

УДК 533.6.011

## УПРАВЛЕНИЕ ФОРМИРОВАНИЕМ ОКОЛОЗВУКОВОЙ ОБЛАСТИ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ С ПОМОЩЬЮ ДРОССЕЛИРУЮЩЕЙ СТРУИ И ПРИСТЕНОЧНОГО ВЫДЕЛЕНИЯ ТЕПЛА

В. П. Замураев, А. П. Калинина

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,  
630090 Новосибирск, Россия

Новосибирский национальный исследовательский государственный университет,  
630090 Новосибирск, Россия

E-mails: zamuraev@itam.nsc.ru, kalinina@itam.nsc.ru

Проведено численное моделирование запуска прямого воздушного реактивного двигателя при распределенной по длине камеры подаче топлива. Принципиальными являются наличие струи сжатого воздуха, создающей эффект дросселя, и предварительное торможение потока до околозвуковых скоростей. Решались осредненные уравнения Навье — Стокса, замыкаемые SST-, SST- $(k-\omega)$ - либо  $(k-\epsilon)$ -моделями турбулентности. Горение водорода и этилена моделировалось с помощью одной реакции. Расчеты проведены для различных значений турбулентной кинетической энергии в потоке. Выявлен пульсирующий околозвуковой режим при горении водорода и этилена.

**Ключевые слова:** горение водорода и этилена, сверхзвуковой поток, поперечные струи, околозвуковой режим.

DOI: 10.15372/PMTF20190405

**Введение.** Решение задачи запуска камеры сгорания сверхзвукового прямого воздушного реактивного двигателя (ПВРД) при больших числах Маха представляет большой интерес. Основное преимущество двигателя этого типа состоит в том, что он не нуждается в баке с окислителем, масса которого составляет значительную долю общей массы транспортного средства. Предлагается множество способов решения задачи [1–26]. В указанных работах можно выделить следующие направления исследований: эффективность воспламенения приготовленной топливной смеси с помощью плазменных актуаторов [7, 8] либо оптического лазерного разряда [9, 10], управление сверхзвуковым потоком с помощью плазменных актуаторов, или эквивалентных тепловых источников [11, 12], или детонационных процессов [13–16], улучшение качества смешения с помощью поперечных струй [17–25]. Часто эти проблемы исследуются по отдельности. В [22, 23, 26] показаны преимущества пристеночного выделения тепла в секции постоянного сечения. Новый метод запуска камеры сгорания, предложенный в [1, 2], интересен тем, что одновременно

---

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 гг. (проект АААА-А17-117030610135-6) и при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 17-08-00183).

© Замураев В. П., Калинина А. П., 2019

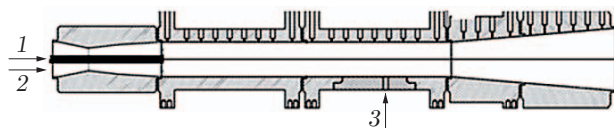


Рис. 1. Схема экспериментальной установки:

1 — водород, 2 — воздух, 3 — специальный генератор GI

направлен на решение всех трех проблем: минимизации потерь полного давления, эффективного смешения топливной смеси и ее воспламенения. Этот способ, обеспечивающий переход к сверхзвуковому течению в камере сгорания, реализован с помощью поперечной струи сжатого воздуха при распределенной по длине камеры подаче топлива. Используется предварительное торможение потока до околосвуковых скоростей в секции постоянного сечения, а основная доля топлива подается в расширяющейся части. Принципиальным в данной схеме создания околосвуковой области является наличие источников энергии, расположенных выше по потоку от струи сжатого воздуха, создающей эффект дросселя.

Целью настоящей работы, посвященной численному моделированию описанного в [2] способа запуска, является, с одной стороны, определение качественных характеристик процесса, не зависящих от конфигурации канала, вида подаваемого топлива, выбранной модели турбулентности и ее параметров, точно задать которые затруднительно [27], с другой стороны, выявление таких характеристик, на которые перечисленные параметры оказывают влияние.

**Временные масштабы. Размерность задачи.** Выбор размерности задачи определяется целями исследования и продолжительностью моделируемого процесса.

На рис. 1 показана схема эксперимента [2] для осесимметричного канала. Однако в этой работе представлены также результаты для подобной схемы плоского канала длиной приблизительно 0,5 м с высотой и шириной 3 и 4 см, числом Маха невозмущенного потока  $M = 2$ . Воспламенение и горение инициируются газодинамическими импульсами (струя сжатого воздуха, подаваемая периодически), создаваемыми специальным генератором GI (см. рис. 1). В случае осесимметричного канала водород подавался по оси в начале секции с постоянным сечением, в случае плоского канала способ подачи не описан. При наличии энергетического воздействия в секции с постоянным поперечным сечением формировалось течение со скачками уплотнения, в котором водород сгорал. Коэффициент избытка воздуха равен  $10 \div 11$ , давление торможения —  $7 \cdot 10^5$  Па, температура торможения — 1700 К. Как отмечается в [2], частота газодинамических импульсов 10 Гц является пороговой, ниже которой не реализуется квазистационарная газодинамическая структура, при этом увеличение частоты (до 20, 30, 40 Гц) не приводит к существенному изменению распределения статического давления по длине канала. Уменьшение общих потерь давления подтверждается экспериментальными исследованиями, в которых в выходном сечении камеры сгорания регистрировалось полное давление.

В экспериментальной работе [2] имеется два временных масштаба: время подачи одного газодинамического импульса струи длительностью порядка 10 мс и период между двумя газодинамическими импульсами струи длительностью не менее 30 мс.

При численном исследовании на малых временных интервалах либо при получении стационарного решения, а также в случае, если геометрия системы позволяет создать структурированную сетку, проводится трехмерное моделирование [18–20, 24]. На больших интервалах времени либо вследствие проблематичности построения структурированных сеток используется двумерное приближение [21–23]. В данной работе исследуется достаточно большой промежуток времени, поэтому выбирается двумерная модель.

**Постановка задачи.** Исследования проводились для плоского и осесимметричного каналов с использованием нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, замыкаемых  $(k-\varepsilon)$ -, SST- или SST- $(k-\omega)$ -моделью турбулентности, а также уравнений упрощенной химической кинетики для одной реакции. Численное моделирование проводилось с помощью кода Ansys Fluent. В качестве предварительно не перемешанных топливных смесей рассмотрены смеси водород — воздух и этилен — воздух. Для моделирования химических реакций использовались встроенные значения химических констант для этих смесей.

Число Маха сверхзвукового невозмущенного потока в канале равно  $M = 2$ . Топливо подается через щель прямоугольной формы в случае плоского канала и в форме кольца в случае осесимметричного канала. Горение смеси водород — воздух исследовано в плоском канале с температурой в форкамере 1000 К, горение этилена — в осесимметричном канале с температурой в форкамере 1700 К. Топливо подается с дозвуковой скоростью. Перепад давления между газогенератором дросселирующей струи и основным потоком в канале выбран таким образом, что в отсутствие горения в канале скорость истечения близка к скорости звука. При горении в канале давление повышается, вследствие чего перепад давлений уменьшается, скорость истечения становится дозвуковой. Во всех случаях полное давление в форкамере для основного потока равно  $7 \cdot 10^5$  Па. Для обеих струй (дросселирующей и струи газообразного топлива) в качестве граничных условий задаются полное и статическое давления [23]. В газогенераторе для газообразного топлива полное давление равно  $2 \cdot 10^5$  Па, в газогенераторе дросселирующей струи —  $4 \cdot 10^5$  Па, температура торможения равна 300 К. Каналы имеют следующие характерные размеры: длина секции постоянного сечения — приблизительно 10 диаметров критического сечения; для секции с постоянным сечением поперечный размер плоского канала равен 3 см, для осесимметричного диаметр равен 5 см. Параметры моделируемой системы приближенно соответствуют экспериментальным параметрам [2].

**Интенсификация горения водорода в плоском канале.** При численном моделировании в начальный момент времени решение является стационарным. Сопло на входе является нерасчетным, вследствие чего формируются пространственные неоднородности потока с изменением параметров до 10 %. Втекающее газообразное топливо практически не горит, до тех пор пока не встретится с ударной волной от дросселирующей струи. В дальнейшем горение распространяется вверх по потоку вблизи стенки.

На рис. 2 показано двумерное распределение температуры в плоском канале. Основной поток представляет собой смесь азота и кислорода в пропорциях, близких к пропорциям этих веществ в атмосферном воздухе. При численном моделировании используется SST- $(k-\omega)$ -модель турбулентности. Интенсивность турбулентности на входе для основного потока и струи воздуха при CFD-моделировании равна 0,1 %. Струи водорода имеют достаточно высокую интенсивность турбулентности 5 %. Результаты численного моделирования взаимодействия дросселирующей струи с пограничным слоем в канале в отсутствие подачи топлива и сравнение их с результатами эксперимента [25] представлены в [22].

Рассмотрим развитие процесса горения водорода. Сначала холодный водород, втекающий из двух щелей, сносится вниз по потоку (области 1 на рис. 2, а, б). Горение практически отсутствует. Наблюдается слабое горение в зоне контакта водорода и воздуха (белая волнистая линия, ограничивающая область 1). Перед струей сжатого воздуха возникает ударная волна, перекрывающая все сечение канала. Ее взаимодействие с пограничным слоем вызывает отрыв потока (см. рис. 2, а). При встрече с ударной волной водород воспламеняется. Область высоких температур становится более широкой и проникает в ядро потока (см. рис. 2, а, б). Далее фронт горения распространяется вверх по потоку, блокируя выход водорода из отверстия, расположенного на нижней стенке канала (см. рис. 2, в). На

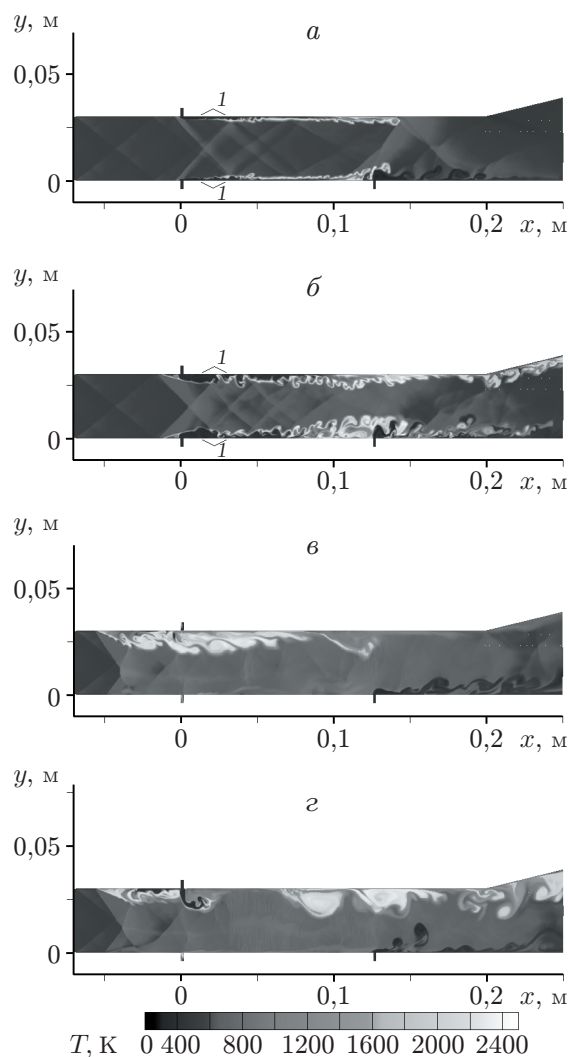


Рис. 2. Поля температуры в различные моменты времени в начале процесса формирования ударно-волновой структуры (*а-в*) и в установившемся квазипериодическом режиме (*г*):

*а* —  $t = 0,5$  мс, *б* —  $t = 0,8$  мс, *в* —  $t = 5,5$  мс, *г* —  $t = 7$  мс; 1 — область, в которой холодный водород, вытекающий через щели, сносится вдоль стенки

верхней стенке канала ударная волна, создаваемая струей сжатого воздуха, слабее, поэтому в установившемся режиме горение сосредоточивается вблизи нее и устанавливаются автоколебания. Когда порция водорода вытекает и сгорает, температура и давление вблизи стенки повышаются. Поэтому водород не может вытекать до того момента, пока область горячих газов не будет снесена вниз по потоку. Когда эта область покидает окрестность отверстия, давление вблизи него понижается, вытекает новая порция водорода и начинает гореть. Этот процесс хорошо виден на рис. 2, *в, г*. В центре канала устанавливается околосвуковой режим. Рядом со щелью, через которую вытекает водород, видны несколько высокотемпературных областей, соответствующих пульсациям параметров. Период пульсаций составляет  $0,1 \div 0,2$  мс (соответствующая частота равна  $5 \div 10$  кГц).

**Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными.** Проведено сравнение полученного численно распределения давления по длине плоского канала и экспериментального распределения [2] для плоского канала с высотой и шириной сек-

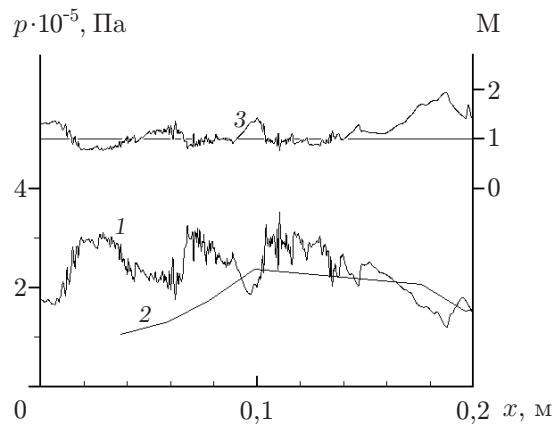


Рис. 3. Расчетные (1, 3) и экспериментальные (2) зависимости статического давления (1, 2) и числа Маха (3) от координаты  $x$

ции постоянного сечения 3 и 4 см. При численном моделировании область между струей водорода и дросселирующей струей несколько меньше, и только в ней можно проводить сравнение. Частоте 10 Гц соответствует промежуток времени 100 мс, за это время газ пролетает не менее 30 м, или 60 длин канала. Поэтому при численном моделировании в течение 10 мс после начала подачи газодинамического импульса воздействие можно рассматривать как постоянное.

Как указывалось выше, режим горения является пульсирующим. О таком характере горения свидетельствует кривая зависимости статического давления от координаты вдоль канала (кривая 1 на рис. 3). Давление и число Маха получены на расстоянии 10 мм от нижней стенки канала. Результаты экспериментальной работы [2], соответствующие давлению в форкамере  $7 \cdot 10^5$  Па, показаны кривой 2, свидетельствующей, что горение водорода происходит в псевдоскачковом режиме; значения числа Маха, полученные путем численного моделирования, показаны кривой 3. На рис. 3 видно, что в канале реализуется пульсирующий околосвуковой режим с числом Маха  $M \approx 1$ . Минимальное значение числа Маха равно 0,9, максимальное —  $M = 1,2$ . Дросселирующая струя действует на дозвуковой поток непосредственно в зоне вдува ( $M = 0,9$ ) аналогично действию сопла Лавалля, в результате чего поток вновь разгоняется до сверхзвуковых скоростей. Диапазоны давлений, соответствующие эксперименту и расчету, пересекаются, при этом среднее значение давления в эксперименте меньше, чем в расчете. Результаты численного моделирования показывают, что чем больше давление в канале (кривая 1), тем меньше число Маха (кривая 3), и наоборот. Распределение давления поперек канала можно считать равномерным с точностью до пульсаций. Диапазон экспериментальных значений давления пересекается с расчетным диапазоном, но в среднем экспериментальные значения несколько меньше. Таким образом, в [2] режим течения также является околосвуковым, однако значения числа Маха больше. Средние значения давления и его значения в конце секции постоянного сечения, полученные в расчете и эксперименте, близки.

**Горение этилена в осесимметричном канале.** Конфигурация осесимметричного канала близка к экспериментальной. Однако в расчете этилен подается через кольцевую щель. При попадании в ударную волну перед дросселирующей струей он начинает интенсивно гореть. Зона горения, перемещаясь вверх по потоку, перекрывает щель. Подача этилена прерывается, и область повышенного давления сносится вниз по потоку. Устанавливается пульсирующий режим горения. Рассматривается поток с высокой интенсивностью турбулентности на входе (5 %), такое же значение принято для струй. При численном моделировании используется SST-модель турбулентности.

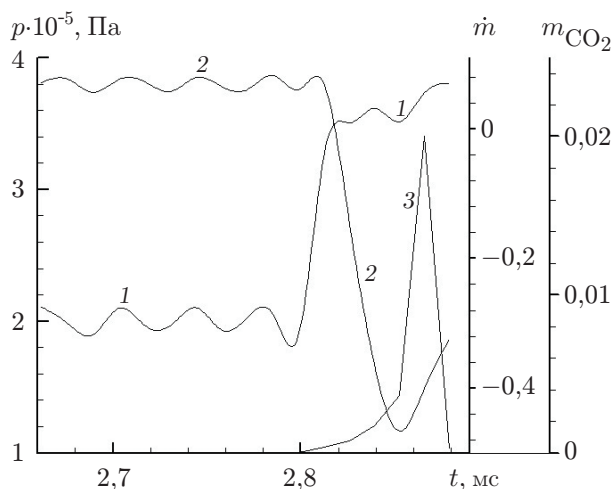


Рис. 4. Зависимости давления (1), массового расхода (2) и массовой доли  $\text{CO}_2$  (3) от времени в окрестности щели для этилена

Вычисляются массовый расход этилена, а также давление и массовая доля  $\text{CO}_2$  на выходе из щели. На рис. 4 показано изменение этих величин во времени вплоть до момента, когда область горения поднимается до отверстия, из которого вытекает этилен.

Начальные моменты времени соответствуют движению зоны горения вверх по потоку. Слабые пульсации вызваны пространственными неоднородностями исходного стационарного потока. В момент достижения зоной горения щели с этиленом давление резко увеличивается до значения, в 1,5 раза превышающего значение давления в газогенераторе, в результате чего подача топлива прекращается. Горение в основном канале быстро прекращается, поскольку этилен перестает поступать в него. После того как зона нагретого газа сносится вниз по потоку, из щели вновь начинает вытекать этилен. В результате формируется пульсирующий режим с околосвуковой областью. Продолжительность скачка давления приблизительно равна 0,05 мс.

Выполнено численное моделирование подачи этилена в двух секциях: с постоянным поперечным сечением и расширяющейся. Использовалась  $(k-\varepsilon)$ -модель турбулентности, аналогичная модели в работе [24]. До момента подачи этилена в расширяющейся секции больших отличий от варианта с использованием SST-модели турбулентности не наблюдалось. В момент воспламенения топлива при встрече с дросселирующей струей осуществлялось перекрытие топливной струи в секции с постоянным поперечным сечением и началась подача топливной смеси в расширяющейся части канала. В [26] также отмечалось, что подачу топлива необходимо прекращать. Однако, несмотря на прекращение подачи, во всей пристеночной области локализуется ранее вытекшая топливная смесь, которая может гореть. В момент перекрытия топливной струи в секции с постоянным поперечным сечением начинается подача холодной воздушно-этиленовой стехиометрической смеси в расширяющейся секции. Ниже по потоку подается струя воздуха для активизации горения. Как и в [24], горение вытекшей смеси инициируется путем увеличения температуры на участке между топливной струей и струей воздуха. Процесс горения становится более интенсивным, когда горячие продукты сгорания из секции с постоянным поперечным сечением встречаются с этим очагом горения. На рис. 5 показан фрагмент канала с распределениями числа Маха и линиями тока в различные моменты времени. На изолиниях  $M = \text{const}$  выборочно нанесены соответствующие значения числа Маха, что позволяет изучить ударно-волновую структуру потока и наблюдать формирование околосвуковой

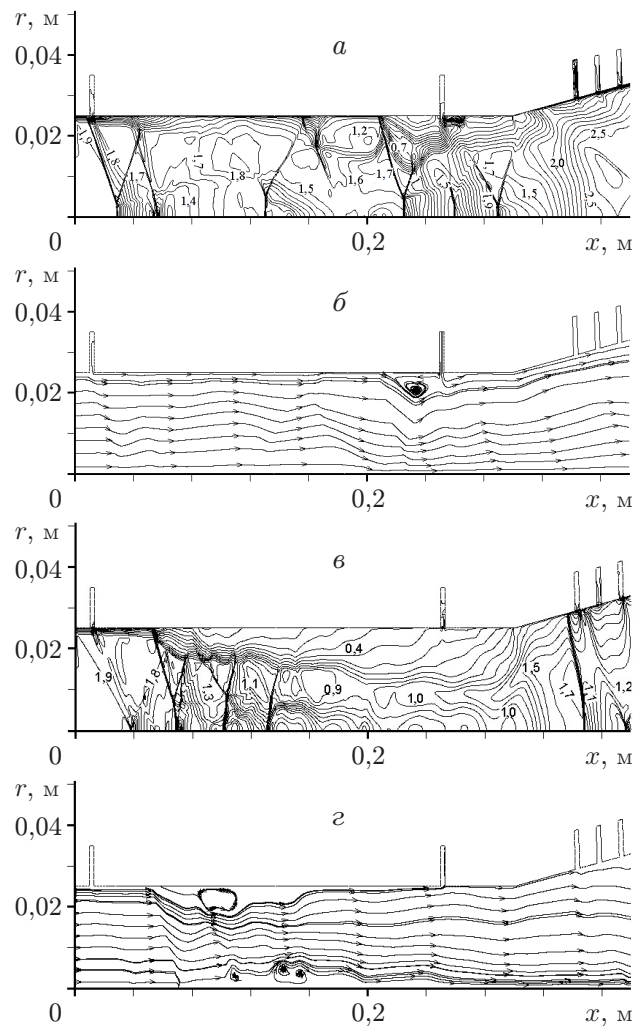


Рис. 5. Распределение числа Маха (*а, в*) и линии тока (*б, г*) при перекрытии топливной струи и подаче стехиометрической смеси в расширяющейся части осесимметричного канала в начальный (*а, б*) и более поздний (*в, г*) моменты времени

области. Напротив щели, через которую утекает водород, число Маха в основном потоке равно  $M = 1,9$ , а изолинии с малыми значениями числа Маха расположены вблизи поверхности. Вследствие горения водорода ниже по потоку они смещаются к оси канала. Наблюдается формирование вихревых структур. Начальный момент (см. рис. 5, *а, б*) соответствует перекрытию топливной струи в секции с постоянным поперечным сечением, когда горение этилена вблизи дросселирующей струи становится интенсивным. Рис. 5, *в, г* соответствуют более поздним моментам времени, когда фронт горения распространяется вверх по потоку, несмотря на прекращение подачи этилена в начале секции с постоянным поперечным сечением. Поскольку дросселирующая струя, расположенная в конце этой секции, продолжает вытекать при более слабом давлении  $2 \cdot 10^5$  Па, работая аналогично соплу Лавалю, предотвращается заклинивание канала. Распределения параметров в начальный момент времени аналогичны полученным ранее результатам для водорода и этилена, а распределения в более поздний момент времени отличаются от них. Видно, что, во-первых, околосзвуковая область в канале формируется, несмотря на прекращение подачи топлива,

во-вторых, поток в расширяющейся секции замедляется практически до скорости звука в окрестности струй, однако в конце канала вновь становится сверхзвуковым.

**Заключение.** Выявлен пульсирующий околосвуковой режим при горении водорода и этилена. Определена частота пульсаций при горении водорода в плоском канале. Установлено, что наличие пульсаций обусловлено изменением перепада давления вследствие тепловыделения при горении. Во всех рассмотренных случаях воспламенение топливной смеси начинается непосредственно в момент ее встречи с ударной волной, создаваемой дросселирующей струей. Выявленный режим способствует развитию горения при подаче топлива в расширяющейся части канала. Показано, что для предотвращения запираания канала необходим дросселирующий механизм воздействия струи на поток. Однако не исследована возможность развития механических колебаний в двигателе вследствие пульсирующего характера горения. Поэтому можно предположить, что центральная подача топлива более предпочтительна.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Третьяков П. К., Забайкин В. А., Прохоров А. Н.** Высокоскоростной ПВРД с пульсирующим режимом запуска // Тр. 11-го Всерос. съезда по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Казань, 20–24 авг. 2015 г. Казань: Казан. гос. ун-т, 2015. С. 3778–3780.
2. **Abashev V. M., Korabelnikov A. V., 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 Conf. Proc. 2017. V. 1893, N 1. 020005.
3. **Фролов С. М., Звегинцев В. И., Иванов В. С. и др.** Макет-демонстратор непрерывно-детонационного прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Результаты испытаний в аэродинамической трубе // Докл. АН. 2017. Т. 474, № 1. С. 51–55.
4. **Гольдфельд М. А., Старов А. В.** Влияние конфигурации задней стенки каверны на процесс горения в сверхзвуковой камере сгорания // Физика горения и взрыва. 2017. Т. 53, № 1. С. 29–37.
5. **Гурылева Н. В., Иванькин М. А., Лапинский Д. А., Тимошенко В. И.** Исследование особенностей течений в каналах при взаимодействии возмущений с псевдоскачком // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 2012. Т. 43, № 6. С. 40–54.
6. **Seleznev R. K.** Comparison of two-dimensional and quasi-one-dimensional scramjet models by the example of VAG experiment // J. Phys.: Conf. Ser. 2017. V. 815, N 1. 012007.
7. **Firsov A. A., Shurupov M. A., Yarantsev D. A., Leonov S. B.** Plasma-assisted combustion in supersonic airflow: optimization of electrical discharge geometry // Proc. of the 52nd Aerospace sci. meeting, National Harbor (USA), 13–17 Jan. 2014. P. 13–17. (AIAA 2014-0988).
8. **Firsov A. A., Savelkin K. V., Yarantsev D. A., Leonov S. B.** Plasma-enhanced mixing and flame holding in supersonic flow // Philos. Trans.: Math., Phys. Engng Sci. Ser. A. 2015. V. 373, N 2048. 20140337.
9. **O'Brianta S. A., Guptab S. B., Vasua S. S.** Review: laser ignition for aerospace propulsion // Propulsion Power Res. 2016. V. 5, N 1. P. 1–21.
10. **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 // Combust. Explosion Shock Waves. 2017. V. 53, N 3. P. 249–261.
11. **Zhao Z., Li J.-M., Zheng J., et al.** Study of shock and induced flow dynamics by nanosecond dielectric-barrier-discharge plasma actuators // AIAA J. 2015. V. 53, N 5. P. 1336–1348.



12. **Zamuraev V. P., Kalinina A. P.** Effect of surface energy pulses on supersonic flow in a channel of variable cross section // *J. Engng Phys. Thermophys.* 2016. V. 89, N 3. P. 688–694.
13. **Журавская Т. А., Левин В. А.** Стабилизация детонационного горения высокоскоростного потока горючей газовой смеси в плоском канале // *Изв. РАН. Механика жидкости и газа.* 2015. № 2. С. 117–128.
14. **Wolanski P.** Detonative propulsion // *Proc. Combust. Inst.* 2013. V. 34. P. 125–158.
15. **Быковский Ф. А., Ждан С. А., Ведерников Е. Ф. и др.** Детонационное сжигание смеси водород — кислород в плоскорадиальной камере с истечением к центру // *Физика горения и взрыва.* 2016. Т. 52, № 4. С. 82–93.
16. **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.
17. **Liang Jin, Jing Lei, Wei Huang, Zhen-guo Wang.** Numerical investigation on hydrogen combustion in a scramjet with 3D side wall compression inlet // *Acta Astronaut.* 2014. V. 105, N 12. P. 298–310.
18. **Anazadehsayed A., Barzegar Gerdroodbary M., Amini Y., Moradi R.** Mixing augmentation of transverse hydrogen jet by injection of micro air jets in supersonic crossflow // *Acta Astronaut.* 2017. V. 137, N 8. P. 403–414.
19. **Barzegar Gerdroodbary M., Fallah Keivan, Pourmirzaagha H.** Characteristics of transverse hydrogen jet in presence of multi air jets within scramjet combustor // *Acta Astronaut.* 2017. V. 132, N 3. P. 25–32.
20. **Гудич И. Г., Жуков В. Т., Мануковский К. В. и др.** Численное моделирование высокоскоростной камеры сгорания с использованием пакета OpenFOAM. М., 2016. (Препр. / Ин-т прикл. математики им. М. В. Келдыша; № 10).
21. **Селезнев Р. К., Суржигов С. Т.** Нестационарные газодинамические процессы в прямоугольном канале ГПВРД с периодическим вдувом холодного воздуха // *Физ.-хим. кинетика в газовой динамике.* 2015. Т. 16, № 3. С. 1–6.
22. **Замураев В. П., Калинина А. П.** Формирование околосвуковой области при теплогазодинамическом воздействии на сверхзвуковой поток в канале // *Теплофизика и аэромеханика.* 2018. Т. 25, № 1. С. 155–158.
23. **Zamuraev V. P., Kalinina A. P.** Study of the geometry effect of the channel with variable cross section under forming transonic region in the supersonic flow with energy supply // *J. Phys.: Conf. Ser.* 2017. V. 894, N 1. 012118.
24. **Фирсов А. А., Яранцев Д. А., Леонов С. Б., Иванов В. В.** Численное моделирование горения этилена в сверхзвуковом потоке воздуха // *Компьютер. исслед. и моделирование.* 2017. Т. 9, № 1. С. 75–86.
25. **Ombrello T., Carter C., McCall J., Kuang-Yu H.** Enhanced mixing in supersonic flow using a pulse detonator // *J. Propulsion Power.* 2015. V. 31, N 2. P. 654–663.
26. **Власенко В. В.** Расчетно-теоретические модели высокоскоростных течений газа с горением и детонацией в каналах: Дис. ... д-ра физ.-мат. наук. Жуковский, 2017.

*Поступила в редакцию 2/X 2018 г.,  
после доработки — 10/I 2019 г.  
Принята к публикации 28/I 2019 г.*