

УДК 621.45.01

ФОРМИРОВАНИЕ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ БПЛА ОДНОРАЗОВОГО ПРИМЕНЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИНАМИЧЕСКОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ

© 2011 А. Е. Михайлов, Д. А. Ахмедзянов, Ю. М. Ахметов, А. Б. Михайлова

Уфимский государственный авиационный технический университет

В статье рассматриваются особенности силовой установки для беспилотного летательного аппарата (БПЛА) одноразового применения. Предлагается применение динамической характеристики для формирования законов управления силовой установкой БПЛА одноразового применения. С помощью системы имитационного моделирования DVIGwr получена расчетная динамическая характеристика одновального турбореактивного двигателя. С использованием расчетной динамической характеристики предложен закон управления разгоном турбореактивного двигателя для БПЛА одноразового применения, обеспечивающий минимальное время переходного процесса.

Газотурбинный двигатель, закон управления, динамическая характеристика, БПЛА, имитационное моделирование.

Возможность получения требуемых характеристик авиационного газотурбинного двигателя (высотно-скоростных, дроссельных), а также динамических свойств в значительной степени зависит от способов управления рабочим процессом в нем, осуществляемых с помощью его системы автоматического управления (САУ). Выбор программ и алгоритмов управления определяет возможность реализации в двигателе предусмотренных при проектировании, термодинамических и прочностных характеристик, обеспечения газодинамической устойчивости рабочих процессов в узлах ГТД. Эта зависимость свойств от метода управления силовой установкой распространяется в дальнейшем на характеристики летательного аппарата (экономичность, маневренность, целевая эффективность, надежность, живучесть).

В последние десятилетия проявляется значительный интерес к разработке беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) как одного из перспективных типов авиационной техники нового поколения.

Широкое применения для БПЛА различного назначения (мишени, фоторазведчики, корректировщики боевых действий, боевые ракеты и др.) получили как мало-мощные газотурбинные двигатели (ТРД, ТРДД и ТВД с $G_{в.пр} \leq 10$ кг/с) для дозвуковых крейсерских скоростей полета, так и достаточно мощные ГТД (ТРД с

$G_{в.пр} \geq 30$ кг/с) для транс- и сверхзвуковых крейсерских скоростей полета с диапазоном изменения расхода топлива на максимальном и минимальном режимах работы (по частоте вращения ротора) $G_{т max}/G_{т min} = 10 \dots 20$.

Специфическим типом летательного аппарата является БПЛА одноразового применения, который накладывает ряд специфических требований и ограничений на силовую установку и ее САУ. Одним из главных требований к силовой установке БПЛА одноразового применения и ее САУ является минимизация стоимости жизненного цикла изделия.

С учетом специфики применения силовых установок для БПЛА одноразового применения стоимость двигателей и их разработки должна быть минимизирована, но при этом необходимо учитывать и сопоставление стоимостей одноразового БПЛА и выполняемой им целевой функции (например, стоимость крылатой ракеты и авианесущего крейсера, для уничтожения которого ракета и ее силовая установка разрабатываются), что оправдывает достаточно высокую стоимость жизненного цикла силовой установки для крылатых ракет специального назначения.

В настоящей работе рассматриваются особенности формирования законов управления силовой установкой для БПЛА одно-

разового применения со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета. Наиболее эффективным типом силовой установки для летательного аппарата подобного типа является турбореактивный двигатель.

Основными методами снижения стоимости жизненного цикла силовой установки для БПЛА одноразового применения являются: использование умеренных параметров термодинамического цикла, что позволяет сократить количество ступеней турбокомпрессора, применить одноступенчатую турбину; оптимальный выбор температуры газов за камерой сгорания; выбор характеристик узлов двигателя с учетом массово-экономических показателей эффективности принимаемых решений; сокращение объема механической обработки деталей и узлов, упрощение конструкции снижением требуемого класса точности изготовления, широкое применение неразборных соединений; упрощение систем двигателя, прежде всего топливной, смазки, установка устройства для запуска двигателя на стартовой платформе (возможно применение сбрасываемых устройств запуска), исключение привода агрегатов от двигателя.

Для формирования законов управления авторами предлагается применение расчетной динамической характеристики. Согласно [1] динамической характеристикой называется зависимость всех приведенных параметров двигателя от приведенной частоты вращения ротора и приведенного расхода топлива, выраженные графически для каждого из параметров x_i ; x_i в виде сеток линий постоянных значений $x_{i_{\text{пр}}}$ в координатах графика $n_{\text{пр}}$ (абсцисса) и $G_{\text{Тпр}}$ (ордината), при наличии параметров фазового портрета $n_{\text{пр}}$ и $\dot{n}_{\text{пр}}$.

Применение динамической характеристики позволяет решать следующие задачи управления газотурбинным двигателем:

- 1) регулирование заданного установившегося режима;
- 2) регулирование протекания переходного процесса разгона;
- 3) поддержание заданного состояния основного контура ГТД на форсированных режимах;

4) автоматическое изменение положения органов переменной геометрии проточной части (при наличии коррекции протекающей динамической характеристики при изменении геометрии проточной части).

Основной особенностью использования динамической характеристики при исследовании неустановившихся режимов работы и управлении рабочим процессом ГТД является требование обеспечения подобия процессов в узлах ГТД на всех режимах.

Подобие процессов в узлах ГТД нарушается при переходе на докритические режимы течения в сопловом аппарате турбины и реактивном сопле; изменении площади сечения реактивного сопла; полетах на больших высотах и малых скоростях вследствие деформации характеристик узлов из-за влияния чисел Re ; в силу интенсивного теплоотвода в детали конструкции двигателя при быстропротекающих процессах; при изменении полноты сгорания топлива в основной камере сгорания и др. [2, 3].

При нарушении подобия режимов течения в узлах ГТД происходит расслоение и деформация изолиний динамической характеристики. Для получения расчетной динамической характеристики ГТД в широком диапазоне условий эксплуатации необходимо повышение адекватности математической модели за счет учета нестационарного теплообмена в узлах ГТД, учета инерционности роторов и сжимаемости газовых объемов в проточной части ГТД, использования характеристик узлов в широком диапазоне режимных и входных параметров.

Исследование динамической характеристики одновального ТРД производится в системе имитационного моделирования авиационных ГТД DVIGwr [4]. Система имитационного моделирования разработана в среде MetaСАПР САМСТО, разработанной в НИЛ САПР-Д кафедры АД УГАТУ. Особенности построения поузловой имитационной математической модели представлены в работах [5, 6, 7] и в данной работе детально не рассматриваются.

В данной работе исследование динамической характеристики одновального ТРД производится в области положительных значений ускорения по частоте вращения ротора при закрытой ленте перепуска возду-

ха в области повышенных (близких к максимальной) частот вращения ротора. В исследуемом диапазоне изменения частот вращения ротора и ускорения по частоте вращения ротора режим течения в сопловом

аппарате турбины и в реактивном сопле является критическим. Особенности протекания динамической характеристики в области открытия ленты перепуска и с открытой лентой перепуска не рассматриваются.

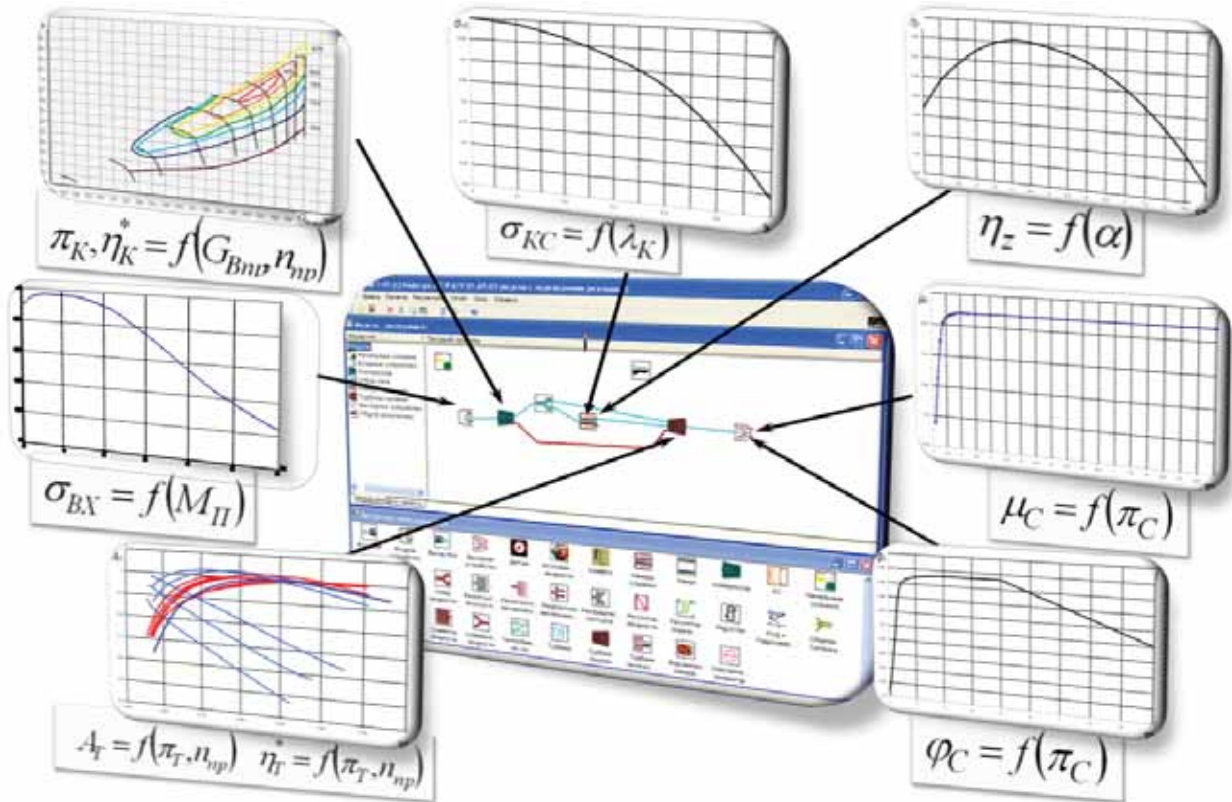


Рис. 1. Создание индивидуальной модели одновального турбореактивного двигателя в СИМ DVIGwr

Расчет динамической характеристики производится в СИМ DVIGwr на индивидуальной модели двигателя, представленной в виде структурной схемы на рис. 1 с использованием экспериментальных характеристик узлов, представленных в виде одно- и двух-параметрических зависимостей.

Таблица 1. Условия моделирования в СИМ DVIGwr

Варьируемый параметр	Поддерживаемый параметр
Приведенный расход воздуха на входе в компрессор, $G_{впр}$	Площадь критического сечения выходного устройства, $F_{скр}$
Степень повышения давления воздуха в компрессоре, π_K	Относительная пропускная способность турбины, A_T
Приведенный расход топлива в камере сгорания, $G_{тп}$	Ускорение по частоте вращения ротора турбокомпрессора, n

Построение динамической характеристики одновального ТРД производится в СИМ DVIGwr за счет расчета совокупности преимуществ с условиями моделирования, представленными в табл. 1. Каждый расчет согласно табл. 1 позволяет получить изолинию λ на динамической характеристике двигателя. Перемещение через подпространства τ_i (шаги по времени) выполняется за счет табулирования значения времени в условиях расчета.

На рис. 2, 3 представлена динамическая характеристика одновального ТРД с нерегулируемой геометрией проточной части в виде зависимостей $\lambda = f(n_{пр}, G_{Тпр})$, $G_{Тпр} = f(n_{пр}, \lambda)$ в интервале частот вращения $n_{пр} = 75\%..100\%$ при критическом режиме течения в сопловом аппарате турбины и реактивном сопле, что обеспечивает подобие режимов течения в узлах ГТД.

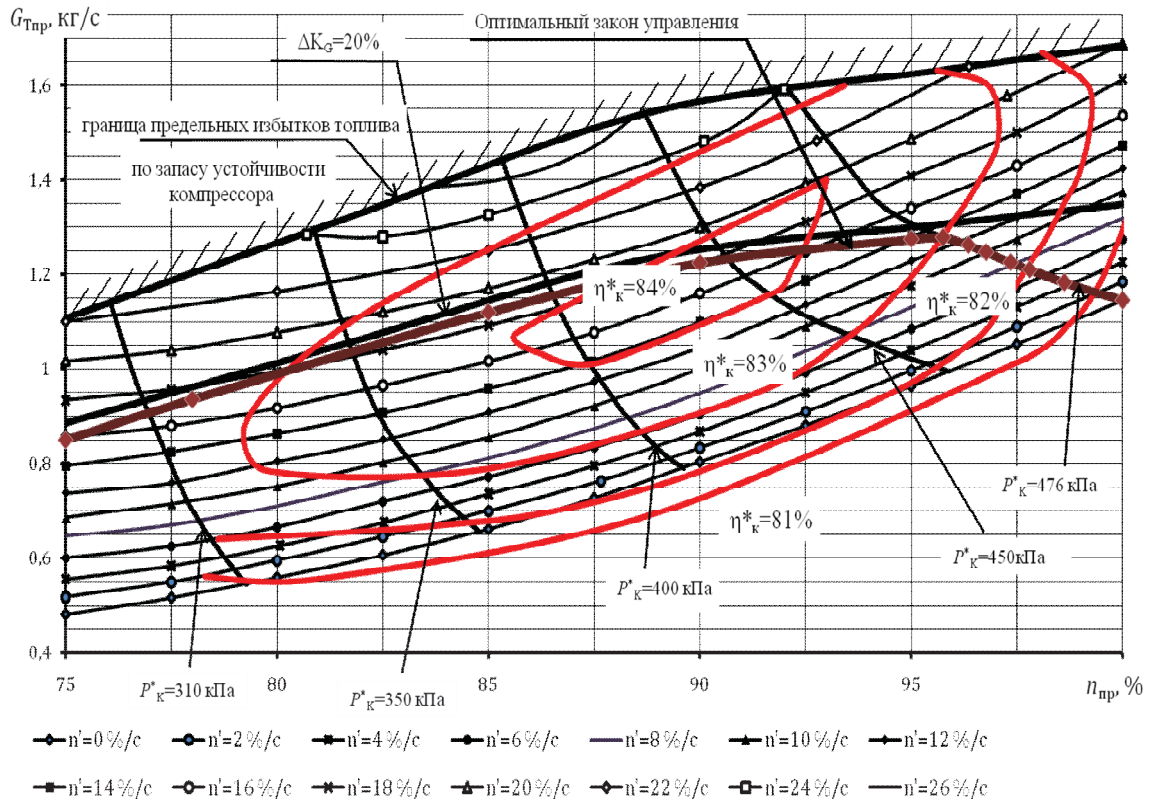


Рис. 2. Расчетная динамическая характеристика в виде зависимости $\lambda = f(n_{нр}, G_{Тнр})$

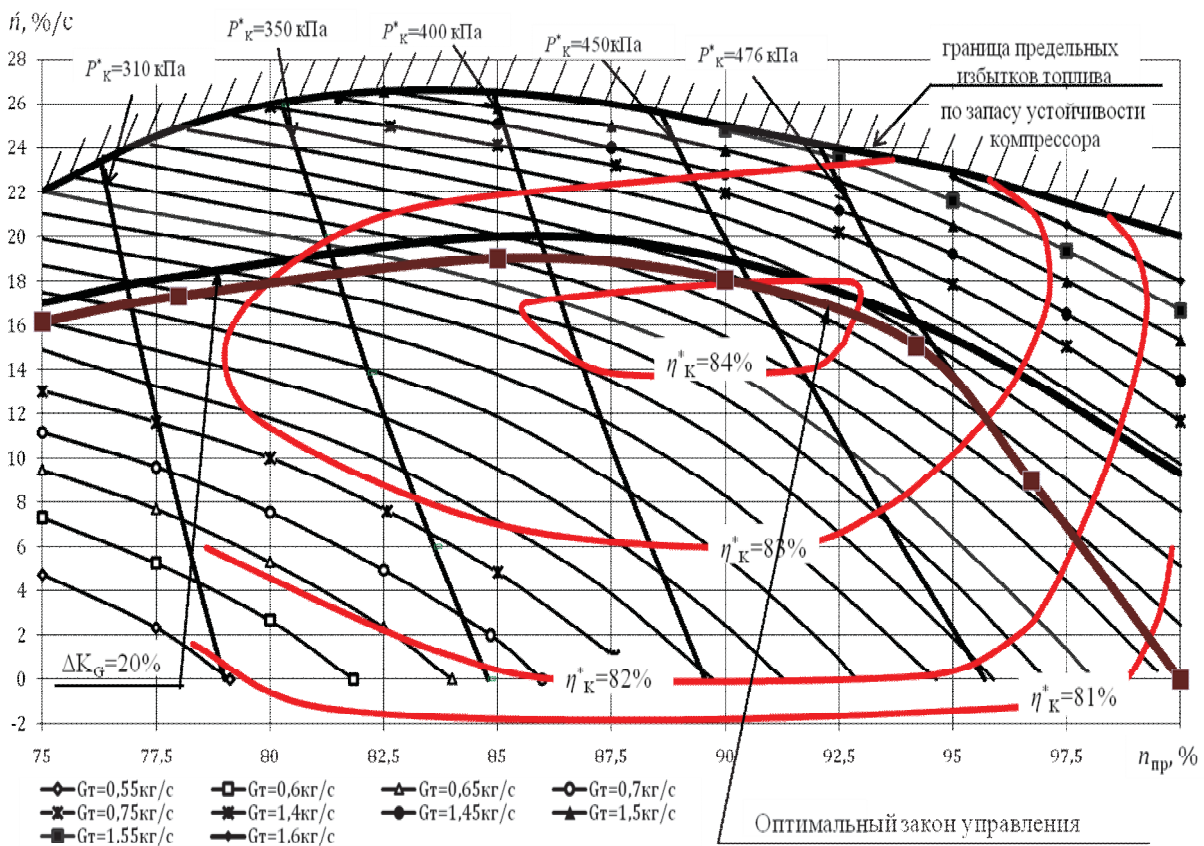


Рис. 3. Расчетная динамическая характеристика в виде зависимости $G_{Тнр} = f(n_{нр}, \dot{n})$

На динамической характеристике нанесены изолинии адиабатического полного КПД компрессора, полного давления воздуха за компрессором, граница предельных избытков топлива по запасу газодинамической устойчивости компрессора, а также линия допустимых избытков топлива при соблюдении гарантированной газодинамической устойчивости компрессора.

На динамической характеристике одновального ТРД (рис. 2) приведена сетка ускорений по частоте вращения ротора, которая представляет собой графически выраженное уравнение $\mathfrak{A} = f(n_{\text{пр}}, G_{\text{Тпр}})$, описывающее двигатель для всех условий полета как звено, входом которого является $G_{\text{Тпр}}$, а выходом $n_{\text{пр}}$ (регулирующий и регулируемый параметры основного контура двигателя). Динамическая характеристика ТРД представляет собой область всех возможных решений уравнений динамики двигателя.

Подобное представление динамических свойств двигателя базируется на учете только одного главного аккумулятора энергии – инерционности вращающихся масс турбокомпрессора. При этом предполагается, что на установившихся и переходных режимах сохраняются неизменными геометрические размеры элементов проточной части, тепловое состояние элементов конструкции и пр.

На динамической характеристике (рис. 2) представлена сетка изобар полного давления воздуха за компрессором p_K^* (величина p_K^* входит как сигнал во многие схемы регуляторов и необходима при расчете переходного процесса).

На рис. 5 представлена характеристика компрессора с изолиниями полного адиабатического КПД компрессора. Сравнительный анализ кривых, представленных на рис. 2 и 5, позволяет выявить сходственное протекание изолиний полного адиабатического КПД компрессора. Расчетный характер полученных результатов позволил нанести сетку изолиний ускорений по частоте вращения ротора на экспериментальную характеристику компрессора. Можно заметить, что изолинии имеют сходный характер протекания на динамической характеристике

одновального ТРД и на экспериментальной характеристике компрессора. Сходный характер протекания изолиний полного адиабатического КПД и ускорения по частоте вращения ротора на динамической характеристике компрессора и характеристике компрессора отражает особенности согласования узлов турбокомпрессора при постоянной площади сечения соплового аппарата турбины и реактивного сопла, а также при критическом режиме течения в сопловом аппарате турбины и реактивном сопле. Таким образом, полученные результаты отражают взаимосвязь и взаимозаменяемость характеристик узлов и динамической характеристики ТРД при подобии режимов течения в узлах ТРД.

На динамической характеристике (рис. 2–4) представлена расчетная граница предельных избытков топлива по запасам газодинамической устойчивости компрессора (может быть получена переносом границы устойчивой работы с характеристики компрессора после получения расчетной сетки изолиний p_K^*).

Область допустимых параметров двигателя ограничивается линией допустимых избытков топлива $\Delta K_G = 20\%$ (рис. 2–4), которая определяется следующим образом:

$$\Delta K_G = \frac{G_{\text{Тпр зр}} - G_{\text{Тпр}}}{G_{\text{Тпр зр}}} \cdot 100\% . \quad (1)$$

Кривая $\Delta K_G = 20\%$ определяет требуемый запас по приведенному расходу топлива относительно границы устойчивой работы компрессора на динамической характеристике ТРД. Ограничение вводится для обеспечения устойчивой работы компрессора при возможных внешних возмущениях, ошибках регулирования, технологических отклонениях и т.п.

Расчетный характер проведенных исследований позволяет получить динамическую характеристику одновального ТРД в виде, отличном от классического представления $\mathfrak{A} = f(G_{\text{Тпр}}, n_{\text{пр}})$. На рис. 3 представлена расчетная динамическая характеристика одновального ТРД с нерегулируемой геометрией проточной части в виде зависимости $G_{\text{Тпр}} = f(n_{\text{пр}}, \mathfrak{A})$. Динамическая харак-

теристика ТРД на рис. 3 представляет собой фазовый портрет динамической системы, в качестве которой выступает газотурбинный двигатель. На рис. 4 представлена динами-

ческая характеристика одновального ТРД с нерегулируемой геометрией в виде зависимости $n_{np} = f(G_{Tnp}, \dot{m})$.

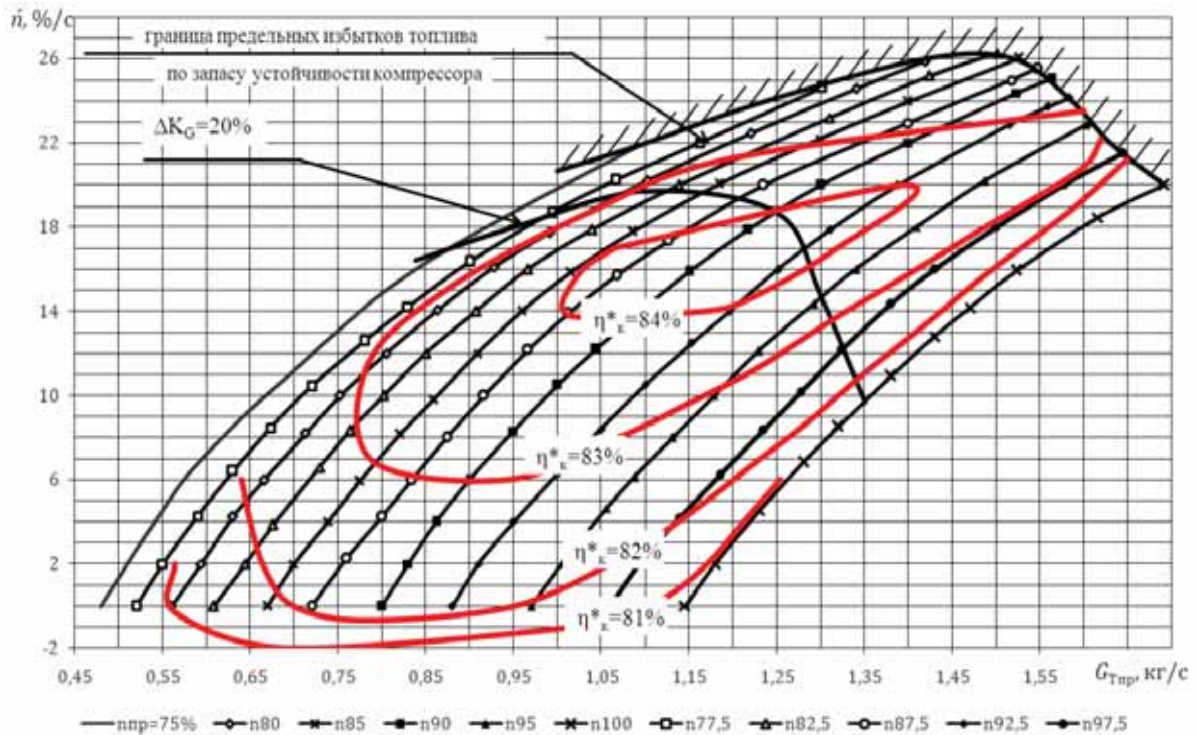


Рис. 4. Расчетная динамическая характеристика в виде зависимости $n_{np} = f(G_{Tnp}, \dot{m})$

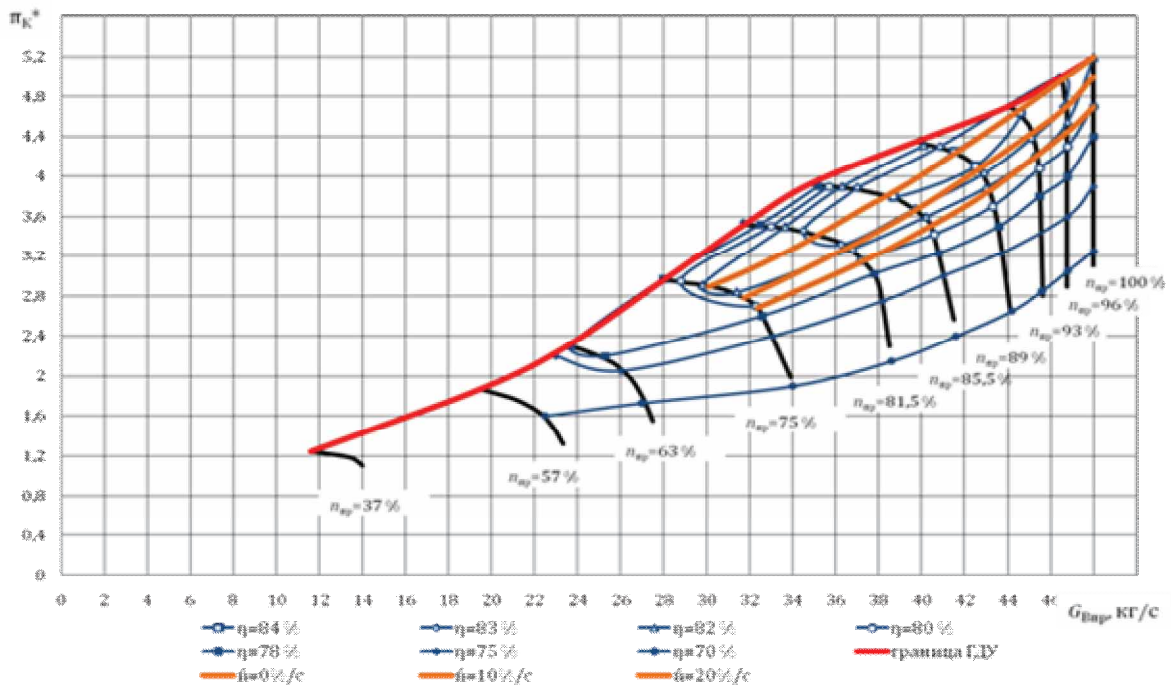


Рис. 5. Характеристика компрессора совместно с изолиниями полного адиабатического КПД и ускорений по частоте вращения ротора

Совокупность трех представленных расчетных динамических характеристик позволяет наиболее полно проводить исследование различных переходных процессов

ГТД и формировать законы управления ГТД в рассматриваемом диапазоне частот вращения ротора.

На рис. 2 и 4 представлена оптимальная переходная рабочая линия ТРД в диапазоне изменения частот вращения $n_{np} = 75\%..100\%$, обеспечивающая минимальное время переходного процесса. Переходная рабочая линия состоит из двух основных участков. Первый участок – переходная рабочая линия с максимальными избытками топлива над установившейся рабочей линией для минимизации времени переходного процесса; второй участок – переходная рабочая линия к точке установившегося режима. На первом участке переходная рабочая линия эквидистантна границе предельных избытков топлива для обеспечения газодинамической устойчивости компрессора $\Delta K_G = 20\%$ с запасом по избытку топлива 1%. На втором участке реализуется дозировка топлива по закону $p_K = const$, что обеспечивает минимальную статическую ошибку регулирования установившегося режима и необходимую устойчивость (уточняется по конкретной схеме регулятора режима и разгона с заданным коэффициентом усиления и динамической характеристике).

Динамическая характеристика ТРД, полученная с применением средств имитационного моделирования, может быть использована для формирования статических и астатических законов управления.

Оптимальная переходная рабочая линия, представленная на рис. 2, может быть реализована с помощью статического закона, представленного в виде зависимости

$$\frac{G_T}{n \cdot p_K^*} = f(n_{np}). \quad (2)$$

Статический закон управления (2) содержит комплекс G_T/p_K^* , который характеризует коэффициент избытка воздуха в камере сгорания и температуру газов при подобии режимов течения и согласовании узлов турбокомпрессора, а также учитывает положение переходной рабочей линии относительно границы устойчивой работы компрессора. Недостатком подобного закона управления является невозможность достаточно точно учесть такие факторы, как изменение коэффициента полноты сгорания топлива, отвод тепла в элементы конструкции двигателя, что влияет на эффективный избыток топлива и избыток мощности турбины при изменении условий эксплуатации.

Для агрегатной реализации подобного закона управления необходима коррекция в зависимости от параметров атмосферного воздуха на входе в двигатель.

Указанных недостатков лишен астатический закон управления, который позволяет реализовать оптимальную переходную рабочую линию, представленную на рис. 3. Предлагаемый астатический закон управления представляется в виде:

$$\frac{\mathbb{A}}{p_K} = f(n_{np}). \quad (3)$$

Подобный закон управления включает в себя ускорение по частоте вращения ротора \mathbb{A} , которое учитывает все факторы, влияющие на избыток мощности турбины, такие как изменение полноты сгорания топлива, нестационарный теплообмен с элементами проточной части турбины и т.п. при изменении эксплуатационных условий. В случае применения подобного астатического закона управления менее точно учитываются запасы газодинамической устойчивости по измеряемым параметрам. Для агрегатной реализации подобного астатического закона управления необходима коррекция в зависимости от параметров воздуха на входе в двигатель.

С помощью предлагаемого подхода возможна разработка системы автоматического управления с использованием обоих законов управления. Статический закон управления используется для ограничения избытков топлива для обеспечения газодинамической устойчивости компрессора. Астатический закон управления используется в качестве основного, что позволяет получить минимальное время приемистости двигателя. Но при этом необходимо проведение дополнительных физических экспериментов, т.к. есть множество факторов, влияющих на \mathbb{A} , но не приводимых по параметрам подобия (например, тепловое состояние элементов и полнота сгорания).

В системе имитационного моделирования DVIgwp произведен расчет переходного процесса при определенном оптимальном законе управления ТРД (рис. 6-8).

Согласно полученным расчетным характеристикам приведенное время переходного процесса в рассматриваемом диапазоне частот вращения ротора составляет 1,5 с.

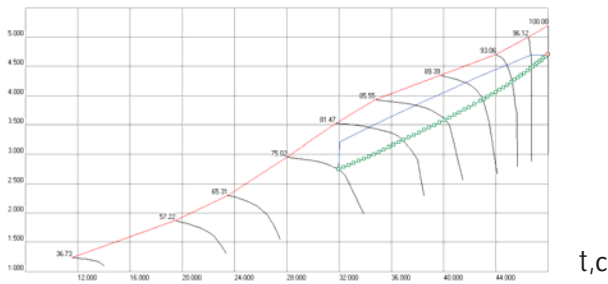


Рис. 6. Переходная рабочая линия на характеристике компрессора

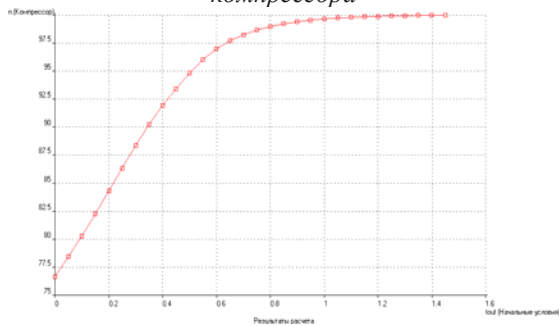


Рис. 7. Изменение частоты вращения ротора во время переходного процесса

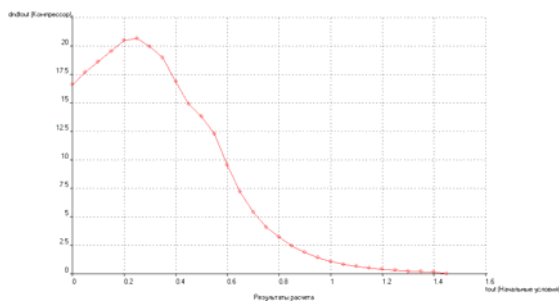


Рис. 8. Изменение ускорения ротора во время переходного процесса

В настоящей работе не рассматриваются конструктивные особенности систем топливопитания и распределения топлива по контурам и форсункам камеры сгорания, вопросы взаимодействия различных регуляторов приемистости между собой, а также регуляторов приемистости и регуляторов установившегося режима. Однако возможен учет подобных взаимодействий при разработке интегральной поузловой имитационной модели газотурбинного двигателя совместно с элементами систем автоматического управления, контроля и диагностики.

Авторами в статье рассмотрены особенности силовых установок для БПЛА одноразового применения со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета, а также требования и ограничения на силовую установку и ее САУ, накладываемые целевым назначением изделия.

Авторами получена динамическая характеристика одновального ТРД с нерегулируемой геометрией проточной части при критическом режиме течения в сопловом аппарате турбины и реактивном сопле.

В работе представлена динамическая характеристика одновального ТРД в виде зависимостей

$$\dot{n} = f(G_{Tnp}, n_{np}),$$

$G_{Tnp} = f(n_{np}, \dot{n})$ и $n_{np} = f(G_{Tnp}, \dot{n})$. Расчетный характер исследований позволил впервые получить на динамической характеристике сетку изолиний полного адиабатического КПД компрессора.

Полученные с помощью средств имитационного моделирования динамические характеристики ТРД позволяют определить переходную рабочую линию в приведенных параметрах, обеспечивающую минимальное время переходного процесса. Комплекс динамических характеристик позволяет формировать статические и астатические законы управления силовой установкой БПЛА одноразового применения. Подобные законы управления могут быть реализованы в электронных, гидромеханических и комбинированных системах автоматического управления ТРД с учетом перехода с одного регулятора на другой (переход с регулятора установившегося режима на регулятор разгона и наоборот).

Библиографический список

1. Любомудров, Ю.В. Применение теории подобия при проектировании систем управления газотурбинных двигателей [Текст] / Ю.В. Любомудров – М.: Машиностроение, 1971. – 198 с.
2. Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов. Управление ВРД [Текст] / под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. А.А. Шевякова. -М.: Машиностроение, 1976. – 344 с.
3. Шевяков, А.А. Автоматика авиационных и ракетных силовых установок [Текст] / А.А. Шевяков - М.: Машиностроение, 1970. – 660 с.
4. Ахмедзянов, Д.А. Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2004610868. Система термодинамического моделирования газотурбинных двигателей на переходных режимах работы DVIGwp [Текст] / Д.А. Ахмедзянов, И.А.

Кривошеев, Е.С. Власова. -М.: Роспатент, 2004.

5. Тунаков, А.П. САПР газотурбинных двигателей [Текст] / А.П. Тунаков, И.А. Кривошеев, Д.А. Ахмедзянов – Уфа: УГАТУ, 2005. – 272 с.

6. Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде

DVIGw [Текст] / Д.А. Ахмедзянов, И.А. Кривошеев [и др.]. -Уфа: УГАТУ, 2003. – 162 с.

7. Ахмедзянов, Д.А. Термогазодинамическое моделирование авиационных ГТД: учеб. пособие [Текст] / Д.А. Ахмедзянов - Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. – Уфа: УГАТУ, 2008. – 158 с.

GENERATION OF CONTROL PROGRAMES FOR DISPOSABLE UNMANNED AIRCRAFT VEHICLE PROPULSION SYSTEM BY MEANS OF DYNAMIC CHARACTERISTIC

© 2011 A. Ye. Mikhailov, D. A. Akhmedzyanov, Yu. M. Akhmetov, A. B. Mikhailova

Ufa State Aviation Technical University

Disposable unmanned aircraft vehicle propulsion system features are discussed. The dynamic characteristic is proposed to generate control program for disposable unmanned aircraft vehicle propulsion system. The simulation system Dvigwp is used to calculate dynamic characteristic of turbojet engine. The control program, which provides minimal time of transient process is generated by means of calculated dynamic characteristic.

Gas turbine engine, control program, dynamic characteristic, unmanned aircraft vehicle, simulation.

Информация об авторах

Михайлов Алексей Евгеньевич, аспирант Уфимского государственного авиационного технического университета. E-mail: mikhailov.ugatu@gmail.com. Область научных интересов: рабочие процессы, устойчивость, динамика ГТД, автоматика и регулирование, имитационное моделирование.

Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, доктор технических наук, профессор Уфимского государственного авиационного технического университета. E-mail: ada@ugatu.ac.ru. Область научных интересов: авиационные двигатели, рабочие процессы, динамика газотурбинных двигателей, автоматика и регулирование, имитационное моделирование.

Ахметов Юрий Мавлютович, кандидат технических наук, доцент Уфимского государственного авиационного технического университета. Область научных интересов: устойчивость, динамика газотурбинных двигателей, автоматика и регулирование, имитационное моделирование.

Михайлова Александра Борисовна, аспирант Уфимского государственного авиационного технического университета. E-mail: alexandra11112007@yandex.ru. Область научных интересов: осевые и центробежные компрессоры, расчет характеристик осевых компрессоров, имитационное моделирование, устойчивость.

Mikhailov Alexey Yevgenevich, post-graduate student of Ufa State Aviation Technical University. E-mail: mikhailov.ugatu@gmail.com. Area of research: working processes, gas-dynamic stability, dynamics of GTE, controlling and automatics, simulation.

Akhmedzyanov Dmitry Albertovich, doctor of technical science, professor of Ufa State Aviation Technical University. E-mail: ada@ugatu.ac.ru. Area of research: aircraft engines, working processes, dynamics of GTE, controlling and automatics, simulation.

Akhmetov Yuri Mavlyutovich, candidate of technical science, associate professor of Ufa State Aviation Technical University. Area of research: gas-dynamic stability, dynamics of GTE, controlling and automatics, simulation.

Mikhailova Alexandra Borisovna, post-graduate student of Ufa State Aviation Technical University. E-mail: alexandra11112007@yandex.ru. Area of research: axial and centrifugal compressors, off-design performance prediction, simulation, gas-dynamic stability.