

Научная статья
УДК 621.452.3
DOI: 10.34759/vst-2022-2-144-157

КАЛИБРОВКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПО ДАННЫМ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ КОМБИНАТОРНОГО АНАЛИЗА В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ ThermoGTE

Михаил Юрьевич Вовк¹, Игорь Алексеевич Лещенко², Александр Владимирович Даничев³,
Павел Александрович Гребеньков⁴ ✉, Алексей Юрьевич Горшков⁵

^{1,3,4,5}Опытно-конструкторское бюро им. А. Люльки,
Москва, Россия

²Компания «ОДК-САТУРН»,
Рыбинск, Россия

¹mvovk@yandex.ru

²igor.leschenko@yandex.ru

³Danichev@mail.ru

⁴grebenkovpavel@mail.ru ✉

⁵Zub1500@mail.ru

Аннотация. Представлен новый способ калибровки математической модели двигателя. Работоспособность предложенной процедуры исследовалась на примере виртуального эксперимента. Способ основывается на использовании комбинаторного анализа при подборе поправочных коэффициентов. Способ может быть эффективен при решении задач уточнения характеристик узлов по результатам испытаний.

Ключевые слова: математическая модель ГТД, параметрическая верификация, характеристики ГТД, виртуальный эксперимент, ThermoGTE

Для цитирования: Вовк М.Ю., Лещенко И.А., Даничев А.В., Гребеньков П.А., Горшков А.Ю. Калибровка математической модели газотурбинного двигателя по данным стендовых испытаний с помощью методов комбинаторного анализа в программном комплексе ThermoGTE // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 144-157. DOI: 10.34759/vst-2022-2-144-157

Original article

CALIBRATION OF GAS TURBINE ENGINE MATHEMATICAL MODEL ON THE TEST-BENCH DATA BY COMBINATORIAL ANALYSIS METHODS IN THE ThermoGTE SOFTWARE

Mikhail Yu. Vovk¹, Igor' A. Leshchenko², Aleksandr V. Danichev³, Pavel A. Greben'kov⁴ ✉,
Alekssei Yu. Gorshkov⁵

^{1,3,4,5}OKB name by A. Lyulki,
Moscow, Russia

²Company "UEC-SATURN",
Rybinsk, Russia

¹mvovk@yandex.ru

²igor.leschenko@yandex.ru

³Danichev@mail.ru

⁴grebenkovpavel@mail.ru ✉

⁵Zub1500@mail.ru

Abstract

The processes of designing, fine-tuning and modernization of aircraft gas turbine engines require credibility of the mathematical models (MM) reflecting physical picture of the engine functioning processes. The latter can be achieved by the model parameters calibrating based on the engine test-bench and flight experiments results.

The MM calibration process of modern aircraft gas turbine engines is rather time-consuming task due to the need for identifying the main parameters obtained while experimental studies, which depend on a large number of parameters uncontrolled during the experiment, which values may vary while the identification process.

The presented work studies the combinatorial calibration method of the engine mathematical model. Four virtual experiments are pre-conducted, presented in the form of a model computation with introduced correction coefficients on the nodes characteristics. Global array of correction coefficients is being formed in the ThermoGTE software for the existing engine structure by the results of virtual tests. Further, the problem on the calculated parameters and experimental results minimization is being solved for each combination of correction coefficients by the ThermoGTE software built-in simplex method. As the result, an array of resulting functions is being formed for each combination of corrections, and the most accurate groups of corrections are being determined. The selected solutions operability is being checked thereafter by correction coefficients substituting into the engine mathematical model. As the result, the research engineer obtains several scenarios for the mathematical model calibration. It is assumed while solving that the parameters being measured have no deviation from the real ones (zero measurement error). The correction multipliers constancy is being assumed as well that at all engine operation modes.

The presented MM calibration method may be employed to refine mathematical model of any engine with any number of measured parameters. However, it should be noted that the presence of a large number of correction coefficients of the model under study leads to an exponential increase in the computation time, which in its turn leads to the need for the problem parallelization.

Keywords: GTE mathematical model, parametric verification, GTE characteristics, virtual experiment, ThermoGTE

For citation: Vovk M.Yu., Leshchenko I.A., Danichev A.V., Greben'kov P.A., Gorshkov A.Yu. Calibration of Gas Turbine Engine Mathematical Model on the Test-Bench Data by Combinatorial Analysis Methods in the ThermoGTE Software. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 144-157. DOI: 10.34759/vst-2022-2-144-157

Одним из важных инструментов, применяемых на всех этапах проектирования, доводки и серийного производства газотурбинного двигателя (ГТД), является его математическая модель (ММ) для установившихся режимов работы. ММ ГТД позволяет проводить расчеты высотно-скоростных характеристик ГТД, необходимых для оценки тактико-технических характеристик (ТТХ) летательного аппарата (ЛА), формировать исходные данные для газодинамических расчетов и проектирования узлов ГТД, проектирования системы автоматического управления ГТД, расчетов температурного состояния деталей и расчетов на прочность, планирования различных видов испытаний, диагностики состояния ГТД в процессе эксплуатации.

Эффективность применения ММ ГТД зависит от ее точности. В настоящее время актуальной задачей является процесс повышения точности ММ ГТД благодаря калибровке или параметрической верификации (ПВ) – задача уточнения по результатам испытаний ГТД характеристик его узлов. В нашем исследовании предполагалось, что процессы калибровки и ПВ идентичны.

Один из первых методов верификации математической модели ГТД является метод так называемой традиционной увязки ММ ГТД с результатами его испытаний, предложенный Б.Н. Амелиным и О.Н. Фаворским (ЦИАМ). В последнее десятилетие в практике параметрической верификации ММ ГТД получили распространение так называемые формализованные методы: метод наименьших квадратов [1], метод нелинейного программирования [2], метод нелинейной оптимизации [3], метод уравнивания [4].

Однако вопросы верификации математической модели ГТД с учетом влияния схемы двигателя, количества и погрешности замеров параметров в ходе эксперимента, а также программной реализации способа верификации решены не полностью и требуют дополнительных исследований.

В данной работе описан новый метод верификации, разработанный на основе комбинаторного анализа с применением симплекс-метода при поиске решения. Комбинаторный анализ и наука комбинаторика решают задачи, связанные с выбором и расположением элементов некоторого множества в соответствии с заданными правилами. В нашем случае элементами множества являются поправочные коэффициенты на характеристики узлов, а их различные комбинации определяют элементарное пространство всех

возможных решений задачи калибровки ММ ГТД. Так как мы рассматриваем все возможные сочетания поправочных коэффициентов, есть вероятность получить несколько решений. Подобная ситуация в случае калибровки ММ при проектировании и доводке двигателя является неоднозначной. Иными словами, предложенный метод не позволит дать точное определение отклонениям характеристик узлов реальной машины от проектной, а лишь предложит несколько возможных вариантов. Однако для серийного двигателя, когда ММ может использоваться как термодинамический паспорт изделия и должна обеспечивать точное совпадение параметров с замерами, предложенный метод отлично подходит. Таким образом, комбинаторный метод позволяет в автоматическом режиме получить несколько возможных решений задачи калибровки ММ. Для проектной доводки двигателя это позволит сократить время анализа общей схемы двигателя, а для выпуска термодинамического паспорта серийного двигателя это позволит заменить весь цикл ручной калибровки ММ.

В качестве базовой модели исследования использовалась модель одновального турбореактивного двигателя (ТРД), Основные параметры двигателя на режиме $n = 100\%$ и характеристики узлов представлены в таб. 1 и на рис. 1 соответственно. Расчетная платформа исследования – программный комплекс (ПК) ThermoGTE.

Таблица 1

Основные проектные параметры ТРД
на режиме $n = 100\%$

Расход воздуха, кг/с	100.0
Степень повышения полного давления компрессора	7.5
Расход топлива, кг/с	2.477
Полная температура перед турбиной, К	1475.3
Тяга двигателя, кгс	8490

В результате проведенных исследований были смоделированы эксперименты четырех виртуальных двигателей с помощью введения поправочных коэффициентов на следующие характеристики узлов: КПД компрессора, КПД турбины, полноту сгорания топлива в основной камере сгорания (ОКС), гидравлические потери полного давления в ОКС, пропускную способность турбины.

Для упрощения постановки и решения задачи и без потери общности решения предполага-

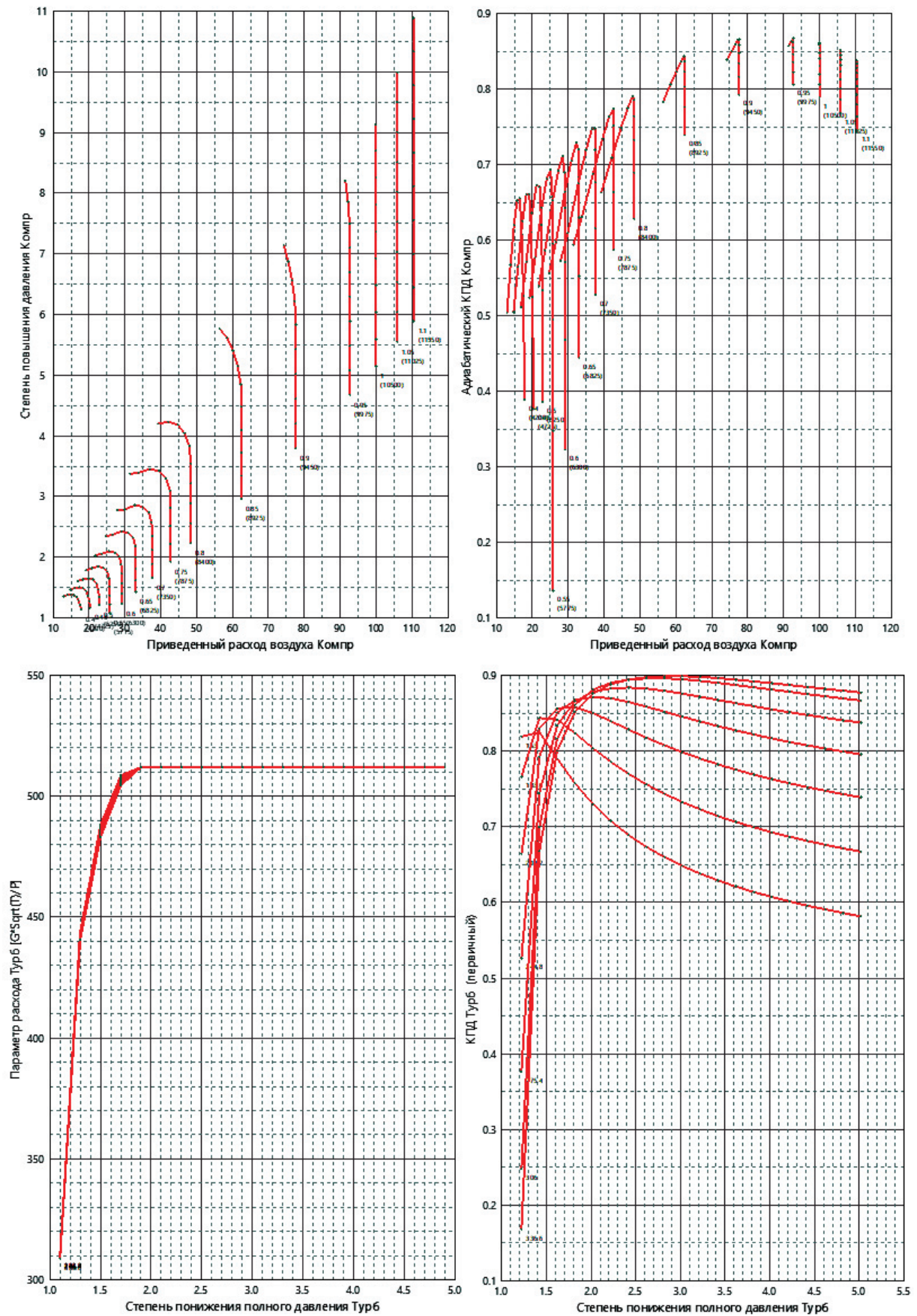


Рис. 1. Характеристики компрессора и турбины модельного ТРД

ется, что такие узлы, как входное устройство, затурбинный диффузор и сопло, изготовлены и спроектированы «идеально» и их экспериментальные характеристики не отличаются от проектных.

Первоначально допускается, что значения поправочных коэффициентов принимают случайные величины в диапазонах, границы которых заранее известны. При этом поправка применяется не во всех случаях, для ряда виртуальных двигателей поправка к некоторым элементам не применяется, т.е. используется проектная характеристика. Это необходимо для того, чтобы процедура селективного выбора поправок отработала и показала все возможные варианты решения задачи калибровки ММ. Наборы поправочных коэффициентов четырех виртуальных двигателей представлены в табл. 2.

Виртуальный эксперимент осуществлялся на четырех режимах работы: 70, 80, 90 и 100% частоты вращения ротора. В качестве измеряемых параметров в ходе виртуального эксперимента приняты: полное давление за компрессором, ча-

стога вращения ротора, расход топлива в камере сгорания, полное давление и температура за турбиной. На рис. 2 представлены результаты проектного расчета и виртуального эксперимента с учетом поправок табл. 2, полученные в результате расчета дроссельных характеристик ГТД в ПК ThermoGTE. Расчеты дроссельных характеристик ГТД проводились в ПК ThermoGTE.

Следующим шагом к поставленной цели исследования стало формирование и получение значений целевой функции, которую следует минимизировать, предназначенной для адекватной характеристики степени различия между математической моделью и виртуальным экспериментом.

Предварительно принято, что поправочные коэффициенты не изменяются с изменением режима работы двигателя. В качестве целевой функции количественной оценки принято абсолютное среднее значение отклонений по режимам ($E[\Delta]$). Для качественной же оценки использовано среднеквадратическое отклонение, ины-

Таблица 2

Поправочные коэффициенты виртуальных двигателей

Виртуальная машина №1	
КПД компрессора	0.9386
Коэффициент полноты сгорания ОКС	0.9456
Виртуальная машина №1	
Коэффициент восстановления полного давления ОКС	0.9716
Пропускная способность турбины	0.9878
Виртуальная машина №2	
КПД компрессора	0.9564
Коэффициент полноты сгорания ОКС	0.9572
Коэффициент восстановления полного давления ОКС	1.0229
КПД турбины	0.9726
Пропускная способность турбины	0.9819
Виртуальная машина №3	
КПД компрессора	1.0126
Коэффициент полноты сгорания ОКС	0.9672
КПД турбины	1.0203
Виртуальная машина №4	
КПД турбины	1.0236
Пропускная способность турбины	0.9539

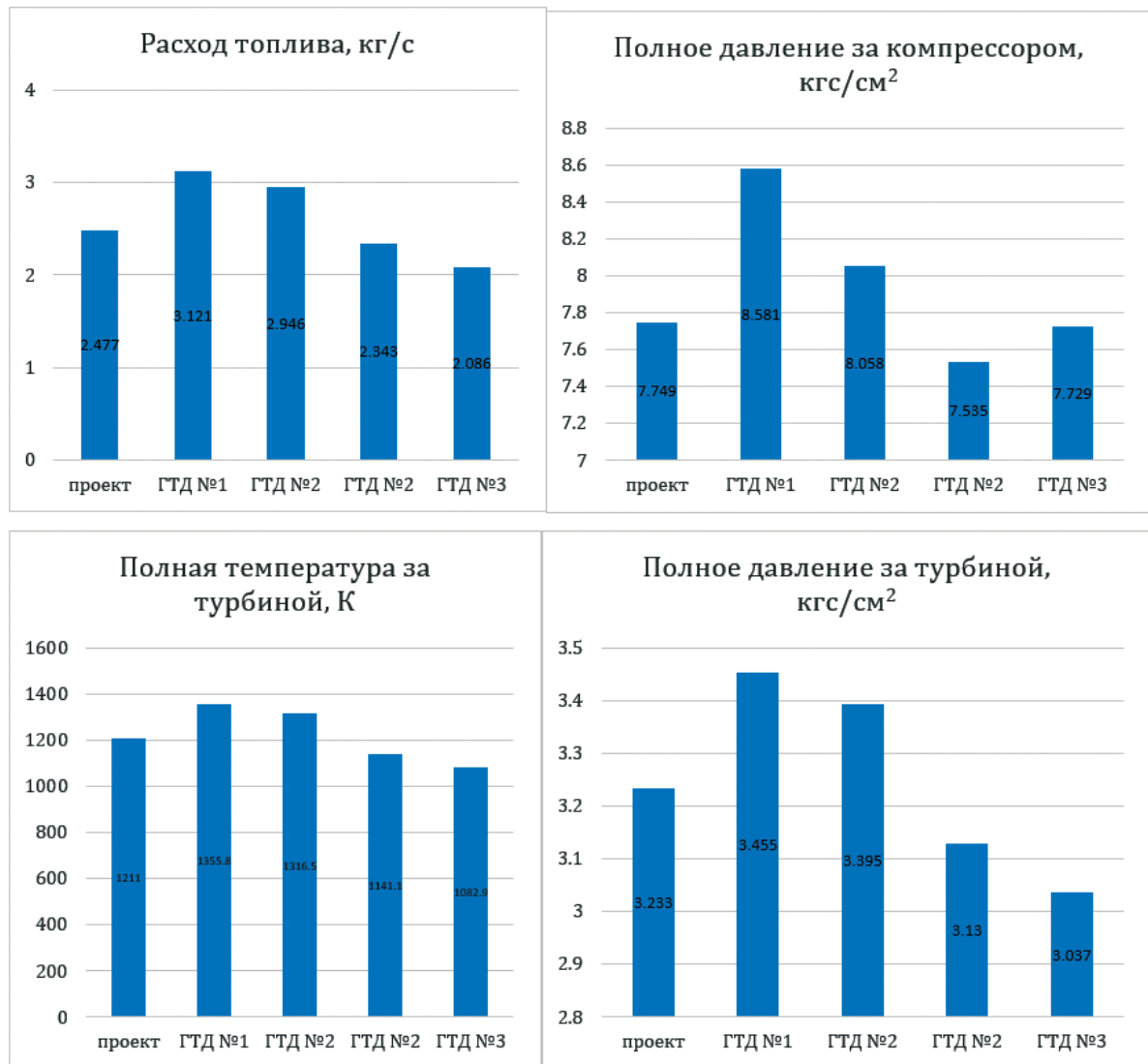


Рис. 2. Параметры эталонного и виртуальных ГТД на режиме $n = 100\%$, $H = 0$, $M = 0$

ми словами, среднее отклонение от среднего значения ($D[\Delta]$):

$$E[\Delta] = \frac{\sum_{i=1}^N |\Delta_i|}{N}; \quad (1)$$

$$D[\Delta] = \frac{\sum_{i=1}^N (\Delta_i - E[\Delta])^2}{N}, \quad (2)$$

где Δ_i – суммарное отклонение расчетных параметров от эксперимента на i -м режиме

Методика решения задачи исследования состояла в следующем. Последовательно формировались наборы поправочных коэффициентов, каждый набор принадлежал одной из пяти групп. Так, наборы поправок для первой группы состо-

или из одного элемента, наборы второй группы состояли из двух элементов и т.д. Для каждого набора поправок в ПК ThermoGTE с помощью специально встроенного симплекс-метода решалась задача минимизации отклонений расчетных значений параметров от экспериментальных данных и определялись значения целевых функций $E[\Delta]$ и $D[\Delta]$. Упрощенная блок-схема взаимодействия программ и их функций, с помощью которых решалась данная задача, представлена на рис. 3.

В соответствии с принятым ранее допущением, что поправочные коэффициенты не изменяются с изменением режима работы двигателя, поиск решения для каждого набора (далее вектора) поправок можно осуществлять на единственном режиме работы. Для наглядности в табл. 3 представлены все возможные сочетания поправочных

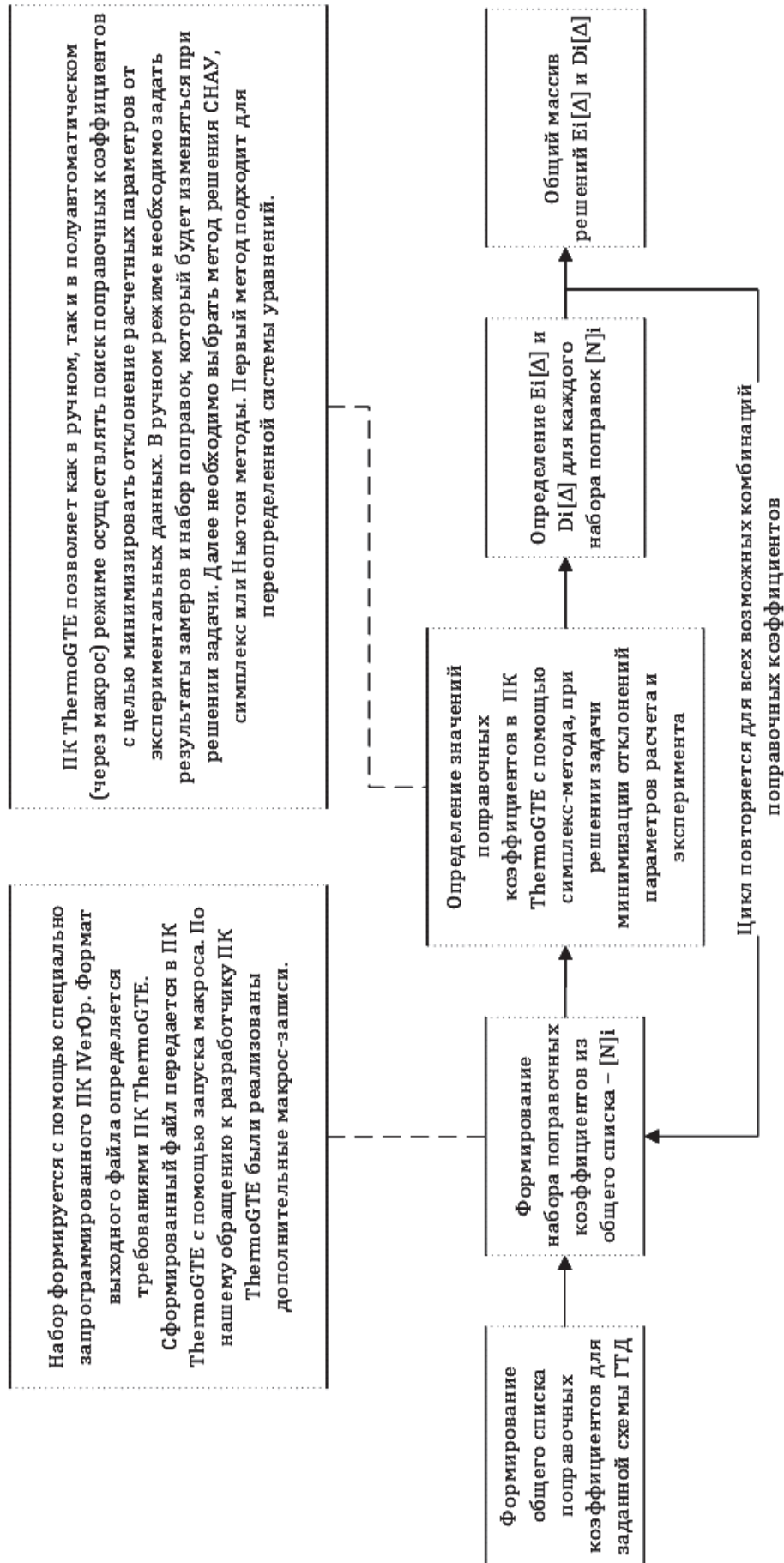


Рис. 3. Блок-схема решения задачи калибровки (SNAU — система нелинейных алгебраических уравнений)

коэффициентов каждой группы. Общее количество наборов поправочных коэффициентов определяется по формуле

$$N_{\Delta} = \sum_{k=1}^n C_n^k, \quad (3)$$

где C_n^k – количество сочетаний из n элементов по k (1, 2, ..., n).

чено решение с меньшим количеством поправок. В этой ситуации стоит определить, есть ли смысл искать точный набор поправок, который в полной мере соответствует реальным отклонениям.

Для ответа на этот вопрос был проведен следующий численный эксперимент. Из решения каждой виртуальной машины (под решением подразумевается массив точек, представленный на рис. 4 и 5) был взят первый качественный на-

Таблица 3

Группы поправочных коэффициентов

Группа № 1 (по 1 поправке в наборе)	Группа № 2 (по 2 поправки в наборе)	Группа № 3 (по 3 поправки в наборе)	Группа № 4 (по 4 поправки в наборе)	Группа № 5 (по 5 поправок в наборе)
1, 2, 3, 4, 5	12, 13, 14, 15	123, 124, 125	1234, 1235	12345
	23, 24, 25	134, 135	2345	
	34, 35	145		
	45	234, 235		
		245		
		345		

В результате проделанных расчетов для каждого вектора поправок были получены значения среднего отклонения и дисперсии. Для виртуального двигателя №1 результаты расчета представлены в табл. 4.

Графики с результатами расчета и средней кривой для виртуальных двигателей № 1-4 представлены на рис. 4–7.

Проведенные исследования показали, что для виртуальных двигателей № 1 и № 2 было полу-

бор поправок, обеспечивающий минимальное значение $E[\Delta]$ и $D[\Delta]$. Далее этот набор был введен в ММ виртуальной машины. Определено, что параметры виртуальной машины, полученные с использованием указанных поправочных коэффициентов, не отличаются от проектных параметров исходной ММ. Результаты представлены на рис. 8.

Результаты подтверждают, что при решении задачи калибровки ММ не имеет смысла поиск

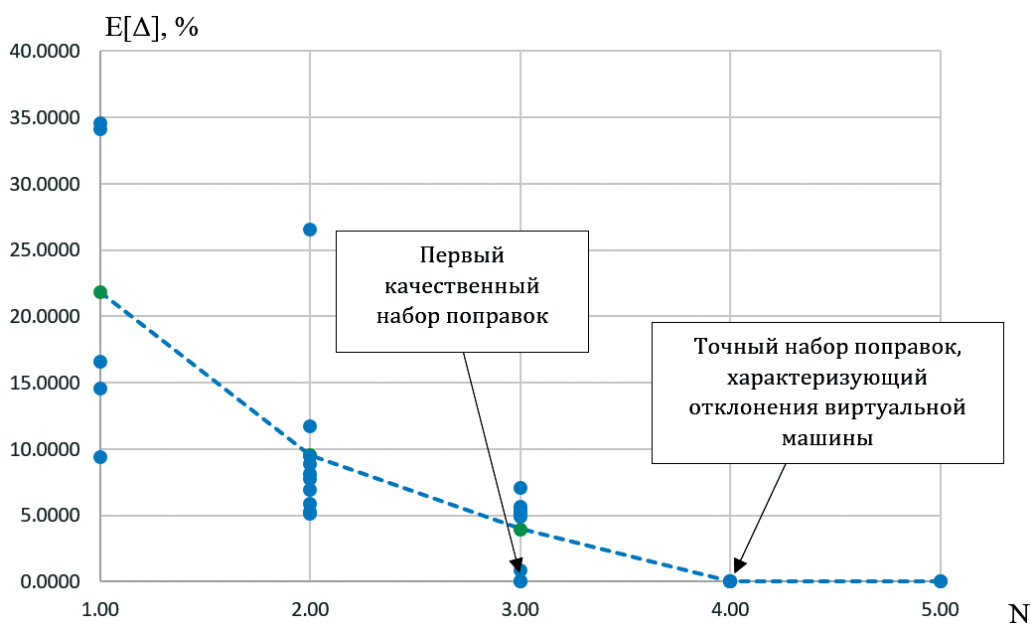


Рис. 4. Отклонения расчета от эксперимента для различных наборов поправок для виртуального двигателя № 1

Таблица 4

Результаты верификации виртуального двигателя №1

vm №1	Группа поправок 1					
	n=0.7	n=0.8	n=0.9	n=1.0	E[Δ]	D[Δ]
Δ ₁	9.48	9.44	9.34	9.26	9.3810	0.1007
Δ ₂	42.48	47.54	26.53	21.60	34.536	12.429
Δ ₃	21.00	20.80	13.85	10.69	16.584	5.1471
Δ ₄	15.17	16.78	13.34	13.06	14.587	1.7359
Δ ₅	40.46	45.43	27.18	23.33	34.101	10.531
	Группа поправок 2					
Δ ₁₂	5.69	5.45	4.99	4.46	5.1483	0.5451
Δ ₁₃	6.00	5.68	4.90	4.64	5.3039	0.6388
Δ ₁₄	8.92	8.66	7.71	7.23	8.1309	0.7943
Δ ₁₅	9.73	9.44	9.53	9.25	9.4876	0.2000
Δ ₂₃	12.58	12.60	6.24	4.05	8.8682	4.3932
Δ ₂₄	7.14	8.33	6.25	5.98	6.9233	1.0620
Δ ₂₅	34.10	37.07	19.36	15.58	26.528	10.641
Δ ₃₄	6.40	5.81	5.65	5.71	5.8901	0.3434
Δ ₃₅	8.92	8.79	6.65	6.64	7.7493	1.2741
Δ ₄₅	12.08	12.19	11.59	10.95	11.701	0.5672
	Группа поправок 3					
Δ ₁₂₃	0.00	0.01	0.05	0.03	0.0214	0.0229
Δ ₁₂₄	5.56	6.27	5.50	5.15	5.6199	0.4670
Δ ₁₂₅	3.91	4.31	5.45	5.86	4.8801	0.9213
Δ ₁₃₄	6.00	5.68	4.90	4.64	5.3046	0.6381
Δ ₁₃₅	6.00	5.68	4.90	4.64	5.3051	0.6386
Δ ₁₄₅	6.00	5.68	4.90	4.65	5.3054	0.6362
Δ ₂₃₄	0.00	0.01	0.05	0.03	0.0215	0.0230
Δ ₂₃₅	1.66	1.65	0.05	0.02	0.8445	0.9313
Δ ₂₄₅	6.57	7.87	7.45	6.30	7.0467	0.7376
Δ ₃₄₅	6.00	5.68	4.90	4.65	5.3061	0.6391
	Группа поправок 4					
Δ ₁₂₃₄	0.00	0.01	0.05	0.03	0.0209	0.0217
Δ ₁₂₃₅	0.00	0.01	0.05	0.02	0.0210	0.0232
Δ ₂₃₄₅	0.00	0.01	0.05	0.02	0.0211	0.0227
	Группа поправок 5					
Δ ₁₂₃₄₅	0.00	0.01	0.05	0.03	0.0212	0.0228

точного набора поправок, который характеризует все погрешности проектирования и изготовления. Достаточно предложить пути возможного решения, которые бы требовали минимальных затрат расчетного и технологического времени. Так, например, для виртуального двигателя №1

реальный набор поправочных коэффициентов содержит множитель КПД компрессора, коэффициент полноты сгорания топлива в ОКС, коэффициент восстановления полного давления ОКС и расхода турбины. Однако достаточно осуществить только модификацию компрессора и ка-

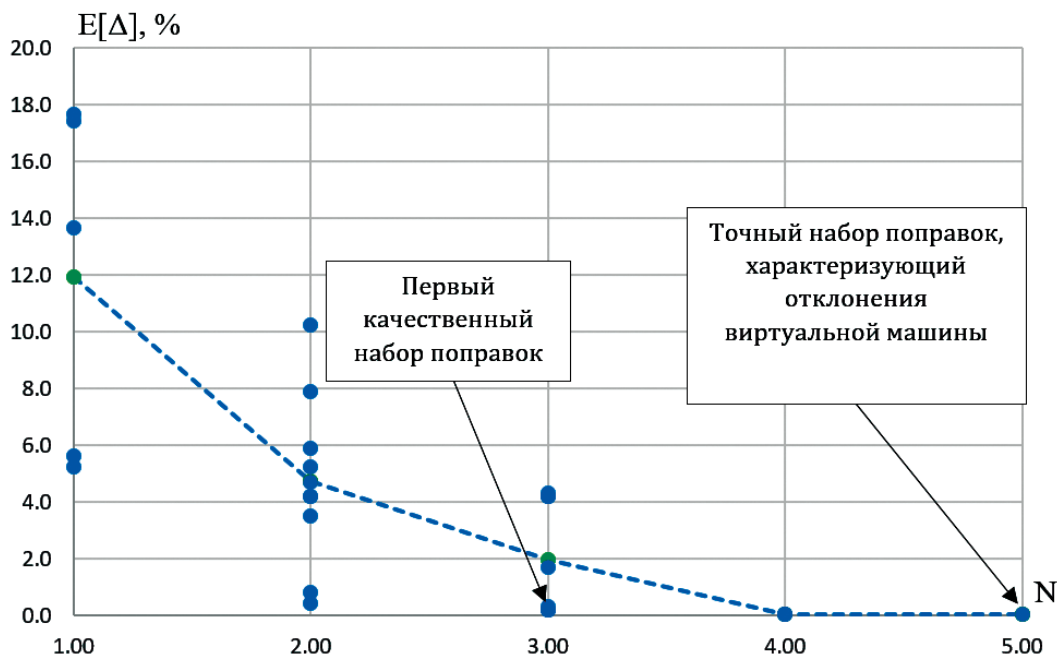


Рис. 5. Отклонения расчета от эксперимента для различных наборов поправок для виртуального двигателя № 2

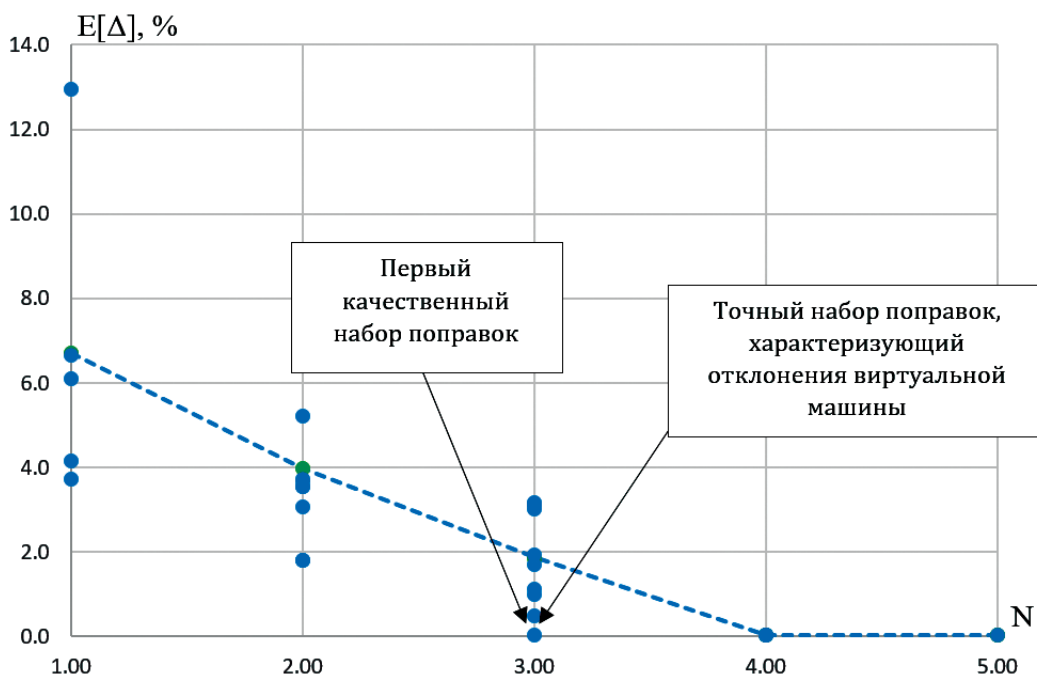


Рис. 6. Отклонения расчета от эксперимента для различных наборов поправок для виртуального двигателя № 3

меры сгорания, чтобы обеспечить проектные параметры изделия. Предложенный подход будет эффективен при общей оценке возможности доводки каждого узла в отдельности.

В ходе работы были получены следующие результаты:

— решение задачи калибровки ММ по результатам испытаний требует достаточно функцио-

нального программного обеспечения, которое частично представлено на рынке в виде ПК ThermoGTE;

— в случае отсутствия экспериментальных данных для научных исследований в области верификации ММ рекомендуется использовать виртуальный набор поправочных коэффициентов на характеристики узлов;

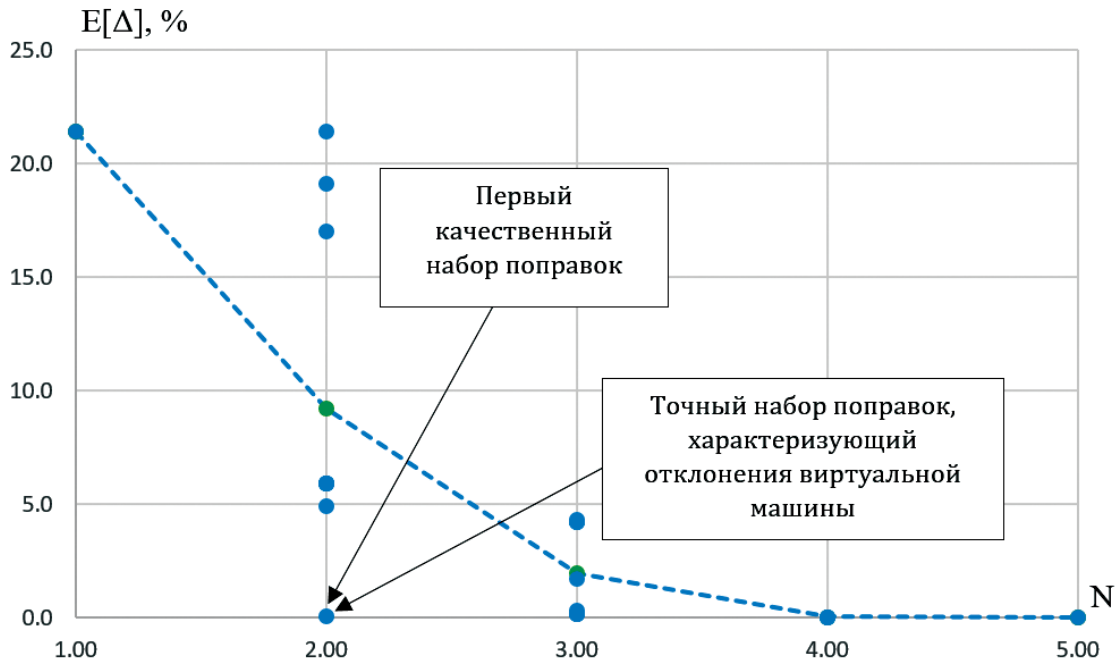


Рис. 7. Отклонения расчета от эксперимента для различных наборов поправок для виртуального двигателя № 4

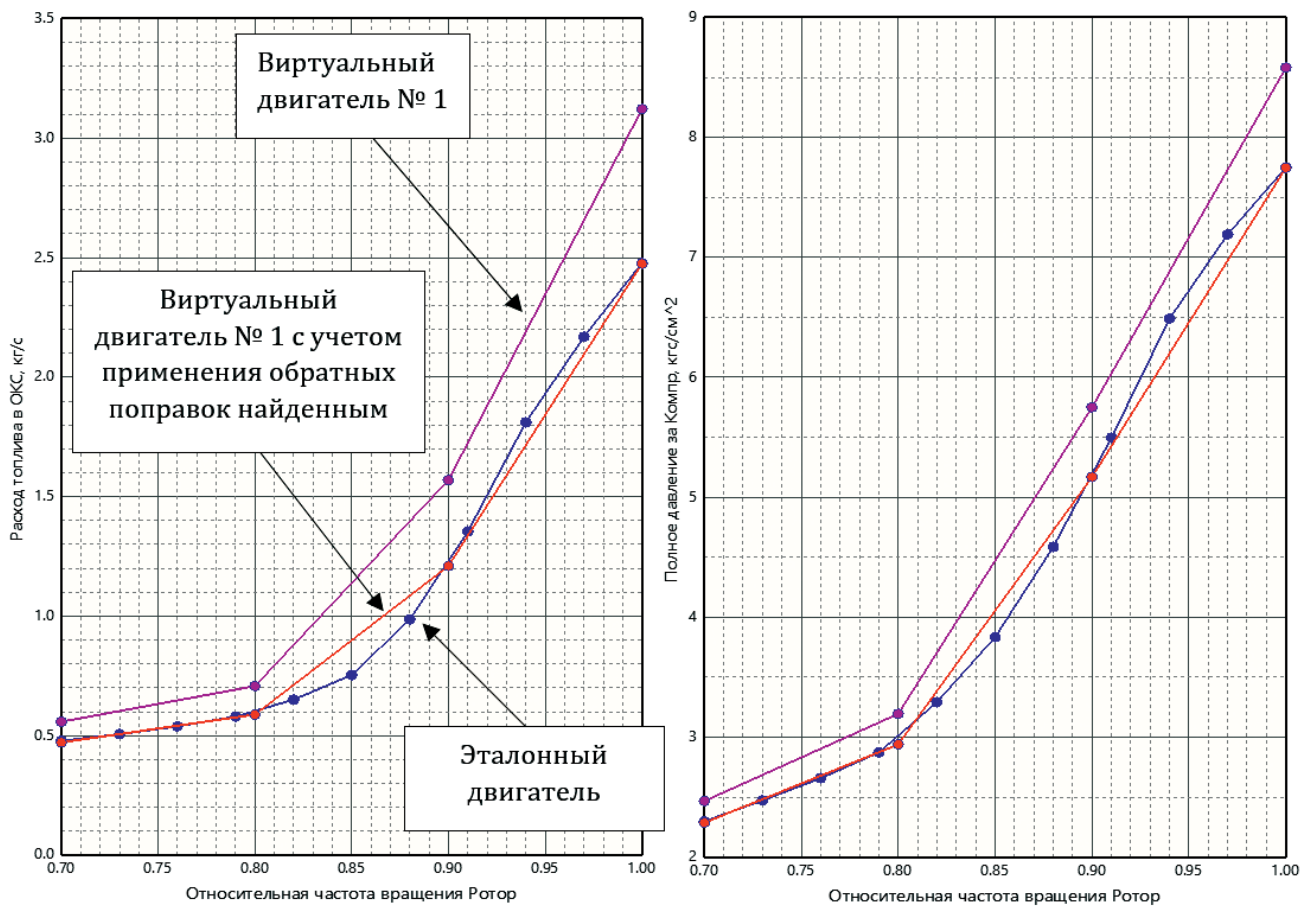


Рис. 8. Уточнение математической модели виртуального двигателя № 1

— предложен новый способ решения задачи верификации математической модели ГТД с помощью методов комбинаторного анализа, когда для каждого существующего набора поправочных коэффициентов для заданной схемы ГТД определяются значения отклонений параметров расчета от экспериментальных данных;

— показано, что уточнение ММ может быть реализовано несколькими сценариями, каждый из которых приводит параметры виртуального эксперимента в соответствие с проектными значениями.

Выводы

Приведенный метод верификации математической модели ГТД основан на комбинаторном анализе за счет глобального перебора всех существующих поправочных коэффициентов для данной схемы двигателя. Это позволяет дать оценку всем возможным вариантам калибровки ММ. Однако повышенная вычислительная сложность данного алгоритма приводит к необходимости распараллеливания задачи калибровки.

Список источников

1. Тунаков А.П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 2001. — 184 с.
2. Ахмедзянов А.М., Гумеров Х.С., Марковникова Е.И., Дегтярев Ю.Д. Согласование моделей ТРД с результатами эксперимента при ограниченном его объеме // Испытания авиационных двигателей: Межвузовский научный сборник. Выпуск № 6. Уфа: УГАТУ, 2011. С. 13–19.
3. 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.
4. 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.
5. Эзрохи Ю.А. Моделирование двигателя и его узлов // Машиностроение: Энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели / Ред.-сост. В.А. Скибин, В.А. Сосунов, Ю.М. Темис; отв. ред. К.С. Колесников. М.: Машиностроение, 2010. С. 341-353.
6. Черкез А.Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. — М.: Машиностроение, 1975. — 380 с.

7. Котовский В.Н., Вовк М.Ю. Математическое моделирование рабочего процесса и характеристик ГТД прямой реакции. — М.: Изд-во «Перо», 2018. — 309 с.
8. 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
9. Федоров Р.М. Характеристики осевых компрессоров. — Воронеж: Научная книга. 2015. — 220 с.
10. Григорьев В.А., Кузнецов С.П., Гишваров А.С. Испытания авиационных двигателей. — М.: Машиностроение, 2009. — 504 с.
11. Кофман В.М. Метод параметрической идентификации математических моделей ГТД на установившихся режимах работы // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2009. Т. 13. № 1(34). С. 57-65.
12. 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
13. РТМ 1677-83. Двигатели авиационные газотурбинные. Метод и подпрограммы 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/>
14. 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
15. Кривошеев И.А., Иванова О.Н., Горюнов И.М. Использование средств имитационного сетевого моделирования ГТД на этапе идентификации моделей по результатам испытаний // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2005. Т. 6. № 1(12). С. 65-75.
16. Lin A., Liu G., Wang X., Feng Q. Comprehensive evaluations on performance and energy consumption of pre-swirl rotor-stator system in gas turbine engines // Energy Conversion and Management. 2021. Vol. 244, 114440. DOI: 10.1016/j.enconman.2021.114440
17. Danyal Mohaddes, Clarence T.Chang, Matthias Ihme. Thermodynamic cycle analysis of superadiabatic matrix-stabilized combustion for gas turbine engines // Energy. 2020. Vol. 207, 118171. DOI: 10.1016/j.energy.2020.118171
18. Чичков Б.А. Методология оптимального построения и использования диагностических моделей газотурбинных двигателей: Дис. ... доктора техн. наук. — М.: МГТУ ГА, 2004. — 147 с.

19. Şöhret Y., Ekici S., Altuntaş Ö., Hepbaslı A., Karakoç T.H. Exergy as a useful tool for the performance assessment of aircraft gas turbine engines: A key review // *Aerospace Sciences*. 2016. Vol. 83, pp. 57-69. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.03.001
20. Aygun H., Turan O. Application of genetic algorithm in exergy and sustainability: A case of aero-gas turbine engine at cruise phase // *Energy*. 2022. Vol. 238, Part A, 121644. DOI: 10.1016/j.energy.2021.121644
21. Рахманкулов В.З., Ахрем А.А. Об адекватности виртуальных компьютерных моделей процессов автоматизированного проектирования сложных технических систем // *Управление информационными*

- потоками: Сборник трудов ИСА РАН. М.: УРСС, 2002. С. 290–294.
22. Дуленов Н.П., Ланшин А.И., Луковников А.В. и др. Эффективность применения двухрежимного ГПВРД в составе комбинированной силовой установки авиационно-космической системы // *Вестник машиностроения*. 2011. № 8. С. 51-57.
23. Zellnick H.E., Sondak N.E., Davis R.S. Gradient search optimization // *Chemical Engineering Progress*. 1962. No. 58(8), pp. 35-41.
24. Aygun H. Thermodynamic, environmental and sustainability calculations of a conceptual turboshaft engine under several power settings // *Energy*. 2022. Vol. 245, 123251. DOI: 10.1016/j.energy.2022.123251

References

1. Tunakov A.P. *Metody optimizatsii pri dovodke i proektirovaniy gazoturbinnnykh dvigatelei* (Optimization methods for gas turbine engine adjusting and designing), Moscow, Mashinostroenie, 2001, 184 p.
2. Akhmedzyanov A.M., Gumerov Kh.S., Markovnikova E.I., Degtyarev Yu.D. *Ispytaniya aviatsionnykh dvigatelei. Mezhvuzovskii nauchnyi sbornik*. Ufa, UGATU, 2011, no. 6, pp. 13–19.
3. Kurlykov V.A., Akhmedzyanov A.M. *Ispytaniya aviatsionnykh dvigatelei. Mezhvuzovskii nauchnyi sbornik*. Ufa, UGATU, 2017, no. 7, pp. 85–89.
4. Borovik V.O., Taran E.M. *Ispytaniya aviatsionnykh dvigatelei. Mezhvuzovskii nauchnyi sbornik*, Ufa, UGATU, 2014, no. 6. pp. 3–12.
5. Ezrokhi Yu.A. *Modelirovanie dvigatelya i ego uzlov. V Mashinostroenie: Entsiklopediya. T. IV-21. Samolety i vertolety. Kn. 3. Aviatsionnye dvigateli* (Engine and its components modeling. In: Engineering. Encyclopedia. Vol. IV-21 “Airplanes and helicopters”. Book 3 “Aircraft engines”), Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 341-353.
6. Cherkez A.Ya. *Inzhenernye raschety gazoturbinnnykh dvigatelei metodom malykh otklonenii* (Gas turbine engine engineering design by the small-deviations method), Moscow, Mashinostroenie, 1975, 380 p.
7. Kotovskii V.N., Vovk M.Yu. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa i kharakteristik GTD pryamoj reaktsii* (Mathematical modelling of the direct reaction GTE operation and performances), Moscow, Pero, 2018, 309 p.
8. 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
9. Fedorov R.M. *Kharakteristiki osevykh kompressorov* (Axial compressors performances), Voronezh, Nauchnaya kniga, 2015, 220 p.
10. Grigor'ev V.A., Kuznetsov S.P., Gishvarov A.S. *Ispytaniya aviatsionnykh dvigatelei* (Aviation engines testing), Moscow, Mashinostroenie, 2009, 504 p.
11. Kofman V.M. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2009, vol. 13, no. 1(34), pp. 57-65.
12. Sklyarova A.P., Gorbunov A.A., Zinenkov Y.V., Agul'nik A.B., Vovk M.Y. 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
13. *Dvigateli aviatsionnye gazoturbinnnye. Metod i podprogrammy rascheta termodinamicheskikh parametrov vozdukha i produktov sgoraniya uglevodorodnykh topliv. Rukovodyashiy tekhnicheskiiy 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.1bm.ru/techdocs/kgs/ost/244/info/47340/>
14. Marchukov E.Y., Vovk M.Y., 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
15. Krivosheev I.A., Ivanova O.N., Goryunov I.M. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2005, vol. 6, no. 1(12), pp. 65-75.
16. Lin A., Liu G., Wang X., Feng Q. Comprehensive evaluations on performance and energy consumption of pre-swirl rotor–stator system in gas turbine engines. *Energy Conversion and Management*, 2021, vol. 244, 114440. DOI: 10.1016/j.enconman.2021.114440
17. Danyal Mohaddes, Clarence T.Chang, Matthias Ihme. Thermodynamic cycle analysis of superadiabatic matrix-stabilized combustion for gas turbine engines. *Energy*, 2020, vol. 207, 118171. DOI: 10.1016/j.energy.2020.118171
18. Chichkov B.A. *Metodologiya optimal'nogo postroeniya i ispol'zovaniya diagnosticheskikh modelei gazoturbinnnykh dvigatelei* (Methodology for optimal

- development and application of gas turbine engines diagnostic models). Doctor's thesis, Moscow, MGTU GA, 2004, 147 p.
19. Şöhret Y., Ekici S., Altuntaş Ö., Hepbasli A., Karakoç T.H. Exergy as a useful tool for the performance assessment of aircraft gas turbine engines: A key review. *Aerospace Sciences*, 2016, vol. 83, pp. 57-69. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.03.001
 20. Aygun H., Turan O. Application of genetic algorithm in exergy and sustainability: A case of aero-gas turbine engine at cruise phase. *Energy*, 2022, vol. 238, part A, 121644. DOI: 10.1016/j.energy.2021.121644
 21. Rakhmankulov V.Z., Akhrem A.A. *Upravlenie informatsionnymi potokami. Sbornik trudov ISA RAN*. Moscow, URSS, 2002, pp. 290–294.
 22. Dulepov N.P., Lanshin A.I., Lukovnikov A.V. et al. Effectiveness of two-mode hypersonic ramjet engines in hybrid aerospace power units. *Russian Engineering Research*, 2011, vol. 31, no. 8, pp. 764-770. DOI: 10.3103/S1068798X11080090
 23. Zellnick H.E., Sondak N.E., Davis R.S. Gradient search optimization. *Chemical Engineering Progress*, 1962, no. 58(8), pp. 35-41.
 24. Aygun H. Thermodynamic, environmental and sustainability calculations of a conceptual turboshaft engine under several power settings. *Energy*, 2022, vol. 245, 123251. DOI: 10.1016/j.energy.2022.123251

Статья поступила в редакцию 30.03.2022; одобрена после рецензирования 15.04.2022; принята к публикации 20.04.2022.

The article was submitted on 30.03.2022; approved after reviewing on 15.04.2022; accepted for publication on 20.04.2022.