

ПОЭЛЕМЕНТНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТУРБОВИНТОВЕНТИЛЯТОРНОГО ДВИГАТЕЛЯ Д-27

О.Ф. Муравченко, канд. техн. наук, А.Н. Хусточка

ГП ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко, г. Запорожье, Украина

В ГП ЗМКБ «Прогресс» широко применяются математические модели (ММ) как отдельных элементов, так и двигателя в целом. Накоплен большой опыт по разработке математических моделей двигателей Д-36, Д-18Т, Д-436Т1, АИ-336 и др. ММ используются при проектировании, испытаниях, доводке, эксплуатации, диагностики и модернизации ГТД. На основании расчетов по термогазодинамической ММ двигателя АИ-25ТЛ была обоснована возможность его модернизации с повышением максимальной тяги. Выполненные расчеты были полностью подтверждены в процессе стендовых и летных испытаний [1]. У двигателя, получившего наименование АИ-25ТЛШ (для самолёта L-39U), была увеличена тяга на 7,5% в земных статических условиях и на 13,5% в полете у земли с $M_p=0,6$ без превышения ограничений по прочности конструкции.

Существуют различные методы и уровни моделирования процессов ГТД. В соответствии с [2] условно выделяют следующие уровни:

- нулевой уровень – описание характеристик объекта как «черного ящика» с помощью формальных взаимосвязей;
- первый уровень – объект описан с помощью соотношений и уравнений, отражающих физические взаимосвязи между внутренними подсистемами, которые представлены нулевым уровнем;
- второй уровень – детальное моделирование взаимосвязей между подсистемами, представленными ММ первого уровня.

ММ каждого из уровней имеет свои достоинства и недостатки. Поэтому выбор типа ММ зависит от номенклатуры задач, которые предстоит решить с ее помощью. Главное – чтобы ММ была максимально адекватна реальному объекту. Повышение адекватности ММ может быть обеспечена тремя способами [3]:

1) повышение сложности модели для более полного и точного учета различных физических явлений, определяющих рабочий процесс объекта;

2) идентификация моделей по результатам измерения параметров;

3) идентификация рабочей модели по результатам расчета, выполненного по более точной и сложной модели (например, с подсистемами второго уровня).

Рассматриваемый турбовинтовентиляторный двигатель ТВВД Д-27 как объект моделирования является достаточно сложной системой. Поэтому оптимальной ММ установившихся режимов ТВВД для проектирования, доводки и расчета ВСХ была выбрана поэлементная (модульная) модель первого уровня с иерархическим построением алгоритмов. Такая модель обладает достаточно высокой информативностью, технологична при разработке, идентификации и эксплуатации. Методической основой послужили работы [2 – 6].

Работы по идентификации ведутся в направлении как идентификации характеристик отдельных элементов (модулей) ТВВД, так и характеристик двигателя в целом. Достаточно полный анализ современных методов идентификации ММ ГТД представлен в работе [7].

Собственно математическая модель как конечный продукт предназначена для расчета ВСХ двигательной установки Д-27/СВ-27, в которой СВ-27 – двухрядный соосный винтовентилятор является движителем, а Д-27 – трехвальный газотурбинный двигатель является приводом винтовентилятора.

ММ состоит из трех базовых модулей (рис. 1):

- модель двигателя Д-27;
- модель винтовентилятора СВ-27;
- модель системы автоматического управления.

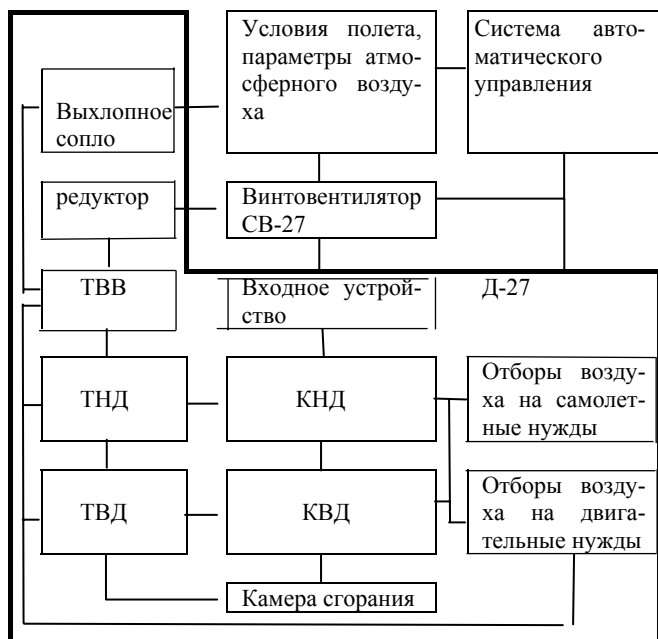


Рис. 1. Структурная схема математической модели ТВВД Д-27

Ядром ММ является модель расчета двигателя Д-27, включающая в себя следующие подмодули:

- входное устройство; редуктор; компрессор низкого давления; компрессор высокого давления; камеру сгорания; турбину высокого давления; турбину низкого давления; турбину винтовентилятора; выхлопное сопло; систему отбора воздуха на двигательные нужды; систему отбора воздуха и мощности на самолетные нужды.

Основные связи между подмодулями описаны уравнениями неразрывности потока и сохранения энергии. Термогазодинамические процессы описаны зависимостями с допущениями, типичными для инженерных расчетов [8]. Термодинамические соотношения, применяемые для описания процессов в узлах двигателя, представлены в ММ в зависимости от свойств рабочего тела, температуры и химического состава продуктов сгорания. Балансировка математической модели сводится к численному решению системы линейных дифференциальных уравнений методом Ньютона - Рафсона с заданной точностью. Библиотека базовых стандартных подпрограмм была разработана в ГП ЗМКБ «Прогресс» в рамках САПР и совершенствуется до настоящего времени. Представленная ММ ТВДД Д-27 реализована в виде про-

граммного продукта на языке FORTRAN for Windows. Интерфейс выполнен на языке DELPHI. Далее описана методология и источники определения характеристик элементов ММ.

Характеристика входного устройства получена на основании обобщения экспериментальных данных при испытаниях на летающей лаборатории Ил-76 и самолете Ан-70. Известно, что наиболее правильным является представление характеристики в виде зависимости $\sigma_{ВХ} = f(Mп, G_{В ПР})$. В процессе обработки экспериментальных данных параметр $G_{В ПР}$ заменялся $\pi^*_{КС}$, измеряемой при летных испытаниях, так как зависимость $G_{В ПР} = f(\pi^*_{КС})$ не расщепляется. Однако при более глубоком анализе зависимость $\sigma_{ВХ} = f(\pi^*_{КС})$ не была установлена. Для практических расчетов принята характеристика $\sigma_{ВХ} = f(Mп)$.

Характеристики редуктора заданы передаточным отношением $i_{ред}$ и механическим КПД $\eta_{мех}$.

Характеристики компрессоров НД и ВД представлены в виде $G_{В ПР}, \eta^*_K = f(\pi^*_{К}, n_{КПР})$. Характеристика КНД получена по результатам обобщения испытаний нескольких двухкаскадных газогенераторов. В земных условиях были достигнуты относительные частоты вращения $\bar{n}_{ПР} = 0,95...0,97$. Поэтому по результатам идентификации модели КНД были рассчитаны характеристики на $\bar{n}_{ПР} = 1; 1,05$. Характеристика КНД на режимах с перепуском воздуха из-за 4-й ступени определялась по двумерной ММ осевого компрессора [9].

Характеристика КВД определена на основании результатов испытаний однокаскадного газогенератора. Линия рабочих режимов определена при испытаниях полноразмерного двигателя на гидротормозном стенде. Из-за различия в температурном состоянии ротора ВД при этих испытаниях характеристики компрессора были скорректированы. Далее процесс идентификации проходил следующим образом. Выполнялся расчет характеристик отдельно осевых ступеней и центробежной ступени, потом они суммировались. Суммарная характеристика идентифицировалась с экспериментальными данными. Характеристики компрессоров даны с учетом штатных законов управления

углами установки направляющих аппаратов $\alpha_{\text{вна, на}} = f(n_{\text{пр}})$.

В компрессорах предусмотрены отборы на двигательные и самолетные нужды.

Характеристики камеры сгорания представлены в виде

$$\sigma_{\text{BX}} = f \left(\frac{G_{\text{B}} \sqrt{T_{\text{K}}^*}}{P_{\text{K}}} \right), \quad (1)$$

$$\eta = f \left(\frac{T_{\text{Г}} - T_{\text{КВД}}^*}{T_{\text{Г}}^*} \right), \quad (2)$$

определенных экспериментально.

Характеристики турбин представлены в виде

$$A_{\text{T}}, \eta_{\text{т.ув}}^* = f \left(\pi_{\text{т}}^*, \frac{n_{\text{T}}}{\sqrt{T_{\text{Г}}^*}} \right). \quad (3)$$

Характеристики ТВД и ТНД получены по результатам испытаний на установке и на двигателе. Расчетные характеристики проидентифицированы с экспериментальными данными.

Характеристики ТВВ экспериментально определялись на установке и на гидротормозном стенде, путем изменения загрузки гидротормоза. На основании этих исследований выполнен расчет характеристик в широком диапазоне.

Характеристика выхлопного сопла представлена в виде коэффициента скорости

$$\varphi_{\text{с}} = f \left(\frac{C_{\text{с}} \sqrt{T_{\text{с}}^*}}{P_{\text{с}}^*} \right). \quad (4)$$

Осевая составляющая тяги сопла определяется как

$$R_{\text{сА}} = R_{\text{с}} \cdot \cos \alpha_{\text{с}},$$

где $\alpha_{\text{с}}$ - угол отклонения вектора тяги от оси двигателя с учетом разворота потока на косом срезе.

Характеристики системы отбора воздуха от компрессора на двигательные нужды представлены схемой отборов и подводов воздуха. Двигательные нужды включают в себя все отборы на охлаждение деталей турбины и компрессора, компенсацию осевых усилий на опорах роторов, уплотнение масляных полостей, суфлирование и утечки.

Характеристики системы отбора воздуха на самолетные нужды представлены в виде зависимостей параметров воздуха на фланцах стыковки с самолетной системой: $T_{\text{ФЛ}}^*, P_{\text{ФЛ}}^* = f(\Delta G_{\text{отб}}, \pi_{\text{КС}}^*)$. Характеристики получены экспериментально и учитывают гид-

равлические и тепловые потери от места отбора воздуха до фланца. Отбор мощности на привод самолетных агрегатов осуществляется от ТВВ.

Характеристики винтовентилятора представлены в виде зависимостей $\alpha = f(\varphi, \lambda)$, $\beta = f(\varphi, \lambda)$, где α - коэффициент тяги винта, β - коэффициент мощности, φ - угол установки лопастей, λ - относительная поступь винта. Характеристики и алгоритм расчета представлены НПП «Аэросила» и АНТК «Антонов».

Модуль системы автоматического управления включает в себя законы управления двигателем и винтовентилятором. Управление винтовентилятором на установившихся режимах осуществляется по закону: $n_{\text{перед вв}} = n_{\text{задн вв}} = f(\alpha_{\text{рул}})$.

Управление расходом топлива осуществляется поддержанием заданной суммарной степени повышения давления $\pi_{\text{КС}}^*$. В зоне низких температур обеспечивается поддержание постоянного значения $\pi_{\text{КС}}^*$ в зависимости от режима работы двигателя с коррекцией по давлению на входе в КНД – так называемый закон регулирования $\pi_{\text{К1}}^*$.

В зоне высоких температур обеспечивается поддержание постоянного значения температуры газа перед турбиной в зависимости от режима работы двигателя по косвенному ограничению $\pi_{\text{КС}}^*$ – так называемый закон регулирования $\pi_{\text{К2}}^*$.

Изложенные выше положения легли в основу программного комплекса, который позволяет выполнять расчеты дроссельных характеристик и ВСХ в двух основных конфигурациях:

- неустановленного двигателя – без винтовентилятора;
- установленного двигателя – с винтовентилятором в составе двигательной установки самолета.

В итоге ММ позволила рассчитать тягово – расходные ВСХ двигателей, находящихся в эксплуатации на самолете Ан-70 №01-02. Для неустановленного двигателя Д-27 определены мощностные и расходные характеристики. Сравнение с результатами испытаний приведено на рис. 2. ММ двигательной

установки передана в АНТК «Антонов» для выполнения практических расчетов по самолету Ан-70.

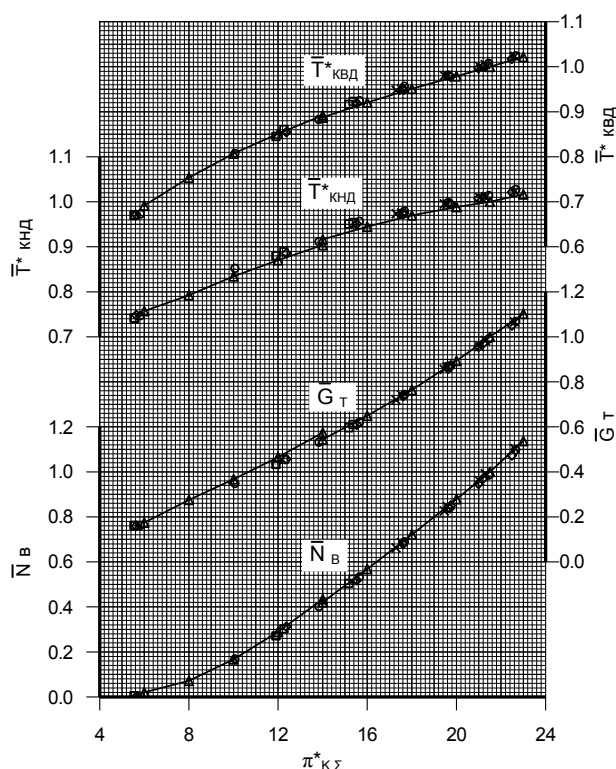


Рис. 2. Дроссельная характеристика двигателя Д-27

$H=0$; $M=0$; САУ

○ □ – данные стендовых испытаний;

— — расчёт по ММ

Кроме того, выполнен расчет параметров по тракту и частоте вращения роторов, послужившие основой для прочностных расчетов. В процессе доводки ряд мероприятий, внедренных на двигателе, моделировался по ММ в целях определения их эффективности и целесообразности, а также для отработки технологии проведения испытаний. На базе модели стационарных режимов разработана динамическая ММ двигателя Д-27.

Дальнейшие направления совершенствования ММ двигателя Д-27, ведущиеся в ЗМКБ «Прогресс»:

- применение современных методов идентификации;
- описание характеристик компрессора и турбины с помощью повенцового расчета;
- учет теплообмена в элементах проточной части;
- повышение сложности ММ винтовентилятора и др.

Литература

1. Денисюк В., Хусточка А. Вторая жизнь АИ-25ТЛ // *Авиация и время*.- 2002.- № 59 (сентябрь).- С. 36-37.

2. Дружинин Л.Н., Щвец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей.- М.:ЦИАМ, 1979.- С. 3-4. (Тр. ЦИАМ № 832).

3. Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам.- М.: Машиностроение, 1983.- С. 99-100.

4. Тунаков А.П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей.- М.: Машиностроение, 1979.- 185 с.

5. Математическое моделирование ГТД при проектировании и диагностике / С.В. Епифанов, А.Л. Гальченко, А.К. Бланковский, В.И. Письменный, А.Н. Хусточка // Тез. докл. Всесоюз. науч. конф., Харьков: ХАИ, 1980.- Т. 1.- С. 29-30.

6. Хусточка А.Н. Программа и методика расчета дроссельных характеристик ТРД различных схем (уровень рабочего проектирования).- Техн. отчет: №61/82.- Запорожье: ЗМКБ «Прогресс», 1982.-64 с.

7. Епифанов С.В. Анализ современных подходов к идентификации математических моделей ГТД // *Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр.*- Харьков: ХАИ, 2001.- Вып. 23 Двигатели и энергоустановки.- С. 169-174.

8. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко, Г.Г. Грабовский, В.А. Дюков, С.А. Кузьменко, Н.А. Рюмшин, А.А. Самецкий.- К.: Техника, 1998.- 310 с.

9. Апробация метода расчета осесимметричного течения в многоступенчатом компрессоре с учетом перепуска воздуха / Л.Г. Бойко, М.А. Ковалев, Е.С. Барышева, О.Ф. Муравченко // *Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр.*- Харьков: ХАИ, 2001.- Вып. 26.- Двигатели и энергоустановки.- С. 72-74.

Поступила в редакцию 27.05.03

Рецензенты: Гл. констр. Г.Р. Крицын, ГП ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко, г. Запорожье; д-р. техн. наук. профессор С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», г. Харьков.