

DOI: 10.15593/2224-9982/2020.60.01

УДК 629.7.681.324

**Х.С. Ахмед, Б.М. Осипов**

Казанский национальный исследовательский технический университет  
им. А.Н. Туполева – КАИ, Казань, Россия

## **МНОГОРЕЖИМНАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПОЛУЧЕНИЯ АДЕКВАТНОЙ МОДЕЛИ ТРД TJ-100A-Z ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ ПО ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ ПАРАМЕТРАМ**

При контроле и диагностике состояния газотурбинных двигателей по термогазодинамическим параметрам используются адекватные математические модели этих двигателей, под которыми подразумевают диагностические методы, основанные на специальной обработке и анализе значений термогазодинамических и иных параметров, измеряемых на работающем ТРД [1], с применением его математической модели.

Наиболее важным в системе технической диагностики является математическая модель двигателя. Ее создание является проблемой, так как, как правило, в технической документации не приводятся характеристики узлов двигателя. В этой связи получение полных математических моделей двигателей для нужд диагностики является актуальной задачей. Существуют различные подходы к получению характеристик узлов, и один из них – это использование обобщенных характеристик, например разработанных в Военно-воздушной инженерной академии им. Н.Е. Жуковского на кафедре 201 «Теория воздушно-реактивных двигателей» под руководством профессора Ю.Н. Нечаева. Опыт использования таких характеристик показал, что подобные характеристики возможно использовать, но в достаточно узком диапазоне дроссельных режимов. Как правило, этот диапазон ограничивался не более 40 % от расчетного (номинального) режима, что существенно ограничивает возможности математической модели ТРД при реализации диагностики по термогазодинамическим параметрам.

Предлагается разработанный авторами алгоритм многорежимной идентификации, реализованный в виде компьютерной программы. В качестве объекта исследования используется ТРД TJ-100A-Z (Чехия). Для этого ТРД были получены характеристики основных узлов (компрессора, камеры сгорания, турбины и сопла) с использованием дроссельных характеристик, приведенных в технических условиях. Результаты расчета приведены в виде таблиц и графиков с анализом погрешностей при расчете до и после идентификации. Приведено сравнение погрешностей параметров дроссельных характеристик с погрешностями датчиков измерения этих параметров.

**Ключевые слова:** авиационный газотурбинный двигатель, техническая диагностика, термодинамический параметр, математическая модель, многорежимная идентификация, диагностика ТРД.

**H.S. Ahmed, B.M. Osipov**

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev - KAI,  
Kazan, Russian Federation

## **MULTI-MODE IDENTIFICATION OF OBTAINING THE ADEQUATE MODEL OF TURBOJET ENGINE TJ-100A-Z FOR DIAGNOSTICS BY THERMALGASDYNAMIC PARAMETERS**

When monitoring and diagnosing the state of gas turbine engines by thermodynamic parameters, adequate mathematical models of these engines are used. This name means diagnostic methods based on special processing and analysis of the values of thermogasdynamic and other parameters measured on a working turbojet engine [1] using its mathematical model. The most important in the system of technical diagnostics is the mathematical model of the engine. Its creation is a problem since, as a rule, the specifications of engine components are not given in the technical documentation. In this regard, obtaining complete mathematical models of engines for diagnostic purposes is an urgent task. There are various approaches to obtaining the characteristics of nodes and one of them is the use of generalized characteristics, for example, developed at the N.E. Zhukovsky Air Force Engineering Academy at the Department 201 "Theory of Air-Jet Engines" under the direction of Professor Nechayev Yu.N. Experience using such characteristics has shown that such characteristics can be used, but in a fairly narrow range of throttle modes. As a rule, this range was limited to no more than 40 % of the calculated (nominal) mode, which significantly limits the capabilities of the mathematical model of turbojet engines when implementing diagnostics using thermodynamic and dynamic parameters.

This article proposes an algorithm developed by the authors a lot of mode identification, implemented as a computer program. As an object of study used turbojet engine TJ-100A-Z manufactured in the Czech Republic. For this, the turbojet engine obtained the characteristics of the main components (compressor, combustion chamber, turbine and nozzle) using the throttle characteristics given in the technical conditions. The calculation results are presented in the form of tables and graphs with error analysis in the calculation before and after identification. The comparison of the errors of the parameters of the throttle characteristics with the errors of the sensors for measuring these parameters is given.

**Keywords:** aircraft gas turbine engine, technical diagnostics, thermodynamic parameter, mathematical model, multi-mode identification, turbojet engine diagnostics.

Под термогазодинамическими параметрами понимаются параметры, описывающие термодинамику процессов в проточной части двигателя [1]. К ним относятся: температура, давление, расход воздуха, газа, топлива, скорость течения, частота вращения роторов, тяга и т.п.

Ниже рассмотрены работы, связанные с реализацией параметрических методов контроля и диагностики по термогазодинамическим параметрам на установившихся режимах работы газотурбинных двигателей [2–4].

В основе предложенной методологии [5–8] решения задач контроля и диагностики технического состояния ТРД используется метод FDI (Fault Detection and Identification), основанный на сравнении результатов измерений газодинамических параметров реального ТРД с расчетными параметрами, вычисленными по его математической модели.

В современном практическом проектировании<sup>1</sup> [10–13] большое внимание уделяется математическому моделированию авиационных, морских и стационарных применений газотурбинных двигателей, определению их газовых и термодинамических параметров и эксплуатационных характеристик. Наибольшее преимущество при рассмотрении метода расчета можно получить из исследования изменения геометрических параметров лопаток компрессора и турбины, углов поворота переменных направляющих лопаток, влияния массового расхода байпаса на эксплуатационные характеристики двигателя, что было представлено в работах [14, 15].

В настоящее время в практике технической диагностики авиационных ТРД используется целый ряд методов: физические, механические, параметрические, которые в равной степени могут быть применены для диагностирования ТРД [16].

В анализе и управлении ремонтоспособностью используют различные параметры измерения [17]: например, средняя наработка до ремонта ( $T_{\text{ср до Р}}$ ), среднее время ремонта ( $T_{\text{ср Р}}$ ) и среднее время простоя при ремонте ( $T_{\text{ср пр Р}}$ ).

Обычно время восстановления [18] следует показательному, логарифмически-нормальному и нормальному закону распределения вероятности отказов.

В управлении ремонтоспособностью важнейшим фактором является рентабельность ремонта. По зарубежным данным [19], ремонт экономически целесообразен только в том случае, если затраты на него не превышают 75 % первоначальной стоимости изделия.

Для получения адекватных математических моделей ТРД как основы реализации диагностирования по термогазодинамическим параметрам используются различные методы идентификации. В настоящее время известен целый ряд методов идентификации, отличающихся по используемому критерию адекватности и опирающихся на различную априорную информацию. Выделено четыре типа оценок:

1) оценки по методу наименьших квадратов, которые не требуют никакой априорной информации об объекте и ошибках измерений;

2) оценки по обобщенному методу наименьших квадратов, использующие ковариационную матрицу ошибок;

3) оценки максимального правдоподобия, для вычисления которых необходимо знание распределения вероятности ошибок;

4) байесовские оценки, опирающиеся дополнительно на знание априорных плотностей вероятностей неизвестных параметров модели.

В данной работе используется метод гребневых оценок (ридж-оценок).

В качестве объекта исследования выбран одновальный газотурбинный воздушно-реактивный двигатель с центробежным компрессором ТЖ-100А-Z (Чехия) (рис. 1). В технической документации на этот ТРД не представлены характеристики узлов, но приводится дроссельная характеристика, приведенная в табл. 1 и на рис. 2–4. В этой связи была поставлена задача получить характеристики основных узлов ТРД ТЖ-100А-Z, используя дроссельные характеристики, приведенные в табл. 1.

Продольный разрез с местами размещения датчиков ТРД ТЖ-100А-Z представлен на рис. 1. Расчетная схема представлена на рис. 5. Математическая модель этого двигателя была получена с помощью сертифицированного программного комплекса (ПК) ГРАД

<sup>1</sup> ГОСТ 26656–85. Техническая диагностика. Контролепригодность. Общие требования. М.: Изд-во стандартов, 1985. 10 с.

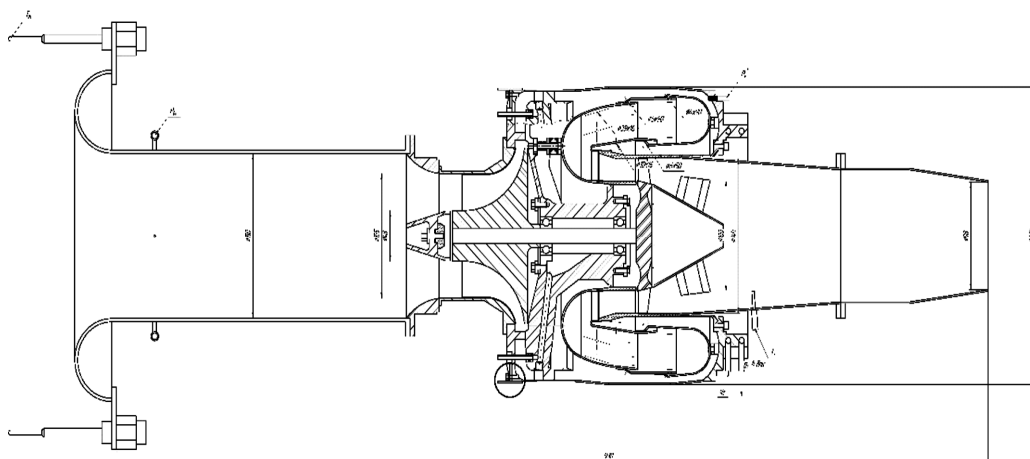


Рис. 1. Продольный разрез ГТД ТЖ-100

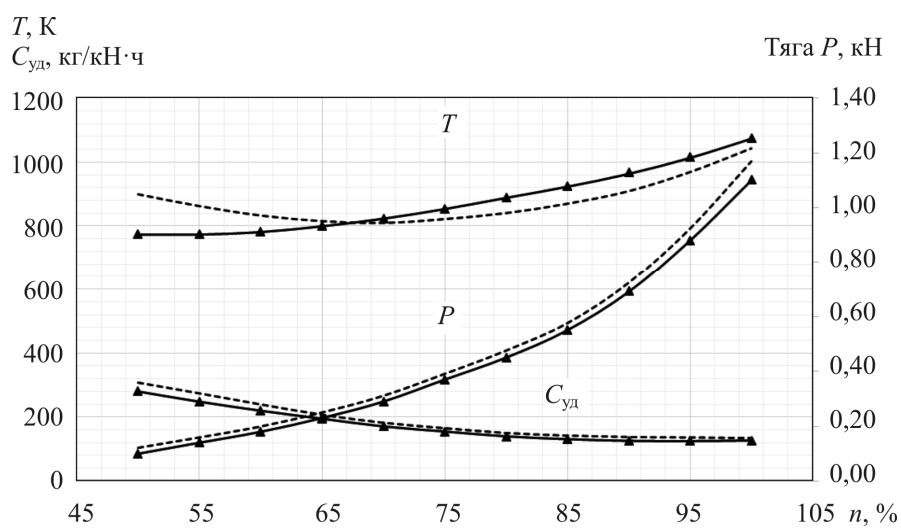


Рис. 2. Изменение параметров  $P, T_{вых}$  и  $C_{уд}$  в зависимости от режима работы:  
 — по ТУ; - - - до идентификации; ▲ — после идентификации

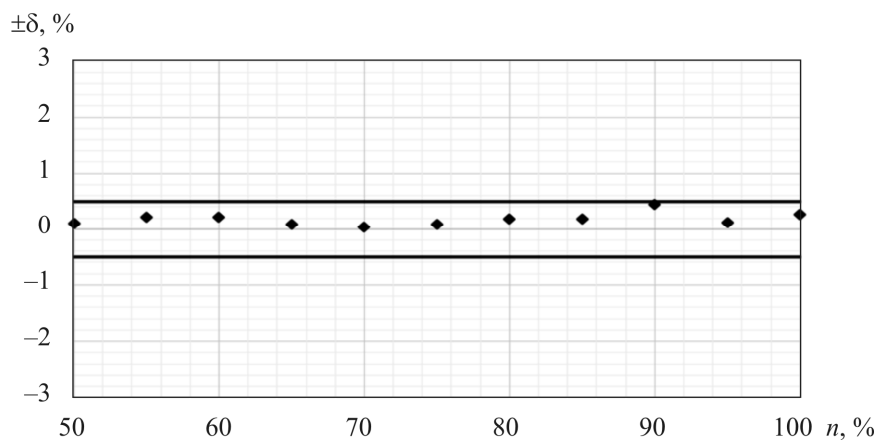


Рис. 3. Погрешности при определении  $P, кН$ :  
 ◆ — относительная погрешность после идентификации;  
 — — — относительная погрешность измерения тяги на стенде

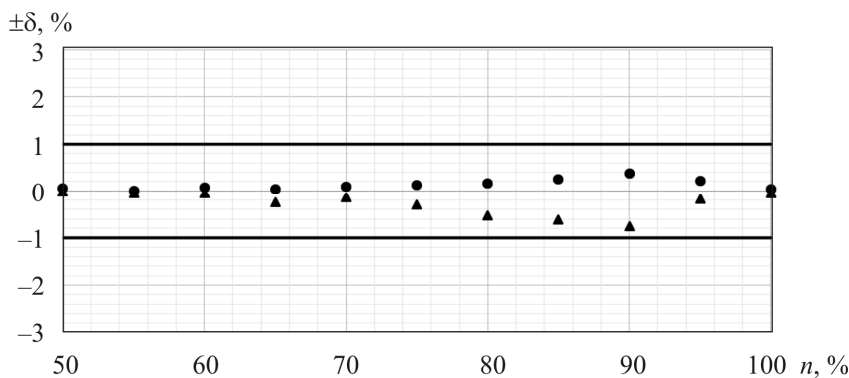


Рис. 4. Погрешность при определении  $T_{\text{вых}}$ ,  $K$ , и  $C_{\text{уд}}$ , кг/кН·ч:

- – относительная погрешность после идентификации  $T_{\text{вых}}$ ;
- ▲ – относительная погрешность после идентификации  $C_{\text{уд}}$ ;
- – относительная погрешность измерения  $T_{\text{вых}}$  и  $C_{\text{уд}}$  на стенде

Таблица 1

Дроссельные характеристики ТРД ТЖ-100А-Z по ТУ

Частота вращения ротора двигателя, %	$P$ , кН, по ТУ	$T_{\text{вых}}$ , К, по ТУ	$C_{\text{уд}}$ , кг/кН·ч, по ТУ
50	0,10	773,15	280
55	0,14	773,15	248
60	0,18	781,15	220
65	0,23	799,15	195
70	0,29	823,15	171
75	0,37	853,15	155
80	0,45	888,15	140
85	0,55	923,15	131
90	0,69	963,15	126
95	0,88	1013,15	125
100	1,10	1073,15	127

(газодинамические расчеты авиационных двигателей).

В первом приближении были подключены обобщенные характеристики компрессора и турбины, методика которых была разработана в академии им. Н.Е. Жуковского под руководством профессора Ю.Н. Нечаева. В качестве расчетного был выбран режим при частоте вращения 100 %, что соответствует 60 000 об/мин.

Камера сгорания и сужающее сопло рассчитывались при постоянных значениях полноты сгорания  $\eta_{\text{КС}}$ , потери полного давления  $\sigma_{\text{КС}}$  и коэффициента расхода  $\mu_{\text{с}}$  на всех рассчитываемых режимах.

Результаты расчетов до идентификации с относительными погрешностями  $\delta$ , %, представлены в табл. 2–4 и на рис. 2–4. При этом наибольшая погрешность по тяге  $P$   $\delta = 12,857$  % на режиме 55 %, по удельному расходу  $C_{\text{уд}}$   $\delta = 10,942$  % на режиме 55 % и по темпера-

туре на выходе из турбины  $T_{\text{г}}^*$   $\delta = 16,25$  % на режиме 50 %, а наименьшая для  $P$   $\delta = 3,818$  % на режиме 85 %,  $C_{\text{уд}}$   $\delta = 6,338$  % на режиме 100 %,  $T_{\text{г}}^*$   $\delta = 1,367$  % на режиме 65 %.

Для повышения точности математической модели была проведена идентификация на нескольких режимах в диапазоне режимов частот вращения 50–100 %, в качестве уточняемых параметров были приняты параметры, приведенные в рис. 6.

В результате этих расчетов были получены уточненные характеристики компрессора (рис. 7) и турбины (рис. 8), а также камеры сгорания (рис. 9, 10) и сужающего сопла (рис. 11). Среднеквадратичные погрешности уточняемых параметров составили по  $\pi_{\text{к}}^* = 4,133 \pm 0,142$ ;  $\eta_{\text{к}}^* = 0,785 \pm 0,119$ ;  $G_{\text{пр}} = 1,599 \pm 0,497$ ;  $\eta_{\text{КС}} = 0,979 \pm 0,0038$ ;  $\sigma_{\text{КС}} = 0,979 \pm 0,0037$ ;  $\pi_{\text{т}}^* = 0,449 \pm 0,067$ ;  $\eta_{\text{т}}^* = 0,762 \pm 0,0147$ ;  $\mu_{\text{с}} = 0,979 \pm 0,0037$ . Оценка проводилась по общепринятой методике.

Таблица 2

Дроссельная характеристика ТЈ-100 тяга из ТУ, до и после идентификации

Частота вращения ротора двигателя, %	$P$ , кН, по ТУ	$P$ , кН, до идентификации	Относительная погрешность $\delta$ до идентификации, %	$P$ , кН, после идентификации	Относительная погрешность $\delta$ после идентификации, %
50	0,10	0,120	20	0,1001	0,1
55	0,14	0,158	12,857	0,1403	0,214
60	0,18	0,198	10	0,1804	0,222
65	0,23	0,249	8,261	0,2302	0,087
70	0,29	0,310	6,896	0,2901	0,034
75	0,37	0,390	5,405	0,3703	0,081
80	0,45	0,475	5,555	0,4508	0,178
85	0,55	0,575	4,545	0,551	0,182
90	0,69	0,723	4,783	0,693	0,435
95	0,88	0,924	5	0,881	0,114
100	1,10	1,170	6,363	1,103	0,273

Таблица 3

Дроссельная характеристика ТЈ-100А-Z температура выхлопных газов из ТУ, до и после идентификации

Частота вращения ротора двигателя, %	$T_{\text{вых}}$ , К, по ТУ	$T_{\text{вых}}$ , К, до идентификации	Относительная погрешность $\delta$ до идентификации, %	$T_{\text{вых}}$ , К, после идентификации	Относительная погрешность $\delta$ после идентификации, %
50	773,15	898,785	16,25	773,53	0,049
55	773,15	861,54	11,432	773,61	0,005
60	781,15	831,934	6,912	781,67	0,067
65	799,15	814,133	1,367	779,45	0,037
70	823,15	808,851	-1,737	823,90	0,091
75	853,15	820,798	-3,792	854,21	0,124
80	888,15	839,621	-5,464	889,55	0,158
85	923,15	869,143	-5,85	925,47	0,251
90	963,15	908,546	-5,669	966,83	0,382
95	1013,15	968,751	-4,382	1015,29	0,211
100	1073,15	1043,14	-2,796	1073,48	0,031

Таблица 4

Дроссельная характеристика ТЈ-100А-Z удельный расход топлива из ТУ, до и после идентификации

Частота вращения ротора двигателя, %	$C_{\text{уд}}$ , кг/кН·ч, по ТУ	$C_{\text{уд}}$ , кг/кН·ч, до идентификации	Относительная погрешность $\delta$ до идентификации, %	$C_{\text{уд}}$ , кг/кН·ч, после идентификации	Относительная погрешность $\delta$ после идентификации, %
50	280	308,698	10,249	279,98	-0,007
55	248	275,136	10,942	247,87	-0,052
60	220	240,339	9,245	219,89	-0,05
65	195	208,053	6,694	194,53	-0,241
70	171	182,966	6,998	170,76	-0,14
75	155	165,967	7,075	154,53	-0,303
80	140	150,947	7,819	139,27	-0,521
85	131	142,839	9,037	130,19	-0,618
90	126	138,330	9,786	125,04	-0,762
95	125	136,928	9,542	124,79	-0,168
100	127	135,050	6,338	126,93	-0,055

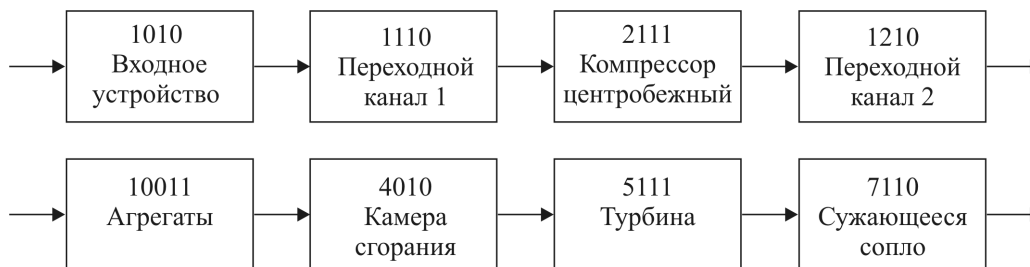


Рис. 5. Расчетная схема ТРД ТЖ-100А-З

[Z.1] Идентификация реж 11

Файл Выполнить Результаты расчета по задаче

Использовать Режим Измеряемые параметры (АН) Варьируемые параметры (АУТ) Константы идентификации (FT, MP)

Варьируемые параметры (УМАХ, УМИН, УТ, АУТ)

№	МАХ Предел	МИН Предел	Предел [УТ]	Адрес	Наименование	Информация
1	0.999	0.90	0.95	111103	ПК $\sigma_n = 0.9498198$ Коэффициент восстановления полного давления	ТПХ характ
2	0.999	0.90	0.95	121103	ПК $\sigma_n = 0.9521226$ Коэффициент восстановления полного давления	ТПХ характ
3	5.2	4.3	4.80	211102	Ком $\pi_k^* = 4.637207$ Степень повышения давления или ТПХ	Номинальнс
4	0.86	0.70	0.81	211103	Ком $\pi_k^* = 0.8199342$ К.п.д. или ТПХ	Номинальнс
5	60000	30000	57000	211104	Ком $n_{пр} = 57152.32$ об/м Приведенная частота вращения или ТПХ	Значение ТП
6	2	1.4	1.80	211105	Ком $G_{пр} = 1.768753$ кг/с Приведенный расход воздуха или ТПХ	Значение ТП
7	0.985	0.89	0.97	401104	КС $\eta_n = 0.9701068$ Коэффициент полноты сгорания или ТПХ	Значение ТП
8	0.986	0.96	0.98	401105	КС $\sigma_n = 0.9790428$ Коэффициент восстановления полного давления и	Значение ТП
9	0.45	0.37	0.41	511102	Тур $\pi_t^* = 0.4124385$ Степень понижения давления или ТПХ	Номинальнс
10	0.83	0.70	0.77	511103	Тур $\pi_t^* = 0.7790826$ К.п.д. или ТПХ	Номинальнс
11	1800	1400	1662.26	511104	Тур $n_{пр} = 1700.599$ об/м $K \cdot K^{0.5}$ Приведенная частота вращения или Т	Номинальнс
12	150	130	143.648	511105	Тур $G_{пр} = 136.4074$ кг $\cdot K^{0.5} / (с \cdot Мпа)$ Приведенный расход или ТПХ	Характериз
13	0.999	0.90	0.95	711104	ССу $\eta_{кр} = 0.9615567$ Коэффициент расхода, или его ТПХ при испол	

Рис. 6. Варьируемые (уточняемые) параметры при идентификации

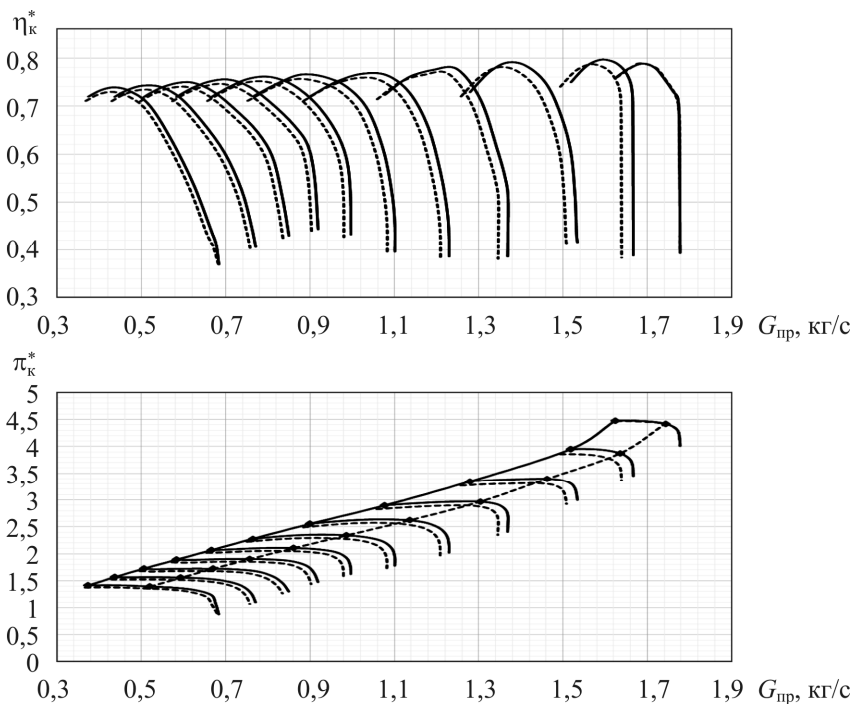


Рис. 7. Сравнение характеристик компрессора до и после идентификации:  
 - - - - - до идентификации; — — — — — после идентификации;  
 ···◆··· — линия совместной работы (ЛСР); —◆— — линия помпажа

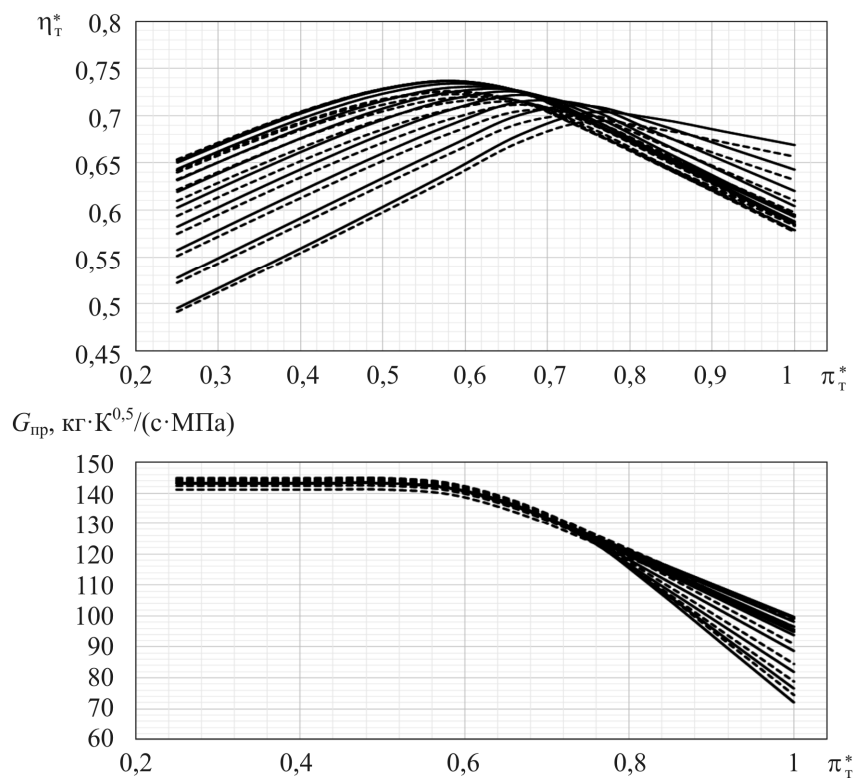


Рис. 8. Сравнение характеристик турбины до и после идентификации:  
 - - - до идентификации; — — — после идентификации

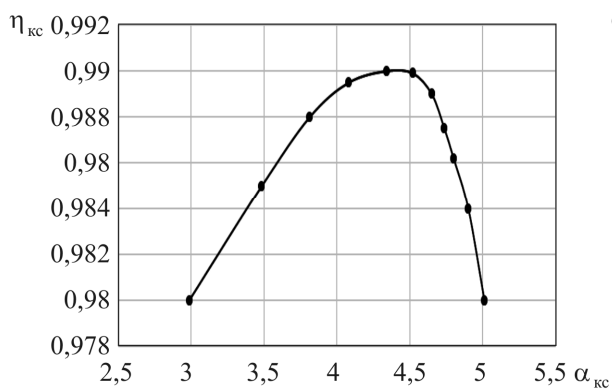


Рис. 9. Полнота сгорания камеры сгорания после идентификации

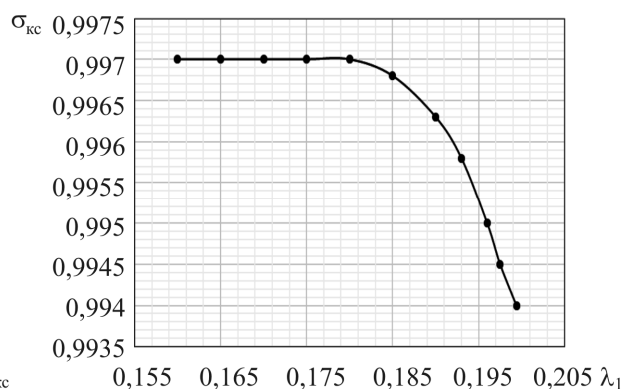


Рис. 10. Потери полного давления камеры сгорания после идентификации

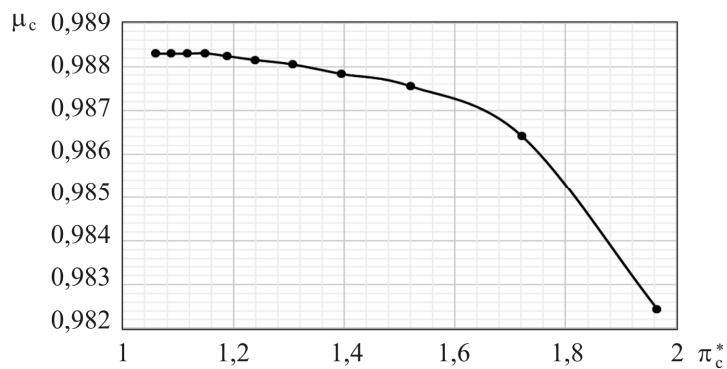


Рис. 11. Коэффициент расхода сопла после идентификации

Расчеты после идентификации на нескольких режимах приведены в табл. 2–4 и на рис. 2–4. Минимальная погрешность для  $P$   $\delta = 0,034$  % на режиме 70 %,  $T_r^*$   $\delta = 0,005$  % на режиме 55 %, а  $C_{уд}$   $\delta = -0,007$  % на режиме 50 %.

Максимальная погрешность для  $P$   $\delta = 0,435$  % на режиме 90 %,  $T_r^*$   $\delta = 0,382$  % на режиме 90 %, а  $C_{уд}$   $\delta = -0,762$  % на режиме 90 %.

### Выводы

1. Была апробирована методика получения характеристик узлов ГТД на примере ТРД ТЖ-100А-Z с использованием обобщенных характеристик и их уточнение при идентификации с использованием алгоритма ридж-оценок

на 11 режимах (в диапазоне 50–100 % частот вращения).

2. В ходе исследования была получена полная математическая модель ТРД ТЖ-100А-Z, которая в дальнейшем будет использована для тестирования алгоритма диагностики по термогазодинамическим параметрам.

3. Анализ относительных погрешностей по  $P$ ,  $T_{вых}$ ,  $C_{уд}$ , полученных с помощью математической модели ГТД ТЖ-100А-Z, с погрешностью определения этих параметров на стенде показывает, что данная модель может быть использована для нужд диагностирования по термогазодинамическим параметрам.

### Библиографический список

1. Цховребов М.М., Эзрохи А.Ю., Дрыгин А.С. Применение идентифицированной математической модели газотурбинного двигателя для анализа результатов испытаний // *Авиационные двигатели и силовые установки*. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. – С. 153–159.
2. Кеба И.В. Диагностика авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Транспорт, 1980. – 248 с.
3. Кофман В.М. Метод параметрической идентификации математических моделей ГТД на установившихся режимах работы // *Вестник Уфим. гос. авиац. техн. ун-та*. – 2009. – Т. 13, № 1 (34). – С. 57–65.
4. Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. – М.: Машиностроение, 1983. – 206 с.
5. Опыт использования программы UNI\_MM для выполнения термодинамических расчетов турбореактивных двухконтурных двигателей / Е.В. Марчуков, И.А. Лещенко, М.Ю. Вовк, А.А. Инюкин // *Насосы. Турбины. Системы. Научно-технический журнал*. – 2015. – № 2 (15). – С. 45–53.
6. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов [и др.]. – Киев: Техника, 1998. – 312 с.
7. Надежность, диагностика, контроль авиационных двигателей / В.Т. Шепель [и др.]; РГТА. – Рыбинск, 2001. – 352 с.
8. *Advanced multivariable control systems of aeroengines* / eds. by S. Jianguo, V.I. Vasilyev, B.G. Piyasov. – Beijing, China: BUAA Press, 2005. – 621 p.
9. Зубко А.И. Перспективный комплекс виброакустической диагностики подшипниковых опор авиационных газотурбинных двигателей // *Вестник Моск. авиац. ин-та*. – 2016. – Т. 23, № 1. – С. 47–55.
10. Князева В.В., Чубаров О.Ю., Неретин Е.С. Методика диагностики неисправных состояний на базе измерений контролируемых параметров при огневых испытаниях // *Вестник Моск. авиац. ин-та*. – 2014. – Т. 21, № 5. – С. 106–115.
11. Лянцев О.Д., Казанцев А.В., Абдулнагимов А.И. Метод идентификации нелинейных динамических моделей ГТД на режиме приемистости // *Динамика и виброакустика машин*. – 2016. – Т. 3. – С. 80–81.
12. Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю., Филинов Е.П. Влияние размерности турбореактивных двигателей на выбор оптимальных параметров рабочего процесса // *Вестник Моск. авиац. ин-та*. – 2017. – Т. 24, № 4. – С. 40–45.
13. Лянцев О.Д., Абдулнагимов А.И., Казанцев А.В. Определение нелинейной динамической модели ТРДД на режиме запуска по экспериментальным данным // *Авиационная промышленность*. – 2017. – № 2. – С. 1–5.
14. Эзрохи Ю.А., Хорева Е.А. Оценка влияния неоднородности входного потока воздуха на тягу газотурбинного двухконтурного двигателя // *Вестник Моск. авиац. ин-та*. – 2018. – Т. 25, № 2. – С. 99–108.
15. Чуйан Р. Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1988. – 288 с.



16. Тунаков А. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 184 с.
17. Бойко Л. Математическая модель газотурбинного двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора и ее практическое применение // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 6. – С. 71–77.
18. Смирнов Н.Н., Ицкович А.А. Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию. – М.: Транспорт, 1987. – 272 с.
19. Statistical summary of commercial jet airplane accidents worldwide operations 1959–2010 / Boeing Commercial Airplanes. – Seattle, Washington, U.S.A., 2011. – 26 p.

### References

1. Tskhovrebov M.M., Ezrohi A.U., Drygin A.S. Primeneniye identifitsirovannoy matematicheskoy modeli gazoturbinnogo dvigatelya dlya analiza rezultatov ispytaniy [Application of the identified mathematical model of a gas turbine engine for analysis of test results]. *Aviatsionnyye dvigateli i silovyye ustanovki*, TORUS PRESS, 2010, pp. 153–159.
2. Keba I.V. Diagnostika aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Diagnostics of aircraft gas turbine engines]. Moscow: Transport, 1980, 248 p.
3. Kofman V.M. Metod parametriceskoy identifikatsii matematicheskikh modeley GTD na ustanovivshikhsya rezhimakh raboty [Method for parametric identification of mathematical models of gas turbine engines at steady-state operating modes]. *Vestnik UGATU*, 2009, Vol. 13, No. 1 (34), pp. 57–65.
4. A.M. Akhmedzyanov, N.G. Dubravsky, A.P. Tunakov. Diagnostika sostoyaniya VRD po termogazodinamicheskim parametram [Diagnostics of the WFD state by thermogasdynamics parameters]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1983, 206 p.
5. Marchukov E.V., Leshchenko I.A., Vovk M.Yu., Inyukin A.A. Opyt ispolzovaniya programmy UNI\_MM dlya vypolneniya termodinamicheskikh raschetov turboreaktivnykh dvukhkонтурnykh dvigateley [Experience of using the UNI\_MM program to perform thermodynamic calculations of turbojet twin-contour engines]. *Pumps. Turbines. Systems*, No 2 (15), 2015, pp. 45–53.
6. Epifanov S.V. Sintez sistem upravleniya i diagnostirovaniya gazoturbinnnykh dvigateley [Synthesis systems for the management and diagnosis of gas turbine engines]. Kiev: Tekhnika, 1998, 312 p.
7. Shepel, V.T. Nadezhnost, diagnostika, kontrol aviatsionnykh dvigateley [Reliability, Diagnostics, Control of Aircraft Engines]. Rybinsk: RGTA, 2001, 352 p.
8. Advanced Multivariable Control Systems of Aeroengines / eds.: Sun Jianguo, V.I. Vasilyev, B.G. Ilyasov. Beijing, China: BUAA Press, 2005, 621 p.
9. Zubko A.I. Perspektivnyy kompleks vibroakusticheskoy diagnostiki podshipnikovykh opor aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [The prospective complex of vibroacoustic diagnostics bearing supports of aircraft gas turbine engines]. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 47–55.
10. Knyazeva V.V., Chubarov O. Yu., Neretin E.S. Metodika diagnostiki neispravnykh sostoyaniy na baze izmereniy kontroliruyemykh parametrov pri ognevnykh ispytaniyakh [Method of diagnosing faulty conditions based on measurements of controlled parameters in fire tests]. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no 5, pp. 106–115.
11. O.D. Lyantsev, A.V. Kazantsev, A.I. Abdunagimov. Metod identifikatsii nelineynykh dinamicheskikh modeley GTD na rezhime priyemistosti [Method of identification of non-linear dynamic models of GTD on the mode of acceptance]. *Journal of Dynamics and Vibroacoustics*, Samara, 2016, vol. 3, pp. 80–81.
12. Kuzmichev V.S., Tkachenko A. YU., Filinov E.P. Vliyaniye razmernosti turboreaktivnykh dvigateley na vybor optimal'nykh parametrov rabocheho protsessa [Influence of the dimension of turbojet engines on the choice of optimal parameters of the work process]. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no 4, pp. 40–45.
13. O.D. Lyantsev, A.I. Abdunagimov, A.V. Kazantsev. Opredeleniye nelineynoy dinamicheskoy modeli TRDD na rezhime zapuska po eksperimental'nym dannym [Definition of a non-linear dynamic model of TRDD on the start-up mode of experimental data]. *Aviation Industry*, 2017, no. 2, pp. 1–5.
14. Ezrokhi Yu. A., Khoreva E.A. Otsenka vliyaniya neodnorodnosti vkhodnogo potoka vozdukha na tyagu gazoturbinnogo dvukhkонтурного dvigatelya [Assessment of the effect of heterogeneity of the input air flow on the thrust of the gas turbine two-circuit engine]. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no 2, pp. 99–108.
15. Chuyan R. Metody matematicheskogo modelirovaniya dvigateley letatelnykh apparatov [Techniques for mathematical modeling of aircraft engines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1988, 288 p.

16. Tunakov A. Metody optimizatsii pri dovodke i proyektirovanii gazoturbinnnykh dvigateley [Optimization methods for refining and designing gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1979, 184 p.

17. Boyko L. Matematicheskaya model gazoturbinnogo dvigatelya s poventsovyim opisaniyem mnogostupenchatogo oseвого kompressora i eye prakticheskoye primeneniye [Mathematical model of gas turbine engine with a venous description of the multi-stage axial compressor and its practical application]. Aerospace technic and technology, no. 6, 2008, pp. 71–77.

18. Smirnov N.N., Itskovich A.A. Obsluzhivaniye i remont aviatsionnoy tekhniki po sostoyaniyu [Maintenance and repair of aviation equipment as of]. Moscow: Transport, 1987, 272 p.

19. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959 – 2010. Boeing Commercial Airplanes, Seattle, Washington, U.S.A., June 2011, 26 p

#### Об авторах

**Ахмед Хирш Салим** (Казань, Россия) – аспирант кафедры «Реактивные двигатели и энергетические установки» КНИТУ – КАИ им. А.Н. Туполева (420111, г. Казань, ул. К. Маркса, д. 10, e-mail: hersh\_ise19@mail.ru).

**Осипов Борис Михайлович** (Казань, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Реактивные двигатели и энергетические установки» КНИТУ – КАИ им. А.Н. Туполева (420111, г. Казань, ул. К. Маркса, д. 10, e-mail: obm0099@yandex.ru).

#### About the authors

**Heersh S. Ahmed** (Kazan, Russian Federation) – PhD Student of Jet Engines and Power Plants Department, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev - KAI (10, K. Marksa st., Kazan, 420111, Russian Federation, e-mail: hersh\_ise19@mail.ru).

**Boris M. Osipov** (Kazan, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Associate Professor of Jet Engines and Power Plants Department, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev - KAI (10, K. Marksa st., Kazan, 420111, Russian Federation, e-mail: obm0099@yandex.ru).

Получено 21.12.2019