

УДК 621.45.034: 621.452.3

Верификация разработанной расчетной модели основной камеры сгорания серийного газотурбинного двигателя с результатами испытаний на основе численного моделирования

Т.В. Грасько, С.А. Маяцкий

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 394064, Воронеж, Российская Федерация, ул. Старых Большевиков, д. 54 а.

Verification of the developed computational model of the main combustion chamber of a gas turbine engine

T.V. Gras'ko, S.A. Mayatskiy

Air Force Academy n.a. Prof. N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Starykh Bol'shevikov str., 54 a, 394064, Voronezh, Russian Federation.

 e-mail: grasko83@mail.ru, mslo@yandex.ru

i В настоящее время проведение исследований в области регулирования основной камеры сгорания с целью повышения эффективности ее работы является актуальной задачей. Обоснована необходимость регулирования процесса горения в основной камере сгорания газотурбинного двигателя. Выбран и обоснован способ анализа рабочего процесса в основных камерах сгорания. Разработана расчетная модель основной камеры сгорания серийного газотурбинного двигателя в программном комплексе для численного трехмерного термогазодинамического моделирования ANSYS FLUENT. Выполнена верификация результатов расчета, полученных численным моделированием, с данными испытаний серийного газотурбинного двигателя. Из результатов верификации следует, что разработанная расчетная модель позволяет моделировать рабочий процесс в регулируемых камерах сгорания различных схем с высокой степенью достоверности.

Ключевые слова: расчетная модель, камера сгорания, процесс горения, трехмерное термогазодинамическое моделирование, газотурбинный двигатель.

i Improving the efficiency of the main combustion chamber by means of control is of current interest. In this paper, the importance of control of the combustion process in the main combustion chamber of a gas turbine engine is proved. A method of analysis of working processes in main combustion chambers is adopted and validated. A computational model of the main combustion chamber of a gas turbine engine is developed using the ANSYS FLUENT software for solving three-dimensional thermal and fluid dynamics problems. The calculation results obtained by the numerical simulation are verified using test data available for serial production gas turbine engines. The results of verification show that the developed computational model allows modeling working processes in controlled combustion chambers of various designs with a high degree of accuracy.

Keywords: computational model, combustion chamber, combustion process, three-dimensional thermal and gas-dynamic modeling, gas turbine engine.

В современном газотурбинном двигателе (ГТД) предусмотрена адаптация элементов проточной части к различным режимам работы двигателя. Для ее реализации необходима разработка новых конструктивных решений, позволяющих регулировать состав топливовоздушной смеси в основной камере сгорания (ОКС), изменять профиль проточной части двигателя в области компрессоров и газовых турбин, управлять вдувом и отбором воздуха в лопаточных машинах [1].

Следовательно, научная работа, проводимая в области исследования регулирования состава топливовоздушной смеси в первичной зоне горения посредством расхода воздуха в ОКС, направленная на повышение эффективности рабочего процесса ОКС в широком эксплуатационном диапазоне по суммарному коэффициенту избытка воздуха в настоящее время актуальна [2].

Основные элементы ГТД, подлежащие регулированию и адаптации, приведены в таблице.

Сложностью исследовательского характера при анализе рабочего процесса регулируемых камер сгорания является разработка расчетной модели ОКС серийного ГТД и верификация (проверка) результатов с данными, полученными при испытании двигателя, на основе численного моделирования.

Цель работы — определение целесообразности выбора и применения способа анализа рабочего процесса в ОКС и проверка его на адекватность.

Одним из этапов достижения цели является сопоставление результатов трехмерного моделирования с известными результатами [3] по характеристикам температурного поля на выходе из ОКС.

Существует три способа анализа рабочего процесса в ОКС: теоретический, экспериментальный и численный [4]. Ограниченные возможности теоретического подхода обусловлены тем, что в нем используются упрощенные теоре-

тические соотношения в совокупности с эмпирическими коэффициентами, полученными из определенного набора экспериментов. Данный подход неточен, так как при изменении конфигурации задачи или ее условий необходимо заново подбирать эмпирические коэффициенты. Основные трудности связаны с большими затратами материальных ресурсов, причем как при сегментных испытаниях камеры сгорания, так и в совокупности с силовой установкой.

Экспериментальные методы не дают количественное распределение газодинамических параметров в исследуемой области камеры сгорания, исследователь получает качественную картину распределения того или иного параметра. Определение количественных результатов возможно лишь в ограниченном числе точек, в которых установлены датчики. При этом приборы могут изменять начальную конфигурацию задачи, оказывая негативное влияние на постановку эксперимента и точность получаемых результатов. Проведение экспериментальных исследований в ряде важных с практической точки зрения задач, к которым относятся задачи по определению температуры газа и радиальной неравномерности поля температур на выходе из ОКС, крайне затруднено. Преимуществом численных подходов является то, что исследование газодинамических процессов в ОКС осуществляется в широких пространственных и временных диапазонах, при любых давлениях и температурах.

Одной из задач применения численного метода является поиск компромисса между универсальностью используемых моделей и их сложностью, выражающейся в требованиях к вычислительным и временным ресурсам. Так, процесс горения может описываться с помощью глобальных (брутто) реакций или включать в себя многостадийность, присущую реальному процессу (сотни и тысячи химических компонентов и реакций), а моделирование турбулентности может осложняться от использо-

Основные элементы регулирования

Элемент регулирования	Управляющий фактор	Задача регулирования
Компрессор	Регулирование радиальных зазоров, управление вдувом и отбором воздуха	Повышение запаса газодинамической устойчивости ГТД
ОКС	Регулирование состава топливо-воздушной смеси в первичной зоне горения	Расширение диапазона устойчивой работы ОКС
Газовая турбина	Регулирование радиальных зазоров	Повышение запаса газодинамической устойчивости ГТД
Реактивное сопло	Управление створками реактивного сопла	Повышение запаса газодинамической устойчивости ГТД, полное расширение газа в сопле

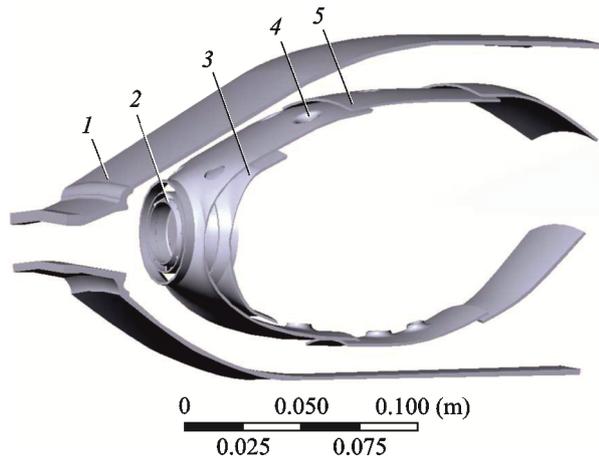


Рис. 1. Геометрическая расчетная модель ОКС:

1 — корпус камеры сгорания; 2 — лопаточный завихритель; 3 — фронтное устройство; 4 — отверстия для подвода вторичного воздуха; 5 — жаровая труба

вания двухпараметрических моделей в стационарной постановке до нестационарной постановки и метода крупных вихрей [5]. В инженерных расчетах широкое применение получили модели турбулентности с двумя параметрами [6], модели переноса рейнольдсовых напряжений [7] и модель распада вихря Магнуссена для расчета процесса горения [8].

Исследованный авторами данной работы численный метод основан на решении системы дифференциальных уравнений, описывающих физико-химические процессы в ОКС, с использованием метода контрольного объема, реализованного в пакете прикладных программ ANSYS FLUENT, позволяющего получить распределение газодинамических параметров во всей расчетной области и в каждой отдельно взятой ячейке.

В качестве объекта исследования выбран ГТД РД-33, в настоящее время используемый на самолетах МиГ-29 различных модификаций, состоящих на вооружении многих стран мира.

Для проведения трехмерных газодинамических и тепловых расчетов разработана геометрическая расчетная модель ОКС, включающая 1/24 часть ОКС — сектор в 15°, выполненная с использованием CAD-системы (рис. 1).

Опираясь на аналитические принципы решения научных задач, рассматриваемая проблема решается с помощью следующей разработанной методики проведения термодинамического моделирования.

1. Из CAD-системы упрощенная расчетная модель ОКС (без соплового аппарата турбины высокого давления) импортируется в модуль Meshing программы ANSYS для построения конечно-элементной сетки в автоматическом

режиме (по методу Hex Dominant с использованием элементов (ячеек) только в форме тетраэдров). Данная процедура позволяет в полной мере, с учетом криволинейности заданных поверхностей, учесть сложность течения в сопряженных и трудно описываемых частях ОКС. В местах сложной местной геометрии и при приближении к пограничному слою размеры ячеек уменьшаются автоматически.

2. После построения сетки модель ОКС импортируется в модуль газодинамических расчетов для задания граничных условий и выполнения вычислений. При проведении трехмерных расчетов рабочего процесса в ОКС используются следующие допущения:

- рабочее тело представляет собой смесь газов (кислород, азот, испаренное топливо, продукты сгорания);

- в качестве моделей турбулентности были выбраны реализованные в ANSYS FLUENT модели: $k-\epsilon$ Standard, $k-\epsilon$ RNG, $k-\epsilon$ Realizable, $k-\omega$ SST, Reynolds Stress Model Linear Pressure-Strain и Reynolds Stress Model Low-Re Stress-Omega [9].

Значения констант модели турбулентности $k-\epsilon$ Realizable приведены ниже:

Коэффициент	Значение
$C_{1, C_{1\epsilon}}$	1,44
C_2	1,92
C_μ	0,09
σ_k	1,0
σ_ϵ	1,3
σ_t	1,0
C_3	1,0
C_4	0,0
β	0,0

- в качестве топлива использовался условно авиационный керосин с химической формулой $C_{12}H_{23}$;

- моделирование подачи топлива через торец форсунки в виде полого конуса с заданной гео-

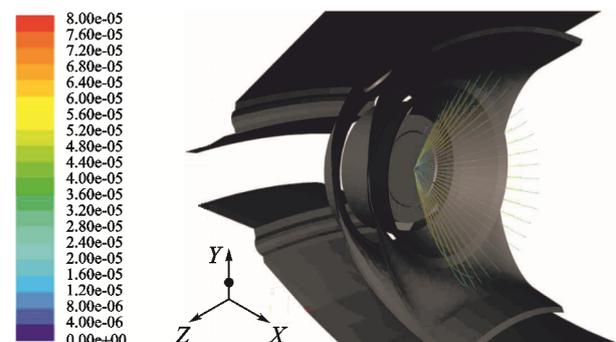


Рис. 2. Параметры распыла топлива в ОКС (Полноцветную версию см. <http://www.izvuzmash.bmstu.ru>)

метрий и мелкостью распыла (распределение капель по диаметрам Розина—Раммлера) со следующими параметрами: минимальный диаметр 1 мкм, средний диаметр 40 мкм, максимальный диаметр 80 мкм, как показано на рис. 2;

- моделирование испарения и смешение топлива с воздухом по модели LEM (Liquid Evaporation Model);

- моделирование горения топлива по модели EDM (Eddy Dissipation Model) с использованием стандартной одноступенчатой химической реакции (One Step Reaction), обеспечивающей полное и мгновенное сгорание всего топлива (модель является простейшей и позволяет с достаточной инженерной точностью определять положение фронта горения и основные пара-

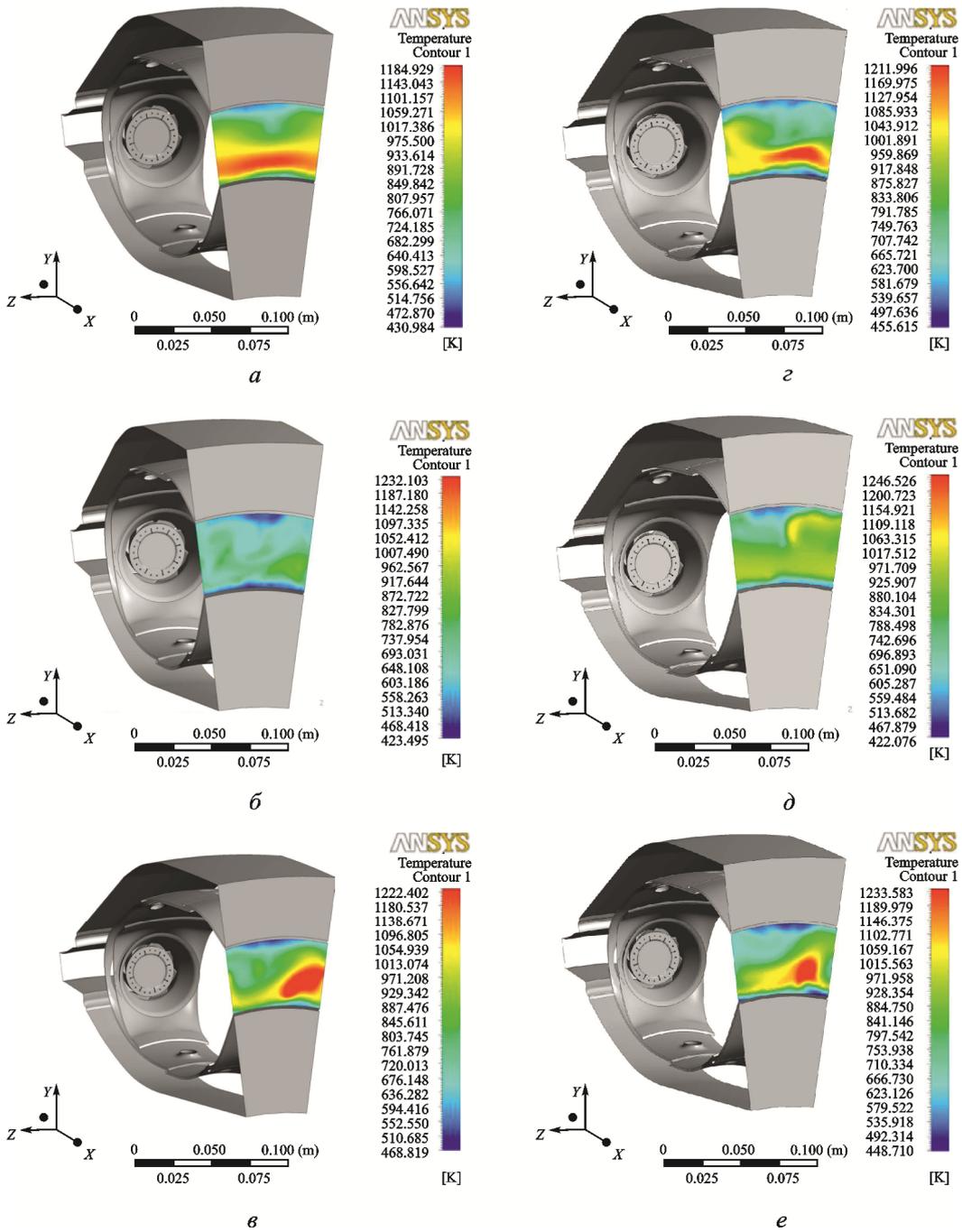


Рис. 3. Распределение поля температуры на выходе из ОКС с моделью турбулентности: а — κ-ε Realizable; б — κ-ε RNG; в — κ-ω SST; г — Reynolds Stress Model Linear Pressure-Strain; д — Reynolds Stress Model Low-Re Stress-Omega; е — κ-ε Standard (Полноцветную версию см. <http://www.izvuzmash.bmstu.ru>)

метры потока внутри и на выходе из жаровой трубы);

- моделирование лучистого теплообмена в жаровой трубе по модели дискретных ординат;
- моделирование теплообмена между ОКС и внешней средой — отсутствует (все стенки в модели считаются «адиабатными»).

3. При проведении трехмерных расчетов в модели ОКС используются следующие граничные и начальные условия, соответствующие режиму работы двигателя «малый газ»:

- на входе в диффузор ОКС (Inlet) полное давление $p_k^* = 486\,360$ Па и полная температура $T_k^* = 466$ К, а также тип и направление потока — дозвуковой, турбулентный, с интенсивностью 5 %;

- на торцевой поверхности форсунки, подающей топливо в ОКС в виде полого конуса (Ring Cone) с углом раскрытия 88 град, массовый расход через который составляет $G_{\text{кон}} = 0,006$ кг/с, с полной начальной температурой топлива $T_{\text{кон}}^* = 300$ К;

- на выходе из жаровой трубы (Outlet) полное давление газа $p_r^* = 476\,632$ Па, массовый расход газа $G_{\text{вых}} = 0,59125$ кг/с;

- на всех стенках ОКС (Wall) условие непротекания газа;

- на боковых поверхностях модели (Periodic) выполняется условие периодичности (циклической симметрии) вдоль продольной оси вращения.

В результате трехмерного моделирования определены значения средне массовой полной температуры газа по плоскости выходного сечения из ОКС (рис. 3).

Осредненные расчетные значения температуры газа составляют:

- с моделью турбулентности $k-\varepsilon$ Realizable $T_{\text{г.расч}1}^* = 831$ К (рис. 3, а);
- с моделью турбулентности $k-\varepsilon$ RNG $T_{\text{г.расч}2}^* = 662$ К (рис. 3, б);
- с моделью турбулентности $k-\omega$ SST $T_{\text{г.расч}3}^* = 798$ К (рис. 3, в);
- с моделью турбулентности Reynolds Stress Model Linear Pressure-Strain $T_{\text{г.расч}4}^* = 782$ К (рис. 3, г);
- с моделью турбулентности Reynolds Stress Model Low-Re Stress-Omega $T_{\text{г.расч}5}^* = 801$ К (рис. 3, д);

- с моделью турбулентности $k-\varepsilon$ Standard $T_{\text{г.расч}6}^* = 864$ К (рис. 3, е).

По данным, полученным в результате испытаний двигателя, значение температуры газа $T_{\text{г.испыт}}^* = 820$ К. С рассмотренными моделями турбулентности это значение составляет отно-

сительную разницу 1,34, 19,2, 2,68, 4,63, 2,31 и 5,36 % соответственно.

При анализе результатов расчета неравномерности поля температур на выходе из ОКС ставилось условие разделения выходного сечения жаровой трубы в радиальном направлении на 10 равных по площади поясов. Для определения радиальной неравномерности температурного поля в выходном сечении камеры сгорания использовалась следующая зависимость [10]:

$$\Theta = \frac{T_{\text{г.ср}i}^* - T_{\text{г}}^*}{T_{\text{г}}^* - T_{\text{к}}^*},$$

где $T_{\text{г.ср}i}^*$ — средняя температура газа в каждом i -м поясе ($i = 1, \dots, 10$); $T_{\text{г}}^*$ — средне массовая температура газа за камерой сгорания; $T_{\text{к}}^*$ — температура воздуха на входе в камеру сгорания.

Применяя описанную выше методику, найдена зависимость радиальной неравномерности температуры газа на выходе из ОКС Θ от относительной высоты лопатки газовой турбины \bar{h} , полученная в результате расчетов с рассмотренными моделями турбулентности и при испытании двигателя (рис. 4).

Значение коэффициента корреляции между расчетными и экспериментальными результатами составляет:

- модель турбулентности $k-\varepsilon$ Realizable $K_1 = 0,968$;
- модель турбулентности $k-\varepsilon$ RNG $K_2 = 0,73$;
- модель турбулентности $k-\omega$ SST $K_3 = 0,69$;

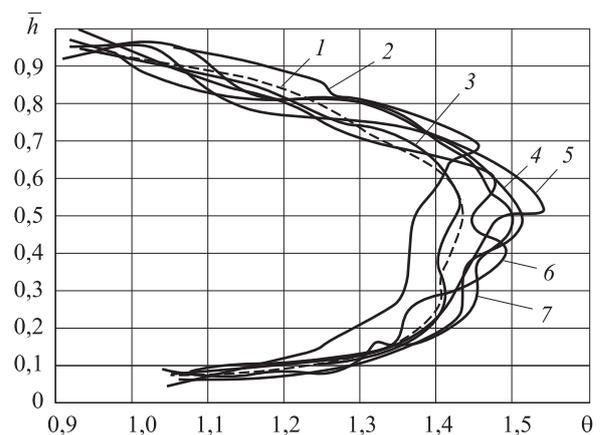


Рис. 4. Зависимости радиальной неравномерности температуры газа на выходе из ОКС:

- 1 — значение Θ , полученное при испытании двигателя;
- 2 — модель турбулентности $k-\omega$ SST; 3 — расчетное значение Θ , полученное при использовании модели турбулентности $k-\varepsilon$ Realizable; 4 — модель турбулентности Reynolds Stress Model Linear Pressure-Strain; 5 — модель турбулентности Reynolds Stress Model Low-Re Stress-Omega; 6 — модель турбулентности $k-\varepsilon$ Standard; 7 — модель турбулентности $k-\varepsilon$ RNG

- модель турбулентности Reynolds Stress Model Linear Pressure-Strain $K_4 = 0,74$;
- модель турбулентности Reynolds Stress Model Low-Re Stress-Omega $K_5 = 0,54$;
- модель турбулентности $k-\epsilon$ Standard $K_6 = 0,58$.

При использовании модели турбулентности $k-\epsilon$ Realizable коэффициент корреляции имеет максимальное значение $K_1 = 0,968$, что показывает устойчивую связь с зависимостью, полученной при испытании двигателя.

Выводы

1. Для проведения трехмерных газодинамических и тепловых расчетов камер сгорания целесообразно применять численный метод, реализованный в программе ANSYS FLUENT с

использованием модели турбулентности $k-\epsilon$ Realizable, позволяющий достоверно оценивать особенности рабочего процесса в разработанной расчетной модели серийной камеры сгорания газотурбинного двигателя РД-33.

2. Полученные в процессе расчета результаты позволяют верифицировать расчетную модель с данными испытаний двигателя по значению среднемаховой температуры газа на выходе из ОКС с относительной разницей 1,34 % и по радиальной неравномерности поля температур на выходе из ОКС со значением коэффициента корреляции равным 0,968.

3. Предложенная методика трехмерного газодинамического и теплового расчета позволит моделировать рабочий процесс в регулируемых камерах сгорания различных схем.

Литература

- [1] Гуревич О.С. *Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями*. Москва, Торус Пресс, 2010. 264 с.
- [2] Грасько Т.В., Маяцкий С.А. Совершенствование рабочего процесса газотурбинного двигателя летательного аппарата за счет применения высокотемпературной основной камеры сгорания. *Сб. тр. Всерос. науч.-практ. конф. 100 лет ВВС*. Воронеж, 16–17 мая 2012. Воронеж, ВАИУ, 2012, с. 105–108.
- [3] Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. *Теория камеры сгорания*. Санкт-Петербург, Наука, 2010. 288 с.
- [4] Харитонов В.Ф. *Проектирование камер сгорания*. Уфа, УГАТУ, 2008. 138 с.
- [5] Coillis S.S., Joslin R.D., Seifert A., Theofilis V. Issues in active flow control: theory, control, simulation, and experiment Text. *Progress in Aerospace Science*, 2004, vol. 40, pp. 279–283.
- [6] Матвеев С.Г., Зубрилин И.А. Моделирование структуры потока за стабилизатором пламени методом крупных вихрей. *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*, 2013, т. 15, № 6(4), с. 874–880.
- [7] Zhou X., Luo K.H., Williams J.J.R. Vortex dynamics in spatiotemporal development of reacting plumes. *Combustion and Flame*, 2002, no. 1–2, pp. 11–29.
- [8] Riechelmann D., Kato S., Fujimori T. Effect of presumed PDF selection on the numerical result for turbulent diffusion flames. *JSME International Journal, Series B: Fluids and Thermal Engineering*, 2002, vol. 45, issue 1, pp. 108–111.
- [9] Mandai S., Uda N., Nishida H. Premixed combustion models for gas turbine with stratified fueling systems. *JSME International Journal, Series B: Fluids and Thermal Engineering*, 2003, vol. 46, issue 1, pp. 145–153.
- [10] Кулагин В.В. *Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. Кн. 1: Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики*. Москва, Машиностроение, 2002. 616 с.

References

- [1] Gurevich O.S. *Sistemy avtomaticheskogo upravleniia aviatsionnymi gazoturbinnymi dvigateliami* [Automatic control systems of aviation gas turbine engines]. Moscow, Torus Press, 2010. 264 p.
- [2] Gras'ko T.V., Maiatskii S.A. Sovershenstvovanie rabocheho protsessa gazoturbinnogo dvigatel'ia letatel'nogo apparata za schet primeneniia vysokotemperaturnoi osnovnoi ka-

- mery sgoraniia [Improving workflow gas turbine engine of the aircraft through the application of high temperature of main combustion chamber]. *Sbornik trudov 100 let VVS: Vserossiiskaia nauchno-prakticheskaiia konferentsiia, Voronezh, 16–17 maia 2012* [Proceedings 100 years of the air force: all-Russian scientific-practical conference, Voronezh, may 16–17, 2012]. Voronezh, VAIU publ., 2012, pp. 105–108.
- [3] Grigor'ev A.V., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Salivon N.D. *Teoriia kamery sgoraniia* [The theory of the combustion chamber]. Sankt-Peterburg, Nauka, 2010. 288 p.
- [4] Kharitonov V.F. *Proektirovanie kamer sgoraniia* [Design of combustors]. Ufa, UGATU publ., 2008. 138 p.
- [5] CoIIis S.S., Joslin R.D., Seifert A., Theofilis V. Issues in active flow control: theory, control, simulation, and experiment Text. *Progress in Aerospace Science*, 2004, vol. 40, pp. 279–283.
- [6] Matveev S.G., Zubrilin I.A. Modelirovanie struktury potoka za stabilizatorom plameni metodom krupnykh vikhrei [Large-eddy simulation of flow structure in bluff-body flameholder]. *Izvestiia Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk* [Proceedings of the Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences]. 2013, vol. 15, no. 6(4), pp. 874–880.
- [7] Zhou X., Luo K.H., Williams J.J.R. Vortex dynamics in spatiotemporal development of reacting plumes. *Combustion and Flame*, 2002, no. 1–2, pp. 11–29.
- [8] Riechelmann D., Kato S., Fujimori T. Effect of presumed PDF selection on the numerical result for turbulent diffusion flames. *JSME International Journal, Series B: Fluids and Thermal Engineering*, 2002, vol. 45, issue 1, pp. 108–111.
- [9] Mandai S., Uda N., Nishida H. Premixed combustion models for gas turbine with stratified fueling systems. *JSME International Journal, Series B: Fluids and Thermal Engineering*, 2003, vol. 46, issue 1, pp. 145–153.
- [10] Kulagin V.V. *Teoriia, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok: Osnovy teorii GTD. Rabochii protsess i termogazodinamicheskii analiz. Kn.1. Sovmestnaia rabota uzlov vypolnennogo dvigatel'ia i ego kharakteristiki* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants: Fundamentals of the theory of GTE. Workflow and thermogasdynamic analysis. Book 1. Joint work of performed engine components and its characteristics]. Moscow, Mashinostroenie publ., 2002. 616 p.

Статья поступила в редакцию 04.06.2014

Информация об авторах

ГРАСЬКО Тарас Васильевич (Воронеж) — адъюнкт кафедры Авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (394064, Воронеж, Российская Федерация, ул. Старых Большевиков, д. 54 а, e-mail: grasko83@mail.ru).

МАЯЦКИЙ Сергей Александрович (Воронеж) — кандидат технических наук, доцент, начальник факультета Летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (394064, Воронеж, Российская Федерация, ул. Старых Большевиков, д. 54 а, e-mail: mslo@yandex.ru).

Information about the authors

GRAS'KO Taras Vasil'evich (Voronezh) — Post-Graduate of «Aircraft Engines» Department. Air Force Academy n.a. Prof. N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin (Starykh Bol'shevikov str., 54 a, 394064, Voronezh, Russian Federation, e-mail: grasko83@mail.ru).

MAYATSKIY Sergey Aleksandrovich (Voronezh) — Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Head of «Aircraft» Faculty. Air Force Academy n.a. Prof. N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin (Starykh Bol'shevikov str., 54 a, 394064, Voronezh, Russian Federation, e-mail: mslo@yandex.ru).