

УДК 533.6.011.5;533.6.72

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА В КАНАЛЕ ПРИ ВЫСОКИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ПОТОКА НА ВХОДЕ В КАНАЛ

В. А. Виноградов¹, М. А. Гольдфельд², А. В. Старов²¹Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова, 111116 Москва²Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, 630090 Новосибирск
starov@itam.nsc.ru

Представлены результаты экспериментальных исследований многоинжекторной камеры сгорания в режиме присоединенного трубопровода. В качестве источника высокоэнтальпийного газа (воздуха) использована аэродинамическая труба импульсного типа ИТ-302М ИТПМ СО РАН. Испытания проведены при числах Маха 3, 4 и 5 в диапазоне значений полной температуры $2000 \div 3000$ К и статического давления $0.08 \div 0.23$ МПа. Секция с инжекторами была выполнена в двух вариантах с различной относительной высотой клиновидных инжекторов с инжекцией водорода спутно потоку. Исследовано влияние условий на входе в камеру сгорания на воспламенение и устойчивое горение водорода. Интенсивное горение водорода получено только при числах Маха 3 и 4. Исследован механизм «двухступенчатого» развития процесса горения топлива в камере сгорания. Представлен анализ экспериментальных данных, проведено сравнение с результатами расчетов.

Ключевые слова: сверхзвуковые скорости, камера сгорания, водород.

ВВЕДЕНИЕ

Мотивацией к разработке скоростных летательных аппаратов с прямоточным воздушно-реактивным двигателем служит необходимость в более экономичном и легкодоступном способе выведения грузов на орбиту и в создании самолета для полетов с высокими скоростями в верхних слоях атмосферы. Одним из основных элементов такого двигателя является камера сгорания со сверхзвуковой скоростью потока во входном сечении. Несмотря на то, что к настоящему моменту проведены многочисленные исследования по обеспечению горения с высокой полнотой сгорания в сверхзвуковом потоке при невысоком уровне потерь [1], эти исследования, тем не менее, остаются актуальными ввиду сложности проблемы, особенно в верхнем диапазоне чисел Маха полета такого летательного аппарата.

С увеличением полетных чисел Маха растет доля импульса топлива в полном импульсе двигателя. Сопротивление внутренних элементов камеры сгорания (инжекторов и стабилизаторов) также возрастает. С другой стороны, увеличение скорости потока ведет к снижению

времени нахождения топлива в камере сгорания при фиксированной ее длине. При заданных давлении и температуре время химической реакции является характеристикой топлива, и поэтому интенсивность смешения играет ведущую роль в организации рабочего процесса при увеличении скорости потока. Для разрешения этих противоречивых тенденций предложена спутная инжекция топлива через клиновидные инжекторы, расположенные на стенке камеры сгорания [2]. Спутная инжекция позволяет более полно использовать энергию топлива, накопленную в процессе охлаждения двигателя, а рациональная геометрия инжектора — малые высота и наклон поверхности — обеспечивают минимальное сопротивление. В то же время пространственная конфигурация инжектора генерирует вихревые структуры, интенсифицирующие смешение.

В проведенных исследованиях [3] были определены две наилучшие конфигурации инжектора с различным отношением высоты h к его ширине b . Кроме того, было установлено, что наличие каверны или подача топлива в донную область пилонов улучшают воспламенение топлива и условия стабилизации горения. Однако совместное использование этих факторов иногда уменьшало полноту сго-

рания η . Предварительные испытания и модульный принцип конструкции присоединенного трубопровода позволили разработать и исследовать многоинжекторную камеру сгорания с двумя модификациями инжекторов: $h/b = 1.0$ и 0.67 .

Целями исследования модели камеры сгорания являлись:

- определение влияния параметров воздушного потока (числа Маха $M_{вх}$, давления $p_{вх}$ и полной температуры $T_{вх}^*$ на входе) на воспламенение и горение водорода;
- выбор из исследованных конфигураций лучшей инжекторной секции с точки зрения надежности воспламенения и эффективности горения топлива в области заданных чисел Маха $M_{вх}$;
- определение коэффициента полноты сгорания топлива η — основного параметра, характеризующего качество рабочего процесса в модельной камере.

МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ОБОРУДОВАНИЕ

Экспериментальные исследования камеры сгорания (КС) с двумя модификациями инжекторной секции были проведены в импульсной трубе ИТ-302М ИТПМ СО РАН [4] при следующих условиях на входе в канал: число Маха $M_{вх} = 3, 4$ и 5 , температура торможения $T_{вх}^* = 2000 \div 3000$ К, статическое давление $p_{вх} = 0.08 \div 0.23$ МПа при изменении коэффициента избытка топлива ϕ от 0.5 до 1.1 . Выбор начальных значений давления воздуха в первой форкамере и напряжения зарядки конденсаторных батарей позволял получать требуемую температуру потока $T_{вх}^*$. Применение второй форкамеры обеспечивало необходимый уровень давления в модели КС.

Сменные блоки плоских профилированных сопел и успокоительная секция (изолятор) для выравнивания поля скоростей с постоянным поперечным сечением канала 50×100 мм остались без изменений [3]. В калибровочных экспериментах получены достаточно равномерные поля чисел Маха на входе в канал КС и определены их средние значения, равные $2.89, 3.92$ и 4.95 для сопел $M = 3, 4$ и 5 соответственно [5]. Для этого была использована специальная вставка с гребенками приемников Пито для измерения полного давления за скачком уплотнения, которая устанавливалась в успокоительной секции. В этом же сечении измерялось ста-

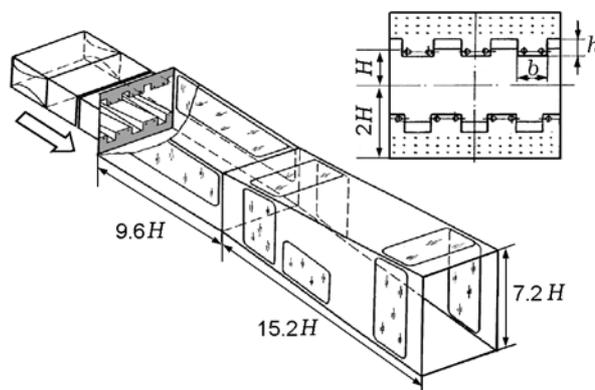


Рис. 1. Схема модели камеры сгорания и инжекторной секции:

$H = 25$ мм; инжекторная секция № 1: $h = 14.4$ мм, $b = 14.4$ мм; инжекторная секция № 2: $h = 11.8$ мм, $b = 17.6$ мм

тическое давление на верхней и нижней стенках канала.

Инжекторная секция была выполнена в двух вариантах. Каждая секция включала шесть клиновидных инжекторов (рис. 1) для подачи 75 % топлива в ядро потока. Отличие состояло в том, что в первом случае (секция № 1) отношение высоты инжектора к ширине составляло $h/b = 1.0$, а во втором (секция № 2) $h/b = 0.67$ при одинаковом угле (8°) наклона переднего клина инжекторов. Подача топлива в ядро потока под углом 8° к продольной оси канала осуществлялась через два сверхзвуковых сопла ($M = 3$), расположенных на торцевой поверхности вблизи верхней кромки инжектора. Число Маха сопел и давления подачи выбраны из условия недорасширения струй водорода (степень нерасчетности $1.5 \div 2$) при обеспечении требуемого значения ϕ в заданном диапазоне изменения $p_{вх}$, $T_{вх}^*$ и $M_{вх}$. Для улучшения смещения инжекторы на верхней и нижней частях секции располагались по ее ширине в шахматном порядке. Уменьшение площади поперечного сечения канала за счет установки клиновидных инжекторов компенсировалось соответствующим расширением канала между инжекторами, так что площадь поперечного сечения оставалась постоянной вплоть до уступа.

Схема канала КС с внезапным расширением является наиболее привлекательной [1, 6, 7], а наличие рециркуляционной зоны в донной области уступа существенно улучшает воспламенение топлива в ней и обеспечивает стабилизацию горения. В исследованной КС площадь по-

перечного сечения канала за торцами инжекторов увеличивалась в два раза и составляла 100×100 мм. При анализе развития процессов горения в КС это сечение принималось за начальное ($L = 0$). Часть топлива ($12.5 + 12.5$ %) подавалась в верхнюю и нижнюю рециркуляционные зоны, образованные внезапным расширением канала, через равномерно расположенные ($30 + 30$ шт.) звуковые микросопла диаметром 0.3 мм (см. рис. 1).

За внезапным расширением расположен участок КС с постоянной площадью поперечного сечения (100×100 мм) и относительной длиной $L/D_e = 4.25$, где $D_e = \sqrt{4(A/2)/\pi} = 56.4$ мм — эквивалентный диаметр канала камеры сгорания, обслуживаемого одним (верхним или нижним) поясом подачи топлива. При обтекании клиновидных инжекторов и уступа возникает сложная волновая структура течения, включающая вихревые структуры от клиньев и слой смещения за уступом. Она способствует смещению и воспламенению при взаимодействии с топливными струями. Кроме того, взаимодействие скачков уплотнения с пограничным слоем приводит к возникновению отрывных зон, т. е. возможных локальных источников воспламенения и стабилизации горения. Второй участок КС с относительной длиной $L/D_e = 6.8$ был выполнен расширяющимся в вертикальной плоскости с возрастанием площади выхода в 1.8 раза.

МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЙ

Для диагностики газового потока и процессов воспламенения и горения была использована многоканальная быстродействующая система измерений с временным разрешением не хуже 3 мкс на каждый измерительный канал. Помимо измерения полного давления в форкамерах установки, измерялись давление и тепловые потоки на стенках секции-изолятора непосредственно перед инжекторной секцией. Данные этих измерений использовались для нормирования давления и тепловых потоков, измеренных вниз по потоку от инжекторной секции (обозначены нижним индексом «вх»).

В канале КС за инжекторной секцией проводились измерения статического давления в 37 точках и тепловых потоков в 24 точках на верхней и нижней стенках модели в плоскости симметрии, а также полного давления на выходе из канала гребенкой из 7 приемников

Пито. По результатам расчета расходов топлива и воздуха определялся средний коэффициент избытка топлива ϕ .

Для визуализации течения и оптических измерений верхняя и боковая стенки КС были оборудованы кварцевыми стеклами (марки КУ-1). Для видимого диапазона использовалась черно-белая видеокамера телевизионного стандарта. Визуализация в видимом диапазоне позволяла определять наличие горения (дополнительно к другим измерениям, особенно в случае слабой интенсивности горения), форму факела и перемещение зон горения по КС.

Полнота сгорания топлива η определялась с помощью оптической системы, регистрирующей излучение в ультрафиолетовом диапазоне волн [6, 8]. Принцип определения η основан на эффекте хемилюминесценции гидроксильной группы OH^- как промежуточного продукта в процессе окисления водорода. Оптическая сканирующая система включала блок фильтров, электронно-оптический преобразователь и скоростную видеокамеру с частотой съемки 800 кадр/с. Блок фильтров обеспечивал выделение излучения в ультрафиолетовом диапазоне $280 \div 320$ нм, соответствующем излучению радикалов OH^- . Электронно-оптический преобразователь служил для переноса спектрального диапазона регистрируемого изображения пламени в видимую область при одновременном усилении яркости. В качестве приемника полученного изображения использовалась видеокамера с покадровым вводом в компьютер для последующей обработки и анализа. Таким образом, регистрировалось и вводилось в компьютер двумерное изображение процесса горения. Это позволяло получать не только интегральную величину полноты сгорания топлива, но и ее распределение по камере сгорания с выявлением положения зон реакции. Калибровка системы ультрафиолетовой диагностики осуществлялась на стенде со свободным факелом [9] в предположении, что полнота сгорания топлива в таком факеле близка к единице. Излучение от факела на стенде проходило через кварцевые стекла той же марки и толщины, что и на модели для учета их степени поглощения. Калибровка системы проведена с расходами топлива, соответствующими расходам в экспериментах.

Следует отметить, что методика определения η основана на предположении линейной зависимости полноты сгорания от интенсивно-

сти свечения (концентрации) радикалов OH^- . Но в области высоких температур в периоды, когда могут наблюдаться диссоциация и ионизация продуктов сгорания, эта зависимость нарушается и возможна погрешность в определении η , в значительной степени определяемая уровнем статической температуры. В соответствии с одномерными расчетами статические температуры газа в канале КС для сверхзвукового в среднем по сечению потока не превышают $2\,400 \div 2\,500$ К, поэтому концентрация диссоциированных продуктов сгорания не превышает $0.4 \div 0.6$ %. Это может привести к завышению полноты сгорания, что в условиях погрешностей, возникающих при диагностике столь сложного неравномерного потока, исключить невозможно.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Давление и тепловые потоки

Перед началом испытаний с горением была проведена серия экспериментов без инъекции топлива с целью определения уровня давления и тепловых потоков в «холодном» течении. Распределение статического давления (рис. 2, кривые 1, 2) и теневая визуализация течения подтверждают, что в «холодном» канале реализуется течение со скачками уплотнения, которые приводят, в частности, к отрыву пограничного слоя на стенках камеры сго-

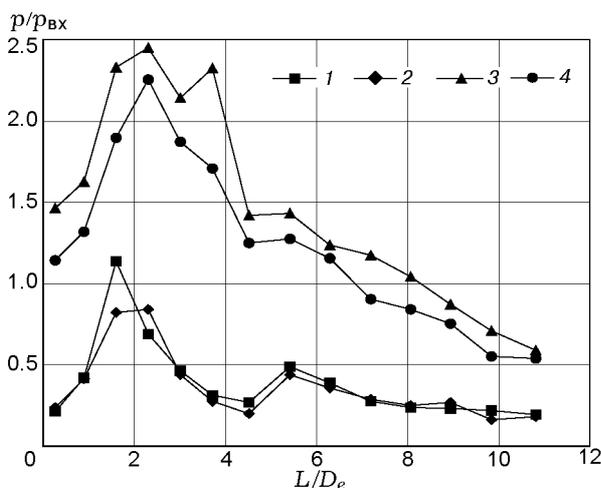


Рис. 2. Распределение статического давления по длине камеры сгорания, $M_{\text{вх}} = 3$:

1 — секция № 1, без топлива; 2 — секция № 2, без топлива; 3 — секция № 1, с горением, $\phi = 0.94$; 4 — секция № 2, с горением, $\phi = 0.95$

рания. Несмотря на различие в расположении инжекторов сверху и снизу, распределения статического давления на верхней и нижней стенках канала близки и позволяют выделить две области повышенного давления. Анализ газодинамической структуры течения показывает, что на расстоянии примерно двух калибров ($L/D_e \approx 2$) от инжекторной секции происходят присоединение и разворот потока в ударной волне за рециркуляционной зоной. В этой же области наблюдается первое падение на стенку скачков уплотнения, возникающих при обтекании инжекторов, после их взаимного отражения, что согласуется с расчетными оценками течения. В первой отрывной зоне реализуется большее повышение давления. С ростом числа $M_{\text{вх}}$ интенсивность этого скачка возрастает и его положение смещается вниз по потоку. Вторая отрывная зона со значительно меньшим повышением давления находится на расстоянии около 6–7 калибров от уступа. Отрыв пограничного слоя в этой области вызван падением скачков уплотнения после их повторного отражения. Очевидно, что интенсивность скачков при повторном отражении снижается и, следовательно, уменьшается воздействие на пограничный слой. Такой характер течения подтверждают результаты измерения тепловых потоков в стенки КС, согласно которым максимум тепловых потоков достигается в области первой отрывной зоны, в которой плотность газа максимальна.

В основной серии испытаний с горением топливные клапаны открывались одновременно с началом электрического разряда в форкамере установки (начало эксперимента, $\tau = 0$). К моменту установления течения в присоединенном трубопроводе после разрыва диафрагмы, прохождения ударной волны, заполнения второй форкамеры и т. д. завершалось заполнение топливоподводящей трассы внутри инжекторной секции и реализовывалось установившееся истечение топлива. Возможность изменения объема топливных бачков в ходе опыта позволяла поддерживать коэффициент избытка топлива ϕ на постоянном уровне в течение рабочего режима аэродинамической установки [10].

При горении топлива наблюдалось повышение статического давления и тепловых потоков в канале и заметное снижение давления, измеряемого гребенкой приемников Пито. На рис. 2 (кривые 3, 4) представлены типичные

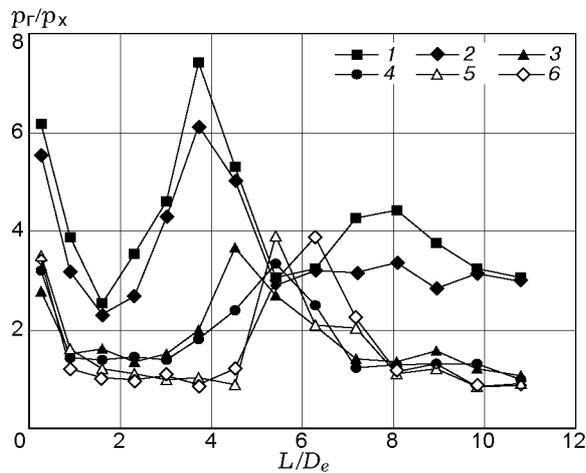


Рис. 3. Степень повышения статического давления при горении водорода:

1 — секция № 1, $M_{вх} = 3$, $\phi = 0.94$; 2 — секция № 2, $M_{вх} = 3$, $\phi = 0.95$; 3 — секция № 1, $M_{вх} = 4$, $\phi = 0.84$; 4 — секция № 2, $M_{вх} = 4$, $\phi = 0.83$; 5 — секция № 1, $M_{вх} = 5$, $\phi = 0.76$; 6 — секция № 2, $M_{вх} = 5$, $\phi = 0.75$

зависимости распределения статического давления вдоль тракта КС, когда в эксперименте реализовывалось устойчивое и интенсивное горение при $M_{вх} = 3$. Более высокий уровень давления (на длине до $L/D_e = 4$) соответствует участку КС с постоянной площадью поперечного сечения. Максимальное значение (пик) статического давления смещается вниз по потоку по сравнению с давлением в «холодных» испытаниях. Вдоль расширяющегося участка КС статическое давление снижается, что указывает на разгон потока в этой части канала несмотря на продолжение тепловыделения. О высоком уровне тепловыделения свидетельствуют данные измерения статического давления, представленные в виде отношения давления с горением (p_r) к давлению в «холодных» испытаниях p_x (рис. 3). Такое представление результатов показывает, что горение топлива вызывает 6–7-кратный рост давления в конце участка постоянной площади и даже в расширяющейся части КС давление повышается более чем в три раза. 5–6-кратный рост давления в донной области позволяет говорить о «работе» рециркуляционной зоны как стабилизатора горения. В целом распределения статического давления свидетельствуют о некотором преимуществе инжекторной секции с большей высотой инжекторов $h/b = 1.0$ при $M_{вх} = 3$. При этом наибольшее повышение давления, вызван-

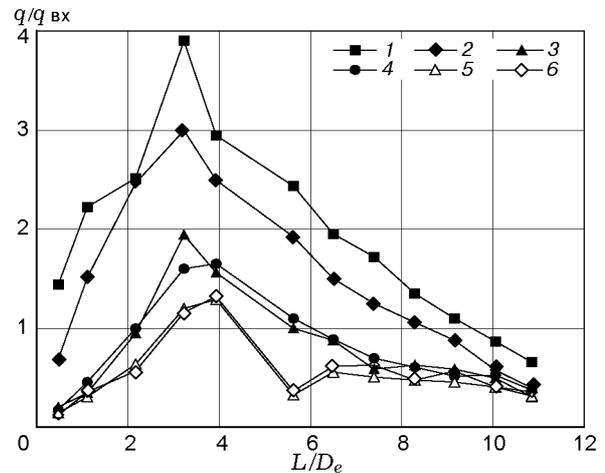


Рис. 4. Распределения тепловых потоков по длине камеры сгорания при горении водорода:

1 — секция № 1, $M_{вх} = 3$, $\phi = 0.94$; 2 — секция № 2, $M_{вх} = 3$, $\phi = 0.95$; 3 — секция № 1, $M_{вх} = 4$, $\phi = 0.84$; 4 — секция № 2, $M_{вх} = 4$, $\phi = 0.83$; 5 — секция № 1, $M_{вх} = 5$, $\phi = 0.76$; 6 — секция № 2, $M_{вх} = 5$, $\phi = 0.75$

ное горением, достигается в самом конце участка постоянной площади. Преимущество секции № 1 можно объяснить перемещением вверх по потоку всей системы скачков, инициируемых инжекторами, и различием пространственной конфигурации этих скачков уплотнения для инжекторов разной относительной высоты h/b .

Распределения тепловых потоков вдоль тракта камеры сгорания при горении топлива (рис. 4) подтверждают выводы, сделанные при анализе распределений статического давления: наличие зоны наиболее интенсивного тепловыделения в конце участка постоянной площади и преимущество инжекторной секции № 1. Сравнение распределений статического давления и тепловых потоков показывает (см. рис. 2–4), что область с максимальным уровнем тепловых потоков при горении соответствует не зоне максимального статического давления, а зоне наибольшего повышения давления, вызванного горением.

Кратковременность режима работы установки с учетом требуемого временного разрешения системы измерений позволила изучить особенности воспламенения топлива в испытываемой камере сгорания. Анализ характера изменения давления и тепловых потоков в экспериментах без топлива и с топливом показывает, что горение водорода проходит в два этапа:

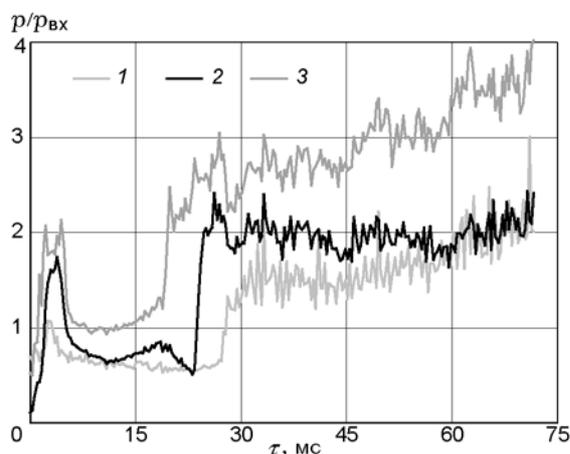


Рис. 5. Процесс «розжига» камеры сгорания, $M_{вх} = 3$, $\phi = 0.94$:

1 — $L/D_e = 0.266$, 2 — $L/D_e = 3.01$, 3 — $L/D_e = 4.52$

вначале процесс «розжига» камеры сгорания, а затем устойчивое горение по всему объему КС (рис. 5). Время «розжига» определяется как период от начала режима установки до начала резкого повышения статического давления по всей камере сгорания. На первом этапе статическое давление в 1.3 ÷ 1.5 раза больше статического давления в соответствующих точках при «холодных» испытаниях. Повышение наблюдается практически по всей длине камеры сгорания, и оно максимально в отрывных зонах. По всей видимости, горение начинается в локальных областях отрыва и затем быстро распространяется по пограничному слою вверх и вниз по потоку. Начавшееся горение в пристенном слое приводит к тепловому дросселированию течения в канале, что вызывает рост интенсивности скачков уплотнения вследствие передачи возмущения через дозвуковую часть пограничного слоя. В результате процесс «розжига» переходит в этап интенсивного горения с резким повышением статического давления.

Второй этап горения начинается в конце участка КС постоянной площади, и зона горения за время от одной до нескольких десятков миллисекунд распространяется вверх по потоку к донной рециркуляционной зоне. Такой результат можно объяснить тем, что на участке постоянной площади продолжается смешение топлива и окислителя с горением. В итоге на длине четырех калибров совместное действие этих факторов приводит к интенсификации горения. После перемещения зоны резкого

повышения давления вверх по потоку к инжекторной секции наблюдается интенсивное горение по всему объему КС с сохранением средней сверхзвуковой скорости потока по длине канала, что, в частности, подтверждается данными определения чисел Маха по результатам измерения давления за прямым скачком уплотнения гребенкой приемников Пито на выходе КС. Несмотря на слоистость течения, среднее относительное число Маха ($M_{вых}/M_{вх}$) на выходе камеры сгорания изменялось в диапазоне от 0.5 (при максимальном реализованном теплоподводе) до 1.2 (в потоке при локальном горении).

При $M_{вх} = 3$ продолжительность процесса «розжига» составляла 17 ÷ 35 мс и зависела от конфигурации инжекторной секции. Использование инжекторной секции № 1 с $h/b = 1.0$ приводило к уменьшению времени «розжига». Меньшее время «розжига» в конечном итоге увеличивало интенсивность горения в последующее время горения. Интенсивное горение продолжалось до конца пуска, несмотря на режим работы с падающими параметрами. При $M_{вх} = 3$ описанный процесс горения и его интенсивность практически не зависят от параметров потока на входе в КС при их изменении в указанных выше пределах. Это можно объяснить тем, что при $M_{вх} = 3$ даже при минимальной полной температуре $T_{вх}^* = 2000$ К статическая температура в потоке за первым скачком уплотнения от инжекторов выше температуры воспламенения водорода.

При работе установки с падающими параметрами при числе Маха на входе $M_{вх} = 4$ этап «розжига» переходил в режим интенсивного горения при полной температуре не ниже $T_{вх}^* = 2700$ К (см. рис. 3), с меньшей степенью повышения давления, чем при $M_{вх} = 3$. Результаты измерения тепловых потоков подтверждают снижение тепловыделения при $M_{вх} = 4$ (см. рис. 4). Качественный характер процесса воспламенения и последующего «розжига» оставался таким же, как при $M_{вх} = 3$, но с особенностями, подтверждающими модель воспламенения с началом в зоне отрыва пограничного слоя, вызванного взаимодействием со скачками уплотнения после их переотражения в канале постоянной площади. С увеличением $M_{вх}$ область этого взаимодействия сдвигается вниз по потоку к расширяющейся части камеры сгорания (максимальный рост давления на длине около 5 калибров (см. рис. 3)). Вер волн разре-

жения в начале расширяющегося участка КС подавляет горение и интенсивность процесса «розжига» снижается, в результате на участке постоянной площади наблюдается только 1.5–2-кратное повышение давления при горении водорода, за исключением рециркуляционной зоны, которая «независимо» обеспечивает трехкратный рост донного давления. Процесс «розжига» даже при работе аэродинамической установки со стабилизацией параметров (с мультипликатором давления) составляет $45 \div 55$ мс при $M_{вх} = 4$. Менее интенсивное горение затрудняет определение преимущества одной из секций.

При $M_{вх} = 5$ воспламенение не приводило к «розжигу» КС и этап интенсивного горения не реализовывался даже в экспериментах с мультипликатором давления (см. рис. 3). Реализовывалось воспламенение водорода и горение с 3-кратным локальным повышением давления в донной области за уступом и в локальных зонах отрыва длительностью до 30 мс. Снижение статической температуры в канале и дальнейшее перемещение зоны отрыва вниз по потоку (в сравнении с режимом $M_{вх} = 4$) полностью подавили процесс «розжига» КС, т. е. такой результат объясняется недостаточно высокой температурой $T_{вх}^*$ (из-за возможностей установки) и недостаточной длиной участка постоянной площади для этого числа Маха.

Полнота сгорания, числа Маха и потери полного давления в канале камеры сгорания

Изображение пламени в ультрафиолетовом диапазоне регистрировалось с частотой 800 кадр/с. Это позволило, кроме интегральной полноты сгорания, получить динамику перемещения реакционных зон по длине КС. Результаты анализа этих перемещений (рис. 6) согласуются с данными других измерений начала интенсивного воспламенения в конце участка постоянной площади. Область интенсивного ультрафиолетового излучения реакционной зоны перемещается вверх по потоку, занимая в конечном итоге всю площадь окна первого участка камеры сгорания. При этом было установлено, что горение начинается в зонах повышенного давления.

Измерение интенсивности свечения радикалов OH^- в ультрафиолетовом диапазоне на участке КС постоянной площади позволило определить интегральную полноту сгорания η

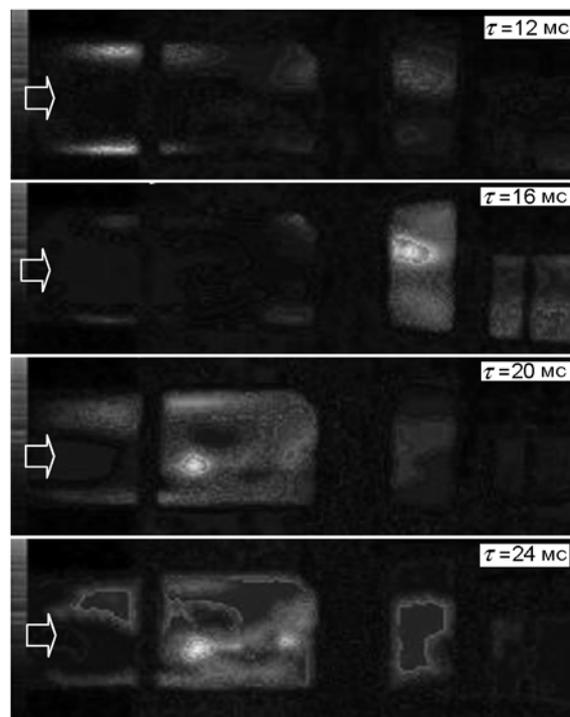


Рис. 6. Динамика процесса горения по данным ультрафиолетовой диагностики

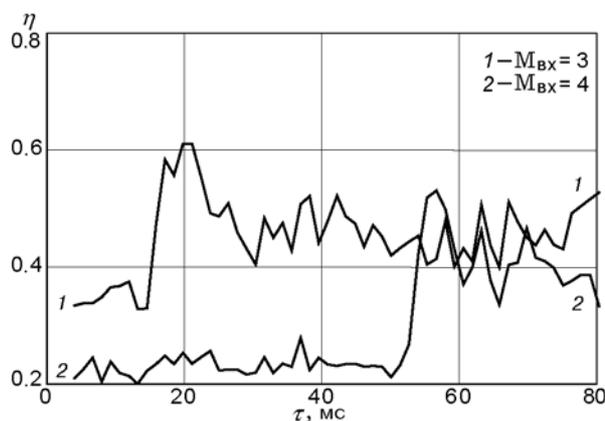


Рис. 7. Коэффициент полноты сгорания на участке с постоянной площадью поперечного сечения, определенный по эмиссии радикалов OH^-

на этом участке (рис. 7). Изменение зависимости $\eta(\tau)$ согласуется с изменениями давления и тепловых потоков в процессе горения. На рис. 7 видно, что при $M_{вх} = 3$ полнота сгорания на этапе «розжига» камеры сгорания выше, чем при $M_{вх} = 4$. При интенсивном горении уровень η при $M_{вх} = 4$ приближается к значениям η при $M_{вх} = 3$. Такой результат объясняется тем, что в исследуемой КС на участке посто-

янной площади такой уровень полноты сгорания (≈ 0.5) близок к максимально возможному без теплового запираания для этого участка при данных скоростях потока на входе в исследованном диапазоне температур.

Достоверность данных по полноте сгорания, полученных экспериментальным методом, подтверждают и дополняют результаты одномерных расчетов, выполненных по методике и с учетом допущений работ [11, 12], на основе измеренных давлений и тепловых потоков по длине КС. Уравнения, на которых основано определение полноты сгорания и параметров рабочего тела, оперируют среднемаховыми значениями параметров рабочего тела в рассчитываемых сечениях. В результате значения η , вычисленные по сглаженным зависимостям $p(x)$ и $q_w(x)$, имеют гладкое распределение по длине канала (рис. 8). Отсюда следует, что на участке постоянной площади ($L/D_e = 4.25$) полнота сгорания достигает значения $\eta = 0.5$, а число Маха за счет подвода тепла уменьшается до 1.16 при $M_{\text{вх}} = 3$ (рис. 8). Этот результат качественно согласуется (в пределах погрешности) с данными определения полноты сгорания по свечению радикалов ОН. Подвод тепла в камеру сгорания заканчивается на длине до $L/D_e \approx 9$. Начиная с этого расстояния полнота сгорания остается постоянной и составляет $\eta \approx 0.75$. При недостаточном теплоподводе поток в расширя-

ющейся части канала камеры сгорания разгоняется до числа Маха $M = 1.8$ (рис. 8). Следовательно, угол расширения этого участка камеры сгорания оказался излишне большим даже для $M_{\text{вх}} = 3$, т. е. не удалось получить наиболее энергетически выгодную (минимальные потери) схему теплоподвода, когда на участке с $A = \text{const}$ поток за счет подвода тепла тормозится до значений числа Маха, близких к 1, а затем на расширяющемся участке продолжается теплоподвод при $M = \text{const} \approx 1$.

Тем не менее было установлено, что при $M_{\text{вх}} = 3$ работа стабилизаторов устойчива и параметры потока на входе в канал слабо влияют на эффективность горения водорода с максимально достигнутым уровнем полноты сгорания $\eta_{\text{max}} = 0.77$. При $M_{\text{вх}} = 4$ качественный характер изменения полноты сгорания по длине сохраняется, но с достижением меньшего уровня полноты сгорания (рис. 8): $\eta_{\text{max}} = 0.65$ в опытах с мультипликатором давления. Среднее число Маха в канале всегда оставалось сверхзвуковым (см. рис. 8), и на участке с постоянной площадью оно снижалось до $M = 1.9$ с последующим разгоном до значения 2.8 на выходе канала, несмотря на продолжение теплоподвода. В результате локального горения в отрывных зонах и отсутствия процесса «розжига» при $M_{\text{вх}} = 5$ максимальная полнота сгорания не превышала $\eta_{\text{max}} = 0.3$.

Анализ значений числа Маха на выходе канала, определенных по измерениям гребенкой приемников Пито, и расчетных результатов распределения чисел Маха по длине канала показал, что ни в выходном сечении, ни в конце участка постоянной площади не достигаются условия теплового запираания при всех рассмотренных режимах работы КС. Вместе с тем следует отметить заметное тепловое дросселирование тракта КС, увеличивающееся с ростом числа Маха на входе в канал при одинаковых значениях теплоподвода. В расчетах получены относительно низкие значения коэффициента полного давления $\sigma_{\text{вых}}$, которые даже в отсутствие теплоподвода ($\phi = 0$) находятся на уровне $\sigma_{\text{вых}} = 0.4 \div 0.45$ при $M_{\text{вх}} = 3$ и $\sigma_{\text{вых}} = 0.35 \div 0.4$ при $M_{\text{вх}} = 4$. Как и следовало ожидать, теплоподвод увеличивает потери полного давления. Минимальные значения $\sigma_{\text{вых}}$ в режиме максимального теплоподвода, реализованного в экспериментах, достигают значений $\sigma_{\text{вых}} = 0.1 \div 0.15$ при $M_{\text{вх}} = 3$ и $\sigma_{\text{вых}} = 0.04 \div 0.05$ при $M_{\text{вх}} = 4$.

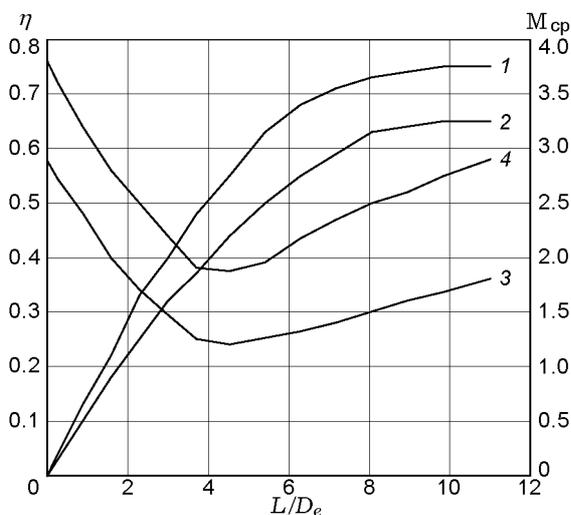


Рис. 8. Распределения полноты сгорания (1, 2) и среднего числа Маха (3, 4) по длине камеры сгорания:

1, 3 — $M_{\text{вх}} = 3$, $\phi = 0.94$; 2, 4 — $M_{\text{вх}} = 4$, $\phi = 0.84$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные экспериментальные исследования подтверждают эффективное горение водорода в модели камеры сгорания при больших сверхзвуковых скоростях на входе в условиях присоединенного воздухопровода, а также возможность испытаний такой камеры сгорания в аэродинамической трубе импульсного типа в режиме присоединенного трубопровода.

Анализ экспериментальных данных позволил определить интегральные параметры, характеризующие рабочий процесс в модели КС с горением водорода при средней сверхзвуковой скорости потока, и особенности работы стабилизаторов и схемы подачи топлива.

Полученные результаты позволяют заключить следующее.

1. Интенсивное горение обеспечивается в заданных границах температуры и давления на входе в КС при $M_{вх} = 3$. При $M_{вх} = 4$ интенсивное горение получено при полной температуре не ниже 2700 К. При $M_{вх} = 5$ не удалось реализовать интенсивное горение.

2. Более интенсивное горение с меньшей задержкой наблюдалось при использовании секции № 1 с инжекторами с большей относительной высотой h/b .

3. Установлен достаточно высокий уровень полноты сгорания топлива (до ≈ 0.8) для чисел Маха 3 и 4 при коэффициентах избытка топлива $0.5 \div 1.1$. Измерения полноты сгорания методом регистрации излучения промежуточных продуктов реакции, радикалов OH^- , согласуются с данными расчета, выполненного на основе полученных экспериментальных результатов (давление и тепловые потоки).

4. Высокоскоростная измерительная система и высокоскоростная съемка горения в ультрафиолетовом диапазоне позволили определить расположение и движение зон реакции в камере сгорания в процессе воспламенения и перехода к интенсивному горению.

ЛИТЕРАТУРА

1. Curran E. T., Murthy S. N. B. Scramjet propulsion // Progr. in Astronaut. and Aeronaut. — 2001. — V. 189.
2. Northam G. B., Greenberg I., Byington C. S., Capriotti D. P. Evaluation of parallel injector configurations for Mach 2 combustion // J. Propul. Power. — 1992. — V. 8, N 2. — P. 491–499.
3. Goldfeld M. A., Starov A. V., Vinogradov V. A., et al. Experimental and numerical investigation of hydrogen and ethylene combustion in a Mach 3–5 channel with a single injector // 32nd Joint Propulsion Conf., July 1–3, 1996. Lake Buena Vista, FL. — (AIAA Preprint 96-3245).
4. Баев В. К., Шумский В. В., Ярославцев М. И. Некоторые методические аспекты исследования газодинамических моделей с тепло-массоподводом в импульсной аэродинамической трубе // Физика горения и взрыва. — 1987. — Т. 23, № 5. — С. 45–54.
5. Старов А. В. Исследование процессов воспламенения и горения в камерах сгорания при числах Маха на входе $M = 3-5$: дис. ... канд. техн. наук. — Новосибирск, 2007.
6. Баев В. К., Головичев В. И., Третьяков П. К., Гаранин А. Ф., Константиновский В. А., Ясаков В. А. Горение в сверхзвуковом потоке. — Новосибирск: Наука, 1984.
7. Vinogradov V. A., Shikhman Yu. M., Albegov R. V., Vedeshkin G. K. Research of methane burning in high speed subsonic airflow at different fuel injection schemes // AIAA Paper 2003-1152, presented at XVIth ISABE, Cleveland, Ohio, USA, August 31–September 5, 2003.
8. Воронцов С. С., Константиновский В. А., Третьяков П. К. Определение полноты сгорания водорода в сверхзвуковом потоке оптическим методом // Физическая газодинамика. — Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1976. — Вып. 6. — С. 69–72.
9. Goldfeld M. A., Mironov S. G., Mishunin A. A., Potapkin A. V. Application of OH radical radiation for determination of combustion efficiency // Proc. of Intern. Symp. on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, Gdansk, Poland, Sept. 4–7, 2001. — P. 909–916.
10. Mishunin A. A., Nestoulia R. V., Starov A. V. Fuel supply systems for investigation of combustion process in hot-shot wind tunnels // Proc. of 10th Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research. — Novosibirsk, 2000. — V. 2. — P. 144–148.
11. Ogorodnikov D. A., Vinogradov V. A., Shikhman Ju. M., Strokin V. N. Design and research russian program of experimental hydrogen fueled dual mode scramjet: choice of conception and results of pre-flight tests // J. Propul. Power. — 2001. — V. 17, N 5. — P. 1041–1048.
12. Орлик Е. В., Старов А. В., Шумский В. В. Определение газодинамическим способом полноты выгорания в модели с горением // Физика горения и взрыва. — 2004. — Т. 40, № 4. — С. 23–34.

Поступила в редакцию 10/IV 2012 г.,
в окончательном варианте — 11/I 2013 г.