

## Процесс интенсификации горения воздушно-водородной смеси в канале с помощью струи воздуха

© В.П. Замураев<sup>1,2</sup>, А.П. Калинина<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Институт теоретической и прикладной механики  
им. С. А. Христиановича СО РАН, Новосибирск, 630090, Россия

<sup>2</sup>Новосибирский государственный университет, Новосибирск, 630090, Россия

*Проведено численное моделирование запуска прямоточного воздушно-реактивного двигателя способом без значительных потерь полного давления. Этот способ обеспечивает переход к околосвуковому режиму в камере сгорания с помощью струи воздуха при распределенной подаче топлива по длине камеры. Принципиальным является наличие струи сжатого воздуха, создающей эффект дросселя, и предварительное торможение потока до околосвуковых скоростей. Представлены CFD-расчеты для моделирования торможения потока до околосвуковых скоростей в рамках гипотезы о низких значениях турбулентной кинетической энергии. Решены осредненные уравнения Навье — Стокса, замыкаемые моделью турбулентности  $k-\omega$  SST. Горение водорода смоделировано одной реакцией. Получен пульсирующий режим: тепловыделение при сгорании водорода повышает давление и блокирует его втекание, затем область повышенного давления смещается вниз по потоку, поступает новая порция водорода, идет процесс воспламенения и т. д. Определяющую роль в воспламенении водорода играет ударная волна, вызванная струей воздуха. Горение протекает в зонах отрыва, вихревых зонах и пограничном слое. Для рассматриваемых каналов численно показана возможность торможения потока в канале с числом Маха  $M = 2$  до околосвуковых скоростей, что обуславливает реализацию горения в расширяющейся части канала.*

**Ключевые слова:** сверхзвуковой поток, уравнения Навье — Стокса, околосвуковой режим, поперечные струи, горение водорода

**Введение.** В последнее время численные и экспериментальные исследования запуска и работы сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) являются актуальными [1–23], поскольку для этого типа двигателя не требуется наличия бака с окислителем, что вносит значительную долю в общую массу транспортного средства. Можно выделить следующие направления исследований: эффективность воспламенения приготовленной топливной смеси и стабилизации течения с применением плазменных актуаторов и оптического лазерного разряда [6–9], изучение воздействия плазменных актуаторов на сверхзвуковой поток для дальнейшего их применения в ПВРД [10–11], использование детонационных процессов [12–14], улучшение качества смешения с помощью поперечных струй [15–23]. Каждому из этих направлений посвящено большое число теоретических и экспериментальных исследований. В основном эти проблемы

исследуются независимо друг от друга. Исследования по проблеме смещения часто связаны с численным моделированием систем с поперечными струями [16–23] или с пристеночной подачей топлива вблизи уступа, расположенного ниже по потоку [15]. Метод запуска камеры сгорания, предложенный в работах [1, 2], объединяет все три аспекта: проблему минимизации потерь полного давления, задачу эффективного смещения топливной смеси и проблему воспламенения смеси. Новый способ запуска двигателя без значительных потерь полного давления, обеспечивающий переход к сверхзвуковому течению в камере сгорания, реализован с помощью поперечной струи сжатого воздуха при распределенной подаче топлива по длине камеры. Применяется предварительное торможение потока до околозвуковых скоростей в секции постоянного сечения, а основная доля топлива подается в расширяющейся части. Принципиальным в данной схеме создания околозвуковой области является наличие источников энергии, расположенных выше по потоку от струи сжатого воздуха, создающей эффект дросселя. Эти источники энергии в работе [1] реализованы с помощью струи водорода, который отличается быстрой реакционной способностью и находит широкое применение в авиационной промышленности [24].

Данная работа посвящена численному моделированию подобного способа запуска на примере плоского и осесимметричного канала с использованием нестационарных усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, замыкаемых моделью турбулентности  $k-\omega$  SST, и упрощенной химической кинетики. В отличие от известных работ в этом направлении учитывается влияние изменения перепада давлений между газогенератором и камерой сгорания на условия истечения струй. Отчасти благодаря этому удается получить околозвуковой режим, заявленный в работах [1, 2]. Поскольку при сверхзвуковых скоростях потока с увеличением поперечного сечения канала турбулентность в объеме потока уменьшается, данное численное исследование выполнено в рамках гипотезы о низких значениях турбулентной кинетической энергии.

**Временные масштабы процессов и постановка задачи.** Постановка задачи определяется целями исследования и продолжительностью моделируемого процесса. Способ запуска, предложенный в работах [1, 2], имеет 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 моделировании на коротких временных промежутках или при получении стационарного решения, а также если геометрия системы позволяет создать структурированную сетку, используется 3D-

моделирование [16–18, 22]. При сравнительно больших временных промежутках либо из-за проблематичности построения структурированных сеток используется двумерное приближение [19–21].

Разные стадии запуска ПВРД численно моделировались в различных работах. Поджигание топливной смеси с помощью струи воздуха, подаваемой ниже по потоку от струи водорода, численно моделировалось в работах [16–19]. Сжатый воздух подавался в камеру сгорания через отверстие в стенке канала и вытекал с постоянной скоростью, равной скорости звука. В работе [19] рассмотрена однородная смесь водорода и воздуха. Один из важных результатов этой работы заключается в том, что воспламенение топливной смеси, как правило, происходит на фронте ударной волны от струи сжатого воздуха. В работах [16, 17, 21] использована предварительно не перемешанная смесь. Водород подавался так же, как и воздух, из щели в стенке канала. В работах [16, 17, 19] скорость струй равнялась скорости звука. В результате взаимодействия струй с потоком отмечается эффективное перемешивание и горение топливной смеси. В работах [16, 17] струи водорода и воздуха располагались практически рядом, а в работе [18] между струями воздуха и топлива было значительное расстояние, причем струя воздуха располагалась за уступом в расширяющейся части канала ниже по потоку. В этих работах установлено, что часть водорода сгорает в отрывной зоне вблизи струй, а другая часть — в ударной волне от струи воздуха.

3D-моделирование на основе уравнений Навье — Стокса, усредненных по Рейнольдсу и замыкаемых SST-моделью турбулентности Ментера, проводилось на коротком временном промежутке в работах [16–18]. Моделирование в работе [18] проводилось с помощью пакета OpenFOAM, а в работах [16, 17] — ANSYS. Следует отметить, что при моделировании горения предварительно не перемешанных смесей используется химическая кинетика из одной [22] или нескольких химических реакций [18]. Двумерное моделирование на основе нестационарных уравнений Навье — Стокса позволяет рассмотреть более длительные временные промежутки (сравнимые с 1 с). Так, в работе [19] смоделирован процесс подачи нескольких газодинамических импульсов сжатого воздуха. При подаче сжатого воздуха возникала ударная волна, которая поджигала однородную смесь. В результате возгорания выделялась теплота, возникала ударная волна, которая распространялась выше по потоку, однако с прекращением подачи сжатого воздуха ударная волна ослабевала и сносилась ниже по потоку от струи. В результате к моменту подачи следующего газодинамического импульса восстанавливалось исходное состояние потока, что связано со слишком большим временным промежутком между газодинамическими импульсами.

В работе [20] численно рассмотрена возможность создания под-области околосвуковых скоростей с помощью непрерывно втекающей струи и приповерхностного подвода энергии для плоского канала, в работе [21] — для осесимметричного канала на основе подбора режима выделения теплоты выше по потоку. Моделирование в работах [20, 21] проведено на основе двумерных нестационарных уравнений Эйлера, а также уравнений Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замыкаемых SST  $k-\omega$ -моделью турбулентности. Выделение теплоты происходило в высокочастотных мгновенных тепловых импульсах в пристеночных зонах, расположенных выше по потоку от струи, либо в результате горения водорода. Для случая импульсного подвода энергии предполагалось, что в момент подачи энергии выделение теплоты эквивалентно сгоранию гомогенной водородно-воздушной смеси с фиксированным коэффициентом избытка воздуха. В отличие от работ [15–19] при вытекании струи сжатого воздуха учитывалось изменение перепада давлений между газогенератором и основным каналом, которое значительно влияло на расход газа в струе. Показано, что учет изменения перепада давления (названный авторами отрицательной обратной связью по давлению по аналогии с радиотехническим термином) является важным фактором при получении устойчивого околосвукового режима: при росте давления в канале перепад давления падает, расход в струях уменьшается, что препятствует явлению запираания. С этой точки зрения, как отмечалось в работах [20, 21], нельзя задавать начальный перепад давления слишком большим. Локальное повышение давления в камере сгорания при сгорании топлива уменьшает перепад давления между газогенератором и основным потоком, в результате чего режим истечения струй может не только измениться на дозвуковой, но и сформировать на короткий промежуток времени обратный поток газа из канала в газогенератор. Такое влияние отрицательной обратной связи по давлению рассмотрено в работах [20, 21] и подтверждено зависимостью расхода в струе и давления в окрестности отверстия от времени: периодически при росте давления расход уменьшался. На основе данных исследований получены области существования режимов (околосвуковой, периодический, режим запираания канала) на диаграмме с нормированной получаемой мощностью в расчете на единицу площади и нормированным периодом подачи тепловых импульсов.

В работе [21] рассмотрены более длительные временные промежутки, включающие в себя несколько газодинамических импульсов струи сжатого воздуха в дополнение к высокочастотным тепловым импульсам. Для периода подачи газодинамических импульсов (струи сжатого воздуха) 30 мс со скважностью 0,5 получен колебательный режим. В результате подачи высокочастотных тепловых импульсов

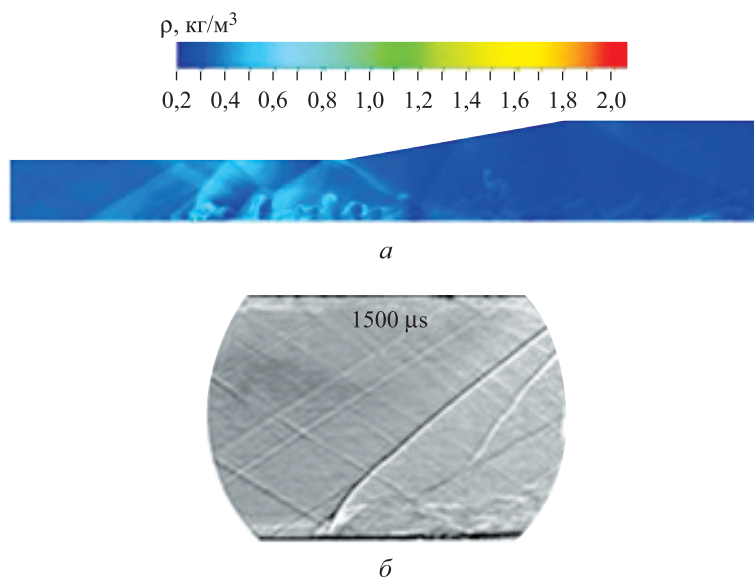
(период 0,1 мс) с мощностью, несколько превышающей пороговую мощность, вызывающую заклинивание при непрерывно втекающей струе сжатого воздуха, возникала ударная волна, распространяющаяся вверх по потоку. При снижении разности давления между газогенератором и основным потоком и уменьшении интенсивности тепловых высокочастотных импульсов происходил возврат ударной волны к месту локализации ослабленной струи воздуха. Средняя нормированная мощность такого режима на 20 % больше мощности для режима перехода от околозвукового режима на режим заклинивания при непрерывно втекающей струе.

Результат согласуется со случаем восстановления исходного состояния перед следующим газодинамическим импульсом, рассмотренным в работе [19], в которой получено решение нестационарных уравнений Навье — Стокса без усреднения по Рейнольдсу. Пограничный слой визуально на двумерных распределениях был практически неразличим. Как показано в работах [19, 21], промежуток времени, необходимый для максимального продвижения ударной волны вверх по потоку, сравним с промежутком 10 мс. В работе [18] смоделирован временной промежуток 10 мс, использована структурированная сетка и применено 3D-моделирование. В противоположность работе [19] толщина пограничного турбулентного слоя в работе [18] оказалась сравнимой с четвертью ширины канала, т. е. тепловыделению способствовала развитая турбулентность. Однако проблема моделирования турбулентности в объеме до сих пор остается нерешенной, в частности, проводятся исследования по выбору ограничителя (Production Limiter Clip Factor). Так, в работе [25] показано значительное влияние выбора ограничителя на рост турбулентной кинетической энергии. Представленные исследования демонстрируют, что ограничение на рост объемной турбулентности для сверхзвуковых потоков должно быть более значимым, чем стандартное значение 10.

Цель данной работы — проследить эволюцию течения как для гомогенной смеси водорода с воздухом, так и для не перемешанной предварительно смеси водорода с воздухом на временном промежутке, сравнимым с одним газодинамическим импульсом, для плоского и осесимметричного каналов в рамках двумерной постановки задачи и при гипотезе низкой кинетической турбулентной энергии. Задача решена с применением уравнений Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замыкаемых SST  $k-\omega$ -моделью турбулентности. Применение гипотезы о малых значениях удельной кинетической турбулентной энергии в объеме достигалось введением очень низкого значения соответствующего ограничителя Production Limiter Clip Factor (далее ограничителя). Химическая кинетика смоделирована одной реакцией окисления водорода с учетом возможности обратной химической реакции.

На границе входных щелей для струй заданы давление торможения, статическое давление и температура торможения. Давление в газогенераторе для водорода 2 атм, для сжатого воздуха 4 атм. Значение ограничителя кинетической турбулентной энергии принято равным единице. Газ истекает из форкамеры под давлением 7 атм в ресивер. Рассмотрены каналы плоской и осесимметричной геометрии. Температура в форкамере 1000 К, сжатый воздух и водород вытекают из резервуаров при температуре 300 К. Для плоского канала исследовано втекание турбулентной струи водорода при основном потоке в канале, состоящем из азота и кислорода, для осесимметричного — малотурбулентная струя и воздух с добавлением водорода при коэффициенте избытка воздуха, равном единице. В обоих случаях происходит смешение водорода с газом в канале и формируется околосвуковой поток, как показано ниже.

**Сравнение с экспериментом при втекании одной струи сжатого воздуха в плоском канале.** Поперечный размер сечения в плоском канале равен 30 мм, давление в форкамере составляет 3 атм (выбрано из условий согласования с экспериментом [23]), ширина щели для струи сжатого воздуха 2 мм. Проводится качественное сравнение результатов данных вычислений с экспериментом [23]. Больше сходство структур потока наблюдается при значении ограничителя, равном единице. Распределение плотности газа при втекании в сверхзвуковой поток при  $M = 2$  струи сжатого воздуха представлено на рис. 1.



**Рис. 1.** Распределение плотности газа:  
*a* — получено численным моделированием; *б* — результаты эксперимента [23]

Эксперимент [23] проведен для исследования эволюции структуры течения при впрыске струи сжатого воздуха в сверхзвуковой поток с числом Маха  $M = 2$ . С течением времени давление в газогенераторе, из которого впрыскивается струя, падает. Для сравнения с результатами расчетов выбран момент времени, когда давление в форкамере газогенератора приближенно равно аналогичному при численном моделировании.

Наблюдается качественное сходство. Количественные отличия обусловлены тем, что при эксперименте использовали узкое компактное отверстие диаметром 4 мм, а при численном моделировании — длинную узкую щель шириной 2 мм, в эксперименте ширина канала составляла 136 мм, в расчетах — 30 мм.

**Интенсификация горения в плоском канале.** Давление в форкамере равно 7 атм, струи водорода характеризуются достаточно высокой степенью турбулентности с интенсивностью турбулентности 10 %. Основной поток представляет собой смесь азота и кислорода в пропорциях, близких к атмосферному воздуху. Значения интенсивности турбулентности на входе для основного потока и струи воздуха при CFD-моделировании составляют 0,1 %. Эволюция распределения температуры при впрыскивании двух струй водорода и струи воздуха, а также распределение при установившемся режиме с автоколебаниями представлены на рис. 2. На рис. 2, *a–в* приведены последовательные моменты времени в начале формирования ударно-волновой структуры, на рис. 2, *г* — распределение температуры при установившемся квазипериодическом решении.

Рассмотрим развитие процесса, приведенного на рис. 2. Сначала водород, втекающий в поток из двух щелей, сносится вниз по потоку. Горения практически нет. Перед струей сжатого воздуха возникает ударная волна, перекрывающая все сечение канала. Ее взаимодействие с пограничным слоем вызывает отрыв потока (см. рис. 2, *a*). Возникающие возмущения распространяются по пограничному слою вверх по потоку как на нижней, так и на верхней стенках канала. Водород, попадая в область возмущений, быстро воспламеняется [25] (см. рис. 2, *б*). Сначала интенсивность горения наибольшая перед ударной волной вблизи струи воздуха. Однако в процессе горения происходит повышение давления, которое распространяется вверх по потоку и блокирует выход водорода из отверстия, расположенного на нижней стенке канала. Этот эффект связан с механизмом отрицательной обратной связи по давлению, установленным ранее в случае с импульсно-периодическими пристеночными источниками [20, 21]. На верхней стенке канала ударная волна от струи сжатого воздуха слабее, поэтому горение менее интенсивное. Но меньше и повышение давления, поэтому в дальнейшем горение сосредоточивается

вблизи верхней стенки; устанавливаются автоколебания. Когда порция водорода вытекает и сгорает, температура и давление вблизи стенки повышаются, и водород не может вытекать до того момента, пока область горячих газов не будет снесена вниз по потоку. Когда она покинет окрестность отверстия, давление вблизи отверстия понизится, вытечет новая порция водорода и будет гореть. Этот процесс хорошо иллюстрирует рис. 2, а, б, в. В центре канала устанавливается околосвуковой режим.

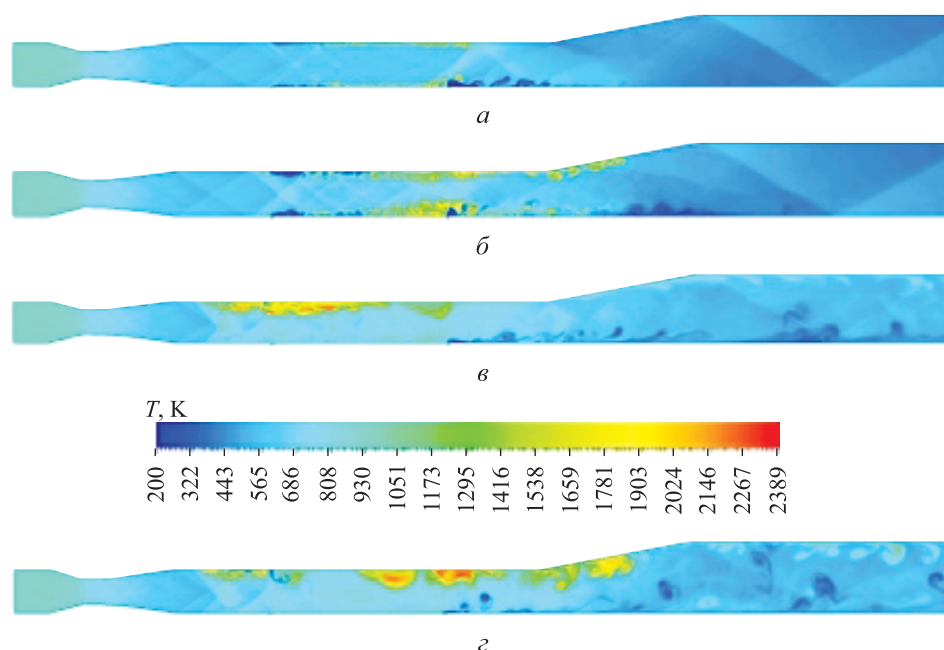


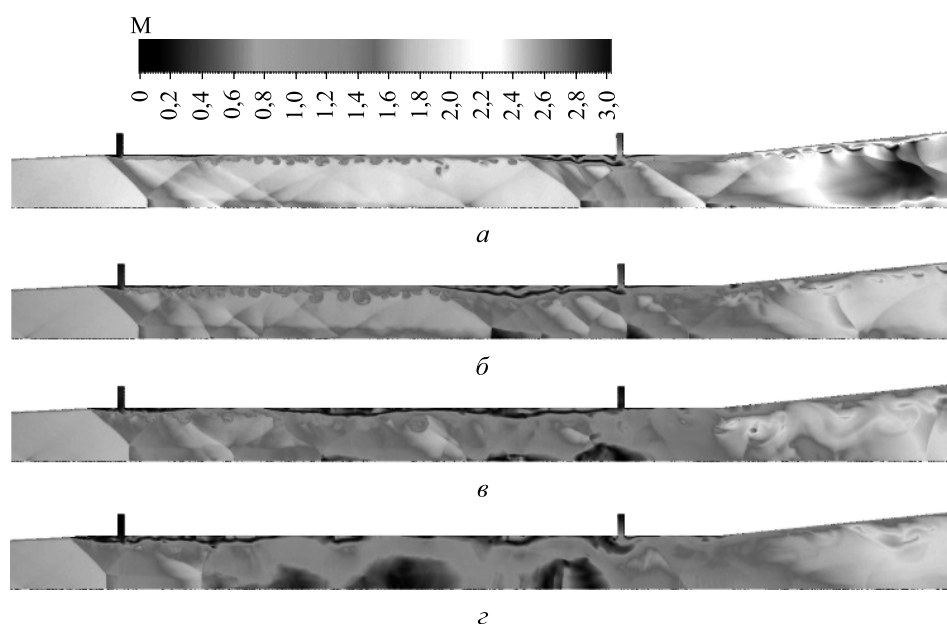
Рис. 2. Эволюция температурного поля:

а–в — распределение температуры в последовательные моменты времени в начале формирования ударно-волновой структуры; г — при установившемся квазипериодическом решении

**Формирование околосвукового режима в осесимметричном канале.** Давление в форкамере равно 7 атм, диаметр сечения постоянного сечения 50 мм, ширина щелей для истечения водорода и воздуха 3 мм; параметры входной турбулентности для всех струй и основного потока те же, что и для рассмотренного случая плоского канала в основном потоке. Газ в канале представляет собой смесь азота и кислорода в пропорциях, близких к атмосферному воздуху, водород присутствует в пропорции с коэффициентом избытка воздуха, равным единице. При отсутствии струй гомогенная смесь водорода и воздуха горит только в расширяющейся части канала. При втекании струй появляются и усиливаются скачки уплотнения и вихревые зоны на оси канала, появляются области отрыва вблизи струй. Начинается воспламенение гомогенной смеси в возникающих ударных волнах.



Эволюция распределения числа Маха при втекании кольцевых струй водорода и струи воздуха, а также распределение при установившемся режиме с автоколебаниями представлены на рис. 3. На рис. 3, *а–в* приведены последовательные моменты времени в начале формирования ударно-волновой структуры, на рис. 3, *г* — распределение чисел Маха, соответствующее моменту времени при установившемся квазипериодическом решении. Дозвуковые области находятся в центре канала и вблизи стенок, т. е. в областях окисления водорода.

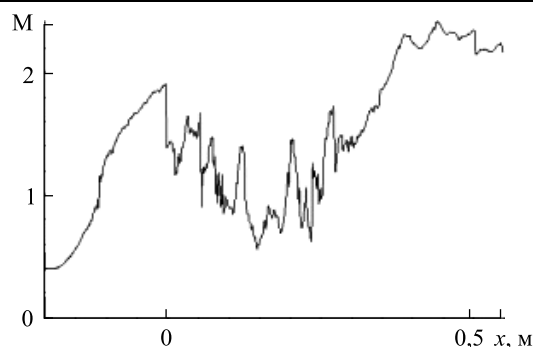


**Рис. 3.** Эволюция поля чисел Маха в осесимметричном канале:

*а–в* — распределение в последовательные моменты времени в начале формирования ударно-волновой структуры; *г* — при установившемся квазипериодическом решении

На рис. 4 представлено распределение чисел Маха на горизонтальной линии, отстоящей на 1,5 см от оси канала, в момент времени, соответствующий рис. 3, *г*.

Видны те же закономерности, что и в случае плоского канала: структура потока начинает изменяться, как только водород достигает окрестности струи сжатого воздуха. Точно так же устанавливается пульсирующий режим горения. Однако отличается локализация околозвуковой области. Таким образом, в случае осесимметричного канала также удалось получить пульсирующий режим. В отличие от плоского канала здесь более отчетливо видна определяющая роль в смешении газов не только пограничного слоя, но и ударных волн, вызванных втекающими струями, как это сформулировано в работе [19].



**Рис. 4.** Распределение чисел Маха на горизонтальной линии, отстоящей на 1,5 см от оси канала

**Обсуждение результатов.** В результате численного моделирования показано, что как для плоского, так и осесимметричного каналов независимо от значений входных турбулентных параметров струи можно реализовать околосвуковой пульсирующий режим, представленный в работах [1, 2]. Однако следует отметить, что этот результат является в значительной мере качественным: многое зависит от значений турбулентных параметров и констант химических реакций.

Важным результатом, который может быть применен в экспериментальных исследованиях, является подтверждение выбора значений давлений в газогенераторе струй, при которых осуществляется гибкое взаимодействие расхода в струях и давления в канале и реализуется околосвуковой режим.

Подтвержден результат работы [19] об определяющей роли в процессах смешения и воспламенения ударных волн от втекающих струй. Таким образом, на основании полученных результатов можно утверждать, что подобный околосвуковой режим будет реализован в канале сравнительно большого сечения, в котором энергия пограничного слоя очень мала по сравнению с энергией всего потока в канале, а ударную волну можно будет создать струей, вытекающей из газогенератора.

**Заключение.** Численно показана возможность торможения потока в канале с числом Маха  $M = 2$  до околосвуковых скоростей, что обуславливает реализацию процесса горения в расширяющейся части канала.

*Работа выполнена в рамках проекта СО РАН III.22.6.2 и гранта РФФИ 17-08-00183.*

**Благодарности.** Авторы выражают благодарность Н.Н. Федоровой за консультации при проведении CFD-моделирования, а также А.М. Лазареву.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Третьяков П.К., Забайкин В.А., Прохоров А.Н. Высокоскоростной ПВРД с пульсирующим режимом запуска. *Сб. докладов XI Всероссийского съезда по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики*: Казань, Издательство Казанского университета, 2015, с. 3778–3780. URL: <http://www.itam.nsc.ru/upload/iblock/9f5/01318.pdf>
- [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 Conference Proceedings*, 1893, 020005 (2017). DOI:10.1063/1.5007443
- [3] Фролов С.М., Звегинцев 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 прямооточного воздушно-реактивного двигателя. Результаты испытаний в аэродинамической трубе. *Доклады Академии наук*, 2017, т. 474, № 1, с. 51–55. URL: <http://www.frolovs.ru/pdf/2017-8-rus.pdf> (дата обращения 25.11.2017).
- [4] Гурылева 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. URL: [http://www.tsagi.ru/institute/publications/memoirs/archive\\_annotations/2012/%D0%A3%D0%97-6-2012.pdf](http://www.tsagi.ru/institute/publications/memoirs/archive_annotations/2012/%D0%A3%D0%97-6-2012.pdf) (дата обращения 25.11.2017).
- [5] 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, vol. 815, no. 1, pp. 012007. DOI: 10.1088/1742-6596/815/1/012007
- [6] O'Brianta S.A., Guptab S.B., Vasua S.S. Review: laser Ignition for Aerospace Propulsion. *Propulsion and Power Research*, 2016, vol. 5, no. 1, pp. 1–21. DOI: 10.1016/j.jprr.2016.01.004
- [7] 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, pp. 20140337. DOI: 10.1098/rsta.2014.0337
- [8] 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*. DOI: 10.2514/6.2014-0988
- [9] 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. DOI: 10.7868/S0869565217130114
- [10] 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. DOI: 10.2514/1.J053420
- [11] 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
- [12] Журавская Т.А., Левин В.А. Стабилизация детонационного горения высокоскоростного потока горючей газовой смеси в плоском канале. *Изв. РАН. МЖГ*, 2015, № 2, с. 117–128.

- [13] Wolanski P. Detonative propulsion. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, vol. 34, pp. 125–158. DOI: 10.1016/j.proci.2012.10.005
- [14] 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.  
URL: <http://www.frolovs.ru/pdf/2012-1-rus.pdf> (дата обращения 25.11.2017).
- [15] Liang Jin, Jing Lein, Wei Huang, Zhen-guo Wang. Numerical Investigation on Hydrogen Combustion in a Scramjet with 3D side Wall Compression inlet. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 105, pp. 298–310. DOI:10.1016/j.actaastro.2014.09.008
- [16] Anazadehsayed A., Barzegar Gerdroodbarya M., Aminic Y., Moradid R. Mixing Augmentation of Transverse Hydrogen Jet by Injection of Micro Air Jets in Supersonic Crossflow. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 137, pp. 403–414 DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.05.007
- [17] Barzegar Gerdroodbarya M., Keivan Fallahb, Pourmirzaaghac H. Characteristics of Transverse Hydrogen Jet in Presence of Multi Air Jets Within Scramjet Combustor. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 132, pp. 25–32. DOI:10.1016/j.actaastro.2016.11.041
- [18] 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. *ИПМ им. М.В. Келдыша. Препринт*, 2016, № 10, 32 с. DOI:10.20948/prepr-2016-10
- [19] Селезнев Р.К., Суржиков 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. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/495/> (дата обращения 25.11.2017).
- [20] Замураев В.П., Калинина А.П. О возможности создания устойчивой околосвуковой области в сверхзвуковом потоке в канале. *Тепловые процессы в технике*, 2016, т. 8, № 7, с. 292–296.
- [21] 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. *Journal of Physics: Conference Series*, 2017, vol. 894, no. 1, pp. 012118. DOI: 10.1088/1742-6596/894/1/012118
- [22] 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.  
URL: [https://tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv\\_es15\\_11.pdf](https://tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_es15_11.pdf) (дата обращения 25.11.2017).
- [23] Ombrello T., Carter C., McCall J., Kuang-Yu Hsu. Enhanced Mixing in Supersonic Flow Using a Pulse Detonator. *Journal of propulsion and power*, 2015, vol. 31, no. 2, pp. 654–663. DOI: 10.2514/1.B35316
- [24] Cecere D., Giacomazzi E., Ingenito A. A Review on Hydrogen Industrial Aerospace Applications. *International journal of hydrogen energy*, 2014, vol. 39, pp. 10731–10747. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2014.04.126
- [25] Yue Liu, Xiaorong Guan, Cheng Xu. A Production Limiter Study of SST-SAS Turbulence Model for Bluff Body Flows. *Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics*, 2017, vol. 170, pp. 162–178. DOI:10.1016/j.jweia.2017.08.014

Статья поступила в редакцию 30.03.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Замураев В.П., Калинина А.П. Процесс интенсификации горения воздушно-водородной смеси в канале с помощью струи воздуха. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1819>

*Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLII Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, 23–26 января 2018 года*

**Замураев Владимир Павлович** — канд. физ.-мат. наук, старший научный сотрудник ИТПМ СО РАН Научно-исследовательского сектора «Горение в газовых потоках», доцент. Автор более 70 научных работ в области аэродинамики, в частности импульсно-периодического управления сверхзвуковыми и околозвуковыми потоками. e-mail: [zamurayev@itam.nsc.ru](mailto:zamurayev@itam.nsc.ru)

**Калинина Анна Павловна** — д-р физ.-мат. наук, старший научный сотрудник ИТПМ СО РАН Научно-исследовательского сектора «Горение в газовых потоках», доцент. Автор более 70 научных работ в области аэродинамики, в частности импульсно-периодического управления сверхзвуковыми и околозвуковыми потоками. e-mail: [kalinina@itam.nsc.ru](mailto:kalinina@itam.nsc.ru)

## The process of enhancement of air-hydrogen mixture combustion in the channel using an air jet

© V.P. Zamuraev<sup>1,2</sup>, A.P. Kalinina<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics,  
Siberian branch of RAS, Novosibirsk, 630090, Russia

<sup>2</sup>Novosibirsk State University, Novosibirsk, 630090, Russia

The purpose of the study was to carry out the numerical simulation of the launch of a ramjet using the method without significant loss of total pressure. The method was proposed by the group headed by P.K. Tretyakov. It provides a transition to the transonic condition in the combustion chamber using a jet with a distributed fuel supply along the chamber length. The presence of a jet of compressed air, which creates the throttle effect, is crucial as well as a preliminary flow deceleration to transonic speeds is. In this work, CFD calculations were performed to simulate the flow deceleration to transonic speeds within the framework of the hypothesis of low values of turbulent kinetic energy. The averaged Navier – Stokes equations closed by the  $k-\omega$  SST turbulence model were solved. The combustion of hydrogen was simulated by a single reaction. A pulsating mode was obtained: heat generation during the combustion of hydrogen increases the pressure and blocks its inflow, then the area of increased pressure is carried downstream, a new portion of hydrogen flows in, the process of ignition is in progress, and so on. The critical role in the ignition of hydrogen is played by the shock wave caused by the air stream. Combustion occurs in the zones of separation, vortex zones, the boundary layer. Thus, for the channels under consideration, the possibility of decelerating the flow in a channel with Mach number  $M = 2$  to transonic speeds is numerically shown, which is a favorable prerequisite for implementing combustion in the expanding part of the channel.

**Keywords:** supersonic flow, Navier – Stokes equations, transonic condition, transverse jets, hydrogen combustion

### REFERENCES

- [1] Tretyakov P.K., Zabaykin V.A., Prokhorov A.N. Vysokoskorostnoy PVRD s pulsiruyuschim rezhimom zapuska [High-speed ramjet with pulsating startup mode]. *XI Vserossiyskiy sezd po fundamentalnym problemam teoreticheskoy i prikladnoy mehaniki: sbornik dokladov* [XI All-Russian Congress on Fundamental Problems of Theoretical and Applied Mechanics: a collection of reports]. Kazan, Kazan University Publ., 2015, pp. 3778–3780. Available at: <http://www.itam.nsc.ru/upload/iblock/9f5/01318.pdf>
- [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 Conference Proceedings 1893*, 020005 (2017). DOI: 10.1063/1.5007443
- [3] Frolov S.M., Zvegintsev V.I., Ivanov V.S., Aksenov V.S., Shamshin I.O., Vnuchkov D.A., Nalivaychenko D.G., Berlin A. A., Fomin V.M. *Doklady Akademii Nauk — Doklady Physical Chemistry*, 2017, vol. 474, no. 1, pp. 51–55. DOI: 10.1134/S0012501617050013
- [4] Guryleva N.V., Ivankin M.A., Lapinsky D.A., Timoshenko V.I. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2012, vol. XLIII, no. 6, pp. 40–54. Available at: [http://www.tsagi.ru/institute/publications/memoirs/archive\\_annotations/2012/%D0%A3%D0%97-6-2012.pdf](http://www.tsagi.ru/institute/publications/memoirs/archive_annotations/2012/%D0%A3%D0%97-6-2012.pdf) (accessed November 25, 2017).

- [5] 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, vol. 815, no. 1, p. 012007. DOI: 10.1088/1742-6596/815/1/012007
- [6] O'Brianta S.A., Guptab S.B., Vasua S.S. Review: laser ignition for aerospace propulsion. *Propulsion and Power Research*, 2016, vol. 5, no. 1, pp. 1–21. DOI: 10.1016/j.jprr.2016.01.004
- [7] 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, pp. 20140337. DOI: 10.1098/rsta.2014.0337
- [8] 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*. DOI: 10.2514/6.2014-0988
- [9] 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<sub>2</sub> molecules by resonant laser radiation. *Combustion explosion and shock waves*, 2017, vol. 53, no. 3. pp. 249–261. DOI: 10.7868/S0869565217130114
- [10] 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. DOI: 10.2514/1.J053420
- [11] 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
- [12] Zhuravskaya T.A., Levin V.A. *Izvestia RAN. Mekhanika Zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 2015, no. 2, pp. 117–128.
- [13] Wolanski P. Detonative propulsion. *Proceedings of the Combustion Institute* 2013, vol. 34, pp. 125–158. DOI: 10.1016/j.proci.2012.10.005
- [14] Frolov S.M., Dubrovsky A.V., Ivanov V.S. *Khimicheskaya Fizika — Russian Journal of Physical Chemistry B: Focus on Physics*, 2012, vol. 31, no. 3. pp. 32–45. Available at: <http://www.frolovs.ru/pdf/2012-1-rus.pdf>
- [15] Liang Jin, Jing Lein, Wei Huang, Zhen-guo Wang. Numerical investigation on hydrogen combustion in a scramjet with 3D side wall compression inlet. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 105, pp. 298–310. DOI:10.1016/j.actaastro.2014.09.008
- [16] Anazadehsayeda A., Barzegar Gerdroodbaryb M., Aminic Y., Moradid R. Mixing augmentation of transverse hydrogen jet by injection of micro air jets in supersonic crossflow. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 137, pp. 403–414. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.05.007
- [17] Barzegar Gerdroodbarya M., Keivan Fallahb, Pourmirzaaghac H. Characteristics of transverse hydrogen jet in presence of multi air jets within scramjet combustor. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 132, pp. 25–32. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.11.041
- [18] Gudich G., Zhukov V.T., Manukovsky K.V., Novikova N.D., Rykov Yu.G., Feodoritova O.B. *IPM im. M.V. Keldysha. Preprint — Keldysh Institute Preprints*, 2016, no. 10, 32 p. DOI: 10.20948/prepr-2016-10
- [19] Seleznev R.K., Surzhikov S.T. *Fiziko-himicheskaya kinetika v gazovoy dinamike — Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2015, vol. 16, no. 3. pp. 1–6. Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/495/> (accessed November 25, 2017).

- [20] Zamuraev V.P., Kalinina A.P. *Teplovye processy v tehnike — Thermal Processes in Engineering*, 2016, vol. 8, no. 7, pp. 292–296.
- [21] 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. *Journal of Physics: Conference Series*, 2017, vol. 894, no. 1, p. 012118. DOI: 10.1088/1742-6596/894/1/012118
- [22] Firsov A.A., Yarrantsev D.A., Leonov S.B., Ivanov V.V. *Kompyuternye issledovaniya i modelirovanie — Computer Research and Modeling*, 2017, vol. 9, no. 1, pp. 75–86. Available at: [https://tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv\\_es15\\_11.pdf](https://tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_es15_11.pdf) (accessed November 25, 2017).
- [23] Ombrello T., Carter C., McCall J. Kuang-Yu Hsu. Enhanced Mixing in Supersonic Flow Using a Pulse Detonator. *Journal of propulsion and power*, 2015, vol. 31, no. 2, pp. 654–663. DOI: 10.2514/1.B35316
- [24] Cecere D., Giacomazzi E., Ingenito A. A review on hydrogen industrial aerospace applications. *International journal of hydrogen energy*, 2014, vol. 39, pp. 10731–10747. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2014.04.126
- [25] Yue Liu, Xiaorong Guan, Cheng Xu. A production limiter study of SST-SAS turbulence model for bluff body flows. *Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics*, 2017, vol. 170, pp. 162–178. DOI: 10.1016/j.jweia.2017.08.014

**Zamuraev V.P.**, Cand. Sc. (Phys.-Math.), Assoc. Professor, Senior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian branch of RAS. Author of over 70 publications in the field of aerodynamics, in particular, pulse-periodic control of supersonic and transonic flows. e-mail: zamuraev@itam.nsc.ru

**Kalinina A.P.**, Dr. Sc. (Phys.-Math.), Senior Researcher, Assoc. Professor, Senior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian branch of RAS. Author of over 70 publications in the field of aerodynamics, in particular, pulse-periodic control of supersonic and transonic flows. e-mail: kalinina@itam.nsc.ru