

УДК 629.7.036.3

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ Д-436 ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАЗЕМНЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

Ю. П. Антипцев

Кандидат технических наук, старший научный сотрудник*

Контактный тел.: 8 (0572) 95-96-69

E-mail: antipcev@ipmach.kharkov.ua

И. Е. Аннопольская

Кандидат технических наук, старший научный сотрудник*

Контактный тел.: 8 (0572) 95-95-74

E-mail: anna@ipmach.kharkov.ua

*Институт проблем машиностроения им. А.Н.

Подгорного НАН Украины

г. Харьков

И. Ю. Степанов

Начальник бригады перспективного проектирования

Государственное предприятие «Запорожское

машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс»

им. академика А.Г.Ивченко»

г. Запорожье

Контактный тел.: 8 (0612) 65-49-67

E-mail 03527@ivchenko-progress.com

Наведено методикку та результати ідентифікації параметрів і характеристик математичної моделі (ММ) авіаційного газотурбінного двигуна Д-436 ДП «Івченко – Прогрес» по експериментальним даним

Ключові слова: ідентифікація, математична модель, газодинамічні розрахунки, газотурбінний двигун

Изложена методика и результаты идентификации параметров и характеристик математической модели (ММ) авиационного газотурбинного двигателя Д-436 ГП «Ивченко – Прогресс» по экспериментальным данным

Ключевые слова: идентификация, математическая модель, газодинамический расчет, газотурбинный двигатель

Methodic and identification parameters and characteristics results of mathematical model (MM) for aviation gas-turbine engine D-436 SE 'Ivchenko – Progress' by experimental data are presented

Key words: identification, mathematical model, aerodynamic calculation, gas-turbine engine

1. Введение

Процессы проектирования, доводки и модернизации авиационных ГТД требуют достоверности математических моделей, отражающих физическую картину процессов функционирования двигателя. Последнее

может быть достигнуто идентификацией параметров модели по результатам стендовых и летных испытаний двигателя. [1].

При этом роль математической модели (ММ) становится все более «активной», моделирование стремятся проводить параллельно с испытаниями, с тем,

чтобы своевременно выявить систематические и случайные ошибки и внести коррективы в ММ.

Процесс идентификации ММ современных авиационных ГТД представляет собой весьма трудоемкую задачу в силу необходимости идентифицировать основные параметры, определяемые в ходе экспериментальных исследований (10...15 величин), зависящие от большого количества параметров, неконтролируемых в ходе эксперимента, значения которых могут варьироваться в процессе идентификации (30...40 величин).

В связи с этим разработка методики идентификации, позволяющей снизить трудоемкость указанных работ является достаточно актуальной задачей.

Полученная идентифицированная ММ двигателя используется для расчета характеристик и анализа работы основных узлов и элементов в системе двигателя.

2. Постановка задачи

Рассмотрим задачу идентификации одной из основных ММ, используемой при создании двигателя Д-436 – поузловой математической модели термогазодинамического расчета второго уровня, по результатам стендовых испытаний. В структуру ММ включены характеристики:

- входного устройства;
- вентилятора;
- компрессоров низкого, среднего, высокого давления;
- камеры сгорания;
- турбин вентилятора, низкого, среднего, высокого давления;
- выхлопных устройств;
- переходных каналов и канала наружного контура;
- система вторичных потоков (отборов и подводов воздуха для охлаждения «горячих» узлов и для регулирования давлений в полостях двигателя);
- отборы воздуха и мощности для нужд летательного аппарата.

Задача идентификации в данном случае представляет собой минимизацию ряда целевых функций (расхождения для каждого из рассматриваемых параметров и характеристик между результатами испытаний изделия и расчета по ММ, без изменения ее структуры) с учетом ограничений, т.е. по сути это задача многокритериальной условной оптимизации.

Для решения задачи в ММ необходимо определить варьируемые и контролируемые параметры и характеристики двигателя, а также функции цели.

Варьируемыми параметрами рассматриваемой ММ являются коэффициенты моделирования $K_{\eta}, K_n, K_{\pi}, K_G$, характеристик компрессоров и турбин в стандартных координатах $\pi^*, \eta_{ад} = f[\lambda_u(n_{пр}), q(\lambda_a)(G_{в пр})]$, площади сопел наружного и внутреннего контура, а также коэффициенты потерь энергии в них (всего 36 величин).

В качестве контролируемых параметров выбраны: расход топлива, тяга двигателя, давление и температура за компрессором высокого давления, суммарный расход воздуха и расход воздуха во внутреннем конту-

ре, температура газов перед турбиной, частоты вращения роторов (всего 15 величин).

Целевые функции (критерии идентификации) представлены величинами перечисленных выше контролируемых параметров, определяемых по ММ, диапазон изменения которых устанавливается по результатам прямых измерений параметров потока по тракту двигателя, полученных при стендовых или летных испытаниях.

Параметром регулирования для получения дроссельной характеристики в проведенных испытаниях была выбрана суммарная степень сжатия.

3. Реализация поставленной задачи

Для реализации задачи используется разработанный в ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАН Украины универсальный модельно-программный комплекс (МПК) оптимизации и идентификации параметров и характеристик ММ энергетических установок [2].

Отличительной особенностью решения задач идентификации в рамках комплекса является отсутствие необходимости каких-либо преобразований математической модели объекта, т.е. расчет критериев идентификации, параметров и характеристик двигателя ведется по тем же алгоритмам, что и при проектировании.

При этом обеспечивается согласование данных эксперимента с расчетными характеристиками испытываемого агрегата в заданном диапазоне допустимых отклонений ($\pm 0,25 - 1\%$).

МПК обеспечивает решение задачи многокритериальной оптимизации направленным перебором варьируемых параметров в диапазоне их изменения от 2 до 2,5% без свертки в аддитивный критерий, с увязкой ММ и экспериментальных данных, представленных в числовом виде.

Некоторые из полученных результатов идентификации двигателя Д-436 представлены на рис. 1-3.

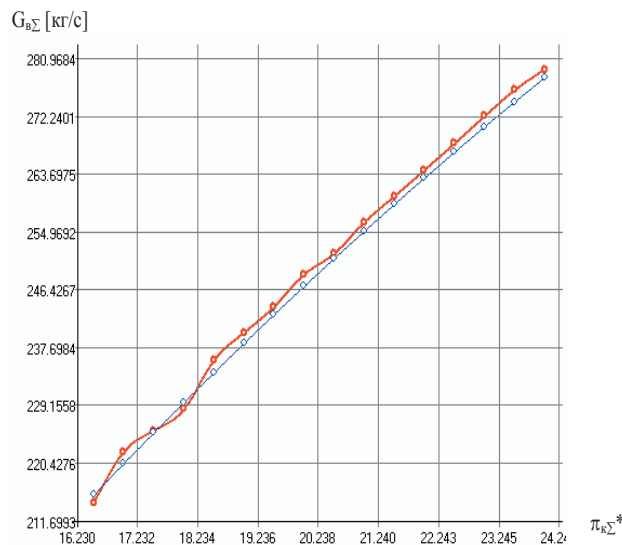


Рис. 1. Суммарный расход воздуха

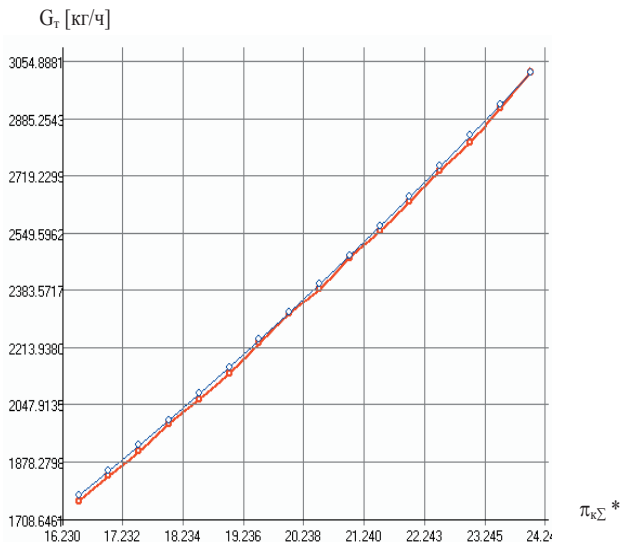


Рис. 2. Расход топлива

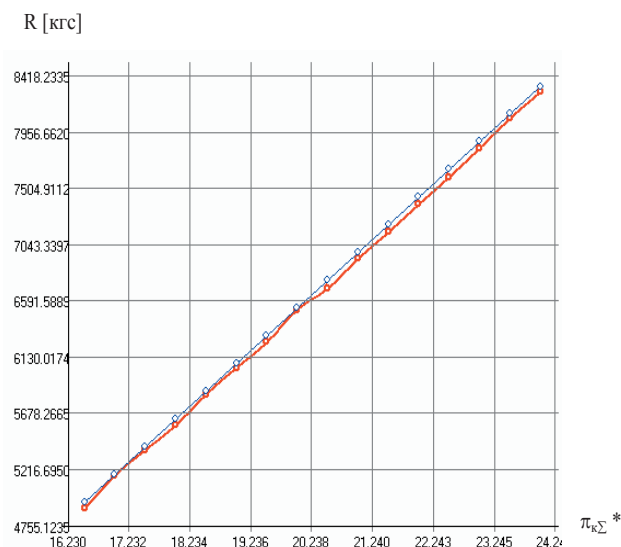


Рис. 3. Идеальная тяга двигателя

Следует подчеркнуть, что идентификация проводилась для каждой экспериментальной точки, в которых определены соответствующие наборы коэффициентов моделирования, которые хранятся в архивах МПК в числовом и графическом виде. Таким образом, получен ряд адекватных ММ для конкретных точек дроссельной характеристики.

Учитывая, что основной целью идентификации является создание адекватной математической модели, позволяющей получать информацию во всем диапазоне работы двигателя, далее необходимо скорректировать ММ.

Для этого полученные зависимости изменения каждого из коэффициентов моделирования от параметра регулирования (по всей дроссельной характеристике) аппроксимируются с помощью имеющейся в МПК

программы выбора наилучшей аппроксимирующей зависимости из 36 принятых к рассмотрению уравнений, коэффициенты регрессии которых определяются методом наименьших квадратов. Все 36 уравнений аппроксимации ранжируются по величине коэффициента детерминации, являющегося одним из критериев качества аппроксимации [3].

Под коэффициентом детерминации понимается отношение

$$R^2 = 1 - \frac{\sum (\hat{\xi} - \zeta_i)^2}{\sum (\bar{\xi} - \zeta_i)^2},$$

где $\sum (\hat{\xi} - \zeta_i)^2$ - сумма квадратов отклонений значения функции рассчитанной по аппроксимирующей зависимости от экспериментального значения в i-ой точке;

$\sum (\bar{\xi} - \zeta_i)^2$ - сумма квадратов отклонений среднего арифметического значения экспериментальной функции от ее значения в i-й точке.

Чем выше значение R^2 , тем выше качество аппроксимации экспериментальных данных для выбранной функции. Решение об окончательном выборе аппроксимирующей зависимости представляется проектировщику.

Далее выбранные зависимости по каждому из варьируемых параметров (коэффициентов моделирования) заносятся в ММ.

Ниже, в качестве примера, приведены аналитические аппроксимационные зависимости для двух из 36-ти коэффициентов моделирования и соответствующие коэффициенты детерминации.

Кроме того, на рис. 4, 5 представлены графики изменения этих же коэффициентов полученные по результатам идентификации ММ и после аппроксимации.

$$K_\pi = (6,83476153315085 / (\pi_{kz}))^* \times$$

$$\times \text{EXP}(0,0533397376537108 * (\pi_{kz}))$$

$$R^2 = 0,99778$$

$$K_\eta = 1 / (1,01968950555821 +$$

$$+ 9,17596256571994 \text{E} - 13 * \text{EXP}(\pi_{kz}))$$

$$R^2 = 0,99796$$

Для проверки адекватности скорректированной ММ был проведен расчет термогазодинамических характеристик двигателя для нескольких экспериментальных точек, при этом, коэффициенты моделирования не являлись варьируемыми параметрами, а однозначно определялись по аппроксимационным зависимостям, введенным в модель. Полученные расчетные характеристики численно несколько отличаются от результатов идентификации, однако не выходят за границы заданного диапазона их отклонения ($\pm 1\%$), что свидетельствует об адекватности разработанной модели.

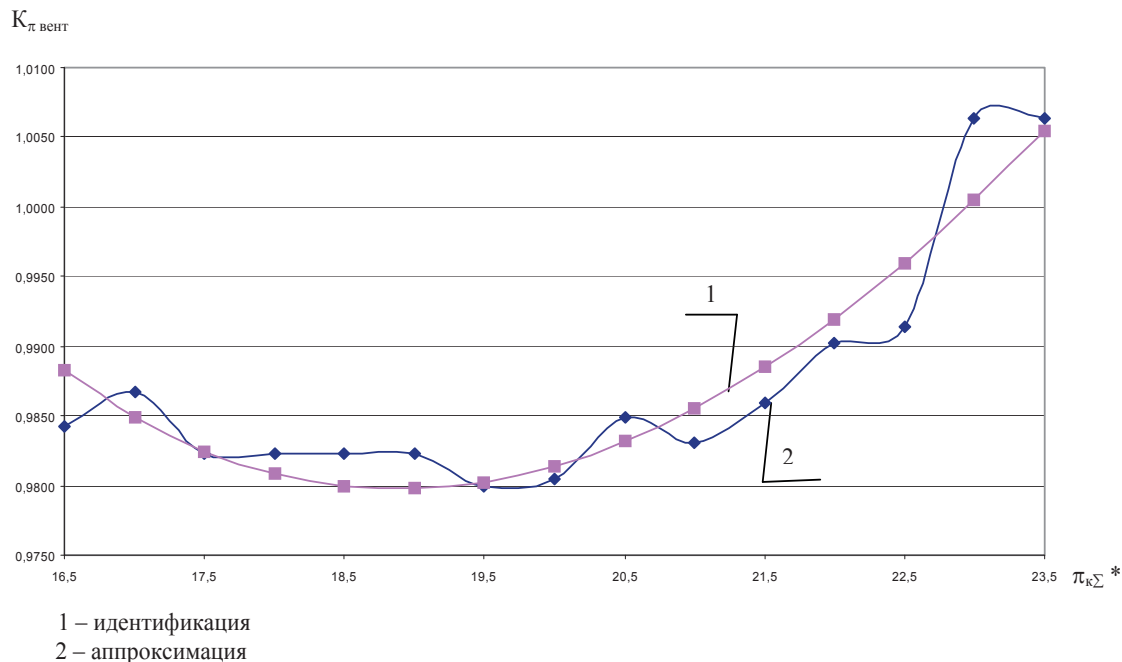


Рис. 4. Изменение коэффициента моделирования K_{π} вентилятора

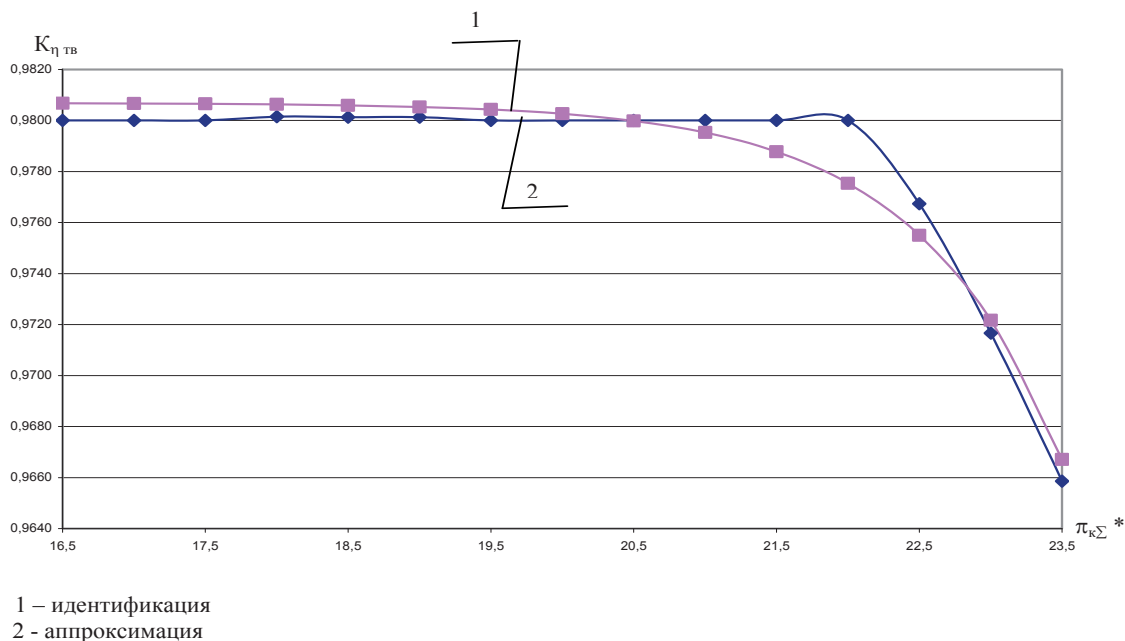


Рис. 5. Изменение коэффициента моделирования K_{η} турбины вентилятора

4. Заключение

Применение разработанной методики идентификации ММ авиационных ГТД по результатам экспериментальных исследований во много раз снижает трудоемкость этого процесса.

Использование идентифицированных моделей позволяет повысить информативность экспериментальных исследований ГТД и способствует сокращению объема испытаний.

Литература

1. Аннопольская И.Е.. Идентификация параметров математических моделей газотурбинных двигателей по результатам испытаний на этапах проектирования и доводи / И.Е. Аннопольская, Ю.П. Антипцев, В.В. Паршин и др. // Пробл. машиностроения. 2004. –7, № 3. – С. 3 – 8.
2. Антипцев Ю.П. Модельно-программный комплекс для решения задач оптимизации и идентификации параметров

создаваемых энергетических установок / Ю.П. Антипцев, И.Е. Аннопольская, В.В. Паршин и др. //Пробл. машиностроения. 2004. –7, № 4. – С. 11 – 14.

3. Тарелин А. А. Основы теории и методы создания оптимальной последней ступени паровых турбин / А.А.Тарелин, Ю.П.Антипцев, И.Е.Аннопольская. – Харьков: Контраст, 2001. – 224с.

Наведено метод аналітичного профілювання робочих коліс радіально-осьового типу. Розглянуто два варіанти доцентрових турбін, що спроектовані за допомогою розробленого методу. Чисельне дослідження запропонованих конструкцій проводилося за допомогою програмного комплексу FlowER. Отримані результати свідчать про можливість використання розглянутого підходу для вирішення задач оптимального проектування проточних частин турбін

Ключові слова: проточна частина, тривимірна в'язка течія, радіально-осьове робоче колесо, аналітичне профілювання

Представлен метод аналитического профилирования рабочих колес радиально-осевого типа. Рассмотрены два варианта центробежных турбин, спроектированных с помощью разработанного метода. Численное исследование предложенных конструкций проводилось с помощью программного комплекса FlowER. Полученные результаты свидетельствуют о возможности использования описанного подхода для решения задач оптимального проектирования проточных частей турбин

Ключевые слова: проточная часть, трехмерное вязкое течение, радиально-осевое рабочее колесо, аналитическое профилирование

The analytical profiling method of the impellers of axial-radical type is represented. Two variants of centripetal turbines designed with the help of the developed method are considered. A numerical study of the suggested constructions was held with the help of software package FlowER. The received results indicate the possibility of using the considered approach for tasks solution of the optimal design of flow parts of the turbine

Key words: flow part, three-dimensional viscous flow, axial-radical impeller, analytical profiling

УДК 621.165:532.6

ПРОФИЛИРОВАНИЕ РАДИАЛЬНО- ОСЕВЫХ ТУРБИН С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СОВРЕМЕННЫХ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

А. В. Русанов

Доктор технических наук, заместитель директора
Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного
НАН Украины
ул. Дм. Пожарского, 2/10, г. Харьков, Украина, 61046
Контактный тел.: 8 (057) 752-33-88
E-mail: rusanov@ipmach.kharkov.ua

О. И. Шатравка

Аспирант*
Контактный тел.: 8 (0572) 95-95-21

А. И. Косьянова

Аспирант*
Контактный тел.: 8 (0572) 95-95-21
E-mail: akuniver@rambler.ru

*Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт»
ул. Фрунзе, 21, г. Харьков, Украина, 61001

Введение

Радиально-осевые турбины нашли широкое применение в различных вспомогательных энергетиче-

ских машинах: утилизационные турбодетандеры, турбодетандерные агрегаты в установках комплексной переработки газа, приводы насосов и т.д. Их главным преимуществом по сравнению с осевыми кон-