

УДК 533.6.011

Управление формированием околзвучковой области в осесимметричном сверхзвуковом потоке с помощью струи и пристеночного подвода энергии*

В. П. Замураев^{*1,2}, А. П. Калинина^{1,2}

¹Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск;

²Новосибирский государственный университет, Новосибирск;

*e-mail: zamuraev@itam.nsc.ru

Поступила в редакцию 11.08.2017

Изучается управляющее воздействие одновременно струи и пристеночных источников энергии на ударно-волновую структуру сверхзвукового течения в осесимметричном и плоском канале с целью создания околзвучковой области. Получены устойчивые режимы с протяженной околзвучковой областью для двух способов создания пристеночных источников энергии. В первом случае подвод энергии осуществлялся с помощью мгновенного импульсно-периодического подвода тепловой энергии. Численное моделирование выполнялось на основе двумерных нестационарных уравнений Эйлера. Устойчивость околзвучкового режима подтверждается шириной коридора средней подводимой мощности для области существования режима. Исследована зависимость средней мощности пульсирующих источников, необходимой для реализации околзвучковой области, от частоты их пульсации. В качестве второго способа создания пристеночных источников рассматривается пристеночное горение водорода, втекающего через щель в стенке плоского канала. Выполнено численное CFD-моделирование на основе двумерных усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, замыкаемых SST $k-\omega$ моделью турбулентности. Горение моделировалось с помощью упрощенной химической кинетики с одной реакцией. Выявлена роль ударной волны и отрывных областей, формирующихся вблизи струй водорода и воздуха, в процессе воспламенения и горения. Оценена толщина зоны горения относительно поперечного размера канала. Проведено качественное сравнение с известными расчетами в подобных системах. Выполнено сравнение газодинамической картины течения со структурой потока для случая мгновенных пристеночных импульсно-периодических тепловых источников. Показано подобие структур течения в обоих случаях. В результате показана возможность торможения потока в канале с числом Маха $M=2$ до околзвучковых скоростей, что является благоприятной предпосылкой для реализации горения в расширяющейся части канала.

Ключевые слова: сверхзвуковое течение, осесимметричный канал, пристеночные источники энергии, струя, уравнения Эйлера и Навье–Стокса.

Введение

Использование в реактивных двигателях традиционных схем сжигания топлива ограничивает достижение высоких удельных характеристик при разумных габаритных размерах. Использование струй и тепловых источников для управления газодинамическим потоком на-

ходит широкое применение [1–8]. В работах [9–12] впервые предложен способ управления ударно-волновой структурой сверхзвукового течения в канале с помощью струи и одновременно энергоснабжения. Поток с числом Маха $M=2$ тормозится при воспламенении обедненной водородно-воздушной смеси. Водород вдувается в начале секции постоянного сечения, причем его доля в потоке такова, что при полном сгорании поток может затормозиться до чисел

* Работа выполнена в рамках проекта СО РАН III.22.6.2 и при финансовой поддержке РФФИ (грант № 17-08-00183).

Маха $M=1.1-1.2$. При отсутствии препятствий в канале происходит слабое диффузионное горение. Для интенсификации горения в [9–12] ниже по потоку подается струя сжатого воздуха. В результате интенсивность горения увеличивается. Об этом свидетельствуют показания датчиков давления и усиление свечения. Показания имеют пульсирующую компоненту. С течением времени область повышенного давления перемещается по пограничному слою вверх по потоку. Давление в газогенераторе изменяется периодически с частотой в несколько десятков герц [9–12]. После нескольких периодов происходит устойчивое повышение давления и усиление свечения. В работах [13–18] численно моделировалось взаимодействие струи и топливной смеси, но режим с устойчивым сверхзвуковым режимом не получен. В работе [19] представлен численно-аналитический анализ возможности управления сверхзвуковым потоком в плоском канале с помощью струи, выдуваемой при постоянном давлении в газогенераторе, и одновременно поверхностного энерговыделения с целью создания устойчивой околосвуковой области. Однако такой канал обладает меньшей износостойкостью по сравнению с осесимметричным аналогом. В данной работе проведено исследование для осесимметричного канала при постоянном и переменном давлении в газогенераторе. Для сравнения получена ударно-волновая структура в случае пристеночного горения водорода.

Постановка задачи

Рассмотрено сверхзвуковое течение в осесимметричном канале переменного сечения с импульсно-периодическими источниками энергии и струей газа, втекающей из газогенератора. Конфигурация моделируемой системы показана в верхней части рис. 1. Одной из целей данного исследования являлось определение мощности, которую необходимо подвести в ту же пространственную область, что и в эксперименте с пульсирующим режимом, чтобы сформировался околосвуковой режим при постоянном давлении в газогенераторе. Для числен-

ного моделирования использовались нестационарные уравнения Эйлера в постановке задачи, аналогичной изложенной в [19]. Моделирование динамики ударно-волновой структуры потока в пределах нескольких газодинамических импульсов воздуха также проведено на основе уравнений Эйлера с целью последующего качественного сравнения с результатами [13, 14].

Дополнительные CFD-расчеты проведены для плоского случая, целью которых было качественное изучение возможности создания пристеночных источников энергии с помощью горения водорода, подаваемого из инжекторов, качественное определение локализации областей горения, а также сравнение газодинамической картины с результатами моделирования на основе уравнений Эйлера. Задача решалась с применением уравнений Навье–Стокса, замыкаемых SST $k-\omega$ моделью турбулентности. Химическая кинетика моделировалась одной реакцией окисления водорода. Проведено качественное сравнение с результатами [13, 14].

Результаты моделирования с применением уравнений Эйлера

Размеры системы соответствуют экспериментальной установке. Они приведены на верхней части рис. 1 (все размеры отнесены к диаметру критического сечения на входе в канал). В первой секции постоянного сечения число Маха равно $M \approx 2$. В ней осуществляется пристеночный импульсно-периодический подвод энергии (фрагмент области течения в этой секции с распределением числа Маха показан на нижней части рис. 1, узкий прямоугольник у стенки представляет зону подвода энергии). Ниже

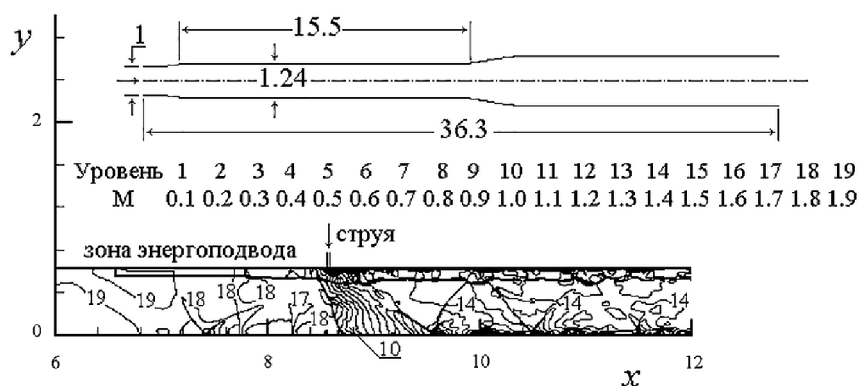


Рис. 1. Конфигурация канала. Фрагмент поля чисел Маха в секции постоянного сечения

по потоку в секцию инжектируется кольцевая струя. Инжекция проводилась из газогенератора с давлением $p=2$ атм, в то время как исходное давление в канале при отсутствии горения составляло 0.25 атм.

Приведенная на рис. 1 ударно-волновая структура течения, возникающая в секции постоянного сечения, получена при отношении площадей кольцевой щели и соответствующего отверстия в эксперименте, равном восьми; энергия источника эквивалентна количеству теплоты, выделяющейся при сгорании водорода в воздухе ($T=1000$ К) с коэффициентом избытка $\alpha=10$. Период подвода энергии равен $\Delta t=0.8$ (обезразмерен на отношение диаметра критического сечения к скорости звука). Показан момент времени перед очередным подводом энергии. В серии косых скачков уплотнения число Маха потока снижается.

На рис. 2 приведено распределение вдоль канала числа Маха, осредненного по сечению, для различных значений длины l зоны энергоподвода и параметров источника, $\alpha=10$, $\Delta t=0.8$. Положение струи и правой границы источника энергии в рассматриваемых случаях одинаковые. В результате совместного действия источника и струи возникает область трансзвукового течения. Положение и длина источника энергии $l=1.41$ для варианта на рис. 2, *а* соответствуют рис. 1. Продольный размер источника энергии для второго варианта (см. рис. 2, *б*) равен $l=1.97$, т.е. в 1.4 раза больше. Соответственно больше

подводимая энергия (в 1.33 раза). Из сравнения двух вариантов на рис. 2 видно, что размер околосвуковой области по оси x практически одинаков, однако во втором случае (при увеличении периодически подводимой энергии) значения числа Маха в околосвуковой области уменьшаются.

На рис. 3 изображена диаграмма «нормированная мощность N –период Δt подвода энергии». Мощность N нормирована на произведение $3\rho a^3 S$, где S – поперечная площадь секции постоянного сечения; ρ и a – плотность и скорость звука на входе в канал. Возможны три случая для формирования ударно-волновой структуры при подводе энергии. Первый из них соответствует восстановлению стационарного решения между импульсами энерговыделения. Эта реконструкция происходит выше по потоку от струи. Второй случай соответствует запираанию канала, когда ударная волна, миновав секцию постоянного сечения, останавливается в сужающейся части канала. В третьем, и важнейшем, случае возмущение, смещаясь вверх по потоку, все время остается в секции постоянного сечения. Ниже этот диапазон мощности, разделяющий режимы реконструкции стационарного решения и запираания канала, будем называть околосвуковым коридором.

Широкий околосвуковой коридор, ограниченный линиями с треугольниками (см. рис. 3), соответствует пристеночному энергоподводу в плоском канале в присутствии струи. Этот слу-

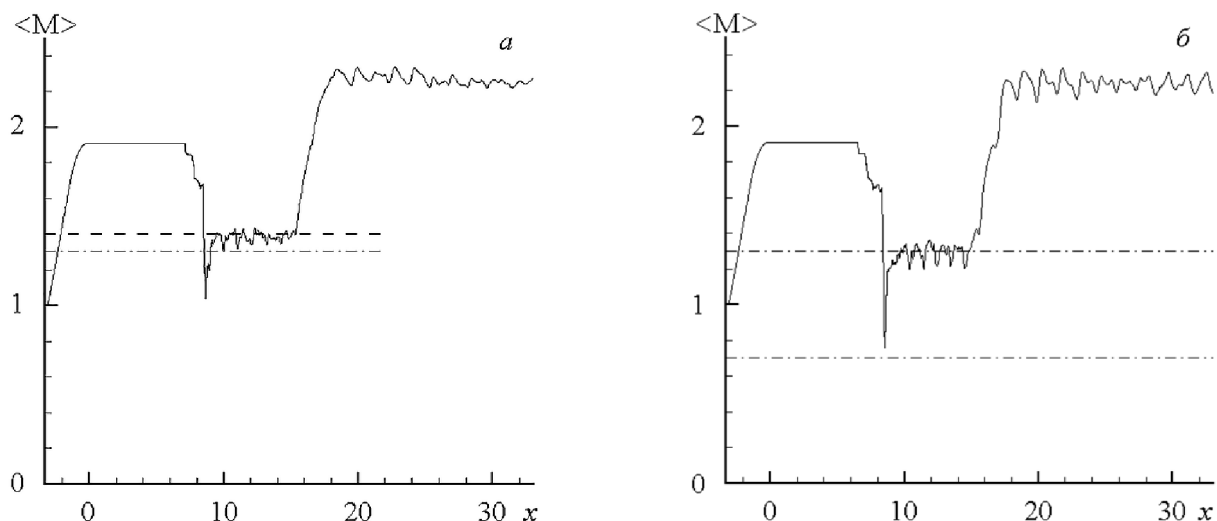


Рис. 2. Распределение вдоль канала числа Маха, осредненного по сечению: $\alpha=10$, $\Delta t=0.8$; *а* – $l=1.41$, *б* – $l=1.97$. Штрихпунктирные линии дают коридор трансзвуковых скоростей

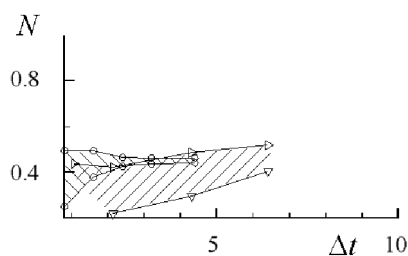


Рис. 3. Диаграмма «нормированная мощность N –период Δt подвода энергии»

чай описан в [20]. Для осесимметричного канала, эквивалентного плоскому каналу из [20] по площадям сечений и длинам секций, аналогичный коридор изображен заштрихованной областью, ограниченной сплошной линией без символов. Оба коридора лежат примерно в одном диапазоне параметров – мощности и периода подвода энергии, но для осесимметричного канала коридор с увеличением периода сужается. Однако и для плоского, и для осесимметричного каналов величина мощности запираения примерно в два раза меньше аналогичной величины для поперечного источника энергии [20].

На рис. 4 приведена ударно-волновая структура течения в секции постоянного сечения. Площадь поперечного сечения зоны тепловыделения показана узким прямоугольником. Теплоподвод соответствует коэффициенту избытка воздуха $\alpha=2.6$ при предварительном подогреве. Период подвода энергии равен $\Delta t=2.16$. Положение струи и источников энергии взяты равными значениям, использованным в плоском случае.

На рис. 5 показано распределение по длине канала осредненного по сечению числа Маха. Штрихпунктирные линии дают коридор трансзвуковых скоростей $M=1.2$ и 1.3 . Область околосвуковых скоростей вдоль канала значительно меньше, чем на рис. 1 и 2, так как отверстие струи располагается ближе к началу расширения.

Диаграмма режимов, приведенная выше, получена для высокочастотного теплового воздействия на поток при постоянном давлении в газогенераторе. Она отвечает на вопрос, какими должны быть характеристики тепловыделения в канале, чтобы сформировалась околосвуковая область. Несмотря на то что ширина соответствующего коридора параметров конечна, существует вероятность перехода от периодического решения к запираению. В работе [9] для предот-

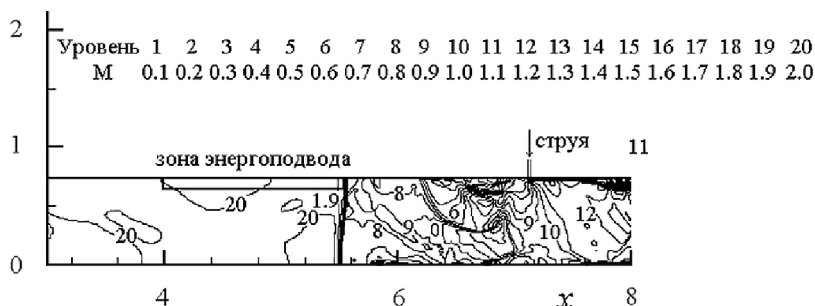


Рис. 4. Фрагмент поля чисел Маха в канале при $\alpha=2.6, \Delta t=2.16$

вращения такого перехода интенсивность подачи сжатого воздуха периодически изменялась, в силу чего могла иметь место смена режимов. С этой целью давление в газогенераторе изменялось в пределах периода от двух атмосфер до одной. Частота изменения интенсивности подачи сжатого воздуха составляла несколько десятков герц. Этот переход для рассматриваемого осесимметричного канала моделировался численно в рамках упрощенной модели. Полная длина канала приближенно равна 0.6 м. Численное моделирование проводилось в течение трех низкочастотных газодинамических импульсов. Возмущение, распространяющееся вверх по потоку, изменялось под действием двух факторов: высокочастотной подачи тепловых импульсов и низкочастотного изменения давления в газогенераторе.

На рис. 6 показана эволюция расхода в струе сжатого воздуха из газогенератора (сплошная линия), а также анализируется изменение максимального (штриховая линия) и минимального

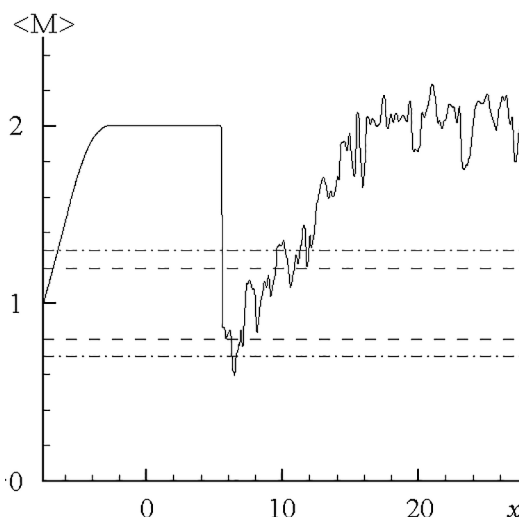


Рис. 5. Распределение осредненного числа Маха в канале при $\alpha=2.6, \Delta t=2.16$

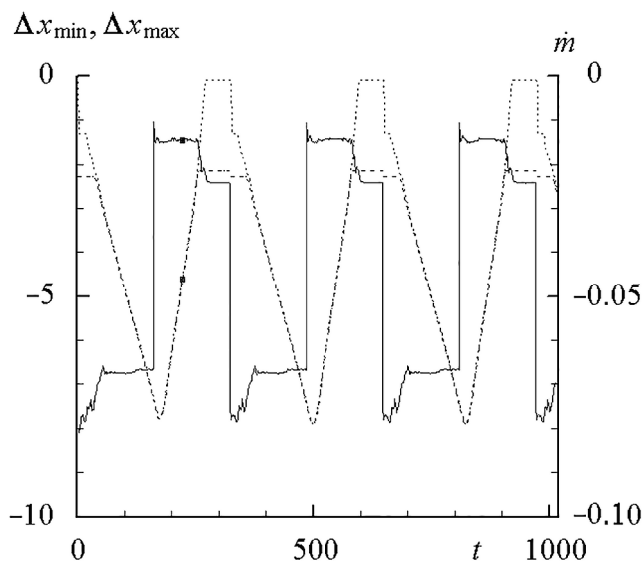


Рис. 6. Динамика расхода в струе из газогенератора (сплошная линия), максимальное (штриховая линия) и минимальное (штрихпунктирная линия) значения координаты возмущения, найденные за один период подачи тепловой энергии

(штрихпунктирная линия) значений координаты возмущения, найденных за один период подачи тепловой энергии (время в безразмерных единицах). Промежуток времени (период) между газодинамическими импульсами составлял 30 мс. Время вытекания воздуха из газогенератора при давлении 2 атм приблизительно равно 15 мс, при атмосферном давлении – также 15 мс. Мощность высокочастотного тепловы-

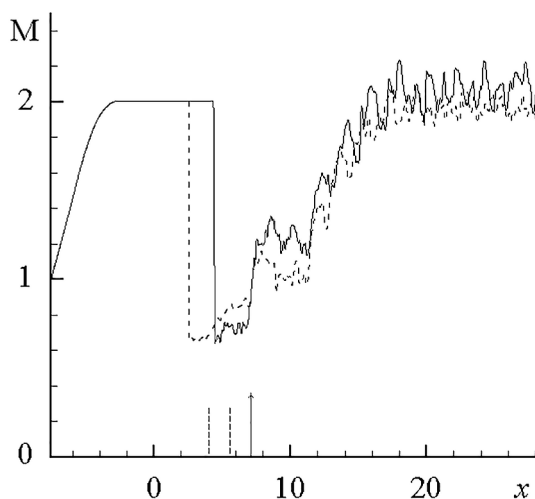


Рис. 7. Распределение вдоль канала среднего по сечению числа Маха для двух моментов времени: сплошная линия соответствует выделенным точкам на рис. 6, штриховая линия – последнему моменту времени на графиках рис. 6

деления задается пропорциональной давлению в газогенераторе. Максимальная интенсивность импульсного энерговыделения соответствует теплу, выделяющемуся при горении водорода с коэффициентом избытка воздуха 2.8 при температуре 1000 К. Высокие по модулю значения расхода в струе соответствуют более высокому давлению в газогенераторе, низкие значения соответствуют атмосферному давлению. При более высоком расходе в струе ударная волна (возмущение) смещается вверх по потоку, и достигается ее положение с минимальной координатой (общий минимум на штриховой и штрихпунктирной линиях). При низких значениях расхода ударная волна колеблется перед струей в пределах периода теплоподвода (пологий участок на штриховой и штрихпунктирной линиях).

Две точки на рис. 6 показывают значения координаты возмущения и расхода в струе, для которых на рис. 7 сплошной линией изображено распределение среднего по сечению числа Маха вдоль канала. Этот момент времени соответствует режиму запираания, при котором ударная волна от высокочастотной подачи тепловой энергии сливается с ударной волной от струи, формируя одну ударную волну, движущуюся вверх по потоку. Штриховой линией на рис. 7 показано распределение числа Маха для последнего момента времени, показанного на рис. 6. Этот момент соответствует самому началу движения возмущения вверх по потоку. Несмотря на то что размеры дозвуковой области значительно отличаются, переход к околосзвуковым скоростям происходит при одной и той же координате, соответствующей положению струи. Струя играет роль дросселя, который позволяет ускориться дозвуковому потоку. Положение струи показано вертикальной стрелкой над осью x , положение зоны подвода энергии – двумя вертикальными линиями слева. Решение имеет периодический характер, аналогично тому, как показано в [14], где решение получено для осесимметричного случая, кольцевой щели, гомогенной водородно-воздушной смеси в рамках прямого численного моделирования на основе уравнений Навье–Стокса. Представленные результаты [14] демонстрируют воспламенение смеси при поджатии потока перед струей, движение области горения вверх по потоку. Однако период газодинамического импульса в [14] большой, и происходит восстановление стационарного решения при прекра-

шении действия каждого импульса. Результаты, представленные на рис. 6, позволяет извлечь дополнительную информацию: при сокращении промежутка времени пониженного давления в газогенераторе на величину, большую времени колебания координаты возмущения (примерно на 5 мс), периодический режим будет разрушен. Возмущение не вернется на свою исходную позицию, и поэтому каждый новый газодинамический импульс будет приводить к его необратимому смещению вверх по потоку.

Результаты моделирования с учетом вязкости

Распределение чисел Маха в случае, когда пристеночные источники энергии создавались с помощью горения водорода, подаваемого в двух струях, втекающих в начале секции постоянного сечения ($x=0.012$) из резервуара под давлением 1 атм, показано на рис. 8. Моделирование проводилось для непрерывной подачи сжатой струи воздуха из газогенератора при давлении $p=2$ атм и $x=7.12$ в рамках вязкой задачи. Горение локализуется вблизи стенки канала. Толщина зоны горения фактически определяется глубиной проникновения струй в область потока. В центральной области происходит поджатие и торможение потока в слабых ударных волнах до чисел Маха $M=1.1-1.2$. Однако последующее расширение газа в волнах разрежения приводит к ускорению потока до числа Маха $M \approx 1.7$. Распределение числа Маха показано на рис. 8.

Протяженная область с числом Маха $M \approx 1.7$ от струй водорода свидетельствует о небольшом тепловыделении в этой части потока, так как сгорает малая часть подаваемого водорода. Струя воздуха вызывает торможение потока перед ней и активизацию горения водорода. Возникающие при этом колебания параметров потока связаны с пульсирующим ха-

рактером горения. Компактность отрывной зоны приводит к тому, что водород в ней сгорает и продукты сгорания уходят, а их место занимает новая порция смеси. Тепловыделение при горении изменяет давление и расход в струе воздуха. Это объясняется существованием отрицательной обратной связи по давлению при взаимодействии струи и потока [19]. Полученный результат аналогичен [13], где моделирование проводилось также для плоского канала и поперечных струй топлива и воздуха; решались нестационарные уравнения Навье–Стокса, замыкаемые SST $k-\omega$ моделью турбулентности.

Заключение

В результате проведенного исследования на основе нестационарных уравнений Эйлера показано, что в осесимметричном канале также можно создать устойчивую околосзвуковую область с помощью пристеночных пульсирующих источников энергии и сжатой струи. Средняя мощность пульсирующих источников, необходимая для реализации околосзвуковой области, слабо зависит от частоты их пульсации.

Численным моделированием с учетом вязкости качественно показано, что с помощью инъекции водорода из отверстия в стенке можно реализовать пристеночное энерговыведение и получить ту же газодинамическую картину, что и при моделировании на основе уравнений Эйлера. В процессе воспламенения и горения определяющую роль играют ударная волна и отрывные области, формирующиеся вблизи струй водорода и воздуха. Толщина зоны горения определяется глубиной проникновения струй в область потока.

Таким образом, численно показана возможность торможения потока в канале с числом Маха $M=2$ до околосзвуковых скоростей, что является благоприятной предпосылкой для реализации горения в расширяющейся части канала.

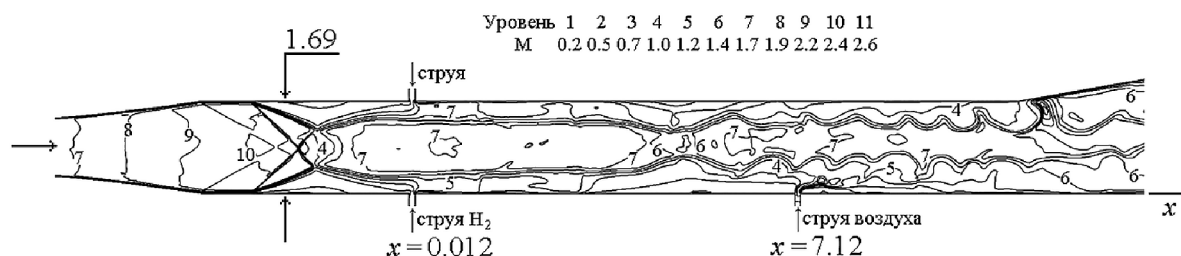


Рис. 8. Распределение числа Маха в канале при горении водорода

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

- a – скорость звука на входе в канал;
 l – безразмерная длина источника энергии;
 N – нормированная мощность источника;
 p – статическое давление, атм;
 S – поперечная площадь сечения постоянного сечения;
 T – температура, К;
 x, y – продольная и поперечная координаты (в долях радиуса входного отверстия сопла); x отсчитывается от начала первой сечения постоянного сечения, y – от оси симметрии (от нижней границы сечения в плоском случае);
 M – число Маха;
 $\langle M \rangle$ – число Маха, осредненное по сечению канала;
 α – коэффициент избытка воздуха;
 Δt – безразмерный период подвода энергии;
 ρ – плотность на входе в канал.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гурьева Н.В., Иванькин М.А., Лапинский Д.А., Тимошенко В.И. Исследование особенностей течений в каналах при взаимодействии возмущений с псевдоскачком // Уч. записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII. № 6. С. 40–54.
2. Фролов С.М., Дубровский А.В., Иванов В.С. Трехмерное численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания с непрерывной детонацией // Хим. физика. 2012. Т. 31. № 3. С. 32–45.
3. Zhao Z., Li J.-M., Zheng J., Cui Y.D., Khoo B.C. Study of shock and induced flow dynamics by nanosecond dielectric-barrier-discharge plasma actuators // AIAA J. 2015. V. 53. N 5. P. 1336–1348.
4. Firsov A., Savelkin K.V., Yarantsev D.A., Leonov S.B. Plasma-enhanced mixing and flameholding in supersonic flow // Philosophical Transactions: Mathematical, Physical and Engineering Sciences (Series A). 2015. V. 373. N 2048. P. 20140337.
5. Ombrello T., Carter C., McCall J., et al. Enhanced mixing in supersonic flow using a pulse detonator // Journal of Propulsion and Power. 2015. V. 31. Iss. 2. P. 654–663.
6. Firsov A.A., Shurupov M.A., Yarantsev D.A., Leonov S.B. Plasma-assisted combustion in supersonic airflow: optimization of electrical discharge geometry // Paper AIAA-2014-0988.
7. Фролов С.М., Звезгинцев В.И., Иванов В.С., Аксенов В.С., Шамшин И.О., Внучков Д.А., Наливайченко Д.Г., Берлин А.А., Фомин В.М. Макет-демонстратор непрерывно-детонационного прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Результаты испытаний в аэродинамической трубе // Доклады Академии наук. 2017. Т. 474. № 1. С. 51–55.
8. Bezgin L.V., Kopchenov V.I., Starik A.M., et al. Numerical analysis of combustion of a hydrogen-air mixture in an advanced ramjet combustor model during activation of O_2 molecules by resonant laser radiation // Combustion Explosion and Shock Waves. 2017. V. 53. Iss. 3. P. 249–261.
9. Третьяков П.К., Забайкин В.А., Прохоров А.Н. Высокоскоростной ПВРД с пульсирующим режимом запуска // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теор. и прикл. мех. Казань: Изд.-во Казанского ун-та, 2015. С. 3778–3780.
10. Abashev V.M., Kuranov A.L., Tretyakov P.K. Increase in the efficiency of a high-speed ramjet on hydrocarbon fuel at the flying vehicle acceleration up to $M=6+$ // AIP Conference Proceedings. 2017. V. 1893, 020005; <https://doi.org/10.1063/1.5007443>.
11. Забайкин В.А., Крайнев В.Л., Третьяков П.К. Управление режимами горения в сверхзвуковом воздушном потоке импульсно-периодическим энерговоздействием // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXVII Академических чтений по космонавтике (Москва, 29 янв.–1 фев., 2013 г.) / Под общей ред. А.К. Медведевой. М., 2013. С. 205.
12. Забайкин В.А., Третьяков П.К. О возможности снижения потерь полного давления в тракте ГПВРД // Современные проблемы аэрогидродинамики: Тезисы докладов XVII школы-семинара, посвящ. памяти акад. Г.Г. Черного и 55-летию со дня основания НИИ механики МГУ (Сочи, «Буревестник» МГУ, 20–30 авг. 2014 г.). М.: Изд.-во Моск. ун-та, 2014. С. 60–61.
13. Гудич И.Г., Жуков В.Т., Мануковский К.В., Новикова Н.Д., Рыков Ю.Г., Феодоритова О.Б. Численное моделирование высокоскоростной камеры сгорания с использованием пакета OpenFOAM // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша. 2016. № 10. 32 с. DOI:10.20948/prepr-2016-10 URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2016-10>.
14. Селезнев Р.К., Суржигов С.Т. Нестационарные газодинамические процессы в прямоугольном канале ГПВРД с периодическим вдувом холодного воздуха // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2015. Т. 16. № 3. С. 1–6. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/495/>.
15. Seleznev R.K. Comparison of two-dimensional and quasi-one-dimensional scramjet models by the example of VAG experiment // Journal of Physics: Conference Series. 2017. V. 815. N 1. P. 012007.
16. Жуков В.Т., Власенко В.В., Гудич И.Г., Мануковский К.В., Новикова Н.Д., Рыков Ю.Г., Феодоритова О.Б. Численное моделирование многокомпонентных течений в высокоскоростной камере сгорания // Проблемы химмотологии: от эксперимента к математическим моделям высокого уровня. Сборник избранных докладов VI Международной научно-технической конференции. 2016. С. 57–64.
17. Cocks P.A.T., Dawes W.N., Cant R.S. The Influence of turbulence-chemistry interaction modelling for supersonic combustion // AIAA 2011-0306. 2011. 12 p.
18. Фирсов А.А., Яранцев Д.А., Леонов С.Б., Иванов В.В. Численное моделирование горения этилена в сверхзвуковом потоке воздуха // Компьютерные исследования и моделирование. 2017. Т. 9. № 1. С. 75–86.
19. Замураев В.П., Калинина А.П. О возможности создания устойчивой околосзвуковой области в сверхзвуковом потоке в канале // Тепловые процессы в технике. 2016. Т. 8. № 7. С. 292–296.
20. Zamuraev V.P., Kalinina A.P. Effect of surface energy pulses on supersonic flow in a channel of variable cross section // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2016. V. 89. N. 3. P. 688–694. DOI: 10.1007/s10891-016-1427-3.

Transonic area formation control in axisymmetric supersonic flow by a jet and a near-wall inlet

V. P. Zamuraev^{1,2}, A. P. Kalinina^{1,2}

¹ *Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Division, Russian Academy of Science, Novosibirsk, Russia*

² *Novosibirsk State University, Novosibirsk, Russia*

*e-mail: zamuraev@itam.nsc.ru

The article studies simultaneous control action of a jet and near-wall energy sources on a shock-wave structure of a supersonic flow in an axisymmetric flat channel so as to form a transonic area. Stable modes with extended transonic region were obtained for both options of near-wall energy sources creation. In the first case, the energy was supplied by an instantaneous pulse-periodic input of thermal energy. Numerical simulation was being performed based on two-dimensional non-steady Euler equations. The transonic mode stability is confirmed by the width of the average power input corridor for the mode existence domain. Pulsating sources average power dependence required for the transonic area realization was studied. The near-wall burning of hydrogen, inflowing through the slot in a flat channel wall, was considered as a second option near-wall sources creation. Numerical CFD simulation based on the two-dimensional Reynolds-averaged Navier–Stokes equations closed by the SST $k-\omega$ turbulence model was performed. Combustion was simulated by a simplified chemical kinetics with single reaction. The effect of the shock wave and separation zones formed near the hydrogen and air jets on the process of ignition and combustion was revealed. Combustion zones thickness in relation to the transverse channel size was estimated. A qualitative comparison with known calculations in the similar systems was made. The gas-dynamic pattern of the stream was compared with the flow structure for the case of instant near-wall pulse-periodical thermal sources.

A similarity of the flow structures in both of cases is shown. As a result, a possibility of flow deceleration to subsonic velocities in a channel with a Mach number $M=2$ was demonstrated. This is a favorable prerequisite for realizing combustion in the expanding part of the channel.

Keywords: supersonic flow, axisymmetric channel, near-wall energy sources, jet, Euler equations, Navier–Stokes equations.

REFERENCES

- Guryleva N. V., Ivan'kin M. A., Lapinskij D. A., Timoshenko V. I. Issledovanie osobennostej techenij v kanalakh pri vzaimodejstvii vozmushchenij s psevdoskachkom [Investigation of the peculiarities of flows in channels in the interaction of perturbations with a pseudojump]. *Uch. zapiski CAGI – Proceedings of Central Aerohydrodynamic Institute*, 2012, vol. XLIII, no. 6, pp. 40–54.
- Frolov S. M., Dubrovskij A. V., Ivanov V. S. Three-dimensional numerical simulation of the operation of the rotating-detonation chamber. *Russian Journal of Physical Chemistry B*, 2012, vol. 6, no. 2, pp. 276–288.
- Zhao Z., Li J.-M., Zheng J., Cui Y. D., Khoo B. C. Study of shock and induced flow dynamics by nanosecond dielectric-barrier-discharge plasma actuators. *AIAA J*, 2015, vol. 53, no. 5, pp. 1336–1348.
- Firsov A., Savelkin K. V., Yarantsev D. A., Leonov S. B. Plasma-enhanced mixing and flameholding in supersonic flow. *Philosophical Transactions: Mathematical, Physical and Engineering Sciences (Series A)*, 2015, vol. 373, no. 2048, p. 20140337, DOI: 10.1098/rsta.2014.0337.
- Ombrello T., Carter C., McCall J., et al. Enhanced mixing in supersonic flow using a pulse detonator. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, vol. 31, no. 2, pp. 654–663.
- Firsov A. A., Shurupov M. A., Yarantsev D. A., Leonov S. B. Plasma-assisted combustion in supersonic air-flow: Optimization of electrical discharge geometry. *Paper AIAA-2014-0988*.
- Frolov S. M., Zvegincev V. I., Ivanov V. S., Akse- nov V. S., Shamshin I. O., Vnuchkov D. A., Nalivaj-chenko D. G., Berlin A. A., Fomin V. M. Demonstrator of continuous-detonation air-breathing ramjet: Wind tunnel data. *Doklady Physical Chemistry*, 2017, vol. 474, no. 1, pp. 75–79.
- Bezgin L. V., Kopchenov V. I., Starik A. M., et al. Numerical analysis of combustion of a hydrogen-air mixture in an advanced ramjet combustor model during activation of O_2 molecules by resonant laser radiation. *Combustion Explosion and Shock Waves*, 2017, vol. 53, no. 3, pp. 249–261.
- Tret'yakov P. K., Zabajkin V. A., Prohorov A. N. Vy-sokoskorostnoj PVRD s pul'siruyushchim rezhimom zapuska [High-speed ramjet with pulsating start mode]. *XI Vserossijskij s'ezd po fundamental'nyim problemam teor. i prikl. mekh.* [Proc. the Xith All-Russian Congress on Basic Problems of Theoretical and Applied Mechanics], 2015, Kazan', Izd.-vo Kazanskogo un-ta, pp. 3778–3780.
- Abashev V. M., Kuranov A. L., Tret'yakov P. K. Increase in the efficiency of a high-speed ramjet on hydro-carbon fuel at the flying vehicle acceleration up to $M=6+$. *AIP Conference Proceedings*, 2017, vol. 1893, p. 020005. <https://doi.org/10.1063/1.5007443>.

11. **Zabajkin V.A., Krajnev V.L., Tret'yakov P.K.** Upravlenie rezhimami gorenija v sverhzvukovom vozdušnom potoke impul'sno-periodičeskim ehnergovozdejstviem [Control of combustion regimes in supersonic air flow by pulse-periodic energy input]. *Aktual'nye problemy rossijskoj kosmonavtiki: Trudy XXXVII Akademicheskikh chtenij po kosmonavtike, Pod obščhej red. A.K. Medvedevoj* [Actual problems of Russian cosmonautics. Proceedings of XXXVII Academic Readings on Cosmonautics/Russian Acad. sciences [and others]; edited by A.K. Medvedeva]. 2013, Moscow, p. 205.
12. **Zabajkin V.A., Tret'yakov P.K.** O vozmožnosti sniženija poter' polnogo davlenija v trakte GPVRD [On the possibility of reducing the total pressure loss in the tract of a hypersonic ramjet engine]. *Sovremennye problemy aehrogidrodinamiki: Tezisy dokladov XVII shkoly-seminara, posvyashch. pamyati akad. G.G. Chernogo i 55-letiju so dnja osnovaniya NII mekhaniki MGU* [Modern problems of aerohydrodynamics: Abstracts of the Reports of the XVII School-Seminar Dedicated to the memory of Academician G.G. Chernoy and the 55th Anniversary of the Founding of the Institute of Mechanics of the Moscow State University]. 2014, Moscow, pp. 60–61.
13. **Gudich I.G., Zhukov V.T., Manukovskij K.V., Novikova N.D., Rykov Yu.G., Feodoritova O.B.** Chislennoe modelirovanie vysokoskorostnoj kamery sgoraniya s ispol'zovaniem paketa OpenFOAM [Numerical simulation of a high-speed combustion chamber using the OpenFOAM software] *Preprint IPM im. M.V. Keldysha – Preprint of the Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS*, 2016, no. 10. 32 p. DOI:10.20948/prepr-2016–10. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2016–10>.
14. **Seleznov R.K., Surzhikov S.T.** Nestacionarnye gazodinamicheskie processy v pryamougol'nom kanale GPVRD s periodičeskim vduvom holodnogo vozduha [Unsteady thermo-gasdynamic processes in rectangular scramjet combustion chamber with periodical input of cold air]. *Fiziko-himicheskaya kinetika v gazovoj dinamike – Physicochemical kinetics in gas dynamics*, 2015, vol. 16, no. 3, pp. 1–6. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/495/>.
15. **Seleznov R.K.** Comparison of two-dimensional and quasi-one-dimensional scramjet models by the example of VAG experiment. *Journal of Physics: Conference Series*, 2017, vol. 815, no. 1, p. 012007.
16. **Zhukov V.T., Vlasenko V.V., Gudich I.G., Manukovskij K.V., Novikova N.D., Rykov Yu.G., Feodoritova O.B.** Chislennoe modelirovanie mnogokomponentnyh techenij v vysokoskorostnoj kamere sgoraniya [Numerical modeling of multicomponent flows in a high-speed combustion chamber]. *Problemy himmotologii: ot eksperimenta k matematicheskim modeljam vysokogo urovnya. Sbornik izbrannyh dokladov VI Meždunarodnoj nauchno-tehnicheskoi konferencii* [The problems of chemmology: from experiment to high-level mathematical models. Collection of Selected Reports of the VI International Scientific and Technical Conference], 2016, pp. 57–64.
17. **Cocks P.A.T., Dawes W.N., Cant R.S.** The influence of turbulence-chemistry interaction modelling for supersonic combustion. *AIAA 2011–0306*, 2011, 12 p.
18. **Firsov A.A., Yarancev D.A., Leonov S.B., Ivanov V.V.** Chislennoe modelirovanie gorenija ehtilena v sverhzvukovom potoke vozduha [Numerical simulation of ethylene combustion in supersonic air flow]. *Komp'yuternye issledovaniya i modelirovanie – Computer Studies and Modeling*, 2017, vol. 9, no. 1, pp. 75–86.
19. **Zamuraev V.P., Kalinina A.P.** O vozmožnosti sozdaniya ustojchivoj okolozvukovoj oblasti v sverhzvukovom potoke v kanale [About possibility of creation of stable transonic region in the supersonic flow in the channel]. *Teplovye processy v tekhnike – Thermal processes in engineering*, 2016, vol. 8, no. 7, pp. 292–296.
20. **Zamuraev V.P., Kalinina A.P.** Effect of surface energy pulses on supersonic flow in a channel of variable cross section. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2016, vol. 89, no. 3, pp. 688–694. DOI: 10.1007/s10891-016-1427-3.