

М. А. Гольдфельд, А. В. Старов

*Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

gold@itam.nsc.ru; starov@itam.nsc.ru

СХЕМА ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ВОДОРОДА В КАНАЛЕ С УДАРНЫМИ ВОЛНАМИ

Приведены результаты анализа процессов самовоспламенения и распространения горения в многоинжекторной камере сгорания с высокими сверхзвуковыми скоростями воздушного потока. Установлено, что воспламенение топлива при больших числах Маха, приводящее к распространению пламени по всему объему камеры сгорания и стабилизации горения, происходит не в рециркуляционной области за уступом, а в области взаимодействия ударных волн с пограничным слоем на стенках или за этой областью ниже по потоку вблизи угловой точки камерной конфигурацией.

Ключевые слова: воспламенение водорода, сверхзвуковые скорости, ударные волны, стабилизация горения.

Введение

Несмотря на многочисленные исследования камеры сгорания со сверхзвуковым потоком, до сих пор нет общих и приемлемых методов расчета, которые позволили бы достоверно предсказывать механизм и условия самовоспламенения и стабилизации горения. Как правило, методы вычисления основаны на эмпирических или полуэмпирических соотношениях, которые используют экспериментальные результаты [1–4]. Учитывая сложность явления и мультипараметрические проблемы, эти методы имеют ограниченную адаптируемость и не всегда дают удовлетворительные результаты. Известно большое число экспериментальных исследований воспламенения и сгорания водорода при сверхзвуковых скоростях [5–7], однако особенности воспламенения, распространения пламени и термализации всего газа по всему объему канала камеры сгорания остаются недостаточно изученными.

Свежая горючая смесь, попадая в турбулентный пограничный слой за стабилизатором

пламени и двигаясь вдоль осредненных линий тока, смешивается с горячими продуктами реакции, прогревается и после некоторого периода задержки, соответствующего начальной стадии химической реакции, воспламеняется на определенном расстоянии от стабилизатора. Для разных линий тока это расстояние может быть различным, зависящим от физических параметров смеси на рассматриваемой линии тока. Представляет интерес ближайшая к стабилизатору точка (совокупность точек) воспламенения, так как, вероятнее всего, она определяет процесс в целом и от нее через все сечение потока распространяется фронт пламени.

При стационарном процессе горения начало воспламенения располагается в пределах длины зоны обратных токов таким образом, что обеспечивается непрерывное возвращение части горячих продуктов реакции в область рециркуляции, тепловая энергия которой достаточна для прогрева свежих объемов горючей смеси до воспламенения: газодинамический и физико-хими-

ческий циклы стабилизации пламени становятся замкнутыми и самоподдерживающимися.

В рамках анализа результатов испытаний многоинжекторной камеры сгорания в диапазоне чисел Маха на входе в канал $M_{вх} = 3-5$ было установлено [8], что определение области устойчивого горения по критерию Ozawa $SP^*(\beta_{р.з.})$ является необходимым, но не достаточным условием реализации устойчивого горения в камере сгорания.

В настоящее время общепринято, что горение топлива в рециркуляционной области за уступом является главным источником и стабилизатором интенсивного горения в сверхзвуковой камере сгорания [9–11]. Кроме того, предполагается, что самовоспламенение топлива происходит также в рециркуляционной области за уступом. Однако проведенные исследования показали, что такая схема горения [12] реализуется не всегда. В [13] показано, что происходит значительная задержка воспламенения в рециркуляционной зоне за уступом и связанная с этим задержка распространения горения по всей камере сгорания. Было введено поня-

тие «розжига» камеры сгорания, определяющее время, в течение которого происходит установление стабилизированного горения по всему объему камеры сгорания [14].

Поэтому для понимания процесса самовоспламенения топлива в сверхзвуковой камере сгорания ($M_{вх} = 3-4$) был выполнен анализ внутренних течений и особенностей развития устойчивого горения по всему объему канала. Основные цели работы состояли в определении:

- положения и условий самовоспламенения водорода;
- особенностей распространения пламени в условиях высоких чисел Маха воздушного потока в канале;
- эффективной схемы инжекции топлива и модели стабилизации горения.

Модельная камера сгорания и условия испытаний

Схема модельной камеры сгорания представлена на рис. 1. Подробно особенности конфигурации канала камеры сгорания и технологии испытаний описаны в [14].

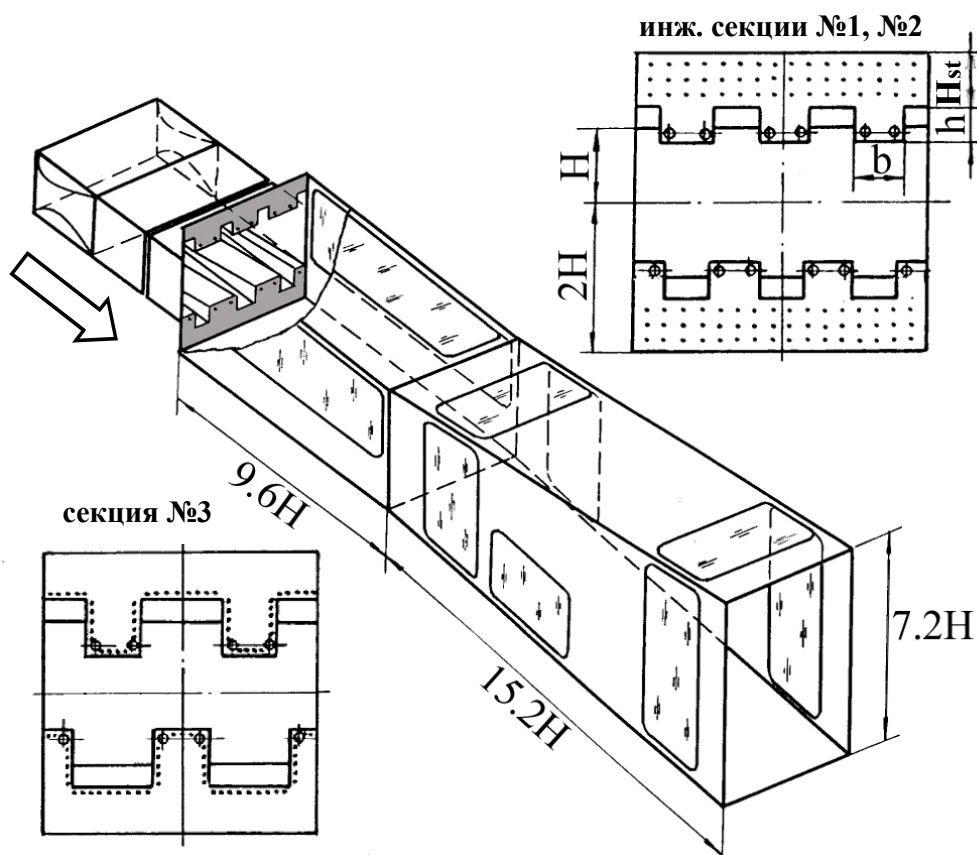


Рис. 1. Схема модельной камеры сгорания

Инжекторная секция перед обратным уступом была выполнена в трех вариантах. Первые два варианта имели шесть клиновидных инжекторов для подачи 75 % топлива в ядро потока. Отличие между вариантами состояло в том, что в первом случае (секция № 1) отношение высоты к ширине заднего торца составляло $h/b = 1,0$, а во втором (секция № 2) – $h/b = 0,67$ при одинаковом угле наклона переднего клина инжекторов 9° . Подача топлива в ядро потока под углом 8° осуществлялась через два сверхзвуковых сопла, расположенных на торцевой поверхности вблизи верхней кромки инжектора. Часть топлива (25 %) подавалась через равномерно расположенные на торцах 60 звуковых микросопел $\varnothing 0,3$ мм в верхнюю и нижнюю донные области, образованные расширением в 2 раза канала камеры сгорания непосредственно за инжекторной секцией. Особенность инжекторной секции № 3 состояла в том, что она имела четыре инжектора с отношением сторон $h/b = 1,0$ и углом переднего ската 11° с подачей топлива в ядро потока также через два сверхзвуковых сопла. Распределенный вдув в донную область был заменен инжекцией топлива на внешних кромках донной области и инжекторов через 112 звуковых сопел. При этом вдув в ядро потока ($\beta_{\text{осн.}}$) и в слой смешения ($\beta_{\text{доп.}}$) имел независимые системы подачи топлива, что позволило изменять их

соотношение. Во всех трех вариантах инжекторы располагались сверху и снизу в шахматном порядке, так что один нижний инжектор был разделен на полуинжекторы, которые располагались у боковых стенок. Такая конструкция обеспечивала более равномерное распределение топлива по поперечному сечению камеры сгорания.

Экспериментальные исследования модельной камеры сгорания были проведены в режиме присоединенного воздухопровода с использованием в качестве источника высокоэнthalпийного воздуха форкамеры импульсной аэродинамической трубы ИТ-302М ИТПМ СО РАН. Испытания были проведены при следующих условиях на входе в канал (перед инжекторной секцией): число Маха $M_{\text{вх}} = 3$ и 4, полная температура $T_0 = 2\,000 \div 3\,000$ К, статическое давление $P_{\text{вх}} = 0,08 \div 0,23$ МПа, коэффициент избытка топлива $\beta = 0,25 \div 1,6$. В качестве топлива использовался водород.

Анализ экспериментальных результатов

Для понимания процесса самовоспламенения топлива в камере сгорания можно рассмотреть возможные сценарии этого процесса с точки зрения предсказания и возможности расчета условий стабилизации горения. Были рассмотрены три сценария самовоспламенения топлива в камере сгорания со стабилизатором в виде уступа (рис. 2).

Первый сценарий воспламенения реализуется, когда инжекция топлива в рециркуляционную область не производится, и в начальный момент времени в рециркуляционной области за уступом присутствует только воздух. С течением времени топливо начинает поступать в рециркуляционную область вследствие его проникновения через слой смешения. Интенсивность поступления топлива в рециркуляционную область зависит от геометрии инжекторов и характеристик слоя смешения и усиливается при горении. В результате будет иметь место увеличение локального коэффициента избытка топлива в рециркуляционной области $\beta_{\text{р.з.}}$ при фактически неизменной величине параметров потока. Самовоспламенение топлива (при условии достаточного для воспламенения значения SP^* [10]) происходит при увеличении локального коэффициента избытка топлива в рециркуляционной зоне

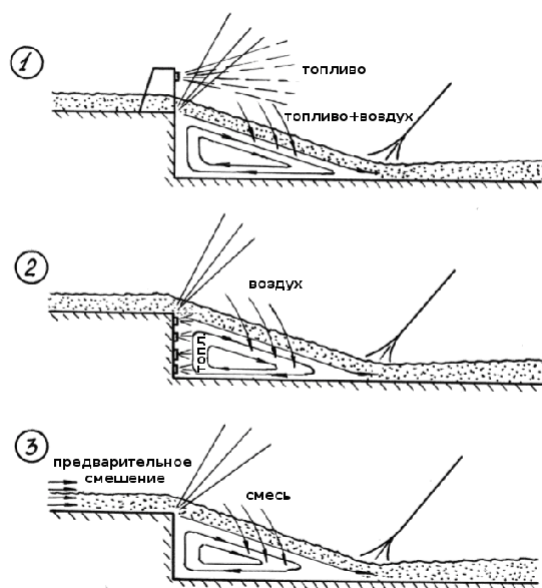


Рис. 2. Сценарии воспламенения

выше значений, соответствующих бедному срыву пламени.

Второй сценарий воспламенения реализуется, когда происходит прямая подача топлива в рециркуляционную область камеры сгорания. Поступление воздуха в рециркуляционную область определяется характеристиками слоя смешения и скоростью на его внешней границе. Анализируя этот процесс, можно отметить, что в данном случае по времени будет происходить уменьшение локального коэффициента избытка топлива в рециркуляционной области при фактически неизменных параметрах потока. Самовоспламенение топлива (при достаточном уровне давления и температуры) произойдет при уменьшении локального коэффициента избытка топлива ниже значения богатого срыва. Следует заметить, что при подаче топлива в рециркуляционную область может происходить проникновение топливной струи в основной поток. Этот процесс сильно зависит от проникающей способности топливных струй и может привести к снижению количества топлива в рециркуляционной зоне.

Особенность третьего сценария воспламенения состоит в том, что перед стабилизатором производится предварительное смешение топлива и воздуха с определенным коэффициентом избытка топлива β . При попадании топливно-воздушной смеси в рециркуляционную область с локальным дозвуковым числом Маха и высокой локальной статической температурой происходит самовоспламенение топлива.

Если рассматривать эти сценарии с точки зрения возможности описания пределов воспламенения в рамках зависимости $SP^*(\beta_{p,z})$, то при прочих равных условиях пределы воспламенения могут отличаться для разных сценариев. Основными характеристиками, влияющими на воспламенение, являются качество и скорость смешения топлива с воздухом. Качество смешения топлива с воздухом может влиять на саму возможность воспламенения, а скорость смешения – на задержку воспламенения. Кроме того, качество смешения может влиять на возможность распространения фронта пламени после воспламенения топлива.

Для анализа процесса воспламенения в многоинжекторной камере сгорания были построены диаграммы относительного увеличения статического давления на стенках

камеры сгорания при горении. В качестве параметра использовался следующий комплекс:

$$\bar{P} = \frac{\frac{P_{\Gamma}}{P_{\text{вх.}\Gamma}} - \frac{P_x}{P_{\text{вх.}x}}}{\frac{P_x}{P_{\text{вх.}x}}},$$

где P_{Γ} – статическое давление на стенке камеры сгорания в экспериментах с подачей топлива, $P_{\text{вх.}\Gamma}$ – статическое давление на входе камеры сгорания в экспериментах с подачей топлива, P_x – статическое давление на стенке камеры сгорания в экспериментах без подачи топлива для той же геометрии камеры сгорания и при том же числе Маха, $P_{\text{вх.}x}$ – статическое давление на входе в этих экспериментах.

Для каждого эксперимента строились диаграммы распределений статического давления отдельно на верхней и нижней стенках. На диаграммах в продольном направлении отложена координата X , в поперечном направлении отложено время от начала квазистационарного режима течения в камере сгорания. Анализ диаграмм относительного увеличения статического давления (на диаграмме показан черно-белым полем с различным уровнем серости от $-0,1$ до $1,0$ и выше, белый цвет соответствует отсутствию горения) позволяет выделить области, где начинается увеличение давления, которое можно отождествить с самовоспламенением топлива (начало воспламенения). Под областью начала воспламенения подразумевается та часть камеры сгорания, где происходит самовоспламенение топлива и откуда пламя распространяется вверх и / или вниз по потоку. При оценке положения передней границы области воспламенения использовалась средняя координата на верхней и нижней стенках камеры сгорания. Одновременно диаграммы позволяют выделить те участки в камере сгорания, где происходило значительное повышение местного статического давления вследствие горения. Следует иметь в виду, что высокие значения относительного давления не обязательно свидетельствуют об интенсивном горении в рассматриваемой части камеры сгорания, поскольку значительное увеличение статического давления может быть следствием интенсивного горения в близлежащих сечениях камеры сгорания.

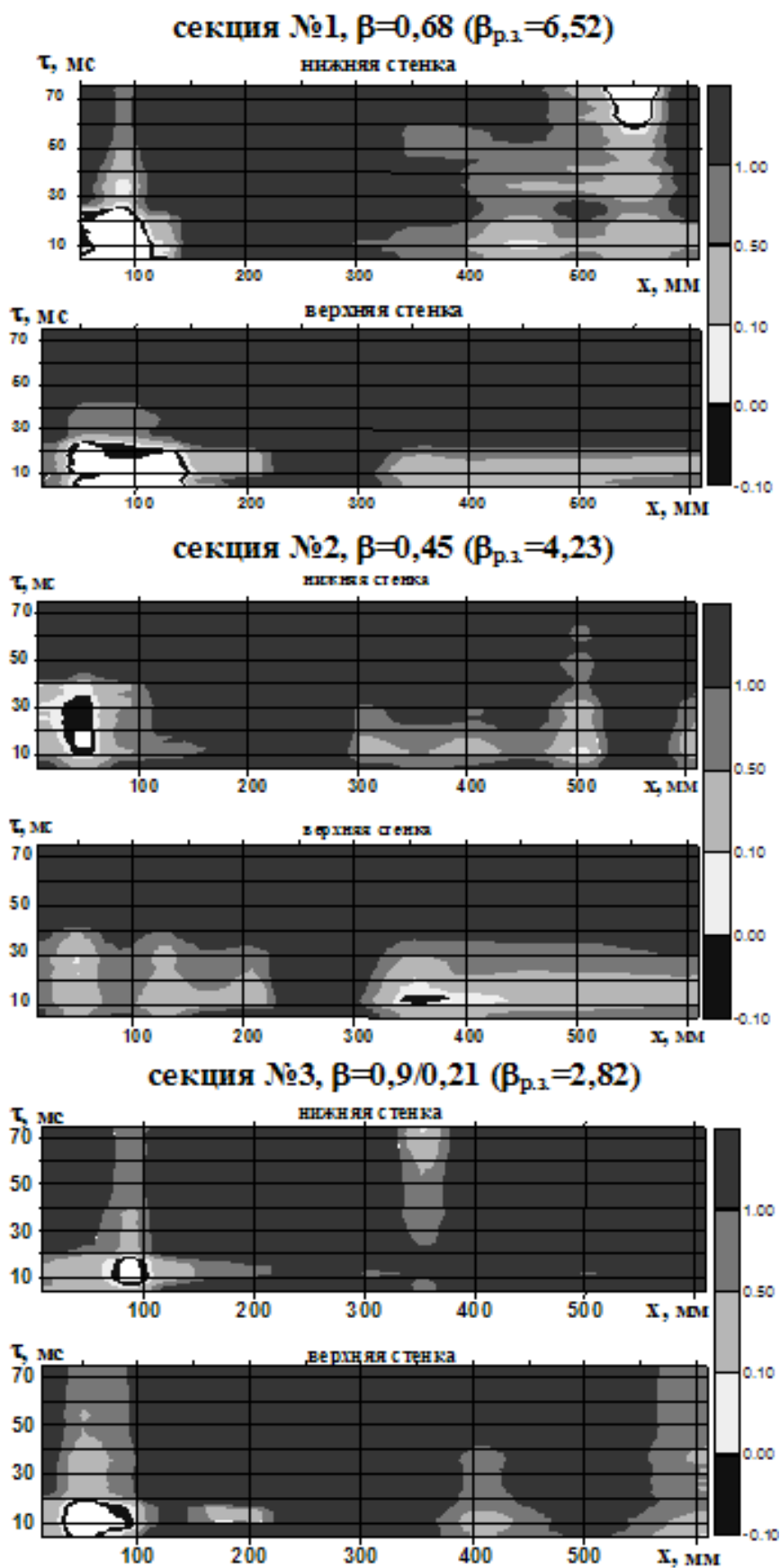


Рис. 3. Увеличение относительного статического давления в результате горения водорода при $M_{вх} = 3$

Диаграммы относительного повышения статического давления для экспериментов с подачей водорода при числе Маха $M_{вх}=3$ показаны на рис. 3. Можно видеть, что воспламенение топлива происходит в конце участка постоянного сечения камеры сгорания. После воспламенения топлива происходит распространение пламени вверх и вниз по потоку, что приводит к значительному росту статического давления во всей камере сгорания.

Сравнение диаграмм увеличения давления для секций № 1 и 2 показывает, что изменение конфигурации инжекторов не привело к существенному изменению условий воспламенения и распространения горения. Положение начала области воспламенения и характер распространения горения практически были одинаковыми. Такое слабое отличие объясняется тем, что первый скачок уплотнения смещен всего лишь на 7 мм вверх по потоку для секции № 1 по сравнению с секцией № 2 (разница в длине инжекторов при одинаковом угле наклона передней стенки). Небольшие изменения в распределении давления вызваны изменением общего коэффициента избытка топлива.

Сравнение диаграмм горения (повышения давления) для камеры сгорания с инжекторной секцией № 3 (см. рис. 3) и с секциями № 1 и 2 показывает, что применение инъекции топлива в слой смешения (секция № 3) приводит к смещению передней границы начальной области воспламенения примерно на 100 мм вверх по потоку. Такое смещение передней границы начальной области воспламенения обусловлено перемещением вверх по потоку области взаимодействия ударных волн с пограничным слоем на стенках камеры сгорания как вследствие увеличения длины и угла клина инжекторов секции № 3 по сравнению с секциями № 1 и 2, так и вследствие увеличения угла наклона скачков уплотнения, связанного с обтеканием струй топлива, инжектируемых в слой смешения. Кроме этого, подготовка топливно-воздушной смеси в слое смешения более эффективна, чем в ядре потока, ввиду интенсификации турбулентного обмена. Как результат – более раннее по длине наличие смеси, находящейся в границах, соответствующих бедному и богатому срывам. Специальные эксперименты с секцией № 3 без инъекции в слой смешения показали, что передняя граница начальной области

воспламенения смещалась вниз по потоку, но, тем не менее, она оставалась выше по потоку в сравнении с секциями № 1 и 2.

Сравнение данных большого количества диаграмм показывает, что структура течения при воспламенении и горении двухслойна. Повышение давления (распространения пламени) было выше вблизи нижней стенки, так же как и распространение горения по всей камере сгорания. По-видимому, этот эффект определяется подачей топлива в вихревую область у боковой стенки из нижнего полуинжектора, тогда как на верхней стенке топливо подавалось только в ядро потока. Этот результат является косвенным подтверждением слабой эффективности распределенной подачи топлива в рециркуляционную область.

В итоге при числе Маха $M_{вх} = 3$ был достигнут максимальный уровень полноты сгорания $\eta_{\max} = 0,85$ при использовании инжекторной секции № 3.

При увеличении числа Маха на входе в камеру сгорания до $M_{вх} = 4$ с инжекторными секциями № 1 и 2 (рис. 4) зона первоначального воспламенения смещается вниз по потоку. В отличие от экспериментов при числе Маха $M_{вх} = 3$, горение не распространяется вверх по потоку. Следствием этого является отсутствие интенсивного горения в ядре потока камеры сгорания. В данном случае существует только локальная область горения с небольшой интенсивностью. Увеличение полной температуры потока выше 2700 К и применение мультипликатора давления приводит к интенсификации процесса «розжига» с 2-кратным ростом статического давления на участке камеры сгорания постоянного сечения.

Использование секции № 3 при числе Маха $M_{вх} = 4$ (см. рис. 4) также снижает интенсивность процесса «розжига» и, как следствие, реализуется горение с более низкой полнотой сгорания ($\eta_{\max} = 0,65$), чем при $M_{вх} = 3$.

Таким образом, установлено, что воспламенение водорода происходит не в рециркуляционной области за уступом, а на расстоянии 150–200 мм вниз по потоку от уступа. Самовоспламенение топлива наиболее вероятно в дозвуковых областях течения или отрывных зонах. Причиной появления таких областей является не только специально сформированная геометрия камеры сгорания, но и взаимодействие ударных волн

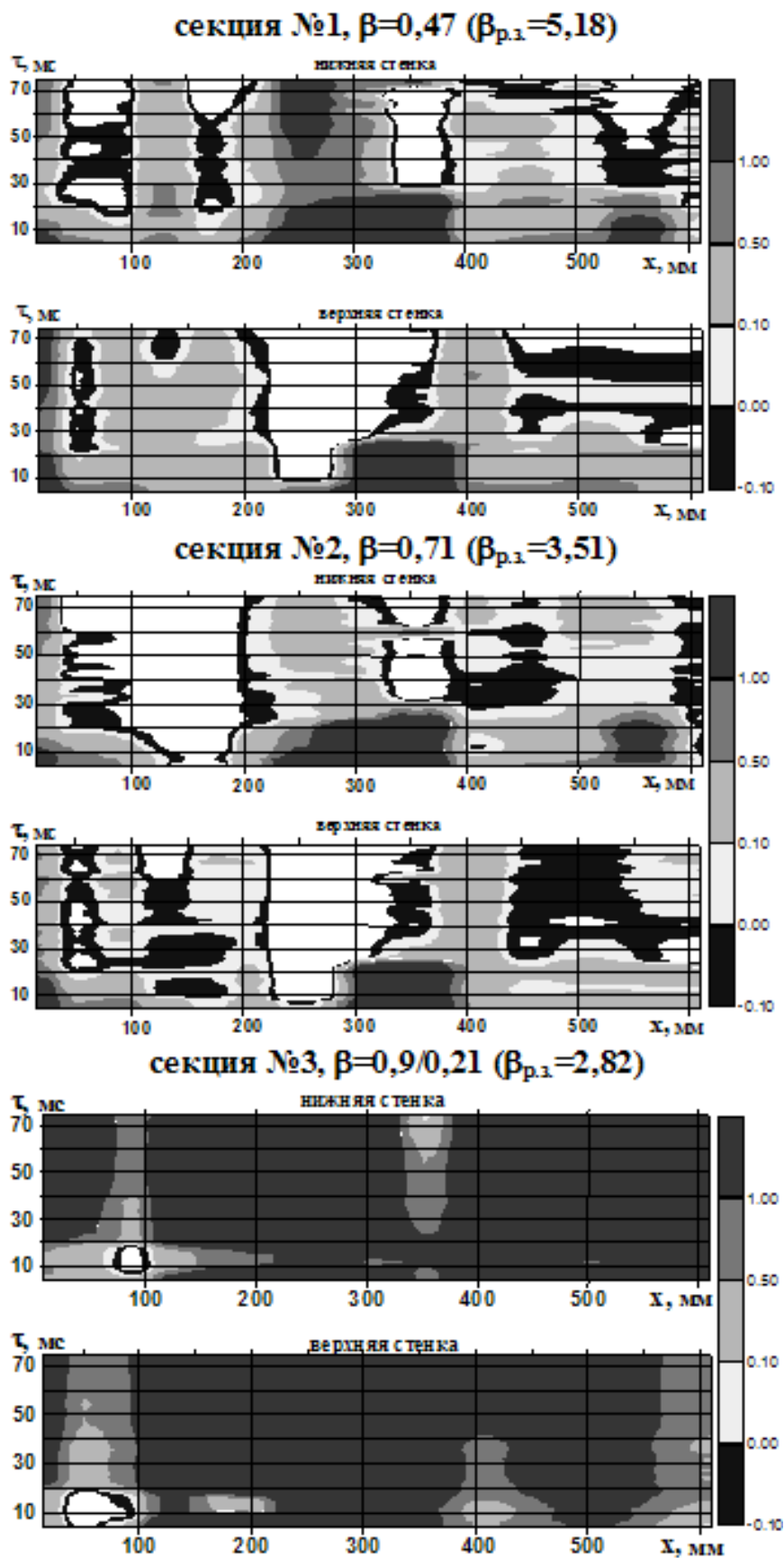


Рис. 4. Увеличение относительного статического давления в результате горения водорода при $M_{вх} = 4$

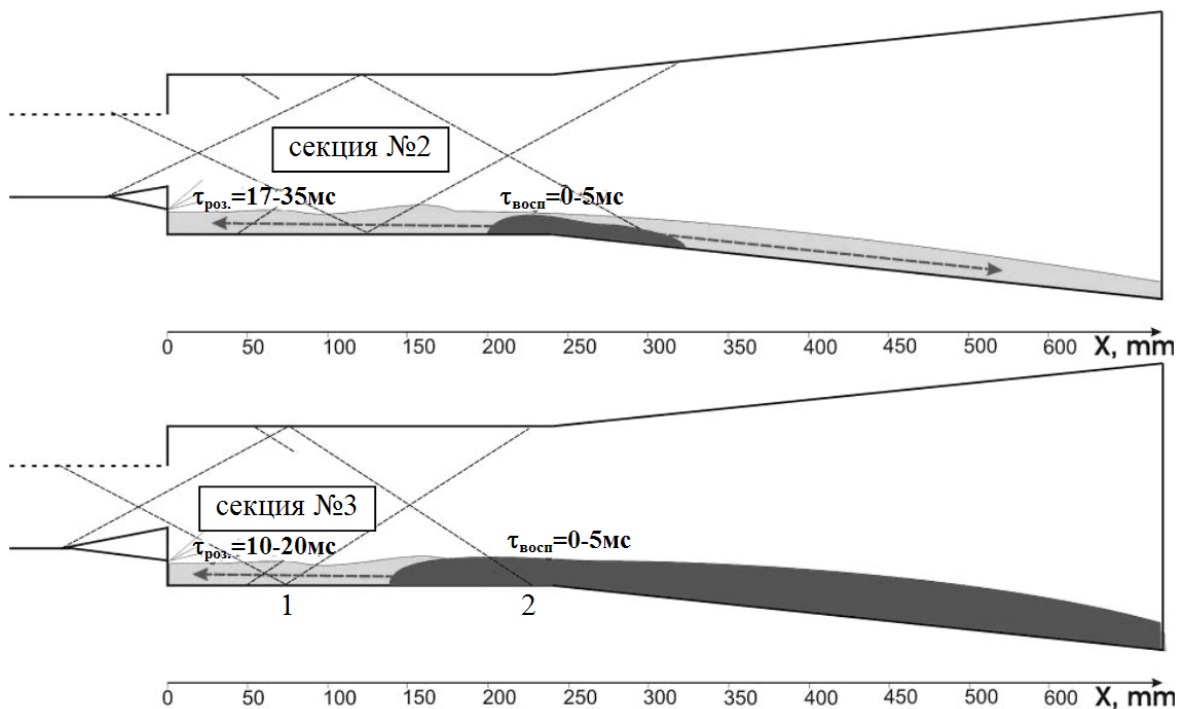


Рис. 5. Ударные волны в камере сгорания (двумерный расчет) и схема воспламенения водорода и стабилизации горения

с пограничным слоем на стенках камеры сгорания. Поэтому для оценки относительного положения областей начального воспламенения в зависимости от возможного положения отрыва пограничного слоя при взаимодействии с ударными волнами были построены схемы ударных волн в камере сгорания, основанные на двумерном расчете. Такие схемы для числа Маха $M_{вх} = 3$ приведены на рис. 5. Схема для секции № 1 не приведена, поскольку, как было отмечено, различия в положении ударных волн для секций № 1 и 2 незначительны.

Сравнение положения передней границы области начала воспламенения с положением областей отражения ударных волн показывает (рис. 6), что при числе Маха $M_{вх} = 3$ самовоспламенение топлива происходит в области между первым и вторым отражениями косых скачков уплотнения (на расстоянии 50–75 мм вниз по потоку от первого отражения). Как показала визуализация потока, в реальном трехмерном течении положение первого отражения ударных волн смещается вниз по потоку относительно теоретического положения, поэтому можно предположить, что в данном случае воспламенение топлива в области первого отраже-

ния ударных волн во многом определяется условиями взаимодействия пограничного слоя со скачками уплотнения.

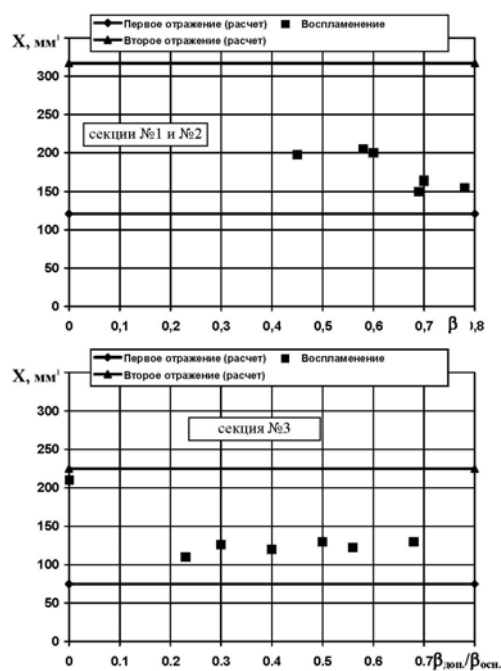


Рис. 6. Локализация точки самовоспламенения при $M_{вх} = 3$

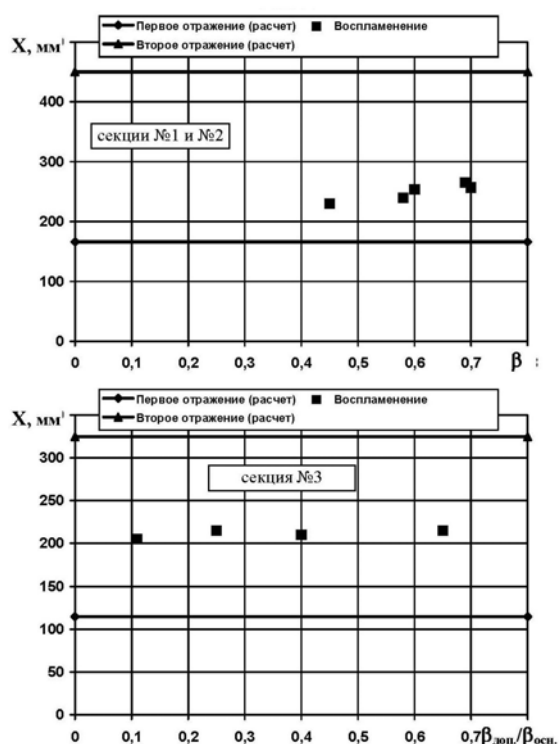


Рис. 7. Локализация точки самовоспламенения при $M_{\infty} = 4$

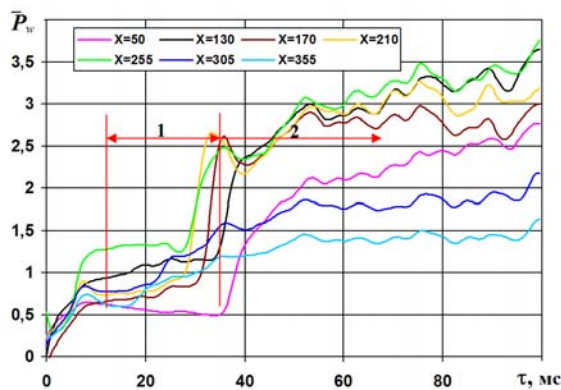


Рис. 8. Распределение относительного статического давления вдоль канала камеры сгорания при $M_{\infty} = 3$: 1 – самовоспламенение и горение в пристенной области; 2 – интенсивное горение

Увеличение числа Маха на входе в камеру сгорания до $M_{\infty} = 4$ приводит к смещению передней границы начальной области воспламенения вниз по потоку (рис. 7) в окрестность угловой точки камеры сгорания ($X = 240$ мм). Такое смещение передней границы области начала воспламенения хорошо согласуется с изменением положения первого взаимодействия ударных волн с пограничным слоем при увеличении числа

Маха. Как и при $M_{\infty} = 3$, передняя граница области начала воспламенения находится на расстоянии около 75 мм от положения отраженных ударных волн. Поэтому вывод о том, что воспламенение топлива происходит в пристенной части течения в окрестности первого отражения ударных волн справедлив также для опытов при $M_{\infty} = 4$ на входе в камеру сгорания.

На основании проведенного анализа были построены схемы воспламенения и стабилизации горения (см. рис. 5) в камере сгорания. Темным цветом на схеме показаны области, соответствующие начальному воспламенению в пограничном слое, где наблюдается значительное увеличение статического давления в начальный момент времени. Светло-серым отмечены области, в которых увеличение статического давления обусловлено распространением горения из областей начального воспламенения. Прерывистыми стрелками показаны направления распространения волны горения и / или направления распространения повышения статического давления.

При числе Маха $M_{\infty} = 3$ процесс стабилизации горения в камерах сгорания с инжекторными секциями № 2 и 3 происходит на разной длине (см. рис. 5). В экспериментах с секцией № 2 область начального воспламенения локализована в конце участка постоянного сечения камеры сгорания. После воспламенения волна давления, которая соответствует распространению пламени, распространяется вверх и вниз по потоку. В донной области камеры сгорания происходит задержка воспламенения длительностью $\tau_{\text{роз.}} = 17\text{--}35$ мс (рис. 8). Распределение давления подтверждает, что горение в донной области происходит вследствие распространения пламени вверх по потоку из области начального воспламенения. В камере сгорания с секцией № 3 передняя граница области начального воспламенения находится в средней части камеры сгорания постоянного сечения, а сама область начального воспламенения распространяется до конца камеры сгорания.

Увеличение числа Маха приводит к смещению положения ударных волн вниз по потоку и к смещению вниз по потоку передней границы начального воспламенения. Это приводит к ослаблению процесса горения, и наблюдается лишь незначительное повышение давления в зонах стабилизации.

В результате при числе Маха $M_{вх} = 4$ время задержки распространения горения по всему объему камеры сгорания достигает значений $\tau_{роз.} = 45\text{--}55$ мс с меньшей степенью повышения статического давления, чем при $M_{вх} = 3$.

Таким образом, в отличие от известных данных, в настоящих опытах воспламенение топлива, приводящее к распространению горения по всему объему камеры сгорания, происходило не в рециркуляционной области за уступом, а в пристенных областях камеры сгорания за рециркуляционной областью в окрестности областей взаимодействия ударных волн с пограничным слоем. Этот эффект можно объяснить, если рассмотреть схему смешения. После инъекции водорода в камеру сгорания происходит его смешение с воздухом в ядре потока. Однако в ядре потока статическая температура недостаточна для самовоспламенения водорода (800 К). Далее смесь попадает в пристенную часть течения с областями взаимодействия ударных волн с пограничным слоем, в которых статическая температура близка к температуре торможения. Именно в этой области происходит самовоспламенение топлива в возмущенном ударной волной пограничном слое, который утолщается и остается таковым на достаточно большом протяжении камеры сгорания.

Наиболее точную информацию о самовоспламенении топлива может дать анализ результатов визуализации перемещения зон реакции. В качестве индикатора реакции горения в экспериментах с подачей водорода может служить свечение радикалов OH^\cdot . Однако визуализация свечения радикалов OH^\cdot проводилась лишь для передней части камеры сгорания. Тем не менее результаты визуализации горения в ультрафиолетовом спектре подтверждают данные других измерений о локализации области начала воспламенения в конце участка камеры сгорания постоянной площади (рис. 9). Видно, что после воспламенения топлива происходит перемещение фронта пламени вверх по потоку. После того, как фронт пламени достигает уступа, происходит значительное увеличение интенсивности свечения радикалов OH^\cdot по всему объему камеры сгорания.

В экспериментах при числе Маха $M_{вх} = 4$ реализовывалось локальное горение, но при этом коэффициенты избытка топлива в ре-

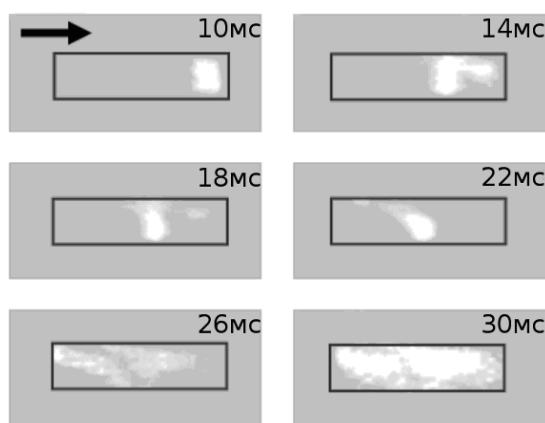


Рис. 9. Визуализация течения в ультрафиолетовом диапазоне свечения радикалов OH^\cdot при $M_{вх} = 3$

циркуляционной области находились в пределах кривой Ozawa, соответствующей устойчивому горению [8]. Оценки показывают, что скорость струй водорода, инжектируемых в рециркуляционную область (секции № 1, 2) или в слой смешения (секция № 3), может составлять 1300 м/с. Для оценки длины проникновения струи водорода были использованы данные работы [15] для затопленных струй. Длина струи была рассчитана из условия падения скорости в центре струи в 10 раз по сравнению со скоростью в звуковом сопле. Расчеты показали, что начальный участок струи, на котором практически не происходит изменения скорости и расширения струи, составляет примерно 13–15 мм. На длине рециркуляционной области происходит падение скорости на 60 % при незначительном расширении струи. Таким образом, можно предположить, что реализованная инъекция топлива в донную область (или в слой смешения) при числе Маха $M_{вх} = 4$ не обеспечивает достаточно равномерного локального коэффициента избытка топлива в рециркуляционной области.

Зависимости относительной координаты передней границы области самовоспламенения от числа Маха для всех экспериментов с различными инжекторными секциями показаны на рис. 10, а. Координата передней границы области воспламенения обозначена длиной участка постоянного сечения. Можно видеть, что в камере сгорания воспламенение топлива происходило в основном в конце участка постоянного сечения ($X/L_{\text{пост.сеч.}} > 0,8$). Воспламенение во-

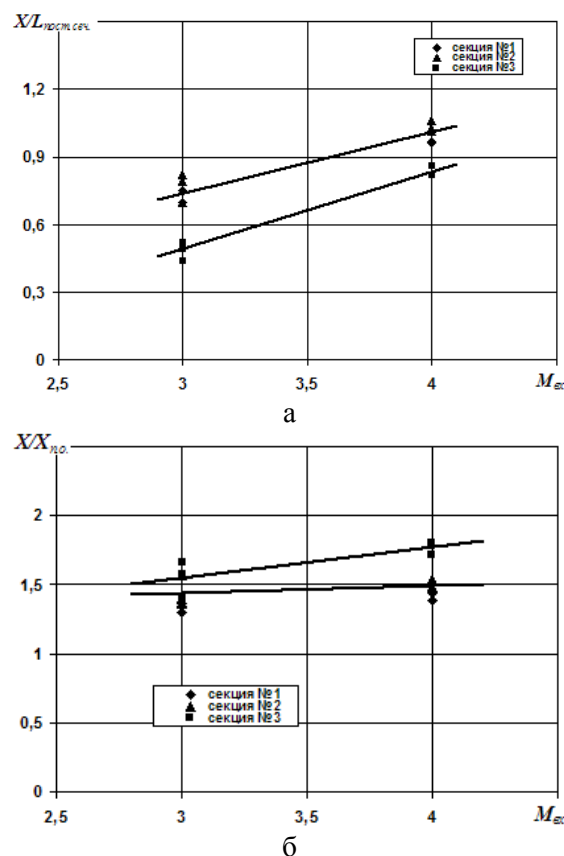


Рис. 10. Положение воспламенения: а – относительно участка камеры сгорания с постоянным поперечным сечением; б – относительно первого отражения ударных волн

дородо при $M_{вх} = 3$ в камере сгорания с секцией № 3 происходило в средней части камеры сгорания постоянной площади.

Положение передней границы области воспламенения относительно первого отражения ударных волн приведено на рис. 10, б, где координата передней границы области воспламенения обезразмерена координатой $X_{п.о.}$ первого отражения ударных волн от стенки камеры сгорания. При инъекции водорода начальная область воспламенения находится в области первого отражения ударных волн. Приведенные данные показывают, что во всех случаях воспламенение происходило за первой областью взаимодействия ударной волны с пограничным слоем. Эта область всегда располагалась вниз по потоку от рециркуляционной области. По теоретическим оценкам и данным визуализации течения в камере сгорания, было получено, что длина рециркуляционной области за уступом не превышает 90–100 мм (до 4 высот ступеньки).

Выводы

Детально рассмотрен и проанализирован процесс самовоспламенения водорода и последующего развития горения в камере сгорания с существенно трехмерной геометрией при высоких сверхзвуковых числах Маха воздушного потока на входе в канал.

Определены положение и время воспламенения водорода в этих условиях. Установлено, что первоначально самовоспламенение топлива происходит в пристенных областях течения в области взаимодействия ударных волн с пограничным слоем на стенках камеры сгорания (между первым и вторым отражениями), и затем фронт пламени может распространяться вверх и вниз по потоку, в том числе в рециркуляционную область.

Предложена схема самовоспламенения водорода и распространения горения по камере сгорания. Показано, что наиболее эффективен рассмотренный сценарий воспламенения № 3 с учетом того, что для начального самовоспламенения требуется определенное расстояние для завершения смешения водорода и воздуха с последующей стабилизацией в области обратного уступа.

Показано, что распространение пламени вверх по потоку происходит по пограничному слою вплоть до рециркуляционной области. После воспламенения топлива в рециркуляционной области за уступом происходит значительный рост статического давления во всей камере сгорания. Эти данные подтверждают известный факт: стабилизация в рециркуляционной области за уступом остается необходимым условием интенсивного горения.

Выполненный анализ позволяет заключить, что стабилизация за уступом является недостаточным условием воспламенения из-за отсутствия хорошо подготовленной смеси в рециркуляционной области при высоких сверхзвуковых скоростях на входе в камеру сгорания.

Список литературы

1. Baurle R. A. Modeling of High Speed Reacting Flows: Established Practices and Future Challenges // AIAA 2004-267, 42nd Aerospace Science Meeting and Exhibit. Reno, 2004.
2. Гуськов О. В., Копченов В. И. Численное исследование структуры течения в ка-

нале при сверхзвуковых условиях на входе // *Аэромеханика и газовая динамика*. 2001. № 1. С. 28–39.

3. *Sung C. J., Li J. G., Yu G., Law C. K.* Chemical Kinetics and Self-Ignition in a Model Supersonic Hydrogen-Air Combustor // *AIAA Journal*. 1999. Vol. 37. No. 2. P. 208–214.

4. *Баев В. К., Третьяков П. К.* Критериальное описание устойчивости горения в турбулентном потоке гомогенной смеси // *Физика горения и взрыва*. 1972. Т. 8, № 1. С. 46–50.

5. *Curran E. T.* Scramjet Engines: The First Forty Years // *Journal of Propulsion and Power*. 2001. Vol. 17. No. 6. P. 1138–1148.

6. *Tretyakov P. K.* The Study of Supersonic Combustion for a Scramjet // *Experimentation, Modelling and Computation in Flow, Turbulence and Combustion*. 1996. Vol. 1. P. 319–336.

7. *Sabel'nikov V. A., Penzin V. I.* Scramjet Research and Development in Russia // *Progress in Astronautics and Aeronautics*. 2001. Vol. 189. P. 223–283.

8. *Старов А. В.* Определение пределов устойчивого горения при высоких сверхзвуковых скоростях потока в канале // *Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика*. 2008. Т. 3, вып. 2. С. 47–60.

9. *Segal C., McDaniel J. C., Whitehurst R. B., Krauss R. H.* Mixing and Chemical Kinetics Integration in a Mach 2 Reacting Flow // *Journal of Propulsion and Power*. 1995. Vol. 11. No. 2. P. 308–314.

10. *Morrison C. Q., Campbell R. L., Edelman R. B.* Hydrocarbon Fueled Dual-Mode Ramjet / Scramjet Concept Evaluation // *Proc. of XIII International Symposium on Air Breathing Engines ISABE-97-7053*. 1997. P. 348–356.

11. *Vinogradov V. A., Albegov R. V., Petrov M. D.* Experimental Investigation of Hydrogen Burning and Heat Transfer in Annular Duct at Supersonic Velocity // *Proc. of 18th Congress of the International Council of the Aeronautical Science*. 1992. Vol. 1. P. 737–743.

12. *Morrison C. Q., Lyu H.-Y., Edelman R. B.* Fuel Sensitivity Studies Based on a Design System for High Speed Airbreathing Combustors // *Proc. of XIV International Symposium on Air Breathing Engines ISABE-99-7235*. 1999.

13. *Ortwerth P. J., Mathur A. B., Segal C., Mullagilli S., Owens M. G.* Combustion Stability Limits of Hydrogen in a Non-Premixed, Supersonic Flow // *Proc. of XIV International Symposium on Air Breathing Engines ISABE-99-7136*. 1999.

14. *Виноградов В. А., Гольдфельд М. А., Старов А. В.* Исследование воспламенения и горения водорода в канале при высоких сверхзвуковых скоростях потока на входе в канал // *Физика горения и взрыва*. 2013. Т. 49, № 4. С. 3–11.

15. *Абрамович Г. Н.* Теория турбулентных струй. М.: Физматгиз, 1960. 720 с.

Материал поступил в редколлегию 24.04.2014

M. A. Goldfeld, A. V. Starov

*Institute of Theoretical and Applied Mechanics of SB RAS
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

gold@itam.nsc.ru; starov@itam.nsc.ru

SCHEME OF HYDROGEN IGNITION IN DUCT WITH SHOCK WAVES

In article results of the analysis of processes of self-ignition and combustion propagation are given in the multi-injector combustion chamber with high supersonic speeds of an air flow. It is established that fuel ignition at high Mach numbers, bringing to flame propagation on all volume of combustor and combustion stabilization, happens not in recirculation area behind a step, and in the field of interaction of shock waves with an boundary layer on walls or behind this area downstream near an angular point of the combustion chamber. The scheme of development of process of combustion in the combustion chamber with significantly three-dimensional configuration is in details considered.

Keywords: hydrogen ignition, supersonic speeds, shock waves, combustion stabilization.