

DOI: 10.15593/2224-9982/2018.53.09

УДК 621.452

В.М. Кофман

Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОБРАТНОЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ
ЗАДАЧИ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-РАСЧЕТНОЙ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ
ЭФФЕКТИВНОСТИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ ОПЫТНОГО
ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГТД**

Разработаны и численно апробированы математическая модель (ММ) обратной термогазодинамической задачи (ОТГЗ) и соответствующая программа на ЭВМ для экспериментально-расчетной оценки КПД турбины и показателей эффективности камеры сгорания при их работе в системе газогенератора (ГГ) ГТД с измерением в процессе испытаний газогенератора в сечении за турбиной полей полных давлений и температур торможения газа. Применение разработанных математической модели обратной термогазодинамической задачи и программы на ЭВМ в сочетании с использованием ранее разработанных математической модели и программы на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных газовых потоков представляет собой технологию, которая может быть использована в практике доводки опытных газогенераторов современных газотурбинных двигателей.

Ключевые слова: ГТД, турбина, камера сгорания, обратная термогазодинамическая задача, математическая модель, ЭВМ.

V.M. Kofman

Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation

**MATHEMATICAL MODEL OF THE INVERSE THERMOGASODYNAMIC TASK
FOR EXPERIMENTAL AND CALCULATING ESTIMATION OF THE INDICATORS
OF THE EFFICIENCY OF THE COMBUSTION CHAMBER
AND THE TURBINE OF THE EXPERIMENTAL GTE GAS GENERATOR**

Mathematical model (MM) of the inverse thermogasodynamical task (ITT) and the corresponding computer program for the experimental and computational estimation of the turbine efficiency and the combustion chamber efficiency during their operation in the gas generator (GG) system of the gas turbine engine with the measurement in the course of the GG tests in the cross section behind the turbine of the fields of the total pressures and gas stagnation temperatures have been developed and numerically tested. The application of the developed MM ITT and computer programs in combination with the use of previously developed MM and computer programs for averaging the parameters of uneven gas flows is a technology that can be used in the practice of fine-tuning the advanced gas generators of modern gas turbine engines.

Keywords: gas turbine engine, turbine, combustion chamber, inverse thermogasdynamic problem, mathematical model, computer.

Постановка задачи

В процессе доводки современных ГТД при испытаниях опытного газогенератора (ГГ) ГТД возникает необходимость оценки достигнутых величин КПД узлов газогенератора (компрессора высокого давления, камеры сгорания, турбины) и оценки влияния на величину КПД этих узлов вводимых конструктивных мероприятий. Достоверное знание достигнутых величин КПД узлов ГГ, от которых зависят удельные параметры ГТД, имеет важное значение для формирования дальнейших направлений доводки ГТД и сокращения сроков его создания.

Характеристики камеры сгорания и турбины, представляющие собой зависимости коэффициентов восстановления полного давления, полноты сгорания в камере сгорания, КПД тур-

бины от определяющих параметров и критериев, на начальном этапе создания ГТД могут быть получены при автономных испытаниях полноразмерных камер на камерных стендах и турбины на турбинном стенде.

Эти испытания позволяют выполнить предварительную оценку характеристик камеры и турбины лишь в некотором диапазоне изменения определяющих их работу параметров. Этот диапазон, из-за ограничений, обусловленных возможностями камерного и турбинного стендов, как правило, существенно меньше рабочего диапазона изменения параметров при работе камеры и турбины в системе ГТД в ожидаемых условиях эксплуатации.

При доводке ГТД и введении в ГГ конструктивных мероприятий оценка показателей эффективности камеры и турбины и их изменения может производиться непосредственно при специальных стендовых испытаниях ГГ ГТД с установкой при проведении испытаний в сечениях на входе и выходе из турбины ГГ гребенок с приемниками для измерения полного давления и температуры торможения неравномерных потоков газа. Такая оценка является более достоверной, но конструктивно сложной из-за необходимости обеспечения прочности гребенок с приемниками полного давления и температуры торможения, устанавливаемых на выходе из камеры (на входе в турбину), и необходимости (из-за неравномерности полей полных давлений и температур торможения газа в сечениях на входе и выходе из турбины) установки в этих сечениях значительного количества соответствующих гребенок с приемниками. Кроме этого, необходимо отметить, что при установке гребенок на входе в турбину возникают дополнительные гидравлические потери полного давления и искажение структуры потока газа на входе в турбину, что отражается на изменении параметров газа, измеряемых за турбиной ГГ, и приводит к снижению точности оценки КПД турбины.

Вопросу определения КПД турбины по результатам стендовых испытаний ГГ ГТД посвящена работа [1].

Расчет первичного КПД турбины при ее работе в системе ГГ ГТД [1] выполняется по измеренным при испытаниях расходу воздуха на входе в ГГ, расходу топлива, параметрам воздуха на входе ($p_{вх}^*, T_{вх}^*$) и выходе из компрессора ГГ (p_k^*, T_k^*), по измеренным полному давлению газа и температуре торможения в сечении за турбиной (p_t^*, T_t^*).

При расчете КПД турбины, согласно [1], необходимо априорно задавать величину механического КПД (η_m), площадь критического сечения соплового аппарата (СА) ($F_{кр.СА}$), коэффициент полноты сгорания (η_r), расход воздуха, отбираемый из компрессора на охлаждение турбины и другие цели. Величина коэффициента восстановления полного давления в [1] в камере сгорания либо задается априорно в виде зависимости $\sigma_{кк} = f(\lambda_k)$, либо определяется по величине полного давления газа, измеренного «датчиками, установленными в носке передней кромки первого соплового аппарата» [1].

Расчет КПД турбины в [1] предлагается выполнять по температуре торможения $T_{г.кр.СА}^*$ и расходу газа $G_{г.кр.СА}$ в «горле» (в критическом сечении) СА первой ступени турбины. При этом расчет величины $T_{г.кр.СА}^*$ предлагается выполнять с помощью нескольких способов.

Первый способ – с помощью уравнения баланса тепла в камере сгорания и уравнения расхода газа через критическое сечения соплового аппарата; второй – по пропускной способности горла соплового аппарата и уравнению баланса тепла в камере сгорания; третий – по измеренной температуре газа в сечении на выходе из турбины с использованием уравнения удельной работы турбины. Вопрос осреднения неравномерных полей параметров, измеренных в сечении за турбиной (p_t^*, T_t^*) и в сечении на входе в СА в [1], не рассматривается.

Оценку КПД турбины в [1] предлагается определять по формуле

$$\eta_{\Gamma}^* = \frac{N_{\kappa}}{G_{\Gamma, \text{кр. CA}} L_{\Gamma, \text{ад}} \eta_{\text{м}}},$$

где $L_{\Gamma, \text{ад}} = i_{\Gamma, \text{кр. CA}}^* - i_{\Gamma, \text{ад}}^*$, $i_{\Gamma, \text{ад}}^* = f(T_{\Gamma, \text{ад}}^*, q_{\Gamma, \text{CA}}, d)$, $T_{\Gamma, \text{ад}}^* = f(p_{\Gamma}^*/p_{\Gamma}^*, T_{\Gamma, \text{CA}}^*, q_{\Gamma, \text{CA}}, d)$.

В связи с высокой неравномерностью полей полных давлений и температур торможения газа в сечениях на входе и выходе из турбины, установка в этих сечениях значительного количества соответствующих гребенок с приемниками, приводящих к искажению потока на входе в турбину, а также в силу необходимости априорного задания при определении КПД турбины величин коэффициентов полноты сгорания и восстановления полного давления в камере сгорания точность оценки КПД турбины по предлагаемой в [1] методике снижается.

В связи с вышеуказанным целесообразна разработка ММ обратных термогазодинамических задач (ОТГЗ) и реализованных на ЭВМ соответствующих программ, позволяющих по величинам измеряемых в процессе стендовых испытаний ГГ ГТД его параметров оценивать величины как показателей эффективности камеры сгорания, так и КПД турбины ГГ ГТД.

ММ ОТГЗ экспериментально-расчетной оценки КПД турбины и коэффициентов полноты сгорания и восстановления полного давления в камере сгорания ГГ ГТД

Разработанная ММ ОТГЗ [2, 3] для экспериментально-расчетной оценки КПД турбины и коэффициентов полноты сгорания и восстановления полного давления в камере сгорания ГГ ГТД предусматривает измерение в процессе испытаний ГГ ГТД полей температуры торможения газа и полного давления газа только в сечении за турбиной (при отсутствии установки гребенок с соответствующими приемниками в сечении на входе в турбину).

На 1-м этапе экспериментально-расчетной оценки выполняется осреднение параметров неравномерного газового потока в сечении за турбиной по массовому расходу с помощью универсальной ММ и программы на ЭВМ [4].

С помощью разработанных ММ и программы [4] и проведенного исследования в [5] установлено, что наиболее обоснованным способом осреднения параметров дозвуковых неравномерных воздушных и газовых потоков для экспериментально-расчетного определения показателей газодинамической эффективности входных устройств, компрессоров (вентиляторов), камер сгорания и турбин ГТД является способ осреднения по массовому расходу. При этом способе величины интегральных характеристик: потока массы, потока теплосодержания, потока полного теплосодержания, потока импульса, потока кинетической энергии (G, I, I^*, Φ, S, E) осредненного канонического потока и его среднее статическое давление сохраняются равными величинам соответствующих параметров действительного неравномерного потока.

Обоснованность способа осреднения по массовому расходу проверена для диапазонов изменения в воздушных и газовых потоках приведенной среднемассовой скорости $\lambda_{\text{м}} = 0,065 \dots 0,72$, коэффициента поля τ_r , (характеризующего неравномерность поля скоростей [6]), $\tau_r = 1,031 \dots 1,36$, коэффициента неравномерности температуры торможения $(T_{\text{max}}^*/T_{\text{min}}^*) = 1 \dots 1,8$, коэффициента окружной неравномерности полного давления $(p_{\text{max}}^*/p_{\text{min}}^*) = 1,11 \dots 1,24$.

Полученные при осреднении неравномерного газового потока величины средних температуры торможения и полного давления газа в сечении за турбиной передаются в ММ ОТГЗ [2] для оценки коэффициентов полноты сгорания и восстановления полного давления в камере сгорания и КПД турбины ГГ ГТД.

На 2-м этапе экспериментально-расчетной оценки с помощью ММ и программы решения ОТГЗ [2, 3] по результатам измерения и осреднения с помощью [4] параметров газового потока

в сечении за турбиной выполняется расчет коэффициентов восстановления полного давления и полноты сгорания и КПД турбины. В качестве априорно задаваемых параметров при решении ОТГЗ [2] используются:

- механический КПД,
- коэффициент восстановления полного давления и приведенная плотность потока массы

в сопловом аппарате первой ступени турбины σ_{CA1} , $q(\lambda_{кр.СА1})$;

- площадь критического сечения соплового аппарата первой ступени турбины $F_{кр.СА1}$,

- параметр $A_{т.расч} = (m_{кр} F_{кр.СА1})_{расч}$, где $m = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$, рассчитан по параметрам k, R

в критическом сечении соплового аппарата;

- величины приведенных расходов воздуха, $G_{охл.пр.i} = v_{охл.i} = \frac{G_{охл.i} \sqrt{T_k^*}}{P_k^*}$, отбираемого за

компрессором на охлаждение сопловых и рабочих лопаток, корпуса турбины, воздуха при его втекании в осевые зазоры перед и за рабочим колесом турбины, а также расходуемого на утечки за компрессором.

Величины приведенного расхода воздуха, отбираемого за компрессором на охлаждение сопловых и рабочих лопаток турбины, известны, так как они определяются экспериментальным путем по результатам многократных лабораторных продувок воздухом внутренних каналов сопловых и рабочих лопаток турбины.

При около- и сверхкритических отношениях давления газа в сопловом аппарате 1-й ступени турбины в одном из сечений каналов, подводящих охлаждающий воздух к лопаткам турбины, устанавливается критическое отношение давлений воздуха. Поэтому величины приведенных расходов воздуха, отбираемого на охлаждение сопловых и рабочих лопаток, на этих режимах сохраняются постоянными.

Учет изменения теплофизических свойств воздуха и газа в [2, 3] производится согласно [7].

В блоках 1, 2 и 3 ММ ОТГЗ [2] рассчитывается влагосодержание воздуха, приведенные частота вращения компрессора и расход воздуха на входе в ГГ, число Рейнольдса в потоке воздуха на входе в компрессор.

В ММ и программе [2, 3] учитывается изменение влажности атмосферного воздуха на показатели газодинамической эффективности камеры сгорания и турбины. Давление водяного пара на линии насыщения $p_{п.нас}$ (кг/см²) рассчитывается согласно [8] по формуле

$$\lg p_{п.нас} = 0,0141966 - 3,142305 \left(\frac{1000}{T_n} - \frac{1000}{373,15} \right) + 8,2 \lg \left(\frac{373,15}{T_n} \right) - 0,0024804 (373,15 - T_n).$$

Влагосодержание воздуха рассчитывается согласно [9] по формуле

$$d = 0,622 \frac{\bar{\varphi} p_{п.нас}}{P_n - \bar{\varphi} p_{п.нас}},$$

где $\bar{\varphi} = \varphi/100$, φ – относительная влажность, %.

В случае если при испытаниях ГГ измерено только статическое давление воздуха за компрессором, то далее из уравнения расхода в сечении за компрессором (с использованием газодинамических функций и учетом утечек воздуха за компрессором) методом последовательных приближений рассчитываются приведенная скорость λ_k и полное давление воздуха за компрессором.

В блоке 4 ОТГЗ рассчитываются: степень повышения давления в компрессоре π_k^* ; приращения энтальпий

$$\Delta i_{\text{вх}}^* = \int_{T_0}^{T_{\text{вх}}^*} c_p dT, \quad \Delta i_{\text{к}}^* = \int_{T_0}^{T_{\text{к}}^*} c_p dT,$$

где T_0 – условная начальная температура, $T_0 = 180$ К,
удельная работа компрессора

$$L_{\text{к}} = \Delta i_{\text{к}}^* - \Delta i_{\text{вх}}^*;$$

мощность компрессора

$$N_{\text{к}} = G_{\text{в}} L_{\text{к}};$$

изоэнтروпическая температура воздуха за компрессором согласно [7] из уравнения

$$\exp\left(\frac{1}{R} \int_{T_{\text{вх}}^*}^{T_{\text{к.из}}^*} C_p(T) \frac{dT}{T}\right) = \frac{p_{\text{к}}^*}{p_{\text{вх}}^*};$$

приращение энтальпии

$$\Delta i_{\text{к.из}}^* = \int_{T_0}^{T_{\text{из.к}}^*} c_p dT,$$

изоэнтропический КПД компрессора

$$\eta_{\text{к}}^* = \frac{(\Delta i_{\text{к.из}}^* - \Delta i_{\text{вх}}^*)}{L_{\text{к}}}.$$

Далее в блоке 5 ММ ОТГЗ [2] с помощью системы уравнений рассчитываются величины расходов воздуха и газа в различных сечениях ГТ и коэффициенты избытка воздуха в сечениях «кс», «т'» и «т». (Схема ГТ и схема охлаждения его турбины с указанием характерных сечений ГТ и турбины приведены на рис. 1 и 2.)

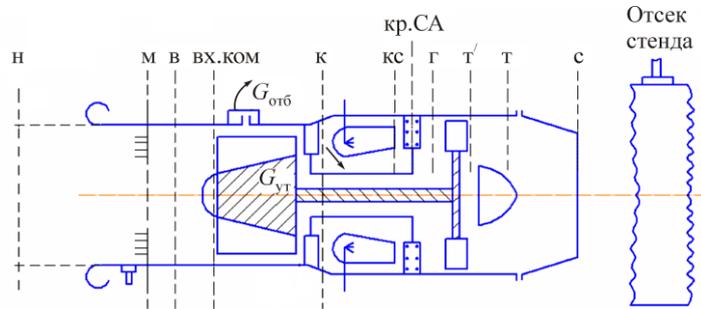


Рис. 1. Схема газогенератора ГТД

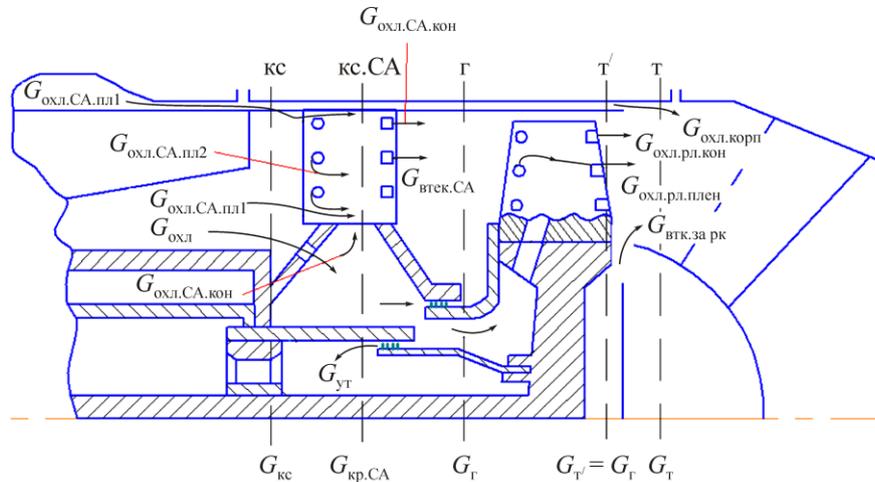


Рис. 2. Схема охлаждения одноступенчатой турбины ГТ ГТД

$$\begin{aligned} \xi_{\text{охл}} &= \left(\sum v_{\text{охл.}i} \right) + v_{\text{втек.СА}} + v_{\text{втек.за рк}}; \\ G_{\text{к}} &= G_{\text{в}} - v_{\text{ут}} p_{\text{к}}^* / \sqrt{T_{\text{к}}^*} = G_{\text{в}} - G_{\text{ут}}; \\ G_{\text{в.к.с.}} &= G_{\text{к}} - \xi_{\text{охл}} p_{\text{к}}^* / \sqrt{T_{\text{к}}^*}; \\ G_{\text{в.к.с.}} &= G_{\text{к}} - G_{\text{охл.СА.кон}} - G_{\text{охл.СА.пл.}} - G_{\text{охл.рл}} - G_{\text{охл.корп}} - G_{\text{вт.СА}} - G_{\text{втек.за рк}}; \\ G_{\text{к.с.}} &= G_{\text{в.к.с.}} + G_{\text{топ}}; \\ G_{\text{г.кр.СА}} &= G_{\text{к.с.}} + G_{\text{охл.САпл.1}} + G_{\text{охл.САпл.2}}; \\ G_{\text{т/}} &= G_{\text{г}} + G_{\text{охл.рл.пл}}; \\ G_{\text{т}} &= G_{\text{т/}} + G_{\text{охл.рл.кон}} + G_{\text{охл.корп}} + G_{\text{втек.за рк}}; \end{aligned}$$

где $\xi_{\text{охл}}$ – суммарный приведенный расход воздуха, включающий приведенные расходы воздуха, отбираемого из камеры сгорания на пленочное и конвективное охлаждение сопловых и рабочих лопаток турбины ($v_{\text{охл.СА.пл.1}}$, $v_{\text{охл.СА.пл.2}}$, $v_{\text{охл.рл.пл}}$), на охлаждение корпуса турбины ($v_{\text{охл.корп}}$), а также учитывающий расходы воздуха на утечку за компрессором ($v_{\text{ут}}$) и втекающего в проточную часть турбины ($v_{\text{втек.СА}}$, $v_{\text{втек.за рк}}$).

В блоке 6 ОТГЗ с помощью уравнения сохранения энергии и с использованием средней температуры газа за турбиной $T_{\text{т.оср.Г}}^*$, полученной при осреднении неравномерного газового потока в сечении за турбиной по массовому расходу, методом последовательных приближений в сечении «т/» определяется температура газа за турбиной $T_{\text{т/}}^*$ до подмешивания к газу в этом сечении воздуха, охлаждающего рабочие лопатки и корпус турбины.

$$T_{\text{т/}}^* = \left(c_{\text{р.т}} G_{\text{т}} T_{\text{т.оср.Г}}^* - c_{\text{р.к}} G_2 T_{\text{к}}^* \right) / c_{\text{р.т/}} G_{\text{т/}},$$

где $G_2 = G_{\text{охл.рл.кон}} + G_{\text{охл.корп}} + G_{\text{вт.за рк}}$.

Температура охлаждающего воздуха принимается равной температуре воздуха за компрессором.

В блоке 7 ОТГЗ рассчитываются мощность $N_{\text{т}} = N_{\text{к}} / \eta_{\text{м}}$ и удельная работа турбины $L_{\text{т}} = N_{\text{т}} / G_{\text{т}}$, и из уравнения работы турбины $L_{\text{т}} = c_{\text{р.г}} T_{\text{г}}^* - c_{\text{р.т/}} T_{\text{т/}}^*$ рассчитывается температура торможения газа перед рабочим колесом первой ступени турбины $T_{\text{г}}^*$. Далее, в блоках 8, 9 и 10 ОТГЗ из уравнений сохранения энергии методом последовательных приближений рассчитывается температура торможения газа в критическом сечении первой ступени турбины:

$$T_{\text{г.кр.СА}}^* = \left(c_{\text{р.г}} G_{\text{г}} T_{\text{г}}^* - c_{\text{р.к}} G_2 T_{\text{к}}^* \right) / c_{\text{р.кр.СА}} G_{\text{г.кр.СА}},$$

где $G_2 = G_{\text{охл.СА.кон}} + G_{\text{вт.СА}}$,

и на выходе из камеры сгорания:

$$T_{\text{к.с.}}^* = \left(c_{\text{р.кр.СА}} G_{\text{г.кр.СА}} T_{\text{г.кр.СА}}^* - c_{\text{р.к}} G_2 T_{\text{к}}^* \right) / c_{\text{р.к.с.}} G_{\text{к.с.}},$$

где $G_2 = G_{\text{охл.са.пл.1}} + G_{\text{охл.пл.2}}$. Далее из уравнения баланса теплоты рассчитывается коэффициент полноты сгорания в камере сгорания [7]:

$$\eta_{\Gamma} = \frac{\Delta i_{\text{кк}}^* (1 + \alpha_{\text{кк}} L_0) - \Delta i_{\text{к}}^* \alpha_{\text{кк}} L_0 - i_{T_0}}{H_u a_T},$$

где – при коэффициенте избытка воздуха в камере сгорания $\alpha_{\text{кк}} \geq 1,0$ величина $a_T = 1,0$ [7]; i_{T_0} – энтальпия топлива, отсчитанная от $T_0 = 293,15$ К, $i_{T_0} = 0$; $\Delta i_{\text{кк}}^*$, $\Delta i_{\text{к}}^*$ – энтальпии газа на выходе из камеры и воздуха на входе в камеру, отсчитанные от $T_0 = 293,15$ К.

В блоке 11 ОТГЗ рассчитывается коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания по формулам

$$P_{\text{кр.СА}}^* = \frac{\sqrt{T_{\text{г.кр.СА}}^*} G_{\text{г.кр.СА}}}{q(\lambda_{\text{кр.СА}1}) A_{\text{г.расч}}},$$

$$P_{\text{кк}}^* = P_{\text{кр.СА}}^* / \sigma_{\text{СА1}},$$

$$\sigma_{\text{кк}} = P_{\text{кк}}^* / P_{\text{к}}^*.$$

Таким образом, если при испытаниях ГГ в сечении за его турбиной измеряются поля температуры торможения и полного давления, а также статическое давление газа с помощью приемников, расположенных на технологическом диффузоре, то с помощью специальной ОТГЗ и соответствующей программы для ЭВМ имеется возможность определить характеристики камеры сгорания ГГ ($\sigma_{\text{кк}} = f(\lambda_{\text{к}})$, $\eta_{\Gamma} = f(\alpha_{\text{кк}})$).

Для оценки КПД турбины по результатам испытаний ГГ ГТД с измерением при испытаниях полей температуры торможения и полного давления газа за турбиной в ММ ОТГЗ [2] в программу [3] введены блоки для оценки КПД турбины с помощью четырех известных методических подходов (КПД турбины и ее адиабатическая работа в каждом из подходов далее обозначены цифрами 1, 2, 3, 4).

1. Оценка первичного КПД турбины по заторможенным параметрам при первом методическом подходе производится согласно [10,11] по формуле

$$\eta_{\Gamma 1}^* = \frac{N_{\Gamma}}{G_{\text{кк}} L_{\text{г.ад1}}},$$

где

$$L_{\text{г.ад1}} = \frac{k_{\text{кк}}}{k_{\text{кк}} - 1} R_{\Gamma} T_{\text{кк}}^* \left(1 - 1 / \pi_{\Gamma}^{* \frac{k_{\text{кк}} - 1}{k_{\text{кк}}}} \right).$$

При этом подходе оценка КПД турбины производится по полученным путем расчета величинам параметров $G_{\text{кк}}$, $T_{\text{кк}}^*$ в сечении «кк», где $k_{\text{кк}} = f(T_{\text{кк}}^*, \alpha_{\text{кк}})$ (см. схему охлаждения турбины на рис. 2). Величина степени понижения давления газа в турбине π_{Γ}^* определяется по полученной путем расчета величине полного давления в сечении «кк» и по величине среднего полного давления газа, полученной при осреднении параметров газа в сечении за турбиной.

2. Оценка КПД турбины при втором подходе производится согласно [10,11] по известным мощности турбины N_{Γ} , расходе $G_{\text{кк}}$ и рассчитанной температуре газа на входе в турбину $T_{\text{кк}}^*$.

Параметры $G_{\text{кк}}$, $T_{\text{кк}}^*$ и полные давления газа на входе и выходе из турбины $P_{\text{кк}}^*$, P_{Γ}^* определяются так же, как и при 1-м подходе. КПД турбины рассчитывается по формуле

$$\eta_{\Gamma 2}^* = \frac{N_{\Gamma}}{G_{\text{кк}} L_{\text{г.ад2}}},$$

где $L_{т.ад2} = i_{кc}^* - i_{т.ад}^*$, $i_{т.ад}^* = f(T_{т.ад}^*, \alpha_{т})$, а $T_{т.ад}^*$ рассчитывается с помощью подпрограммы *TPI* [7] из уравнения

$$\exp\left(\frac{1}{R} \int_{T_{кc}^*}^{T_{т.ад}^*} C_p(T) \frac{dT}{T}\right) = \frac{p_{т}^*}{p_{кc}^*}.$$

3. Оценка КПД турбины при третьем подходе производится по аналогии с подходом, применяемым при традиционном методе увязки параметров ГТД по результатам его испытаний. При этом подходе оценка КПД турбины (см. схему охлаждения турбины на рис. 2), выполняется по параметрам газа в сечении «г» (перед рабочим колесом 1-й ступени турбины) и в сечении «т'», то есть до смешения расширяющегося в турбине потока газа с воздухом, охлаждающим элементы турбины (корпус турбины), вытекающим из отверстий в выходной кромке рабочих лопаток последней ступени турбины, втекающим в проточную часть за рабочим колесом в сечение «т'» и не участвующим в процессе расширения в межлопаточных каналах турбины. КПД турбины рассчитывается по формуле

$$\eta_{т3}^* = \frac{N_{т}}{G_{т} L_{т'.ад3}},$$

где $L_{т'.ад3} = i_{т'}^* - i_{т'.ад}^*$, $i_{т'.ад}^* = f(T_{т'.ад}^*, \alpha_{т'})$, а $T_{т'.ад}^*$ рассчитывается с помощью подпрограммы *TPI* [7] из уравнения

$$\exp\left(\frac{1}{R} \int_{T_{т'}^*}^{T_{т'.ад}^*} C_p(T) \frac{dT}{T}\right) = \frac{p_{т'}^*}{p_{кc}^*}.$$

Параметры $G_{кc}, T_{кc}^*$ и полные давления газа на входе и выходе из турбины $p_{кc}^*, p_{т}^*$ определяются, как и при первом подходе. Температура газа перед рабочим колесом первой ступени турбины рассчитывается согласно [2, 3] из уравнения удельной работы турбины.

4. Оценка КПД турбины при четвертом подходе производится по предложенной в [1] формуле

$$\eta_{т}^* = \frac{N_{к}}{G_{г.кр.СА} L_{т.ад4} \eta_{м}},$$

где $L_{т.ад4} = i_{г.кр.СА}^* - i_{т.ад}^*$, $i_{т.ад}^* = f(T_{т.ад}^*, \alpha_{т})$, а $T_{т.ад}^*$ рассчитывается с помощью подпрограммы *TPI* [7] из уравнения

$$\exp\left(\frac{1}{R} \int_{T_{г.кр.СА}^*}^{T_{т.ад}^*} C_p(T) \frac{dT}{T}\right) = \frac{p_{т}^*}{p_{кc}^*}$$

по величинам температуры торможения и расхода газа в критическом сечении СА, рассчитанным согласно [2, 3]. Полные давления газа на входе и выходе из турбины $p_{кc}^*, p_{т}^*$ определяются, как и при первом подходе. Блок-схема программы [3] для оценки КПД турбины по результатам испытаний ГТД с измерением при испытаниях полей температуры торможения и полного давления газа за турбиной приведена на рис. 3.

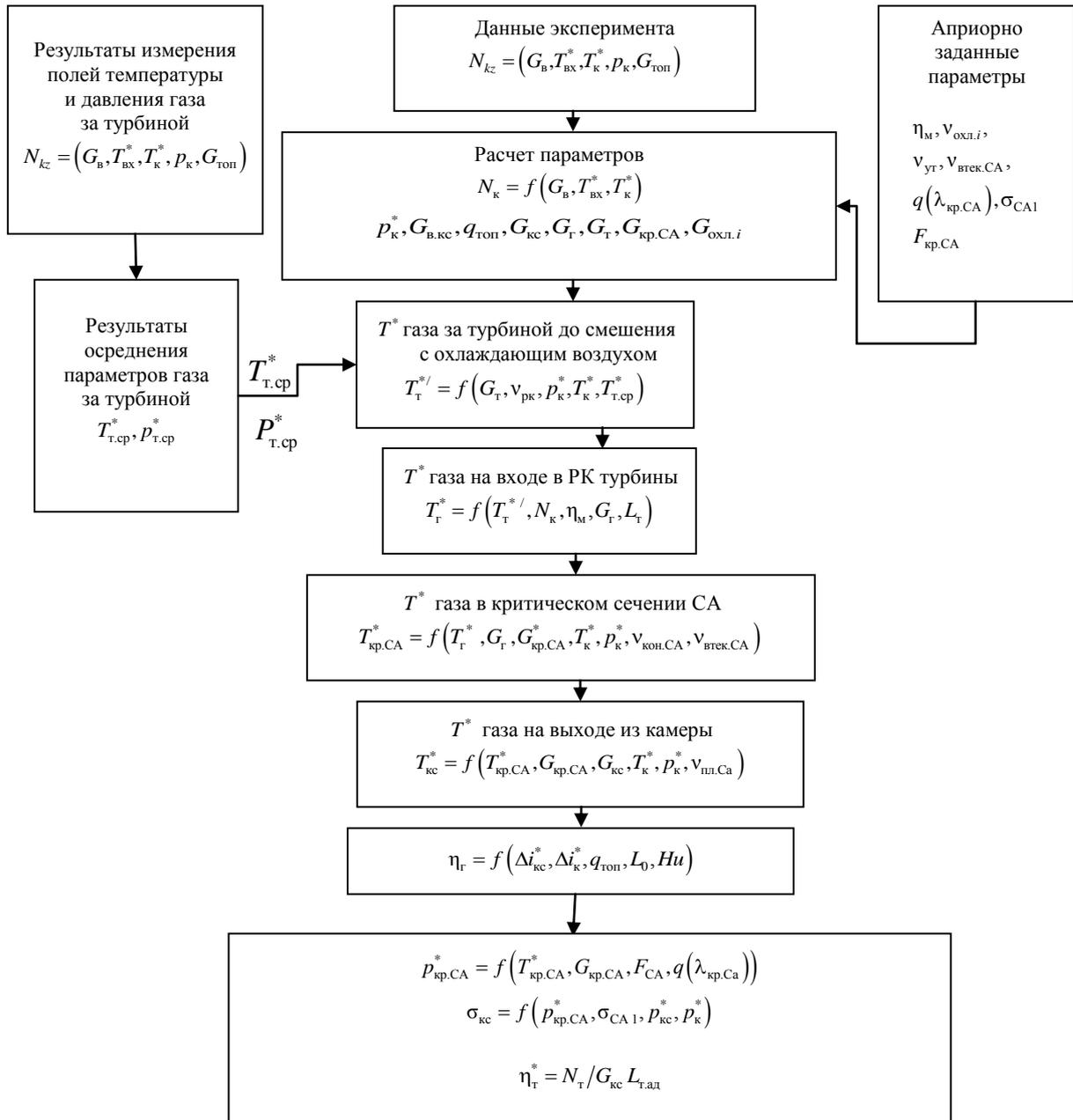


Рис. 3. Блок-схема ММ для оценки КПД турбины и коэффициентов восстановления полного давления и полноты сгорания ($\sigma_{кc}$, η_T) в камере сгорания ГГ ГТД

Для апробации разработанной ММ ОТГЗ [2], служащей как для оценки КПД турбины, так и оценки показателей эффективности камеры сгорания (η_T и $\sigma_{кc}$), с помощью ММ одновального одноконтурного ГТД «Б1» [12] выполнен расчет его параметров при заданных атмосферных условиях и частоте вращения ротора. Расчет имитирует полученные при испытаниях параметры ГГ ГТД при заданных характеристиках его узлов. После подстановки в разработанную ММ ОТГЗ [2, 3] в качестве исходных данных рассчитанные с помощью ММ ГТД «Б1» [12] параметры $(P_K^*, T_K^*, G_B, G_{топ})$, а также параметры $P_{т.ср}^*, T_{т.ср}^*$, имитирующие средние величины этих параметров, полученных при осреднении неравномерного потока газа за турбиной, определены величины первичного КПД турбины (η_T^*) и показателей камеры сгорания (η_T , $\sigma_{кc}$). При оцен-

ке получено, что величины коэффициентов $(\eta_r, \sigma_{kc}, \eta_r^*)$, рассчитанные с помощью ММ ОТГЗ [2, 3], равны величинам соответствующих показателей, служащих в качестве исходных данных в ММ прямой ТГЗ для ГТД «Б1» [12].

Величины первичного КПД турбины, рассчитанные с помощью ММ ОТГЗ [2, 3] при четырех рассмотренных выше, методических подходах приведены в таблице. Как следует из таблицы, отличие величин КПД при втором, третьем и четвертом методических подходах незначительно (0,05–0,35 %).

Результаты оценки первичного КПД турбины ГТД «Б1» по формулам, применяемым при обработке результатов испытаний и в расчетах

$\eta_{т1}^* = \frac{N_T}{G_{kc} L_{т.ад1}}$ $L_{т.ад1} = \frac{k_{kc}}{k_{kc} - 1} R_{kc} T_{kc}^* \times \left(1 - \frac{1}{\pi_T^* \frac{k_{kc} - 1}{k_{kc}}} \right)$	$\eta_{т2}^* = \frac{N_T}{G_{kc} L_{т.ад2}}$ $L_{т.ад2} = i_{kc}^* - i_{т.ад}^*$	$\eta_{т3}^* = \frac{N_T}{G_T L_{т.ад3}}$ $L_{т.ад3} = i_r^* - i_{т.ад}^*$	$\eta_{т4}^* = \frac{N_K}{G_{г.са} L_{т.ад} \eta_M^*}$ $L_{т.ад4} = i_{г.са}^* - i_{т.ад}^*$
$\eta_{т1}^* = 0,8889$	$\eta_{т2}^* = 0,8763$	$\eta_{т3}^* = 0,8768$	$\eta_{т4}^* = 0,8794$

Полученные результаты расчета КПД турбины относятся к ГТ ГТД «Б1» при заданных величинах расходов воздуха на охлаждение элементов его турбины. Величина КПД турбины при первом подходе больше, чем при других подходах на 1,1...1,4 %.

При решении ОТГЗ [2, 3] и расчете КПД турбины в исходных данных априорно задается величина механического КПД. Расчеты, выполненные с помощью [2, 3], показали, что увеличение механического КПД на 1 % приводит к снижению КПД турбины на 0,82–0,84 %, При этом имеет место снижение величины коэффициента полноты сгорания η_r на 0,17 % и снижение коэффициента восстановления полного давления в камере сгорания σ_{kc} на 0,056 %.

Выводы

1. Разработаны и численно апробированы ММ ОТГЗ и соответствующая программа на ЭВМ для экспериментально-расчетной оценки КПД турбины и показателей эффективности камеры сгорания при их работе в системе ГТ ГТД с измерением в процессе испытаний ГТ в сечении за турбиной полей полных давлений и температур торможения газа.

2. Применение разработанных ММ ОТГЗ и программы на ЭВМ в сочетании с использованием ранее разработанных ММ и программы на ЭВМ для осреднения параметров неравномерных газовых потоков представляет собой технологию, которая может быть использована в практике доводки опытных ГТ современных ГТД.

Библиографический список

1. Венедиктов В.Д., Деев А.И., Иванов М.Я. Определение параметров турбины при стендовых испытаниях газогенератора ГТД / под ред. А.И. Ланшина // Авиационные двигатели и силовые установки: тр. ЦИАМ. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. – № 1343. – С. 113–124.
2. Кофман В.М. Методика и программа на ЭВМ для экспериментально-расчетной оценки показателей эффективности камеры сгорания и турбины по результатам испытаний газогенератора ГТД с измерением параметров неравномерного газового потока в сечении за турбиной // Авиадвигатели XXI века: тез. докл. IV Междунар. науч.-техн. конф. ЦИАМ. – 2015. – С. 69–71.
3. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2015662006. Экспериментально-расчетное определение показателей эффективности камеры сгорания и охлаждаемой турбины по результатам испытаний газогенератора газотурбинного двигателя с измерением параметров неравномерного газового потока в сечении за турбиной / Кофман В.М. Заявл. 28.09.2015; Зарег. в Реестре программ для ЭВМ 13.11.2015.

4. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2013661093. Осреднение параметров неравномерных воздушных и газовых потоков при обработке результатов испытаний газотурбинных двигателей и их узлов / Кофман В.М. Заявл. 03.10.2013; Зарег. в Реестре программ для ЭВМ 28.11.2013.
5. Кофман В.М. Методология и опыт экспериментально-расчетного определения показателей газодинамической эффективности узлов ГТД по параметрам неравномерных воздушных и газовых потоков: моногр. – Уфа: Изд-во Уфим. гос. авиац. техн. ун-та, 2013. – 400 с.
6. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 888 с.
7. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Малинина Н.С. Метод и подпрограмма расчета термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив // Руководящий технический материал авиационной техники. РТМ 1677–83. Двигатели авиационные и газотурбинные. – М., 1983. – 68 с.
8. Вукалович М.П. Таблица термодинамических свойств воды и водяного пара. – Л.: Энергия, 1965. – 400 с.
9. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 288 с.
10. Копелев С.З. Проектирование проточной части турбин авиационных двигателей. – М.: Машиностроение, 1984. – 224 с.
11. Венедиктов В.Д. Газодинамика охлаждаемых турбин. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.
12. Свид. РФ о гос. рег. программы для ЭВМ № 2015617375. Прямая термогазодинамическая задача для расчета высотно-скоростных и дроссельных характеристик одновального ТРД и газогенератора ГТД / Кофман В.М. Заявл. 21.05.2015; Зарег. в Реестре программ для ЭВМ 08.07.2015.

References

1. Venediktov V.D., Deev A.I., Ivanov M.Ya. [and others]. Opredeleniye parametrov turbiny pri stendovyykh ispytaniyakh gazogeneratora GTD [Determination of turbine parameters during bench tests of the GTE gas turbine]. Trudy TSIAM «Aviatsionnyye dvigateli i silovyye ustanovki». Moscow: TORUS PRESS, 2010, No. 1343, pp. 113-124.
2. Kofman V.M. Metodika i programma na EVM dlya eksperimental'no-raschetnoy otsenki pokazateley effektivnosti kamery sgoraniya i turbiny po rezul'tatam ispytaniy gazogeneratora GTD s izmereniyem parametrov neravnomernogo gazovogo potoka v sechenii za turbinoy [Technique and computer program for the experimental and calculating evaluation of the efficiency of the combustion chamber and turbine based on the results of testing the GTE gas turbine with the measurement of the parameters of the uneven gas flow in the section behind the turbine]. Tezisy dokladov IV Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aviadvigateli XXI veka». Central Institute of Aviation Motors, 2015, pp. 69-71.
3. Kofman V.M. Svidetelstvo Rossiyskoy Federatsii o gosudarstvennoy registratsii programmy dlya EVM №2015662006. Eksperimentalno-raschetnoye opredeleniye pokazateley effektivnosti kamery sgoraniya i okhlazhdayemoy turbiny po rezultatam ispytaniy gazogeneratora gazoturbinnogo dvigatelya s izmereniyem parametrov neravnomernogo gazovogo potoka v sechenii za turbinoy [Certificate of incorporation of the computer program № 015662006. Experimental calculation of the efficiency of the combustion chamber and the cooled turbine based on the test results of the gas turbine engine gas generator with measurement of the parameters of the uneven gas flow in the section behind the turbine]. Stated 28/09/2015; Registered in Computer Programs list November 13, 2015.
4. Kofman V.M. Svidetelstvo Rossiyskoy Federatsii o gosudarstvennoy registratsii programmy dlya EVM № 2013661093. Osredneniye parametrov neravnomernykh vozdushnykh i gazovykh potokov pri obrabotke rezultatov ispytaniy gazoturbinykh dvigateley i ikh uzlov [Certificate of incorporation of the computer program № 2013661093. Averaging parameters of non-uniform air and gas flows while processing the test results of gas-turbine engines and their components]. Stated 03/10/2013; Registered in Computer Programs list November 28, 2013.
5. Kofman V.M. Metodologiya i opyt eksperimentalno-raschetnogo opredeleniya pokazateley gazodinamicheskoy effektivnosti uzlov GTD po parametram neravnomernykh vozdushnykh i gazovykh potokov: monografiya [Methodology and experience of experimental calculating of gas-dynamic efficiency parameters of gas turbine engine components according to the parameters of non-uniform air and gas flows: monograph]. Ufa: Ufa state aviation technical university, 2013, 400 p.
6. Abramovich G.N. Prikladnaya gazovaya dinamika [Applied Gas Dynamics]. Moscow: Nauka, 1976, 888 p.

7. Druzhinin L.N., SHvets L.I., Malinina N.S. Metod i podprogramma rascheta termodinamicheskikh parametrov vozdukha i produktov sgoraniya uglevodorodnykh topliv [Method and subroutine of calculation of thermodynamic parameters of air and combustion products of hydrocarbon fuels]. Rukovodyashchiy tekhnicheskii material aviatsionnoy tekhniki. RTM 1677–83. Dvigateli aviatsionnyye i gazoturbinnyye. Moscow, 1983, 68 p.

8. Vukalovich M.P. Tablitsa termodinamicheskikh svoystv vody i vodyanogo para [Table of thermodynamic properties of water and steam]. Leningrad: Energiya, 1965, 400 p.

9. Litvinov Yu. A., Borovik V.O. Kharakteristiki i ekspluatatsionnyye svoystva aviatsionnykh turboreaktivnykh dvigateley [Characteristics and performances of aircraft jet engines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1979, 288 p.

10. Kopelev, S.Z. Proyektirovaniye protochnoy chasti turbin aviatsionnykh dvigateley [Designing of the flowing part of aircraft engine turbines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1984, 224 p.

11. Venediktov V.D. Gazodinamika okhlazhdayemykh turbin [Gas dynamics of cooled turbines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1990, 240 p.

12. Kofman V.M. Svidetelstvo Rossiyskoy Federatsii o gosudarstvennoy registratsii programmy dlya EVM № 2015617375. Pryamaya termogazodinamicheskaya zadacha dlya rascheta vysotno-skorostnykh i drosselnykh kharakteristik odnovalnogo TRD i gazogeneratora GTD [Certificate of incorporation of the computer program №2015617375. A direct thermogasdynamic task for calculating the altitude-velocity and throttling characteristics of a single-turbojet and gas turbine generator]. Stated. 21/05/2015; Registered in Computer Programs list July 08, 2015.

Об авторе

Кофман Вячеслав Моисеевич (Уфа, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиационная теплотехника и теплоэнергетика» Уфимского государственного авиационного технического университета (450000, г. Уфа, ул. К. Маркса, д. 12, e-mail: stan@ufanet.ru).

About the author

Vyacheslav M. Kofman (Ufa, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Associate Professor, Department of Aviation Heat Engineering and Power System, Ufa State Aviation Technical University (12, K. Marx st., Ufa, 450000, Russian Federation, e-mail: stan@ufanet.ru).

Получено 15.05.2018