

УДК 629.124:

А.И. ТАРАСЕНКО, А.А. ТАРАСЕНКО

Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина

ШИРОКОДИАПАЗОННАЯ ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГТД

Предлагается алгоритм решения разработанной системы дифференциальных уравнений описывающих динамику газотурбинного двигателя (ГТД). При моделировании динамики ГТД используются, разработанные авторами, обобщенные характеристики компрессоров, турбин, устройств типа «газодинамическое сопротивление» и устройств перепуска полученные на основе использования газодинамических функций и общих соотношений. В качестве исходных данных используются параметры номинального режима. Приведенные уравнения позволяют определить молекулярный вес, показатель адиабаты, теплоемкости продуктов сгорания во всем диапазоне работы ГТД.

Ключевые слова: Характеристики компрессора и турбины, расход, кпд, степень повышения давления, молекулярный вес, показатель адиабаты, теплоемкость.

Введение

Динамическая модель газотурбинного двигателя (ГТД) необходима при исследовании важных аспектов его эксплуатации. Анализ процессов запуска, сброса и приема нагрузки интересен на этапе проектирования, на котором известны только параметры номинального режима.

Различные аспекты динамики ГТД рассмотрены в известной книге [1]. В работе [2] перечислены основные динамические факторы ГТД. Среди перечисленных факторов выделена инерционность роторов и инерционность пневматических емкостей (элементов проточной части). В [3, 4] даны примеры учета инерционности роторов и пневматических емкостей ГТД. В [4] рассмотрена расчетная схема двигателя, который состоит из турбомашин (роторов), которые соединены друг с другом посредством пневматических емкостей (ресиверов). Протяженность турбомашин и распределение параметров по тракту отдельной турбомашин не учитывается. В [5] подчеркнута, что для анализа пневматической емкости (ресивера или коллектора) необходимо использовать уравнение неразрывности, уравнение импульсов (в форме Навье-Стокса для задач проектирования), уравнение энергии и состояния газа. Уравнения баланса масс и энергий традиционны. Уравнение импульсов в [4, 6] завуалировано и требует пояснений.

Дело в том, что параметр расхода газа

$$g = \frac{G \cdot \sqrt{T}}{P}$$

на входе и выходе из пневматической емкости определяется с помощью баланса полных давлений как минимум для двух пневматических емкостей и турбомашин между ними. При этом учитываются по-

тери полного давления на входе и выходе из пневматической емкости и адиабатический КПД турбомашин.

Такой подход широко применяется при расчетах на номинальном режиме. На частичных режимах и при динамическом моделировании с постоянным временем запаздывания потери и КПД зависят от параметра расхода.

Формулировка проблемы

Необходимо получить и реализовать на ЭВМ систему дифференциальных уравнений, описывающих параметры газотурбинного двигателя во всем диапазоне его эксплуатации с учетом динамических свойств роторов, пневматических емкостей и тепловой инерционности элементов конструкции двигателя.

Цель работы – разработать методику расчета параметров газотурбинного двигателя во всем диапазоне его эксплуатации с учетом динамических свойств роторов, пневматических емкостей и тепловой инерционности элементов конструкции двигателя.

Результаты исследований

Рассматривается расчетная схема двигателя, который состоит из турбомашин (роторов), которые соединены друг с другом посредством пневматических емкостей (ресиверов). Протяженность турбомашин и распределение параметров по тракту отдельной турбомашин не учитывается. Допускается возможность разбить один компрессор на две и более части, соединенные ресивером. Это важно при анализе работы устройств перепуска.

Предполагается, что в ресиверах размещены элементы конструкции, имеющие тепловую инерционность. Для камер сгорания, утилизационных котлов и промежуточных охладителей (нагревателей)

это понятно. Что касается турбин, то перемещение их масс в ресивер условно.

На рис. 1 показана расчетная схема распространенного трехвального газотурбинного двигателя.

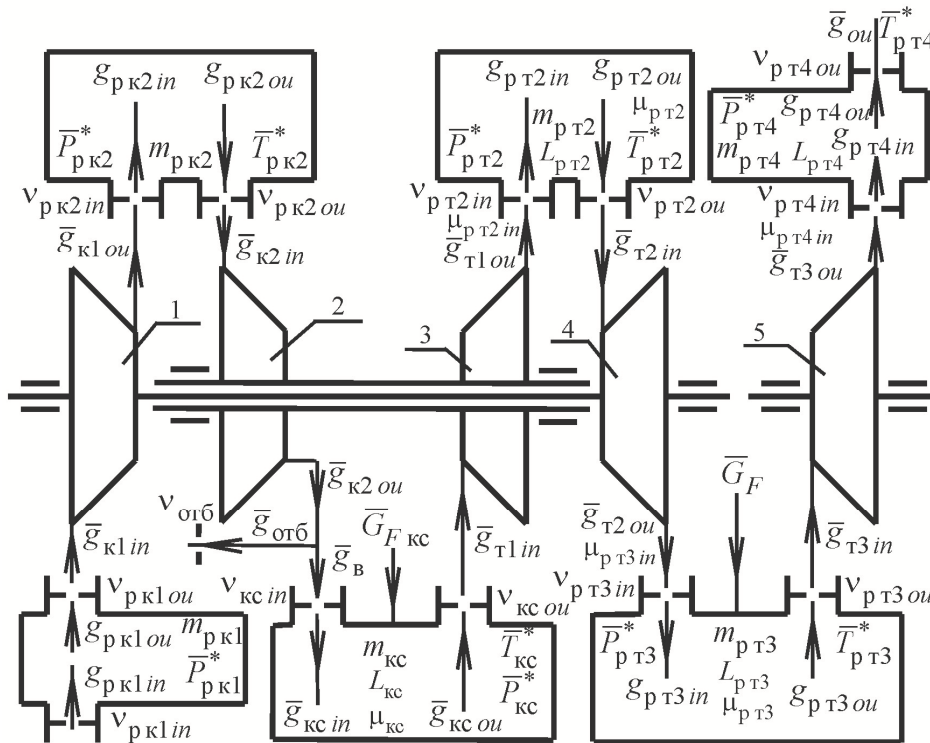


Рис. 1. Схема газотурбинного двигателя:
 1 – компрессор (K1); 2 – компрессор (K2);
 3 – турбина (T1); 4 – турбина (T2); 5 – турбина (T3)

Показанный на рис. 1 двигатель имеет дополнительную камеру сгорания перед свободной силовой турбиной. Такая схема несколько экзотична, но ее реальное применение в энергетике при работе с ТУК возможно. В рассматриваемой на рис. 1 схеме нумерация компрессоров и турбин осуществлена по ходу воздуха (газа). Ресиверы имеют номера, совпадающие с номерами турбомашин, но для компрессоров ресивер с номером компрессора расположен перед ним, а для турбин ресивер с номером турбины расположен за ней. Между старшим по номеру компрессором и турбиной 1 расположена камера сгорания, которая рассматривается аналогично ресиверу турбины.

Процесс получения уравнений ресиверов можно проиллюстрировать на примере ресивера турбины 3, который показан на рис. 2.

На рис. 1, 2 приняты следующие обозначения (номер ресивера опущен), знак надчеркивание означает, что параметр отнесен к значению этого же параметра на номинальном режиме:

$v_{p\tau\text{ou}}$ – степень восстановления полного давления на выходе из ресивера;

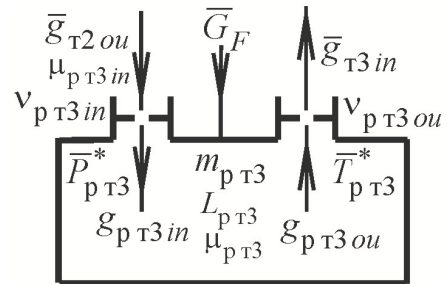


Рис. 2. Ресивер силовой турбины (турбины 3)

$v_{p\tau\text{in}}$ – степень восстановления полного давления на входе в ресивер;

$g_{p\tau\text{ou}}$ – параметр расхода на выходе из ресивера турбины;

$g_{p\tau\text{in}}$ – параметр расхода на входе в ресивер турбины;

$g_{\tau\text{ou}}$ – параметр расхода на выходе из турбины;

$g_{\tau\text{in}}$ – параметр расхода на входе в турбину;

$m_{p\tau}$ – масса газа в ресивере турбины;

$P_{рт}^*$, $T_{рт}^*$ – давление и температура заторможенного потока в ресивере турбины;

$\mu_{рт} = \mu_{ртн} \bar{m}_{рт} / \bar{L}_{рт}$ – молекулярная масса смеси газов в ресивере турбины;

$L_{рт} = m_{рт} / \mu_{рт}$ – количество газа в ресивере турбины в молях;

$\mu_{ртin}$ – молекулярная масса смеси газов входящих в ресивер турбины.

Рассматривая массовый баланс ресивера можно получить два следующих уравнения:

$$\begin{aligned} & \dot{m}_{рт} \tau_{рт} = \\ & = \bar{P}_{рт}^* \left[\frac{\bar{g}_{ртin}}{\sqrt{T_{ртin}^*}} - \frac{\bar{g}_{ртou}}{\sqrt{T_{рт}^*}} (1 + k_f) \right] + k_f \bar{G}_F; \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \dot{L}_{рт} \frac{\tau_{рт}}{\mu_{ртн}} = \Delta_L \cdot k_f \cdot \bar{G}_F + \\ & + \bar{P}_{рт}^* \left[\frac{\bar{g}_{ртin}}{\mu_{ртin} \sqrt{T_{ртin}^*}} - \frac{\bar{g}_{ртou}}{\mu_{ртн} \sqrt{T_{рт}^*}} \frac{\bar{L}_{рт}}{\bar{m}_{рт}} (1 + k_f) \right]. \end{aligned} \quad (2)$$

Рассмотрев баланс энергии, запишем:

$$\begin{aligned} & \dot{T}_{рт}^* \tau_{рт} \bar{m}_{рт} C_p^{T_{рт}^*} = \\ & = \frac{\bar{P}_{рт}^* \bar{g}_{ртin}}{\sqrt{T_{ртin}^*}} \left[T_{ртin}^* C_{pm}^{T_{ртin}^*} - T_{рт}^* C_{pm}^{T_{рт}^*} \right] + \\ & + k_f \bar{G}_F (H_u - T_{рт}^* \cdot C_{pm}^{T_{рт}^*}) \pm Q_{вн} / G_{инн}. \end{aligned} \quad (3)$$

Для ротора турбокомпрессора

$$\dot{n} \tau_{тк} = \frac{1}{n} (\bar{N}_T - \bar{N}_K + \bar{N}_{ст}), \quad (4)$$

В этих уравнениях:

$\tau_{рт} = m_{ртн} / G_{инн}$ – постоянная времени ресивера турбины;

$G_{инн}$ – расход газа на входе в ресивер на номинальном режиме;

G_F – расход топлива;

$k_f = G_{Fn} / G_{инн}$;

$Q_{вн}$ – тепловой поток в ватах между металлическими конструкциями ГТД и газом;

$C_p^{T_{рт}^*}$ – истинная массовая изобарная теплоемкость газа в ресивере турбины;

$C_{pm}^{T_{рт}^*}$ – средняя массовая изобарная теплоемкость газа в ресивере турбины;

$C_{pm}^{T_{ртin}^*}$ – средняя массовая изобарная теплоемкость газа на входе в ресивер турбины;

H_u – низшая теплотворная способность топлива;

$\tau_{тк} = \frac{J \omega_n^2}{N_{тн}}$ – постоянная времени ротора турбокомпрессора;

$\bar{n} = \omega / \omega_n$ – отношение угловой скорости турбокомпрессора к угловой скорости на номинальном режиме;

$\bar{N}_T, \bar{N}_K, \bar{N}_{ст}$ – относительная мощность, турбины компрессора и стартера;

Δ_L – увеличение в кмоль/кг количества продуктов сгорания. Для топлива среднего состава $\Delta_L = 0.0316$ кмоль/кг. Более известно соотношение $\Delta_L / L_0 = 0,064$, где $L_0 = 0,495$ кмоль/кг – количество воздуха в кмоль, необходимое для сгорания 1 кг топлива.

Уравнение (3) получено на основе теплового баланса:

$$\begin{aligned} & \frac{d}{dt} (T_{рт}^* m_{рт} C_{pm}^{T_{рт}^*}) = \\ & = G_{ин} T_{ртin}^* C_{pm}^{T_{ртin}^*} - G_{ou} T_{рт}^* C_{pm}^{T_{рт}^*} + G_F H_u \pm Q_{вн}, \end{aligned} \quad (5)$$

где t – текущее время.

Преобразовав (5), запишем:

$$\begin{aligned} & m_{ртн} \dot{m}_{рт} T_{рт}^* C_{pm}^{T_{рт}^*} + m_{ртн} \bar{m}_{рт} \frac{d}{dt} (T_{рт}^* C_{pm}^{T_{рт}^*}) = \\ & = G_F H_u + G_{инн} \bar{G}_{ин} T_{ртin}^* C_{pm}^{T_{ртin}^*} - \\ & - G_{ouн} \bar{G}_{ou} T_{рт}^* C_{pm}^{T_{рт}^*} \pm Q_{вн}. \end{aligned}$$

Учитывая, что

$$T_{рт}^* C_{pm}^{T_{рт}^*} = \int_0^{T_{рт}^*} T \cdot C_p^T dT$$

и, что

$$\begin{aligned} & \frac{d}{dt} (T_{рт}^* C_{pm}^{T_{рт}^*}) = \\ & = \frac{dT_{рт}^*}{dt} \frac{d}{dT_{рт}^*} (T_{рт}^* C_{pm}^{T_{рт}^*}) = \dot{T}_{рт}^* C_p^{T_{рт}^*}, \end{aligned}$$

получим

$$\begin{aligned} \bar{m}_{\text{прт}} \tau_{\text{прт}} \dot{T}_{\text{прт}}^* C_p^{T_{\text{прт}}^*} = \\ = \dot{m}_{\text{прт}} \tau_{\text{прт}} T_{\text{прт}}^* C_{\text{рпм}}^{T_{\text{прт}}^*} + \bar{G}_{\text{ин}} T_{\text{прт}}^* C_{\text{рпм}}^{T_{\text{прт}}^*} - \\ - (1 + k_f) \cdot \bar{G}_{\text{оу}} T_{\text{прт}}^* C_{\text{рпм}}^{T_{\text{прт}}^*} + k_f \bar{G}_F H_u \pm Q_{\text{вн}} / G_{\text{ин}}. \end{aligned}$$

Но так как

$$\dot{m}_{\text{прт}} \tau_{\text{прт}} = \bar{G}_{\text{ин}} - (1 + k_f) \cdot \bar{G}_{\text{оу}} + k_f \bar{G}_F,$$

то, выразив расход через параметр расхода, получим уравнение (3).

Характеристики компрессоров, турбин и устройств типа "газодинамическое сопротивление" описаны в статьях авторов [7 – 9]. При построении характеристик использован параметр расхода.

Теплоемкость смеси газов определена в зависимости от температуры и коэффициента избытка воздуха. Коэффициент избытка воздуха в ресивере можно вычислить с помощью следующего выражения

$$\alpha = \frac{1 - \Delta_L \cdot \mu_{\text{прт}}}{L_0 (\mu_{\text{прт}} - \mu_a)},$$

где μ_a – молекулярная масса воздуха.

Систему дифференциальных уравнений (1)–(4) планируется решить численным методом. В качестве численного метода можно использовать метод Хемминга или Рунге–Кутты [7].

Во всех этих методах задача пользователя – по известным значениям параметров найти первые производные этих параметров. Иными словами – числовые значения неизвестных переменных выдает численный метод, а задача программиста, получив эти числовые значения, вычислить первые производные.

Действительно, имея по каждому ресиверу следующие параметры:

$$T_p^*, \bar{m}_p, \bar{L}_p$$

и обороты контуров \bar{n} , можно найти коэффициенты избытка воздуха и теплоемкости в характерных точках и следовательно газовую постоянную и коэффициент адиабаты.

Вычисление давлений в ресиверах

$$\bar{P}_p^* = \bar{L}_p \cdot \bar{T}_p^*$$

позволяет определить параметры расходов и вычислить с помощью уравнений (1)–(4) производные. Подача топлива определяется моделированием системы автоматического управления.

Заключение

Разработанная методика позволяет моделировать переходные процессы во всем диапазоне режимов работы ГТД.

Расчеты на ЭВМ по изложенной методике позволяют определить запас устойчивости компрессоров и обнаружить автоколебания потока (помпаж) в процессе маневров.

Литература

1. Добрянский, Г.В. Динамика авиационных ГТД [Текст] / Г.В. Добрянский, Т.С. Мартянова. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
2. Епифанов, С.В. Моделирование динамики пневматических емкостей при расчете переходных процессов в проточной части газотурбинных двигателей [Текст] / С.В. Епифанов, Р.Л. Зеленский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 10 (46). – С. 49 – 54.
3. Епифанов, С.В. Моделирование динамики турбовального двигателя в составе силовой установки летательного аппарата [Текст] / С.В. Епифанов, Р.Л. Зеленский // *Авиационно-космическая техника и технология*, – 2008. – № 10 (57). – С. 156 – 161.
4. Тарасенко, А.И. Нелинейная динамическая модель судового газотурбинного двигателя [Текст] // *Авиационная техника и технология*. – 2006. – № 7 (33). – С. 172 – 176.
5. Совершенствование выпускной системы двухтактного дизеля [Текст] / С.А. Алехин, Е.С. Васильев, В.П. Герасименко, В.А. Опалев, В.В. Салтовский // *Авиационно-космическая техника и технология*, – 2010. – № 9 (76). – С. 72 – 77.
6. Тарасенко, А.И. Нелинейная динамическая модель судового газотурбинного двигателя сложной схемы [Текст] / А.И. Тарасенко // *Авиационная техника и технология*. – 2008. – № 9 (56). – С. 143 – 146.
7. Тарасенко, А.А. Частичные режимы устройств типа газодинамическое сопротивление в судовых ГТД [Текст] / А.И. Тарасенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 8 (55). – С. 56 – 58.
8. Тарасенко, А.А. Применение обобщенных зависимостей для построения характеристик компрессоров с помощью ЭВМ [Текст] / А.И. Тарасенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 7 (64). – С. 74 – 77.
9. Тарасенко, А.А. Применение обобщенных зависимостей для построения характеристик турбин с помощью ЭВМ [Текст] / А.И. Тарасенко // *Авиационно-космическая техника и технология*, – 2010. – № 7 (74). – С. 164 – 167.

Поступила в редакцію 15.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Р. Ткач, Национальний університет кораблебудування, Николаєв, Україна.

ШИРОКОДИАПАЗОННА ДИНАМІЧНА МОДЕЛЬ ГТД

О.І. Тарасенко, О.О. Тарасенко

Пропонується алгоритм рішення розробленої системи диференціальних рівнянь які описують динаміку газотурбінного двигуна (ГТД). При моделюванні динаміки ГТД використовуються розроблені авторами узагальнені характеристики компресорів, турбін, пристроїв типу "газодинамічний опір" та пристроїв перепуску повітря, одержаних на базі використання газодинамічних функцій і загальних співвідношень. В якості базових даних використовуються основні параметри номінального режиму. Наведені рівняння дозволяють визначити молекулярну вагу, показник адіабати, теплоємність продуктів згоряння у всьому діапазоні роботи ГТД.

Ключові слова: характеристики компресора та турбіни, витрата, ККД, ступінь підвищення тиску, молекулярна вага, показник адіабати, теплоємність.

FULL-RANGE DYNAMIC GTE MODEL

A.I. Tarasenko, A.A. Tarasenko

There is a system of differential equations modeling the dynamic of gas turbine engine (GTE) with a solution algorithm. During the modeling of dynamic GTE generalized characteristics of compressors, turbines, devices such as "gas-dynamic resistance" and bypass devices obtained by authors through the use of gas-dynamic functions and general relations are used. As the initial data parameters of the nominal mode are used. The results of the equations are adiabatic coefficient, molecular weight, heat capacity of combustion products, for all exploitation modes.

Key words: compressor or turbine characteristics, consumption, efficiency, pressure ratio, molecular weight, adiabatic coefficient, heat capacity.

Тарасенко Александр Иванович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри механіки і конструювання машин Національного університету кораблебудування ім. адм. Макарова, Николаєв, Україна, e-mail: tai777@ukrpost.net,

Тарасенко Александр Александрович – аспірант кафедри турбін Національного університету кораблебудування ім. адм. Макарова, Николаєв, Україна, e-mail: tai777@ukrpost.net.