КОМПЬЮТЕРНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ И МОДЕЛИРОВАНИЕ 2019 Т. 11 № 5 С. 849–860
DOI: 10.20537/2076-7633-2019-11-5-849-860

МОДЕЛИ В ФИЗИКЕ И ТЕХНОЛОГИИ

УДК: 544.452.2

Исследование влияния искрового разряда на смешение струи газообразного топлива со сверхзвуковым воздушным потоком

Е. В. Долгов, Н. С. Колосов, А. А. Фирсов[a]

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

E-mail: [a] af@jiht.org

Получено 25.06.2019, после доработки — 15.08.2019.
Принято к публикации 26.08.2019.

В работе представлены результаты численного моделирования влияния протяженного искрового разряда на динамику перемешивания инжектируемой газовой струи со сверхзвуковым воздушным потоком. Расчеты проводились в программном комплексе FlowVision. Подача топлива осуществляется при помощи инжектора, расположенного на стенке канала, а разряд организован вблизи стенки ниже по потоку относительно инжектора. Моделирование электрического искрового разряда выполнено при помощи объемного источника тепла. С целью описания принципиального вида плазменного актуатора для ускорения перемешивания в сверхзвуковом потоке (число Маха M = 2) в ходе исследования выполнено варьирование энерговклада в разряд в диапазоне 100–500 мДж на один импульс, а также определено влияние формы и местоположения разряда относительно топливного инжектора. Проведено исследование режимов инжекции топлива в сверхзвуковой воздушный поток и найден оптимальный режим истечения струи газа для исследования влияния искрового разряда на смешение. Разработан метод анализа картины возмущений границы раздела «топливо–окислитель», вызванных работой импульсного искрового разряда. Подготовлена программа в среде LabView для получения количественной характеристики для дальнейшего сравнения полученных результатов с экспериментальными данными.

Результаты моделирования позволяют сделать вывод, что протяженный искровой разряд, расположенный ниже по потоку относительно инжектора и расположенный вдоль потока, обеспечивает максимальное увеличение границы раздела между струей топлива и основным потоком. Типичная частота повторения импульсов разряда в импульсно-периодическом режиме должна составлять более 6 кГц при длине разряда ~10 мм, чтобы обеспечить постоянное влияние на смешение в потоке со скоростью 500 м/с.

Ключевые слова: искровой разряд, смешение, сверхзвуковой поток, плазменный актуатор, компьютерное моделирование

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РНФ № 17-79-10494.

© 2019 Евгений Владимирович Долгов,
Никита Сергеевич Колосов, Александр Александрович Фирсов
Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution-NoDerivs 3.0 Unported License.
Чтобы получить текст лицензии, посетите веб-сайт http://creativecommons.org/licenses/by-nd/3.0/
или отправьте письмо в Creative Commons, PO Box 1866, Mountain View, CA 94042, USA.

COMPUTER RESEARCH AND MODELING
2019 VOL. 11 NO. 5 P. 849–860
DOI: 10.20537/2076-7633-2019-11-5-849-860

MODELS IN PHYSICS AND TECHNOLOGY

UDC: 544.452.2

The study of the discharge influence on mixing of gaseous fuel jet with the supersonic air flow

E. V. Dolgov, N. S. Kolosov, A. A. Firsov[a]

Joint Institute for High Temperatures (JIHT RAS),
13/2 Izhorskaya st., Moscow, 125412, Russia

E-mail: [a] af@jiht.org

Received 25.06.2019, after completion — 15.08.2019.
Accepted for publication 26.08.2019.

The paper presents the results of numerical simulation of the effect of a long spark discharge on the mixing dynamics of an injected gas jet with supersonic air flow. The calculations were performed using the CFD software package FlowVision. The fuel was supplied using an injector located on the channel wall, and the discharge was organized near the wall downstream of the injector. Simulation of electrical spark discharge was performed using a volumetric heat source. In order to describe the principal specifications of a plasma actuator to accelerate mixing in a supersonic flow (Mach number M = 2), the research involved varying the energy impact to the discharge in the range of 100–500 mJ per pulse, determining the influence of the shape and location of the discharge. A study of the fuel injection modes in a supersonic air flow has been carried out and an optimal gas jet outflow regime has been found to study the effect of a spark discharge. A method has been developed for analyzing the disturbance pattern of the fuel-oxidant interface caused by the operation of a pulsed spark discharge. A program was prepared in the LabView software environment for obtaining quantitative characteristics for further comparison with the results obtained in the experiment.

The simulation results allow us to conclude that the long spark discharge located along the flow downstream of the injector provides the maximum increase in the interface between the jet of fuel and the main flow. A typical repetition frequency of discharge pulses in a pulse-periodic mode should be more than 6 kHz with a discharge length of ~10 mm to ensure a continuous effect on the mixing at a flow velocity of 500 m/s.

Keywords: spark discharge, mixing, supersonic flow, plasma actuator, numerical simulation

Citation: *Computer Research and Modeling*, 2019, vol. 11, no. 5, pp. 849–860 (Russian).

The work was supported by Russian Science Foundation grant No. 17-79-10494.

© 2019 Evgeniy V. Dolgov, Nikita S. Kolosov, Aleksandr A. Firsov
This work is licensed under the Creative Commons Attribution-NoDerivs 3.0 Unported License.
To view a copy of this license, visit http://creativecommons.org/licenses/by-nd/3.0/
or send a letter to Creative Commons, PO Box 1866, Mountain View, CA 94042, USA.

1. Введение

Исследования в области сверхзвуковых авиационных и ракетных двигателей, а также гиперзвуковых технологий имеют повышенный приоритет как в России, так и за рубежом, например в США, Китае, Франции, Австралии. Одна из ключевых задач в этой области заключается в разработке прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД) для гиперзвуковых летательных аппаратов. Перед исследователями и инженерами стоит несколько проблем: 1) быстрое смешивание топлива со сверхзвуковым потоком; 2) объемное зажигание; 3) контролируемое удержание пламени в камере сгорания. Последние две темы активно исследуются несколькими научными группами; в частности, рассматривается зажигание в сверхзвуковом потоке на основе самовоспламенения водорода [Berglund et al., 2010], применение разряда постоянного тока [Firsov et al., 2015; Vincent-Randonnier et al., 2017] или СВЧ-разряда [Kopyl et al., 2012], удержание пламени обычно основано на использовании механических элементов, создающих отрывные зоны, таких как пилоны, уступы и каверны [Ma et al., 2015], или на использовании мощных электрических разрядов [Firsov et al., 2017].

Интенсификация смешения в сверхзвуковых камерах сгорания имеет особое значение из-за ограниченной длины камеры сгорания и высокой скорости потока, а также из-за достаточно жестких требований к составу смеси, обеспечивающему стабильное воспламенение. Повлиять на смешение на молекулярном уровне затруднительно, поэтому основной подход к интенсификации перемешивания основан на увеличении границы раздела между топливом и окислителем, что в свою очередь ведет к увеличению количества вихревых структур на границе раздела. В расчетно-теоретической работе [Zheltovodov, Pimonov, 2013] показана возможность увеличения границы раздела за счет ускоренного возбуждения неустойчивости Рихтмайера–Мешкова на границе между струей и спутным потоком с помощью импульсно-периодического энерговклада. В качестве подобного энерговклада может выступать субмикросекундный электрический искровой разряд. Он имеет относительно небольшое энерговыделение ($E < 2$ Дж/импульс) из-за короткой длительности разряда ($t < 0.1$–2 мкс), может иметь длину от единиц до десятков миллиметров. Трансформация тепловой каверны, возникающей после разряда, проходит через две ключевые стадии: возникновение мелкомасштабной неустойчивости Рэлея–Тейлора на временах до 200 мкс после разряда и, позднее, образование крупномасштабных высокоскоростных струй вблизи криволинейных участков канала [Shurupov et al., 2014]. При этом протяженный разряд, при наличии границы раздела двух сред, локализуется преимущественно вдоль границы раздела [Leonov et al., 2011]. С использованием теневой визуализации экспериментально (качественно) было показано, что введение импульсного разряда в поток способствует интенсификации перемешивания компонентов: макроскопические и микроскопические вихревые структуры, а также газодинамические неустойчивости в зоне после разряда увеличивают границу раздела между двумя газами и увеличивают скорость смешивания топлива с воздухом в высокоскоростном потоке [Leonov et al., 2011]. Предыдущие эксперименты по влиянию искры на смешение были выполнены для разряда, пересекающего ядро потока. Но в случае инжекции топлива в сверхзвуковой поток со стенки канала (без пилонов) струя топлива располагается в основном около стенки, и подход, основанный на поверхностном искровом разряде, выглядит более разумным. Естественные ограничения диагностических методов и высокая стоимость экспериментов делают численное моделирование важным инструментом исследования течений в области плазменной аэродинамики. В работе представлены основные результаты моделирования различных режимов инжекции струи газа в воздушный поток в присутствии импульсного разряда с целью исследования влияния разряда на интенсификацию смешения струи газообразного топлива со сверхзвуковым воздушным потоком.

2. Постановка задачи

Численное моделирование смешения струи газа электрическим разрядом со сверхзвуковым воздушным потоком проведено с использованием программного обеспечения FlowVision

3.10.02 [Аксенов, 2017]. Моделирование течения осуществляется посредством решения трехмерной нестационарной системы уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу, с использованием модифицированной модели турбулентности k–ε FlowVision (URANS-подход) [Жлуктов и др., 2016]. Трехмерная модель расчетной области воспроизводит экспериментальную секцию сверхзвуковой аэродинамической трубы ИАДТ-50 ОИВТ РАН. Геометрия расчетной области имеет размеры, соответствующие реальной тестовой секции — 340 × 70 × 70 мм. Расстановка граничных условий на примере одной из расчетных конфигураций показана на рис. 1, *а*. На входе установлены условия течения, соответствующие параметрам потока в аэродинамической трубе ИАДТ-50: число Маха M = 2, статическое давление P = 22 000 Па, температура T = 170 К. На стенках учитывается прилипание потока, используются пристенные функции для моделирования пограничного слоя. На выходе из расчетной области задается условие свободного сверхзвукового выхода. Инжекция топлива осуществляется через отверстие диаметром 4 мм, рассматривается массовый расход топлива в пределах 0.5–4 г/с. В дальнейшем планируется выполнить сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными. Поэтому в качестве топлива был выбран модельный газ CO_2 для исключения возможного воспламенения топлива в эксперименте, а моделирование выполнено без учета химических реакций.

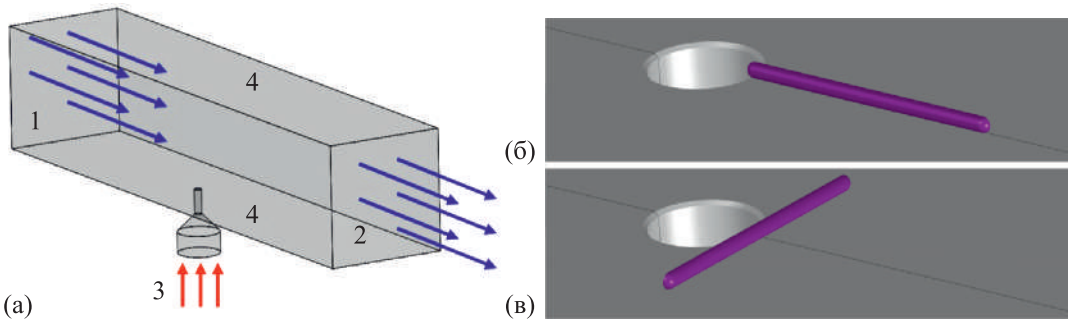

Рис. 1. а) Геометрия расчетной области сверхзвукового аэродинамического канала ИАДТ-50: 1 — сверхзвуковой вход, 2 — свободный выход, 3 — вход топлива, 4 — стенки; б) продольная и в) поперечная ориентация разряда относительно потока воздуха. Красными стрелками показан вход топлива, синими — направление потока воздуха

Электрический искровой разряд моделируется объемным источником тепла. Этот подход ранее продемонстрировал хорошее совпадение экспериментальных результатов и данных моделирования для искрового разряда в атмосферном воздухе [Dolgov, Firsov, 2018] и для плазменного управления структурой течения в сверхзвуковом воздухозаборнике с помощью разряда постоянного тока [Falempin et al., 2015]. В этом исследовании рассмотрены несколько геометрий разряда: поперечный потоку и продольный (см. рис. 1, *б*) разряды длиной 10 мм, а также продольный изогнутый разряд длиной 14 мм. Диаметр всех разрядов составляет 0.6 мм. Источник тепла работает в течение 100 нс, а энергия, выделяемая объемным источником тепла, находится в диапазоне 100–500 мДж на один импульс. Расчет производится на прямоугольной декартовой сетке. Границы расчетной области обрезают крайние ячейки декартовой сетки таким образом, что приграничные ячейки представляют собой многогранники произвольной формы. Интегрируемые уравнения в частных производных аппроксимируются на этих многогранниках. Во время расчета используются разные уровни адаптации сетки, что обеспечивает до 8 ячеек на 1 мм в зоне разряда и ~4 ячеек на мм в зоне струи. Количество ячеек сетки при адаптации до 6-го уровня составляет примерно 1×10^6. Расчет проводится с адаптацией сетки внутри области с заданной массовой долей CO_2, таким образом, получено высокое пространственное разрешение только в области, где находились струя CO_2 и разряд. При адаптации на один уровень декартова ячейка делится на 8 равных параллелепипедов. Сетка автоматически перестраивается в процессе развития нестационарного решения. В процессе предварительных

расчетов критерии динамической адаптации были подобраны таким образом, чтобы возмущения, вносимые в поток и струю CO_2, вызванные работой разряда, хорошо разрешались сеткой на каждом временном шаге. Такой подход позволяет экономить вычислительные ресурсы и ускоряет расчеты. Типичная сетка представлена на рис. 2.

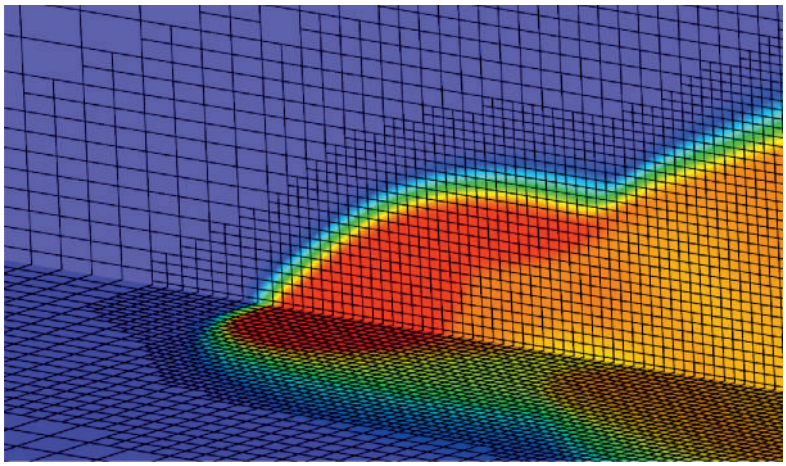

Рис. 2. Структура сетки, автоматически генерируемой ПК при задании динамической адаптации по условию «массовая доля CO_2 больше некоторой величины X»

3. Полученные результаты

Режимы инжекции топлива

Посредством численного моделирования проведено исследование режимов истечения струи газа в сверхзвуковой поток воздуха в условиях, близких к параметрам аэродинамической трубы ИАДТ-50. Выполнено варьирование массового расхода топлива с целью выбора режима, при котором будет проведено дальнейшее исследование влияния разряда на смешение. Распределение массовой доли CO_2 при различных массовых расходах инжекции топлива представлено на рис. 3. Обнаружено, что при массовом расходе 1 г/с струя является дозвуковой (число Маха в инжекторе составляет M = 0.45). В этом случае струя распространяется вдоль стенки на протяжении всего канала. При расходе 2 г/с струя является трансзвуковой — число Маха в инжекторе составляет M = 0.9, а когда струя попадает в основной поток, число Маха становится M = 1.2. При скорости потока 3 г/с поток в инжекторе является трансзвуковым (M = 1), и после входа в поток струя топлива становится по существу сверхзвуковой (M до 1.8). Важно отметить, что в этом случае реализуются колебания формы струи и колебания массового расхода от 2.46 до 3.56 г/с ниже по потоку от инжектора с частотой ~23 кГц. Поэтому в дальнейшей серии параметрических исследований решено отказаться от рассмотрения последнего режима подачи топлива, чтобы непосредственно выявить влияние электрического разряда на перемешивание, исключая добавку, вызванную нестабильностью струи. Больший массовый расход приводит к отрыву струи от стенки канала. В таких условиях поверхностный разряд становится малоэффективен. Поэтому в качестве основного режима истечения струи выбран расход топлива 2 г/с.

Варьирование формы разряда

Проведено сравнение двух различных форм разряда: прямой и изогнутой в плоскости, параллельной нижней стенке (рис. 4). Последняя форма разряда выбрана исходя из предыдущих исследований: ранее экспериментально была реализована подобная форма разряда в условиях отсутствия потока при помощи двух дополнительных электродов с промежуточным потенциалом, что позволяло создавать разряд изогнутой формы. Известно, что изгибы разрядного канала приводят к возникновению высокоскоростных струйных течений, направленных от оси разряда к периферии [Shurupov et al., 2014].

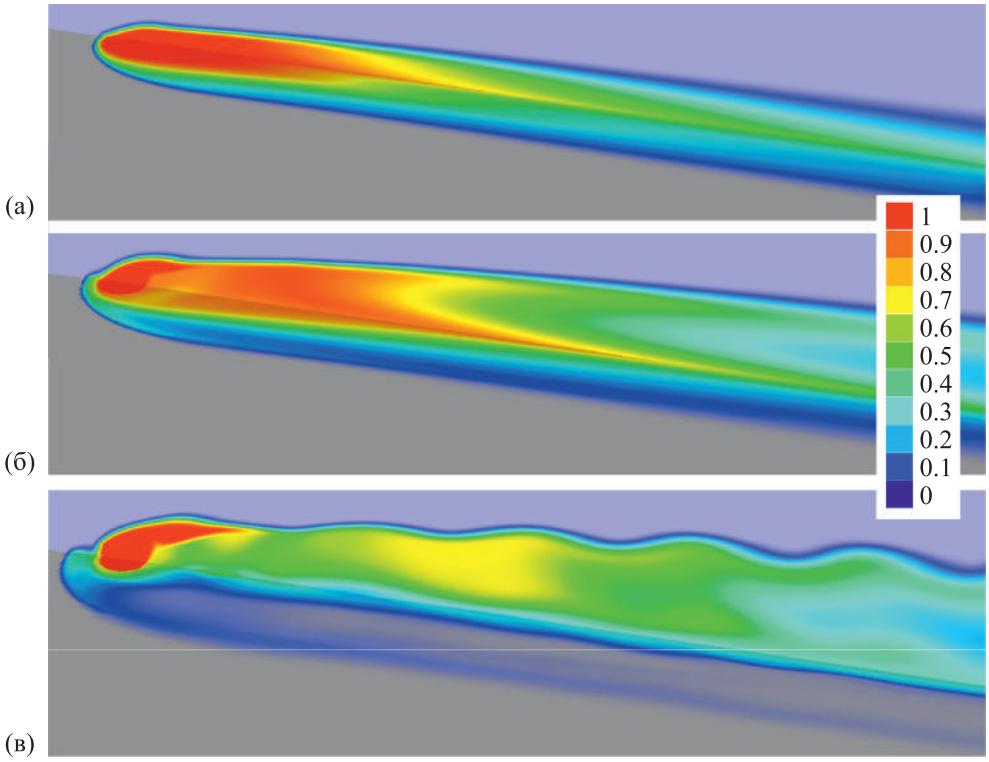

Рис. 3. Распределение массовой доли CO_2 при различных массовых расходах инжекции топлива: а) 1 г/с; б) 2 г/с; в) 3 г/с

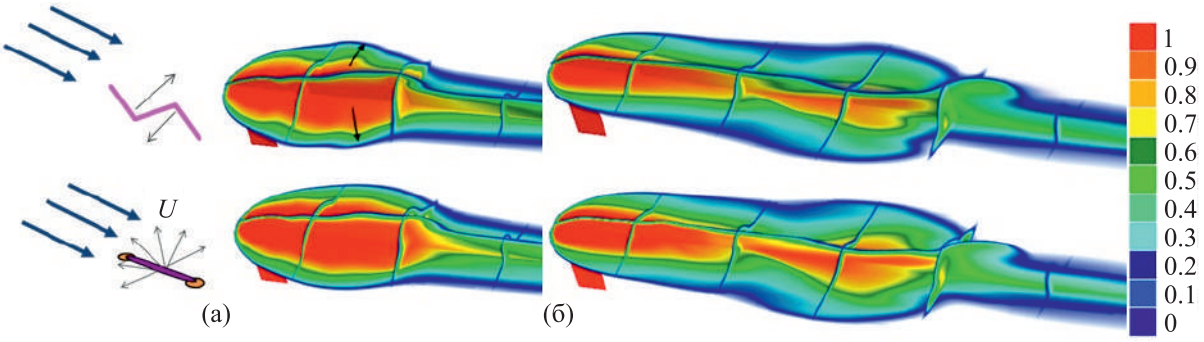

Рис. 4. Сравнение возмущений границы струи, вызванных влиянием прямого продольного (снизу) и изогнутого (сверху) разрядов на примере массовой доли топлива. Энерговклад — 150 мДж, расход топлива — 1 г/с: а) 30 мкс; б) 120 мкс

При выполнении моделирования для двух представленных случаев остальные параметры задачи были идентичными: длительность импульса и энерговклад на единицу длины разряда за один импульс, а также массовый расход струи. Однако принципиальных различий между двумя представленными случаями обнаружить не удалось, поэтому от более сложного способа было решено отказаться в пользу варианта, который проще реализовать в эксперименте. Отсутствие существенного эффекта от изгибов разряда, видимо, связано с характерным временем развития струйных течений: они начинают формироваться после 80 мкс и наиболее хорошо видны через 150–250 мкс после разряда. За это время тепловая каверна успевает преодолеть значительное расстояние в сверхзвуковом потоке, а в данной работе рассматривается эффект от разряда вблизи инжектора, на удалении не более 60–80 мм. Поэтому основное внимание при дальнейшем исследовании влияния искрового разряда на смешение уделено анализу первой стадии трансформации тепловой каверны искрового разряда, а именно ее быстрому расширению.

Варьирование местоположения разряда

Выполнено параметрическое исследование влияния местоположения разряда относительно инжектора, а также относительно потока: рассмотрены как продольный, так и поперечный потоку разряды. Моделирование выполнено при энерговкладе 500 мДж на один импульс и расходе топлива 2 г/с. Подобный энерговклад выбран в качестве основного исходя из данных, представленных в работе [Dolgov, Firsov, 2018], так как от увеличения энерговклада сверх данной величины не ожидается значительного усиления рассматриваемого эффекта. Однако в целях сравнения также выполнено моделирование для продольной ориентации разряда при энерговкладе 100 мДж.

Для сравнения выбраны три варианта расположения разряда относительно инжектора: непосредственно за инжектором и на расстоянии 15 мм и 40 мм ниже по потоку. Указанные варианты выбраны из следующих предположений: активация разряда в области непосредственно за инжектором может приводить к дополнительному отрыву струи от стенки, сильнее вовлекая ее в ядро основного потока. Второе местоположение — промежуточное, когда разряд расположен в однородной части струи. Третье расположение соответствует области течения, где струя претерпевает значительные изменения в форме, разрывается на две части, и большая часть топлива удалена от стенки.

Для всех обсуждаемых случаев обнаружено, что восстановление формы струи топлива происходит через ~150 мкс после пробоя разряда. Это означает, что типичная частота следования импульсов разряда для импульсно-периодического режима должна быть более 6000 Гц в потоке со скоростью ~500 м/с.

Сравнение структуры возмущенной границы струи для трех обсуждаемых случаев с поперечным расположением разряда относительно основного потока представлено на рис. 5. В первом случае центр разряда находится на расстоянии 0.3 мм от инжектора. Как видно из представленных рисунков, наибольшая граница раздела между основным потоком и потоком топлива наблюдается в первых двух случаях. Этот результат может быть объяснен следующим образом: при расположении разряда вдали от инжектора вызванные им возмущения взаимодействуют уже с «обедненной» струей, частично перемешанной с потоком, что снижает эффективность от применения разряда. В качестве критерия эффективности в данном исследовании используется увеличение границы раздела между топливом и окислителем, бóльшая граница способствует более интенсивному перемешиванию за счет диффузии и мелкомасштабных вихрей на границе раздела. Выбрать оптимальный вариант расположения между двумя другими случаями, основываясь на качественном анализе изображений, затруднительно.

Аналогичное сравнение проведено для случаев с продольным положением разряда относительно основного потока. В случае расположения разряда около инжектора один край разряда совпадает с краем инжектора. Распределения массовой доли CO_2 при влиянии на струю продольного потоку разряда представлены на рис. 6. Анализируя полученные результаты, можно видеть, что в этом случае также дальнее расположение разряда относительно инжектора показывает наименьшую эффективность. Однако сделать однозначные выводы по сравнению двух других местоположений, а также сравнить между собой продольный и поперечный разряды на основе качественного анализа изображений оказалось затруднительным.

Количественная оценка влияния разряда на смешение

Так как основное влияние разряда на смешение, рассматриваемое в данном исследовании, заключается в увеличении границы раздела «топливо–окислитель», необходима количественная характеристика, по которой можно судить об интенсификации смешения. В качестве идеального, однако достаточно трудоемкого варианта можно было бы рассматривать площадь трехмерной поверхности, являющейся изоповерхностью с фиксированной массовой долей топлива. Качественный анализ трехмерных распределений показал, что можно ограничиться оценкой влияния разряда на изменение периметра границы раздела в фиксированном поперечном сечении, находящемся ниже по течению относительно разряда. Такой выбор сделан, в частности, исходя из реалий сверхзвукового горения, когда элементарный объем топливной смеси набегает на фронт пламени, который расположен поперек потока [Firsov et al., 2017].

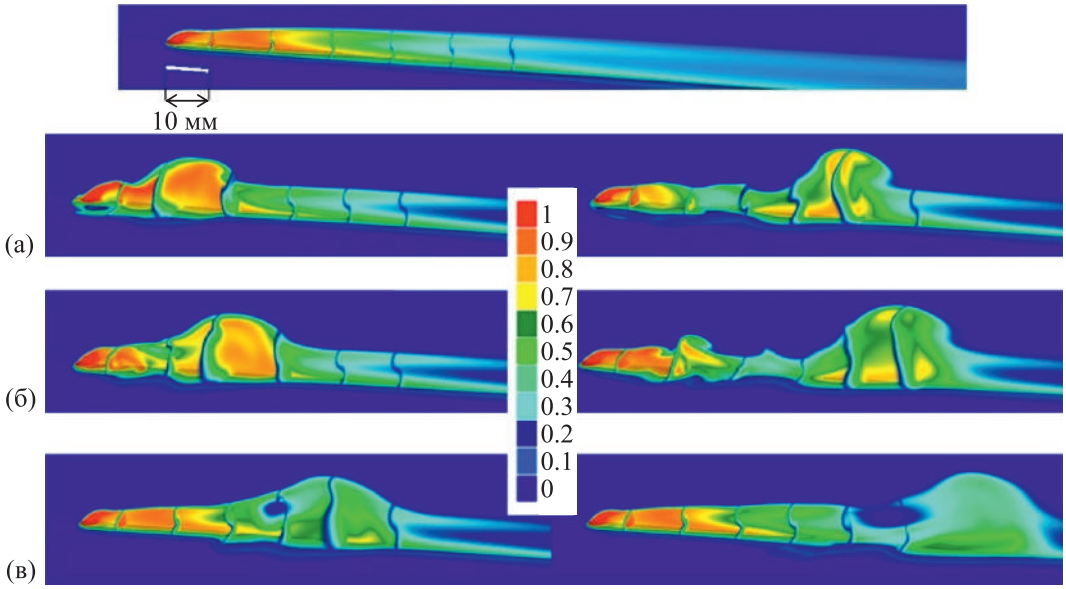

Рис. 5. Распределение массовой доли топлива при поперечном расположении разряда относительно основного потока. Разряд: а) непосредственно за инжектором; б) на расстоянии 15 мм; в) на расстоянии 40 мм. Левые картинки — 50 мкс, правые — 130 мкс

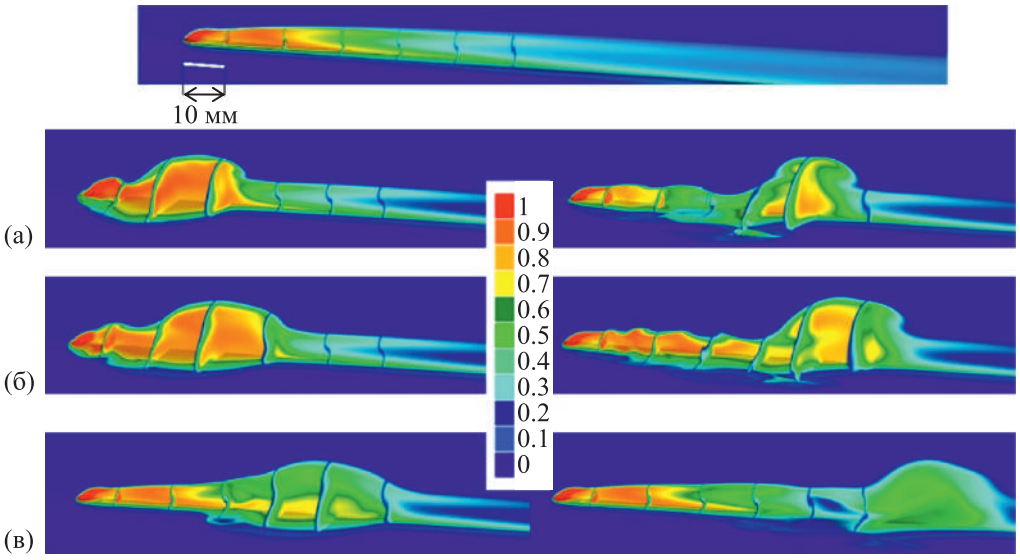

Рис. 6. Распределение массовой доли топлива при продольном расположении разряда относительно основного потока. Разряд: а) непосредственно за инжектором; б) на расстоянии 15 мм; в) на расстоянии 40 мм. Левые картинки — 50 мкс, правые — 130 мкс

Программный комплекс FlowVision, использованный для численного моделирования течения, позволяет выгружать изображения с распределением массовой доли топлива в выбранном поперечном сечении для последовательности моментов времени, прошедших после активации разряда. Ввиду того что используемый CFD-комплекс не дает количественных данных о периметре области с фиксированной массовой долей топлива, подготовлена программа в среде LabView.

При качественном визуальном анализе результатов использованы изображения с градиентной заливкой с диапазоном значений массовой доли от 0 до 1. Для работы программы сначала необходимо подготовить изображения таким образом, чтобы граница была четко различима. Поэтому из программного комплекса FlowVision дополнительно выгружены результаты

в монохромном исполнении, при этом черным цветом обозначена та часть инжектируемой в сверхзвуковой поток струи топлива, которая имеет значение массовой доли больше некоторого фиксированного значения. Первое изображение кадрируется вручную, формируется шаблон кадрирования, затем программа обрабатывает весь массив изображений: кадрирует по шаблону, определяет границу раздела двух сред (рис. 7) и записывает длину кривой на каждом шаге в одномерный массив. После нормировки и приведения в соответствие каждому значению длины кривой момента времени строится график зависимости периметра струи от времени. Данная программа достаточно хорошо обрабатывает изображения струи топлива любой, даже сложной формы, имеющей особенности, в частности когда струя разбивается на несколько несвязанных областей.

На рис. 8 приведены сравнения периметров границы раздела «топливо–воздух» для двух различных сечений (60 и 80 мм от центра инжектора) и трех различных массовых долей (м. д.) CO_2 (0.1, 0.3 и 0.5) для продольно (ПД) и поперечно (ПП) расположенного разряда. Видно, что для всех представленных случаев наблюдается одна и та же закономерность: продольный разряд при прочих равных условиях приводит к большему увеличению границы раздела, нежели поперечный разряд, это может быть вызвано тем, что зона влияния разряда охватывает большую часть области, в которой расположена струя. Наибольшее влияние разряда на границу раздела во всех случаях наблюдалось на временах 30–130 мкс. Для дальнейших сравнений выбрана массовая доля топлива, равная 0.3, так как при этом значении отчетливо видны отличия между случаями, а меньшая массовая доля (0.1) не актуальна для рассмотрения в вопросах смешения реальных топлив с окислителем. Для сравнения различных геометрических конфигураций положения разряда в тестовой секции выбрано сечение 80 мм от инжектора, так как будут рассмотрены случаи с различным удалением разряда от инжектора, в том числе на расстоянии

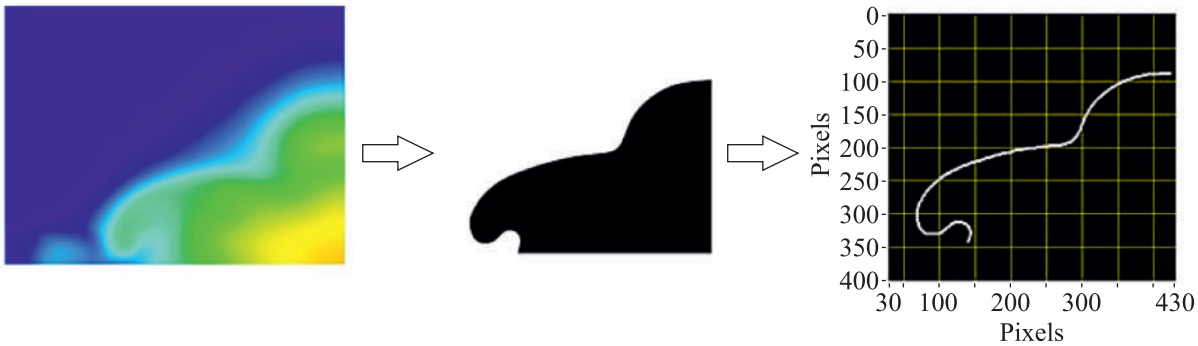

Рис. 7. Преобразование исходной картинки из FlowVision в границу с фиксированной массовой долей 0.3

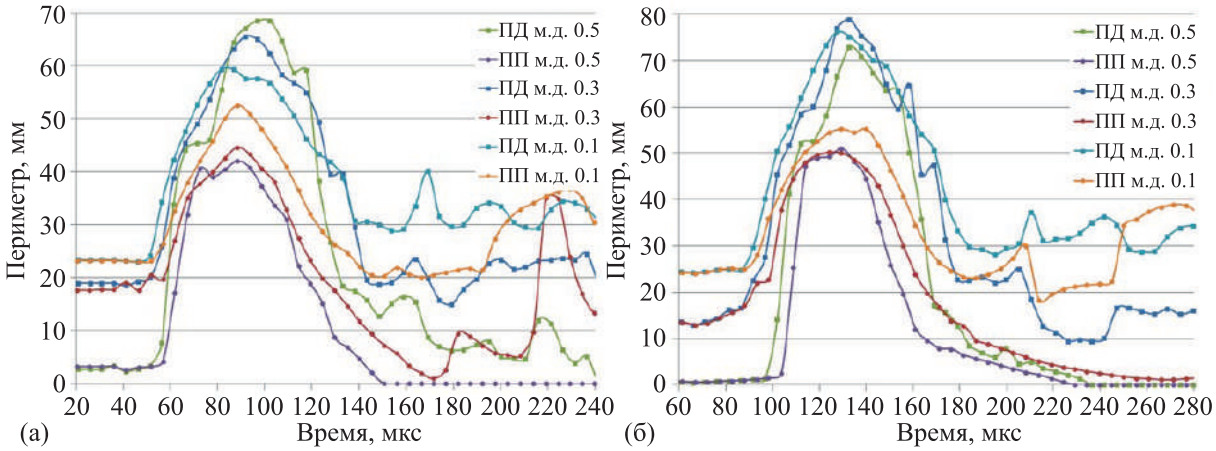

Рис. 8. Сравнение периметров раздела границы «топливо–воздух» в сечении: а) 60 мм; б) 80 мм. ПД — разряд, ориентированный продольно, ПП — поперечно

порядка 40 мм. В этом случае сечения на расстоянии 40–60 мм плохо подходят для анализа, так как разряд еще не успевает оказать существенного влияния на форму струи и в струе не успевают развиться возмущения достаточной амплитуды.

На рис. 9 приведено сравнение периметров струи в случае продольно и поперечно ориентированных разрядов для трех случаев их расположения относительно инжектора: 1) непосредственно за инжектором, 2) на расстоянии 15 мм и 3) 40 мм. Дополнительно изображена зависимость периметра струи для разряда, расположенного продольно на расстоянии 15 мм от инжектора при энерговкладе 100 мДж (в 5 раз меньшем, чем в остальных случаях). Можно видеть, что зависимость изменения периметра от энерговклада сильно нелинейная, и пятикратное увеличение энерговклада дает менее чем двукратное увеличение периметра границы раздела между топливом и окислителем. По представленным данным хорошо видно, что оптимальным является продольное положение разряда на расстоянии 15 мм от инжектора. Предположительно это вызвано тем, что при расположении разряда у инжектора разряд не в полной мере влияет именно на границу раздела «топливо–окислитель», так как частично расположен в струе топлива, а частично — в окружающем потоке воздуха. При выходе из инжектора струя имеет сверхзвуковой режим истечения и отрывается от стенки (рис. 3, *б*), таким образом, разряд оказывается изначально в обедненной топливом области. А на удалении 40 мм от инжектора струя несколько удалена от стенки, поэтому повлиять в значительной степени на смешение разряд также не может.

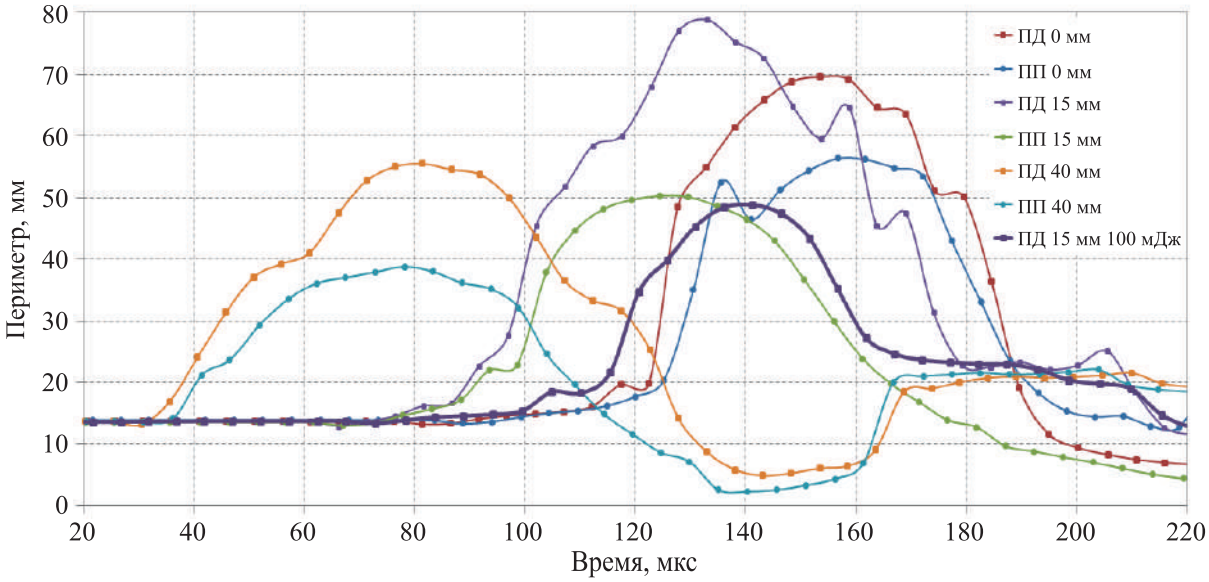

Рис. 9. Влияние разряда на периметр струи (для массовой доли топлива 0.3 в сечении 80 мм относительно инжектора) для различных ориентаций разряда и удаления от инжектора для энерговклада 500 мДж. ПД — разряд, ориентированный продольно, ПП — поперечно

4. Заключение

Исследования в области смешения топлива с высокоскоростным воздушным потоком вызывают значительный интерес у специалистов, занимающихся разработкой сверхзвуковых и гиперзвуковых авиационных и ракетных двигателей. Искровой разряд обладает значительным потенциалом для решения проблемы смешения топлива с окислителем в высокоскоростных камерах сгорания. В данной работе впервые выполнено численное моделирование влияния искрового разряда на перемешивание струи газообразного топлива с набегающим сверхзвуковым потоком воздуха. Показано, что импульсный электрический разряд можно эффективно моделировать при помощи объемного источника тепла в задачах разработки сверхзвуковых камер

сгорания. Обнаружено, что искровой разряд, расположенный вблизи стенки, улучшает смешивание инжектируемой со стенки струи газа со сверхзвуковым потоком воздуха за счет существенного увеличения границы раздела между топливом и окислителем. Показано, что периметр струи имеет большую поверхность в случае использования продольного разряда, чем при использовании поперечного плазменного канала. Положение разряда на 15 мм ниже инжектора является наиболее предпочтительным из-за расположения разряда в ядре струи. Типичная частота повторения импульсов разряда для импульсно-периодического режима должна составлять более 6000 Гц, чтобы обеспечить постоянное влияние на смешение. Отметим, что как рассмотренный подход к интенсификации смешения с помощью электрического разряда, так и используемые при исследовании методы, а именно применение программного CFD-комплекса FlowVision совместно со средством анализа данных LabView, могут быть успешно применены на предприятиях авиакосмической отрасли при разработке современных двигателей сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов.

Список литературы (References)

Аксёнов А. А. FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика // Компьютерные исследования и моделирование. — Т. 9, № 1. — 2017. — С. 5–20.
Aksenov A. A. FlowVision: industrial'naja vychislitel'naja gidrodinamika [FlowVision: industrial computational fluid dynamics] // Kompjuternye Issledovanija i Modelirovanije [Computer Research and Modeling]. — Vol. 9, No. 1. — 2017. — P. 5–20 (in Russian).

Жлуктов С. В., Аксёнов А. А., Карасёв П. И. Моделирование отрывного течения с использованием двухпараметрической модели турбулентности // Компьютерные исследования и моделирование. — Т. 8, № 1. — 2016. — С. 79–88.
Zhluktov S. V., Aksenov A. A., Karasev P. I. Modelirovanije otryvnogo techenija s ispol'zovaniem dvuhparametricheskoj modeli turbulentnosti [Simulation of separation flow using two-parametric turbulence model] // Kompjuternye Issledovanija i Modelirovanije [Computer Research and Modeling]. — Vol. 8, No. 1. — 2016. — P. 79–88 (in Russian).

Berglund M., Fedina E., Fureby C., Tegnér J., Sabel'nikov V. Finite rate chemistry large-eddy simulation of self-ignition in a supersonic combustion ramjet // AIAA Journal. — 2010. — Vol. 48, No. 3. — https://doi.org/10.2514/1.43746

Dolgov E. V., Firsov A. A. Numerical study of hydrodynamic perturbations caused by filiform spark discharge near wall // IOP Conf. Series. — 2018. — Vol. 1112. — https://doi.org/10.1088/1742-6596/1112/1/012026

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. — https://doi.org/10.1007/s00348-015-1928-4

Firsov A. A., Savelkin K. V., Yarantsev D. A., Leonov S. B. Plasma-enhanced mixing and flame-holding in supersonic flow // Philosophical Transactions A. — 2015. — Vol. 373, Iss. 2048. — https://doi.org/10.1098/rsta.2014.0337

Firsov A. A., Yarantsev D. A., Leonov S. B., Ivanov V. V. Numerical simulation of ethylene combustion in supersonic air flow // Computer Research and Modeling. — 2017. — Vol. 9, Iss. 1. — P. 75–86. — https://doi.org/10.20537/2076-7633-2017-9-75-86

Kopyl P. V., Surkont O. S., Shibkov V. M., Shibkova L. V. Stabilization of liquid hydrocarbon fuel combustion by using a programmable microwave discharge in a subsonic airflow // Plasma Physics Reports. — 2012. — Vol. 38, Iss. 6. — P. 503–512. — https://doi.org/10.1134/S1063780X12050054

Leonov S. B., Isaenkov Y. I., Firsov A. A., Shurupov M. A., Yarantsev D. A., Shneider M. N. Plasma-Based Fast Mixing and Ignition in Supersonic Combustor // AIAA 2011-2327. — https://doi.org/10.2514/6.2011-2327

Ma L., Lei Q., Wu Y., Xu W., Ombrello T. M., Carter C. D. From ignition to stable combustion in a cavity flameholder studied via 3D tomographic chemiluminescence at 20 kHz // Combustion and Flame. — 2015. — Vol. 165. — P. 1–10. — https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2015.08.026

Shurupov M. A., Leonov S. B., Firsov A. A., Yarantsev D. A., Isaenkov Yu. I. Gasdynamic instabilities during decay of the submicrosecond spark discharge channel // High Temperature. — 2014. — Vol. 52, Iss. 2. — P. 169–178. — https://doi.org/10.1134/S0018151X10060179

Vincent-Randonnier A., Packan D., Sabelnikov V., Le Jouan F., Rouxel B., Roux P., Leonov S. Experimental investigation of plasma-assisted supersonic combustion // EUCASS 2017. — https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-124

Zheltovodov A. A., Pimonov E. A. Intensification of mixing of parallel compressible flows using a localized pulse-periodic energy supply // Technical Physics Letters. — 2013. — Vol. 39, Iss. 11. — P. 1016–1018. — https://doi.org/10.1134/S1063785013110266