

УДК 629.7 (075.8)

doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-36-48

Методика определения коэффициентов пересчета на нормальные значения параметров газотурбинного двигателя по результатам испытаний в термобарокамере

В.А. Григорьев, Д.С. Калабухов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

A Method for Determining the Conversion Factors to Convert Gas Turbine Engine Parameters to Normal Values Based on Test Results in a Thermal Pressure Chamber

V.A. Grigoriev, D.S. Kalabukhov

Samara National Research University

Предложена методика определения нормализующих коэффициентов пересчета основных технических данных газотурбинного двигателя при испытаниях его серийных экземпляров. Методика основана на применении методов планирования расчетного эксперимента. При этом математические модели выходных данных двигателя, необходимые для проведения такого эксперимента, получены путем статической обработки протоколов ранее проведенных испытаний, содержащих результаты прямых измерений параметров в термобарокамере. В качестве варьируемых факторов плана эксперимента выступают параметры внешних условий (атмосферные давление и температура) и режимные (частота вращения и эффективная мощность газотурбинного двигателя). В зависимости от этих факторов аналитическим путем определяют нормальные значения параметров и нормализующие коэффициенты пересчета расхода топлива, расхода воздуха, температуры рабочего тела в проточной части двигателя и других выходных данных. Апробация методики продемонстрирована на примере обработки результатов испытаний двигателя 9И56.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, нормальные значения параметров, экспериментальная термобарокамера, коэффициент пересчета, серийные испытания, закон управления

The article presents a method for determining the normalizing coefficients of recalculation of the main technical parameters of a gas turbine engine when undergoing production testing. The method is based on the application of methods for planning a design experiment. The mathematical models of the output data of the engine, necessary for carrying out such an experiment, were obtained by means of static processing of the protocols of the previous tests that contained the results of direct measurements of the parameters in a thermal pressure chamber. The ambient conditions (atmospheric pressure and temperature) and the operating parameters (rotational frequency and effective power of the engine) were selected as variable factors of the experimental design. Depending on these factors, the normal values of the parameters and the normalizing conversion factors for fuel

consumption, air consumption, gas temperatures in the flow part of the engine and other output data were determined analytically. The method was demonstrated by processing test results of the 9I56 engine.

Keywords: gas turbine engine, normal values of parameters, experimental thermal pressure chamber, conversion factor, production tests, control law

Одной из главных целей испытаний газотурбинного двигателя (ГТД) является определение соответствия измеренных основных технических данных (ОТД) этого агрегата техническим условиям (ТУ) [1–3].

К важнейшим основным параметрам ГТД, входящим в состав ОТД, относятся габаритные размеры и масса ГТД, эффективная мощность N_e , удельный расход топлива C_e , расход воздуха G_b , степень повышения давления в компрессоре π_k , часовой расход топлива $G_{т.ч}$, частота вращения роторов n_r , давление за компрессором p_k^* , и температура рабочего тела (РТ) в характерных сечениях проточной части.

Различают общие ОТД, записанные в ТУ данной серии ГТД, и индивидуальные ОТД серийного экземпляра двигателя. Общие ОТД устанавливают после прохождения сертификационных или государственных испытаний опытных образцов [4]. Все серийные ГТД должны быть как минимум не хуже их. Однако вследствие производственных отклонений выходные данные разных экземпляров ГТД одной серии оказываются неодинаковыми. Это требует нахождения индивидуальных ОТД для каждого конкретного экземпляра серии.

В ТУ указаны допуски на отклонения индивидуальных ОТД от общих. Поскольку серийные испытания проводят в сложившихся внешних условиях при обычных эксплуатационных режимах со штатными органами управления, в ТУ указывают так называемые нормальные значения параметров (НЗП). Они соответствуют тому случаю испытаний ГТД в стандартных атмосферных условиях (САУ), когда регулирующие органы находятся в позиции их отладки на заданные ТУ для данного режима нормы мощности и частоты вращения потребителя механической энергии ГТД [1].

Чтобы оценить результаты испытаний серийных двигателей, необходимо провести пересчет измеренных параметров на НЗП с использованием заранее вычисленных специальных коэффициентов исследуемой серии ГТД [5].

Определить нормализующие коэффициенты можно как расчетным путем (методом расчета

характеристик ГТД), так и путем непосредственных измерений (эталонным методом), например в экспериментальной термобарокамере (ТБК), или косвенным методом, снимая специальные характеристики на выборочных ГТД, по которым можно вычислить коэффициенты нормализации, пользуясь теорией подобия [5, 6].

Методика аналитического определения коэффициентов пересчета (КП) на НЗП ГТД. Существующие методики прямого и косвенного экспериментального определения КП предполагают использование большого количества графиков и номограмм для снятия с них значений параметров: приведенных к САУ и нормальных [1, 4–6]. Такие методики не всегда соответствуют современным требованиям, предъявляемым к точности обработки результатов измерений.

Цель работы — совершенствование методов определения КП аналитическим путем на основе обработки результатов прямых измерений ОТД ГТД в ТБК.

КП определяют в следующей последовательности.

1. Выполняют анализ исходного статистического материала, используя результаты испытаний ГТД с имитацией условий эксплуатации на разной высоте H от уровня моря для различных температур T_n и давлений p_n наружного воздуха и при основных режимах работы по закону изменения частоты вращения ГТД $n_{реж} = \text{const}$ с одновременным изменением нагрузки потребителя $N_{потр}$ и расхода топлива G_t (рис. 1). Для нахождения КП требуются результаты испытаний при нескольких различных значениях частоты вращения $n_{реж} = \text{const}$.

2. По результатам испытаний строят поля приведенных к САУ нагрузочных характеристик (в виде зависимостей приведенных эффективной мощности $N_{e,пр}$ и расхода воздуха $G_{b,пр}$ от приведенного расхода топлива $G_{т,пр}$) для нескольких приведенных частот вращения $n_{пр} = \text{const}$ (рис. 2). При учете погрешностей измерения характеристика должна строиться с раз-

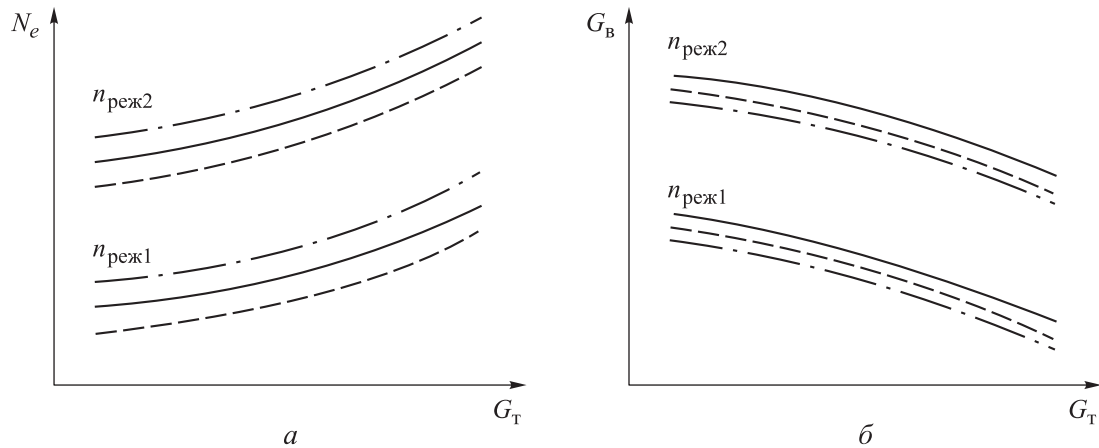


Рис. 1. Примеры экспериментальных зависимостей эффективной мощности N_e (а) и расхода воздуха G_B (б) от расхода топлива G_T при частоте вращения $n_{\text{реж}1} < n_{\text{реж}2}$ и различных внешних условиях ($H_1 < H_2, T_{n1} > T_{n2}$):
 — — H_1, T_{n1} ; — — — H_2, T_{n1} ; - · - · - H_1, T_{n2}

бросом значений ОТД, т. е. на нее наносятся диапазоны допустимых значений по ТУ или экспериментальные точки (см. рис. 2).

3. Осуществляют выбор рационального плана эксперимента для эффективной статистической обработки результатов испытаний в ТБК и составляют матрицу плана.

4. Выбирают варьируемые факторы плана, отвечающие требованию независимости. Для ГТД обычно это параметры внешних условий (температура $T_n = T_n^*$ и давление $p_n = p_n^*$) и режимные параметры $n_{\text{реж}}, N_e$. Для удобства построения и последующего анализа в качестве варьируемых характеристик рекомендуется использовать приведенную частоту вращения $n_{\text{пр}}$ и эффективную мощность $N_{e \text{ пр}}$.

Далее значения ОТД ГТД, соответствующие определенным комбинациям варьируемых факторов плана эксперимента, снимают с построенных характеристик или определяют аналитически по найденным регрессионным зависимостям.

В ходе выполнения поставленной задачи возникает вопрос о необходимости учета влияния на ОТД изменения температуры T_n при изменении параметра H для получения обоснованной высотной характеристики. Это связано с тем, что в плане эксперимента комбинации параметров p_n и T_n могут различаться, причем давлению соответствует определенная высота над уровнем моря, а температура может значительно отличаться от возможного значения для данной высоты.

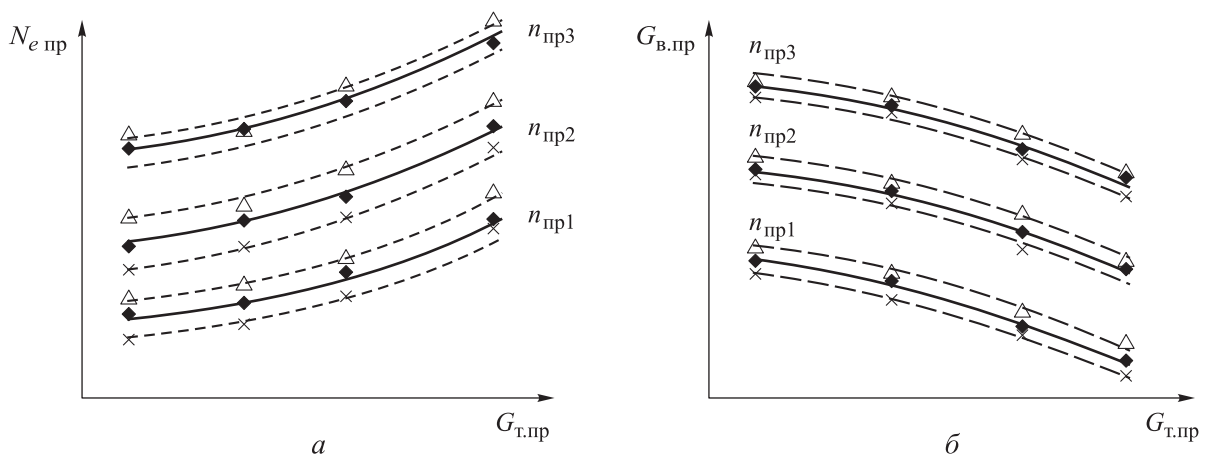


Рис. 2. Примеры построения полей приведенных эффективной мощности $N_{e \text{ пр}}$ (а) и расхода воздуха $G_{B \text{ пр}}$ (б) для приведенных частот вращения $n_{\text{пр}1}, n_{\text{пр}2}, n_{\text{пр}3}$ с учетом погрешности измерения:
 — — осредненная линия протекания характеристики; — — — граница доверительного интервала (ДИ);
 точки — экспериментальные данные (♦ — средняя линия ДИ; △ и × — верхняя и нижняя границы ДИ)

Применяют два подхода к построению зависимостей ОТД от внешних условий: с выявлением «чистого» влияния высоты над уровнем моря H и без него. В первом случае необходимо составить блоки матрицы плана для различных значений $H = \text{const}$, т. е. $p_n = \text{idem}$. В каждой блоке после измерения параметров при разных условиях по температуре T_n и режиму работы ГТД их надо привести к стандартному значению T_n для данной высоты.

При реализации второго подхода определяют климатическую, а не высотную характеристику. В этом случае требуется меньшее число опытов, но снижается информативность получаемых зависимостей.

5. Уточняют рассчитанные по формулам или снятые с приведенных характеристик (см. рис. 2) значения с учетом поправочного коэффициента на влияние внешних условий типа $\bar{X}_i = f(T_n, p_n, \dots)$, где X_i — одно из ОТД ГТД. С помощью регрессионного анализа формируют аналитические зависимости $X_{\text{пр}} = f(n_{\text{пр}}, N_{e \text{ пр}})$ или $X_{\text{пр}} = f(n_{\text{пр}}, G_{\text{т. пр}})$, где $X_{\text{пр}}$ — приведенные ОТД. По этим зависимостям находят НЗП $X_{\text{норм}}$ для заданных нормальных параметров — частоты вращения $n_{\text{норм}}$ и эффективной мощности $N_{e \text{ норм}}$ (или расхода топлива $G_{\text{т. норм}}$).

6. По известному закону управления данного ГТД определяют зависимости режимных факторов $G_{\text{т. реж}}$ (или $N_{e \text{ реж}}$), $n_{\text{реж}}$ от внешних условий для нескольких эксплуатационных значений T_n и p_n . Затем в формулах для нахождения нормальных ОТД $X_{\text{норм}}$ переменные $n_{\text{реж}}$ и $G_{\text{т. реж}}$ (или $N_{e \text{ реж}}$) умножают на со-

ответствующие поправки по влиянию закона управления:

$$\bar{n} \sqrt{\frac{288,16}{T_n^*}} \text{ и } \bar{G}_t \frac{101325}{p_n} \sqrt{\frac{288,16}{T_n^*}},$$

где \bar{n} и \bar{G}_t — поправки на влияние внешних условий на частоту вращения и расход топлива.

7. С помощью формул приведения формируют выражения для определения ОТД, которые имел бы двигатель при заданных внешних условиях и режиме. Например, измеренный расход воздуха

$$G_{\text{в. изм}} = G_{\text{в. пр}} \frac{p_n}{101325} \sqrt{\frac{288,16}{T_n^*}} \frac{1}{G_{\text{в}}},$$

где \bar{G}_v — поправка на влияние внешних условий на расход воздуха.

8. Получают аналитические выражения для нахождения КП в виде

$$K_X = X_{\text{изм}} / X_{\text{норм}} = f(n_{\text{пр}}, N_{e \text{ пр}}, p_n, T_n),$$

где $X_{\text{изм}}$ — одно из измеренных ОТД.

Апробация методики. Разработанная методика опробована в задаче определения КП малоразмерных ГТД серии 9И56, обеспечивающих максимальную эффективную мощность $N_{e \text{ max}} = 80$ кВт (110 л.с.). Двигатели 9И56 применяют в различных устройствах, таких как [7]:

- привод генератора электрического тока наземных и воздушных транспортных средств;
- вспомогательная электрическая установка для обеспечения потребителя переменным

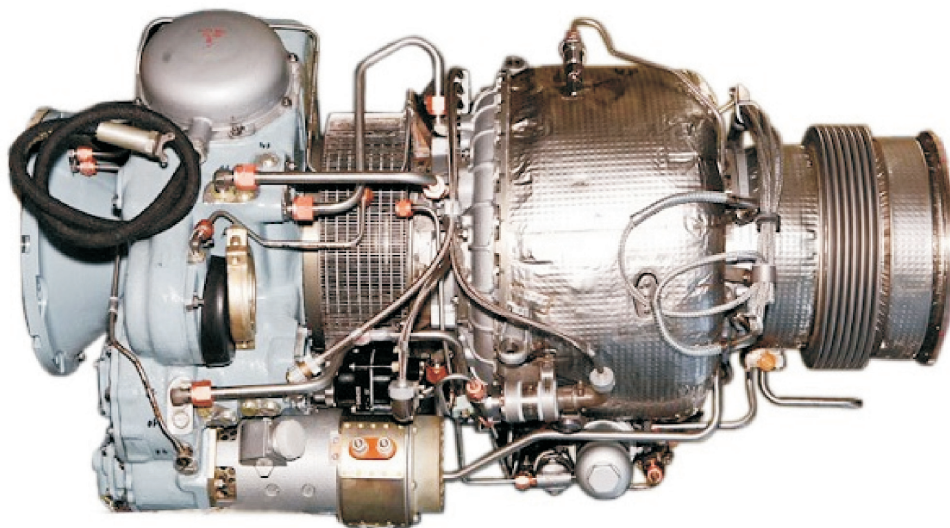
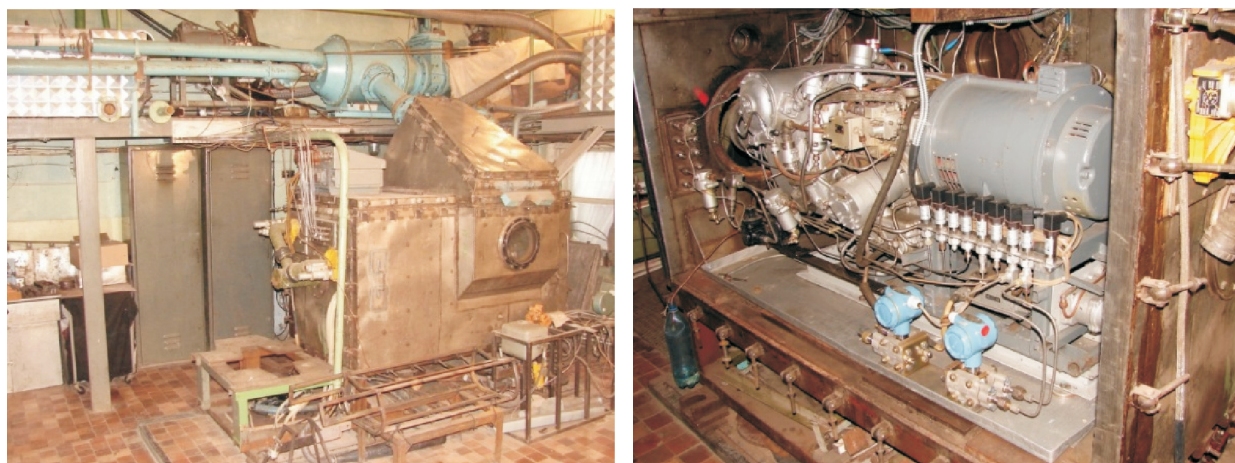


Рис. 3. Внешний вид ГТД 9И56



а

б

Рис. 4. Внешний вид стенда для климатических и высотных испытаний малоразмерных ГТД (а) и размещение двигателя в ТБК (б)

током и сжатым воздухом в летательных аппаратах, промышленных и социальных объектах;

- автономная аварийная электростанция переменного тока для промышленных и социальных объектов;

- турбонасосный агрегат для перекачки топлива или воды на аэродромах, судах, при тушении пожаров и др.

Двигатель 9И56 (рис. 3) состоит из воздухозаборника, центробежного компрессора, однофорсуночной тангенциальной камеры сгорания, одноступенчатой осевой турбины и выходного устройства. Такой ГТД предназначен для эксплуатации в следующих условиях: $H = 0...3$ км, $T_n = 233...323$ К ($-40...+50$ °С), топливо ГТД 9И56 — дизельное, керосин или бензин.

Коэффициенты пересчета на НЗП определяли на основе статистического материала, накопленного в течение двух лет по результатам испытаний нескольких экземпляров ГТД 9И56. Испытания проводили в ТБК Самарского университета [8, 9]. Общий вид оборудования стенда показан на рис. 4, а, а размещение двигателя в ТБК — на рис. 4, б.

Двигатели испытывали в эксплуатационных диапазонах $T_n = 233...323$ К и $p_n = 65...110$ кПа, что соответствует высотам над уровнем моря $H = 0...3$ км без штатного регулятора частоты вращения ГТД. Эту частоту варьировали в пределах $32\,000...40\,000$ мин⁻¹ путем изменения подачи топлива с помощью стендового рычага управления двигателем в интервале мощности $0...80$ кВт.

На рис. 5 показаны приведенные к САУ нагрузочные характеристики ГТД 9И56 с учетом индивидуальных погрешностей изготовления и измерения при различных значениях частот вращения вала ГТД 9И56. Нагрузочные характеристики ГТД представлены в виде зависимостей приведенных эффективной мощности (рис. 1, а) и температуры РТ за турбиной $T_{т.пр}^*$ (рис. 1, б) от приведенного расхода топлива $G_{т.пр}$.

Для получения достоверных зависимостей КП от внешних условий и режимных параметров выбраны несколько планов проведения испытаний с различными критериями оптимальности [10, 11]. Большинство линий нагрузочной характеристики близки к нелинейным зависимостям, поэтому использовались центральные композиционные планы (ротатальный — РЦКП, ортогональный — ОЦКП, ротатально-ортогональный — РОЦКП), дробный факторный план второго порядка 3^{4-1} и некомпозиционный трехблочный план Бокса — Бенкина ВВ4 [12].

В этих планах варьировались четыре параметра: температура T_n^* , давление p_n^* , приведенная частота вращения $n_{пр}$ и эффективная мощность $N_{е пр}$, т. е. в каждом опыте плана подбирались значения n и N_e под заданные T_n^* и p_n^* так, чтобы выдержать заданные $n_{пр}$ и $N_{е пр}$. Матрица каждого плана дублировалась: разбивалась на два одинаковых блока для увеличения точности аппроксимации результатов эксперимента.

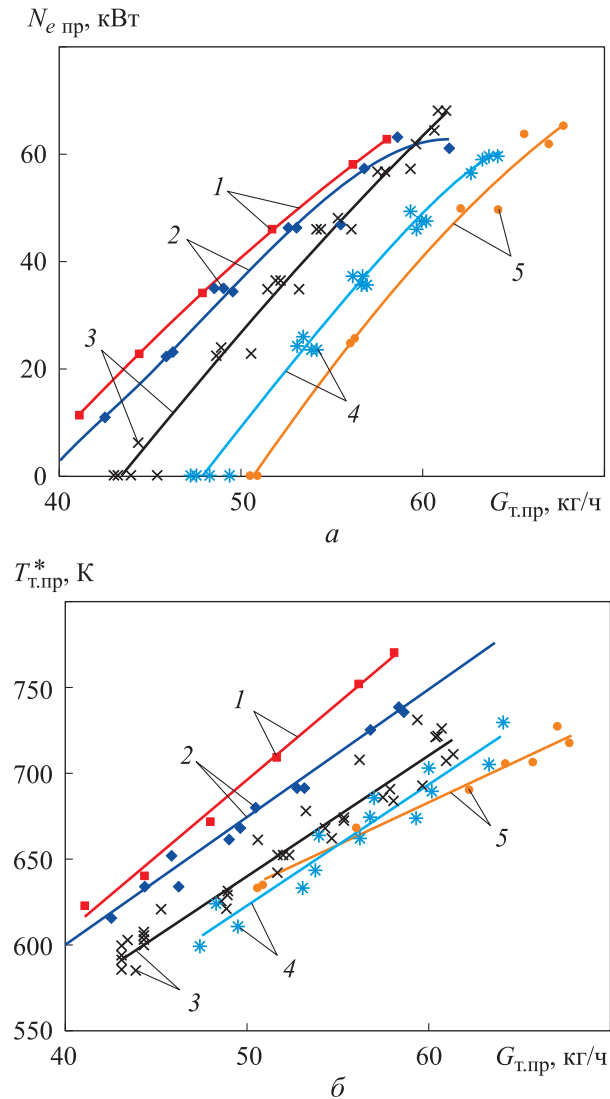


Рис. 5. Экспериментальные точки и аппроксимирующие зависимости приведенных эффективной мощности (а) и температуры РТ за турбиной $T_{т.пр}^*$ (б) при различных значениях частоты вращения ГТД 9И56:
 1 — $n = 34\ 600\ \text{мин}^{-1}$; 2 — $n = 36\ 000\ \text{мин}^{-1}$;
 3 — $n = 38\ 000\ \text{мин}^{-1}$; 4 — $n = 39\ 000\ \text{мин}^{-1}$;
 5 — $n = 41\ 000\ \text{мин}^{-1}$

Полученные ранее экспериментальные данные использовались для расчетного эксперимента по указанным планам. Чтобы максимально приблизить условия расчетного эксперимента к натурному, значение каждого варьируемого параметра в плане эксперимента на одних и тех же уровнях изменялось в пределах допустимой погрешности измерения этого параметра [13].

Значения функций отклика, т. е. ОТД ГТД (расход топлива $G_{т.пр}$, температура РТ за компрессором $T_{к}^*$ и за турбиной $T_{т}^*$, расход воздуха $G_{в}$, удельный расход топлива C_e) определяли рас-

четным способом с помощью регрессионных зависимостей, полученных в результате обработки данных испытаний в ТБК.

Приведем зависимости для получения следующих параметров:

- расхода топлива

$$G_{т.пр} = 3,963 \cdot 10^{-4} N_e + 5,741 \cdot 10^{-1} + 0,00209n + 0,003p_{н}^* - 1,55 \cdot 10^{-8} p_{н}^{*2} - 1,073 \cdot 10^{-8} N_e n + 9,07 \cdot 10^{-7} N_e T_{н}^* - 1,438 \cdot 10^{-6} n T_{н}^* - 163,8, \text{ кг/ч}; \quad (1)$$

- температуры РТ за компрессором

$$T_{к}^* = -0,04685n + 8,351 \cdot 10^{-7} n^2 + 7,0893T_{н}^* - 0,00718T_{н}^{*2} + 3,9241 \cdot 10^{-8} N_e n - 5,016 \cdot 10^{-6} N_e T_{н}^* - 4,441 \cdot 10^{-5} n T_{н}^*, \text{ К}; \quad (2)$$

- температуры РТ за турбиной

$$T_{т}^* = 0,00871N_e + 2,3386T_{н}^* + 0,01107T_{н}^{*2} - 1,5817 \cdot 10^{-7} N_e n + 1,4311 \cdot 10^{-5} N_e T_{н}^* - 9,1773 \cdot 10^{-5} n T_{н}^* - 4,9874 \cdot 10^{-8} N_e p_{н}^* + 2,456 \cdot 10^{-7} n p_{н}^* - 3,2 \cdot 10^{-5} T_{н}^* p_{н}^*, \text{ К}; \quad (3)$$

- расхода воздуха

$$G_{в} = 3,7247 \cdot 10^{-5} n - 3,3888 \cdot 10^{-9} n^2 - 1,4502 \cdot 10^{-5} T_{н}^{*2} - 9,5218 \cdot 10^{-11} p_{н}^{*2} - 3,3147 \cdot 10^{-9} N_e T_{н}^* + 3,5439 \cdot 10^{-7} n T_{н}^* + 1,7806 \cdot 10^{-9} n p_{н}^* - 1,1847 \cdot 10^{-7} T_{н}^* p_{н}^*, \text{ кг/с}. \quad (4)$$

Полученные значения в каждом опыте также корректировались на некоторое допустимое значение случайной абсолютной погрешности измерения параметра. Для введения поправки использовался машинный генератор случайных чисел.

Приведенные к САУ параметры получены путем умножения рассчитанных значений на соответствующие соотношения в формулах приведения. Но, как известно [3], эти формулы определяют только механическое подобие процессов, не учитывая изменения: свойств РТ в узлах ГТД, геометрических размеров в проточной части под воздействием внешних условий, характеристик лопаточных машин под влиянием числа Рейнольдса Re и т. д. Для учета этих изменений в формулы приведения внесены безразмерные поправочные коэффициенты, определенные расчетно-экспериментальным путем.

Поправки находят следующим образом. Формулы (1)–(4) получены с помощью натуральных испытаний, поэтому учитывают влияние неучтенных факторов. Подставив в них значения $T_n^* = 288$ К, $p_n^* = 101\,325$ Па, $N_{e\text{ пр}}$ и $n_{\text{ пр}}$ для данного опыта, определяют приведенные параметры с их учетом. Разделив результат вычисления на результат расчета по формуле приведения, получают поправочный коэффициент $\bar{X}_i = f(T_n, p_n)$.

Далее по формулам (1)–(4) находят соответствующие нормальные значения параметров, подставляя в них $N_{e\text{ норм}}$ и $n_{\text{ норм}}$ при $T_n^* = 288$ К и $p_n^* = 101\,330$ Па. Для ГТД 9И56 нормальные значения эффективной мощности задают в диапазоне 0...80 кВт с шагом $\Delta N_e = 5$ кВт, а нормальные значения частоты вращения — в интервале 32 000...40 000 мин⁻¹ с шагом $\Delta n = 2000$ мин⁻¹.

Зависимость фактического расхода топлива в заданном режиме $G_{\text{т.реж}}$ от закона управления также определяют по уравнению (1), подставляя в него фактические значения внешних условий (температуры T_n^* и давления p_n^*) при $n_{\text{реж}} = 38\,000$ мин⁻¹ и фактической мощности

$$N_{e\text{ реж}} = N_{e\text{ норм}} \frac{p_n}{101\,325} \sqrt{\frac{T_n^*}{288,16}}.$$

Коэффициент пересчета на расход топлива $G_{\text{т}}$ находят из выражения

$$K_{G_{\text{т}}} = G_{\text{т.реж}} / G_{\text{т.норм}}.$$

Приведенные значения частоты вращения с учетом закона управления вычисляют по формуле приведения

$$n_{\text{ пр}} = n_{\text{ реж}} \sqrt{\frac{288,16}{T_n^*}}, \quad (5)$$

где $n_{\text{ реж}} = 38\,000$ мин⁻¹ — частота вращения, выдерживаемая постоянной при любой температуре T_n^* с помощью насоса-регулятора ГТД 9И56.

Приведенный расход топлива определяют по выражению

$$G_{\text{т.пр}} = G_{\text{т.реж}} \frac{101\,325}{p_n} \sqrt{\frac{288,16}{T_n^*}} G_{\text{т}}$$

или путем подстановки в формулу (1) температуры $T_n^* = 288$ К, давления $p_n^* = 101\,325$ Па, значения $N_{e\text{ пр}} = N_{e\text{ норм}}$ и приведенной частоты вращения $n_{\text{ пр}}$, найденной по формуле (5) для данного опыта плана эксперимента.

Приведенные значения остальных параметров с поправкой на закон управления определяют в зависимости от параметров $n_{\text{ пр}}$ и $G_{\text{т.пр}}$ по следующим аналитическим выражениям, полученным при обработке результатов расчетного эксперимента:

$$T_{\text{к.пр}}^* = 1420,62 - 4,4829G_{\text{т.пр}} + 4,56 \cdot 10^{-4} G_{\text{т.пр}}^2 - 0,05175n_{\text{ пр}} + 6,7964 \cdot 10^{-7} n_{\text{ пр}}^2 + 1,21 \cdot 10^{-4} G_{\text{т.пр}} n_{\text{ пр}}, \text{ К}; \quad (6)$$

$$T_{\text{т.пр}}^* = 1015,45 - 0,01934n_{\text{ пр}} + 7,2557G_{\text{т.пр}}, \text{ К}; \quad (7)$$

$$G_{\text{в.пр}} = -5,4033 + 3,051 \cdot 10^{-3} n_{\text{ пр}} - 3,015 \cdot 10^{-9} n_{\text{ пр}}^2 + 2,63G_{\text{т.пр}}^2 - 1,6085 \cdot 10^{-7} G_{\text{т.пр}} n_{\text{ пр}}, \text{ кг/с}; \quad (8)$$

$$C_{e\text{ пр}} = 1000G_{\text{т.норм}} / N_{e\text{ норм}}, \text{ кг/(кВт}\cdot\text{ч)}. \quad (9)$$

Далее, выполняя операцию, обратную приведению к САУ, с помощью соответствующих формул приведения вычисляют режимные температуры $T_{\text{к.реж}}$, $T_{\text{т.реж}}$ и расход воздуха $G_{\text{в.реж}}$. Эти величины можно найти и по формулам (6)–(8), если заменить параметры с индексом «пр» на параметры с индексом «реж».

Коэффициенты пересчета могут быть определены путем деления значений параметров, рассчитанных по формулам типа (1)–(4) для заданного режима с учетом закона управления, на НЗП (6)–(9):

$$K_X = X_{\text{реж}} / X_{\text{норм}} = f(N_{e\text{ реж}}, n_{\text{ пр}}, G_{\text{т.пр}}, p_n, T_n),$$

где $X_{\text{реж}}$ — одно из режимных ОТД.

Для упрощения работы с зависимостями КП от внешних условий и режима работы их можно представить в виде следующих квадратичных регрессионных моделей:

- КП на расход топлива

$$K_{G_{\text{т}}} = (220,47 - 2,046T_n^* + 0,06216p_n^* - 2,904 \cdot 10^{-7} p_n^{*2} - 0,0587n + 5,236 \cdot 10^{-7} n^2 - 0,02246N_e + 6,522 \cdot 10^{-9} N_e^2 + 1,09 \cdot 10^{-5} T_n^* p_n^* - 1,994 \cdot 10^{-7} p_n^* n + 2,355 \cdot 10^{-5} T_n^* N_e + 7,33 \cdot 10^{-9} p_n^* N_e + 3,6854 \cdot 10^{-7} n N_e) \cdot 10^{-5};$$

- КП на температуру РТ за компрессором

$$K_{T_{\text{к}}} = (-3703,85 + 13,87T_n^* - 0,0172T_n^{*2} + 9,549 \cdot 10^{-4} p_n^* + 0,1304n - 1,787 \cdot 10^{-6} n^2 +$$

$$+ 0,0058N_e - 3,553 \cdot 10^{-6} T_n^* p_n^* - 2,127 \cdot 10^{-5} T_n^* n - 9,117 \cdot 10^{-6} T_n^* N_e + 2,667 \cdot 10^{-9} p_n^* N_e + 8,914 \cdot 10^{-8} n N_e) \cdot 10^{-3};$$

• КП на температуру РТ за турбиной

$$K_{T_r^*} = (505,33 - 3,9875T_n^* + 0,0173T_n^{*2} + 0,0168p_n^* - 2,754 \cdot 10^{-8} p_n^{*2} - 0,0187n + 1,2 \cdot 10^{-7} n^2 - 0,00716N_e - 4,129 \cdot 10^{-5} T_n^* p_n^* + 4,842 \cdot 10^{-5} T_n^* n + 9,707 \cdot 10^{-6} T_n^* N_e - 2,541 \cdot 10^{-8} p_n^* N_e + 1,841 \cdot 10^{-7} n N_e) \cdot 10^{-3};$$

• КП на расход воздуха

$$K_{G_B} = (5567 + 4,5808T_n^* - 0,0109T_n^{*2} + 0,0749p_n^* - 7,142 \cdot 10^{-8} p_n^{*2} - 0,42206n + 5,3202 \cdot 10^{-6} n^2 + 0,0188N_e - 8,871 \cdot 10^{-5} T_n^* p_n^* + 1,646 \cdot 10^{-4} T_n^* n - 7,015 \cdot 10^{-7} p_n^* n - 6,404 \cdot 10^{-6} T_n^* N_e) \cdot 10^{-3};$$

• КП на эффективную мощность

$$K_{N_e} = (-104,17 + 0,75328T_n^* - 0,001355T_n^{*2} + 0,00483p_n^* + 1,147T_n^* p_n^* \cdot 10^{-5}) \cdot 10^{-3}.$$

Выбор оптимального плана эксперимента проводили по максимальному значению среднего коэффициента множественной детерминации R_{cp}^2 регрессионных зависимостей для определения КП. В табл. 1 приведены показатели коэффициента детерминации R^2 регресси-

онных моделей КП для разных планов эксперимента.

Согласно данным табл. 1, максимальное значение коэффициента детерминации $R_{cp}^2 = 0,989$ получено для плана РЦКП. Это обусловлено наилучшим удовлетворением требования рототабельности плана, т. е. одинаковой точностью предсказания дисперсии выходного параметра во всех равноудаленных от центра планирования точках.

Принимаем результаты расчетного эксперимента по плану РЦКП для четырех варьируемых факторов $x_1 - x_4$. Каждый блок плана содержит 31 опыт, из них восемь (№ 17–24) — в «звездных» точках, семь (№ 25–31) — повторяющиеся опыты в центре плана. Размер «звездного плеча» $\alpha = 2$ [9].

В табл. 2 приведен фрагмент блока матрицы плана с рассчитанными значениями G_T , $G_{T,реж}$, $G_{T,норм}$, K_{G_T} , $G_{e,реж}$, $N_{e,норм}$ и K_{N_e} . В скобках приведены расчетные значения факторов по плану без учета влияния погрешности измерения. В точках плана РЦКП (как и в других, кроме ОЦКП) значения $N_{e,норм}$ ГТД 9И56 совпадали с расчетными значениями $N_{e,пр}$, поэтому КП K_{N_e} тождественен коэффициенту приведения N_e к САУ.

Более наглядным способом представления результатов обработки экспериментальных данных являются графические зависимости. На рис. 6 показаны зависимости КП на расход топлива и КП на температуру РТ за турбиной $K_{T_r^*}$ от внешних условий в номинальном режиме работы ГТД ($N_{e,норм} = 80$ кВт) и в режиме холостого хода ($N_{e,норм} = 0$) при частоте вращения $n_{норм} = 38\,000$ мин⁻¹.

Как видно из рис. 6, режим работы, т. е. закон управления двигателем, оказывает влияние на характер зависимости, например, с ростом температуры T_n^* в номинальном режиме работы ГТД КП на расход топлива K_{G_T} увеличивается, а в режиме холостого хода — уменьшается.

Для большей наглядности на рис. 7 показаны зависимости КП K_{G_T} и $K_{T_r^*}$ от эффективной мощности N_e при различных значениях частоты вращения $n_{норм} = n_{реж}$ в САУ ($T_n^* = 288$ К, $p_n^* = 101,33$ кПа).

Как уже указывалось, для ГТД 9И56 заводом-изготовителем установлена $n_{реж} = 38\,000$ мин⁻¹ = const, но при необходимости можно настроить работу насоса-регулятора на поддержание другого, заданного в ТУ, нормального значения частоты вращения.

Таблица 1

Показатели коэффициента детерминации R^2 регрессионных моделей КП для разных планов эксперимента

План эксперимента	R^2 регрессионной модели КП					R_{cp}^2
	K_{G_T}	$K_{T_r^*}$	$K_{T_n^*}$	K_{G_B}	K_{N_e}	
РЦКП	0,965	0,999	0,988	0,993	0,999	0,989
ОЦКП	0,923	0,999	0,975	0,985	0,998	0,976
РОЦКП	0,967	0,984	0,987	0,994	0,999	0,986
3 ⁴⁻¹	0,898	0,998	0,957	0,973	0,996	0,964
ВВ4	0,929	0,996	0,98	0,977	0,997	0,976

Таблица 2

Фрагмент матрицы РЦКП

$x_1 = T_n^*$, К	$x_2 = p_n^*$, Па	$x_3 = n_{пр}$, мин ⁻¹	$x_4 = N_{e пр}$, Вт	G_T , кг/ч	$G_{T,реж}$, кг/ч	$G_{T,норм}$, кг/ч	K_{G_T}	$N_{e реж}$, Вт	$N_{e норм}$, Вт	K_{N_e}
252,30 (255,50)	76 984 (77 875)	34 026 (34 000)	20 341 (20 000)	35,08	44,13	44,10	1,001	14 223	20 000	0,711
253,80 (255,50)	79 120 (77 875)	33 941 (34 000)	60 307 (60 000)	45,88	52,81	57,65	0,916	43 982	60 000	0,733
254,40 (255,50)	78 513 (77 875)	38 004 (38 000)	19 919 (20 000)	41,88	45,03	49,95	0,901	14 565	20 000	0,728
251,90 (255,50)	78 684 (77 875)	37 984 (38 000)	60 181 (60 000)	48,89	52,49	61,78	0,850	43 575	60 000	0,726
256,00 (255,50)	94 323 (93 625)	34 004 (34 000)	19 887 (20 000)	35,65	44,00	44,10	0,998	14 326	20 000	0,716
258,30 (255,50)	94 621 (93 625)	33 993 (34 000)	60 239 (60 000)	52,06	60,04	57,65	1,041	53 063	60 000	0,884
258,30 (255,50)	93 765 (93 625)	38 041 (38 000)	20 274 (20 000)	47,06	50,61	49,95	1,013	17 528	20 000	0,876
257,60 (255,50)	93 076 (93 625)	38 023 (38 000)	60 228 (60 000)	55,86	59,64	61,78	0,965	52 125	60 000	0,869
299,30 (300,50)	77 197 (77 875)	33 976 (34 000)	20 162 (20 000)	36,82	42,66	44,10	0,967	15 534	20 000	0,777
298,90 (300,50)	77 733 (77 875)	34 009 (34 000)	59 764 (60 000)	47,88	52,27	57,65	0,907	46 893	60 000	0,782
302,90 (300,50)	77 072 (77 875)	37 964 (38 000)	19 720 (20 000)	44,94	42,46	49,95	0,850	15 601	20 000	0,780
298,50 (300,50)	78 819 (77 875)	38 003 (38 000)	60 254 (60 000)	53,15	53,09	61,78	0,859	47 516	60 000	0,792
301,90 (300,50)	93 994 (93 625)	33 978 (34 000)	19 865 (20 000)	43,82	49,36	44,10	1,119	18 995	20 000	0,950
301,40 (300,50)	93 013 (93 625)	34 044 (34 000)	59 821 (60 000)	58,64	60,67	57,65	1,052	56 345	60 000	0,939
300,80 (300,50)	93 209 (93 625)	38 050 (38 000)	19 944 (20 000)	49,23	49,27	49,95	0,986	18 802	20 000	0,940
300,10 (300,5)	94 492 (93 625)	38 057 (38 000)	59 882 (60 000)	63,06	61,07	61,78	0,989	57 117	60 000	0,952
234,60 (233,00)	86 293 (85 750)	35 957 (36 000)	39 712 (40 000)	45,09	52,99	53,14	0,997	30 746	40 000	0,769
322,40 (323,00)	86 839 (85 750)	35 953 (36 000)	39 760 (40 000)	53,21	52,58	53,14	0,989	36 271	40 000	0,907
280,20 (278,00)	69 702 (70 000)	35 963 (36 000)	39 894 (40 000)	37,50	41,12	53,14	0,774	27 141	40 000	0,679
281,10 (278,00)	102 460 (101 500)	35 958 (36 000)	39 786 (40 000)	51,69	55,57	53,14	1,046	39 961	40 000	0,999
281,60 (278,00)	85 191 (85 750)	31 976 (32 000)	40 342 (40 000)	44,98	52,06	48,15	1,081	33 255	40 000	0,831
281,60 (278,00)	85 287 (85 750)	39 956 (40 000)	39 801 (40 000)	54,13	52,11	58,13	0,896	33 292	40 000	0,832
278,30 (278,00)	84 835 (85 750)	36 030 (36 000)	0	38,35	43,36	41,37	1,048	0	0	-
277,70 (278,00)	86 607 (85 750)	36 006 (36 000)	80 302 (80 000)	58,84	62,74	66,74	0,940	67 146	80 000	0,839
277,40 (278,00)	86 259 (85 750)	35 947 (36 000)	40 324 (40 000)	48,66	52,58	53,14	0,989	33 420	40 000	0,835

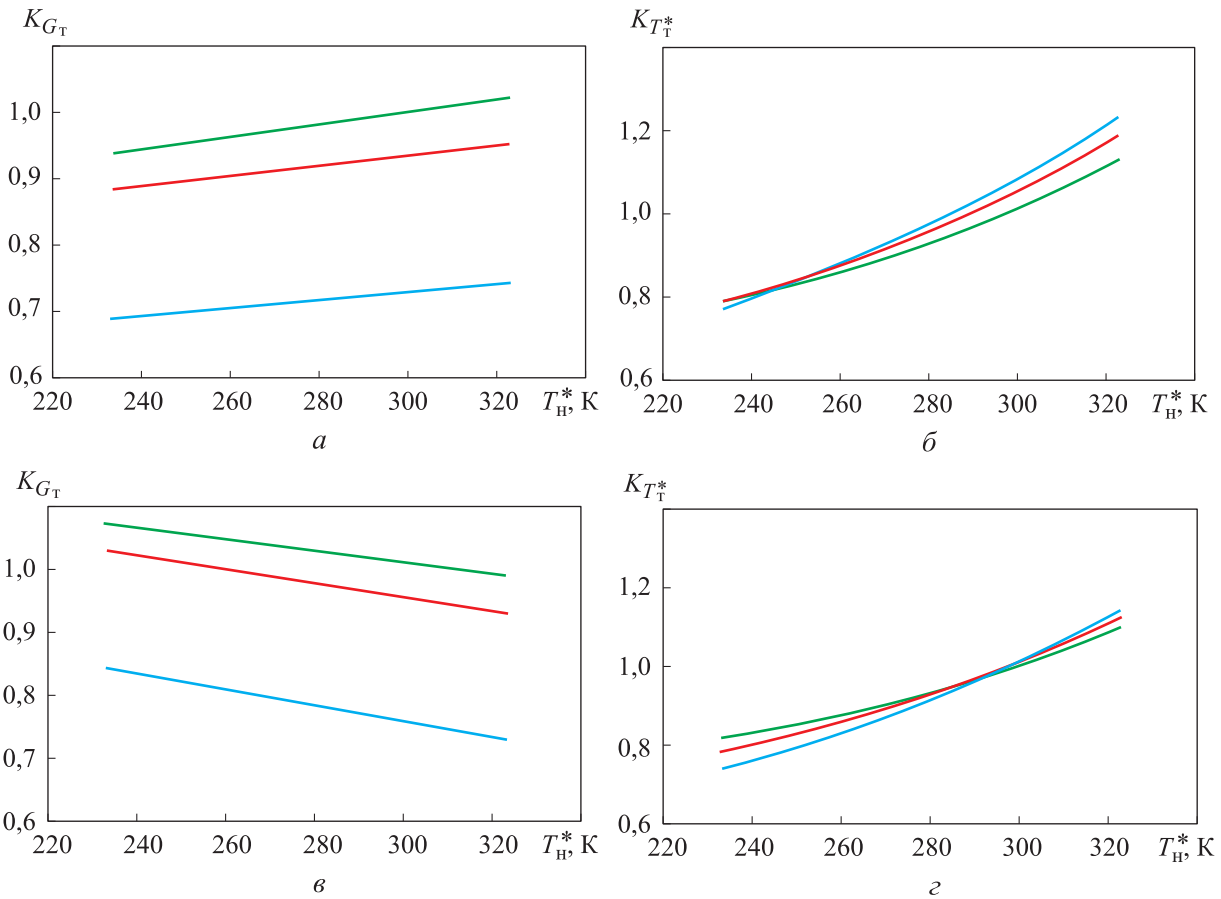


Рис. 6. Зависимости КП K_{G_T} (а, в) и K_{T^*} (б, г) от температуры T_n^* при частоте вращения $n_{\text{норм}} = 38\ 000\ \text{мин}^{-1}$ и различных значениях давления $p_n^* = 101,33$ (—), 85,50 (—) и 70,00 кПа (—):
а, б — в номинальном режиме работы ГТД ($N_{e\text{ норм}} = 80\ \text{кВт}$); в, г — в режиме холостого хода ($N_{e\text{ норм}} = 0$)

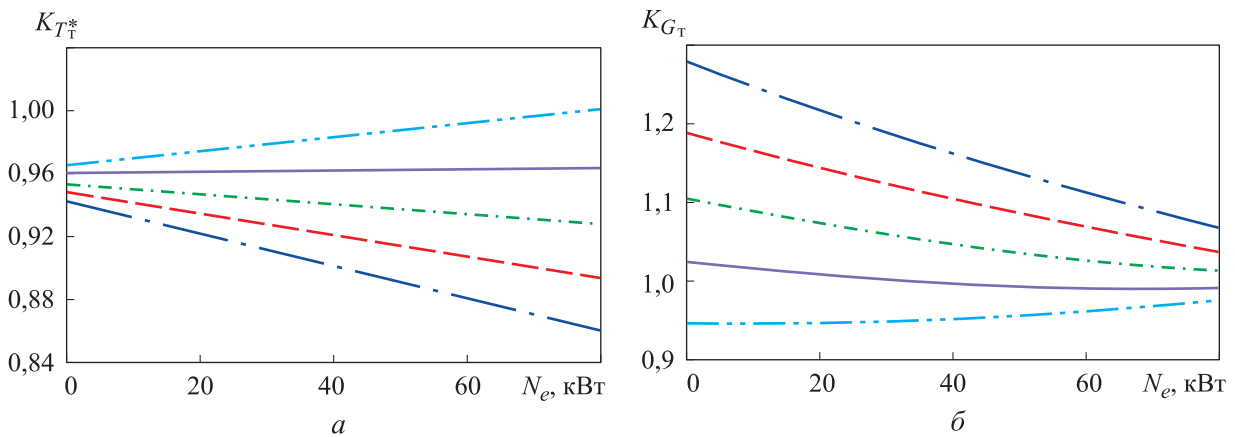


Рис. 7. Зависимости КП K_{T^*} (а) и K_{G_T} (б) от эффективной мощности N_e при $T_n^* = 288\ \text{K}$, $p_n^* = 101,33\ \text{kPa}$ и различных значениях частоты вращения:
— — $n_{\text{норм}} = 32\ 000\ \text{мин}^{-1}$; — — $n_{\text{норм}} = 34\ 000\ \text{мин}^{-1}$; — — $n_{\text{норм}} = 36\ 000\ \text{мин}^{-1}$;
— — $n_{\text{норм}} = 38\ 000\ \text{мин}^{-1}$; — — $n_{\text{норм}} = 40\ 000\ \text{мин}^{-1}$

Выводы

1. Предложена методика определения зависимостей КП на нормальные значения параметров ГТД при их серийных испытаниях, за-

ключающаяся в применении теории планирования эксперимента при статистической обработке накопленных результатов испытаний в ТБК. В отличие от существующей методики, предложенный подход сводит к минимуму

необходимость использования различных графиков и номограмм, что способствует повышению точности определения НЗП.

2. Проведена апробация разработанной методики на основе результатов испытаний ГТД 9И56. Установлено, что большинство известных способов планирования эксперимента обеспечивают высокую точность результатов обработки протоколов испытаний, но наилучшую адекватность по коэффициенту детерминации R^2 показал план РЦКП.

3. Приведены формулы для расчета КП на НЗП основных технических данных серийного двигателя 9И56. Построены графические зависимости для определения КП расхода топлива и температуры РТ за турбиной.

4. Разработанная методика может быть использована при обработке результатов испытаний любых стационарных и транспортных газотурбинных установок, а также при испытаниях турбовинтовых авиационных двигателей с законом управления $n_{\text{реж}} = \text{const}$.

Литература

- [1] Григорьев В.А., Гишваров А.С., ред. *Испытания авиационных двигателей*. Москва, Инновационное машиностроение, 2016. 542 с.
- [2] Ольховский Г.Г. *Тепловые испытания стационарных газотурбинных установок*. Москва, Энергия, 1971. 408 с.
- [3] ГОСТ 20440–75. *Установки газотурбинные. Методы испытаний*. Москва, Изд-во Стандартов, 2001. 16 с.
- [4] Григорьев В.А., Бочкарев С.К., Маслов В.Г., Морозов И.И. *Экспериментальные методы определения основных технических данных авиационных ГТД*. Самара, СГАУ, 2006. 104 с.
- [5] Бодров П.А., Маслов В.Г. Исследование экспериментальных методов определения коэффициентов пересчета к САУ параметров малоразмерного турбовального двигателя. *Испытания авиационных двигателей. Межвуз. науч. сб.*, Уфа, УАИ, 1974, № 2, с. 119–127.
- [6] Вертепов А.Г., Зарицкий С.П. Оценка выходных показателей ГТУ в эксплуатационных условиях экспресс-методом. *Диагностика оборудования и трубопроводов компрессорных станций. Сб. матер. семинара*, Москва, Газпром, 2001, № 3, с. 31–33.
- [7] Малоразмерные газотурбинные двигатели серии 9И56. URL: <http://kadvi.ru/product/malorazmernie-gdt/> (дата обращения 01 марта 2019).
- [8] Григорьев В.А., Зубков П.Г., Калабухов Д.С., Бочкарев С.К. Комплекс для учебно-исследовательских автоматизированных испытаний газотурбинных двигателей. *Инженерное образование*, 2018, № 24, с. 100–106.
- [9] Григорьев В.А., Зубков П.Г., Прокаев А.С. Стенд для высотно-климатических испытаний малоразмерных ГТД. *Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Матер. докл. Междунар. науч.-техн. конф., ч. 2*, Самара, 28–30 июня 2011, Самара, СГАУ, 2011. с. 44–45.
- [10] Черкез А.Я. Возможности применения теории планирования эксперимента при испытаниях и доводке ГТД. *Испытания авиационных двигателей. Межвуз. науч. сб.*, Уфа, УАИ, 1975, № 3, с. 3–13.
- [11] Гишваров А.С., Агеев Г.К. *Исследование авиационных силовых установок с применением планирования эксперимента*. Уфа, УГАТУ, 2009. 215 с.
- [12] Джонсон И., Лион Ф. *Статистика и планирование эксперимента в технике и науке. Методы планирования эксперимента*. Москва, Мир, 1981. 520 с.
- [13] ОСТ 1 01021–93. *Стенды испытательные авиационных газотурбинных двигателей. Общие требования*. Москва, Изд-во Стандартов, 1994. 22 с.

References

- [1] *Ispytaniya aviatsionnykh dvigateley* [Aircraft engine testing]. Ed. Grigor'yev V.A., Gishvarov A.S. Moscow, Innovatsionnoye mashinostroyeniye publ., 2016. 542 p.

- [2] Ol'khovskiy G.G. *Teplovyye ispytaniya stantsionnykh gazoturbinnnykh ustanovok* [Thermal testing of stationary gas turbine units]. Moscow, Energiya publ., 1971. 408 p.
- [3] GOST 20440–75. *Ustanovki gazoturbinnnyye. Metody ispytaniy* [State Standard 20440–75. Gas turbines. Acceptance tests]. Moscow, Standartinform publ., 2001. 16 p.
- [4] Grigor'yev V.A., Bochkarev S.K., Maslov V.G., Morozov I.I. *Eksperimental'nyye metody opredeleniya osnovnykh tekhnicheskikh dannyykh aviatsionnykh GTD* [Experimental methods for determining the basic technical data of aviation GTE]. Samara, SSAU publ., 2006. 104 p.
- [5] Bodrov P.A., Maslov V.G. The study of experimental methods for determining the conversion factors for the ACS parameters of a small-sized turboshaft engine. *Ispytaniya aviatsionnykh dvigateley. Mezhevuz. nauch. sb.* [Aircraft engine testing. Interuniversity scientific collection]. Ufa, UAI publ., 1974, no. 2, pp. 119–127.
- [6] Vertepov A.G., Zaritskiy S.P. Estimation of output indicators of GTU under operating conditions by the express method. *Diagnostika oborudovaniya i truboprovodov kompressornykh stantsiy. Sb. mater. seminar* [Diagnostics of equipment and pipelines of compressor stations. Collection of seminar materials]. Moscow, Gazprom publ., 2001, no. 3, pp. 31–33.
- [7] *Malorazmernyye gazoturbinnnyye dvigateli serii 9I56* [Small-sized gas turbine engines of the 9I56 series]. Available at: <http://kadvi.ru/product/malorazmernie-gdt/> (accessed 01 March 2019).
- [8] Grigor'yev V.A., Zubkov P.G., Kalabukhov D.S., Bochkarev S.K. Complex for teaching and research automated testing of gas turbine engines. *Inzhenernoye obrazovaniye*, 2018, no. 24, pp. 100–106 (in Russ.).
- [9] Grigor'yev V.A., Zubkov P.G., Prokayev A.S. Test bench for high-altitude climatic tests of small-size gas turbine engines. *Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroyeniya. Mater. dokl. Mezhdunar. nauch.-tekhn. konf.* [Problems and prospects for the development of engine building. Materials of reports International scientific and technical conference]. Samara, 28–30 June 2011, Samara, SSAU publ., 2011, pt. 2, pp. 44–45.
- [10] Cherkez A.Ya. The possibility of applying the theory of experiment planning in the testing and refinement of GTE. *Ispytaniya aviatsionnykh dvigateley. Mezhevuz. nauch. sb.* [Aircraft engine testing. Interuniversity scientific collection]. Ufa, UAI publ., 1975, no. 3, pp. 3–13.
- [11] Gishvarov A.S., Ageyev G.K. *Issledovaniye aviatsionnykh silovykh ustanovok s primeneniyyem planirovaniya eksperimenta* [Investigation of aircraft power plants using experiment planning]. Ufa, USATU publ., 2009. 215 p.
- [12] Dzhonson I., Lion F. *Statistika i planirovaniye eksperimenta v tekhnike i nauke. Metody planirovaniya eksperimenta* [Statistics and experiment planning in engineering and science. Experiment Planning Methods]. Moscow, Mir publ., 1981. 520 p.
- [13] OST 1 01021–93. *Stendy ispytatel'nyye aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley. Obshchiye trebovaniya* [Standard 1 01021–93. Test benches for aircraft gas turbine engines. General requirements]. Moscow, Standartinform publ., 1994. 22 p.

Статья поступила в редакцию 11.06.2019

Информация об авторах

ГРИГОРЬЕВ Владимир Алексеевич — доктор технических наук, профессор кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов». Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (443086, Самара, Российская Федерация, Московское шоссе, д. 34, e-mail: va_grig@ssau.ru).

КАЛАБУХОВ Дмитрий Сергеевич — кандидат технических наук, доцент кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов». Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (443086, Самара, Российская Федерация, Московское шоссе, д. 34, e-mail: dskalabuhov@gmail.com).

Information about the authors

GRIGORIEV Vladimir Alekseevich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Aircraft Engine Theory. Samara National Research University (443086, Samara, Russian Federation, Moskovskoye Hwy., Bldg. 34, e-mail: va_grig@ssau.ru).

KALABUHOV Dmitrii Sergeevich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Aircraft Engine Theory. Samara National Research University (443086, Samara, Russian Federation, Moskovskoye Hwy., Bldg. 34, e-mail: dskalabuhov@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Григорьев В.А., Калабухов Д.С. Методика определения коэффициентов пересчета на нормальные значения параметров газотурбинного двигателя по результатам испытаний в термобарокамере. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 12, с. 36–48, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-36-48

Please cite this article in English as:

Grigoriev V.A., Kalabukhov D.S. A Method for Determining the Conversion Factors to Convert Gas Turbine Engine Parameters to Normal Values Based on Test Results in a Thermal Pressure Chamber. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 12, pp. 3–11, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-36-48



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана вышла в свет монография А.А. Смердова

«Оптимизация композитных структур в ракетно-космической технике. Краткий курс в тринадцати лекциях»

В курсе лекций приведены основные положения теории оптимального проектирования конструкций, рассмотрены методы проектных расчетов композитных материалов и простейших элементов конструкций, а также несущих композитных оболочек различных конструктивных схем и размеростабильных композитных космических конструкций. Представлены алгоритмы расчета типовых композитных элементов конструкций, которые могут быть самостоятельно использованы студентами при выполнении курсовых и дипломных проектов.

Курс лекций предназначен для студентов старших курсов, обучающихся по специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов». Материал отдельных лекций может быть также использован при изучении смежных дисциплин, таких как «Проектные расчеты композитных конструкций ракетно-космической техники», «Строительная механика ракет» и «Строительная механика космических аппаратов».

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru