

УДК 681.586.54

В.М. ГРУДИНКИН, В.Ф. МИРГОРОД

ОАО «Элемент», Одесса, Украина

ИММИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРНЫМ РЕЖИМОМ ГТД АИ-25 ТЛШ

Предлагается методика получения и последующего обучения математической модели авиационного двигателя непосредственно по выборкам баз данных стендовых испытаний. Результаты моделирования использованы при создании бортового регулятора температуры выходящих газов модернизируемого ГТД АИ-25 ТЛШ

математическая модель, температурный режим, обучение модели, регулятор температуры

Введение

Температура газов за турбиной авиационного ГТД является одним из важнейших параметров, определяющих его техническое состояние, экономичность и возможность продления ресурса. Поэтому при создании современных систем управления ГТД, реализуемых в профиле систем с полной ответственностью (FADEC-CAU), ставятся задачи как управления температурным режимом двигателя с помощью локальных либо интегрированных подсистем, так и задачи контроля и диагностики состояния ГТД по долгосрочной динамике указанного параметра с помощью трендового анализа. Эффективность и качество реализуемых в FADEC-CAU алгоритмов управления, контроля и диагностики могут быть определены на этапе их создания только путем разрешения проблемы построения адекватных математических моделей авиационных ГТД, соответствующих экспериментальным данным.

1. Формулирование проблемы

Создание математических моделей авиационных двигателей как объектов автоматического управления, контроля и диагностики является в настоящее время необходимым этапом проектирования соответствующих информационно-измерительных и управляющих систем [1, 2]. Для вновь проектируе-

мых двигателей такие модели создаются на основе анализа термогазодинамических параметров ГТД в виде поэлементных и поузловых моделей [1] с последующим представлением их в виде, необходимом для синтеза и отработки алгоритмов управления [2, 3]. Так как современный ГТД представляет собой сложный многосвязанный нелинейный объект управления, то детализация его математического описания выполняется на основе нелинейных полиномиальных моделей статики и кусочно-линейных ММО-моделей динамики в пространстве состояний [3]. Получаемые таким образом модели являются типовыми и соответствуют некоторому двигателю – эталону. В то же время задачи управления по техническому состоянию требуют получения таких моделей, которые бы соответствовали конкретному двигателю и его параметрам. Для модернизируемых двигателей использование поузловых (поэлементных) моделей в ряде случаев не представляется возможным и экономически нецелесообразно ввиду сложности их доработки. Таким образом, возникает необходимость получения и детализации математических моделей ГТД непосредственно по данным стендовых испытаний с использованием баз данных экспериментальных измерений.

Целью настоящего исследования является построение и обучение математической модели модернизируемого ГТД АИ-25 ТЛШ на выборках баз

данных стендовых испытаний для отработки алгоритмов управления и реализации контура управления температурой выходящих газов двигателя.

2. Решение проблемы

Система управления состоит из объекта ГТД АИ-25 ТЛШ, выходные переменные которого $n_{ВД}$ и T_g управляются изменениями расхода топлива G_m с помощью ПИ-регулятора – агрегата 4000 путём воздействия на задатчик с помощью РУД. Контур регулирования расхода замыкается либо через измеренный фактический расход топлива, либо через обороты $n_{ВД}$.

Контур ограничения температуры образуют термомпары ТП, бортовой регулятор температуры БРТ и электромагнитный клапан МКТ, соединяющий полость агрегата 4000 со сливом, снижая тем самым подачу топлива с целью уменьшения температуры. Система является связанной, поскольку изменение оборотов $n_{ВД}$ влияет на изменение температуры T_g , а исполнительный орган системы ограничения температуры МКТ включен в общий контур регулирования через регулятор – агрегат 4000.

Объектом регулирования является ГТД АИ-25 ТЛШ по каналам: расход топлива G_m – обороты турбины высокого давления $n_{ВД}$, расход топлива G_m – температура выходящих газов T_g .

Статическая модель ГТД принята в классическом виде [2]

$$\left. \begin{aligned} n_{ВДcm} &= (T_H / T_{HCAV})^{1/2} f_1(G_{ТПР}) \cdot b_N; \\ T_{gcm} &= (T_H / T_{HCAV}) f_2(G_{ТПР}) \cdot b_T, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где $n_{ВД}$, T_g – обороты турбин высокого давления и температура выходящих газов соответственно;

T_H , T_{HCAV} – температура наружная и измерения в стандартных атмосферных условиях;

b_N, b_T – коэффициенты обучения модели;

$G_{ТПР}$ – приведенный расход топлива:

$$G_{ТПР} = G_T (P_{HCAV} / P_H) (T_{HCAV} / T_H)^{1/2}, \quad (2)$$

где P_H, P_{HCAV} – давление наружное и измеренное в стандартных атмосферных условиях.

В отличие от известных подходов полиномиальной аппроксимации [2] зависимостей (1) статическая модель АИ-25 ТЛШ получена непосредственной фиксацией указанных зависимостей в условиях плавного выхода двигателя с режима МГ на МБР за время обучения $T_{об} = (100...150)$ с. Указанный режим ГТД соответствует режиму статики, так как время переходных процессов при приемистости $T_{пр}$ не превышает 7 с и выполняются условия корректности формирования статической модели $T_{пр} \ll T_{об}$. Полученные табличные зависимости

$$\left. \begin{aligned} n_{ВДcm} &= F_N(G_T) \cdot b_N; \\ T_{gcm} &= F_T(G_T) \cdot b_T, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

сформированы в виде многовходовых таблиц в среде MATLAB-Simulink, что дает возможность получить статические значения регулируемых переменных при произвольном законе изменения аргумента. Используемый инструментарий в виде многовходовых таблиц Simulink допускает расширение на изменение указанных статических зависимостей от условий полета (например, высоты H), а для промежуточных точек выполняется автоматическая кусочко-линейная интерполяция. Параметры обучения b_N и b_T первоначально заданы единичными. Дальнейшее уточнение статических зависимостей выполнялось путем обучения модели (3) на выборных баз данных выхода на МБР в различных условиях по оригинальной методике [4] с использованием Toolbox NCD MATLAB. Указанная методика успешно использована для обучения типовой модели перспективного ГТД АИ-450. Преимущества интерактивного режима обучения дают возможность изменить текущее окно ошибок NCD при завершении очередной серии статистических испытаний методом Монте-Карло. Заметим, что поскольку широко распространенная полиномиальная аппроксимация статических характеристик ГТД не может

быть использована для аналитического конструирования регуляторов, то ее преимущества определяются возможностью сжатия признакового пространства конкретного ГТД до числа коэффициентов аппроксимации. Полученные при моделировании результаты свидетельствуют о том, что для приемлемой точности аппроксимации зависимостей (1), (3) необходимая степень полиномов составляет 4...5, однако при этом небольшие вариации хода кривых (3) приводят к столь существенным изменениям коэффициентов аппроксимирующих полиномов, что не позволяет использовать указанный подход для корректного моделирования статики, по крайней мере для данного типа двигателя.

Динамическая модель двигателя сформирована в известном [2] виде модели пространства состояний

$$\left. \begin{aligned} \frac{d}{dt} \Delta \bar{x} &= A \Delta \bar{x} + B \bar{u}; \\ \bar{y} &= C \Delta \bar{x} + D \bar{u}, \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

где $\Delta \bar{x} = \text{col}[\Delta v, \Delta n]$ – вектор переменных состояний;

$\bar{u} = \text{col}[\Delta G, \Delta N_1, \Delta N_2]$ – вектор входа;

$\bar{y} = \text{col}[\Delta n, \Delta T]$ – вектор выхода;

A, B, C, D – числовые матрицы.

Искомые зависимости регулируемых переменных образуются в результате интегрирования (4) с учетом модели (3) статики

$$\left. \begin{aligned} n_{ВД}(t) &= n_{ВДст} + \Delta n(t); \\ T_{\partial}(t) &= T_{\partialст} + c_{24} \Delta n(t) + c_{14} \Delta v(t). \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Математическая модель (4), (5) реализована в программной среде MATLAB-Simulink с заданием переменными коэффициентов c_{14} , c_{24} и матрицы A , подлежащих дальнейшему обучению. В результате предварительного моделирования установлено, что наиболее существенное значение, определяющее ход кривой $n_{ВД}(t)$ при приемистости, имеет коэффициент a_{22} , характеризующий превалирующую постоянную времени объекта, а по температурному каналу – коэффициент c_{24} , значение которого определяет величину начального заброса температуры и ход кривой $T_{\partial}(t)$ при приемистости. Для повышения

точности аппроксимации зависимости $n_{ВД}(t)$ при приемистости параметр a_{22} задан в табличном виде в зависимости от текущих оборотов с разбиением интервала (8500...18000) об/мин на пять участков. Обучение параметров динамической модели выполнено по базам данных приемистости по аналогичной методике [4] с использованием Tolbox NCD.

Результаты моделирования в сопоставлении с экспериментальными данными стендовых испытаний, проведенными в различных условиях с интервалом в три месяца, иллюстрируют диаграммы режимов статики – рис. 1, и динамики (приемистость) – рис. 2.

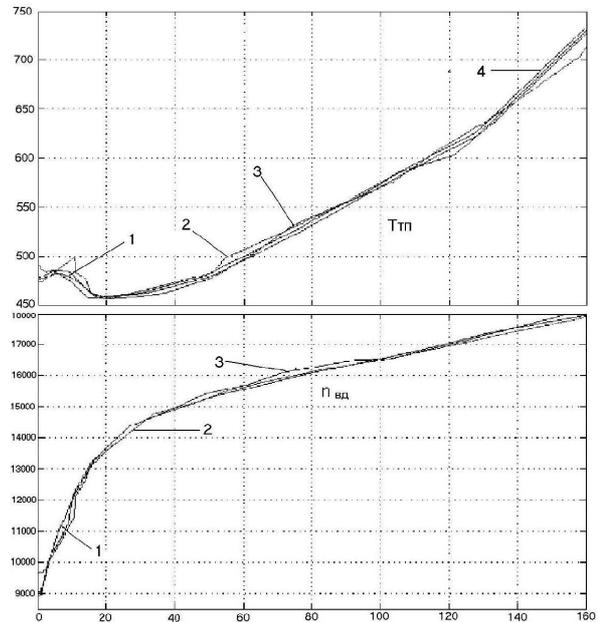


Рис. 1. Статические характеристики двигателя

Кривые 1 характеризуют изменение регулируемых параметров, полученные по данным моделирования, кривые 2, 3, 4 – характеризуют типовые, экспериментально зафиксированные измерения расхода топлива.

Сводные данные о реализуемой точности моделирования приведены в табл. 1.

Таблица 1

Сводные данные о реализуемой точности

Параметры ГТД	Среднеквадратическое отклонение	
	Приемистость	Выход на МБР
$n_{ВД}$ (об/мин)	155,7	129,9
$T_{гп}$ (°C)	5,38	4,27

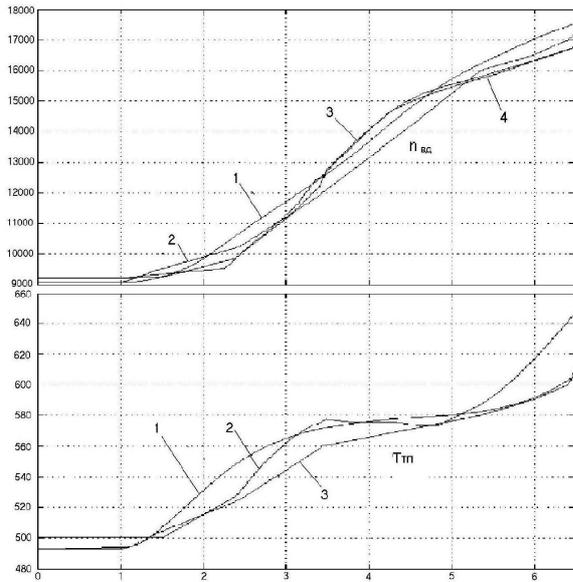


Рис. 2. Динамические характеристики двигателя

Основной регулятор осуществляет регулирование расхода топлива на приемистости и поддержание постоянных и заданных положением РУД оборотов $n_{ВД}$ либо расхода G_m в зависимости от условий полета по P_H .

Модификация основного регулятора выполнена разработчиком с целью уменьшения времени приемистости путем перестройки постоянных изодрома с помощью дополнительных дроссельных пакетов.

По принципу действия основной регулятор является ПИ – регулятором по отклонению в изодромном варианте, т.е. скорость изодрома является постоянной величиной.

Реализованная в виде компьютерной модели характеристика регулятора полностью воспроизводит характеристику агрегата 4000 (ш), с погрешностью, не превосходящей уровня шумовой компоненты в расходе топлива, и соответствует реальным базам данных по расходу топлива в режиме приемистости.

Электромагнитный клапан типа МКТ является исполнительным органом в САУ и предназначен для уменьшения подачи топлива путем его слива из полости агрегата 4000.

Математическая модель МКТ построена по данным измерений на лабораторном стенде его электрических и механических характеристик. Так как МКТ является электромеханическим устройством,

то его динамика характеризуется двумя постоянными времени: электрической $\tau_э = L/R$, где L – индуктивность обмотки, R – ее активное сопротивление, и механической $\tau_м$. Измеренные значения электрических параметров $L = 44,2$ мГн и $R = 295,2$ Ом, дают $\tau_э = 0,15$ мс, поэтому $\tau_э \ll \tau_м$.

Фиксация времени срабатывания и отпускания МКТ выполнена по оригинальной методике акустического неразрушающего контроля путем сравнения момента включения электрического сигнала уровнем Un и переднего фронта акустического сигнала срабатывания МКТ, зафиксированного серийным датчиком фирмы MURATA. Полученные данные для различных значений Un сведены в таблицу MATLAB и встроены в математическую модель МКТ. Время выключения МКТ по данным стендовых измерений составляет 22 мс и не зависит от Un .

Таким образом, динамика МКТ, характеризуются лишь его механической постоянной времени.

Матмодель МКТ реализована в среде MATLAB в виде подсистемы, воспроизводящей импульсы управления БРТ (либо РТ) с временной задержкой на включение, зависящей от Un , и постоянной задержкой на выключение.

БРТ формирует последовательность однополярных импульсов переменной скважности, пропорциональной отклонению измеренной термпарой температуры газов от заданной (сигналу ошибки). Частота повторения импульсов и диапазон изменения скважности жестко заданы: $f_T = 5$ Гц, $\gamma = (10...85)\%$. Сопоставляемый регулятор РТ–12 имеет переменную частоту повторения импульсов в диапазоне $(2...7)$ Гц и переменную скважность $\gamma = (5...90)\%$, зависящих от сигнала ошибки.

Математическая модель БРТ полностью воспроизводит его функциональные характеристики и фактическую реализацию:

$$U = \begin{cases} Un, & \text{если } |\Delta T| > \Delta 0; \\ 0, & \text{если } _ \text{иначе,} \end{cases} \quad (6)$$

где Un – напряжение питания;

ΔT – отклонение температуры от заданной;

Δ_0 – порог срабатывания.

Закон формирования скважности импульсов:

$$\gamma_k = \begin{cases} k |\Delta T_k| / T_n + 0,1, & \text{если } \gamma_k \leq 0,85; \\ 1, & \text{если } \gamma_k > 0,85, \end{cases}$$

где $T_n = 1/f_T$ – период повторения импульсов;

γ_k – скважность на k -м интервале;

$\Delta T_k = T_{TP}(t_k) - T_{OGR}$ – сигнал ошибки;

$k = (\gamma_{\max} - \gamma_{\min}) / dT$ – коэффициент пропорциональной компоненты регулятора заданный минимальным значением скважности $\gamma_{\min} = 10\%$, максимальным ее значением $\gamma_{\max} = 85\%$, и диапазоном регулирования $dT = 24$ °С.

Матмодель РТ-12 получена прямым моделированием его функциональной схемы, описанной в [5].

Применяемая методика расчета и моделирования системы автоматического управления (ограничения) температуры выходящих газов ГТД АИ-25 ТЛШ состоит в следующем:

- 1) формирование структурной схемы САУ с учетом всех взаимосвязей, в том числе и через объект регулирования;
- 2) последовательный анализ всех элементов системы, построение их математических моделей по расчетным данным и данным лабораторных и стендовых испытаний;
- 3) верификация и уточнение матмоделей по данным стендовых испытаний ГТД;
- 4) построение и компьютерная реализация единой матмодели всей системы, соответствующей базам данных стендовых испытаний ГТД;
- 5) выбор и моделирование алгоритма цифровой коррекции БРТ, обеспечивающего требуемые характеристики динамики и статики системы;
- 6) реализация выбранных алгоритмов в БРТ;
- 7) уточнение алгоритмов цифровой коррекции в ходе стендовых испытаний.

Заключение

Полученные характеристики точности компьютерного моделирования в сопоставлении с результа-

тами стендовых испытаний свидетельствуют об адекватности модели ГТД и высокой эффективности предлагаемой методики ее построения и обучения. Использование полученной математической модели ГТД АИ-25 ТЛШ позволило решить задачу разработки и создания бортового регулятора температуры нового поколения. Перспективы дальнейших исследований заключаются в оценке возможностей применения определения характеристик начального заброса температуры выходящих газов, непосредственное измерение которого ввиду инерционности датчиков температуры не представляется возможным.

Литература

1. Гуревич О.С., Близнюков Л.Г., Трофимов А.С. Системы автоматического управления авиационными силовыми установками // Конверсия в машиностроении. – 2000. – № 5. – С. 50 – 61.
2. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.И. Богаенко и др. – К.; Техника, 1998. – 312 с.
3. Епифанов С.В. Регуляризованные алгоритмы параметрической идентификации математических моделей ГТД, основанные на использовании априорной информации // Авиационно-космическая техника и технология. – 2001. – Вып. 26. – С. 205 – 209.
4. Миргород В.Ф., Бевзюк А.А. Обучение модели авиационного ГТД на выборках баз данных стендовых испытаний // Материалы международной научно-технической конференции «Искусственный интеллект. Интеллектуальные и многопроцессорные системы», 20-25.09. – Таганрог, Донецк. – 2004. – Т. 1. – С. 241 – 244.
5. Регулятор температуры РТ-12 2-й серии. – М.; Машиностроение, 1975. – 123.

Поступила в редакцию 5.05.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Герлига, НИИ АЭС, Одесса.