

УДК 621.45.034:621.452.3

МЕТОДИКА АНАЛИЗА ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ В РЕГУЛИРУЕМОЙ ОСНОВНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЧИСЛЕННЫМИ МЕТОДАМИ

Т. В. ГРАСЬКО¹, С. А. МАЯЦКИЙ²

¹grasko83@mail.ru, ²mslo@yandex.ru

Военный учебно-научный центр ВВС
«Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»

Поступила в редакцию 31 марта 2014 г.

Аннотация. Обоснована необходимость регулирования процесса горения в основной камере сгорания газотурбинного двигателя. Разработана расчетная модель основной камеры сгорания серийного газотурбинного двигателя в программном комплексе для численного трехмерного термогазодинамического моделирования ANSYS FLUENT. Произведена верификация результатов полученных численным моделированием с данными испытаний серийного газотурбинного двигателя. Приведен пример расчета процесса горения в регулируемых камерах сгорания авиационных газотурбинных двигателей при помощи разработанной расчетной модели.

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

В перспективном газотурбинном двигателе (ГТД) необходимо осуществлять активное управление процессом горения в основной камере сгорания (ОКС), зазорами в лопаточных машинах, запасами газодинамической устойчивости компрессоров. Применение таких систем управления потребует разработки новых конструктивных решений, позволяющих регулировать состав топливовоздушной смеси в ОКС, изменять профиль проточной части двигателя в области компрессоров и газовых турбин, управлять вдувом и отбором воздуха в лопаточных машинах [1]. Это обусловлено адаптацией оптимальных параметров силовой установки в широком эксплуатационном диапазоне работы двигателя.

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 по суммарному коэффициенту избытка воздуха, является актуальной.

Из анализа основных эксплуатационных и конструктивных факторов, оказывающих влияние на эффективность рабочего процесса в ОКС следует, что для обеспечения их оптимальных характеристик по полноте сгорания топлива, устойчивости процесса горения, дымлению, эмиссии вредных веществ в широком эксплуатационном диапазоне суммарных коэффициентов избытка воздуха, необходимо целенаправленно воздействовать на целый ряд рабочих параметров ОКС, т.е. включать в конструкцию ОКС элементы регулирования [2].

Исследования и разработки по регулируемым камерам сгорания осуществляются в двух направлениях.

Первое направление базируется на дальнейшем расширении возможностей основных камер сгорания традиционных схем, путем увеличения числа управляемых элементов. Рассматривается управление углом установки лопаток завихрителей, площадями отверстий для подвода вторичного воздуха, интенсивностью пристеночного вихря в срывном диффузоре, а также каскадная подача топлива внутрь жаровой трубы.

Второе направление связано с разработкой ОКС, у которых в зависимости от режима работы двигателя и условий полета летательного аппарата происходит изменение геометрических размеров жаровой трубы. Изменение геометрических размеров жаровой трубы и положения регулируемых элементов позволяет в широких пределах изменять рабочие параметры регулируемых ОКС и тем самым обеспечивать наибольшую эффективность рабочего процесса. Необходимость создания регулируемых камер сгорания обусловлена тем, что авиационный двигатель должен применяться и эффективно работать на различных режимах и при различных условиях полета самолета.

Рассмотрим основные подходы в конструктивном исполнении регулирования состава топливоздушной смеси в первичной зоне горения камеры сгорания.

Выбор состава топливоздушной смеси в первичной зоне является одной из важнейших проблем, возникающих при переходе к высоким степеням подогрева газа [3]. Решение данной проблемы должно базироваться на регулировании состава топливоздушной смеси в первичной зоне горения.

Регулировать состав смеси в первичной зоне можно одним из следующих способов:

- а) топливом – посредством локального обогащения смеси и (или) распределения его по зонам горения;
- б) воздухом – посредством изменения проходных сечений для получения требуемого распределения.

Основные камеры сгорания, имеющие большое число управляемых параметров и позволяющие осуществлять оптимальную настройку на каждый характерный режим работы двигателя, получили название камер сгорания изменяемой геометрии или камер сгорания адаптивного типа.

Камеры сгорания, в которых возможна реализация близких к стехиометрическим значениям коэффициента избытка воздуха в первичной зоне горения во всем эксплуатационном диапазоне, основанных на новом способе организации горения, будем называть высокотемпературными основными камерами сгорания (ВОКС).

В работе [4] предлагается новый способ и устройство сжигания топлива в регулируемой высокотемпературной основной камере сгорания (рис. 1).

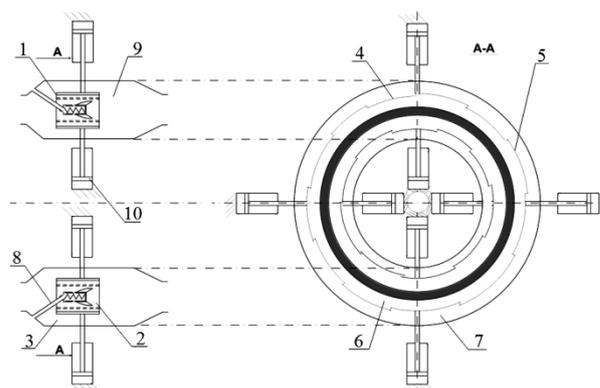


Рис. 1. Регулируемая высокотемпературная основная камера сгорания

Сущность данного способа сжигания топлива заключается в том, что разделение воздуха, поступающего в камеру сгорания из компрессора, производится в одном и том же поперечном сечении ОКС на входе в реакторную зону 1. Реакторная зона разделена в поперечном направлении на первичную 2 и вторичную зоны 3 посредством соединенных между собой створок 4 и проставок 5, образующих внутреннее 6 и внешнее кольца 7. Подвод топлива осуществляется через неподвижный коллектор стабилизатора 8, выполненный по замкнутому контуру.

Процесс сжигания топлива организуется в первичных каналах 6. Воздух, проходящий по вторичным каналам, расходуется на охлаждение и смешивается с горячими газами, выходящими из первичных каналов в зоне смешения 9. На режимах повышенной мощности (при малых значениях суммарного коэффициента избытка воздуха) площади проходных сечений первичных каналов максимальны, и расход воздуха существенно перераспределен в пользу первичного, т.е. воздуха, участвующего в процессе горения. При этом температура газа на выходе из камеры сгорания является максимальной и соответствует расчетной для перспективного высокотемпературного газотурбинного двигателя $T_{Г}^* = 2100 - 2200 \text{ К}$.

Данное устройство работает следующим образом: при переходе на пониженные режимы работы площади проходных сечений первичных каналов плавно уменьшаются и одновременно пропорционально увеличиваются площади проходных сечений вторичных каналов. Таким образом, расход воздуха перераспределяют в пользу вторичного канала. Изменение площадей проходных сечений первичных и вторичных каналов осуществляется взаимным перемещением створок и проставок в радиальном направ-

лении при помощи гидравлических приводов 10.

С точки зрения проверки актуализации применимости конструктивного исполнения предлагаемой камеры сгорания, насущным является научно обоснованный анализ на основе моделирования процесса горения.

В данной работе предложена методика, позволяющая проводить анализ процесса горения в регулируемых ВОКС.

Существует три способа анализа процесса горения в ОКС: теоретический, экспериментальный и численный [5]. 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 целом 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.

Исследованный нами численный метод основан на решении системы дифференциальных уравнений, описывающих физико-химические процессы в ОКС, реализованный в пакете прикладных программ ANSYS FLUENT (пользовательский номер №1022486 от 25 декабря 2013 года), позволяющий получить распределение газодинамических параметров во всей расчетной области и в каждой отдельно взятой ячейке.

Так как процесс нестационарный, то при данном подходе исследователь имеет возможность качественно и количественно проследить эволюцию изучаемого явления.

В качестве объекта исследования выбран газотурбинный двигатель РД-33, используемый на самолетах МиГ-29 различных модификаций, состоящий на вооружении многих стран мира [6].

Для проведения трехмерных газодинамических и тепловых расчетов разработана геометрическая расчетная модель кольцевой ОКС, включающая 1/24 часть – сектор в 15° , выполненная с использованием САД – программы (рис. 2).

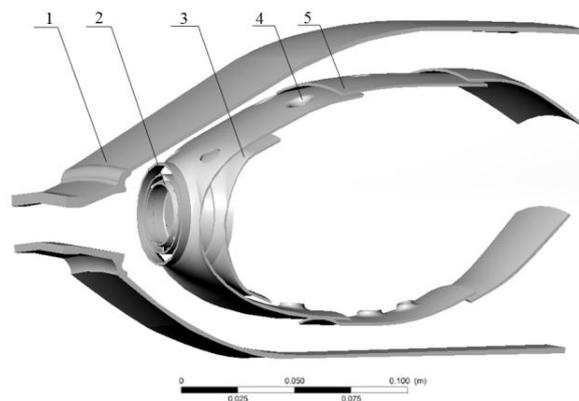


Рис. 2. Геометрическая расчетная модель основной камеры сгорания:

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

Методика проведения термогазодинамического моделирования следующая:

1. Из САД – программы 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 расче-

тов 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 модели турбулентности выбирается реализованная в ANSYS FLUENT модель « $k-\varepsilon$ Realizable» с поправкой на кривизну линий тока, позволяющая более эффективно рассчитывать газодинамические показатели сильно закрученных реагирующих потоков;

- 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 (рис. 3);

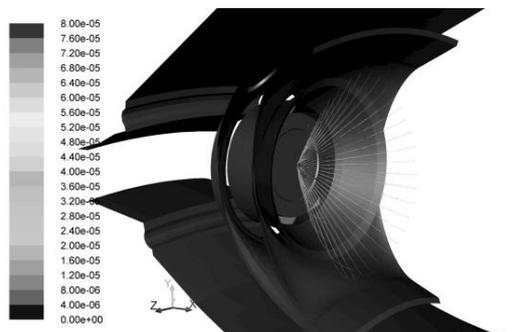


Рис. 3. Параметры распыла топлива в ОКС

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

- моделирование горения топлива – по модели EDM (Eddy Dissipation Model) с использованием стандартных многошаговых химических реакции (Multi Step Reaction), обеспечивающих полное и мгновенное сгорание всего топлива (модель является простейшей и позволяет с достаточной инженерной точностью определять положение фронта горения и основные параметры 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 минимальному режиму работы двигателя:

- 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 %, перпендикулярный входной грани);

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

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

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

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

По результатам моделирования были определены значения средней (по площади) полной температуры газа в плоскости выходного сечения из ОКС. Осредненные расчетные значения составляют $T_{\text{расч}}^* = 815$ К (рис. 4), а по данным при испытаниях значение температуры газа равно $T_{\text{испыт}}^* = 820$ К, что составляет относительную разницу 0,6 %.

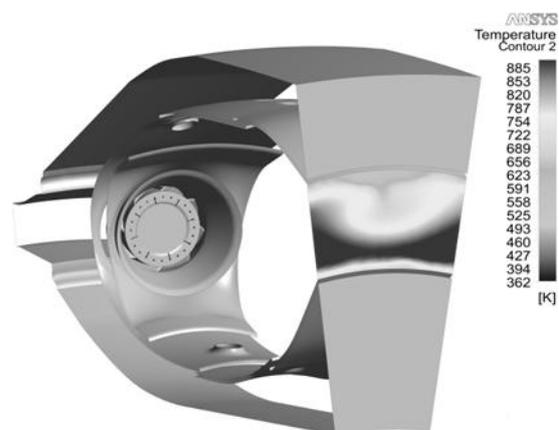


Рис. 4. Распределение поля температуры на выходе из ОКС

При анализе результатов расчета неравномерности поля температур на выходе из ОКС ставилось условие разделение выходного сечения жаровой трубы в радиальном направлении на десять равных по площади поясов. Для определения радиальной неравномерности температурного поля в выходном сечении камеры сгорания используется следующая зависимость [7]:

$$\Theta = \frac{T_{Гсрi}^* - T_{Г}^*}{T_{Г}^* - T_{К}^*},$$

где $T_{Гсрi}^*$ – средняя температура газа в каждом i -ом поясе (i от 1 до 10); $T_{Г}^*$ – среднemasсовая температура газа за камерой сгорания; $T_{К}^*$ – температура воздуха на входе в камеру сгорания.

На рис. 5 представлены функциональные зависимости радиальной неравномерности температуры газа на выходе из ОКС Θ от относительной высоты лопатки газовой турбины \bar{h} , полученные в результате расчета и при испытании двигателя.

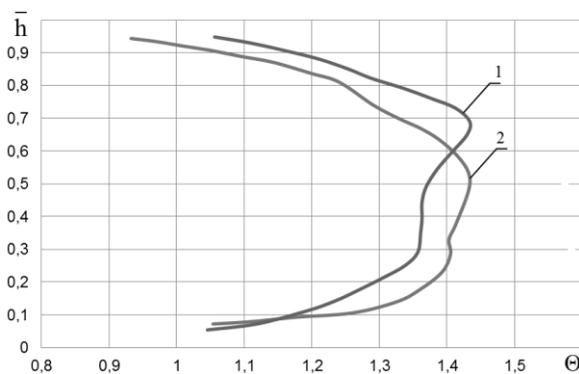


Рис. 5. Радиальная неравномерность температуры газа на выходе из ОКС: 1 – расчетное значение радиальной неравномерности поля температур на выходе из ОКС; 2 – значение радиальной неравномерности поля температур на выходе из ОКС, полученной при испытании двигателя

Значение коэффициента корреляции между теоретическими и экспериментальными результатами составляет 0,8, что показывает устойчивость связи.

Таким образом, полученные результаты позволяют верифицировать разработанную расчетную модель серийной камеры сгорания газотурбинного двигателя РД-33 с данными полу-

ченными при испытании двигателя [6].

Используя разработанную методику, проведем анализ рабочего процесса расчетной модели ВОКС, предложенной в работе [4].

Граничные и начальные условия идентичны при моделировании камеры сгорания серийного ГТД, а режимные параметры соответствуют максимальному режиму работы двигателя:

– на входе в диффузор ВОКС – полное давление $p_{К}^* = 1765,5$ кПа, полная температура $T_{К}^* = 672$ К;

– на торцевой поверхности уголкового коллектора-стабилизатора пламени, моделируется струйная подача топлива в виде конуса с углом раскрытия 110 градусов, с массовым расходом $G_{Т} = 0,03$ кг/с и полной начальной температурой топлива $T_{Т}^* = 350$ К;

– на выходе из жаровой трубы – полное давление $p_{Г}^* = 1680$ кПа.

На рис. 6 представлена геометрическая модель, включающая 1/24 часть ВОКС – сектор в 15°.

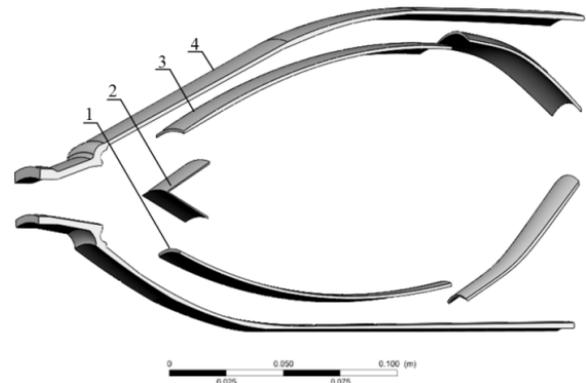


Рис. 6. Геометрическая расчетная модель ВОКС, положение подвижных элементов которой, соответствует максимальному режиму работы двигателя: 1, 3 – подвижные элементы; 2 – уголкового коллектора-стабилизатора пламени; 4 – корпус камеры сгорания

По результатам трехмерного моделирования было определено значение полной среднemasсовой температуры газа в плоскости выходного сечения ВОКС, которая соответствует расчетной для перспективного высокотемпературного газотурбинного двигателя и составляет $T_{Г}^* = 2100$ К (рис. 7).

Так же было получено распределение полей скоростей и полной температуры газа по объему ВОКС, как показано на рис. 8 и 9 соответственно.

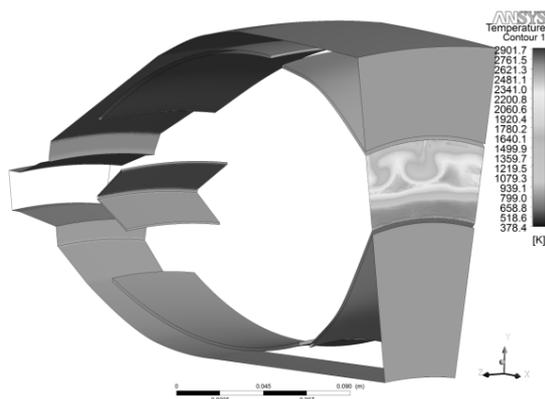


Рис. 7. Распределение поля температуры газа на выходе из ВОКС

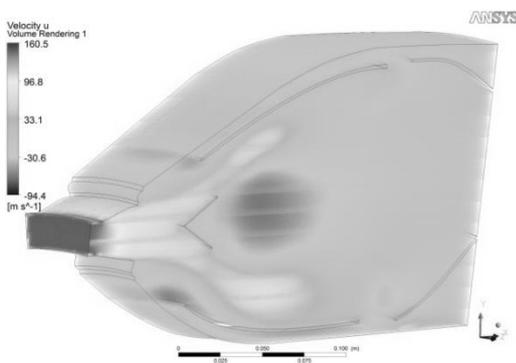


Рис. 8. Распределение поля скоростей по объему ВОКС

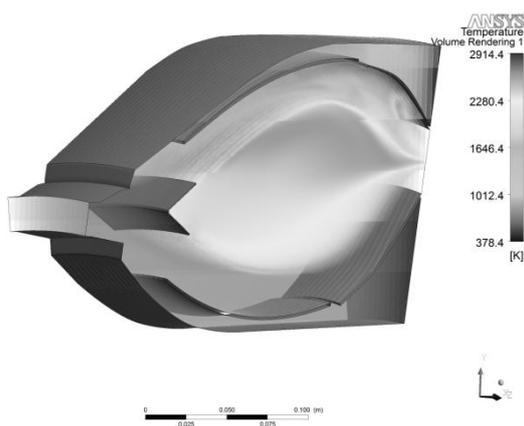


Рис. 9. Распределение температуры газа по объему ВОКС

Из рис. 8 видно, что в диффузоре происходит торможение скорости потока газа со 160 м/с до 60 м/с. За уголкового коллектора-стабилизатором пламени образуется интенсивная зона обратных токов, где отрицательная скорость газа составляет порядка 65 м/с, что

способствует интенсификации процесса смешения.

Положение подвижных элементов, соответствующее максимальному режиму работы ГТД, обеспечивает перераспределение воздуха поступающего в ВОКС в пользу первичного канала. Значение коэффициента избытка воздуха α в этом случае, близко к 1, что соответствует температуре продуктов сгорания 2700 К (рис. 9) [7].

Важно отметить, что изменяя положение подвижных элементов, в зависимости от режима работы двигателя и условий полета самолета, возможно управление радиальной неравномерностью поля температуры на выходе из ВОКС.

Таким образом, результатом проведенного исследования можно считать получение адекватной картины рабочего процесса, характеризующей совершенство предложенной конструктивной схемы ВОКС, с использованием пакета прикладных программ ANSYS FLUENT.

ВЫВОД

1. Для расширения диапазона эффективной работы камеры сгорания перспективного газотурбинного двигателя, необходимо включать в конструкцию камеры сгорания элементы регулирования, определяющие воздействие на процесс смешения в зависимости от режима работы двигателя и условий полета летательного аппарата, с целью получения высоких значений коэффициента полноты сгорания топлива и соответственно стабилизации пламени, а так же снижения уровня эмиссии вредных веществ.

2. На основе трехмерного программного модуля, позволяющего достоверно оценивать особенности рабочего процесса в разработанной расчетной модели серийной камеры сгорания газотурбинного двигателя РД-33, проведена верификация результатов расчета с данными полученными при испытании двигателя.

3. Предложенная методика расчета позволяет обосновано выявить закономерности процесса горения в высокотемпературной регулируемой основной камере сгорания.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гуревич О. С. Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями. М.: Торус Пресс, 2010. 264 с. [O. S. Gurevich, *Automatic control systems aviation gas turbine engine's*, (in Russian). Moscow: Torus Press, 2010.]
2. Харитонов В. Ф. Проектирование камер сгорания. Уфа: УГАТУ, 2008. 138 с. [V. F. Haritonov, *Projecting of combustion chambers*. Ufa: UGATU, 2008.]
3. Совершенствование рабочего процесса газотурбинного двигателя летательного аппарата за счет применения

высокотемпературной основной камеры сгорания / Т. В. Грасько, С. А. Маяцкий // 100 лет ВВС: Всерос. науч. практ. конф. (Воронеж, 16–17 мая 2012): тр. конф. Воронеж: ВАИУ, 2012. С. 105–108. [Т. V. Gras'ko, S. A. Mayatsky, "Improvements to a working process of gas turbine engine aircraft through the use of the main high-temperature combustion chamber", (in Russian), *The Russian Federation Theoretical and Practical Conference. 100 years AF, Voronezh, Russia, 2012*, pp. 105-108]

4. Камера сгорания газотурбинного двигателя: пат. 2311589 Рос. Федерация. № 2006115460/06: заявл. 04.05.06, опубл. 27.11.2007, Бюл. № 33. [*Combustion chambers gas-turbine engines, the pat. 2311589*, (in Russian) 2006.]

5. Пчелкин Ю. М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1973, 392 с. [Y. M. Pchelkin, *Combustion chamber gas turbine engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1973.]

6. Кулешов В. В. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания РД 33-2С. М.: ВВИА, 1986. 322 с. [V. V. Kuleshov, *In the turbofan engine with afterburner RD-33-2S*, (in Russian). Moscow: MAEA, 1986.]

7. 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. [V. V. Kulagin, *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*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2002.]

ОБ АВТОРАХ

ГРАСЬКО Тарас Васильевич, адъюнкт каф. авиационных двигателей. Дипл. инж.-мех. (СВВАИУ, 2005). Готовит дис. о системе управления регулируемой высокотемпературной основной камере сгорания перспективного ГТД.

МАЯЦКИЙ Сергей Александрович, нач. фак-та летательных аппаратов. Дипл. инж.-мех. (СВВАИУ, 1998). Канд. техн. наук по тепл. двиг. ЛА (там же, 2002). Иссл. в обл. разработки новых высокоэффективных способов сжигания топлива в высокотемпературных основных камерах сгорания перспективных газотурбинных двигателях.

METADATA

Title: Numerical technique for projected gas turbine engine's main chamber combustion analysis.

Authors: T.V. Gras'ko¹, S.A. Mayatsky².

Affiliation: Air Force Education and Research Center «The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy», Russia.

Email: ¹grasko83@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 18, no. 3 (64), pp. 23-29, 2014. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: In this work substantiated the necessity of regulation of burning process in the main combustion chamber of a gas turbine engine. Computational model of the main combustion chamber of a serial gas turbine engine was developed using the numerical simulation of three-dimensional thermo-gasdynamics modeling by the software package ANSYS FLUENT. Was carried out a verification of the results obtained by numerical simulation with test data of the serial gas turbine engines. Presented an example of calculation of the burning process in the adjustable combustion chambers of gas turbine engines using the developed computational model.

Key words: combustion chamber; burning process; 3-D thermogasdynamic simulation; gas turbine engine.

About authors:

GRAS'KO, Taras Vasil'evich, Postgrad. Student, Dept. of Aircraft engines. Dipl. Mech. Eng. (SVVAU, 2005).

MAYATSKIY, Sergey Alexandrovich, Head of Department Flying machines, Dipl. Mech. Eng. (SVVAU, 1998). Cand. of Tech. Sci. (SVVAU, 2002).