

УДК 629.7.03(0.75.8)

**И. А. КРИВОШЕЕВ, О. Н. ИВАНОВА, И. М. ГОРЮНОВ****ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СРЕДСТВ  
ИМИТАЦИОННОГО СЕТЕВОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ГТД  
НА ЭТАПЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ МОДЕЛЕЙ  
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ**

Рассматриваются особенности использования средств сетевого имитационного моделирования ГТД на этапе идентификации моделей по результатам испытаний. Описано применение разработанной авторами методики. Она позволяет решать некорректные задачи, привлекать дополнительную информацию, ранжируя ее с учетом степени достоверности, и получать недостающие характеристики узлов ГТД. Показаны особенности получения характеристик турбины на основе обнаруженной универсальной закономерности. Приведен алгоритм получения характеристик компрессоров испытываемого двигателя на основе типовых характеристик и анализа поведения параметров их образмеривания. *Имитационное моделирование; идентификация математических моделей ГТД*

**ВВЕДЕНИЕ**

В настоящее время признано, что имитационные модели являются эффективным средством исследования и решения сложных проектно-доводочных задач, проведения разнообразных компьютерных экспериментов, организованных по аналогии со стендовыми испытаниями [1,2]. Обычно имитационные модели создают и используют в среде моделирования, имеющей пре- и постпроцессор, решатель и библиотеку структурных элементов (СЭ). Примерами таких систем в области авиадвигателестроения служат программный комплекс ГРАД [3], система моделирования DVIG [4] и ряд зарубежных систем (GasTurb, Gecat, Java Simuljator и т. д.).

Достоверность получаемых с помощью имитационной модели результатов зависит от того, насколько адекватна модель моделируемому реальному объекту (в данном случае двигателю) и моделируемому процессу. Оценку степени (или области) адекватности проводят по-разному, но наиболее представительной является оценка на основе сопоставления результатов моделирования с результатами эксперимента [5]. На этапе доводки двигателя задача может быть поставлена иначе — как задача повышения степени адекватности модели на основе информации, полученной в эксперименте.

Такая задача получила название «идентификация модели».

**АНАЛИЗ ПРОБЛЕМЫ**

В случае идентификации имитационной модели по результатам эксперимента используется информация двух видов:

- о структуре моделируемого объекта, в рассматриваемом случае — двигателя (на основе его осмотра, ознакомления с проектной или эксплуатационной документацией, может быть, разборки при проведении дефектации);

- о значениях параметров моделируемого объекта, замеренных на разных режимах. Каждое измерение на каждом режиме рассматривается как «точка» в многомерном пространстве параметров объекта. В общем случае номенклатура измеренных параметров в каждой «точке» может быть различна.

Метод решения такой задачи (метод идентификации) вытекает из математической формулировки критерия для численной оценки (в данном случае по заданным экспериментальным «точкам») степени адекватности как задача достижения экстремума (максимума адекватности) путем вариации «свободных» (условно постоянных, нерезжимных) параметров модели. Известен целый ряд математических методов решения такой задачи. Однако все они не обладают требуемой степенью универсальности, особенно если речь идет об идентификации моделей (рис. 1), созданных в компьютерных средах имитационного сетевого моделирования.

При использовании такого рода имитационных компьютерных моделей (когда в системе моделирования имеется универсальный решатель [6], позволяющий задавать в модели любую комбинацию параметров) процесс идентификации имеет свои особенности. Для того чтобы такого рода модели сохраняли свою универсальность и могли идентифицироваться по результатам экспериментов, все режимные параметры структурных элементов (СЭ), из которых составляется сетевая модель, включая параметры, передаваемые между элементами по информационным «потокам», должны представлять собой массивы переменной размерности, т. е. расслаиваться по номеру режима (экспериментальной «точки»). В то же время для решения всех других проектно-доводочных задач такое усложнение имитационной сетевой модели является лишним и затрудняет работу с моделью. Поэтому целесообразно рассмотреть другой подход, когда без упомянутого усложнения модели решение задач идентификации реализуется за счет использования специальной методики.

#### РЕШЕНИЕ НЕКОРРЕКТНЫХ ЗАДАЧ ИДЕНТИФИКАЦИИ

Основной проблемой при идентификации моделей является недостаток экспериментальных данных — из-за трудностей препарирования объекта измеряются не все необходимые параметры и задача оказывается некорректной. Усовершенствовать процесс идентификации, а также получить недостающие характеристики узлов позволяет предложенная авторами методика. Она состоит в упорядоченном и обоснованном привлечении дополнительной информации, которая ранжируется по степени достоверности.

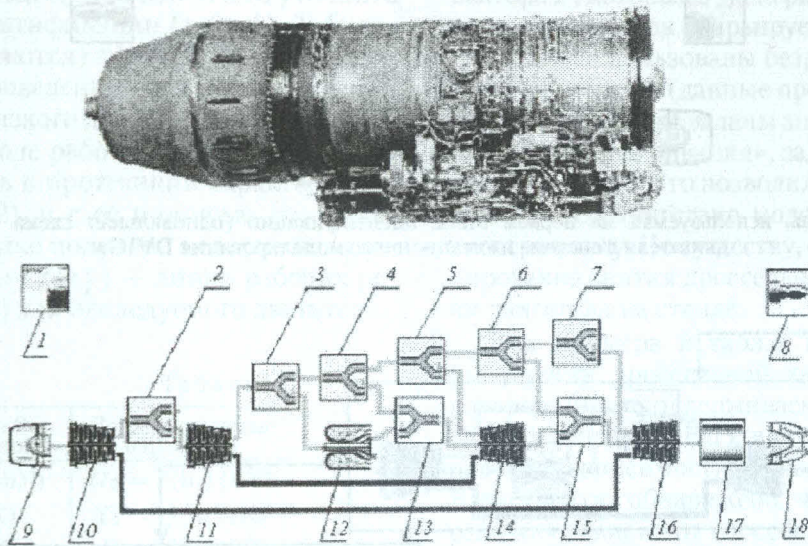
При решении некорректной задачи идентификации степень детализации (и структура) модели приводится в соответствие со структурой экспериментальной информации и поэтапно изменяется в процессе идентификации. Кроме того, применяется метод последовательного сужения своего рода «доверительного интервала» для каждого параметра (каждой характеристики узлов и двигателя) — последовательного уменьшения степени неопределенности. Используется характер модели (в рассматриваемом ниже примере это ОНГ — однонаправленный граф) — выделяются фрагменты модели слева направо (модель последовательно наращивается в процессе идентификации) [6]. При этом ана-

лиз корректности задач, решаемых на каждом этапе идентификации, ведется с помощью сети (рис. 2), изображающей взаимосвязь параметров. Это позволяет на каждом этапе выделять фрагменты с наименьшей неопределенностью (наиболее окрашенные), формировать соответствующие промежуточные модели и задавать условия проведения идентификации.

Будем считать, что у модели (и у объекта) все входные параметры делятся на множество  $P$  (ПЗР — параметры, задающие режим и другие режимные параметры),  $X$  — не режимные (условно-постоянные) параметры и  $Y$  — режимные параметры, являющиеся выходными данными модели. Нетрудно показать, что параметрической идентификации подлежат лишь не режимные параметры  $X$ . Значения режимных параметров  $P$  при параметрической идентификации задаются в имитационной модели те же, что и в эксперименте. Соответственно по значениям  $Y$  в этих же точках контролируется погрешность либо они используются для идентификации (поиска значений вектора  $X_P$ ). Если в эксперименте замер параметров  $Y$  и  $P$  не полный (т. е. экспериментальные точки, характеризующие состояние модели и объекта в пространстве параметров модели, определены не полностью), то модель «подгоняется» под эксперимент — в ней выделяется часть (фрагмент) — с использованием сетевого представления (рис. 2) — для которой  $Y$  и  $P$  полностью определены (выделяется модель  $Y = F_1(P, X)$ ).

Самый простой метод идентификации имитационной модели — получение значений вектора  $X_i$  при заданных  $P_i$  и  $Y_i$  для каждой  $i$  экспериментальной «точки» порознь. Затем полученные результаты осредняются по всем экспериментальным «точкам» и получается вектор  $X_{ср}$ , для которого все координаты вычисляются как  $x_{ср} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i$ . Далее модель используется при заданном значении вектора  $X_{ср}$ .

Первый шаг от простой параметрической идентификации к структурной состоит во введении в модель функции поправок на параметры  $X$  или функции поправок для характеристики СЭ вида  $Y_{сэ} = F(P_{сэ}, X_{сэ})$ , где функция поправки  $\delta Y_{сэ} = F(P_{сэ}, X_{сэ})$ . В этой функции относительные поправки для отдельных параметров  $\delta y_i = (y_i - y_{i,хвп})/y_{i,хвп}$ , где  $y_i$  — фактическое (поправленное) значение конкретного параметра.



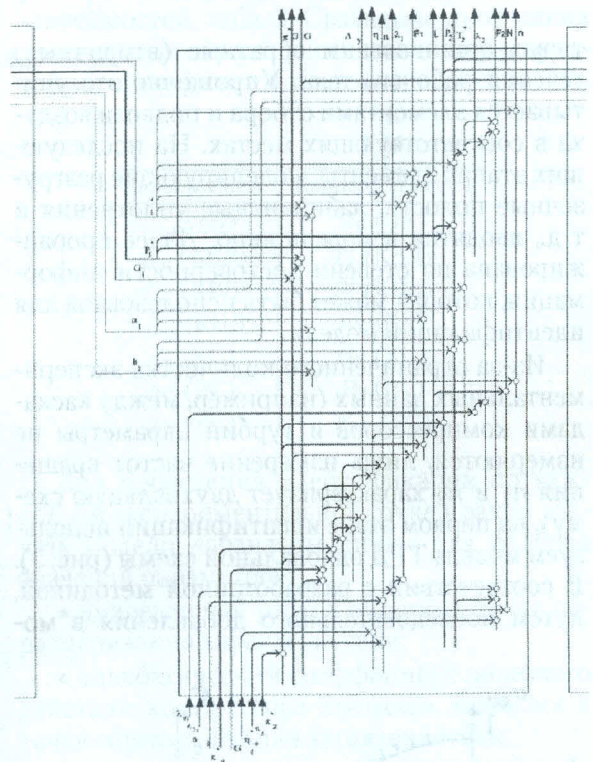
**Рис. 1.** Схема газотурбинного двигателя Р-95Ш в системе имитационного моделирования DVIG: 1 – начальные условия; 2–7 – отбор газа; 8 – общие результаты; 9 – входное устройство; 10 – компрессор низкого давления (КНД); 11 – компрессор высокого давления (КВД); 12 – камера сгорания; 13, 15 – смеситель; 14 – турбина высокого давления (ТВД); 16 – турбина низкого давления (ТНД); 17 – канал; 18 – выходное устройство

Введение в модель такой функции дает возможность управления видом характеристики не только через параметры образмеривания (масштабный фактор), но и через деформацию этих характеристик. Для этого в отличие от осреднения  $x_{cp} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i$ , мы сглаживаем полученные значения  $X_i$  по экспериментальным «точкам» (по МНК), задаваясь видом функции  $X = \Phi(P)$ . Эта функция как дополнительная вводится в модель в целом (или в модели соответствующих СЭ) и тем самым дополняет ее (уточняет характеристику).

#### ПРИМЕР РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДИКИ

Для отработки данной методики авторами использована система имитационного моделирования DVIGw, созданная в НИЛ САПР-Д УГАТУ на основе разработанной в этом коллективе оригинальной МетаСАПР (Framework) САМСТО.

Апробация новой методики решения задач идентификации проведена с использованием данных по испытаниям авиационного двигателя Р-95Ш (рис. 1) и созданной на его основе газотурбинной энергоустановки ГТЭУ-95/10 (данные предоставлены ФГУП «НПП Мотор»). В соответствии с методикой на первом этапе сформирована структура модели (рис. 1). При этом использована документация на двигатель и сделаны допущения.



**Рис. 2.** Фрагмент сети, отражающей внутреннюю связь параметров в имитационной сетевой модели 2-вального ТРД (показана связь параметров СЭ Входное устройство–Компрессор–Камера сгорания)

Например, на первом этапе в модели явно не представлены разгрузочные полости, лабиринтные уплотнения и другие элементы, в ко-

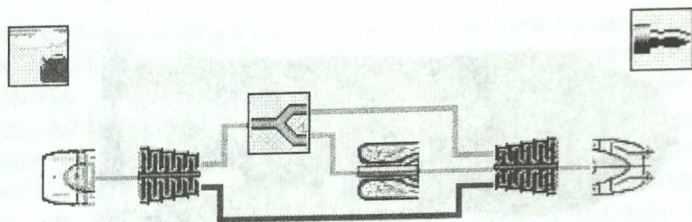


Рис. 3. Модель, используемая на первом этапе идентификации (одновальная схема исследуемого двигателя в системе имитационного моделирования DVIGw)

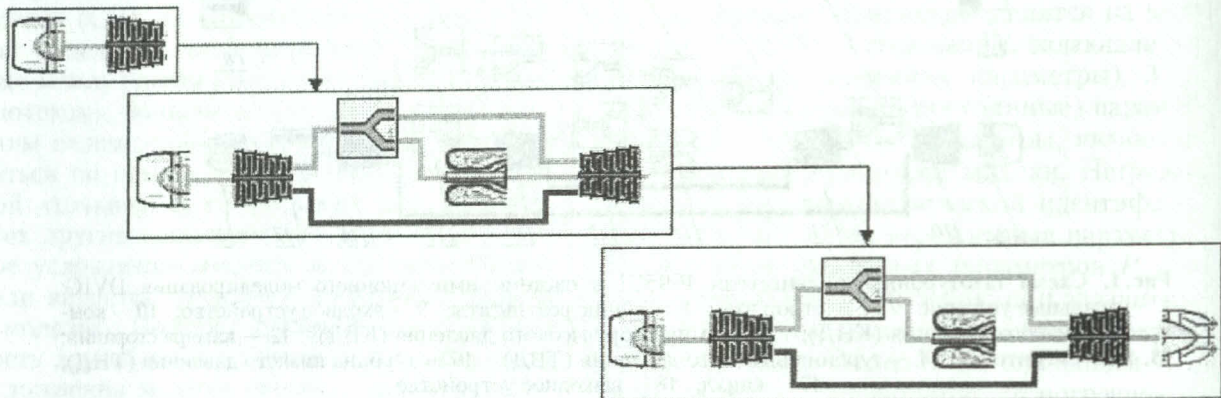


Рис. 4. Последовательное (в процессе идентификации) добавление в модель узлов двигателя

торых организованы обратные (вторичные) течения рабочего тела. Упрощенно это учитывается элементами отбора и подвода воздуха в соответствующих местах. На последующих этапах элементы, моделирующие разгрузочные полости, лабиринтные уплотнения и т. д., вводятся в модель явно. Далее проранжирована по степени достоверности информация, которая может быть использована для идентификации модели.

Из-за ограниченного количества экспериментальных данных (например, между каскадами компрессоров и турбин параметры не измеряются, лишь измерение частот вращения  $n_1$  и  $n_2$  характеризует двухвальную схему), на первом этапе идентификации используем модель ТРД одновальной схемы (рис. 3). В соответствии с разработанной методикой, путем последовательного добавления в мо-

дель узлов двигателя (рис. 4), получены характеристики этих узлов и линии рабочих режимов двигателя (рис. 10–16). При этом дополнительно использованы сведения о качественном характере таких зависимостей (известные из газовой динамики, теории лопаточных машин и теории ВРД). Эта информация вводится в модель в виде ограничений 2 рода на эти характеристики (рис. 5). На каждом этапе в исследуемой модели задаются условия — формируется «закон расчета», в данном случае поддерживаются значения полученных экспериментально величин или указывается их принадлежность ранее полученной зависимости от какого-либо параметра (зависимости режимных параметров в виде экспериментально полученных дроссельных характеристик представлены на рис. 6–9), варьируются соответственно те величины,

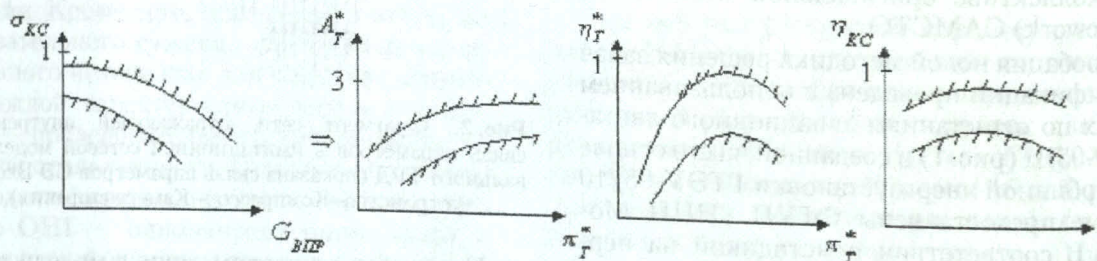


Рис. 5. Использование сведений о качественном характере зависимостей в виде ограничений 2-го рода

значения которых нужно найти или уточнить в процессе идентификации (табл. 1). Табулируются (изменяются) значения ПЗР — в данном случае приведенной частоты вращения компрессора низкого давления (КНД)  $n_{\text{ПЗР}}$  от 90 до 60%. В ходе работы обнаружена общая закономерность в протекании характеристик турбин (рис. 12), и с ее помощью по оригинальной методике получена недостающая зависимость  $A_T = f(\pi_T^*)$  — линия рабочих режимов (рис. 13) для исследуемого двигателя.

Таблица 1

Варьируемые параметры	Поддерживаемые параметры
$G_{1\text{ПР}_i}$ (ВУ)	$G_B = f(n_1)$ (ВУ)
$\eta_K^*$ (К)	$T_2^* = f(n_1)$ (К)
$\pi_K^*$ (К)	$P_2^* = f(n_1)$ (К)
$\eta_Z$ (КС)	$q_T = f(n_1)$ (КС)
$T_T^*$ (КС)	$T_4^* = f(n_1)$ (Т)
$\sigma_{\text{КС}}$ (КС)	$P_4^* = f(n_1)$ (Т)
$\eta_T^*$ (Т)	$A_{\text{ТР}} = f(n_1)$ (Т)
$\sigma_C$ (РС)	$P_C$ (РС)
$\mu_C$ (РС)	$F_{\text{КР}}$ (РС)

Таблица 2

Варьируются	Поддерживаются
$T_T^*$ (КС)	$A_{\text{ТР}}$ (ТВД)
$\pi_K^*$ (КВД)	$A_{\text{ТР}}$ (ТНД)
$\pi_K^*$ (КНД)	$n_1$ (КНД), или $n_2$ (КВД), или $G_B$ (КВД)
$G_B$ (ВУ)	$F_{\text{КР}}$ (РС)
$\eta_Z$ (КС)	$\eta_Z$ (КС)
$\mu$ (РС)	$\mu$ (РС)

Таблица 3

Модуль	Характеристика
Входное устройство	$\sigma_{\text{ВХ}} = f(\lambda_2)$
Компрессор .....	$n, \eta_K^* = f(\pi_K^*, G_{\text{ВПР}})$
Камера сгорания ....	$\eta_Z = f(\alpha); \sigma = f(\lambda_2)$
Турбина .....	$\eta_T^*, A_T = f(\pi_T^*, n/\sqrt{T_T^*})$
Канал .....	$\sigma = f(\lambda_2)$
Выходное устройство	$\varphi_C = f(\pi_C), \mu_C = f(\pi_C)$

На следующем этапе исследуется двухвальная схема модели (рис. 1) с учетом всей имеющейся экспериментальной и полученной на предыдущих этапах информации. При этом часть параметров (компоненты вектора  $Y$ ), в соответствии с особенностью организации моделирования в системе DVIGw, указана в «законе расчета» как «поддерживаемые параметры», соответственно часть компонент

вектора  $P$ , которые в эксперименте не измерялись, указаны как «варьируемые» параметры. При этом использованы безразмерные характеристики узлов (данные прототипа) и в первом приближении заданы значения их «параметров образмеривания», задающих масштаб характеристик. Это позволило получить качественное соответствие модели физическому эксперименту. По существу, обеспечено моделирование снятия дроссельной характеристики двигателя на стенде.

Для примера в табл. 2 приведены законы расчета дроссельной характеристики, в которых одна поддерживаемая величина:  $n_1$  (КНД), или  $n_2$  (КВД), или  $G_B$  (КВД) — меняется в зависимости от постановки задачи. В частности, обнаружено, что устойчивость решения зависит от способа задания «закона расчета». Например, вариант, приведенный в таблице, где вместо  $n_1$  (КНД), или  $n_2$  (КВД) поддерживается  $G_B$  (КВД), трудно реализуем из-за плохой сходимости (слабой взаимной чувствительности варьируемой и поддерживаемой величин). В модели используются характеристики узлов, представленные в виде зависимостей, табл. 3. Сравнение протекания дроссельных характеристик модели с результатами эксперимента показано на рис. 17–19.

Таблица 4

Варьируются	Поддерживаются
$G_{1\text{ПР}_i}$ (ВУ)	$G_B$ (ВУ)
$\eta_{\text{КО}}^*$ (КВД)	$T_2^*$ (КВД)
$\pi_{\text{КО}}^*$ (КВД)	$P_2^*$ (КВД)
$n_{\text{ПРО}}$ (КНД)	$n$ (КВД)
$\eta_Z$ (КС)	$G_T$ (КС)
$\mu_C$ (РС)	$P_C$ (РС)
$\varphi_C$ (РС)	$F_{\text{КР}}$ (РС)

Для проведения идентификации по каждой  $i$ -й экспериментальной точке в закон расчета модели добавлены циклы для подбора значений параметров:

- приведенный расход воздуха в точке образмеривания характеристики;
- адиабатический коэффициент полезного действия компрессора высокого давления в точке образмеривания характеристики;
- степень повышения давления в точке образмеривания характеристики;
- приведенная частота вращения компрессора высокого давления в точке образмеривания характеристики;
- коэффициент полноты сгорания топлива;
- коэффициент расхода.

### Экспериментально полученные дроссельные характеристики исследуемого двигателя (исходные данные для идентификации)

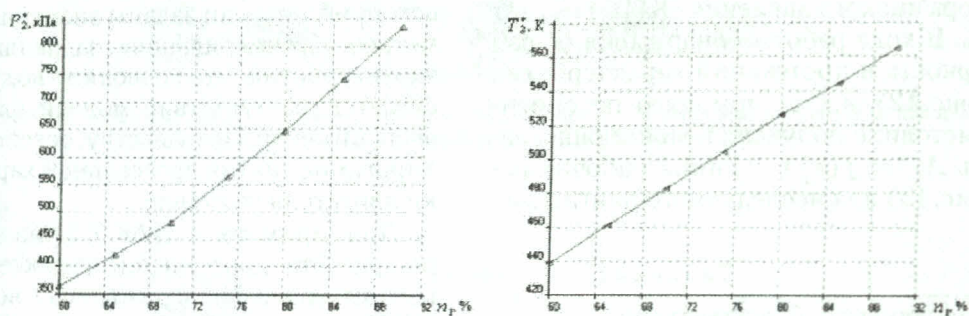


Рис. 6. Зависимости давления и температуры за компрессором от  $n_1$

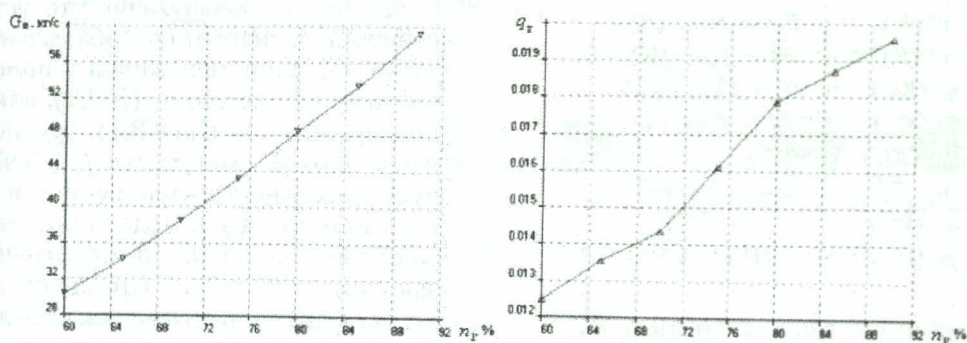


Рис. 7. Зависимости расхода воздуха и относительного расхода топлива от  $n_1$

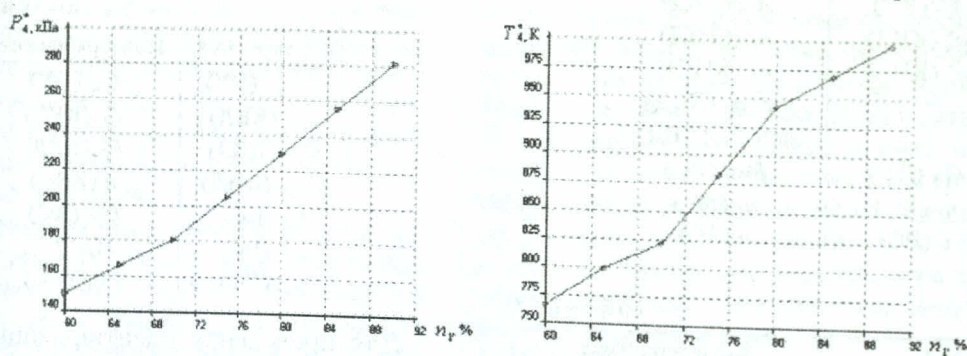


Рис. 8. Зависимости давления и температуры за турбиной от  $n_1$

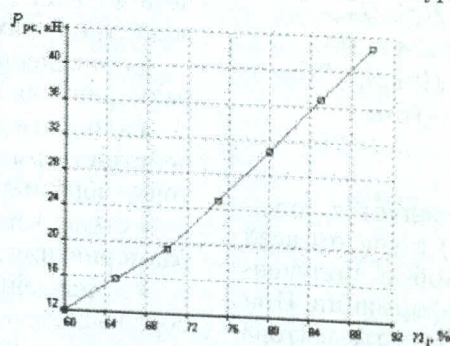


Рис. 9. Зависимость тяги двигателя от  $n_1$

### Характеристики узлов, уточненные в процессе идентификации

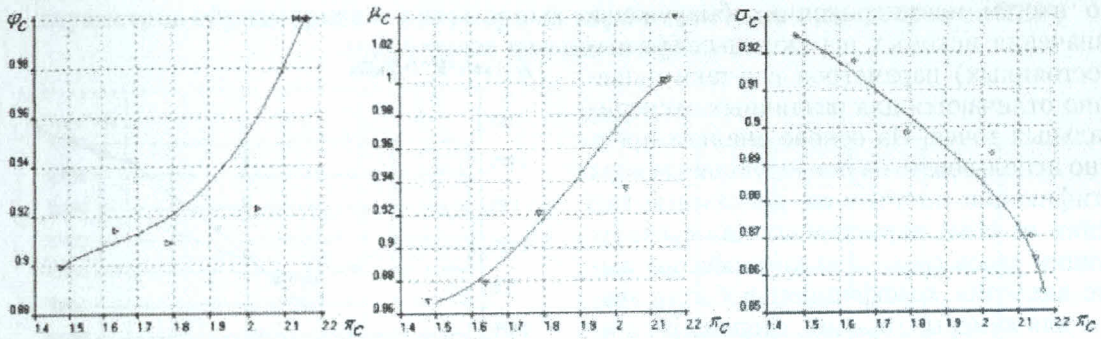


Рис. 10. Характеристики выходного устройства  $\mu_c = f(\pi_c)$ ,  $\varphi_c = f(\pi_c)$ ,  $\sigma_c = f(\pi_c)$  аппроксимированы кривой Безье

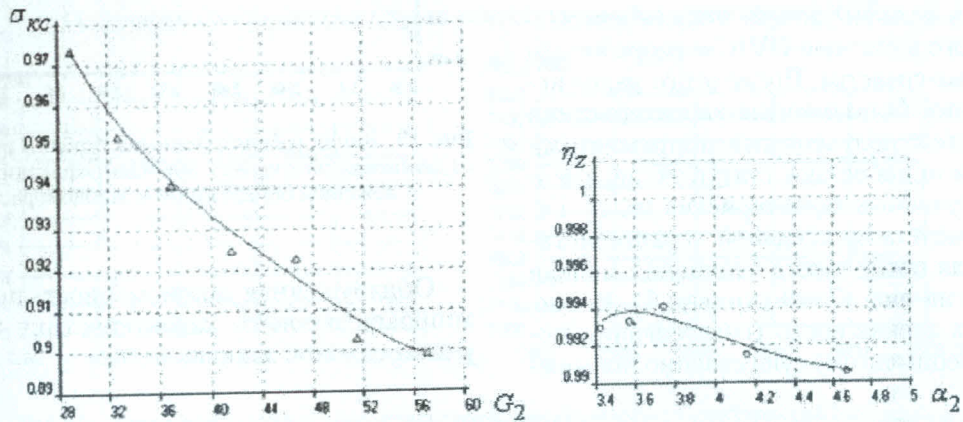


Рис. 11. Характеристики камеры сгорания  $\sigma_{kc} = f(G_2)$ ,  $\eta_z = f(\alpha_2)$  аппроксимированы кривой Безье

### Идентификация характеристики турбины

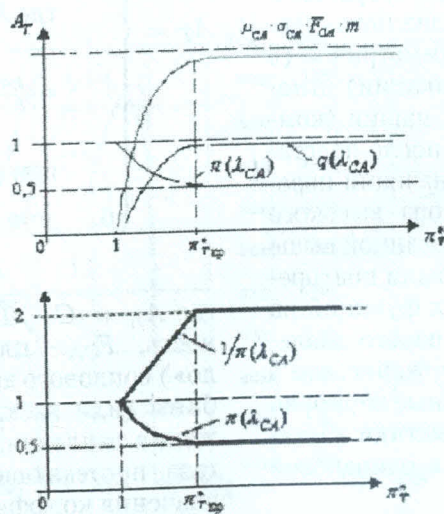


Рис. 12. Обнаруженная общая закономерность, использованная для аппроксимации и получения характеристики турбины

В этом случае поддерживаемыми величинами являются параметры, значения которых получены экспериментально (табл. 4).

По итогам идентификации обнаружено, что значения искомым нережимных (условно постоянных) параметров все-таки существенно отличаются для различных экспериментальных точек. На основе анализа предложено использовать на последующих этапах идентификации полученные результаты как функции от ПЗР, характерных для соответствующих узлов ( $n_{2ПР}$  для компрессора высокого давления, коэффициент избытка воздуха  $\alpha$  для камеры сгорания, степень расширения  $\pi_C$  для реактивного сопла). Полученные зависимости (рис. 10, 11, 13, 16) в графическом, табличном или аналитическом виде вводятся в закон расчета модели двигателя. Для этого в системе DVIGw разработаны специальные средства. После этого ранее использованные безразмерные характеристики узлов вместе с полученными поправочными функциями приобретают статус экспериментально полученных характеристик узлов. Результаты расчета дроссельной характеристики двигателя после такого уточнения модели приведены на рис. 17–19 (кривая б). Видно, что степень адекватности (согласования модели с экспериментом) существенно повышена.

На данном этапе из-за недостатка измеряемых параметров (отсутствуют замеры температуры и давления за КНД) при идентификации уточнялись характеристики одного из каскадов – в данном случае компрессора высокого давления, а также камеры сгорания и реактивного сопла. Однако анализ показывает, что модель должна быть симметрична (в смысле возможности идентификации) относительно каскадов лопаточных машин (компрессоров и турбин). Поэтому после подстановки в модель осредненных значений нережимных параметров компрессора высокого давления, полученных после описанной выше идентификации, все операции были повторены для получения поправочных функций на характеристику компрессора низкого давления. При этом введено предположение, что в процессе идентификации исходные априорно взятые безразмерные характеристики каскадов должны деформироваться в одинаковой степени.

Это позволило в итоге получить поправочные функции одновременно на параметры образмеривания характеристик компрессора низкого давления и компрессора высокого давления (рис. 14, 15). Соответственно уда-

лось уточнить характеристики компрессоров (рис. 16).

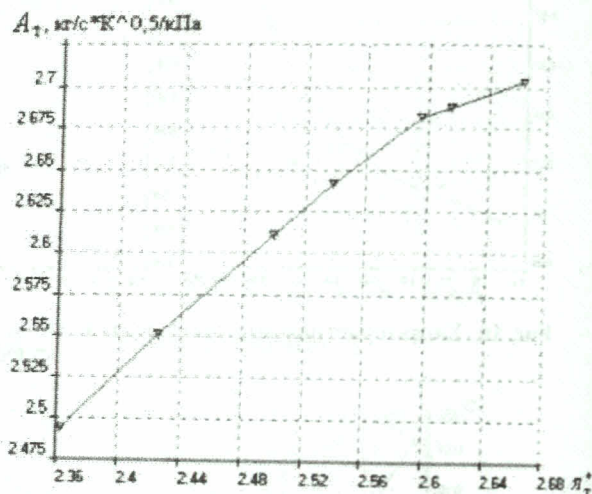


Рис. 13. Линия рабочих режимов турбины исследуемого двигателя, полученная при идентификации с использованием обнаруженной закономерности

Обнаруженная закономерность позволила аппроксимировать характеристику турбины универсальной зависимостью:

$$A_T = \begin{cases} \mu_{CA} \sigma_{CA} m F_{CA}, & \text{при } \pi_T^* > \pi_{TKP}^*; \\ \mu_{CA} \sigma_{CA} m F_{CA} \times \\ \quad \times \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}, & \\ \quad \text{где } \lambda^2 = \frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\pi(\lambda_{CA})\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] = \\ \quad = \frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{\pi_{TKP}^*}{(1 - \frac{k-1}{k+1})^{\frac{k-1}{k}} \pi_T^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right], & \\ \quad \text{при } 1 < \pi_T^* < \pi_{TKP}^*; \\ 0, & \text{при } \pi_T^* = 1, \end{cases}$$

где  $A_T = G_1 \sqrt{T_1^*} / P_1^*$  – пропускная способность,  $F_{CA}$  – площадь узкого сечения («горло») соплового аппарата первой ступени турбины (или каскада),  $\pi_T^*$  – степень понижения давления,  $k$  – показатель адиабаты газа, протекающего через турбину,  $\mu_{CA}$  – значения коэффициента расхода и  $\varphi_{CA}$  – коэффициента восстановления полного давления соплового аппарата при больших значениях  $\pi_T^* \geq \pi_{TKP}^*$ , когда приведенная скорость  $\lambda_{CA}$  в «горле» соплового аппарата достигает 1,  $\pi(\lambda_{CA})$  – газодинамическая функция.



### Зависимости параметров образмеривания априорных характеристик компрессоров от ПЗР, полученные при идентификации

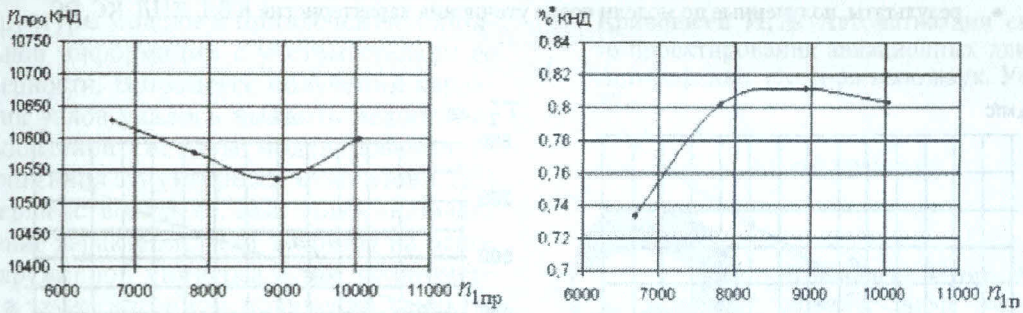


Рис. 14. Зависимости параметров образмеривания априорных характеристик КВД от  $n_{1пр}$

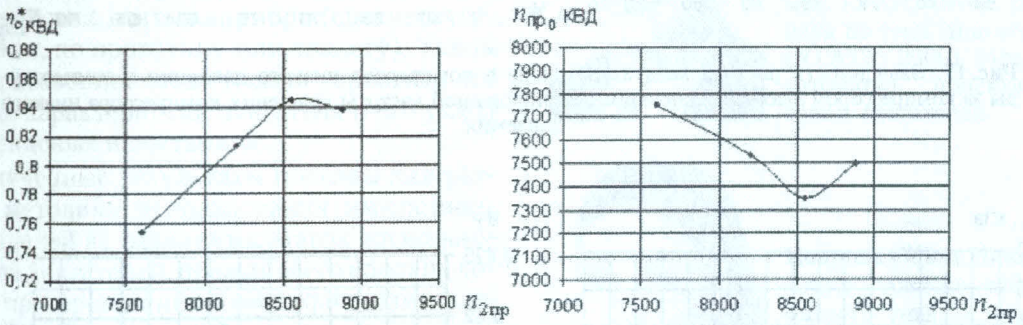


Рис. 15. Зависимости параметров образмеривания априорных характеристик КВД от  $n_{2пр}$

### Характеристики компрессоров, полученные путем идентификации

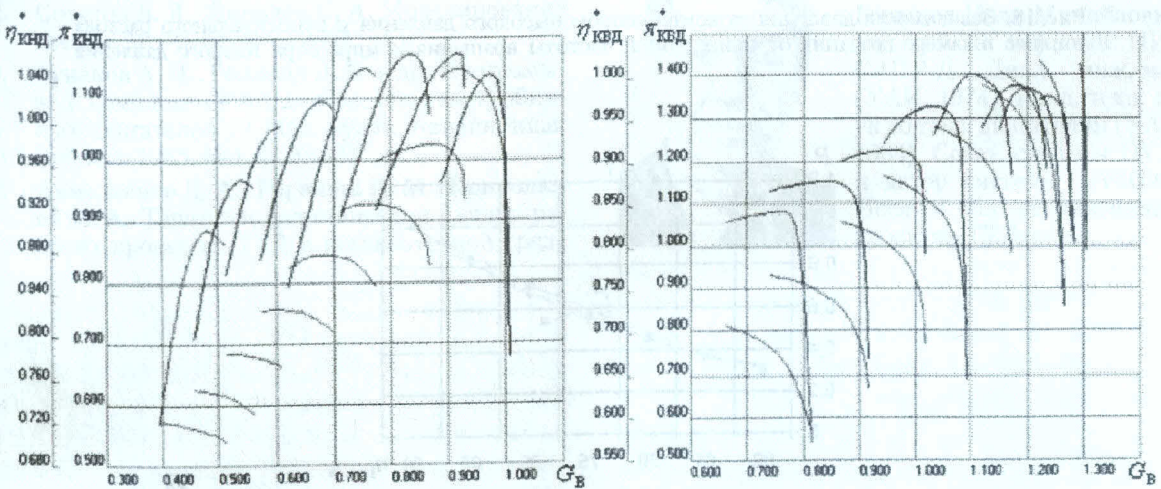


Рис. 16. Полученные путем идентификации характеристики КНД и КВД в относительных координатах

## Сопоставление модели (после идентификации) с экспериментом

- — результаты эксперимента;
- a — результаты, полученные по модели с априорными характеристиками узлов;
- б — результаты, полученные по модели после уточнения характеристик КВД, КС, РС;
- — результаты, полученные по модели после уточнения характеристик КВД, КНД, КС, РС.

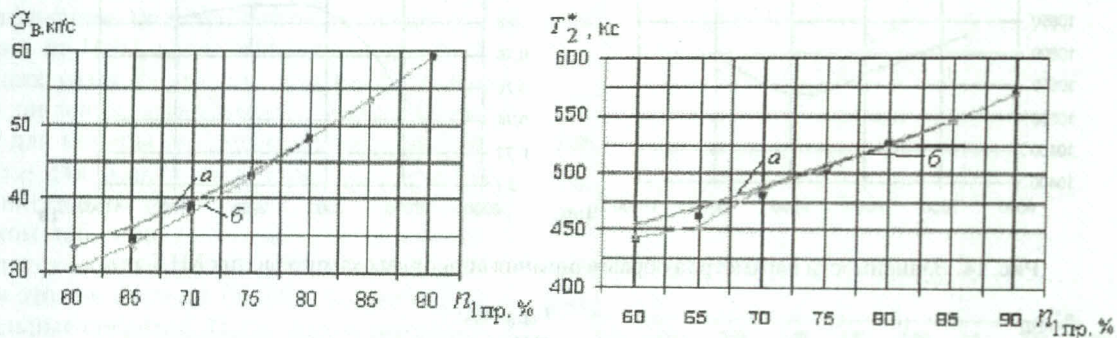


Рис. 17. Зависимости расхода воздуха на входе в компрессор низкого давления и температуры за компрессором высокого давления от приведенной частоты вращения компрессора низкого давления

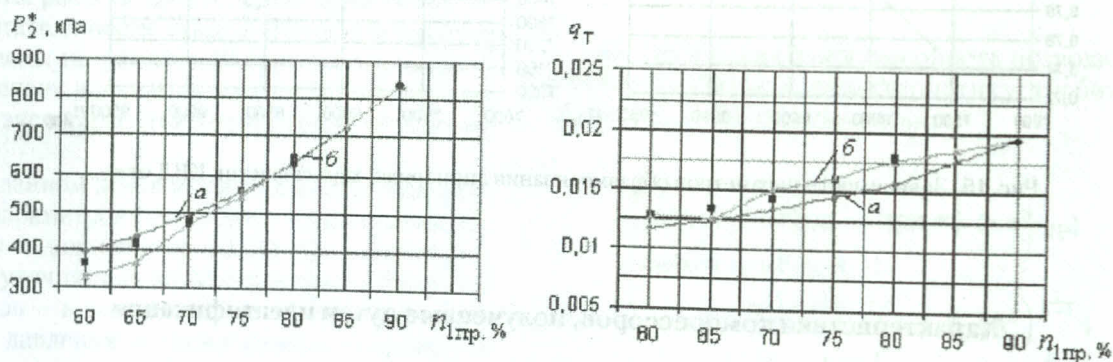


Рис. 18. Зависимости давления за компрессором высокого давления и относительного расхода топлива в камере сгорания от приведенной частоты вращения компрессора низкого давления

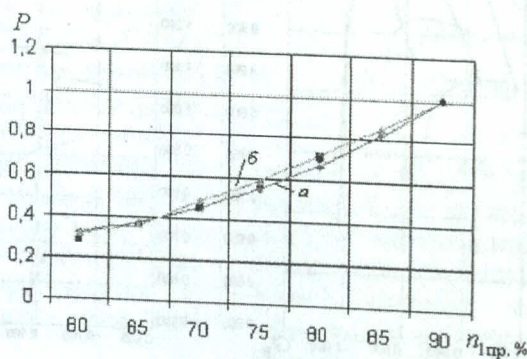


Рис. 19. Зависимость тяги двигателя (в относительных координатах) от приведенной частоты вращения компрессора низкого давления

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная методика позволила усовершенствовать процесс идентификации модели двигателя, в том числе решать задачи в некорректной ситуации — путем последовательного изменения в процессе идентификации структуры модели и привлечения дополнительной информации с учетом степени ее достоверности. В процессе получения характеристик узлов удалось выявить недостатки использованной системы моделирования (в части описания структурных элементов ГТД) и усовершенствовать ее. Методика включает получение характеристики турбины на основе обнаруженной универсальной закономерности; а также алгоритм получения характеристик компрессоров и турбин на основе анализа поведения параметров образмеривания характеристик, взятых априори (среднестатистических, по прототипу или аналогу). Такой подход позволяет существенно упростить получение характеристик двигателя и его узлов при стендовых испытаниях.

Полученные результаты полезны для развития методики использования имитационных моделей на различных этапах жизненного цикла двигателей, прежде всего на этапе доводки, при проведении идентификации моделей ГТД по результатам испытаний.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Имитационное** моделирование производственных систем / А. А. Вавилов. М.: Машиностроение; Берлин: Техника, 1983. 416 с.
2. **Советов Б. Я., Яковлев С. А.** Моделирование систем. М.: Высш. шк., 2001. 343 с.
3. **Тунаков А. П., Голланд А. Б. и др.** Программный комплекс ГРАД для расчета газотурбинных двигателей // Изв. вузов. Авиационная техника. 1985. № 1. С. 83–85.
4. **Ахмедзянов Д. А., Горюнов И. М., Кривошеев И. А.** Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде

DVIGw: Учеб. пособие. Уфа: УГАТУ, 2003. 162 с.

5. **Чуян Р. К.** Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов: Учеб. пособие для студентов авиадвигательных спец. вузов. М.: Машиностроение, 1988. 288 с.
6. **Кривошеев И. А.** Автоматизация системного проектирования авиационных двигателей: Автореф. дис. ... д-ра техн. наук. Уфа, 2000. 32 с.

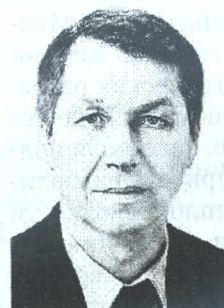
## ОБ АВТОРАХ



**Кривошеев Игорь Александрович**, проф. каф. авиадвигателей, науч. руковод. НИЛ САПР-Д. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1976). Д-р техн. наук по тепл. двигателям ЛА (УГАТУ, 2000). Иссл. в обл. автоматиз. проектирования авиадвигателей.



**Иванова Ольга Николаевна**, ассист. той же каф. Дипл. магистр техн. и технол. по авиа- и ракетостроению (УГАТУ, 2000). Соавтор системы DVIG. Иссл. в обл. имитац. моделирования и идентификации.



**Горюнов Иван Михайлович**, доц. той же каф., зав. НИЛ САПР-Д. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1974). Канд. техн. наук по тепл. двигателям (УАИ, 1984). Соавт. системы DVIG и автор системы DVIGwT. Иссл. в обл. автоматизации проектир. ГТД.