

THE FEATURES OF TURBINE NOZZLE THROAT PARAMETERS ESTIMATION AT GAS TURBINE ENGINE CALCULATION

Yu. A. Ezrokhi^{1, 2a}, A. A. Gusmanova^{1b}

¹ Central Institute of Aviation Motors

² Moscow Aviation Institute (Technical University)

^a yaezrokhi@ciam.ru, ^b 30105@ciam.ru

Submitted 2022, April 20

Abstract. The most often used definition way of the turbine nozzle throat gas parameters at aviation gas turbine engine tests is considered. The major factors influencing a definition error of the temperature and gas flow in turbine nozzle throat of the turbine are analyzed. The results showing influence of most significant of them on estimation results of these parameters are presented. It is shown that the possible error at definition of temperature and gas flow in turbine nozzle throat at typical throat full-capacity discharge can affect considerably a thermal condition estimation of the "hot" engine parts, and also the core air flow. This circumstance in turn can deform essentially representation about the working process realized in the engine.

Keywords: aviation gas turbine engine; the analysis of tests results; throat section; the turbine nozzle; gas flow parameters; an error at parameters' definition.

ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ГАЗА В КРИТИЧЕСКОМ СЕЧЕНИИ СОПЛОВОГО АППАРАТА ТУРБИНЫ ПРИ РАСЧЕТЕ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ю. А. Эзрохи^{1, 2a}, А. А. Гусманова^{1b}

¹ ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова»

² ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

^a yaezrokhi@ciam.ru, ^b 30105@ciam.ru

Поступила в редакцию 20.04.2022

Аннотация. Рассмотрен наиболее часто используемый на практике способ определения параметров рабочего тела в критическом сечении «горла» соплового аппарата турбины при стендовых испытаниях авиационного газотурбинного двигателя. Проанализированы основные факторы, влияющие на погрешность определения температуры и расхода газа в сечении «горла» соплового аппарата (СА) турбины. Представлены результаты, демонстрирующие влияние наиболее значимых из них на результаты оценки этих параметров. Показано, что возможная погрешность при определении параметров рабочего тела в этом сечении при типовом уровне неточности в определении пропускной способности «горла» СА может значительно повлиять на результаты оценки теплового состояния элементов «горячей» части двигателя, а также расхода рабочего тела через газогенератор. Это обстоятельство, в свою очередь, может существенным образом исказить представление о рабочем процессе, реализуемом в испытываемом двигателе.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель; анализ результатов испытаний; критическое сечение; сопловой аппарат турбины; параметры рабочего тела; погрешность при определении параметров.

ВВЕДЕНИЕ

Как известно, математическое моделирование рабочего процесса авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) является одним из важных инструментов, применяемых на всех этапах жизненного цикла двигателя, начиная с этапа его проектирования и доводки [1–3]. Математическая модель двигателя (ММД) позволяет не только проводить расчеты его высотно-скоростных (ВСХ) и дроссельных характеристик в различных условиях эксплуатации [4, 5], но и формировать исходные данные для газодинамических расчетов, проектирования и анализа особенностей рабочего процесса в узлах ГТД [6–10], разработки его системы автоматического управления (САУ) [11], планирования и обработки результатов различных видов испытаний [12–14], проведения диагностики состояния ГТД [15] и определение ожидаемого ухудшения его параметров в процессе эксплуатации [16, 17], а также решения других задач, возникающих в процессе создания и эксплуатации авиационного двигателя [18].

Одно из применений методов математического моделирования авиационного ГТД связано с анализом результатов его испытаний в широком диапазоне эксплуатационных режимов, а также согласованием и уточнением ММД по этим результатам. Именно широкое применение современных методов математического моделирования позволяет сделать этот процесс более эффективным как по времени, так и по объему анализируемых параметров.

Обычно процесс согласования экспериментальных и расчетных результатов достаточно сложных объектов, каким является авиационный газотурбинный двигатель, проходит в несколько этапов: от более простой (предварительной) увязки по ограниченному объему параметров к более сложному анализу с помощью ММД и с привлечением на каждом последующем шаге все большего количества экспериментальных данных.

Упрощенная схема согласования ММД с результатами испытаний представлена на рис. 1.



Рис. 1. Упрощенная схема согласования ММД с результатами испытаний

Широкое применение ММД при анализе результатов испытаний позволяет не только выявить «некондиционные» результаты измерения параметров и тем самым уточнить получаемые экспериментальные характеристики двигателя, но и определить значение тех его параметров, непосредственное измерение которых не всегда представляется возможным.

К таким параметрам, например, для газотурбинного двигателя, в первую очередь, относится температура газа T_{Γ}^* в критическом сечении соплового аппарата (СА) турбины высокого давления (ТВД), в основном определяющая тепловое состояние «горячей» части двигателя, а также расход рабочего тела в различных сечениях газогенератора (воздуха на входе в КВД $G_{\text{вх КВД}}$, газовой смеси $G_{\Gamma\text{CA}}$ в критическом сечении СА ТВД и некоторых других). Непосредственное измерение этих параметров на двигателе с приемлемой для практики точностью вследствие особенностей рабочего процесса крайне затруднительно, в то же время их значения представляют значительный интерес для анализа режимов работы как отдельных узлов (КВД, камеры сгорания, турбины), так и газогенератора и всего двигателя в целом.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАСХОДА И ТЕМПЕРАТУРЫ РАБОЧЕГО ТЕЛА В КРИТИЧЕСКОМ СЕЧЕНИИ СА ТВД

В применяемых для расчета высотно-скоростных и дроссельных характеристик ГТД методиках [1, 3, 11, 12, 18] расход газа $G_{\Gamma\text{CA}}$ в критическом сечении СА турбины высокого давления (ТВД) определяется по уравнению расхода с предположением о достижении в «горле» скорости потока, равной скорости звука

$$G_{\Gamma\text{CA}} = m_{\text{кр}}(k) \times \frac{p_{\Gamma}^* \times F_{\Gamma\text{CA}} \times q(\lambda_{\Gamma\text{CA}}, k)}{\sqrt{R_{\Gamma} \times T_{\Gamma}^*}}.$$

Учитывая допущение $q(\lambda_{\Gamma\text{CA}}, k) = 1$, получаем:

$$G_{\Gamma\text{CA}} = m_{\text{кр}}(k) \times \frac{p_{\Gamma}^* \times F_{\Gamma\text{CA}}}{\sqrt{R_{\Gamma} \times T_{\Gamma}^*}},$$

где $F_{\Gamma\text{CA}}$ – площадь критического сечения СА (измеряется или рассчитывается по чертежам); $p_{\Gamma}^* = p_{\text{к}}^* \times \sigma_{\text{кс}}$ – полное давление газа в критическом сечении СА; $p_{\text{к}}^*$ – полное давление воздуха перед камерой сгорания (измеряется при испытаниях); $\sigma_{\text{кс}}$ – коэффициент потерь давления в камере сгорания (условно включает и потери вдоль профиля СА турбины до его критического сечения); R_{Γ} – газовая постоянная; $m_{\text{кр}}(k)$ – коэффициент, зависящий от показателя адиабаты k :

$$m_{\text{кр}}(k) = \sqrt{k \times \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}},$$

T_{Γ}^* – полная температура газа в критическом сечении СА, непосредственно не измеряется и может быть найдена из уравнения теплового баланса для камеры сгорания:

$$G_{\text{в}} \times i_{\text{в}}^*(T_{\text{к}}^*) + H_{\text{и}} \times \eta_{\Gamma} \times G_{\text{топл}} = G_{\Gamma\text{CA}} \times i_{\Gamma}^* \left(T_{\Gamma}^*, \frac{G_{\text{топл}}}{G_{\Gamma\text{CA}} - G_{\text{топл}}} \right)$$

где $G_{\text{в}}$ – расход воздуха на входе в КС, который связан с расходом газа в критическом сечении СА через расход топлива $G_{\text{топл}}$:

$$G_{\text{в}} = G_{\Gamma\text{CA}} - G_{\text{топл}},$$

$i_B^*(T_K^*)$ – энтальпия воздуха в сечении перед КС (зависит только от полной температуры воздуха за компрессором высокого давления КВД T_K^*); H_u – низшая теплотворная способность топлива; η_r – коэффициент полноты горения; $i_r^*(T_r^*, \frac{G_{\text{топл}}}{G_{\text{гса}} - G_{\text{топл}}})$ – энтальпия газа в критическом сечении СА (зависит от полной температуры газа в этом же сечении T_r^* и параметра, определяющего состав рабочего тела $\frac{G_{\text{топл}}}{G_{\text{гса}} - G_{\text{топл}}}$).

Таким образом, получается следующая система, состоящая из двух нелинейных уравнений с двумя неизвестными – расход газа $G_{\text{гса}}$ и температура газа T_r^* в критическом сечении СА [19]:

$$G_{\text{гса}} = m_{\text{кр}}(k) \times \frac{p_k^* \times \sigma_{\text{кс}} \times F_{\text{гса}}}{\sqrt{R_r \times T_r^*}}, \quad (1)$$

$$(G_{\text{гса}} - G_{\text{топл}}) \times i_B^*(T_K^*) + H_u \times \eta_r \times G_{\text{топл}} = G_{\text{гса}} \times i_r^*(T_r^*, \frac{G_{\text{топл}}}{G_{\text{гса}} - G_{\text{топл}}}). \quad (2)$$

Погрешности при определении $G_{\text{гса}}$ и T_r^* по данным уравнениям, в основном, связаны со следующими обстоятельствами:

- отклонением реально выполненного в металле соплового аппарата ТВД от его проекта («неточность производства»);

- неточностью измерения (механическим, оптическим или иным способом) площади критического сечения выполненного СА ТВД $F_{\text{гса}}$ («неточность измерения»);

- не всегда поддающейся оценке степенью температурного расширения лопаток СА ТВД, приводящего к соответствующему изменению площади сечения «горла» («влияние температурного расширения»);

- отличием реального течения в сечении «горла» СА ТВД от условно принятого в одномерной постановке критического течения и установлением некоторого пространственного («газодинамического») сечения, в котором реализуется скорость, равная скорости звука [20];

- неточностью измерения полного давления в сечении за компрессором высокого давления p_k^* (перед камерой сгорания);

- неточностью задания потерь полного давления в камере сгорания и в межлопаточном канале от входа в СА ТВД до его критического сечения $\sigma_{\text{кс}}$ («неопределенность потерь давления»);

- неточностью измерения расхода топлива в камере сгорания $G_{\text{топл}}$;

- неточностью измерения полной температуры в сечении за компрессором высокого давления T_K^* (перед камерой сгорания).

Каждый из перечисленных факторов может привести к отклонению реальных (определяемых при экспериментальных исследованиях) значений расхода газа и температуры в критическом сечении СА ТВД от их расчетных значений, полученных при проектировании.

На одном из отмеченных факторов, связанном с влиянием пространственного течения в «горле» соплового аппарата, остановимся более подробно. Как показывают результаты 3D оценок [20], течение в межлопаточных каналах сопловых аппаратов современных турбин носит сугубо неоднородный характер, и область критического течения часто находится вне области «горла» СА турбины. На рис. 2 в качестве примера показаны линии постоянного числа Маха в межлопаточном канале СА типовой турбины современного авиационного ГТД.

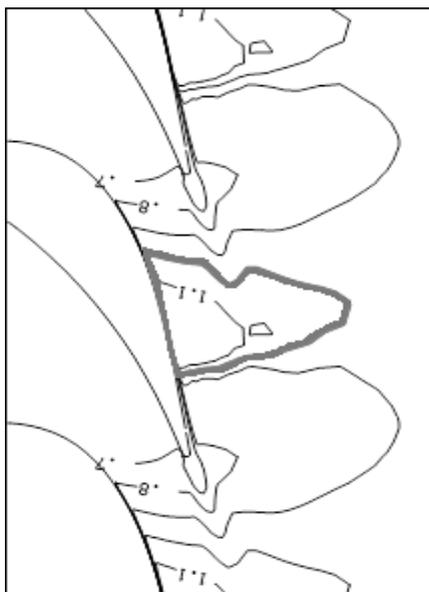


Рис. 2. Распределение действительного числа M в сечении на среднем радиусе СА ТВД («звуковая линия», соответствующая $M = 1$, обозначена утолщенной серой линией)

В отличие от одномерного приближения даже при сверхкритическом перепаде давлений на турбине с увеличением режима работы СА (ростом значения приведенной скорости на выходе при условно адиабатическом расширении $\lambda_{2ад}$) смещение критического сечения («звуковой линии») в косой срез решеток уменьшается, и возрастает расход газа через сечение «горла» СА.

На рис. 3, заимствованном из [20], приведены расходные характеристики типового соплового аппарата ТВД. Видно, что экспериментальные и согласованные с ними расчетные (по 3D-модели) значения расходов газа G , проходящих через «горло» СА, существенно ниже (на $\sim 4\%$ на режиме $\lambda_{2ад} = 1,0$) значений, определенных по одномерной модели (ОМ) течения по уравнению расхода в предположении о «запертом горле» G_0 .

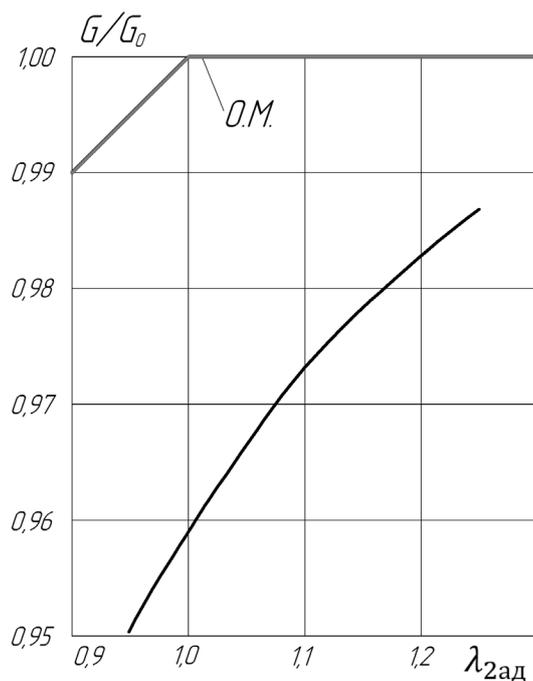


Рис. 3. Зависимость расхода газа в СА от режима работы

Возможная ошибка в определении значения T_r^* при современном уровне максимальных значений температуры газа перед турбиной может существенно повлиять на определение теплового состояния элементов «горячей» части двигателя. В свою очередь, отклонение значения расхода газа G_{rCA} и соответственно в других сечениях проточного тракта двигателя способно привести в системе двигателя к заметным погрешностям в определении его параметров, в том числе определения положения рабочей точки на характеристике КВД, что может негативно сказаться на точности определения запаса его газодинамической устойчивости $\Delta K_{y \text{ КВД}}$. При этом для определения расхода воздуха на входе в газогенератор $G_{\text{вхГГ}}$ помимо значения расхода топлива $G_{\text{топл}}$ также необходимо суммарное значение расходов воздуха $\Delta G_{\text{отб}\Sigma}$, отбираемого от КВД и возвращаемого в проточную часть двигателя после сечения «горла» СА ТВД.

$$G_{\text{вхГГ}} = G_{rCA} - G_{\text{топл}} + \Delta G_{\text{отб}\Sigma},$$

или

$$G_{\text{вхГГ}} = \frac{G_{rCA} - G_{\text{топл}}}{1 - \overline{\Delta G}_{\text{отб}\Sigma}},$$

где $\overline{\Delta G}_{\text{отб}\Sigma}$ – значение относительного суммарного отбора воздуха от КВД и выпускаемого в проточную часть после сечения «горла» СА ТВД:

$$\overline{\Delta G}_{\text{отб}\Sigma} = \frac{\Delta G_{\text{отб}\Sigma}}{G_{\text{вхГГ}}} \quad (3)$$

Однако следует иметь в виду, что вероятность «реализации» того или иного фактора при испытании двигателя на стенде неодинакова. Так, например, измерение расхода топлива $G_{\text{топл}}$, подаваемого в камеру сгорания, обычно производится достаточно точно. То же самое можно сказать и о значениях полного давления p_k^* и полной температуры T_k^* за КВД, обычно измеряемых многоточечными гребенками, датчики которых расположены по всей высоте проточного тракта и в нескольких сечениях по окружности. Погрешность определения этих параметров в большинстве случаев не превосходит 0,5 %. Значение потерь полного давления на участке от сечения выхода из компрессора высокого давления до сечения «горла» также обычно определяется по экспериментальной зависимости $\sigma_{\text{кк}}$ от приведенной скорости потока на входе в камеру сгорания (или другого параметра, определяющего режим работы двигателя, например, приведенной частоты вращения КВД).

Таким образом, из всех перечисленных выше факторов, негативно влияющих на точность определения расхода G_{rCA} и температуры газа T_r^* в «горле» СА ТВД, наиболее вероятное влияние неточности определения площади критического сечения F_{rCA} или однозначно с ним связанной пропускной способности СА, значение которой при «запертом» критическом сечении $q(\lambda_{rCA}, k) = 1$ равно:

$$\frac{G_{rCA} \times \sqrt{T_r^*}}{p_k^* \times \sigma_{\text{кк}}} = m_{\text{кр}}(k) \times \frac{1}{\sqrt{R_r}} \times F_{rCA}.$$

В связи с этим представляет интерес оценить влияние погрешности в определении площади критического сечения δF_{rCA} на неточность определения температуры газа в «горле» СА ТВД δT_r^* , а также расхода газа δG_{rCA} в этом сечении и расхода воздуха на входе в газогенератор $\delta G_{\text{вхГГ}}$.

На рис. 4 представлены результаты такой оценки, проведенной для двухконтурного двухвального двигателя с уровнем параметров, соответствующим 4 поколению, из которого видно,

что коэффициент влияния неточности определения площади «горла» СА ТВД на температуру газа перед турбиной составляет $\sim 0,7$, а на расходы $G_{\text{вхГТ}}$ и $G_{\text{ГСА}}$ – вдвое больше $\sim 1,4$. Из этого следует, что, например, ошибка $\delta F_{\text{ГСА}}$ в $1,5 \dots 2 \%$, которая для выполненного двигателя вполне может соответствовать точности определения этого параметра при его измерении в холодном состоянии, и $\delta F_{\text{ГСА}} \sim 2 \%$, которая соответствует изменению площади «горла» в горячем состоянии, в совокупности может привести к неточности $\delta T_{\text{Г}}^* = 2,5 \%$, а расходов $G_{\text{вхГТ}}$ и $G_{\text{ГСА}}$ до $5 \dots 5,5 \%$.

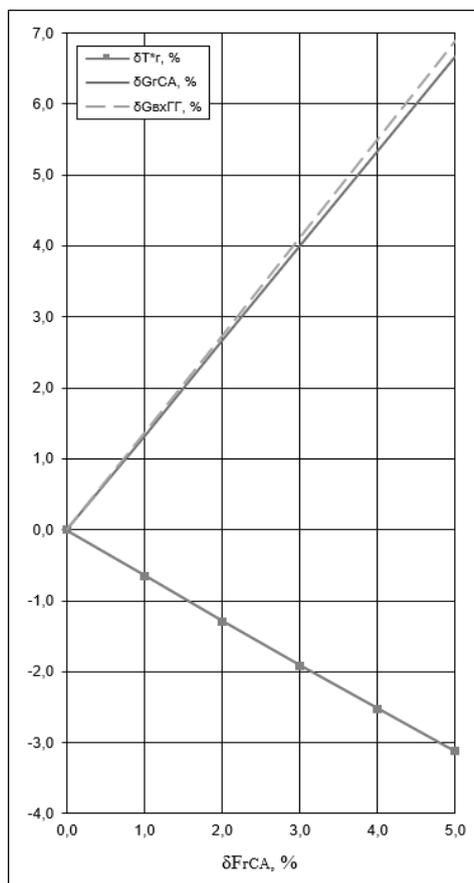


Рис. 4. Зависимость погрешности в определении расхода газа $G_{\text{ГСА}}$ и воздуха $G_{\text{вхГТ}}$, а также температуры газа $T_{\text{Г}}^*$ от неточности задания площади «горла» СА

Что касается влияния неточности определения давления и коэффициента потерь в камере сгорания, то, как следует из уравнения (1), их влияние аналогично влиянию площади $\delta F_{\text{ГСА}}$.

Влияние погрешности в определении значения температуры воздуха за КВД $\delta T_{\text{к}}^*$ более слабое (рис. 5): коэффициент влияния на погрешность определения температуры газа $\delta T_{\text{Г}}^*$ составляет $\sim 0,5$, и на погрешность определения расходов – $\delta G_{\text{вхГТ}}$ и $\delta G_{\text{ГСА}} - 0,25$. Это обстоятельство в совокупности с достаточно высокой точностью определения этого параметра при испытаниях говорит о том, что погрешность определения $\delta T_{\text{Г}}^*$, $\delta G_{\text{вхГТ}}$ и $\delta G_{\text{ГСА}}$ в этом случае несущественна.

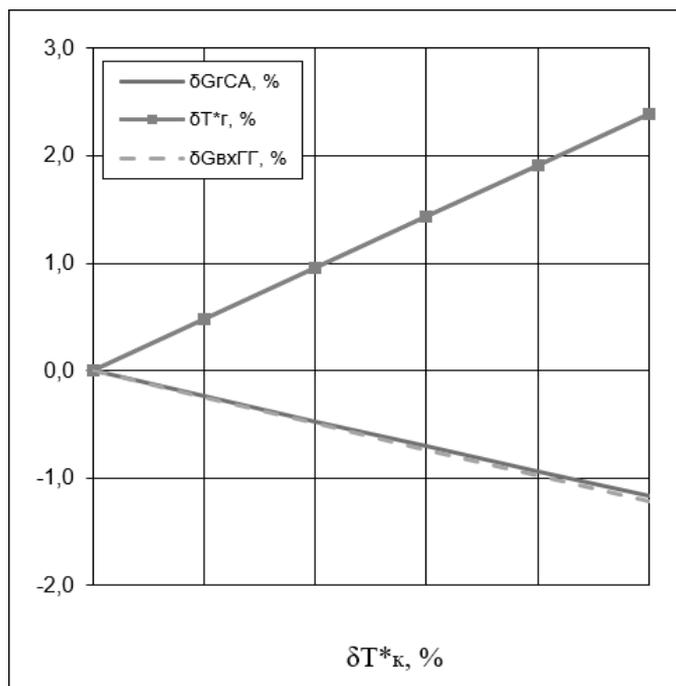


Рис. 5. Зависимость погрешности в определении расхода газа G_{rCA} и воздуха $G_{вхГГ}$, а также температуры газа T^*_g от неточности задания температуры за КВД T^*_k

Кроме того, как видно из уравнений (1–3), неточность задания суммарного относительного отбора воздуха от КВД $\overline{\Delta G}_{отб\Sigma}$ влияет только на значение расхода воздуха в сечении на входе в газогенератор $G_{вхГГ}$, причем каждый дополнительный процент величины $\overline{\Delta G}_{отб\Sigma}$ (по отношению к расходу на входе в газогенератор) приводит к изменению значения $G_{вхГГ}$ тоже на процент.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ возможных факторов, влияющих на погрешность определения температуры и расхода рабочего тела газотурбинного двигателя в критическом сечении соплового аппарата турбины высокого давления при его испытаниях на стенде, показал, что основным возможным источником ошибки при расчетном определении этих параметров может стать неточность задания площади критического сечения СА ТВД (или его пропускной способности).

Погрешность значения площади критического сечения соплового аппарата турбины δF_{rCA} , вследствие неточности производства, неточности измерения, пространственного течения в «горле» СА или влияния температурного расширения, которое в совокупности может составить до 3,5...4 % и выше, способно привести к ошибке в определении температуры газа в этом же сечении T^*_g до 2,5 %, что для современных авиационных ГТД составляет до 40 К. Это обстоятельство может привести к существенно неверной оценке теплового состояния элементов «горячей» части двигателя.

При определении расхода газа в критическом сечении G_{rCA} и расхода воздуха на входе в газогенератор $G_{вхГГ}$ то же значение неточности в задании δF_{rCA} может привести к погрешности в определении этих параметров до 5,5 %, что, в свою очередь, может привести к неправильному «протеканию» рабочей линии в поле характеристик КВД и неточному определению запаса его газодинамической устойчивости (погрешность в значении $\Delta K_{уКВД}$ может достигать до 7 ... 8 %).

Таким образом, некорректный учет погрешностей измерения параметров двигателя неизбежно приведет к достаточно большим погрешностям определения таких параметров двига-

теля, как полная температура и расход газа в одном из самых горячих сечений двигателя – в критическом сечении СА ТВД, что может привести к неправильному определению положения рабочей точки на характеристике КВД, а также к неверной оценке теплового состояния элементов «горячей» части двигателя.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Эзрохи Ю. А.** Моделирование двигателя и его узлов // *Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV–21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели.* М.: Машиностроение, 2010. С. 341–353. [Yu. A. Ezrokhi, “Modeling of the engine and its components”, (in Russian), in *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV-21. Samolety i vertolety. Kn. 3. Aviatsonnyye dvigateli.* Moscow: Mashinostroenie, 2010, pp. 341-353.]
2. **Ткаченко А. Ю.** Математическая модель рабочего тела для термодинамического расчета газотурбинного двигателя // *Вестник Московского авиационного института.* 2021. Т. 28, № 1. С. 180–191. DOI: 10.34759/vst-2021-1-180-191. [A. Yu. Tkachenko, “Mathematical model of the working body for thermodynamic calculation of a gas turbine engine”, (in Russian), in *Vestnik Moskovskogo aviatsonnogo instituta*, vol. 28, no. 1, pp. 180-191, 2021. DOI: 10.34759/vst-2021-1-180-191.]
3. **Visser W.** Generic Analysis Methods for Gas Turbine Engine Performance: The development of the gas turbine simulation program GSP: PhD Thesis. Technische Universiteit Delft, 2014. DOI: 10.4233/uuid:f95da308-e7ef-47de-abf2-aedbfa30cf63.
4. **Эзрохи Ю. А., Хорева Е. А.** Оценка влияния неоднородности входного потока воздуха на тягу газотурбинного двухконтурного двигателя // *Вестник Московского авиационного института.* 2018. Т. 25, № 2. С. 99–108. [Yu. A. Ezrokhi, E. A. Khoreva, “Evaluation of the effect of inhomogeneity of the inlet air flow on the thrust of a gas turbine bypass engine”, in *Vestnik Moskovskogo aviatsonnogo instituta*, vol. 25, no. 2, pp. 99-108, 2018.]
5. **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.
6. **Зиненков Ю. В., Агавердыев С. В., Луковников А. В.** Выбор оптимальных параметров силовой установки ударного беспилотного летательного аппарата // *Вестник Московского авиационного института.* 2020. Т. 27. № 4. С. 105–116. DOI: 10.34759/vst-2020-4-105-116. [Yu. V. Zinenkov, S. V. Agaverdiev, A. V. Lukovnikov, “Choice of optimal parameters for the power plant of an attack unmanned aerial vehicle”, (in Russian), in *Vestnik Moskovskogo aviatsonnogo instituta*, vol. 27, no. 4, pp. 105-116, 2020. DOI: 10.34759/vst-2020-4-105-116.]
7. **Филинов Е. П., Безбородова К. В.** Анализ конструкции трехконтурных газотурбинных двигателей // *Вестник Московского авиационного института.* 2021. Т. 28, № 3. С. 159–170. DOI: 10.34759/vst-2021-2-159-170. [E. P. Filinov, K. V. Bezborodova, “Analysis of the design of three-circuit gas turbine engines”, (in Russian), in *Vestnik Moskovskogo aviatsonnogo instituta*, vol. 28, no. 3, pp. 159-170, 2021. DOI: 10.34759/vst-2021-2-159-170.]
8. **Луковников А. В.** Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // *Вестник Московского авиационного института.* 2008. Т. 15, № 3. С. 34–43. [A. V. Lukovnikov, “Conceptual design of power plants for aircraft in a multidisciplinary formulation”, (in Russian), in *Vestnik Moskovskogo aviatsonnogo instituta*, vol. 15, no. 3, pp. 34-43, 2008.]
9. **Александров Ю. Б., Нгуен Т. Д., Мингазов Б. Г.** Проектирование и доводка камер сгорания газотурбинных двигателей на основе расчетов различного уровня сложности // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение.* 2021. Т. 20, № 3. С. 7–23. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-7-23. [Yu. B. Alexandrov, T. D. Nguyen, B. G. Mingazov, “Design and development of combustion chambers for gas turbine engines based on calculations of various levels of complexity”, (in Russian), in *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tehnika, tehnologii i mashinostroyeniye*, vol. 20, no. 3, pp. 7-23, 2021. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-7-23.]
10. **Карев О. Д.** Введение в задачу расчета параметров камеры смешения турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение.* 2021. Т. 20, № 3. С. 57–64. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-57-64. [O. D. Karev, “Introduction to the problem of calculating the parameters of the mixing chamber of a turbojet bypass engine with an afterburner combustion chamber”, (in Russian), in *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tehnika, tehnologii i mashinostroyeniye*, vol. 20, no. 3, pp. 57-64, 2021. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-57-64.]
11. **Гольберг Ф. Д., Гуревич О. С., Петухов А. А.** Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления // *Труды МАИ.* 2012. № 58. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=33278> (дата обращения 14.02.2022). [F. D. Golberg, O. S. Gurevich, A. A. Petukhov (2022, Feb. 14), “Mathematical model of the engine in the ACS GTE for improving the reliability and quality of control” [Online], (in Russian), in *Trudi MAI*, no. 58, 2012. Available: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=33278>]
12. **Цховребов М. М., Эзрохи Ю. А., Дрыгин А. С.** Применение идентифицированной математической модели газотурбинного двигателя для анализа результатов испытаний // *Авиационные двигатели и силовые установки: сб. статей.* М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. С. 153–159. [M. M. Tskhovrebov, Yu. A. Ezrokhi, A. S. Drygin, “Application of the identified mathematical model of a gas turbine engine for the analysis of test results”, (in Russian), in *Aviatsonnyye dvigateli i silovye ustanovki: sb. statey.* Moscow: TORUS PRESS, 2010, pp. 153-159.]

13. **Челомбитко А. В., Швец Л. И., Лященко Д. И.** Применение математической модели авиационного ГТД при обработке результатов его испытаний // Техника воздушного флота. 2000. № 3–4. С. 33–41. [A. V. Chelombitko, L. I. Shvets, D. I. Lyashchenko, "Application of a mathematical model of an aircraft gas turbine engine in processing the results of its tests", (in Russian), in *Tehnika vozdushnogo flota*, no. 3-4, pp. 33-41 2000.]

14. **Боровик В. О., Таран Е. М.** Анализ результатов испытаний ГТД с использованием математических моделей и методов математической статистики // Испытания авиационных двигателей: межвуз. науч. сб. Уфа: УАИ, 1978. № 6. С. 3–12. [V. O. Borovik, E. M. Taran, "Analysis of gas turbine engine test results using mathematical models and methods of mathematical statistics", (in Russian), in *Ispytaniya aviatsionnyh dvigateley: mezhvuz. nauch. sb.* Ufa: UAI, 1978, no. 6, pp. 3-12.]

15. **Ахмед Х. С. А., Осипов Б. М.** Многорежимная идентификация получения адекватной модели газотурбинного двигателя для диагностики по термогазодинамическим параметрам // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27, № 1. С. 133–143. DOI: 10.34759/vst-2020-1-133-143. [H. S. A. Ahmed, B. M. Osipov, "Multi-mode identification of obtaining an adequate model of a gas turbine engine for diagnostics by thermogasdynamic parameters", (in Russian), in *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, vol. 27, no. 1, pp. 133-143, 2020.]

16. **Надыршин А. И., Горюнов И. М.** Исследование изменения параметров ТРДД в процессе эксплуатации // Вестник УГАТУ. 2019. Т. 23, № 3(85). С. 79–87. [A. I. Nadyrshin, I. M. Gorunov, "Study of changes in the parameters of turbofan engines during operation", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 23, no. 3 (85), pp. 79-87, 2019.]

17. **Боровик В. О., Ланда Б. Ш.** Механизм влияния эксплуатационных факторов на характеристики элементов ГТД // Испытания авиационных двигателей: межвуз. науч. сб. Уфа: УАИ, 1985. № 13. С. 3–8. [V. O. Borovik, B. Sh. Landa, "The mechanism of influence of operational factors on the characteristics of GTE elements", (in Russian), in *Ispytaniya aviatsionnyh dvigateley: mezhvuz. nauch. sb.* Ufa: UAI, 1985, no. 13, pp. 3-8.]

18. **Литвинов Ю. А., Боровик В. О.** Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1979. 288 с. [Yu. A. Litvinov, V. O. Borovik, *Characteristics and operational properties of aircraft turbojet engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1979.]

19. **Определение** параметров турбины при стендовых испытаниях газогенератора ГТД / В. Д. Венедиктов [и др.] // Авиационные двигатели и силовые установки: сб. статей. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. С. 113–124. [V. D. Venediktov, et al., "Determination of turbine parameters during bench tests of gas turbine engines", (in Russian), in *Aviatsionnye dvigateli i silovye ustanovki: sb. statey.* Moscow: TORUS PRESS, 2010, pp. 113–124.]

20. **Венедиктов В. Д.** Газовая динамика охлаждаемых турбин. М.: Машиностроение, 1990. 240 с. [V. D. Venediktov, *Gas dynamics of cooled turbines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1990.]

ОБ АВТОРАХ

ЭЗРОХИ Юрий Александрович, канд. техн. наук (ЦИАМ, 1990). Ст. науч. сотр., доц., нач. сектора ФАУ «ЦИАМ им. П. И. Баранова».

ГУСМАНОВА Анастасия Альбертовна, инж. ФАУ «ЦИАМ им. П. И. Баранова».

EZROKHI, Yury Aleksandrovich, Cand. of Tech. Sci. (CIAM, 1990). Senior Researcher, Assoc. Prof., Chief of Subdepartment, "CIAM named after P. I. Baranov".

GUSMANOVA, Anastasiya Al'bertovna, engeneer, "CIAM named after P. I. Baranov".

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 26, no. 2 (96), pp. 105-114, 2022. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).