

Ю. И. ТОРБА¹, С. И. ПЛАНКОВСКИЙ², О. В. ТРИФОНОВ²,
Е. В. ЦЕГЕЛЬНИК², Д. В. ПАВЛЕНКО^{3,1}

¹ ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

² Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

³ Национальный университет «Запорожская политехника», Украина

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В ФАКЕЛЬНЫХ ВОСПЛАМЕНИТЕЛЯХ ГТД

Целью работы было разработка и апробация методики моделирования процесса горения в факельных воспламенителях ГТД. Для ее достижения применяли метод конечных элементов. Основными результатами работы является обоснование необходимости оптимизации факельных воспламенителей газотурбинных двигателей. Практика эксплуатации факельных воспламенителей различных конструкций показала, что устойчивость их работы зависит от параметров ГТД и внешних факторов (температуры воздуха и топлива, размера капель топлива, расхода топлива и воздуха, а также его давления). При этом масштабирование геометрии конструкции воспламенителя не обеспечивает его удовлетворительную работу в составе ГТД с измененными параметрами. В связи с этим актуальной задачей является разработка модели горения в факельном воспламенителе с целью оптимизации его конструкции. Разработана расчетная модель факельного воспламенителя ГТД камеры сгорания серийного газотурбинного двигателя в программном комплексе для численного трехмерного термогазодинамического моделирования ANSYS FLUENT. Для сокращения времени расчета и размера конечно-элементной модели предложены рекомендации по адаптации геометрической модели воспламенителя для численного моделирования. Выбраны и обоснованы модели турбулентности потока и горения, а также начальные и граничные условия. Выполнена верификация результатов расчета, полученных численным моделированием, с данными натурных испытаний на специализированном стенде. Показано, что разработанная расчетная модель позволяет моделировать рабочий процесс в факельных воспламенителях камер сгорания ГТД исследованной конструкции с высокой степенью достоверности. Научная новизна работы заключается в обосновании выбора модели горения, модели турбулентности, а также начальных и граничных условий, обеспечивающих получение адекватных, натурному эксперименту на специальном испытательном стенде, результатов. Разработанная методика моделирования процесса горения в факельных воспламенителях ГТД может быть эффективно использована при оптимизации конструкции воспламенителей исходя из условий работы ГТД, а также устройств инициализации горения с целью расширения диапазона устойчивой работы камеры сгорания.

Ключевые слова: расчетная модель; факельный воспламенитель; метод конечных элементов; камера сгорания; процесс горения; трехмерное термогазодинамическое моделирование; газотурбинный двигатель.

Введение

Развитие современного авиационного двигателестроения направлено на непрерывное улучшение тактико-технических характеристик ГТД, повышение уровня их надежности, долговечности и снижение себестоимости как производства, так и обслуживания. Одним из ответственных узлов ГТД, определяющим их основные характеристики является камера сгорания (КС). Несмотря на то, что ее конструкция, как правило, состоит из неподвижных деталей ее расчет и проектирование, являются сложной задачей. Ведущие конструкторские бюро авиационного двигателестроения считают, что КС – важнейший и наиболее трудный в проектировании и

доводке узел ГТД, определяющий не только технический уровень двигателя, но и уровни выбросов им вредных веществ в окружающую среду. При этом проблема их проектирования состоит в том, что к организации рабочего процесса в КС ГТД предъявляется более двух десятков параметрических требований, многие из которых наилучшим образом удовлетворяются при существенно различной организации рабочего процесса. При этом такие задачи, как получение низких выбросов вредных веществ и обеспечение надежного устойчивого запуска в заданных условиях эксплуатации, как правило, оказываются противоречащими друг другу по оптимуму [1].

Активно развивающиеся в последняя время ме-

тоды численного моделирования позволяют сократить сроки проведения проектных и доводочных работ по поиску оптимальной конструкции КС [2-4]. Однако, их применение требует построения корректных расчетных проектов в специализированных программных продуктах и оценки их адекватности. Наличие таких проектов позволит обеспечить решение оптимизационных задач, связанных с проектированием КС газотурбинных двигателей нового поколения, обладающих высоким уровнем надежности на всех режимах работы ГТД.

Анализ публикаций, постановка цели и задач исследования

Вопросам моделирования процесса горения топливной смеси в камерах сгорания ГТД посвящено достаточно большое количество исследований [5-13]. Большая часть из них посвящена исследованию процессов смесеобразования, инициализации горения, непосредственно горения и оптимизации конструкции элементов основной камеры сгорания ГТД. Однако, для повышения комплекса характеристик КС в современных ГТД находят широкое применение факельные воспламенители, состоящие из электрической свечи и источника вспомогательного топлива, заключенных в общий корпус. В таких устройствах топливовоздушная смесь, создаваемая в результате смешения распыленного топлива с поступающим воздухом, воспламеняется искрой электрической свечи, образовавшийся факел горящих капель, в свою очередь, воспламеняет распыленное основное топливо в камере сгорания [14]. Известно, что характерным недостатком воспламенителей такого типа является неудовлетворительные пусковые характеристики, усугубляющиеся в высотных условиях запуска двигателя из-за разрежения атмосферы и возникающем при этом переобогащении топливовоздушной смеси в воспламенителе. Низкая надежность воспламенения топлива при разных условиях запуска, связанная с тем, что состав топливовоздушной смеси зависит не только от конструктивных параметров воспламенителя (угол наклона оси распылителя, конус расплавленного топлива), но и от меняющихся неконструктивных параметров (например, температура и скорость циркуляционного воздуха, температура корпуса воспламенителя и т.д.). Так, при запуске горячего двигателя часть мелкораспыленного топлива, попадающая на горячую стенку корпуса воспламенителя, имеющую значительную массу, испаряется и участвует в процессе смесеобразования, изменяя концентрацию топливовоздушной смеси в сторону обогащения и, тем самым, ухудшая запуск двигателя [15]. Несмотря на сложность процесса организации

устойчивого горения в факельных воспламенителях КС во всём диапазоне режимов работы ГТД, исследования, посвященные оптимизации их конструкции и условий работы, весьма ограничены.

Таким образом, учитывая высокую эффективность применения воспламенителей КС в конструкции ГТД, а также ограниченное количество исследований в этой области, оптимизация их конструкции и условий работы в настоящее время является актуальной задачей.

Целью настоящей работы являлась разработка методологии моделирования процесса горения в факельных воспламенителях ГТД. Для ее достижения были решены задачи, связанные с построением геометрии расчетной области и сетки конечных элементов (КЭ) факельного воспламенителя, выбор модели турбулентности, задания начальных и граничных условий, а также оценка адекватности результатов численного моделирования.

Методика и результаты моделирования горения

Для моделирования процессов внутри КС в настоящее время успешно применяют пакеты вычислительной газодинамики, например, Fluent, CFX, FlowVision и др. Использование 3D-моделей дает возможность более точно определить влияние конструкции и режима работы КС на температурные поля. Однако при этом требуется предварительная трудоемкая долговременная подготовка по созданию геометрической модели и генерации расчетной сетки, а также проведения ряда натурных экспериментов по определению начальных условий моделирования [8].

Для разработки методики моделирования процесса горения в факельных воспламенителях ГТД использовали конструкцию серийного воспламенителя ГТД ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс». Моделирование выполняли в системе ANSYS Fluent. Для сокращения времени расчета и размера конечно-элементной модели на первом этапе выполняли адаптацию геометрической модели воспламенителя для численного моделирования.

Обычно исходная геометрия объекта исследования, импортированная с внешней CAD-системы в расчётную среду, содержит множество поверхностей, которые образовались в результате погрешностей импортирования или особенностей построения исходной геометрии. Такие и другие несовершенства поверхности исследуемого объекта препятствуют построению качественной расчётной сетки КЭ. Для качественного решения поставленной задачи исходную геометрию необходимо редактировать

с целью уменьшения количества неувязок поверхностей, импортированных из CAD-системы.

Процедура редактирования заключается в объединении смежных поверхностей (где это возможно). При этом предельно сохраняют теоретический контур. Пример сравнения исходной геометрии воспламенителя и геометрии после редактирования показан на рис. 1.

Расчетная область представляла собой проточную часть воспламенителя. Внутри расчетной области была построена дополнительная зона для моделирования объемного источника энергии, а к выходному патрубку воспламенителя добавлена часть пространства, имитирующая окружающее пространство для анализа формирования факела пламени. Геометрия расчетной области воспламенителя показана на рис. 2.

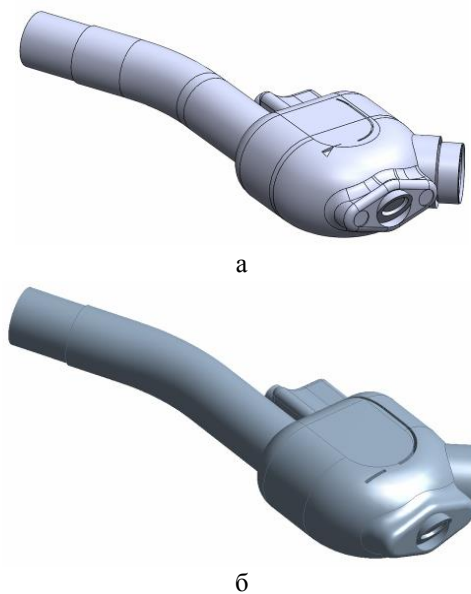


Рис. 1. Геометрия расчетной области воспламенителя ГТД:
а – исходная геометрия; б – модифицированная геометрия

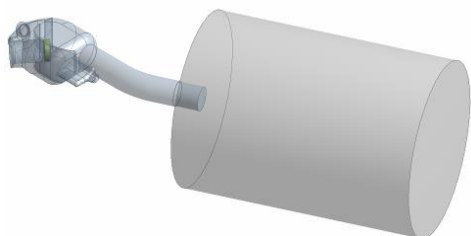


Рис. 2. Геометрия расчетной области воспламенителя ГТД

Для моделирования процесса горения в факельном воспламенителе ГТД была построена не-

структурированная тетраэдрическая сетка объемных конечных элементов (КЭ) (рис. 3). В зоне проточной части воспламенителя, в которой наблюдались наибольшие градиенты параметров течения, температуры и состава смеси сетка КЭ была уточнена (сгущена). В зоне пространства после выходного патрубка размер сетки увеличен для экономии вычислительных ресурсов.

Моделирование выполняли с учетом течения газа в пристеночных областях (в пограничных слоях), со значением « y^+ », соответствующему заданному режиму. Для этого, вблизи всех внутренних поверхностей устройства зажигания были построены призматические слои специальных КЭ с возрастающей (по мере удаления от контура) толщиной конечных элементов. Коэффициент последовательного роста толщины составлял 1,2. Общее количество КЭ расчетной сетки составляло 7090914 элементов.

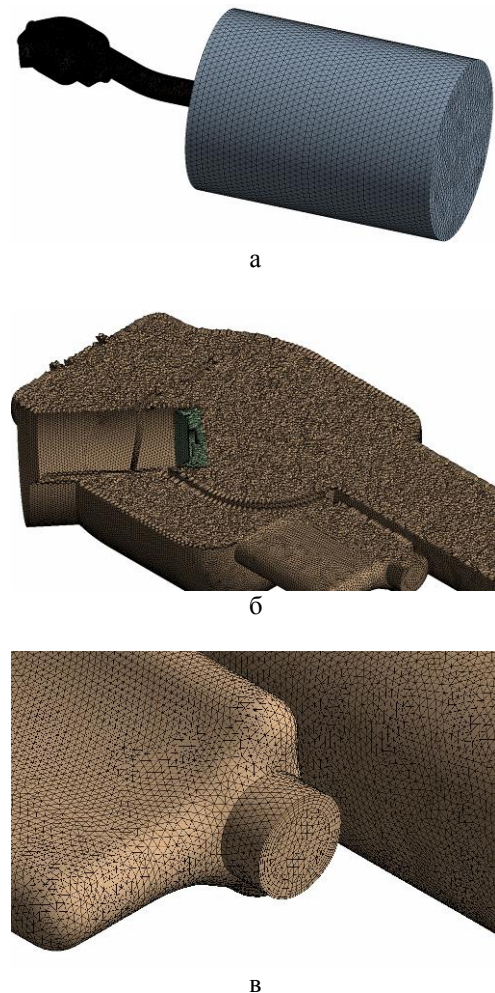


Рис. 3. Фрагменты конечно-элементной модели в расчетной области КС (а); внутреннего пространства воспламенителя (б) и корпуса (в)

Для численного исследования параметров и характеристик движения воздушной среды в воспламенителе ГТД использовали систему уравнений

Навье-Стокса [16], включающую в себя законы сохранения массы, импульса и энергии нестационарного пространственного течения в декартовой системе координат (x_i , $i = 1, 2, 3$)

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} (\rho \cdot u_k) = 0, \\ \frac{\partial (\rho \cdot u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} (\rho \cdot u_i \cdot u_k - \tau_{ik}) + \frac{\partial P}{\partial x_i} = S_i, \\ \frac{\partial (\rho \cdot E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} ((\rho \cdot E + P) \cdot u_k + q_k - \tau_{ik} \cdot u_i) = S_k \cdot u_k + Q_H, \end{cases} \quad (1)$$

где u_i – компоненты вектора скорости газа;

ρ , P – плотность и давление газа;

S_i – внешние объемные силы;

E – полная энергия единичной массы газа;

Q_H – теплота, выделяемая в единичном объеме

газа;

τ_{ik} – тензор вязких сдвиговых напряжений;

q_k – тепловой поток.

Тензор вязких сдвиговых напряжений определяется следующим образом

$$\tau_{ik} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho \cdot k \cdot \delta_{ij}, \quad (2)$$

где $\mu = \mu_1 + \mu_t$ – коэффициенты вязкости;

μ_1 – коэффициент молекулярной (динамической) вязкости;

μ_t – коэффициент турбулентной вязкости;

δ_{ij} – дельта-функция Кронекера;

k – кинетическая энергия турбулентности.

Важным этапом моделирования, обеспечивающим его высокую точность и достоверность, является выбор модели турбулентности. В настоящей работе для описания турбулентного течения используются уравнения SST-модели турбулентности, показывающей высокую точность при моделировании пристеночных течений. В этой модели для задания значения турбулентной вязкости использовано выражение

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega; \Omega F_2)}, \quad (3)$$

где $F_2 = \tanh(\arg_2^2)$; $\arg_2 = \max\left(2 \frac{\sqrt{k}}{0,09 \omega y}; \frac{500 \nu}{y^2 \omega}\right)$ –

функция, которая равна единице для пограничного слоя и нулю для свободных слоев; $\Omega = (\partial u / \partial n)$ – производная скорости течения по направлению нормали к стенке.

Для определения кинетической энергии и ее диссипации использованы уравнения

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i k) &= \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_i} \left((\mu_1 + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right), \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i \omega) &= \frac{\gamma \rho}{\mu_t} \tau_{ij} \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \times \\ &\times \left((\mu_1 + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right) + 2\rho(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, \end{aligned} \quad (5)$$

где β , β^* , σ_k , σ_ω – эмпирические константы, вычисляемые по формуле

$$\varphi = F_1 \varphi_1 + (1 - F_1) \varphi_2,$$

где φ_1 , φ_2 – соответствующие эмпирические коэффициенты k - ε и k - ω моделей турбулентности; F_1 – функция, играющая роль переключателя между моделями, так, что вблизи стенки $F_1 = 1$ и вдали от поверхности $F_1 = 0$.

Немецкий ученый Ф. Менгер, впервые предложивший формулировку SST модели, обосновал выбор функции F_1 из условия устойчивости вычислений в виде

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4), \quad (6)$$

$$\text{где } \arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0,09 \omega y_1}; \frac{500 \nu}{y^2 \omega} \right); \frac{4 \rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y_1^2} \right];$$

y – расстояние до ближайшей стенки;

$$CD_{k\omega} = \max \left(2 \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right). \quad (7)$$

Тепловой поток моделируется с помощью уравнения

$$q_k = - \left(\frac{\mu_1}{Pr} + \frac{\mu_t}{\sigma_c} \right) c_p \frac{\partial T}{\partial x_k} + q_u, \quad (8)$$

где $\sigma_c = 0,9$ – эмпирическая константа; Pr – число Прандтля; c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении; q_u – тепловой поток от излучения (учитывая сложность решения уравнения переноса излучения, рассматривалось в многогрупповом диффузном приближении).

Принимая во внимание работу ГТД на жидком топливе, важным этапом исследования являлось моделирование горения жидких топливных смесей. Процесс горения может быть описан при помощи Flamelet-моделей, основывающихся на расчете прогресса реакции. Для рассматриваемого случая была использована модель Partially Premixed Model. В качестве топлива выбран керосин, в качестве окислителя – воздух. Начальная температура реагентов принималась равной 300 К.

При горении углеводородного топлива, текущее содержание CO_2 может быть подходящей переменной для расчета прогресса реакции горения, поскольку ее значение монотонно возрастает на протяжении горения топливной смеси [17]. Тем не менее и другие характеристики пламени, такие как содержание H_2O или T , также могут быть использованы при расчете прогресса реакции горения. В данном случае, переменная прогресса реакции «с» представляется как

$$c = \frac{Y_{\text{CO}_2}}{(Y_{\text{CO}_2})_{\text{max}}}, \quad (9)$$

где $(Y_{\text{CO}_2})_{\text{max}}$ – максимальное содержание CO_2 которое имеет место в случае полного сгорания топливной смеси ($c = 1$).

Предполагается, что в турбулентном потоке переменная c имеет бимодальное распределение. В любой данный момент времени и в любом положении в пространстве, смесь считается либо полностью сгоревшей, либо полностью «свежей». Это предположение оправдано лишь в том случае, если химическая реакция проходит быстрее, по сравнению с интегральной временной шкалой турбулентности в потоке.

В этом случае усредненное значение прогресса реакции «с» является вероятностью того, что текущее состояние смеси соответствует полностью сгоревшему. Средний состав реагентов топливной смеси рассчитывали по формуле

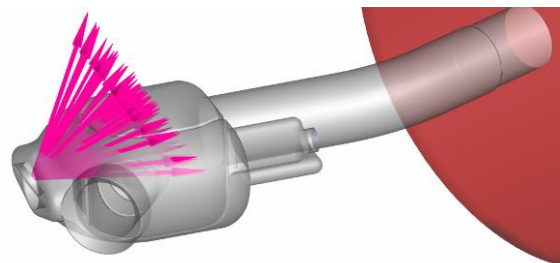
$$\tilde{Y}_i = (1 - \tilde{c})\tilde{Y}_{i,\text{свеж}} + \tilde{c}\tilde{Y}_{i,\text{сгор}}. \quad (10)$$

Основным преимуществом Flamelet-моделей является то, что даже если в расчет включена подробная информация о молекулярных процессах переноса и кинетике элементарных реакций, не требуется высокая точность численного решения и мелкий масштаб по времени (кроме случая расчета высокоскоростных реагирующих потоков). Это позволяет избежать сильной нелинейности колебания параметров течения и делает численную модель очень устойчивой.

Инжекция жидкого керосина в виде конуса выполнялась в зоне расположения форсунки (рис. 4, а). Угол при вершине конуса задавали равным углу факела распыла керосина на рабочем режиме работы форсунки, определенном на стенде (рис. 4, б).

Известно, что испарение капель керосина начинается при достижении температуры 341 К, после чего керосин в газообразном состоянии вступает в реакцию горения в среде воздуха с образованием пламени. Моделирование выполнено при атмосферном давлении, начальная температура компонентов смеси составляла 300 К. Жидкий керосин с

расходом 0,00142 кг/с в виде капель диаметром 0,92 мкм подавали в воспламенитель [18]. После этого он смешивался с воздухом при избыточном давлении 2,5 кПа и поступал в воспламенитель. Моделировали выход из расчётной области патрубка воспламенителя в открытое пространство КС. В связи с этим на выходе патрубка задавали нулевое избыточное давление.



а



б

Рис. 4. Схема инжекции керосина в корпус воспламенителя ГТД (а) и факел распыла керосина центробежной форсункой на рабочем режиме (б)

Объем области, в которой происходит инициализация горения, создаваемой электрической свечей, определяли по результату натурального эксперимента со свечей на специализированном стенде (рис. 5).

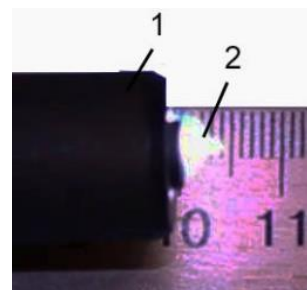


Рис. 5. Область инициализации горения топливоздушнoй смеси в воспламенителе создаваемая электрической свечей СП-70с БКПВ-31: 1 – электрическая свеча; 2 – область инициализации горения

Для оценки адекватности разработанной численной модели горения топливовоздушной смеси в факельном воспламенителе ГТД начальные и граничные условия задавали соответствующие устойчивому горению в воспламенителе данного типа, определенном на специальном испытательном стенде ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс» и такими, при которых горение не происходило.

Результатом моделирования является картина течения сложного многокомпонентного, двухфазного химически-реагирующего потока. Подаче керосина предшествует продувка воздухом и активированным источником энергии, имитирующим работу свечи зажигания. После чего в камеру подают жид-

кий керосин, который нагреваясь испаряется и вступает в реакцию с воздухом, сначала в зоне свечи зажигания, где формируется очаг возгорания смеси. Далее горение распространяется по всей полости воспламенителя, формируя факел пламени на выходе из патрубка. После установившегося процесса горения видно, что наиболее интенсивное горение наблюдается в факеле за пределами устройства, когда богатая смесь, подогретая до температуры возгорания в камере устройства, вступает в реакцию с окружающим воздухом. Также формирование очага интенсивного горения наблюдается в зоне внутреннего экрана ближе к наружной стенке (рис. 6).

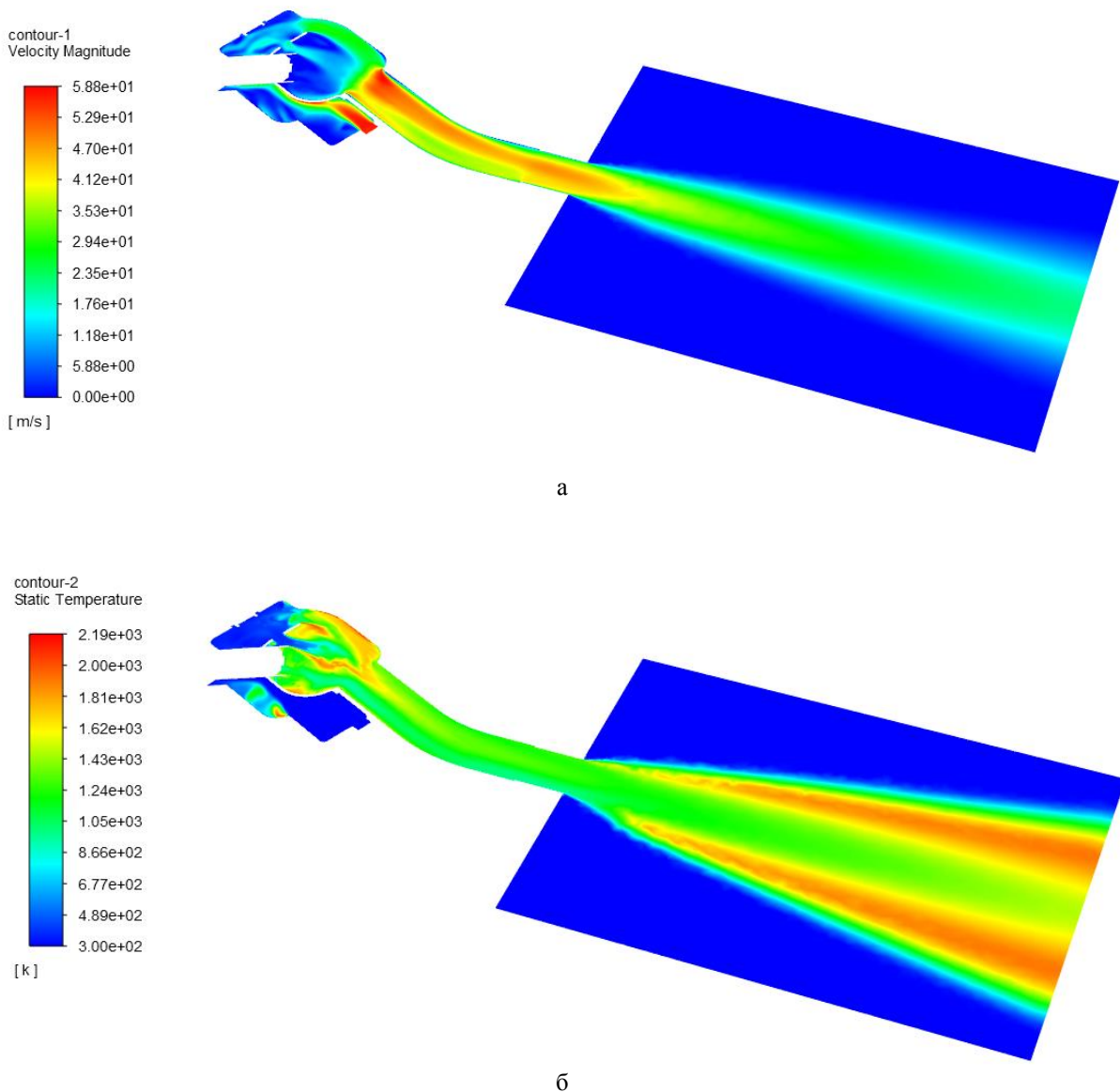
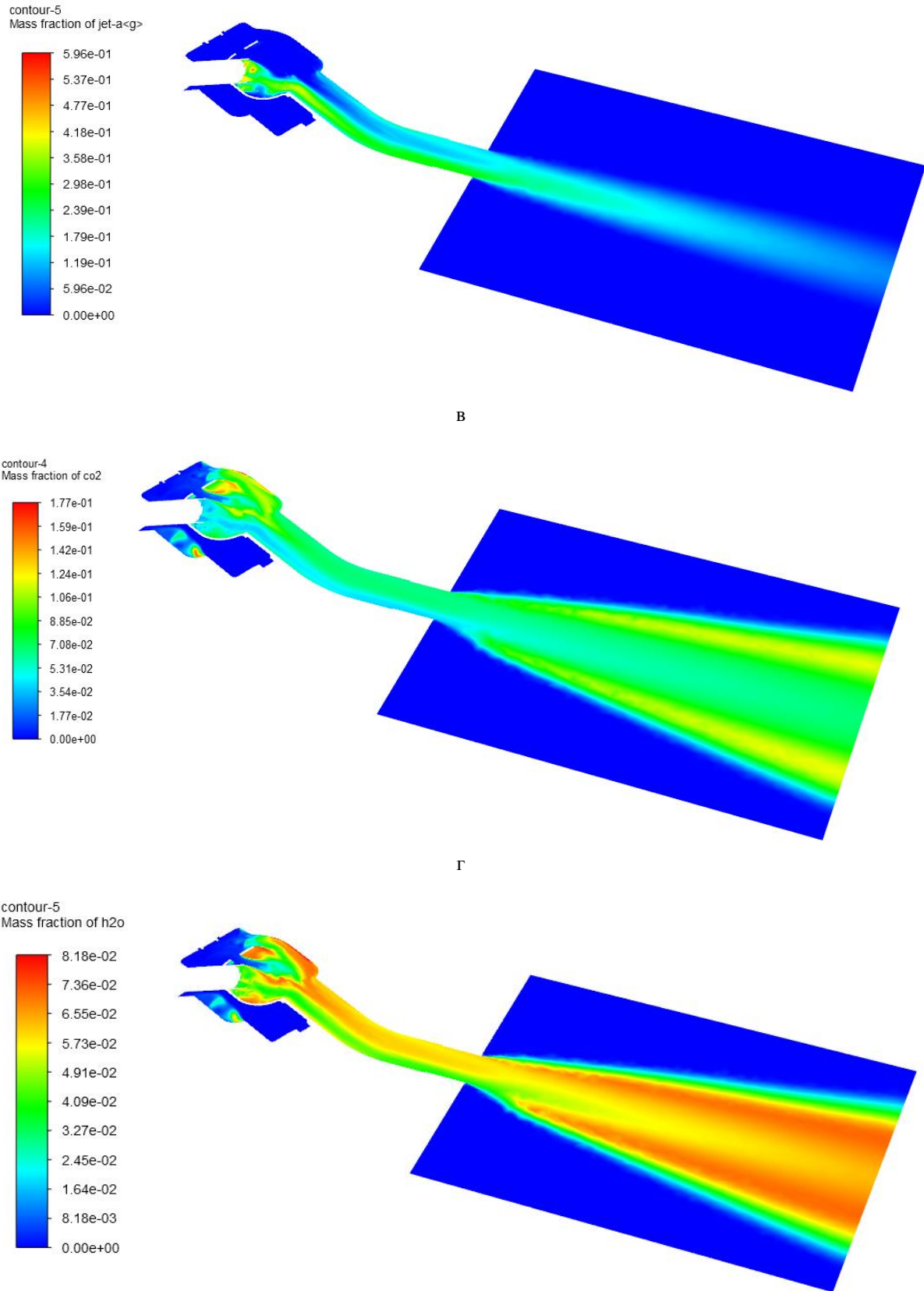


Рис. 6. Течение многокомпонентного потока в сечении факельного воспламенителя ГТД: а – поле скоростей потока; б – поле температур



Д

Рис. 6. Течение многокомпонентного потока в сечении факельного воспламенителя ГТД: в – концентрация испарённого керосина; г – концентрация CO_2 ; д – концентрация H_2O

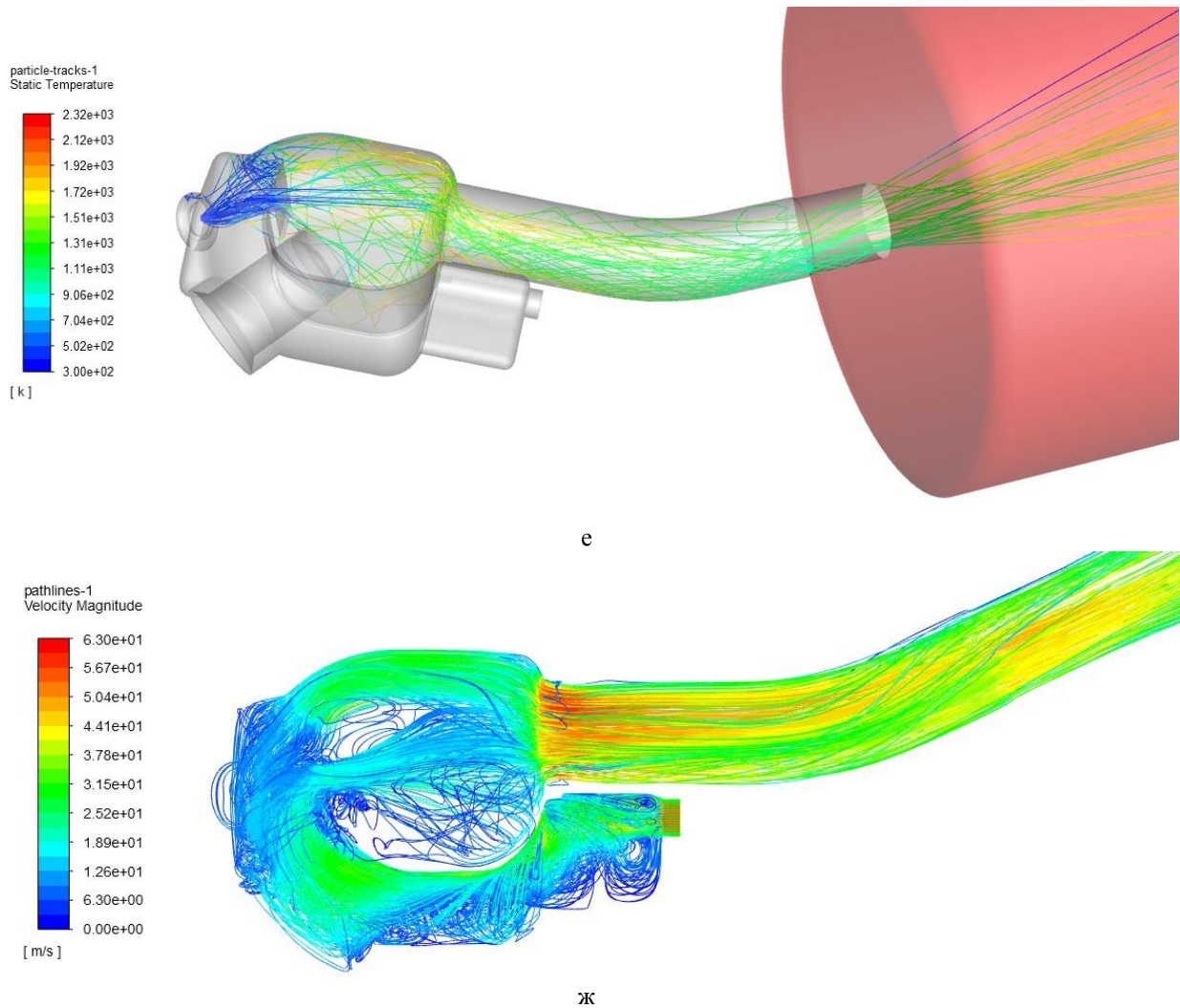


Рис. 6. Течение многокомпонентного потока в сечении факельного воспламенителя ГТД:
 е – траектория движения капель керосина; ж – линии тока горячей газовой смеси

Анализ параметров, полученных в результате моделирования и характеризующих состояние многокомпонентного, двухфазного химически-реагирующего потока внутри корпуса воспламенителя и патрубка на режиме его устойчивой работы на стенде, показывает, что на выходе из патрубка наблюдается устойчивое горение топливовоздушной смеси. При этом моделирование горения по разработанной методике на режимах, при которых воспламенитель ГТД неудовлетворительно работает на испытательном стенде ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс» подтверждает отсутствие устойчивого фронта пламени на срезе выходного патрубка.

Выводы и перспективы дальнейших исследований

Таким образом, разработанная методика моделирования процесса горения в факельных воспламенителях ГТД численным методом является эффективным инструментом для оптимизации конструк-

ции и условий работы воспламенителей данного типа. Варьируя начальными и граничными условиями, геометрией полости воспламенителя, состоянием капель топлива и условий его распыла, а также параметрами устройства инициализации горения перспективным является оптимизация конструкции устройства воспламенения камеры сгорания ГТД с целью расширения диапазона его устойчивой работы.

Литература

1. Кравченко, И. Ф. Концепция решения проблемы запуска камеры сгорания при создании и доводке ГТД с низким выбросом вредных веществ [Текст] / И. Ф. Кравченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 7 (23). – С. 40–51.
2. Gosman, A. D. Aspects of computer simulation of liquid-fueled combustors [Text] / A. D. Gosman, E. Loannides // *Journal of Energy*. – 1983. – Vol. 7, no. 6. – P. 482–490. DOI: 10.2514/3.62687.

3. Al-Hamdan, Q. Z. Modeling and simulation of a gas turbine engine for power generation [Text] / Q. Z. Al-Hamdan, M. S. Ebaid // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2006. – Vol. 128, issue 2. – P. 302–311. DOI: 10.1115/1.2061287.

4. Camporeale, S. M. A modular code for real time dynamic simulation of gas turbines in simulink [Text] / S. M. Camporeale, B. Fortunato, M. Mastrovito // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2006. – Vol. 128, issue 3. – P. 506–517. DOI: 10.1115/1.2132383.

5. Mixture formation in a direct injection gas engine: numerical study on nozzle type, injection pressure and injection timing effects [Text] / K. Keskinen, O. Kaario et al // *Energy*. – 2016. – Vol. 94. – P. 542–556. DOI: 10.1016/j.energy.2015.09.121.

6. Numerical analysis of the influence of the fuel injection timing and ignition position in a direct-injection natural gas engine [Text] / T. Wang, X. Zhang, J. Zhang et al // *Energy Conversion and Management*. – 2017. – Vol. 149. – P. 748–759. DOI: j.enconman.2017.03.004.

7. Experimental and numerical investigation of thermo-acoustic instability in a liquid-fuel aero-engine combustor at elevated pressure: Validity of large-eddy simulation of spray combustion [Text] / S. Tachibana, K. Saito, T. Yamamoto et al // *Combustion and Flame*. – 2015. – Vol. 162, issue 6. – P. 2621–2637. DOI: 10.1016/j.combustflame.2015.03.014.

8. Грасько, Т. В. Верификация разработанной расчетной модели основной камеры сгорания серийного газотурбинного двигателя с результатами испытаний на основе численного моделирования [Текст] / Т. В. Грасько, С. А. Маяцкий // *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*. – 2014. – № 10 (655). – С. 18–24.

9. Александров, Ю. Б. Исследование формирования температурных полей в камерах сгорания газотурбинных двигателей [Текст] / Ю. Б. Александров, И. И. Вафин, Б. Г. Мингазов // *Инженерный журнал: наука и инновации*. – 2018. – № 1. – С. 1–15. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-1-1716.

10. Сербин, С. И. Совершенствование характеристик камеры сгорания газотурбинного двигателя с использованием методов трехмерного моделирования [Электронный ресурс] / С. И. Сербин, А. Б. Мостипаненко // *Электронный вестник НУК*. – 2010. – № 1. – Режим доступа: <http://evn.nuos.edu.ua/article/view/24629/22106>. – 03.04.2019 г.

11. Орлов М. Ю. Расчётное исследование характеристик противоточной камеры сгорания малоразмерного ГТД с учетом влияния компрессора и турбины [Текст] / М. Ю. Орлов, С. С. Матвеев // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. – 2013. – Т. 15, № 6(4). – С. 911–916.

12. Разработка методов расчета характеристик нестационарного рабочего процесса в низкоэмиссионных камерах сгорания ГТД [Текст] / С. И. Сербин, А. Б. Мостипаненко, А. В. Козловский и др. // *Вісник НТУ «ХПІ». Сер.: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування*. – 2014. – № 11 (1054). – С. 90–94.

13. Сербин, С. И. Повышение устойчивости процессов горения в камере сгорания ГТД газодина-

мическим совершенствованием проточной части [Текст] / С. И. Сербин, А. В. Козловский // *Вісник НТУ «ХПІ». Сер.: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування*. – 2016. – № 9 (1181). – С. 65–69. DOI: 10.20998/2078-774X.2016.09.09.

14. Иноземцев, А. А. Газотурбинные двигатели [Текст] / А. А. Иноземцев, В. Л. Санорацкий. – Пермь : ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1202 с.

15. Пат. 2083858 Российская Федерация, МПК F02C7/26. Воспламенитель камеры сгорания газотурбинного двигателя [Электронный ресурс] / В. В. Владимиров, С. Ф. Летуновский ; заявитель и патентообладатель Омск. моторостроит. констр. бюро. – № 93011293/06 ; заявл. 02.03.1993 ; опубл. 10.07.1997. – Режим доступа: <http://ru-patent.info/20/80-84/2083858.html>. – 03.04.2019 г.

16. Лойцянский, Л. Г. Механика жидкости и газа : учеб. для вузов [Текст] / Л. Г. Лойцянский. – М. : Дрофа, 2003. – 840 с.

17. Abou-Ellail, M. M. A flamelet model for premixed methane-air flames [Text] / M. M. Abou-Ellail, K. R. Beshay, M. S. Mansour // *Combustion Science and Technology*. – 2000. – Vol. 153, iss. 1. – P. 223–245. DOI: 10.1080/00102200008947262.

18. Торба, Ю. И. Зависимость качества распыла пусковой форсунки воспламенителя ГТД от перепада давления топлива [Текст] / Ю. И. Торба, Д. В. Павленко // *Вестник двигателестроения*. – 2019. – № 1. – С. 46–53.

References

1. Kravchenko, I. F. Концепция решения проблемы запуска камеры сгорания при создании и доводке ГТД с низким выбросом вредных веществ [The concept of solving the problem of launching a collision chamber during the creation and development of a GTE with a low emission of harmful substances]. *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2005, no. 7 (23), pp. 40–51.

2. Gosman, A. D., Loannides, E. Aspects of computer simulation of liquid-fueled combustors. *Journal of Energy*, 1983, Vol. 7, no. 6, pp. 482–490. DOI: 10.2514/3.62687.

3. Al-Hamdan, Q. Z., Ebaid, M. S. Modeling and simulation of a gas turbine engine for power generation. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2006, Vol. 128, issue 2, pp. 302–311. DOI: 10.1115/1.2061287.

4. Camporeale, S. M., Fortunato, B., Mastrovito, M. A modular code for real time dynamic simulation of gas turbines in simulink. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2006, Vol. 128, issue 3, pp. 506–517. DOI: 10.1115/1.2132383.

5. Keskinen, K., Kaario, O., Nuutinen, M., Vuorinen, V., Künsch, Z., Liavåg, L. O., Larmi, M. Mixture formation in a direct injection gas engine: numerical study on nozzle type, injection pressure and injection timing effects. *Energy*, 2016, Vol. 94, pp. 542–556. DOI: 10.1016/j.energy.2015.09.121.

6. Wang, T., Zhang, X., Zhang, J., Hou, X. Numerical analysis of the influence of the fuel injection timing and ignition position in a direct-injection natural

gas engine. *Energy Conversion and Management*, 2017, Vol. 149, pp. 748–759. DOI: j.enconman.2017.03.004.

7. Tachibana, S., Saito, K., Yamamoto, T., Maki-da, M., Kitano, T., Kurose, R. Experimental and numerical investigation of thermo-acoustic instability in a liquid-fuel aero-engine combustor at elevated pressure: Validity of large-eddy simulation of spray combustion. *Combustion and Flame*, 2015, Vol. 162, iss. 6, pp. 2621–2637. DOI: 10.1016/j.combustflame. 2015.03.014.

8. Gras'ko, T. V., Majackij, S. A. Verifikacija raz-rabotanoj raschetnoj modeli osnovnoj kamery sgoran-ija serijnogo gazoturbinnogo dvigatelja s rezul'tatami ispytaniy na osnove chislennogo modelirovaniya [Verification of the developed computational model of the main combustion chamber of a gas turbine engine]. *Izvestija vysshih uchebnyh zavedenij, Mashinostroenie – Proceedings of Higher Educational Institutions. Mechanical Engineering*, 2014, no. 10, pp. 18–24.

9. Aleksandrov, Yu. B., Vafin, I. L., Mingazov, B. G. Issledovanie formirovaniya temperaturnyh nolej v kamerah sgoraniya gazoturbinyh dvigatelej [Investigating the formation of temperature patterns in gas turbine engine combustion chambers]. *Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovacii – Engineering Journal: Science and Innovation*, 2018, no. 1, pp. 1–15. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-1-1716.

10. Serbin, S. I., Mostipanenکو, A. B. Sovershenstvovanie harakteristik kamery sgoraniya gazoturbinnogo dvigatelja s ispol'zovaniem metodov trehmernogo modelirovaniya [Improvement of the characteristics of the combustion chamber of a gas turbine engine using the methods of three-dimensional modeling]. *Elektronnyy visnyk NUK – NUS Journal. Electronic Edition*, 2010, no. 1. Available at: <http://evn.nuos.edu.ua/article/view/24629/22106> (accessed 03.04.2019).

11. Orlov M. Yu., Matveev S. S. Raschjotnoe issledovanie harakteristik protivotochnoj kamery sgoran-ija malorazmernogo GTD s uchetom vlijaniya kompresora i turbiny [Calculated research characteristics counter-current combustion chamber of small GTE with the influence of the compressor and turbine]. *Izvestija Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk – Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2013, Vol. 15, no. 6 (4), pp. 911–916.

12. Serbin, S. I., Mostipanenکو, A. B., Kozlovskij, A. V., Vancovskij, B. G., Vilkul, V. V. Razrabotka metodov rascheta harakteristik nestacionarnogo rabo- chego processa v nizkoj emissionnyh kamerah sgoraniya GTD [Development of methods for calculating the characteristics of non-stationary workflow in low-emission combustion chambers of GTE]. *Visnyk NTU «KhPI». Ser.: Enerhetychni ta teplotekhnichni protsesy y ustakuvannya – NTU «KhPI» Bulletin: Power and heat engineering processes and equipment*, 2014, no. 11 (1054), pp. 90–94.

13. Serbin, S. I., Kozlovskij, A. V. Povyshenie ustojchivosti processov goreniya v kamere sgoraniya GTD gazodinamicheskim sovershenstvovaniem protochnoj chasti [Increasing the stability of combustion processes in the combustion chamber of gas-turbine engine through the improvement of the air-gas channel]. *Visnyk NTU «KhPI». Ser.: Enerhetychni ta tep- lotekhnichni protsesy y ustakuvannya – NTU «KhPI» Bulletin: Power and heat engineering processes and equipment*, 2016, no. 9 (1181), pp. 65–69. DOI: 10.20998/2078-774X.2016.09.09.

14. Inozemcev, A. A., Sandrackij, V. L. *Gazotur- binnye dvigateli [Gas turbine engines]*. Perm, Aviad- vigateľ JSC Publ., 2006. 1202 p.

15. Vladimirov, V. V., Letunovskij, S. F. *Vosplamenitel' kamery sgoraniya gazoturbinnogo dvigatelja* [The igniter of the combustion chamber of a gas turbine engine]. Patent RF, no. 2083858, 1997.

16. Lojczjanskij, L. G. *Mehanika zhidkosti i gaza* [Fluid mechanics]. Moscow, Drofa Publ., 2003. 840 p.

17. Abou-Ellail, M. M., Beshay, K. R., Mansour M. S. A flamelet model for premixed methane-air flames. *Combustion Science and Technology*, 2000, Vol. 153, issue 1, pp. 223–245. DOI: 10.1080/00102200 008947262.

18. Torba, Yu. I., Pavlenko, D. V. Zavisimost' kachestva raspyla puskovoj forsunki vosplamenitelja GTD ot perepada davlenija topliva [The dependence of the quality of spraying the starting nozzle of the GTE igniter on the fuel pressure drop]. *Vestnik dvigate- lstroeniya – Herald of Aeroenginebuilding*, 2019, no. 1, pp. 46–53.

Поступила в редакцию 20.06.2019, рассмотрена на редколлегии 7.08.2019

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ГОРІННЯ В ФАКЕЛЬНИХ ЗАПАЛЬНИКАХ ГТД

Ю. І. Торба, С. І. Планковський, О. В. Трифонов, Є. В. Цегельник, Д. В. Павленко

Метою роботи була розробка та апробація методики моделювання процесу горіння в факельному запальвачі ГТД. Для її досягнення застосовували метод кінцевих елементів. Основними результатами роботи є обґрунтування необхідності оптимізації факельних запальвачів газотурбінних двигунів. Практика експлуатації смолоскипових запальвачів різних конструкцій показала, що стійкість їх роботи залежить від параметрів ГТД і зовнішніх факторів (температури повітря та палива, розміру крапель палива, витрати палива та повітря, а також його тиску). При цьому масштабування геометрії конструкції запальвача не забезпечує його задовільну роботу в складі ГТД зі зміненими параметрами. У зв'язку із цим актуальним завданням є розробка моделі горіння в смолоскиповому запальвачі з метою оптимізації його конструкції. Розроблено розрахункову модель факельного запалювання ГТД камери згоряння серійного газотурбінного двигуна в програмному комплексі для чисельного тривимірного термогазодинамічного моделювання ANSYS FLUENT. Для скорочення часу розрахунку і розміру скінчено-елементної моделі запропоновано рекомендації щодо адаптації геометричної моделі запальвача для чисельного моделювання. Обрані й обґрунтовані моделі турбулентності потоку і горіння, а також початкові і граничні умови. Виконано верифікацію результатів розрахунку, отриманих чисельним моделюванням, з даними натурних випробувань на спеціалізовано-

му стенді. Показано, що розроблена розрахункова модель дозволяє моделювати робочий процес в факельних запалювачах камер згоряння ГТД дослідженої конструкції з високим ступенем достовірності. Наукова новизна роботи полягає в обґрунтуванні вибору моделі горіння, моделі турбулентності, а також початкових і граничних умов, що забезпечують отримання адекватних, натурному експерименту на спеціальному випробувальному стенді, результатів. Розроблена методика моделювання процесу горіння в факельних запалювачах ГТД може бути ефективно використана при оптимізації конструкції запалювачів виходячи з умов роботи ГТД, а також пристроїв ініціалізації горіння з метою розширення діапазону стійкої роботи камери згоряння.

Ключові слова: розрахункова модель; факельний запалювач; метод скінченних елементів; камера згоряння; процес горіння; тривимірне термогазодинамічне моделювання; газотурбінний двигун.

MODELING THE COMBUSTION PROCESS IN THE TORCH FLAMERS OF A GTE

Yu. Torba, S. Plankovsky, O. Tryfonov, Ye. Tsegelnyk, D. Pavlenko

The aim of the work was the development and testing of methods for modeling the combustion process in the torch igniters of gas turbine engines. To achieve it, the finite element method was used. The main results of the work are the substantiation of the need to optimize the torch igniters of gas turbine engines. The practice of operating torch igniters of various designs has shown that the stability of their work depends on the parameters of gas turbine engines and external factors (air and fuel temperature, size of fuel droplets, fuel and air consumption, as well as its pressure). At the same time, the scaling of the geometry of the igniter design does not ensure its satisfactory work in the composition of the GTE with modified parameters. In this regard, an urgent task is to develop a combustion model in a flare igniter to optimize its design. A computational model of a torch igniter for a gas turbine engine of a serial gas-turbine engine in a software package for numerical three-dimensional thermodynamic simulation of ANSYS FLUENT has been developed. To reduce the calculation time and the size of the finite element model, recommendations on the adaptation of the geometric model of the igniter for numerical modeling are proposed. The models of flow turbulence and combustion, as well as initial and boundary conditions, are selected and substantiated. Verification of the calculation results obtained by comparison of numerical simulation with the data of tests on a specialized test bench was performed. It is shown that the developed computational model makes it possible to simulate the working process in the torch igniters of the GTE combustion chambers of the investigated design with a high degree of confidence. The scientific novelty of the work consists in substantiating the choice of the combustion model, the turbulence model, as well as the initial and boundary conditions that provide adequate results to the full-scale experiment on a special test bench. The developed method of modeling the combustion process in gas turbine torch igniters can be effectively used to optimize the design of igniters based on GTE operation conditions, as well as combustion initialization devices to expand the range of stable operation of the combustion chamber.

Keywords: computational model; igniter; finite element method; combustion chamber; combustion process; three-dimensional thermodynamics simulation; gas turbine engine.

Торба Юрий Иванович – начальник экспериментально-исследовательского комплекса, ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Планковский Сергей Игоревич – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Трифонов Олег Валерьевич – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Цегельник Евгений Владимирович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Павленко Дмитрий Викторович – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры технологии авиационных двигателей, Национальный университет «Запорожская политехника», ведущий инженер ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Torba Yuriy – Head of Experimental Testing Complex, SE «Ivchenko-Progress», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: torba.yuriy@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0001-8470-9049.

Plankovsky Sergiy – Doctor of Techn. Sci., Professor, Professor of Aircraft Manufacturing Department, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: s.plank@khai.edu, ORCID Author ID: 0000-0003-2908-903X.

Tryfonov Oleg – PhD, Associate Professor of Aircraft Manufacturing Department, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: o.trifonov@khai.edu, ORCID Author ID: 0000-0001-8058-8649.

Tsegelnyk Yevgen – PhD, Senior Researcher of Aircraft Manufacturing Department, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: y.tsegelnyk@khai.edu, ORCID Author ID: 0000-0003-1261-9890.

Pavlenko Dmytro – PhD, Associate Professor, Professor of Aircraft Engines Technologies Department, National University «Zaporizhzhia polytechnic», leading engineer of SE «Ivchenko-Progress», Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: dvp1977dvp@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0001-6376-2879.