

УДК: 544.452.14

Численное моделирование горения этилена в сверхзвуковом потоке воздуха

А. А. Фирсов^{1,а}, Д. А. Яранцев¹, С. Б. Леонов¹, В. В. Иванов²

¹Объединенный институт высоких температур (ОИВТ РАН),
Россия, 125412, г. Москва, ул. Ижорская, д. 13, стр. 2

²Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ),
Россия, 140180, г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1

E-mail: ^а af@jiht.org

Получено 01.11.2016, после доработки — 21.12.2016.

Принято к публикации 30.12.2016.

В представленной работе обсуждается возможность упрощенного трехмерного нестационарного моделирования процесса плазменно-стимулированного горения газообразного топлива в сверхзвуковом потоке воздуха. Расчеты проводились в программном комплексе FlowVision. В работе выполнен анализ геометрии эксперимента и сделан вывод о ее существенной трехмерности, связанной как с дискретностью подачи топлива в поток, так и с наличием локализованных плазменных образований. Предложен вариант упрощения расчетной геометрии, основанный на симметрии аэродинамического канала и периодичности пространственных неоднородностей. Выполнено тестирование модифицированной $k-\epsilon$ модели турбулентности FlowVision (KEFV) в условиях сверхзвукового потока. В этих расчетах в области источников тепла и инжекции топлива использовалась подробная сетка без пристеночных функций, а на удаленных от ключевой области поверхностях пристеночные функции были включены. Это позволило существенно уменьшить количество ячеек расчетной сетки. Сложная задача моделирования воспламенения углеводородного топлива при воздействии плазмы была существенно упрощена путем представления плазменных образований как источников тепла и использования одной брутто-реакции для описания горения топлива. На базе геометрии аэродинамического стенда ИАДТ-50 ОИВТ РАН с помощью моделирования в программном комплексе ПК FlowVision проведены калибровка и параметрическая оптимизация подачи газообразного топлива в сверхзвуковой поток. Продемонстрировано хорошее совпадение экспериментальной и синтетической теневой картины потока при инжекции топлива. Проведено моделирование потока для геометрии камеры сгорания Т131 ЦАГИ с инжекцией топлива и генерацией плазмы. В результате моделирования для заданного набора параметров продемонстрировано воспламенение топлива, что совпало с результатами эксперимента. Отмечена важность адаптации расчетной сетки с повышением пространственного разрешения в области объемных источников тепла, моделирующих зону электрического разряда. Достигнуто удовлетворительное качественное совпадение распределений давления, полученных в моделировании и эксперименте.

Ключевые слова: горение в сверхзвуковом потоке, компьютерное моделирование, разряд постоянного тока, плазменно-стимулированное горение

Работа выполнена при финансовой поддержке программы ЦАГИ-РАН.

UDC: 544.452.14

Numerical simulation of ethylene combustion in supersonic air flow

A. A. Firsov¹, D. A. Yarantsev¹, S. B. Leonov¹, V. V. Ivanov²

¹ Joint Institute for High Temperatures of the Russian Academy of Science (JIHT RAS),
b.2, 13 Izhorskaya st., Moscow, 125412, Russia

² Central Aerohydrodynamic Institute (TSAGI),
1 Zhukovsky st., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

E-mail: ^aaf@jiht.org

Received 01.11.2016, after completion — 21.12.2016.

Accepted for publication 30.12.2016.

In the present paper, we discuss the possibility of a simplified three-dimensional unsteady simulation of plasma-assisted combustion of gaseous fuel in a supersonic airflow. Simulation was performed by using FlowVision CFD software. Analysis of experimental geometry show that it has essentially 3D nature that conditioned by the discrete fuel injection into the flow as well as by the presence of the localized plasma filaments. Study proposes a variant of modeling geometry simplification based on symmetry of the aerodynamic duct and periodicity of the spatial inhomogeneities. Testing of modified FlowVision $k-\varepsilon$ turbulence model named «KEFV» was performed for supersonic flow conditions. Based on that detailed grid without wall functions was used the field of heat and near fuel injection area and surfaces remote from the key area was modeled with using of wall functions, that allowed us to significantly reduce the number of cells of the computational grid. Two steps significantly simplified a complex problem of the hydrocarbon fuel ignition by means of plasma generation. First, plasma formations were simulated by volumetric heat sources and secondly, fuel combustion is reduced to one brutto reaction. Calibration and parametric optimization of the fuel injection into the supersonic flow for IADT-50 JIHT RAS wind tunnel is made by means of simulation using FlowVision CFD software. Study demonstrates a rather good agreement between the experimental schlieren photo of the flow with fuel injection and synthetical one. Modeling of the flow with fuel injection and plasma generation for the facility T131 TSAGI combustion chamber geometry demonstrates a combustion mode for the set of experimental parameters. Study emphasizes the importance of the computational mesh adaptation and spatial resolution increasing for the volumetric heat sources that model electric discharge area. A reasonable qualitative agreement between experimental pressure distribution and modeling one confirms the possibility of limited application of such simplified modeling for the combustion in high-speed flow.

Keywords: combustion in supersonic flow, numerical simulation, direct current discharge, plasma-assisted combustion

Citation: *Computer Research and Modeling*, 2017, vol. 9, no. 1, pp. 75–86 (Russian).

The work was supported by program TSAGI-RAS.

1. Введение

Численное моделирование является одним из ключевых инструментов при исследовании физических процессов в современной аэродинамике, а также при разработке узлов и агрегатов летательных аппаратов. Это обусловлено рядом факторов, таких как простота постановки и реализации расчетной задачи по сравнению с классическим экспериментом, возможность решения задач оптимизации без необходимости изменения экспериментального стенда, получение существенно большего объема данных об отдельно взятом эксперименте. Последний пункт наиболее важен в задачах с подводом тепла в реагирующих смесях, когда затруднительно получить ключевую информацию о потоке (например, данные о локальной скорости и температуре, а также о концентрации компонентов смеси). При этом зачастую основным источником данных в подобном эксперименте является система регистрации давления вдоль аэродинамического канала, что делает использование численного моделирования незаменимым инструментом [Zhang et al., 2013].

Задачам воспламенения и горения различных видов топлива в сверхзвуковом потоке посвящено большое количество работ [Леонов и др., 2010; Vinogradov et al., 2013; Kopyl et al., 2013]. В основном технологии плазменного поджига базируются на применении электрического разряда высокой мощности для нагрева и ионизации смеси [Adamovich et al., 2009; Li et al., 2013]. Также определенных успехов удалось достичь при использовании микроволнового разряда для воспламенения газообразного и жидкого топлива в скоростном потоке [Shibkov et al., 2009].

Представленная работа является продолжением цикла экспериментальных исследований, проводимых в ОИВТ РАН, посвященных плазменно-инициированному воспламенению и горению газообразного топлива с помощью разряда постоянного тока в сверхзвуковом потоке [Леонов и др., 2010; Leonov et al., 2012; Firsov et al., 2014]. В настоящее время сделанные ранее разработки проходят активную экспериментальную проверку в камере сгорания ЦАГИ. Однако в данной статье основное внимание уделяется развитию использования численного моделирования как мощного инструмента, дополняющего экспериментальную работу.

2. Постановка задачи

Выбор расчетной области. При выборе геометрии расчетной области необходимо учитывать следующие варианты постановки задачи: двухмерная задача с заданием осредненного по ширине сверхзвукового канала расхода топлива и энерговклада; трехмерная задача с выделением из полной геометрии некоторой характерной области, например если в геометрии присутствует периодическая структура; трехмерная задача с полной геометрией (или частью геометрии, если имеются плоскости симметрии). Рассмотрим каждый вариант более подробно.

Двухмерный расчет позволяет либо обеспечить максимальную скорость получения приближенного решения при использовании расчетной сетки небольшой размерности, либо получить максимальное пространственно-временное разрешение при использовании расчетной сетки с размерностью, ограниченной вычислительными ресурсами рабочей станции. В связи с тем, что газодинамический стенд ИАДТ-50 имеет прямоугольное сечение и рабочая секция профилирована только в одной плоскости, двухмерное моделирование дает результаты, удовлетворительно согласующиеся с результатами экспериментов. Экономичную двумерную сетку с применением адаптации во FlowVision можно создать, воспользовавшись методикой, описанной в работе [Фирсов, Москалев, 2013]. Однако в экспериментах с дискретной подачей топлива требуется знать особенности поперечной структуры течения, поэтому требуется выполнение трехмерного моделирования.

В случае если в геометрии можно выделить периодическую структуру, например эквидистантно расположенные трубки подачи топлива и плазменные образования, то хорошим вариантом постановки расчетной задачи является выделение периодического фрагмента и заключение

его между идеально гладкими стенками. Такой подход не учитывает влияние боковых стенок аэродинамического канала, однако расчет является существенно трехмерным, что позволяет получить поперечные профили параметров, минимизировав время вычислений. Например, на рис. 1 из полной геометрии с помощью плоскости b можно выделить тонкий трехмерный слой, содержащий половину трубки подачи топлива. Данный подход рассматривается как основной при решении задач плазменно-стимулированного горения, так как геометрии вставок для стенок ИАДТ-50 и Т-131 содержат периодическую структуру из трубок топлива и электродов.

Полная трехмерная постановка используется на финальном этапе исследования для ограниченного количества выбранных режимов работы камеры сгорания. Геометрия тестовой секции газодинамического стенда ИАДТ-50 в большинстве экспериментов обладает одной плоскостью симметрии, что позволяет использовать в качестве расчетной области только половину геометрии канала с применением идеально гладкой стенки на плоскости симметрии. Пример расчетной области для моделирования горения в ИАДТ-50 показан на рис. 1.

В ходе решения задачи объем расчетной сетки достигал 2 млн ячеек. Расчет выполнялся в параллельном режиме на рабочей станции, оснащенной 6 ядерным процессором Intel Core i7 с 16 ГБ оперативной памяти.

Расстановка граничных условий. Расстановка граничных условий на примере одной из конфигураций экспериментального стенда ИАДТ-50 показана на рис. 1. На входе заданы скорость, давление и температура воздуха такие, что число Маха M и полная температура T_0 соответствуют параметрам потока из эксперимента. Параметры потока воздуха в канале: $M = 2.5$, $P_{st} = 200$ Торр; $T_0 = 300$ К.

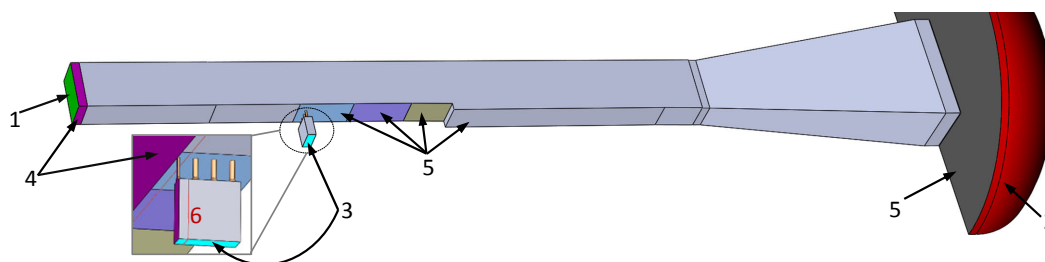


Рис. 1. Геометрия расчетной области: 1 — вход сверхзвукового потока, 2 — выход, 3 — вход топлива, 4 — плоскость симметрии на боковых стенках. На остальных границах (5) установлено ГУ «стенка». 6 — секущая плоскость, позволяющая выделить из геометрии тонкий трехмерный слой

Во FlowVision существует несколько возможностей задать условие на выходе из канала. Первый вариант — сверхзвуковой выход — без проблем позволяет выпустить сверхзвуковую струю, однако не годится для дозвуковых областей выхода, так как не задает температуру и давление. Дозвуковые области необходимы для корректного моделирования горения, когда в канале реализуется длинная дозвуковая зона, которая может соединиться с дозвуковой областью на выходе из канала. Второй вариант — статическое давление — позволяет задать температуру и статическое давление на выходе в дозвуковых зонах, однако использование данного условия может привести к разгону до сверхзвуковых скоростей входящего через выход газа. Поэтому единственным применимым в данном случае условием является полное давление. Вход газа через выход действительно имеет место, так как газ увлекается сверхзвуковой струей, однако в этом случае скорость втекания газа будет ограничена полным давлением. При этом данное граничное условие автоматически переключится на ГУ «сверхзвуковой выход» в той области, через которую выходит сверхзвуковая струя.

Вход топлива в канал также моделируется с помощью граничного условия «полное давление», установленного на дозвуковой части инжектора. Далее по тракту в зависимости от заданного давления реализуется дозвуковой или трансзвуковой режим истечения струи. При этом мгновенный расход топлива определяется с помощью программной характеристики, заданной на срезе инжектора у входа в канал.

На боковых стенках в случае моделирования тонкого трехмерного слоя установлено граничное условие «симметрия», т. е. идеально гладкая стенка. Небольшие вставки с данным ГУ также установлены на верхней и нижней стенках, между сверхзвуковым входом и ГУ «стенка», чтобы избежать конфликта между жестко заданной скоростью на входе и прилипанием ($V = 0$) на стенке.

На всех остальных поверхностях задано граничное условие «стенка». При этом вся геометрия заранее разбита так, что стенка канала представляет собой набор состыкованных областей (рис. 1, 5). Это позволяет для каждой отдельной части стенки использовать свои уникальные настройки: уровень пристенной адаптации, опции для моделирования пограничного слоя, шероховатость поверхности. Например, в дальних от области инъекции зонах можно использовать грубую пристенную сетку, обеспечивающую безразмерное расстояние до стенки ($y^+ < 200$), и пограничный слой можно моделировать с использованием пристенных функций. А в непосредственной близости к инжектору можно использовать мелкую пристенную сетку, обеспечивающую $y^+ < 10$ совместно с отказом от использования пристенных функций. Для расчетов была выбрана модифицированная $k-\epsilon$ модель (KEFV) [Жлуктов, Аксёнов и др., 2016]. Выбор сделан на основании сравнения результатов предварительного расчета течения сверхзвукового потока в медленно расширяющемся канале (угол расширения 2°) для разных моделей турбулентности, для разных диапазонов y^+ как с пристенными функциями, так и без них. Расчеты проводились для трех модификаций $k-\epsilon$ модели (классическая, квадратичная и KEFV), а также для модели турбулентности SST. В результате было обнаружено, что для модели KEFV профиль скорости в пограничном слое слабо зависит от y^+ в диапазоне $20 < y^+ < 200$ при использовании пристенных функций, а без них модель KEFV раньше других (при $y^+ < 20$ (в отличие от $y^+ < 2$ для других моделей)) начинает достаточно точно воспроизводить профиль пограничного слоя. Таким образом, для модели KEFV практически отсутствует диапазон y^+ , для которого ее можно было бы считать неприменимой в условиях сверхзвукового течения.

Моделирование разрядного воздействия и горения. Воспламенение этилена в сверхзвуковом воздушном потоке осуществляется с помощью электрического разряда постоянного тока. Принципиальная электрическая схема представлена на рис. 2, а. В керамические вкладки, смонтированные в металлическом фланце, установлены медные электроды. Напряжение прикладывается между электродами и заземленным фланцем. Соппротивление в анодной цепи R_1 (по одному перед каждым анодом) равнялось 1 кОм, оно предназначено для ограничения разрядного тока. В момент подачи высокого напряжения на анод происходил пробой разряда поперек потока к ближайшей металлической стенке, после чего разряд сносится потоком, увеличиваясь в длину. Когда точка привязки разряда к катоду достигала дальнего от анода стыка с керамикой, разряд становился практически полностью продольным. В этом режиме разряд становится похож на дуговой, что подтверждается осциллограммой полного тока в цепи и напряжения на одном разрядном промежутке для этого режима, приведенной на рис. 2, б. Видно, что ток разряда довольно высок, 15 А, при относительно низком напряжении в 600 В.

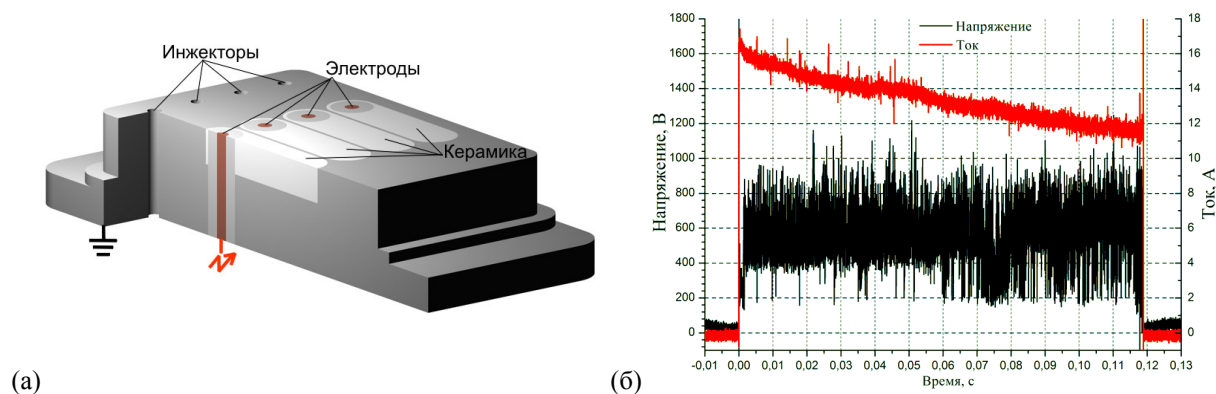


Рис. 2. Фланец с электродами (а) и осциллограмма тока и напряжения на разряде (б)

По фотографии разряда (см. рис. 3, а) создана приблизительная форма объемного источника тепла (ОИТ), который имитирует в расчете плазму электрического разряда. Геометрия ОИТ показана на рис. 3, б. Показанные нитевидные тела $\varnothing 2$ мм не существуют с точки зрения потока, однако являются зоной активного тепловыделения. При этом мощность $W_{\text{оит}}$ выбрана исходя из экспериментальных значений и составляет 1–2 кВт на один элемент. Подобный подход ранее успешно применялся при решении различных задач плазменной аэродинамики, например для управления сверхзвуковым потоком с помощью разряда [Falempin et al., 2015], а также при исследовании распада послеразрядного канала в неподвижном воздухе [Шурупов и др., 2014].

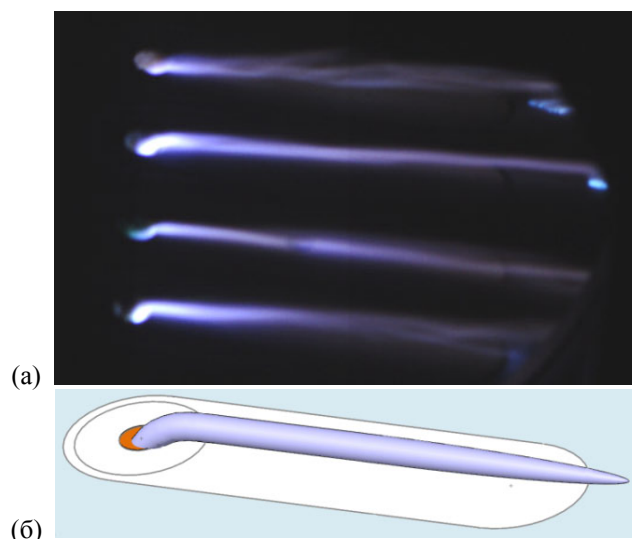
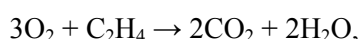


Рис. 3. Фотография разряда в потоке (а) и геометрия объемного источника тепла (б)

В расчете учитываются следующие вещества: C_2H_4 , O_2 , CO_2 , H_2O , N_2 , плотность которых определяется по закону идеального газа, а для остальных характеристик веществ заданы табличные зависимости от температуры и давления, которые подготовлены с применением программного комплекса «Терра 6.3» [Трусов, 2005]. Сверхзвуковой поток воздуха моделируется как смесь N_2 и O_2 , массовая доля последнего во входящем потоке составляет 0.235. Процесс горения этилена в сверхзвуковом потоке рассматривается как одна брутто-реакция:



при этом скорость химического преобразования определяется с помощью модели EDC (Eddy Dissipation Concept). Настройка скорости реакции выполнена с помощью подбора коэффициентов, при которых адекватно моделируется горение предварительно перемешанной смеси в горелке Бунзена. Методика настройки изложена в работе [Фирсов и др., 2014].

3. Основные результаты расчета

Калибровка и оптимизация подачи топлива на базе канала ИАДТ-50 ОИВТ РАН

Большая часть наших экспериментальных исследований проводится на аэродинамическом стенде ИАДТ-50 в ОИВТ РАН. Длительность сверхзвукового режима в большинстве случаев составляет ~ 300 мс. Инжекция топлива в канал осуществляется 50–100 мс в зависимости от рассматриваемой конфигурации. При этом расход топлива определяется по разнице давлений в контрольном объеме, из которого осуществляется подача топлива в канал. Однако электромагнитный клапан, отвечающий за подачу топлива, имеет значительное время открытия и за-

крытия, что приводит к погрешности определения расхода. Для определения погрешности был выполнен модельный эксперимент: в канал через одно отверстие $\varnothing 2$ мм подавалась струя CO_2 , при этом регистрировалось давление в дозвуковой части инжектора, а также велась съемка тепловой картины течения.

Для аналогичных условий течения, в том числе при давлении CO_2 в дозвуковой части инжектора, соответствующем измеренному в эксперименте, было выполнено численное моделирование в программном комплексе (ПК) FlowVision. Сравнение визуализации методом Теплера с результатами моделирования показано на рис. 4. Необходимо отметить, что в эксперименте визуализация является интегральной поперек канала (72 мм), в то время как для моделирования представлено локальное поле градиента плотности. Однако, несмотря на эти различия, основные элементы структуры течения хорошо видны, имеет место качественное совпадение результатов; расстояние, на которое струя выходит в поток, составило 4 мм. Установившийся мгновенный расход топлива в моделировании составил 1.25 г/с, в то время как средний расход, определенный экспериментально по разнице давлений в контрольном объеме, оказался выше более чем на 50 %.

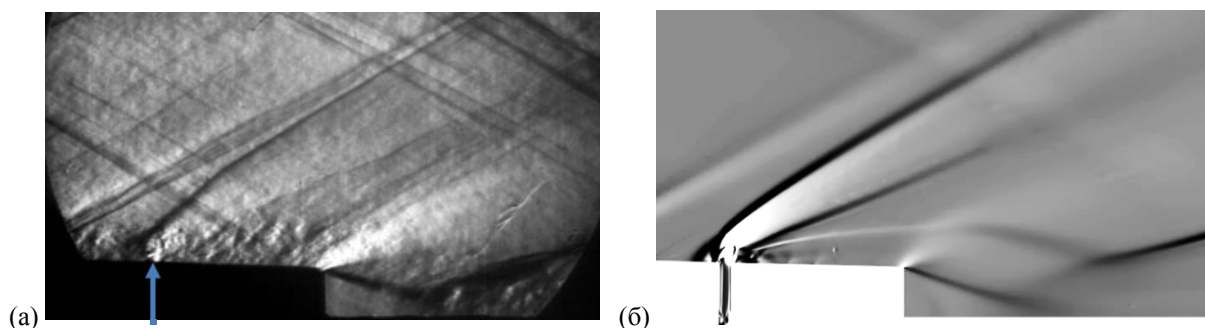


Рис. 4. Сравнение визуализации методом Теплера в эксперименте (а) с полем градиента плотности, полученным с помощью моделирования (б)

По результатам данного тестирования было принято несколько решений для увеличения точности определения расхода топлива. Регистрация давления в дозвуковой части инжектора теперь выполняется во всех экспериментах. Это позволяет более точно определять среднее время подачи топлива в канал, которое отличается от времени между сигналами на открытие и закрытие клапана. Также была переработана геометрия дозвуковой части тракта подачи топлива, а именно: минимизирован объем системы подачи топлива между клапаном и выходом в поток. Давление газа в инжекторе для представленного теста с модифицированной геометрией, а также для одного из последующих экспериментов с этиленом показано на рис. 5, а.

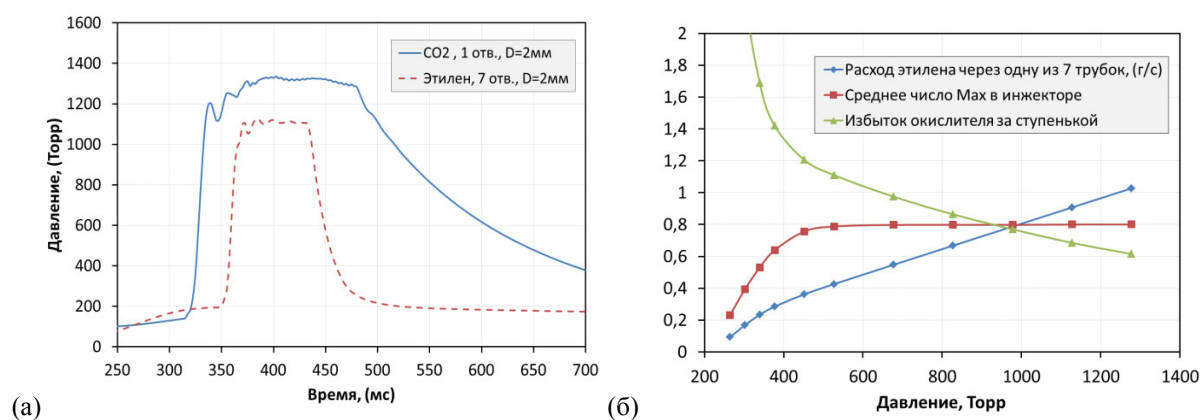


Рис. 5. Давление газа в инжекторе (а) и результаты параметрического исследования подачи топлива для рассматриваемой геометрической конфигурации камеры сгорания (б)

Для более точного определения мгновенного расхода в выбранной экспериментальной конфигурации, показанной на рис. 1, в ПК FlowVision было проведено параметрическое исследование, в ходе которого была получена калибровочная кривая — зависимость мгновенного расхода топлива от давления в инжекторе, а также зависимость коэффициента избытка окислителя за ступенькой в области планируемого размещения плазмы электрического разряда. Это позволило получить более точное представление об условиях будущих экспериментов, так как определение данных параметров в эксперименте затруднительно. Результаты параметрического исследования рассматриваемой геометрической конфигурации камеры сгорания показаны на рис. 5, б. Трехмерное распределение топлива, характеризуемое коэффициентом избытка окислителя, показано на рис. 6 для массового расхода этилена 2.98 г/с. На представленной иллюстрации хорошо видна дискретная структура струй топлива, которая сменяется достаточно однородным распределением в области за ступенькой. Оптимизация состава смеси, натекающей в область за ступенькой, позволит получить газодинамическую стабилизацию фронта пламени.

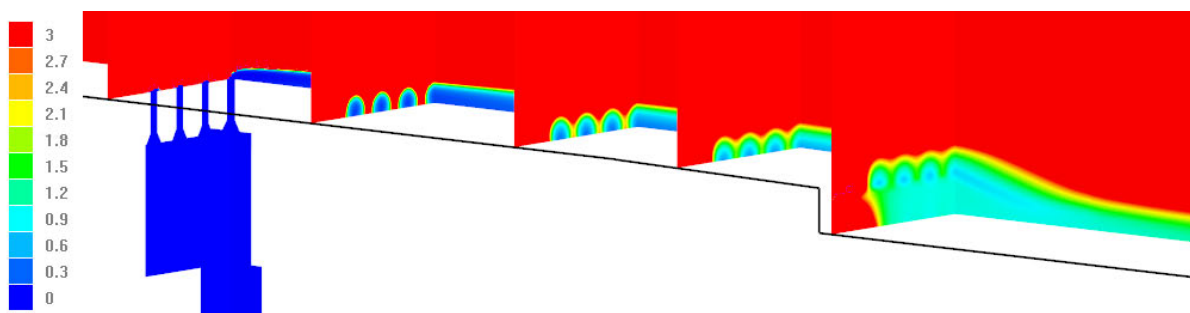


Рис. 6. Трехмерное распределение коэффициента избытка окислителя в конфигурации со ступенькой

Расчет горения этилена в канале Т131 ЦАГИ

В ЦАГИ большое внимание уделяется исследованию воспламенения газообразных топлив и керосина с помощью электрического разряда в сверхзвуковом потоке. Например, в работе [Ефимов и др., 2012] проведены сравнительные исследования горения разряда при подаче в разрядную область пропана и керосина.

Скоростная камера сгорания ЦАГИ Т131 предназначена для проведения исследований в области воспламенения и горения различных типов топлива в потоке воздуха. Отличительной особенностью данной установки является большая длительность одного теста, составляющая более 15 с, а также возможность работы в широком диапазоне температур, в том числе при высокой температуре торможения, $T_0 = 700 \div 1100$ К. Однако сильная тепловая нагрузка накладывает ограничения на применение методов диагностики и визуализации; в частности, из-за этого у канала отсутствуют оптические окна для скоростной фотосъемки разряда и теневой визуализации течения. Основу диагностической системы составляет система датчиков давления, расположенных вдоль канала. Поэтому важной задачей является выполнение численного моделирования течения и горения в канале, в условиях максимально приближенных к эксперименту, для получения объемного распределения параметров течения. В частности, это позволяет восполнить отсутствие средств визуализации в канале. При этом корректность результатов компьютерных расчетов можно проверить, сопоставив распределения давления, полученные в эксперименте и в моделировании.

При выполнении моделирования горения этилена в трубе Т131 были использованы подходы, предварительно опробованные для геометрии канала ИАДТ-50 в ОИВТ РАН. Учитывая периодическую симметрию расположения инжекторов и плазменных нитей электрического разряда (см. рис. 2 и рис. 3), камера сгорания моделируется с помощью трехмерного слоя толщиной 7.5 мм, включающего половину одного инжектора $\varnothing 2$ мм и половину одного объемно-

го источника тепла. Массовый расход этилена в моделировании составил 1 г/с, что приблизительно соответствует полному расходу 8 г/с в эксперименте. Были установлены следующие параметры потока на входе в расчетную область: $P = 100\,000$ Па, $V = 1008$ м/с, $T_0 = 870$ К, $M \sim 2.5$ в соответствии с условиями эксперимента.

При выполнении моделирования в ПК FlowVision использовалась адаптация расчетной сетки (ручная в заданном объеме — в области расположения объемного источника тепла, имитирующего плазму разряда) и адаптация по решению, повышающая пространственное разрешение в областях сильного градиента плотности. Фрагмент расчетной сетки и геометрия ОИТ показаны на рис. 7. Общее количество ячеек в данном расчете не превышало 800 тыс. штук.

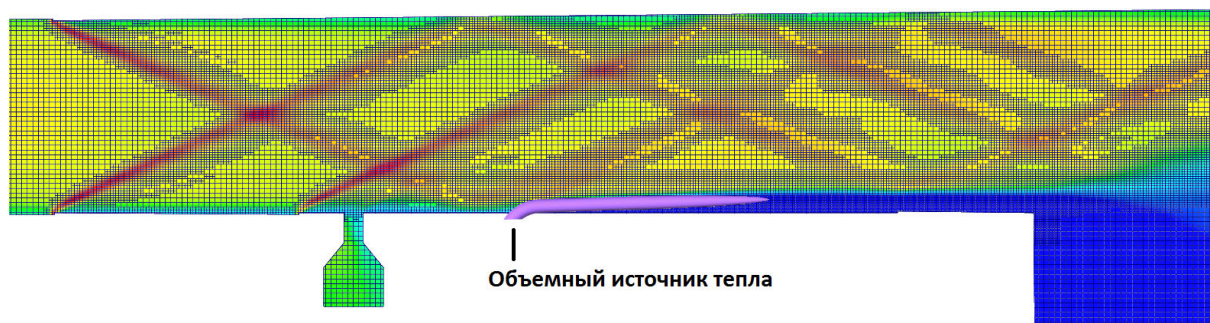


Рис. 7. Расчетная сетка в тестовой секции на фоне распределения плотности. Адаптация сетки в области скачков уплотнения — результат работы адаптации по решению

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы. Повышение пространственного разрешения в области разряда привело к проявлению горячей застойной зоны пониженной плотности у стенки ниже по течению относительно инжектора. Наличие этой зоны позволяет воспламенить и стабилизировать горение газообразного топлива на плоской стенке, и данная способность была подтверждена как в эксперименте, так и в численном моделировании.

Необходимо отметить, что в секции канала, в которой установлен фланец с генератором плазмы, во всех рассмотренных в моделировании режимах присутствует сложная структура скачков уплотнения (см. рис. 7). Это вызвано тем, что в моделирование заложены стыки секций, стыки между фланцем и секцией, а также зазоры в исполнении самой вставки генератора. В данной серии моделирований было показано, что скачок от стыка секций попадает в область зажигания разряда, приводя к образованию небольшой отрывной зоны, которая может привести к нештатной работе генератора плазмы, а именно к пробое разряда против потока. В последующих экспериментах длина керамической вставки в направлении против потока была увеличена; было показано экспериментально, что на работу обновленной версии вставки этот эффект не оказывает значительного влияния.

На рис. 8 показано распределение числа Маха и температуры в области генератора и за ступенькой для случая горения этилена. Видно, что при горении этилена на некотором расстоянии за ступенькой возникает отрывная горячая зона, которая тянется до выхода из канала, что приводит к существенному росту давления.

На рис. 9 показано сравнение распределений давления вдоль канала в моделировании и эксперименте для случаев разряда в потоке без подачи топлива и для плазменно-стимулированного горения этилена. В случае без подачи топлива ниже по течению относительно ступеньки в моделировании отчетливо видна ступенчатая структура распределения давления, обусловленная отражениями скачка уплотнения, вызванного наличием ступеньки. На экспериментальной кривой эта структура прослеживается хуже из-за ограниченного количества датчиков давления.

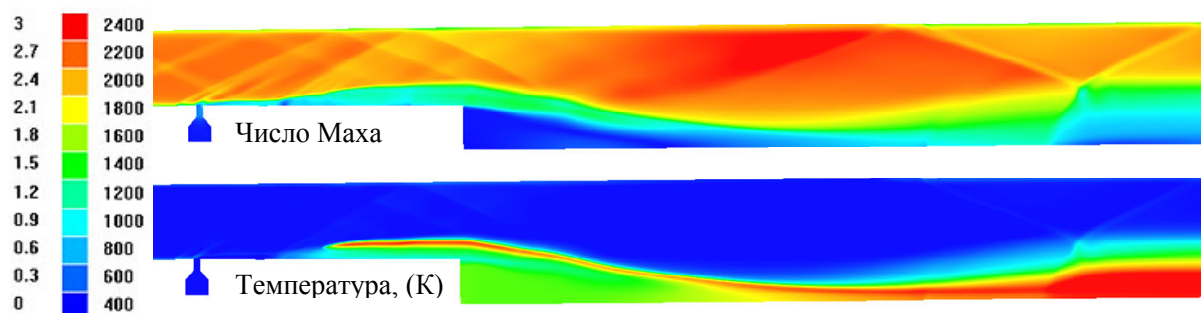


Рис. 8. Распределение числа Маха и температуры по каналу в области горения этилена, поддерживаемого объемным источником тепла, имитирующего плазму разряда

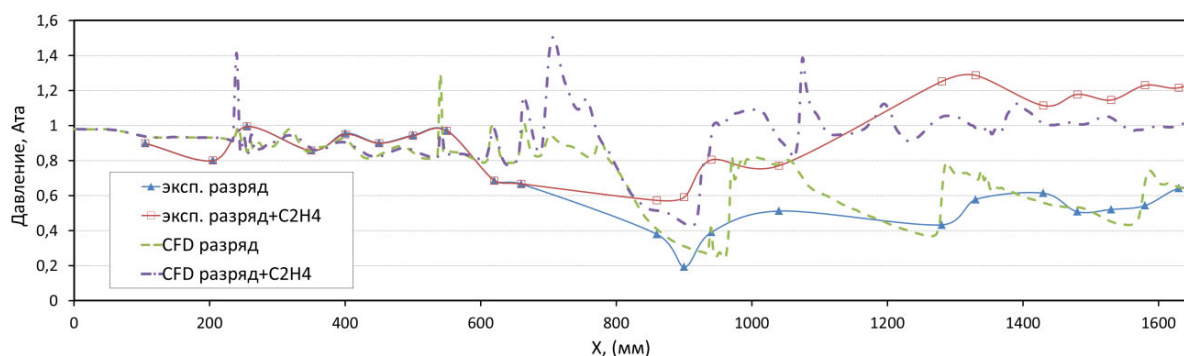


Рис. 9. Распределение давления вдоль канала. Эксперимент: расход C_2H_4 — 9.2 г/с; моделирование: расход C_2H_4 — 8 г/с

И в моделировании, и в эксперименте при горении этилена наблюдается рост давления ниже по течению относительно ступеньки. Можно отметить удовлетворительное качественное и количественное совпадение результатов, несмотря на крайне упрощенную постановку компьютерной задачи. Также отметим, что расходы в эксперименте и моделировании несколько различались: моделирование было выполнено до эксперимента, а точность определения расхода в эксперименте ограничена, так как является измеряемой, а не устанавливаемой величиной. Таким образом, можно утверждать, что распределения других термодинамических и газодинамических величин, полученные в моделировании, приближенно соответствуют значениям в эксперименте, и анализ численной картины течения может быть в дальнейшем использован для оптимизации рассматриваемой системы.

4. Заключение

В данной работе изложены результаты моделирования и экспериментального исследования газодинамических процессов в сверхзвуковой камере сгорания, воспламенение и стабилизация пламени в которой осуществляются с помощью генератора плазмы. Моделирование было выполнено в программном комплексе FlowVision для двух геометрических конфигураций, первая из которых соответствует аэродинамическому каналу ИАДТ-50 из ОИВТ РАН, а вторая является упрощенной версией геометрии камеры сгорания Т131 ЦАГИ. Продемонстрированы результаты калибровки и предварительной оптимизации подачи топлива в сверхзвуковой поток. Представлен упрощенный подход к расчету плазменно-инициированного горения этилена в сверхзвуковом потоке в существенно трехмерной постановке. Показано, что, несмотря на сделанные допущения, качественные и количественные результаты моделирования находятся в удовлетворительном соответствии с результатами экспериментов.

Список литературы (References)

- Ефимов Б. Г., Иванов В. В., Иншаков С. И., Климов А. М., Ларин Б. В., Рожков А. Ф., Самойлов И. Н., Скворцов В. В., Успенский А. А. Экспериментальное исследование нестационарного течения в рециркуляционной зоне за электроразрядным модулем // Ученые записки ЦАГИ. — 2012. — Т. XLIII, № 3. — С. 3–15.
Efimov B. G., Ivanov V. V., Inshakov S. I., Klimov A. M., Larin B. V., Rozhkov A. F., Samoilov I. N., Skvorcov V. V., Uspenskiy A. A. Eksperimentalnoe issledovanie nestacionarnogo techeniya v recirculacionnoi zone za electrorazryadnim modulem [Experimental study of the nonstationary flow in the recirculation zone behind the electric discharge module] // TSAGI Proceedings. — 2012. — Vol. XLIII, no. 3. — P. 3–15 (in Russian).
- Жлуктов С. В., Аксёнов А. А., Карасёв П. И. Моделирование отрывного течения с использованием двухпараметрической модели турбулентности // Компьютерные исследования и моделирование. — 2016. — Т. 8, № 1. — С. 79–88.
Zhluktov S. V., Aksenov A. A., Karasev P. I. Modelirovaniye otryvnogo techeniya s ispol'zovaniem dvuhparametricheskoy modeli turbulentnosti [Simulation of separation flow using two-parametric turbulence model] // Kompjuternye Issledovaniya i Modelirovaniye [Computer Research and Modeling]. — 2016. — Vol. 8, no. 1. — P. 79–88 (in Russian).
- Леонов С. Б., Савелкин К. В., Фирсов А. А., Яранцев Д. А. Зажигание топлива и стабилизация фронта пламени в сверхзвуковом потоке при помощи электрического разряда // ТВТ. — 2010. — Т. 48, № 6. — С. 941–947.
Leonov S. B., Savelkin K. V., Firsov A. A., Yarantsev D. A. Zazhiganie topliva i stabilizaciya fronta plameni v sverh-zvukovom potoke pri pomoshi elektricheskogo razryada [Fuel ignition and flameholding by means of electrical discharge in supersonic flow] // TVT. — 2010. — Vol. 48, no. 6. — P. 941–947 (in Russian).
- Леонов С. Б., Савелкин К. В., Фирсов А. А., Яранцев Д. А. Fuel ignition and flame front stabilization in supersonic flow using electric discharge // High Temperature. — 2010. — Vol. 48, no. 6. — P. 896–902 (in English).
- Трусов Б. Г. Программная система Терра для моделирования фазовых и химических равновесий в плазмохимических системах // 4 Международный симпозиум по теоретической и прикладной плазмохимии. — Иваново, 2005.
Trusov B. G. Program system Terra for phase and chemical equilibrium in plasmachemical systems. 4 Mezhdunarodniy simposium po teoreticheskoy i prikladnoy plasmohimii [4 Int. Symp. On theoretical and applied plasma chemistry]. — Ivanovo, 2005 (in Russian).
- Фирсов А. А., Исаенков Ю. И., Филимонова Е. А., Крупский М. Г., Яранцев Д. А., Рудаков В. Ю., Леонов С. Б. Неравновесная инициация объемного горения в двигателе внутреннего сгорания: моделирование и постановка эксперимента // Компьютерные исследования и моделирование. — 2014. — Т. 6, № 6. — С. 911–922.
Firsov A. A., Isaenkov Yu. I., Filimonova E. A., Krupskiy M. G., Yarantsev D. A., Rudakov V. Yu., Leonov S. B. Neravnovesnaya iniciaciya ob'emnogo goreniya v dvigatele vnutrennego sgoraniya: modelirovanie i postanovka experimenta [Nonequilibrium initiation of the volumetric combustion in internal combustion engine] // Kompjuternye Issledovaniya i Modelirovaniye [Computer Research and Modeling]. — 2015. — Vol. 6, no. 6. — P. 911–922 (in Russian).
- Фирсов А. А., Москалев И. В. Создание двумерной расчетной сетки в программном комплексе FlowVision с использованием адаптации // Инженерные системы 2013: Труды международного форума. — М., 2013. — С. 65–69.
Firsov A. A., Moskalev I. V. Creation of 2D calculation mesh in FlowVision with adaptation. Trudy Mezhdunarodnogo Simpoziuma "Inzhenernie systemi 2013" [Proc. Int. Symp. "Engineering Systems 2013"]. — Moscow, 2013. — P. 66–69 (in Russian).
- Шурупов М. А., Леонов С. Б., Фирсов А. А., Яранцев Д. А., Исаенков Ю. И. Газодинамические неустойчивости при распаде канала субмикросекундного искрового разряда // ТВТ. — 2014. — Т. 52, № 2. — С. 186–197.
Shurupov M. A., Leonov S. B., Firsov A. A., Yarantsev D. A., Isaenkov Yu. I. Gazodinamicheskie neustoichivosti pri raspade kanala submicrosecundnogo iscrivogo razryada [Gasdynamic instabilities during decay of the submicrosecond spark discharge channel] // TVT. — 2014. — Vol. 52, no. 2. — P. 186–197 (in Russian).
- Шурупов М. А., Леонов С. Б., Фирсов А. А., Яранцев Д. А., Исаенков Ю. И. Gas-dynamic instabilities during decay of the submicrosecond spark discharge channel // High Temperature. — 2014. — Vol. 52, no. 2. — P. 169–179 (in English).

- Adamovich I. V., Choi I., Jiang N., Kim J.-H., Keshav S., Lempert W. R., Mintusov E., Nishihara M., Samimy M., Uddi M.* Plasma Assisted Ignition and High-Speed Flow Control: Non-Thermal and Thermal Effects // *Plasma Sources Sc. and Tech.* — 2009. — Vol. 18. — P. 034018.
- Falempin F., Firsov A. A., Yarantsev D. A., Goldfeld M. A., Timofeev K., Leonov S. B.* Plasma control of shock wave configuration in off-design mode of $M = 2$ inlet // *Experiments in Fluids.* — 2015. — 56:54.
- Firsov A. A., Shurupov M. A., Yarantsev D. A., Leonov S. B.* Plasma-assisted combustion in supersonic airflow: optimization of electrical discharge geometry // *52nd Aerospace Sciences Meeting*, 13–17 January 2014. USA. AIAA 2014-0988.
- Kopyl P. V., Baurov A. Yu., Shibkova L. V., Shibkov V. M., Surkont O. S., Fedoskin V. N.* External Combustion of High-Speed Multicomponent Hydrocarbon-Air Streams under Conditions of Low Temperature Plasma // *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 07–10 January 2013. USA. AIAA 2013-1049.
- Li F., Yua X.-L., Tong Y.-G., Shen Y., Chen J., Chen L.-H., Chang X.-Y.* Plasma-assisted ignition for a kerosene fueled scramjet at Mach 1.8 // *Aerospace Science and Technology.* — 2013. — Vol. 28. — P. 72–78.
- Shibkov V. M., Aleksandrov A. F., Chernikov V. A., Ershov A. P., Shibkova L. V.* Microwave and Direct-Current Discharges in High-Speed Flow: Fundamentals and Application to Ignition // *J. prop and pow.* — 2009. — Vol. 25, no. 1.
- Vinogradov V. A., Goldfeld M. A., Starov A. V.* Ignition and Combustion of Hydrogen in a Channel with High Supersonic Flow Velocities at the Channel Entrance // *Combustion, Explosion, and Shock Waves.* — 2013. — Vol. 49, no. 4. — P. 383–391.
- Zhang L., Yang V., Lin K.-Ch.* Transient Operation of an Ethylene-Fueled Scramjet Engine with Fuel Staging. // *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 07–10 January 2013. USA. AIAA 2013-0118.