

УДК 621.452.001.57

А.Н. ХУСТОЧКА

Государственное предприятие “Запорожское машиностроительное конструкторское бюро “Прогресс” имени академика А.Г. Ивченко, Украина

ИДЕНТИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ АИ-25ТЛ ПРИ ЕГО МОДЕРНИЗАЦИИ

Представлены результаты идентификации поэлементной математической модели ТРДД АИ-25ТЛ и ее использование в процессе модернизации двигателя. Идентификация матмодели выполнялась по результатам испытаний двигателя с применением численных методов поиска оптимальных решений.

варьируемые параметры, высотно-скоростные характеристики, газотурбинный двигатель, идентификация, коэффициенты моделирования, математическая модель, невязки

Введение

ТРДД АИ-25ТЛ широко эксплуатируется в 37 странах мира на учебно-тренировочном самолете L-39С, его учебно-боевых модификациях L-39ZO, L-39ZA и УТС К-8J (КНР). Двигатель прошел ГСИ и с 1973 г. серийно производится на ОАО «Мотор Сич». Около 3 тысяч двигателей находятся в эксплуатации, общий налет которых в настоящее время составляет 6,5 млн. часов. После начала серийного производства были достигнуты высокие показатели надежности и ресурса. В связи с модернизацией ВВС Украины самолетов L-39С, была поставлена задача продления жизненного цикла двигателя путем улучшения его характеристик.

1. Цель исследования

Высотно-скоростные характеристики двигателя в широком диапазоне условий были определены в термобарокамере ЦИАМ [1]. По результатам испытаний в ТБК была разработана программа расчета ВСХ в виде ММ «нулевого» уровня – базовая дроссельная характеристика с поправками на влияние числа Re , M , температуры окружающей среды, отборов воздуха и мощности и др.

В процессе экспериментально-доводочных работ были определены характеристики основных узлов

двигателя. На основе этих материалов была создана поэлементная математическая модель (ММ), соответствующая уровню вычислительной техники и программного обеспечения 70-х годов. Модель с определенной степенью точности отражала физические процессы, реализованные в объекте, но рассчитанные по ней параметры отличались от реальных. Параметрическая идентификация ММ не была завершена.

Для оценки возможности форсирования параметров двигателя и выбора направления ОКР понадобилась адекватная ММ. В первую очередь был несколько повышен уровень сложности ММ: учтены влияния числа Re , теплоемкости рабочего тела. Но основная задача заключалась в идентификации ММ по экспериментальными данными.

2. Метод решения задачи

Для решения поставленной задачи понадобилось выбрать:

- структуру модели;
- критерии адекватности модели;
- варьируемые параметры для корректировки модели.

Была принята модульная структура ММ первого уровня [2], включающие следующие модули: вход-

ное устройство; компрессоры НД, ВД; камеру сгорания; турбины ВД, НД; камеру смешения и выхлопную систему; переходные каналы и наружный контур; систему отборов и подводов воздуха на двигательные нужды; систему отбора воздуха и мощности на самолетные нужды. Методической основой послужили работы [2, 3] и собственные разработки [4].

В качестве критериев адекватности выбраны параметры: расход топлива G_T , импульс тяги J_C , давление за компрессором $P^*_{квд}$, расход воздуха $G_{вз}$, температура газов перед турбиной $T^*_Г$, частота вращения ротора низкого давления $n_{нд}$.

В качестве варьируемых параметров (независимых переменных) приняты:

1) Коэффициенты моделирования характеристик узлов двигателя:

КНД: $K\eta_{кнд}$; $KG_{кнд}$; $Kn_{кнд}$;

КВД: $K\eta_{квд}$; $KG_{квд}$; $Kn_{квд}$;

камеры сгорания: $K\sigma_{кс}$;

ТВД: $K\eta_{твд}$; $KA_{твд}$; $Kn_{твд}$;

ТВД: $K\eta_{тнд}$; $KA_{тнд}$; $Kn_{тнд}$.

2) Площади сопел наружного, внутреннего контура и камеры смешения: $F_{с1}$; $F_{с2}$; $F_{св}$.

3) Коэффициенты скорости и потерь давления сопел и камеры смешения: $\Phi_{с1}$; $\sigma_{см}$; $\Phi_{св}$.

Идентификация ММ по экспериментальным данным заключается в минимизации функции цели, которая представляет собой невязку между одноименными параметрами, рассчитанным по ММ и экспериментальным характеристикам двигателя:

$$\delta_{\Pi}(X) = \left| P_{расч}(X) - P_{эксп} \right|; \quad (1)$$

$$\Phi[\delta_{\Pi}(X^*)] = \min \Phi[\delta_{\Pi}(X)], \quad (2)$$

где Π – параметр двигателя;

δ_{Π} – невязка по параметру Π ;

Φ – функция цели;

X – вектор варьируемых параметров;

X^* – вектор оптимальных параметров.

В качестве функции цели при решении задачи оптимизации может быть выбрана одна из невязок по любому критерию идентификации, либо сумма всех невязок. Любая из этих 7-ми составляющих в процессе решения задачи может быть объявлена функцией цели. При этом на остальные критерии идентификации накладываются ограничения, определяемые практически допустимым диапазоном их изменения. Для G_T , J_C , $n_{нд}$ диапазон ограничений задавался в пределах $\pm 0,25 - 0,5\%$, а для $P^*_{квд}$, $G_{вз}$, $T^*_Г$ в пределах: $\pm 0,5 - 1\%$. Для 19-ти варьируемых параметров также назначался диапазон допустимого изменения $\pm 2 - 5\%$.

Задача решается с использованием методов нелинейного программирования в рамках модельно-программного комплекса многоцелевой и многоуровневой оптимизации, разработанного в ИП-Маш им. А.Н. Подгорного НАН Украины [5], который обеспечивает реализацию задачи условной оптимизации в едином информационном пространстве в совокупности с ММ двигателя, отражающей режимные факторы его функционирования. Отличительной особенностью созданного метода идентификации моделей ГТД является решение задачи без каких-либо преобразований ММ, т.е. расчет критериев оптимизации и идентификации, параметров и характеристик двигателя ведется по тем же алгоритмам, что и при проектировании [6].

3. Результаты численного исследования

Идентификация ММ была выполнена в условиях $H = 0$, $M = 0$; $H = 6000$ м, $M = 0,5$ и $H = 10000$ м и $M = 0,85$ для режимов от 0,4 Ном. до Макс. В качестве экспериментальных характеристик использовались обработанные измеренные параметры двигателя, представленные специальной программой расчета ВСХ. Привязка режимов ММ и

экспериментальных характеристик осуществлялась по $P_{вд}$ – параметру регулирования в системе автоматического управления. Результаты расчетов в автоматизированном режиме передавались в подсистему оптимизации, где, по заданным в процентном отношении допустимым отклонениям контролируемых величин от экспериментальных, определялся допустимый диапазон изменения критериев идентификации. Далее, после расчета по ММ, определялись невязки между одноименными параметрами.

Для каждого из режимов рассмотрены семь вариантов решения задачи по приведенным выше, критериям оптимизации. Для каждого из этих вариантов расчет выполнялся из нескольких начальных точек в пределах заданного диапазона, а также варьировался диапазон ограничений на критерии идентификации.

Поскольку идентификация осуществлялась во всем поле характеристик компрессора и турбины, то в результате были получены наборы коэффициентов моделирования, им соответствующие. Анализ полученных результатов вариантов идентификации позволил уточнить диапазон изменения варьируемых параметров. Так как, в результате идентификации, получился набор множества характеристик модулей, то выполнялась их аппроксимация, и вырабатывались единые характеристики модулей. После чего в ММ заменялись характеристики компрессора, турбины и других узлов на скорректированные. Далее в тех же условиях выполнялись расчеты по уточненной идентифицированной математической модели. Сопоставление основных параметров по экспериментальным ВСХ с идентифицированной математической моделью представлено на рис. 1, 2. Следует отметить, что исходная ММ давала существенное отклонение от экспериментальных данных, а результаты, полученные по идентифицированной математической модели, совпадают в пределах 2%.

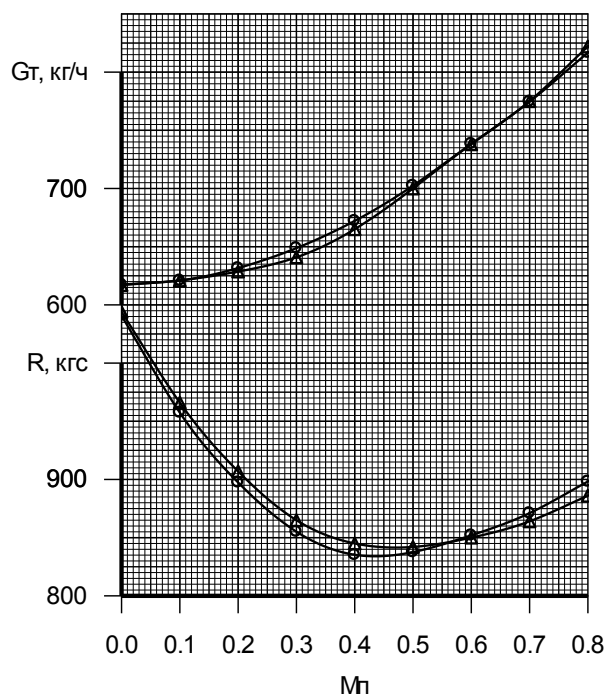


Рис. 1. Скоростная характеристика двигателя АИ-25ТЛ; $H = 5000$ м:

- — экспериментальные ВСХ;
- △ — математическая модель

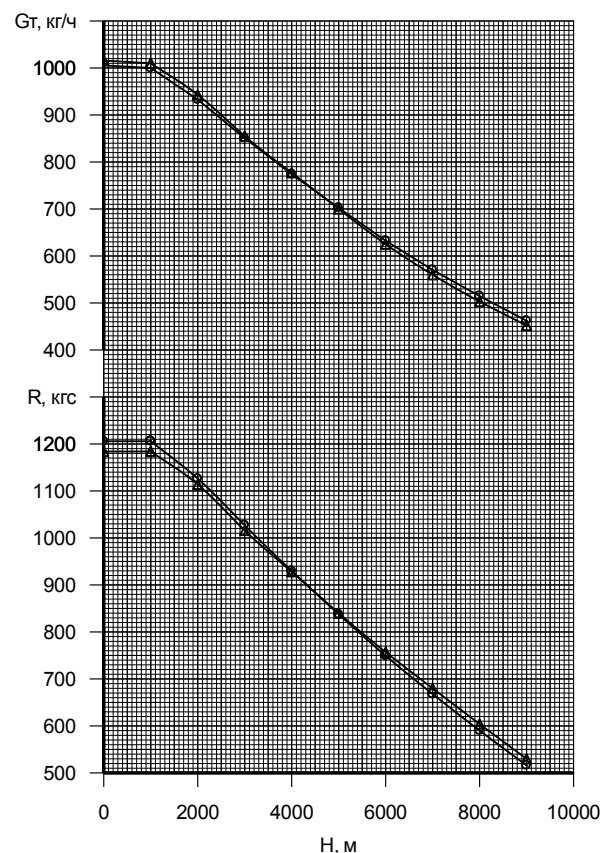


Рис. 2. Высотная характеристика двигателя АИ-25ТЛ; $M_n = 0,5$:

- — экспериментальные ВСХ;
- △ — математическая модель

Выводы

По результатам идентификации разработана математическая модель двигателя, описывающая характеристики двигателя во всем диапазоне условий эксплуатации самолета и режимов работы двигателя. Проведенные по ней численные исследования показали возможность увеличения тяги двигателя без превышения максимально-допустимых значений температуры газов и частот вращения роторов.

Последующие стендовые и летные испытания полностью подтвердили расчетные характеристики двигателя, а, следовательно, и адекватность полученной математической модели. В условиях $H = 0$, $M_p = 0$, МСА тяга увеличена с 1720 кгс до 1850 кгс (на 7,5%), что эквивалентно обеспечению тяги 1720 кгс при $t_n = +30^\circ\text{C}$. В полете при $H = 0$; $M_p = 0,6$; $t_n = +30^\circ\text{C}$ тяга увеличена с 1100 кгс до 1250 кгс (на 13,6%).

На основании проведенных расчетов было выполнено обоснование продления жизненного цикла серийного двигателя АИ-25ТЛ, получившего наименование АИ-25ТЛШ, для модернизированного самолета L-39U ВВС Украины [7]. Применение двигателя АИ-25ТЛШ позволит улучшить маневренные и взлетные характеристики самолета, увеличить максимальный взлетный вес, повысить безопасность маневров и полетов у естественных преград, повысить эффективность обучения летного состава.

Дальнейшее совершенствование представленной методологии будет проводиться по следующим направлениям: структурное усложнение объекта идентификации; расширение номенклатуры критериев идентификации и корректируемых параметров; совершенствование математического аппарата (например, применение теории нечетких множеств).

Литература

1. Экспериментально–расчетные высотно-скоростные характеристики двухконтурного турбореактивного двигателя АИ-25ТЛ (ред. 1). – Запорожье : ЗМКБ «Прогресс», 1972. – 32 с.
2. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Труды ЦИАМ. – М.: ЦИАМ. – 1979. – № 832. – С. 3 – 4.
3. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / Елифанов С.В., Кузнецов Б.И., Богаенко И.Н., Грабовский Г.Г., Дюков В.А., Кузьменко С.А., Рюмшин Н.А., Самецкий А.А. – К.: Техніка, 1998. – С. 8 – 18.
4. Муравченко О.Ф., Хусточка А.Н. Поэлементная математическая модель турбовинтовентиляторного двигателя Д-27 // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – Вып. 6 (41). – С. 61 – 64.
5. Тарелин А.А., Антипцев Ю.П., Аннопольская И.Е. Основы теории и методы создания оптимальной последней ступени паровых турбин. – Х.: Контраст, 2001. – С. 132 – 138.
6. Муравченко О.Ф., Хусточка А.Н., Антипцев Ю.П., Аннопольская И.Е., Паршин В.В. Идентификация математической модели ГТД методами нелинейного программирования // Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования: Сб. научн. тр. – Х.: ИПМаш НАН Украины, 2003. – Т. 1. – С. 59 – 61.
7. Денисюк В.М., Хусточка О.М. Обґрунтування та результати модернізації двигуна АИ-25ТЛ для літака Л-39У ВПС України // Зб. наук. пр. – К.: НЦ ВПС ЗС України. – 2003. – Вип. 6. – С. 278 – 283.

Поступила в редакцию 25.04.2004

Рецензент: д-р техн. наук, А.Я. Качан, открытое акционерное общество “Мотор Сич”, Запорожье.