

МНОГОРЕЖИМНАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПОЛУЧЕНИЯ АДЕКВАТНОЙ МОДЕЛИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ ПО ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ ПАРАМЕТРАМ

Ахмед Х.С.А.^{1*}, Осипов Б.М.^{2**}

¹ Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева — КАИ,
КНИТУ-КАИ, ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия

² Казанский государственный энергетический университет,
КГЭУ, ул. Красносельская, 51, 420066, Казань

* e-mail: hersh_ise19@mail.ru

** e-mail: obm0099@yandex.ru

Статья поступила в редакцию 15.11.2019

При контроле и диагностике состояния газотурбинных двигателей (ГТД) по термогазодинамическим параметрам используются адекватные математические модели этих двигателей. Применяются диагностические методы, основанные на специальной обработке и анализе значений термогазодинамических и иных параметров, измеряемых на работающем ГТД [2] и полученных с помощью математической модели.

Ключевые слова: авиационный ГТД, техническая диагностика, термодинамический параметр, математическая модель, многорежимная идентификация, диагностика ГТД.

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

В ряде работ рассмотрены вопросы, связанные с реализацией параметрических методов контроля и диагностики по термогазодинамическим параметрам на установившихся режимах работы газотурбинных двигателей [3, 4].

В основе предложенной методологии [4–8] решения задач контроля и диагностики технического состояния ГТД используется метод FDI (Fault Detection and Identification), основанный на сравнении результатов измерений газодинамических параметров реального ГТД с расчетными параметрами, вычисленными по его математической модели.

В современном практическом проектировании [17–20] большое внимание уделяется математическому моделированию авиационных, морских и стационарных применений газотурбинных двигателей, определению их газовых и термодинамических параметров и эксплуатационных характеристик. Исследовались изменения геометрических

параметров лопаток компрессора и турбины, углов поворота переменных направляющих лопаток, влияния массового расхода байпаса на эксплуатационные характеристики двигателя, что было представлено в [21, 22].

В настоящее время в практике технической диагностики авиационных ГТД используется целый ряд методов: физические, механические, параметрические, которые в равной степени могут быть применены для диагностирования ГТД [9–16].

Имеется много связанных с ремонтпригодностью характеристик объекта, которые должны быть учтены при внедрении зарубежной авиационной техники. Некоторые из них: модульная конструкция, взаимозаменяемость, человеческий фактор, безопасность, стандартизация, средства управления, освещение, масса, смазка, достижимость, установка, обучение персонала, регулирование и калибровка, инструментальные средства, маркирование и кодирование, испытательное оборудование, руководства, рабочая среда, размер и форма, признаки отказа и т.д. [25, 27]. Различные меры измерения используются в анализе и управлении [24, 26] ремонтпригодностью: например, средняя наработка до ремонта (ТСр до R), сред-

нее время ремонта (ТСр R) и среднее время простоя при ремонте (ТСр пр R).

Обычно время восстановления [28] определяется в соответствии с показательным, логарифмически нормальным и нормальным законом распределения вероятности отказов.

В управлении ремонтпригодностью важнейшим фактором является рентабельность ремонта. По зарубежным данным [29] ремонт экономически целесообразен только в том случае если затраты на него не превышают 75% первоначальной стоимости изделия.

Для получения адекватных математических моделей ГТД используются различные методы идентификации. В настоящее время известен целый ряд методов идентификации, различающихся по используемому критерию адекватности и опирающихся на различную априорную информацию. В работах [1, 3, 23] 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 статье рассмотрены методы исследования рабочих процессов двигателей.

Таблица 1

Дроссельная характеристика ТРД TJ-100 по ТУ

Частота вращения ротора двигателя, %	R, кН	$T_{\text{вых}}$, К	$C_{\text{уд}}$, кг/(кН·ч)
50	0,10	773,15	280
55	0,14	773,15	248
60	0,18	778,15	220
65	0,23	803,15	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	0,67	963,15	126
95	0,88	1013,15	125
100	1,10	1073,15	127

В качестве объекта исследования выбран ТРД TJ-100 (Чехия) — одновальный газотурбинный воздушно реактивный двигатель с центробежным компрессором (рис. 1). В технической документации на этот ТРД не представлены характеристики узлов, но приводится дроссельная характеристика (табл. 1 и рис. 3—8). Была поставлена задача получить характеристики основных узлов ТРД TJ-100, используя дроссельные характеристики, приведенные в табл. 1.

Продольный разрез с местами размещения датчиков ТРД TJ-100 представлен на рис. 1, расчетная схема — на рис. 2. Модель этого двигателя была получена с помощью сертифицированного программного комплекса (ПК) ГРАД (Газодинамические расчеты авиационных двигателей). В каче-

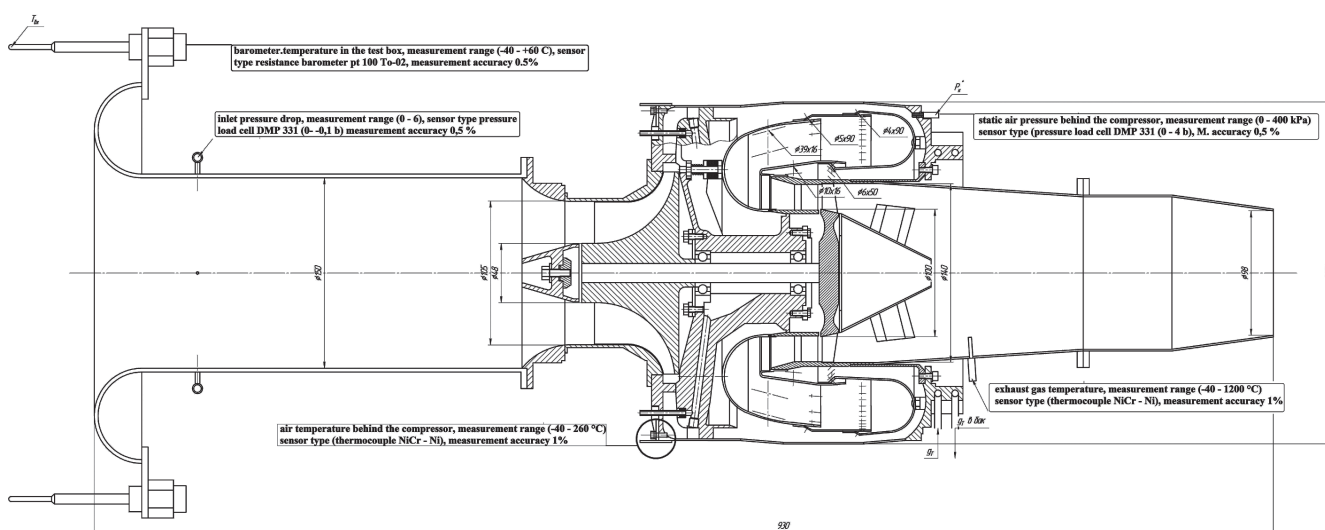


Рис. 1. Продольный разрез ТРД TJ-100



Рис. 2. Расчетная схема ТРД ТЖ-100

стве расчетного был выбран режим при частоте вращения 100%, что соответствует 60000 об/мин.

В первом приближении были подключены обобщенные характеристики компрессора (рис. 9) и турбины (рис. 10), методика которых была разработана в академии им. Н.Е. Жуковского под руководством профессора Ю.Н. Нечаева.

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

Результаты расчетов представлены в табл. 2—4 и на рис. 3—8. Также в табл. 2—4 приведены относительные погрешности δ в %. При этом наибольшая погрешность по тяге R равна 12,857 % на режиме 55 %, по удельному расходу $C_{\text{уд}}$ — 14,248 % на режиме 80 % и по температуре $T_{\text{Г}}^*$ на выходе из турбины — 16,25 % на режиме 50 %. Наименьшая погрешность по тяге R равна 3,818 % на режиме 85 %, по удельному расходу $C_{\text{уд}}$ — 6,338 % на режиме 100 % и по температуре $T_{\text{Г}}^*$ на выходе из турбины — 1,367 % на режиме 65 %.

Таблица 2

Дроссельная характеристика ТЖ-100 тяга из ТУ до и после идентификации

Частота вращения ротора двигателя, %	R , кН по ТУ	R , кН до идентификации	Относительная погрешность до идентификации δ , %	R , кН после идентификации	Относительная погрешность после идентификации δ , %
50	0,10	0,120	20	0,098	-2
55	0,14	0,158	12,857	0,127	-9,285
60	0,18	0,198	10	0,168	-6,666
65	0,23	0,249	8,261	0,224	-2,608
70	0,29	0,310	6,896	0,286	-1,379
75	0,37	0,390	5,405	0,352	-4,865
80	0,45	0,484	7,555	0,418	-7,111
85	0,55	0,571	3,818	0,524	-4,727
90	0,67	0,723	7,91	0,665	-0,746
95	0,88	0,924	5	0,875	-0,568
100	1,10	1,170	6,363	1,100	0

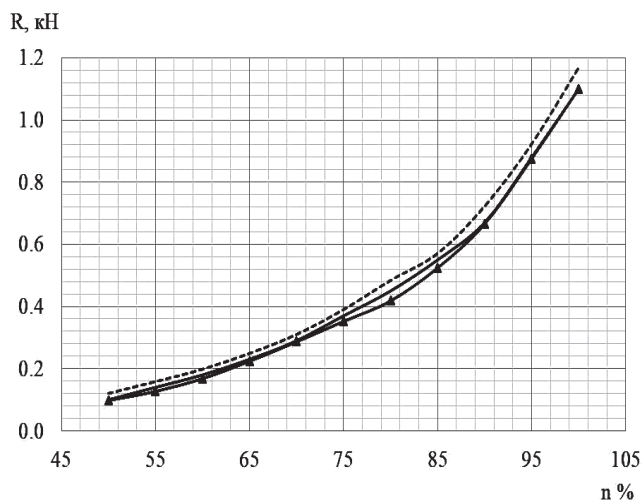


Рис. 3. Сравнение тяги из ТУ до и после идентификации: — — тяга по ТУ; - - - - — тяга до идентификации; ▲ — тяга после идентификации

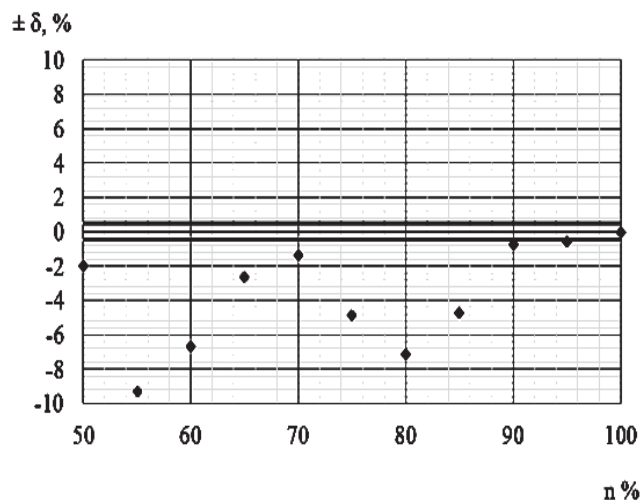


Рис. 4. Погрешности при определении R: ◆ — относительная погрешность после идентификации; — — относительная погрешность измерения тяги на стенде

Таблица 3

Дроссельная характеристика ТЭ-100 температура выхлопных газов из ТУ, до и после идентификации

Частота вращения ротора двигателя, %	$T_{\text{вых}}, \text{K}$ по ТУ	$T_{\text{вых}}, \text{K}$ до идентификации	Относительная погрешность до идентификации $\delta, \%$	$T_{\text{вых}}, \text{K}$ после идентификации	Относительная погрешность после идентификации $\delta, \%$
50	773,15	898,785	16,25	795,107	2,84
55	773,15	861,54	11,432	802,316	3,772
60	778,15	831,934	6,912	808,413	3,89
65	803,15	814,133	1,367	819,702	2,061
70	823,15	808,851	-1,737	829,606	0,784
75	853,15	820,798	-3,792	837,75	-1,805
80	888,15	839,621	-5,464	862,255	-0,029
85	923,15	869,143	-5,85	894,287	-3,127
90	963,15	904,546	-6,085	935,887	-2,831
95	1013,15	968,751	-4,382	996,729	-1,621
100	1073,15	1043,14	-2,796	1073,15	0

Для повышения точности математической модели было принято решение уточнить режим на частоте вращения 100% (идентификация на одном режиме). В качестве уточняемых параметров были приняты параметры, представленные в табл. 5.

В результате этих расчетов были получены уточненные характеристики компрессора (рис. 11

и 12), обобщенные характеристики камеры сгорания (рис. 13 и 14), турбины (рис. 15) и сужающегося сопла (рис. 16).

Погрешности уточняемых параметров составили

$$\pi_k^* = 4,47 \pm 0,25; \eta_k^* = 0,787 \pm 0,17;$$

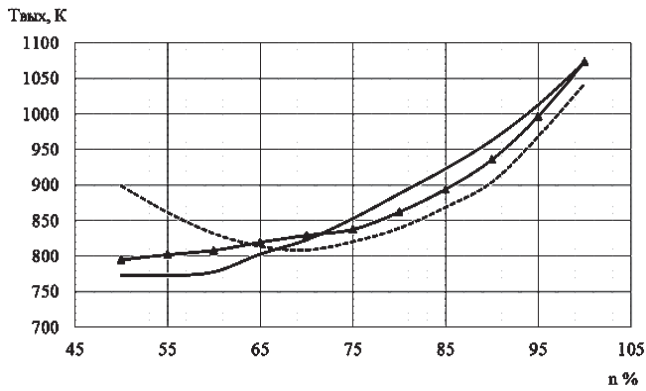


Рис. 5. Сравнение температуры из ТУ до и после идентификации: — — температура по ТУ; - - - - температура до идентификации; —▲— температура после идентификации

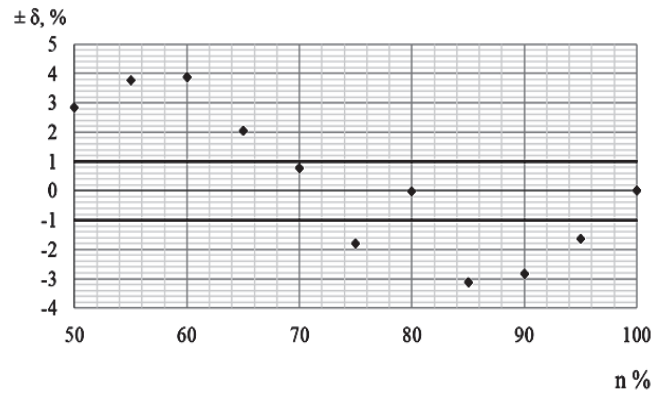


Рис. 6. Погрешность при определении $T_{\text{ВЫХ}}$: ◆ — относительная погрешность после идентификации; — — относительная погрешность измерения $T_{\text{ВЫХ}}$ на стенде

Таблица 4

Дроссельная характеристика ТЖ-100 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 до идентификации $\delta, \%$	$C_{\text{уд}}$, кг/(кН·ч) после идентификации	Относительная погрешность после идентификации $\delta, \%$
50	280	308,698	10,249	301,632	7,726
55	248	282,136	13,764	258,572	4,263
60	220	244,339	11,063	223,574	1,625
65	195	208,053	6,694	199,253	2,181
70	171	181,966	6,413	180,76	5,708
75	155	171,967	10,946	164,896	6,385
80	140	159,947	14,248	151,827	8,448
85	131	145,839	11,327	138,046	5,379
90	126	138,330	9,786	129,564	2,829
95	125	136,928	9,542	126,149	0,919
100	127	135,050	6,338	127,021	0,016

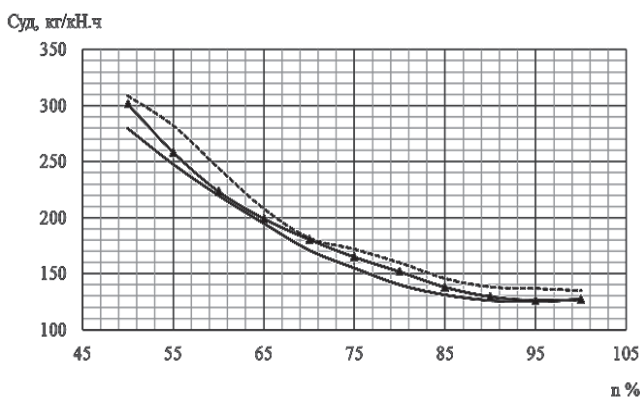


Рис. 7. Сравнение удельного расхода топлива из ТУ до и после идентификации: — — $C_{\text{уд}}$ по ТУ; - - - - $C_{\text{уд}}$ до идентификации; —▲— $C_{\text{уд}}$ после идентификации

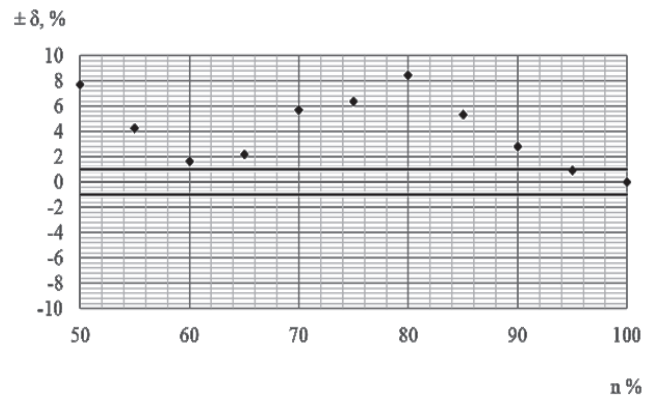


Рис. 8. Погрешности при определении $C_{\text{уд}}$: ◆ — относительная погрешность после идентификации; — — относительная погрешность измерения $C_{\text{уд}}$

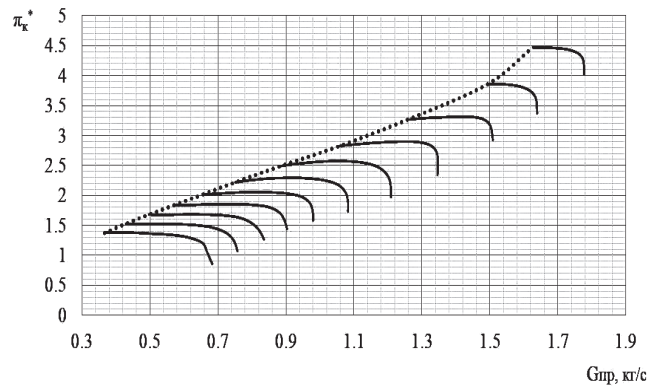
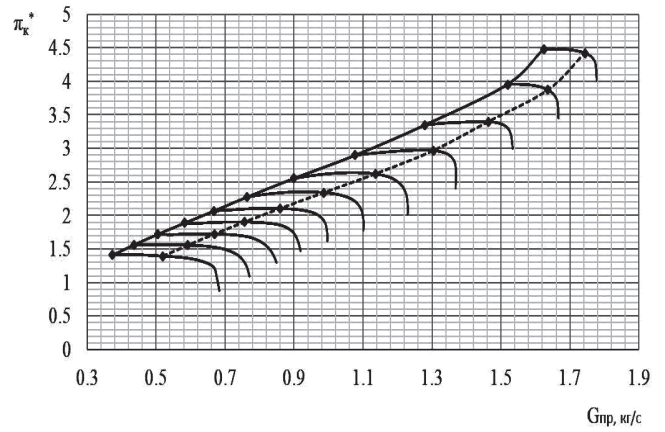
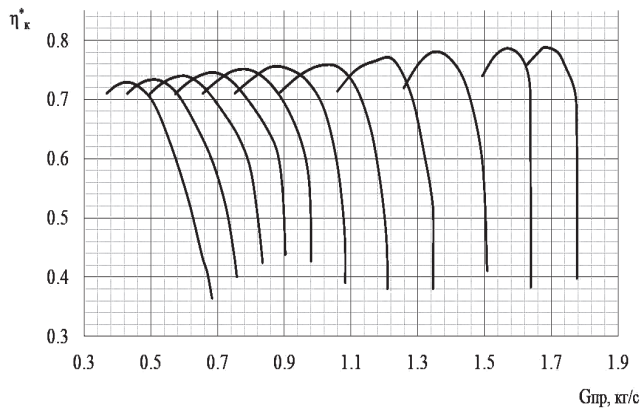


Рис. 11. Характеристика компрессора: — после идентификации; - - • - - линия совместной работы (ЛСР); —•— линия помпажа

Рис. 9. Характеристика компрессора: — до идентификации; - - - - линия помпажа

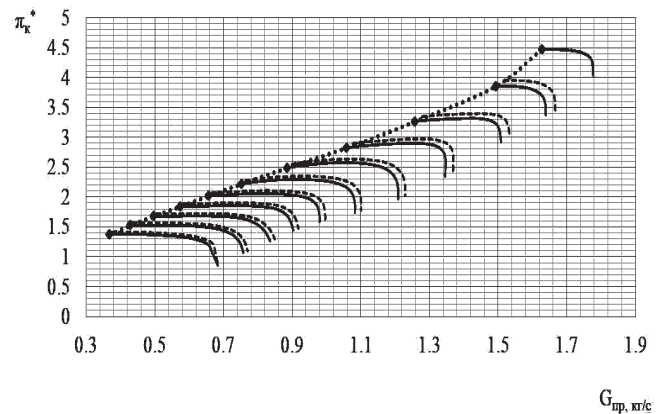
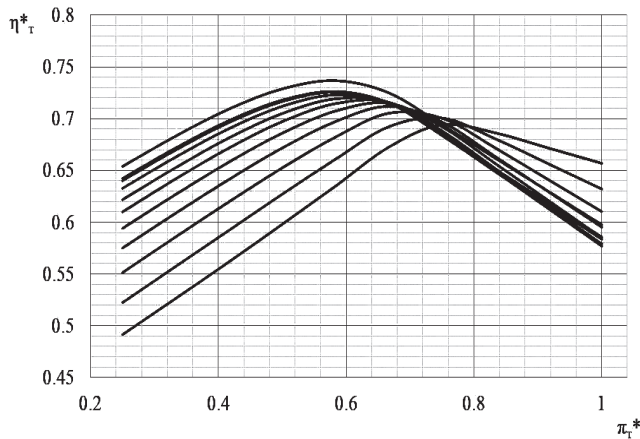
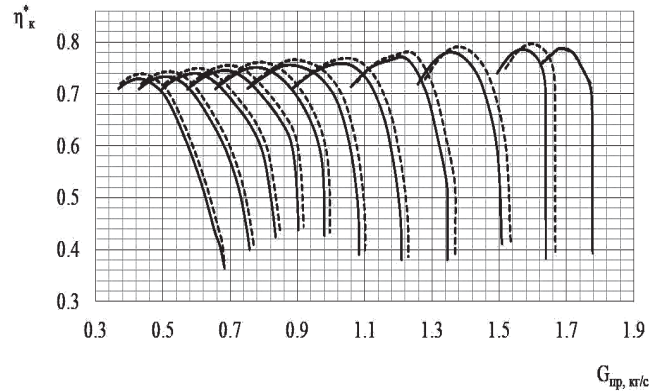
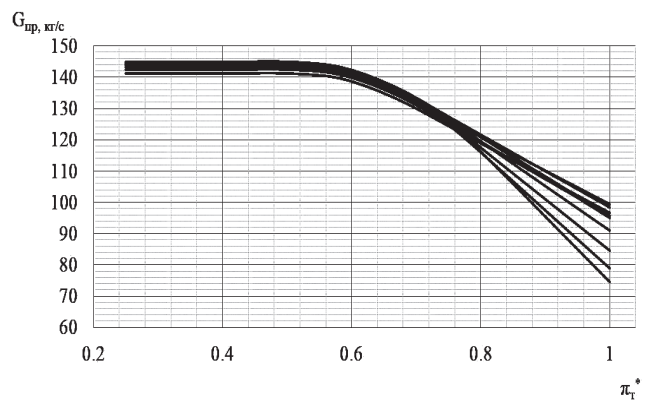


Рис. 12. Сравнение характеристик компрессора до и после идентификации: — до идентификации; - - - - после идентификации; - - • - - линия помпажа



$$G_{пр} = 1,696 \pm 0,0564; \eta_{кс} = 0,988 \pm 0,0074;$$

$$\sigma_{кс} = 0,993 \pm 0,017; \pi_T^* = 0,452 \pm 0,025;$$

$$\eta_T^* = 0,72 \pm 0,0335; \mu_c = 0,988 \pm 0,0066.$$

Рис.10. Характеристика турбины до идентификации

Таблица 5

Варьируемые (уточняемые) параметры при идентификации

[Z.1] Идентификация реж 11

Файл Выполнить Результаты расчета по задаче

Использовать Режим Измеряемые параметры (AN) Варьируемые параметры (AUT) Константы идентификации (FT, MP)

Варьируемые параметры (УМАХ, УМИН, УТ, АУТ)

№	МАХ	Предел	МИН	Предел	УТ	Адрес	Наименование	Информация
1	0.999	0.95	0.90	0.95	111103	ПК σ_n	Кoeffициент восстановления полного давления	ТПХ характ
2	0.999	0.95	0.90	0.95	121103	ПК σ_n	Кoeffициент восстановления полного давления	ТПХ характ
3	5.2	4.3	4.80	4.80	211102	Ком $\eta_{к^*}$	Степень повышения давления или ТПХ	Номинальнс
4	0.86	0.70	0.81	0.81	211103	Ком $\eta_{к^*}$	К.п.д. или ТПХ	Номинальнс
5	60000	30000	1.4	1.80	211104	Ком $\eta_{кр}$	Приведенная частота вращения или ТПХ	Значение ТП
6	2	1.4	0.89	0.97	211105	Ком $\eta_{кр}$	Приведенный расход воздуха или ТПХ	Значение ТП
7	0.985	0.96	0.37	0.41	401104	КС η_n	Кoeffициент полноты сгорания или ТПХ	Значение ТП
8	0.986	0.96	0.37	0.41	401105	КС η_n	Кoeffициент восстановления полного давления и	Значение ТП
9	0.45	0.37	0.70	0.77	511102	Тур η_t^*	Степень понижения давления или ТПХ	Номинальнс
10	0.83	0.70	1400	1662.26	511103	Тур η_t^*	К.п.д. или ТПХ	Номинальнс
11	1800	130	0.90	0.95	511104	Тур η_t^*	Приведенная частота вращения или ТПХ	Номинальнс
12	150	130	0.90	0.95	511105	Тур η_t^*	Приведенный расход или ТПХ	Характериз
13	0.999	0.95	0.90	0.95	711104	ССу $\eta_{кр}$	Кoeffициент расхода, или его ТПХ при испол	

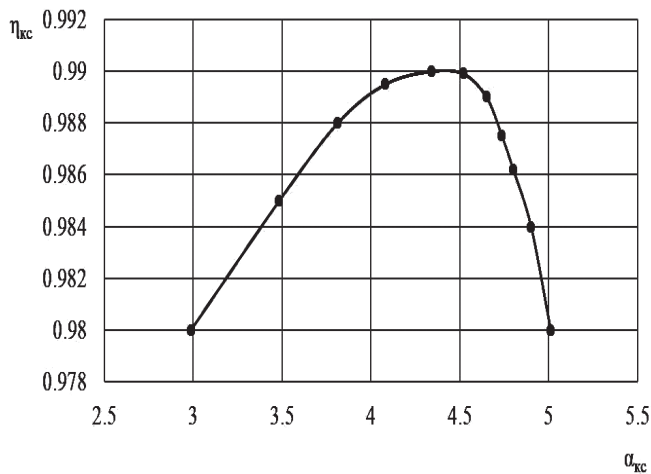


Рис. 13. Полнота сгорания после идентификации

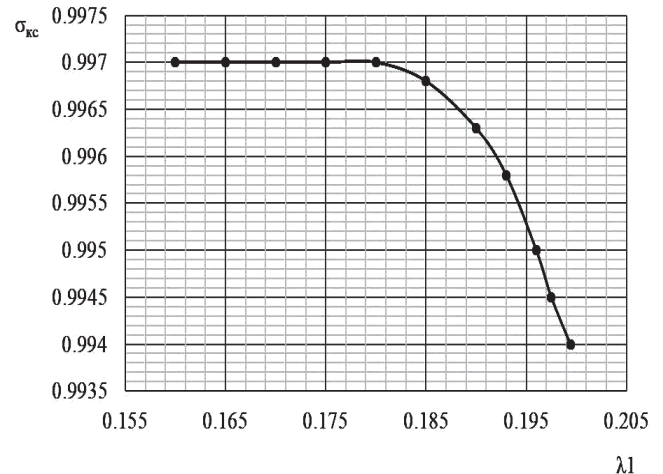


Рис. 14. Потери полного давления камеры сгорания после идентификации

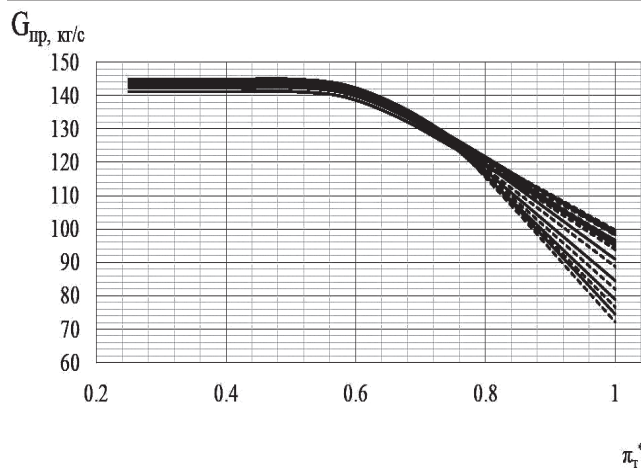
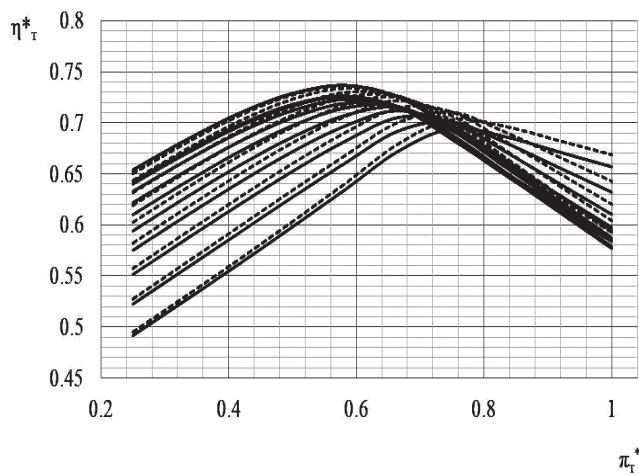


Рис. 15. Сравнение характеристик турбины до и после идентификации: — до идентификации; - - - после идентификации

Из табл. 2—4 и рис. 3—8 следует, что минимальная погрешность δ на режиме 100% для R и $T_{г}^*$ равна 0 %, для $C_{уд}$ — 0,016 %; максимальная

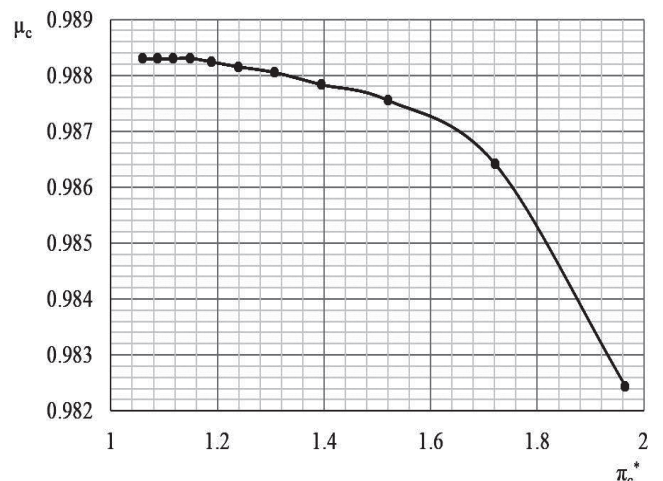


Рис. 16. Коэффициент расхода сопла после идентификации

погрешность δ для R равна 9,285 % на режиме 55 %, для $C_{уд}$ — 8,448 % на режиме 80 %, для $T_{г}^*$ — 3,89 % на режиме 60%.

Выводы

1. Опробована методика получения характеристик узлов ГТД на примере ТРД ТЖ-100 с использованием обобщенных характеристик и их уточнением при идентификации с применением алгоритма ридж-оценок.

2. Получена математическая модель ТРД ТЖ-100, которая в дальнейшем будет уточнена до приемлемой точности для тестирования алгоритма диагностики по термогазодинамическим параметрам.

3. Сравнение относительных погрешностей по R , $T_{вых}^*$, $C_{уд}$, полученных с помощью математической модели ТРД ТЖ-100, с погрешностью определения этих параметров на стенде показывает, что

использование такой модели для диагностики по термогазодинамическим параметрам возможно только на режиме, на котором проводилась идентификация. Для использования остальных режимов для нужд диагностирования необходима идентификация на остальных 10 режимах.

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: Сборник статей*. 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 УГАТУ*. 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. Васильев В.И. Автоматический контроль и диагностика систем управления силовыми установками летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1989. — 240 с.
6. Епифанов С.В., Кузнецов Б.И., Богаенко И.Н. и др. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей. — Киев: Техника, 1998. — 312 с.
7. Шепель В.Т., Кузьменко М.Л., Сарычев С.В. и др. Надежность, диагностика, контроль авиационных двигателей. — Рыбинск: РГАТА, 2001. — 350 с.
8. Jianguo S., Vasilyev V.I., Ilyasov B.G. (eds.) *Advanced Multivariable Control Systems of Aeroengines*. — Beijing, China: BUAA Press, 2005. — 621 p.
9. ГОСТ 26656-85 Техническая диагностика. Контролепригодность. Общие требования. — М.: Изд-во стандартов, 1985. — 10 с.
10. Зубко А.И. Перспективный комплекс виброакустической диагностики подшипниковых опор авиационных газотурбинных двигателей // *Вестник Московского авиационного института*. 2016. Т. 23. № 1. С. 47-55.
11. Князева В.В., Чубаров О.Ю., Неретин Е.С. Методика диагностики неисправных состояний на базе измерений контролируемых параметров при огневых испытаниях // *Вестник Московского авиационного института*. 2014. Т. 21. № 5. С. 106-115.
12. Коломенцев А.И., Мартиросов Д.С. Методы функциональной диагностики двигателей летательных аппаратов: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2002. — 111 с.
13. Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю., Филинов Е.П. Влияние размерности турбореактивных двигателей на выбор оптимальных параметров рабочего процесса // *Вестник Московского авиационного института*. 2017. Т. 24. № 4. С. 40-45.
14. Писаренко В.Н. Управление ремонтпригодностью в полном эксплуатационном цикле объекта // *Труды МАИ*. 2012. №. 59. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35243>
15. Эзрохи Ю.А., Хорева Е.А. Оценка влияния неоднородности входного потока воздуха на тягу газотурбинного двухконтурного двигателя // *Вестник Московского авиационного института*. 2018. Т. 25. № 2. С. 99-108.
16. Ямпольский С.М., Рубинов В.И., Головин В.Я. Расчет периодичности работ по техническому обслуживанию и ремонту изделия авиационной техники с учетом характеристик и места комплектующих его элементов в структурно-логической схеме надежности // *Вестник Московского авиационного института*. 2012. Т. 19. № 4. С. 94-99.
17. Чуян Р.К. Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1988. — 287 с.
18. Тунаков А.П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1979. — 184 с.
19. Alexiou A., Baalbergen E.H., Kogenhop O., Mathioudakis K., Arendsen P. *Advanced Capabilities for Gas Turbine Engine Performance Simulations* // *ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air (14-17 May 2007, Montreal, Canada)*. GT2007-27086, pp. 19-28. DOI: 10.1115/GT2007-27086
20. Kurzke J. *About Simplifications in Gas Turbine Performance Calculation* // *ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air (14-17 May 2007, Montreal, Canada)*. GT2007-27620, pp. 493-501. DOI: 10.1115/GT2007-27620
21. Бойко Л., Карпенко Е. Разработка метода расчета характеристик турбовального двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора // *Вестник двигателестроения*. 2007. № 3(229). С. 143-146.
22. Бойко Л., Карпенко Е. Математическая модель газотурбинного двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора и ее практическое применение // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2008. № 6. С. 71-77.
23. Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Ненарокомов А.В. Идентификация математических моделей сложного теплообмена. — М.: Изд-во МАИ, 1999. — 268 с.
24. *Engineering Design Handbook. Maintainability Engineering Theory and Practice*. AMCP-706-133, AMC PAMPHLET. — Washington, D.C., 1976. — 147 p.
25. *Niebel B.W. Engineering Maintenance Management*. — New York: Marcel Dekker, 1994. — 384 p.
26. *Engineering Design Handbook. Maintainability Guide for Design*. AMCP 706-134. — Washington, D.C., 1972. — 427 p.
27. *Smith D.J. and Babb A.H. Maintainability Engineering*. — London: Pitman, 1973. — 234 p.

28. Смирнов Н.Н., Цикович А.А. Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию. — М.: Транспорт, 1980. — 229 с.
29. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations, 1959 — 2015. — Boeing Commercial Airplanes, Seattle, Washington, USA, June 2011.

MULTIMODE IDENTIFICATION TO OBTAIN AN ADEQUATE GAS TURBINE ENGINE MODEL FOR ITS DIAGNOSING BY THERMAL-GAS DYNAMIC PARAMETERS

Ahmed H.S.A.^{1*}, Osipov B.M.^{2**}

¹ Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI, KNRTU-KAI, 10, K. Marx str., Kazan, Tatarstan, 420111, Russia

² Kazan State Power Engineering University, KSPEU, 51, Krasnoselskaya str., Kazan, 420066, Russia

* e-mail: hersh_ise19@mail.ru

** e-mail: obm0099@yandex.ru

Abstract

Modern aircraft engines are the most cost intensive, energy consuming and heavily loaded elements of an aircraft, which operate in conditions of both high thermal and power loading to ensure high economic indicators. All this requires special attention to reliability provision in flight. Aircraft engines operation as of assumes organizing technical diagnostics system at the maintenance organization, which is defined as an aggregate of means and an object of diagnostics, and performers, if necessary. This system is prepared to diagnose, or perform it according to the regulation, set by the appropriate documentation. Technical diagnostics (TD) is a division of knowledge studying technical conditions of units under test and revealing technical states, developing techniques of their determining, as well as principles of elaboration and organization of the systems application. The following tasks are related to the main tasks of technical diagnostics:

- technical condition control, which means defining the type of technical condition;
- searching for a place and determining causes of failure and malfunction;
- predicting technical condition, in which an object will appear to be at some future instant in time;
- genesis, i.e. definition of the state condition in which the object was at some point in the past;
- recognition of technical objects states in conditions of limited information to increase reliability and service life of these objects.

The engine mathematical model is of most importance in the technical diagnostics system. Its

development presents a problem, since, as a rule, technical documentation does not hold characteristics of the engine units. In this regard, obtaining complete mathematical models of engines for diagnostic purposes is an urgent task. This article proposes an algorithm developed by the authors, and implemented as a computer program.

Keywords: aircraft gas turbine engine (GTE), technical diagnostics, thermodynamic parameter, mathematical model, multimode identification GTE diagnostics.

References

1. Tskhovrebov M.M., Ezrokhi A.Yu., Drygin A.S. *Aviatsionnye dvigateli i silovye ustanovki. Sbornik statei*, Moscow, Torus Press, 2010, pp. 153–159.
2. Keba I.V. *Diagnostika aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Diagnostics of aircraft gas turbine engines), Moscow, Transport, 1980, 248 p.
3. Kofman V.M. *Vestnik UGATU*, 2009, vol. 13, no. 1(34), pp. 57–65.
4. Akhmedzyanov A.M., Dubravskii N.G., Tunakov A.P. *Diagnostika sostoyaniya VRD po termogazodinamicheskim parametram* (Diagnostics of the ABE state by thermogaz dynamic parameters), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 206 p.
5. Vasil'ev V.I. *Avtomaticheskii kontrol' i diagnostika sistem upravleniya silovymi ustanovkami letatel'nykh apparatov* (Automatic control and diagnostics of control systems for aircraft power plants), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 240 p.
6. Epifanov S.V., Kuznetsov B.I., Bogaenko I.N. et al. *Sintez sistem upravleniya i diagnostirovaniya*

- gazoturbinnyykh dvigatelei (Synthesis of control systems and diagnostics of gas turbine engines), Kiev, Tekhnika, 1998, 312 p.
7. Shepel' V.T., Kuz'menko M.L., Sarychev S.V. et al. *Nadezhnost', diagnostika, kontrol' aviatsionnykh dvigatelei* (Reliability, diagnostics, and control of aircraft engines), Rybinsk, RGATA, 2001, 350 p.
 8. Jianguo S., Vasilyev V.I., Ilyasov B.G. (eds.) *Advanced Multivariable Control Systems of Aeroengines*. Beijing, China, BUAA Press, 2005, 621 p.
 9. *Tekhnicheskaya diagnostika. Kontroleprigodnost'. Obshchie trebovaniya. GOST 26656-85* (Technical diagnostics. Testability. General requirements, State Standard 26656-85), Moscow, Standarty, 1985, 10 p.
 10. Zubko A. I. Perspective vibro-acoustics diagnostic complex for aircraft gas turbine engines bearing assemblies. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 47-55.
 11. Knyazeva V.V., Chubarov O.Yu., Neretin E.S. Fault conditions diagnostic technique for firing trials based on controlled parameters measurements. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 5, pp. 106-115.
 12. Kolomentsev A.I., Martirosov D.S. *Metody funktsional'noi diagnostiki dvigatelei letatel'nykh apparatov* (Methods of aircraft engines functional diagnostics), Moscow, MAI, 2002, 111 p.
 13. Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu., Filinov E.P. Effect of turbojet engine dimensionality on optimal working process parameters selection. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 40-45.
 14. Pisarenko V.N. *Trudy MAI*, 2012, no. 59. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35243>
 15. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E. A. Estimation of inlet airflow non-uniformity effect on turbofan thrust. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 99-108.
 16. Yampol'skii S.M., Rubinov V.I., Golovin V.Ya. Management of maintenance service and repair of aviation technics during carrying out of the analysis logistical support. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 4, pp. 94-99.
 17. Chuyan R.K. *Metody matematicheskogo modelirovaniya dvigatelei letatel'nykh apparatov* (Methods for aircraft engines mathematical modelling), Moscow, Mashinostroenie, 1988, 287 p.
 18. Tunakov A.P. *Metody optimizatsii pri dovodke i proektirovaniy gazoturbinnyykh dvigatelei* (Optimization methods for gas turbine engines development and design of), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 184 p.
 19. Alexiou A., Baalbergen E.H., Kogenhop O., Mathioudakis K., Arendsen P. Advanced Capabilities for Gas Turbine Engine Performance Simulations. *ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air (14-17 May 2007, Montreal, Canada)*. GT2007-27086, pp. 19-28. DOI: 10.1115/GT2007-27086
 20. Kurzke J. About Simplifications in Gas Turbine Performance Calculation. *ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air (14-17 May 2007, Montreal, Canada)*. GT2007-27620, pp. 493-501. DOI: 10.1115/GT2007-27620
 21. Boiko L., Karpenko E. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 2007, no. 3(229), pp. 143-146.
 22. Boiko L., Karpenko E. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2008, no. 6, pp. 71-77.
 23. Alifanov O.M., Artyukhin E.A., Nenarokomov A.V. *Identifikatsiya matematicheskikh modelei slozhnogo teploobmena* (Identification of complex heat transfer mathematical models), Moscow, MAI, 1999, 268 p.
 24. *Engineering Design Handbook. Maintainability Engineering Theory and Practice. AMCP-706-133, AMC PAMPHLET*, Washington, D.C., 1976, 147 p.
 25. Niebel B.W. *Engineering Maintenance Management*, New York, Marcel Dekker, 1994, 384 p.
 26. *Engineering Design Handbook. Maintainability Guide for Design. AMCP 706-134*, Washington, D.C., 1972, 427 p.
 27. Smith D.J. and Babb A.H. *Maintainability Engineering*, London, Pitman, 1973, 234 p.
 28. Smirnov N.N., Tsikovich A.A. *Obsluzhivanie i remont aviatsionnoi tekhniki po sostoyaniyu* (Maintenance and repair of aircraft as of), Moscow, Transport, 1980, 229 p.
 29. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations, 1959 – 2015. Boeing Commercial Airplanes, Seattle, Washington, USA, June 2011.