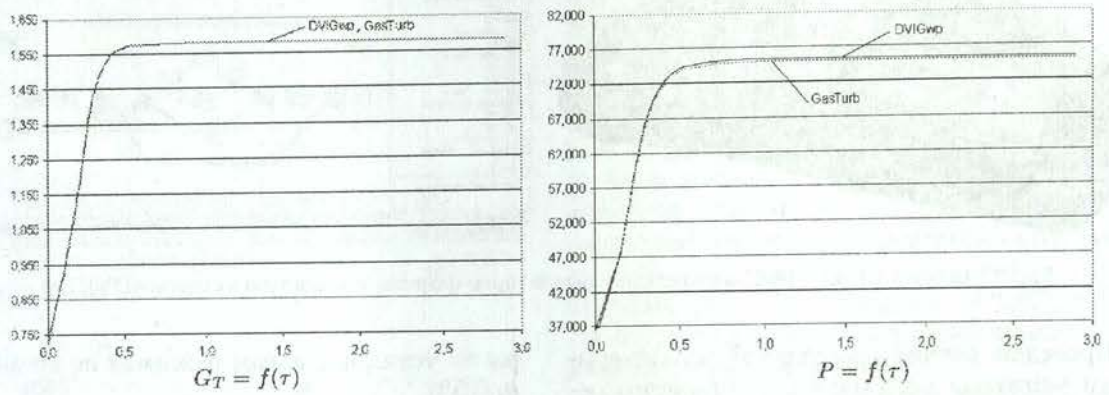


Рис. 14. Воздействие по топливу (в основную камеру сгорания) и циклограмма тяги двигателя

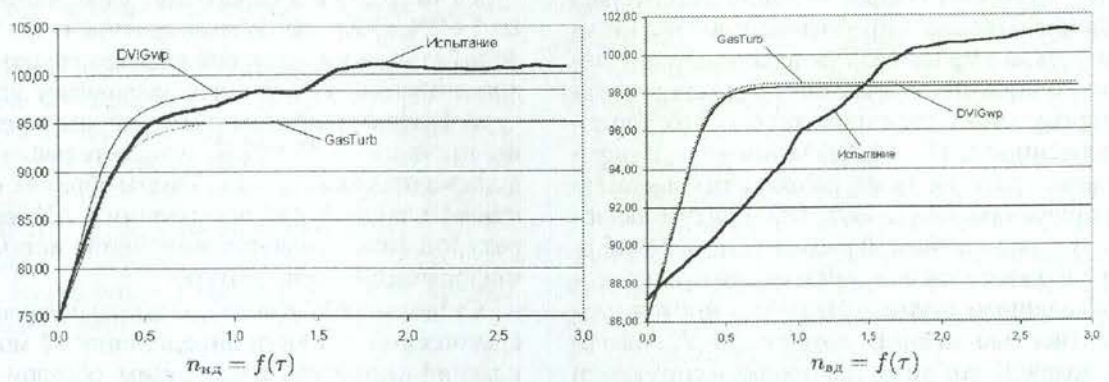


Рис. 15. Циклограммы частоты вращения РНД и РВД

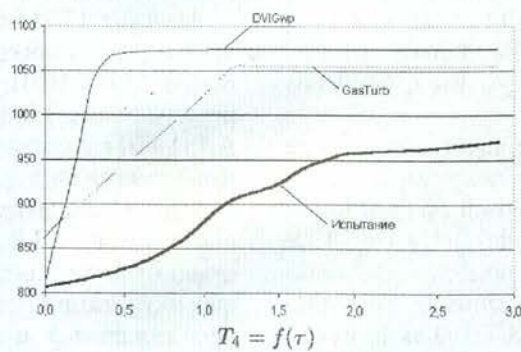


Рис. 16. Циклограмма температуры T_4 (за ТНД)

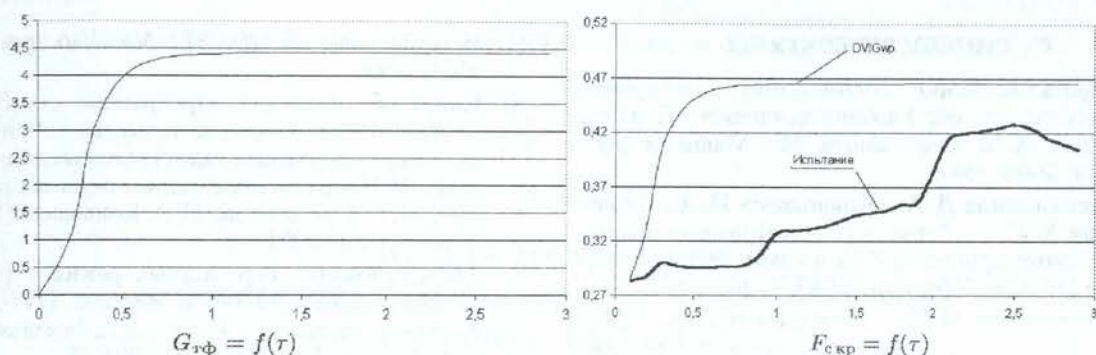


Рис. 17. Воздействие по топливу (в форсажную камеру сгорания) $G_{тф} = f(\tau)$ и циклограмма раскрытия сопла ($F_{с_кр}$)

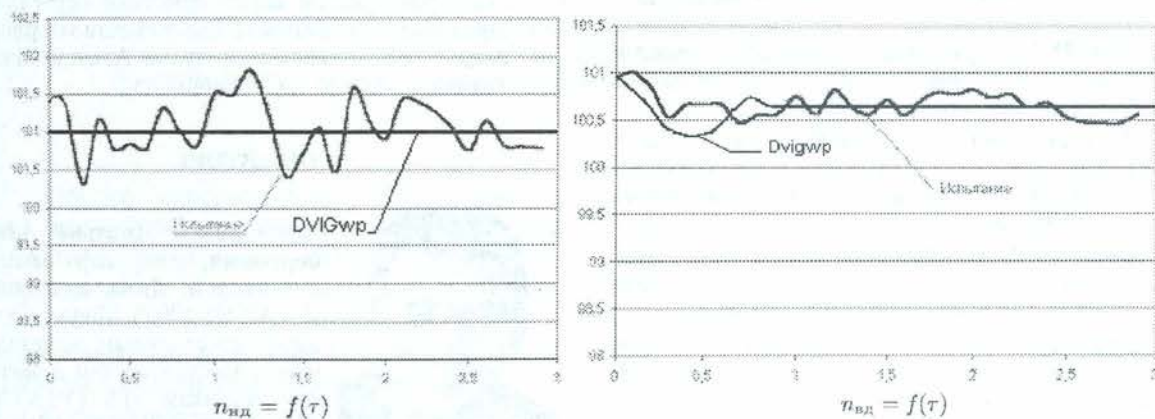


Рис. 18. Циклограммы частоты вращения РНД и РВД

местно с элементами его контроля и управления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанные методы и средства моделирования работы авиационных ГТД на неустановившихся режимах совместно с топливорегулирующей аппаратурой и элементами контроля обеспечивают:

- определение динамических характеристик двигателя при его проектировании с целью удовлетворения требований к времени переходных процессов с учетом ограничений по параметрам и ресурсам;
- нахождение наиболее выгодных законов подачи топлива в двигатель и законов перемещения его регулируемых элементов на неустановившихся режимах, реализуемых системой автоматического регулирования;
- определение параметров двигателя по времени на переходных режимах при различных условиях полета для оценки динамических характеристик самолета.

Основными результатами работы являются:

- метод моделирования работы авиационных двигателей на неустановившихся режимах работы с учетом основных значимых динамических факторов двигателя совместно с элементами его контроля и управления;
- модульный принцип учета динамических факторов, влияющих на неустановившиеся процессы в авиационных ГТД, позволяющий эффективно проводить оценку уровня их влияния в зависимости от конкретных проектных ситуаций на различных этапах;
- система имитационного моделирования работы авиационных ГТД на неустановившихся режимах DVIGwp;
- результаты исследований динамических процессов авиационных двигателей сложных схем совместно с системой автоматического регулирования, позволяющие подтвердить эффективность и работоспособность разработанных методов и средств моделирования работы авиационных двигателей и на основе идентификации математической модели с экспериментальными данными ранжировать динамические факторы, влияющие на адекватность моделирования, повысить качество переходных процессов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Проектирование** авиационных газотурбинных двигателей: Учебник для вузов / Под ред. проф. А. М. Ахмедзянова. М.: Машиностроение, 2000. 454 с.
2. **Ахмедзянов Д. А., Кривошеев И. А., Гумеров Х. С.** Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVIGw. Уфа: Изд. УГАТУ, 2003. 162 с.
3. **Кривошеев И. А., Ахмедзянов Д. А.** Моделирование динамических процессов в сложных системах. Уфа: УГАТУ, 2003. 99 с.
4. **Добрянский Г. В., Мартыанова Т. С.** Динамика авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.
5. **Чуян Р. К.** Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 288 с.
6. **Августинович В. Г., Боев Б. В. и др.** Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1984. 200 с.
7. **Сосунов В. А., Литвинов Ю. А.** Неуставившиеся режимы работы авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 216 с.
8. **Черкасов Б. А.** Автоматика и регулирование ВРД: Учебник для вузов. М.: Машиностроение, 1988. 360 с.
9. **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.
10. **Свид.** об офиц. рег. программы для ЭВМ № 2004610868. Система термогазодинамического моделирования газотурбинных двигателей (DVIGw) на переходных режимах работы / Д. А. Ахмедзянов, И. А. Кривошеев. Рос-Патент, 08.04.2004.
11. **Моделирование** переходных режимов работы авиационных ГТД в системе DVIGw: Методич. указания / Сост.: Д. А. Ахмедзянов, Е. С. Власова Уфа: УГАТУ, 2004. 43 с.
12. **Ахмедзянов Д. А., Кривошеев И. А.** Модульный принцип учета влияния динамических факторов на характеристики неуставившихся процессов ГТД в компьютерной среде DVIG // Известия вузов. Авиационная техника. 1999. № 1. С. 36–40.

ОБ АВТОРЕ



Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, доц. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж.-мех. (УГАТУ, 1997). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2000). Иссл. в обл. рабочих процессов ГТД, мат. моделей сложн. техн. объектов.