

Научная статья

УДК 621.452.3

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180653>

ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ДОВОДКА ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ ThermoGTE

Игорь Алексеевич Лешенко¹, Михаил Юрьевич Вовк², Алексей Юрьевич Горшков³,
Александр Владимирович Даничев⁴ 

¹ ОДК-Сатурн,

Ярославская обл., Рыбинск, Россия


^{2, 3, 4} ОКБ им. А. Люльки – филиал ОДК-УМПО,

Москва, Россия

¹ igor.leshchenko@yandex.ru

² mihail.vovk@okb.umpo.ru

³ gorshkovrabota@gmail.com

⁴ Danichev@mail.ru 

Аннотация. Представлен пример параметрической доводки вспомогательной силовой установки с применением современного комплекса термогазодинамических расчетов ThermoGTE. Описаны этапы формирования математической модели вспомогательной силовой установки и дальнейшее решение научно-технической задачи определения требуемых значений расхода воздуха и частоты вращения ротора с целью выполнения требований ТЗ.

Ключевые слова: параметрическая доводка ВСУ, идентификация математической модели ГТД, термогазодинамический расчет ВСУ в ThermoGTE, поправочный коэффициент к характеристикам узлов математической модели ВСУ, термогазодинамическая оптимизация ВСУ

Для цитирования: Лешенко И.А., Вовк М.Ю., Горшков А.Ю., Даничев А.В. Параметрическая доводка вспомогательной силовой установки с помощью программного комплекса термогазодинамических расчетов ThermoGTE // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 108–115. URL <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180653>:

Original article

AUXILIARY POWER UNIT PARAMETRIC FINISHING WITH THE ThermoGTE SOFTWARE COMPLEX FOR THERMO-GAS-DYNAMIC COMPUTATIONS

Igor' A. Leshchenko¹, Mikhail Yu. Vovk², Aleksei Yu. Gorshkov³, Aleksandr V. Danichev⁴ 

¹ ODK-Saturn,

Yaroslavl region, Rybinsk, Russia


^{2, 3, 4} OKB im. A. Lyulki - UEC-UMPO branch,

Moscow, Russia

¹ igor.leshchenko@yandex.ru

² mihail.vovk@okb.umpo.ru

³ gorshkovrabota@gmail.com

⁴ Danichev@mail.ru 

Abstract

The auxiliary power unit (APU) of an aircraft is intended for starting the main engine, as well as providing energy to aircraft systems and units over a wide range of operating altitudes. The APU consists of two gas-air circuits. The first circuit provides power to the supporting compressor and electric generator, and the second circuit for supplies compressed air to start the main engine. The first circuit consists of an inlet device, a main centrifugal compressor, combustion chamber, compressor turbine, free turbine and an outlet pipe. The second circuit consists of an inlet device, supporting centrifugal compressor and an output volute [1-3]. The APU main operating mode is ensured by a constant rotation speed of the free turbine rotor ($n_{st} = 98\%$) and constant power take-off from the free turbine rotor ($N_{e_set} = 20$ kW) to the electric generator. While the APU prototypes testing, problems such as excessive rotation speed of the turbo-compressor rotor and increased gas temperature T_g^* at the turbine inlet relative to the design values, which did not meet the requirements of the technical specifications for the the APU design, were noted. To speed up the process of the APU parametric finishing and achieve requirements of the technical specifications, the purpose of the work to optimize the thermo-gas-dynamic parameters of the APU being developed and make proposals for the APU design changes was set. To achieve the set goal, the ThermoGTE modern software package for thermo-gas-dynamic computations was selected. This software package choice was made due to the presence of an intuitive program interface, the presence of a built-in designer of thermo-gas-dynamic circuits, developed functionality for setting up tasks in the thermo-gas-dynamic computation of throttle characteristics and manual identification of a mathematical model from the experiment, in contrast to other software products [4, 5]. Modern software tools application, such as ThermoGTE, for the engine thermo-gas-dynamic computations performing may reduce significantly the time for the engine development and parametric finishing, which in its turn helps reducing the financial expenditures for development, which is of utter importance for the global engine building. As the result of the ThermoGTE modern thermo-gas-dynamic computation software package application, the designed APU was capable of ensuring the technical specifications fulfillment. The problem of the APU parametric finishing being solved demonstrated the possibility of predicting both engine operating and parametric characteristics in the presence of the precisely formed mathematical model, which ensures eventually the possibility of its optimization and modernization. The article presents the example of the APU mathematical model effective identification by several correction factors for the assemblies' characteristics. The applied approach to the mathematical model identification can be successfully adapted to solve more complex scientific and technical problems at both the design stage of gas turbine engines and their during mass production, which brings us closer to the product thermodynamic passport creating. The thermodynamic passport development will allow not only conducting virtual experiments, integrating the mathematical model into aviation simulators and automatic control systems on board the aircraft as well.

Keywords: APU parametric finishing, GTE mathematical model identification, the APU thermo-gas-dynamic computation with the ThermoGTE, correction factor for the APU mathematical model units' characteristics, APU thermo-gas-dynamic optimization

For citation: Leshchenko I.A., Vovk M.Yu., Gorshkov A.Yu., Danichev A.V. Auxiliary Power Unit Parametric Finishing with the ThermoGTE Software Complex for Thermo-Gas-Dynamic Computations. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 2, pp. 108-115. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180653>

Введение

Вспомогательная силовая установка (ВСУ) самолета предназначена для запуска основного двигателя, а также для обеспечения энергией самолетных систем и агрегатов в широком диапазоне высоты эксплуатации. ВСУ состоит из двух газоздушных контуров. Продольный разрез ВСУ представлен на рис. 1. Первый контур обеспечивает мощность служебному компрессору и электрогенератору, а второй контур отвечает за подачу сжатого воздуха для запуска основного двигателя. Первый контур состоит из входного устройства 1, основного центробежного компрессора 2, камеры сгорания 3, турбины компрессора 4, свободной турбины 5 и выходного патрубка 6. Второй контур состоит из

входного устройства 7, служебного центробежного компрессора 8 и выходной улитки 9 [1-3].

Основной режим работы проектируемой ВСУ обеспечивается постоянной частотой вращения ротора свободной турбины ($n_{ст} = 98\%$) и постоянным отбором мощности от ротора свободной турбины ($N_{e_зад.} = 20$ кВт) на электрогенератор. При испытаниях опытных образцов ВСУ были отмечены такие проблемы, как превышенная частота вращения ротора турбокомпрессора и увеличенная температура газа T_g^* на входе в турбину относительно проектных значений, что не соответствовало требованиям технического задания (ТЗ) на проектирование ВСУ. Для ускорения процесса параметрической доводки ВСУ и достижения требований

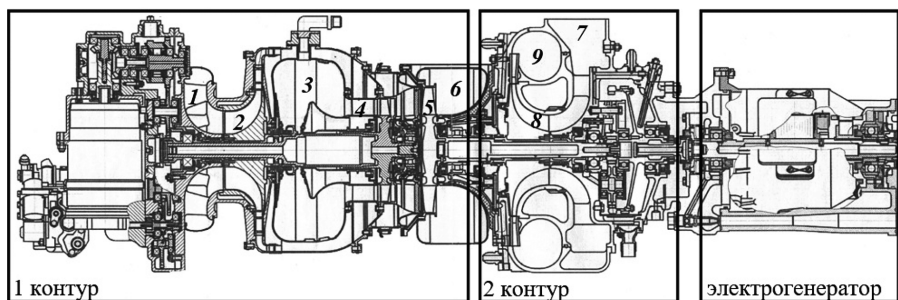


Рис. 1. Продольный разрез ВСУ

ТЗ была поставлена цель: оптимизировать термогазодинамические параметры разработанной ВСУ и дать предложение по конструктивным изменениям ВСУ. Для достижения поставленной цели был выбран современный программный комплекс (ПК) термогазодинамических расчетов ThermoGTE. Выбор данного программного комплекса был сделан благодаря наличию интуитивного интерфейса программы, наличию встроенного конструктора термогазодинамических схем, развитому функционалу настройки задач при термогазодинамическом расчете дроссельных характеристик и при ручной идентификации математической модели по эксперименту, в отличие от других программных продуктов [4, 5]. Применение современных программных средств, таких как ThermoGTE, для проведения термогазодинамических расчетов двигателя позволяет существенно сократить время на разработку и параметрическую доводку двигателя,

что, в свою очередь, помогает уменьшить финансовые затраты на разработку.

Формирование математической модели двигателя

На первом этапе работы была сформирована математическая модель (ММ) вспомогательной силовой установки [6]. Для реализации подобной схемы двигателя потребовалось применение программного комплекса ThermoGTE. Данная программа предоставляет возможность создать любую схему двигателя, устанавливая настройки каждого компонента по отдельности [7–9]. Затем можно сформировать систему нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ) для расчета баланса расходов по сечениям и мощностей в автоматическом или ручном режиме. Диалог настройки СНАУ представлен на рис. 2. Расчетная схема двигателя приведена на рис. 3. Параметры, характеризующие режим работы узлов и двигателя, принимаются как независимые

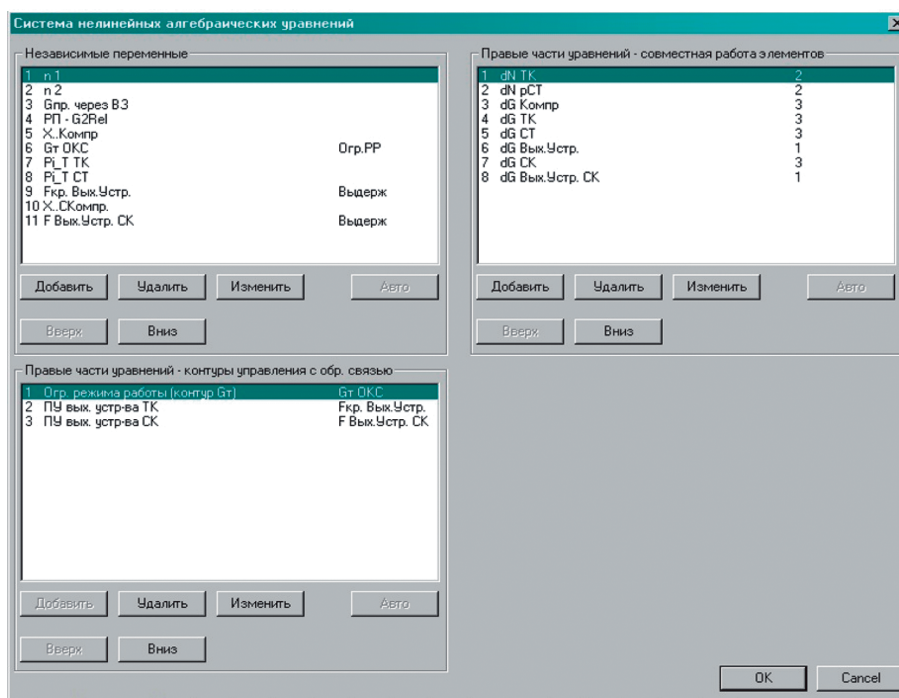


Рис. 2. Диалог настройки СНАУ

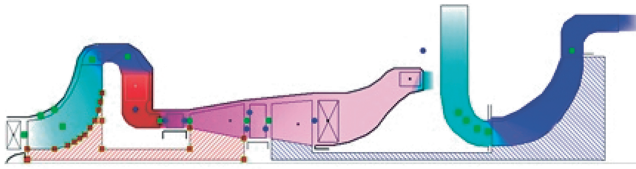


Рис. 3. Расчетное изображение ВСУ в ПК ThermoGTE

переменные в настройках СНАУ математической модели. Например, режим работы компрессора определяется частотой вращения и степенью повышения полного давления. Балансы расходов и мощностей по сечениям соответствуют правым частям уравнений СНАУ (см. рис. 2). ММ двигателя содержит несколько параметров, определяющих контур управления, такие как площадь выходного устройства.

Создание математической модели вспомогательной силовой установки с учетом того, что все характеристики узлов существовали в заранее подготовленном оцифрованном виде, заняло менее двух человеко-часов в ПК ThermoGTE, тогда как создание такой же математической модели в аналогичном программном комплексе составляло неделю. Следующим этапом стал расчет дроссельной характеристики ВСУ с помощью математической модели двигателя. Расчет дроссельной характеристики ВСУ подразумевает определение такой характеристики двигателя, при которой частота вращения ротора свободной турбины остается постоянной (98%), а отбор мощности на электрогенератор изменяется в диапазоне от 0 до $2N_{e_зад}$. Сравнение результатов расчета дроссельной характеристики ВСУ по математической модели с экспериментальными данными показало, что расчетные параметры отклоняются от экспериментально заданных менее чем на 1%.

В соответствии с новыми требованиями технического задания были разработаны рекомендации по уменьшению частоты вращения ротора турбокомпрессора $n_{тк}$ и снижению полной температуры газа за свободной турбиной $T_{ст}^*$. Для достижения этой цели был проведен ряд параметрических исследований, в рамках которых вводились поправки к характеристикам различных узлов двигателя. Затем определялся отклик системы, что позволи-

ло получить массив малых отклонений $n_{тк}$ и $T_{ст}^*$ в зависимости от поправок к характеристикам элементов двигателя [8]. Из этого массива были выбраны наиболее простые в реализации и имеющие наибольший градиент влияния поправки: масштабный коэффициент расхода воздуха основного компрессора и масштабный коэффициент расхода турбины компрессора [10]. Первый, в свою очередь, определяет горизонтальное положение напорных веток на характеристике компрессора, а второй определяет вертикальное положение веток расходной характеристики турбины компрессора.

Оптимизация параметров ВСУ

Далее необходимо определить конкретные значения масштабных коэффициентов. Для этой цели использовался оптимизатор IOSO NS, интегрированный в программу ThermoGTE [11–15]. В качестве целевой функции были выбраны частота вращения ротора турбины компрессора и полная температура за свободной турбиной, а в качестве независимых переменных – масштабные коэффициенты расхода компрессора и турбины. Ограничения на независимые переменные были установлены согласно рекомендациям расчетного отдела. Результаты оптимизации приведены в табл. 1. На рис. 4 показана дроссельная характеристика ВСУ до и после оптимизации.

В ходе работы были установлены требования к проектированию нового основного компрессора ЦИАМ им. П.И. Баранова. После внедрения этого компрессора в состав ВСУ были проведены испытания [16, 17], подтвердившие эффективность предлагаемых мер по снижению частоты вращения ротора турбины компрессора и полной температуры за свободной турбиной. Результаты испытаний ВСУ с новым основным компрессором приведены в табл. 2.

Идентификация математической модели двигателя

Несмотря на то что внедрение нового основного компрессора дало положительный технический эффект, значение частоты вращения ротора турбины компрессора несколько отличалось от проектного. В связи с этим необходимо было провести идентификацию математической модели [18–21].

Таблица 1

Оптимизация ВСУ с помощью математической модели

Значения	Целевая функция		Ограничения	Независимые переменные	
	$n_{тк}$	$T_{ст}^*$, К		$MG_{ок}$	$MG_{тк}$
Исходные значения	1,011	958	$0,98 < MG_{тк} < 1,02$	1,0	1,0
После оптимизации	0,98	911	$0,95 < MG_{ок} < 1,20$	1,05	0,98

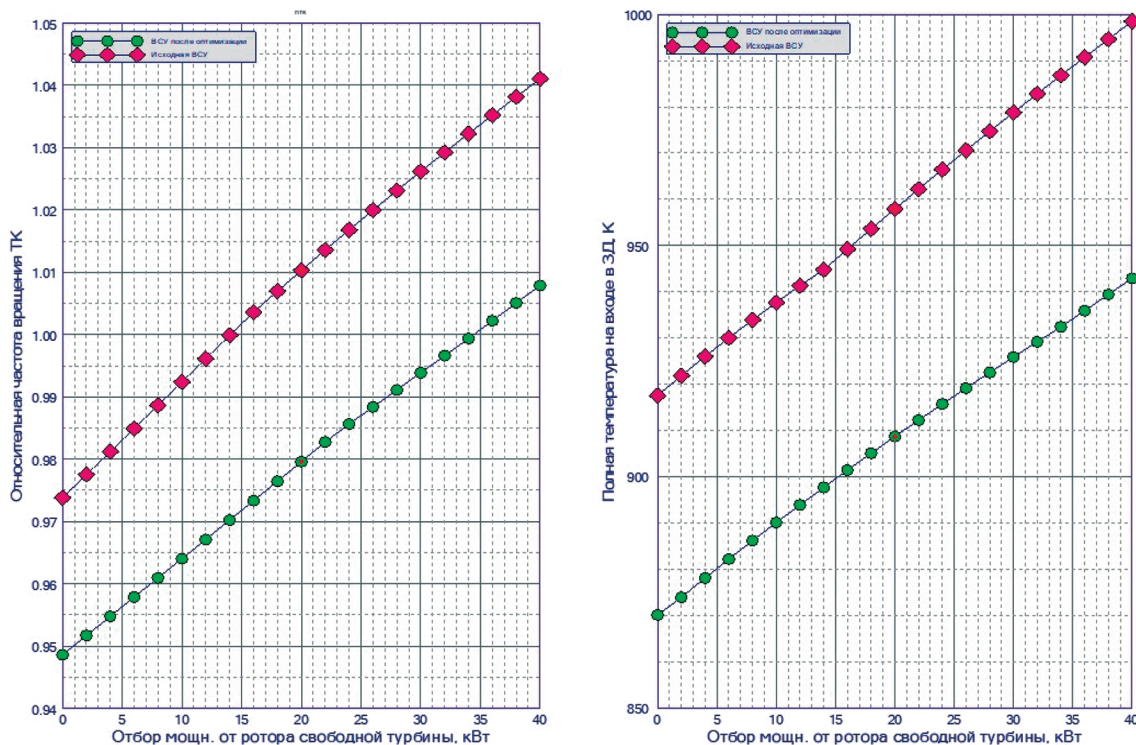


Рис. 4. Дроссельная характеристика исходной и модифицированной ВСУ

Таблица 2

Результаты испытаний ВСУ с новым основным компрессором

Параметр	Обозначение	Единица измерения	Запуск МД	РЭУ
Относительная частота вращения ротора турбины компрессора	n_{TK}	—	0,912	0,94
Относительная частота вращения ротора свободной турбины	n_{CT}	—	0,98	0,98
Пропускная способность турбины компрессора	A_{TK}	кг · К ^{0,5} · см ² / (кгс · с)	9,4	9,4
Пропускная способность свободной турбины	A_{CT}	кг · К ^{0,5} · см ² / (кгс · с)	20,3	20,3
Полная температура на выходе из свободной турбины	T_{CT}^*	К	867	908
Расход топлива	G_T	кг/ч	69,7	79,9
Отбор мощности на электрогенератор	$N_{ген}$	кВт	0	20

Данная задача решалась с помощью специального модуля в программном комплексе ThermoGTE. В качестве исходных данных заносились результаты замеров параметров двигателя. Для каждого из этих параметров выбиралась поправка к характеристике элемента двигателя (например, множитель КПД компрессора), изменением которой и минимизировалась разница между проектным значением параметра и результатом замера, полученным в ходе эксперимента. На рис. 5 представлены диалоги настройки задачи идентификации.

Несмотря на автоматизацию процесса идентификации, важно, чтобы пользователь грамотно установил связь между измеренными параметрами и поправочными коэффициентами. Мы пришли к выводу, что после замены основного компрессора и соплового аппарата турбины компрессора значительно сократилось количество корректирующих коэффициентов, с нескольких десятков до нескольких поправок, касающихся лишь элементов основного компрессора и турбины. В ходе полуавтоматической идентификации было выделено несколько потенци-

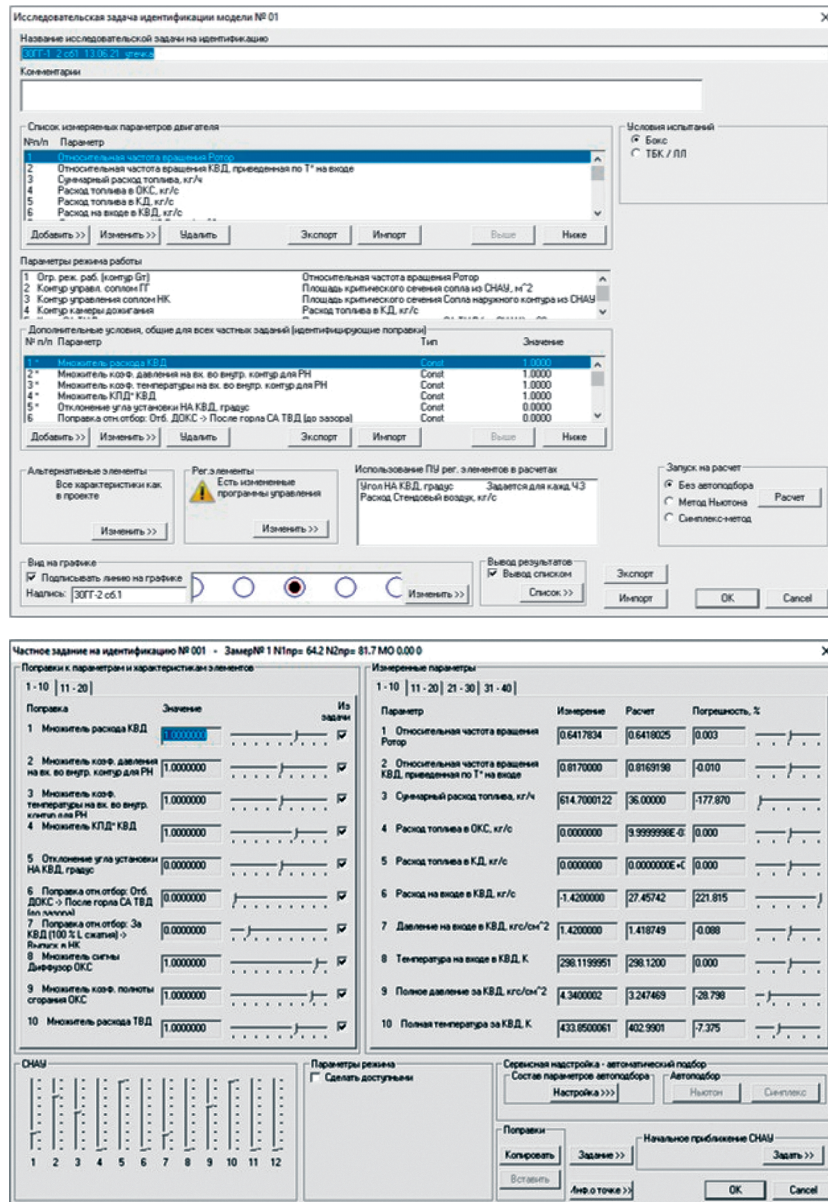


Рис. 5. Диалоги настройки задачи идентификации в ПК ThermoGTE

альных сценариев модификации параметров узлов, каждый из которых включает коэффициент изменения расхода воздуха через основной компрессор. Табл. 3 содержит окончательные корректировки характеристик компонентов двигателя.

Результаты интерполяции поправок к дроссельной характеристике ВСУ представлены на рис. 6.

Таблица 3
Результатирующие поправки к характеристикам элементов ВСУ

Наименование поправки	Значение
Множитель расхода основного компрессора	1,11
Множитель расхода турбины компрессора	0,98
Множитель КПД основного компрессора	1,015

Таким образом, решение задачи верификации ММ с помощью ПК ThermoGTE позволило с погрешностью меньше чем 1% определить параметры ВСУ и дать прогноз на будущие испытания изделия.

Выводы

В результате применения современного программного комплекса термогазодинамического расчета ThermoGTE проектируемая ВСУ смогла обеспечить выполнение технического задания. Было продемонстрировано, что при наличии точно сформированной математической модели можно прогнозировать как рабочие, так и параметрические характеристики двигателя, что в конечном итоге обеспечивает возможность его оптимизации и модернизации.

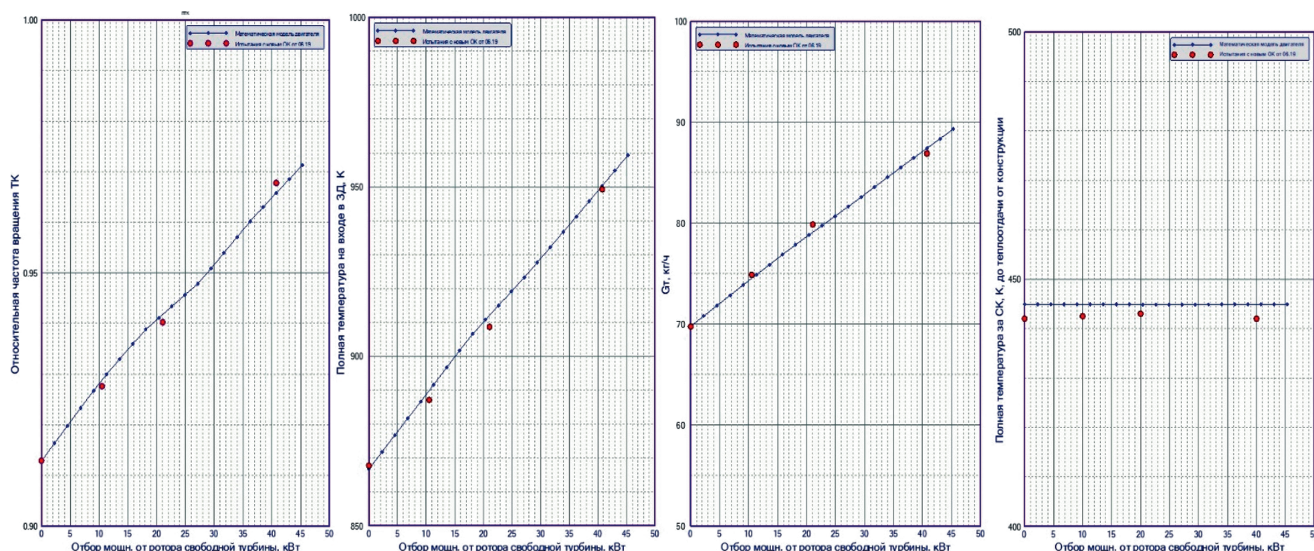


Рис. 6. Дроссельная характеристика модифицированной ВСУ с экспериментальными точками на графике

Приведен пример эффективной идентификации математической модели ВСУ с использованием нескольких корректирующих коэффициентов для характеристик узлов. Применяемый нами подход к идентификации математической модели может быть успешно адаптирован для решения более сложных научно-технических задач как на этапе проектирования газотурбинных двигателей, так и при серийном производстве, что приближает нас к созданию термодинамического паспорта продукта. Разработка термодинамического паспорта позволит не только проводить виртуальные эксперименты, но и интегрировать математическую модель в авиационные тренажеры и системы автоматического управления на борту летательного аппарата.

Список источников

1. Вовк М.Ю., Лещенко И.А., Даничев А.В., Горшков А.Ю. Решение задачи идентификации математической модели и оптимизации параметров вспомогательной силовой установки с помощью программного комплекса ThermoGTE // Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям ICAM'2020 (18–21 мая 2021): Сборник тезисов. М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2020. Т. 1. С. 228–231.
2. Кривошеев И.А., Ахмедзянов Д.А., Годованюк А.Г. Стенды полунатурного моделирования ГТД и их САУ // Молодой ученый. 2011. Т. 1. № 3(26). С. 39–41.
3. Епифанов С.В., Кононыхин Е.А. Синтез и анализ перспективной САУ ГТД // Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 10. С. 82–86.
4. Мухамедов Р.Р. Математические модели ГТД // Молодежный Вестник УГАТУ. 2014. № 1(10). С. 35–43.
5. Килин Г.А., Один К.А., Кавалеров Б.В. Программный комплекс для получения математических моделей газотурбинных электростанций // Системы управления и информационные технологии. 2015. № 1.1 (59). С. 145–148.
6. Единая система расчетов ВРД, http://thermogte.ru/news/edinaja_sistema_raschjotov_vrd/2020-02-25-41
7. РТМ 1677–83. Двигатели авиационные газотурбинные. Метод и программы расчета термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив. – М.: ЦИАМ, 1983. – 92 с. URL: <http://www.lbm.ru/techdocs/kgs/ost/244/info/47340>
8. Черкез А.Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1975. – 380 с.
9. Федоров Р.М. Характеристики осевых компрессоров. – Воронеж: Научная книга, 2015. – 220 с.
10. Курлыков В.А., Ахмедзянов А.М. Идентификация математических моделей авиационных ГТД с использованием методов нелинейной оптимизации // Испытания авиационных двигателей: Межвузовский научный сборник. Выпуск № 7. Уфа: УГАТУ, 2017. С. 85–89.
11. Боровик В.О., Таран Е.М. Анализ результатов испытаний ГТД с использованием математических моделей и методов математической статистики // Испытания авиационных двигателей: Межвузовский научный сборник. Выпуск № 6. Уфа: УГАТУ, 2014. С. 3–12.
12. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 1997. Vol. 69. No. 6, pp. 518–526. DOI: 10.1108/00022669710185977
13. Марчуков Е.Ю., Вовк М.Ю., Кулалаев В.В. Анализ технического облика энергетических систем методами математической статистики // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 156–165. DOI: 10.34759/vst-2019-4-156-165

14. Кривошеев И.А., Иванова О.Н., Горюнов И.М. Использование средств имитационного сетевого моделирования ГТД на этапе идентификации моделей по результатам испытаний // Вестник УГАТУ. 2005. Т. 6. № 1(12). С. 65–75.
15. Склярова А.П., Горбунов А.А., Зиненков Ю.В., Агульник А.Б., Вовк М.Ю. Поиск оптимальной силовой установки для повышения эффективности маневренного самолёта // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 181–191. DOI: 10.34759/vst-2020-4-181-191
16. Григорьев В.А., Кузнецов С.П., Гишваров А.С. Испытания авиационных двигателей. — М.: Машиностроение, 2009. — 504 с.
17. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. — 2-е изд., испр. — М.: Машиностроение, 2003. — Кн. 1, — 614 с.
18. Кавалеров Б.В., Килин Г.А., Бахирев И.В. Алгоритм поиска нелинейной модели ГТУ для привода ГПА // Вестник ИЖГТУ им. М.Т. Калашникова. 2014. № 2. С. 133–136.
19. Цховребов М.М., Эзрохи Ю.А., 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.
20. Кофман В.М. Метод параметрической идентификации математических моделей ГТД на установившихся режимах работы // Вестник УГАТУ. 2009. Т. 13. № 1(34). С. 57–65.
21. Таран Е.М. Универсальный метод согласования математической модели ГТД с результатами испытаний // Испытания авиационных двигателей: межвузовский научный сборник № 14. Уфа: Изд-во УАИ, 1986. С. 63–70.

References

1. Vovk M.Yu., Leshchenko I.A., Danichev A.V., Gorshkov A.Yu. *Materialy Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aviatsionnym dvigatelyam ICAM'2020 (18–21 May 2021)*. Moscow, TsIAM im. P.I. Baranova, 2020, vol. 1, pp. 228–231.
2. Krivosheev I.A., Akhmedzyanov D.A., Godovanyuk A.G. *Molodoi uchenyi*, 2011, vol. 1, no. 3(26), pp. 39–41.
3. Epifanov S.V., Kononykhin E.A. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2013, no. 10, pp. 82–86.
4. Mukhamedov R.R. *Molodezhnyi Vestnik UGATU*, 2014, no. 1(10), pp. 35–43.
5. Kilin G.A., Odin K.A., Kavalero V.B. *Sistemy upravleniya i informatsionnye tekhnologii*, 2015, no. 1.1(59), pp. 145–148.
6. *Edinaya sistema raschetov VRD*, http://thermogte.ru/news/edinaja_sistema_raschjotov_vrd/2020-02-25-4
7. *Dvigateli aviatsionnye gazoturbinnye. Metod i programmy rascheta termodinamicheskikh parametrov vozdukha i produktov sgoraniya uglevodородnykh topliv. Rukovodyashiy tekhnicheskii material aviatsionnoy tekhniki RTM 1677-83* (Aircraft gas turbine engines. Methods and routines for air and hydrocarbon fuel combustion products thermodynamic parameters calculation. Guiding technical material of aviation technique, No. 1677-83), Moscow, TsIAM, 1983, 92 p. URL: <http://www.ibm.ru/techdocs/kgs/ost/244/info/473>
8. Cherkez A.Ya. *Inzhenernye raschety gazoturbinnykh dvigatelei metodom malykh otklonenii* (Engineering calculations of gas turbine engines by the method of small deviations). 3rd ed. Moscow, Mashinostroenie, 1975, 380 p
9. Fedorov R.M. *Kharakteristiki osevykh kompressorov* (Characteristics of axial compressors), Voronezh, Nauchnaya kniga, 2015, 220 p.
10. Kurlykov V.A., Akhmedzyanov A.M. *Ispytaniya aviatsionnykh dvigatelei. Mezhdvuzovskii nauchnyi sbornik*. Ufa, UGATU, 2017, no. 7, pp. 85–89.
11. Borovik V.O., Taran E.M. *Ispytaniya aviatsionnykh dvigatelei. Mezhdvuzovskii nauchnyi sbornik*, Ufa, UGATU, 2014, no. 6. pp. 3–12.
12. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1997, vol. 69, no. 6, pp. 518–526. DOI: 10.1108/00022669710185977
13. Marchukov E.Yu., Vovk M.Yu., Kulalae V.V. Technical appearance analysis of energy systems by mathematical statistics techniques. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 156–165. DOI: 10.34759/vst-2019-4-156-165
14. Krivosheev I.A., Ivanova O.N., Goryunov I.M. *Vestnik UGATU*, 2005, vol. 6, no. 1(12), pp. 65–75.
15. Sklyarova A.P., Gorbunov A.A., Zinenkov Yr.V., Agul'nik A.B., Vovk M.Yu. Search for optimal power plant to improve maneuverable aircraft efficiency. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no 4, pp. 181–191. DOI: 10.34759/vst-2020-4-181-191
16. Grigor'ev V.A., Kuznetsov S.P., Gishvarov A.S. *Ispytaniya aviatsionnykh dvigatelei* (Aviation engines testing), Moscow, Mashinostroenie, 2009, 504 p.
17. Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants). 2nd ed. Moscow, Mashinostroenie. Book 1, 614 p.
18. Kavalero V.B., Kilin G.A., Bakhirev I.V. *Vestnik IzhGTU im. M.T. Kalashnikova*, 2014, no. 2, pp. 133–136.
19. Tskhovrebov M.M., Ezrokhi Yu.A., Drygin A.S. *Aviatsionnye dvigateli i silovye ustanovki. Sbornik statei*. Moscow, TORUS PRESS, 2010, pp. 153–159.
20. Kofman V.M. *Vestnik UGATU*, 2009, vol. 13, no. 1(34), pp. 57–65.
21. Taran E.M. *Ispytaniya aviatsionnykh dvigatelei: mezhvuzovskii nauchnyi sbornik*. No. 14. Ufa, UAI, 1986, pp. 63–70.

Статья поступила в редакцию 15.04.2024; одобрена после рецензирования 29.04.2024; принята к публикации 29.04.2024.
The article was submitted on 15.04.2024; approved after reviewing on 29.04.2024; accepted for publication on 29.04.2024.