



УДК 621.45.034
ГРНТИ 78.25.13

ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Т.В. ГРАСЬКО, кандидат технических наук
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
О.Н. КАРПЕНКО, кандидат технических наук
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
М.В. ТРОФИМЧУК
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)

В данной статье представлен алгоритм термогазодинамического моделирования рабочего процесса в камере сгорания газотурбинного двигателя с использованием различных моделей турбулентности программного продукта ANSYS FLUENT.

Ключевые слова: камера сгорания; процесс горения; трехмерное термогазодинамическое моделирование; газотурбинный двигатель.

THERMODYNAMIC MODELING OF THE WORKING PROCESS IN THE COMBUSTION CHAMBER OF A GAS TURBINE ENGINE

T.V. GRASKO, Candidate of Technical Sciences
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
O.N. KARPENKO, Candidate of Technical Sciences
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
M.V. TROFIMCHUK
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)

This article presents an algorithm for thermodynamic modeling of the working process in the combustion chamber of a gas turbine engine using different turbulence models software product ANSYS FLUENT.

Keywords: the combustion chamber; combustion process; three-dimensional thermodynamic simulation; gas turbine engine.

В современном газотурбинном двигателе (ГТД) предусмотрена адаптация элементов проточной части к различным режимам работы двигателя. Для ее реализации требуется 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].

Исходя из этого, можно сделать вывод, что 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, является актуальной [2].



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.

Целью данной работы является определение целесообразности выбора и применения способа анализа рабочего процесса в ОКС и проверка его на адекватность.

Одним из этапов достижения поставленной 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 связаны с тем, что в нем используются упрощенные теоретические 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 в состоянии дать количественное распределение газодинамических параметров в исследуемой области камеры сгорания, исследователь получает качественную картину распределения того или иного параметра. Получение 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 на 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.

Однако одной из задач применения данного метода является поиск компромисса между универсальностью используемых моделей и их сложности, выражающейся в требованиях к вычислительным и временным ресурсам.

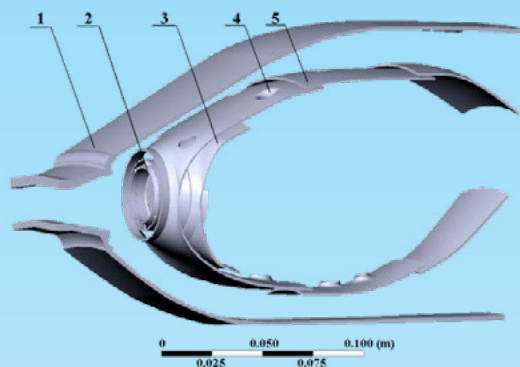
Так, процесс горения может описываться с помощью глобальных (брутто) реакций или включать в себя многостадийность, присущую реальному процессу (сотни и тысячи химических компонентов и реакций), а моделирование турбулентности может осложняться от использования двухпараметрических моделей в стационарной постановке до нестационарной постановки и метода крупных вихрей [5]. Для инженерных расчетов широкое применение получили модели турбулентности с двумя параметрами [6]: модели переноса рейнольдсовых напряжений [7] и модель распада вихря Магнусена для расчета процесса горения [8].

Исследованный нами 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 (пользовательский номер №1022486 от 25 декабря 2013 года), позволяющего получить распределение газодинамических параметров во всей расчетной области и в каждой отдельно взятой ячейке.

В качестве объекта исследования выбран газотурбинный двигатель 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 (рисунок 1).



- 1 – корпус камеры сгорания, 2 – лопаточный завихритель, 3 – фронтное устройство, 4 – отверстия для подвода вторичного воздуха, 5 – жаровая труба.

Рисунок. 1 – Геометрическая расчетная модель основной камеры сгорания

Опираясь на аналитические принципы решения научных задач, рассматриваемая проблема решается с помощью следующей разработанной методики проведения термогазодинамического 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 выбирались реализованные в ANSYS FLUENT модели $k-\varepsilon$ Standard, $k-\varepsilon$ RNG, $k-\varepsilon$ Realizable, $k-\omega$ SST, Reynolds Stress Model Linear Pressure-Strain и Reynolds Stress Model Low-Re Stress-Omega [7, 9];

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

– моделирование подачи топлива через торец форсунки – в виде полого конуса с заданной геометрией 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 рисунке 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), обеспечивающее полное и мгновенное сгорание всего топлива (модель является про-



стейшей и позволяет с достаточной инженерной точностью определять положение фронта горения и основные параметры потока внутри и на выходе из жаровой трубы);

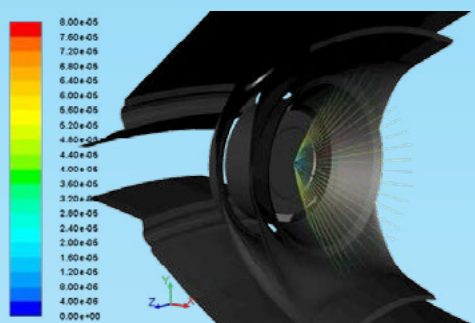


Рисунок 2 – Параметры распыла топлива в ОКС

– 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 $p_k^* = 486360$ 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 $G_{кон} = 0,006$ кг/с, с полной начальной температурой топлива $T_{кон}^* = 300$ К;

– на выходе из жаровой трубы (Outlet) – полное давление газа $p_{г}^* = 476632$ Па, массовый расход газа соответствует $G_{вых} = 0,59125$ кг/с;

– на всех стенках ОКС (Wall) – условие не протекания газа;

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

В результате трехмерного моделирования определены значения среднемассовой полной температуры газа по плоскости выходного сечения из ОКС (рисунок 3, 4, 5, 6, 7, 8).

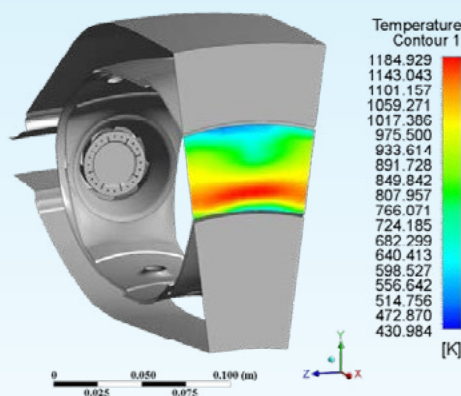


Рисунок 3 – Распределение поля температуры на выходе из ОКС с моделью турбулентности $\kappa - \varepsilon$ Realizable

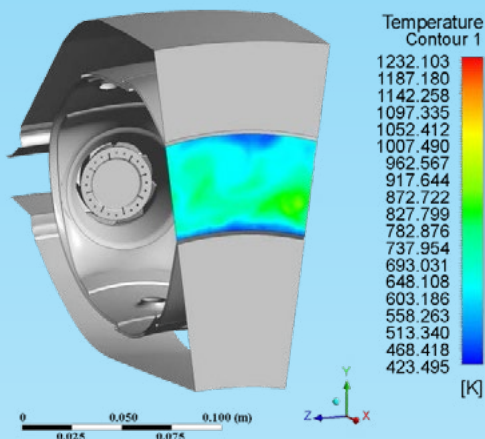


Рисунок 4 – Распределение поля температуры на выходе из ОКС с моделью турбулентности $\kappa - \varepsilon$ RNG

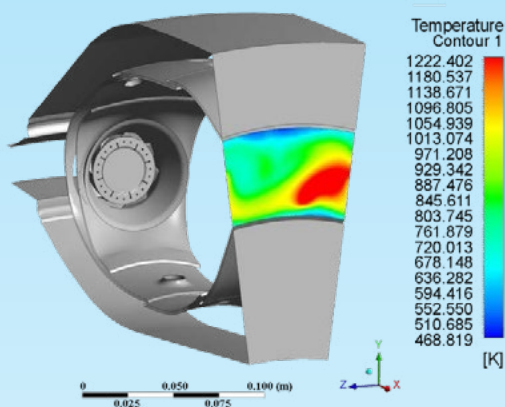


Рисунок 5 – Распределение поля температуры на выходе из ОКС с моделью турбулентности $\kappa - \omega$ SST

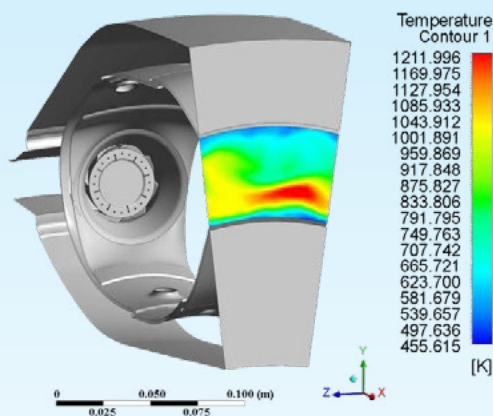


Рисунок 6 – Распределение поля температуры на выходе из ОКС с моделью турбулентности Reynolds Stress Model Linear Pressure-Strain

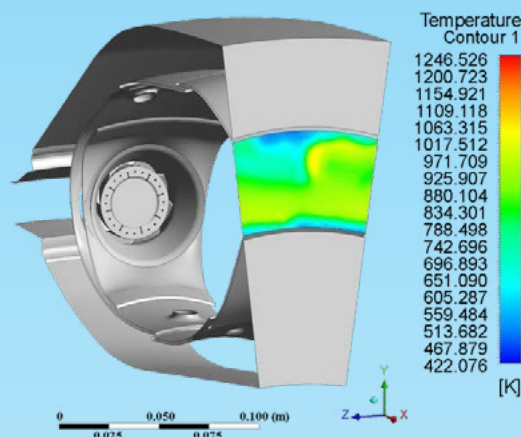


Рисунок 7 – Распределение поля температуры на выходе из ОКС с моделью турбулентности Reynolds Stress Model Low-Re Stress-Omega

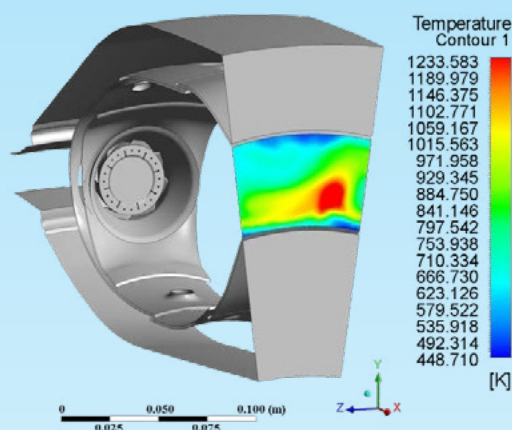


Рисунок 8 – Распределение поля температуры на выходе из ОКС с моделью турбулентности $\kappa - \varepsilon$ Standard

Осредненные расчетные значения температуры газа составляют:

- с моделью турбулентности $\kappa - \varepsilon$ Realizable $T_{\text{Грасч } 1}^* = 831 \text{ K}$ (рисунок 3);
- с моделью турбулентности $\kappa - \varepsilon$ RNG $T_{\text{Грасч } 2}^* = 662 \text{ K}$ (рисунок 4);
- с моделью турбулентности $\kappa - \omega$ SST $T_{\text{Грасч } 3}^* = 798 \text{ K}$ (рисунок 5);
- с моделью турбулентности Reynolds Stress Model Linear Pressure-Strain $T_{\text{Грасч } 4}^* = 782 \text{ K}$ (рисунок 6);
- с моделью турбулентности Reynolds Stress Model Low-Re Stress-Omega $T_{\text{Грасч } 5}^* = 801 \text{ K}$ (рисунок 7);
- с моделью турбулентности $\kappa - \varepsilon$ Standard $T_{\text{Грасч } 6}^* = 864 \text{ K}$ (рисунок 8).

По данным, полученным при испытании двигателя, значение температуры газа равно $T_{\text{Гиспыт}}^* = 820 \text{ K}$. С рассмотренными моделями турбулентности это значение составляет относительную разницу 1,34 %, 19,2 %, 2,68 %, 4,63 %, 2,31 %, 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 десять равных по площади поясов. Для определения радиальной нерав-

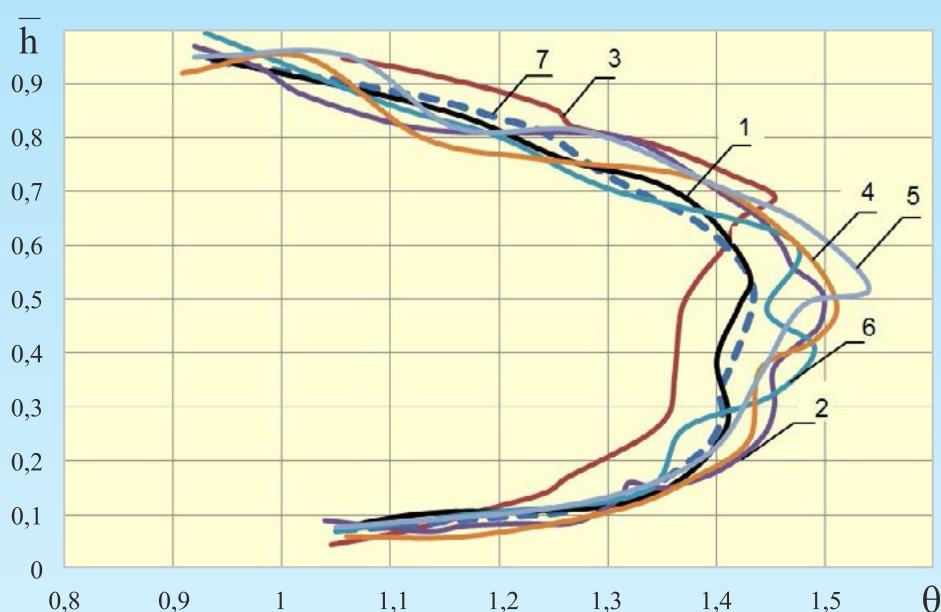


номерности температурного поля в выходном сечении камеры сгорания использовалась следующая зависимость [10]:

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

где $T_{\Gamma_{\text{ср}i}}^*$ – средняя температура газа в каждом i -ом поясе (i от 1 до 10); T_{Γ}^* – среднemasсовая 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 (рисунок 9).



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

Рисунок 9 – Радиальная неравномерность температуры газа на выходе из ОКС

Значение коэффициента корреляции между расчетными и экспериментальными результатами составляет:

- при использовании модели турбулентности $\kappa - \varepsilon$ Realizable $K_1 = 0,968$
- модель турбулентности $\kappa - \varepsilon$ RNG $K_2 = 0,73$
- модель турбулентности $\kappa - \omega$ SST $K_3 = 0,69$
- 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 $\kappa - \varepsilon$ Standard $K_6 = 0,58$



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

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Для проведения трехмерных газодинамических и тепловых расчетов камер сгорания целесообразно применять численный метод, реализованный в программе ANSYS FLUENT с использованием модели турбулентности $\kappa - \varepsilon$ 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 среднemasсовой 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.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гуревич О.С. Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями. М.: 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 // 100 лет ВВС. Всероссийская научно-практическая конференция (Воронеж, 16–17 мая 2012 г.): тр. конф. Воронеж: ВАИУ, 2012. С. 105–108.

3. Теория камеры сгорания / А.В. Григорьев, В.А. Митрофанов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон; под ред. О.А. Рудакова. СПб.: Наука, 2010. 288 с.

4. Харитонов В.Ф. Проектирование камер сгорания. Уфа: УГАТУ, 2008. 138 с.

5. Issues in active flow control: theory, control, simulation and experiment / S.S. Collis, R.D. Joslin, A. Seifert, V. Theofilis // Progress in Aerospace Science. Vol. 40. 2004. P. 279–283.

6. [Электронный ресурс]. URL: http://www.ssc.smr.ru/media/journals/izvestia/2013/2013_6_874_880 (дата обращения: 23.12.2013).

7. Zhou X., Luo K.H., Williams J.J.R. Vortex dynamics in spatiotemporal development of reacting plumes // Combust. And Flame. 2002. No. 1–2. P. 11–29.

8. Riechelmann D., Soichiro K., Tochiro F. Effect of presumed PDF selection on the numerical result for turbulent diffusion flames // JSME Int. J.B. 2002. P. 108–111.

9. Mandai S., Nobuki U., Hiroyuki N. Premixed combustion models for gas turbine with stratified fueling systems // JSME Int. J.B. 2003. P. 45–153.

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. М.: Машиностроение, 2002. 616 с.

BIBLIOGRAPHY

1. Gurevich O.S. Systems of automatic control of aviation gas-turbine engines. M.: Torus Press, 2010. 264 p.

2. Grasko T.V., Mayatsky S.A. Enhancement of working process of the turbine jet of the aircraft due to use of the high-temperature main combustion chamber // 100 years of the



Air Force. All-Russian scientific and practical conference (Voronezh, on May 16–17, 2012): works of a conference. Voronezh: VAIU, 2012. P. 105–108.

3. The theory of the combustion chamber / A.V. Grigoriev, V.A. Mitrofanov, O.A. Rudakov, N.D. Salivon; under the editorship of O.A. Rudakov. SPb.: Science, 2010. 288 p.

4. Kharitonov V.F. Design of combustion chambers. Ufa: UGATU, 2008. 138 p.

5. Issues in active flow control: theory, control, simulation and experiment / S.S. Collis, R.D. Joslin, A. Seifert, V. Theofilis // Progress in Aerospace Science. Vol. 40. 2004. P. 279–283.

6. [Electronic resource]. URL: http://www.ssc.smr.ru/media/journals/izvestia/2013/2013_6_874_880 (accessed 23.12.2013).

7. Zhou X., Luo K.H., Williams J.J.R. Vortex dynamics in spatiotemporal development of reacting plumes // Combust. And Flame. 2002. No. 1–2. P. 11–29.

8. Riechelmann D., Soichiro K., Tochiro F. Effect of presumed PDF selection on the numerical result for turbulent diffusion flames // JSME Int. J.B. 2002. P. 108–111.

9. Mandai S., Nobuki U., Hiroyuki N. Premixed combustion models for gas turbine with stratified fueling systems // JSME Int. J.B. 2003. P. 45–153.

10. Kulagin V.V. Theory, calculation and design of aviation engines and power stations: Bases of the theory of GTD. Working process and thermogasdynamic analysis. Bk. 1. Collaboration of knots of the executed engine and its characteristic. M.: Mashinostroenie, 2002. 616 p.

© Грасько Т.В., Карпенко О.Н., Трофимчук М.В., 2017

Грасько Тарас Васильевич, кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры авиационных двигателей, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, vaiu@mil.ru

Карпенко Олег Николаевич, кандидат технических наук, заместитель начальника научно-исследовательского отдела научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, vaiu@mil.ru

Трофимчук Максим Васильевич, старший научный сотрудник научно-исследовательского отдела научно-исследовательского отдела научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией Военно-воздушных сил), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, vaiu@mil.ru