

УДК 533.6.07;533.69

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ КОНЦЕНТРАЦИИ ТОПЛИВА В СВЕРХЗВУКОВОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

М. А. Гольдфельд, А. В. Старов

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, 630090 Новосибирск  
starov@itam.nsc.ru

Представлены измерения распределения концентрации керосина в камере сгорания при числе Маха на входе 2.89 в испытаниях в режиме присоединенного воздухопровода в импульсной аэродинамической установке. Подача керосина осуществлялась через 12 струйных форсунок под углом к потоку со стенки перед каверной. Измерения были проведены в трех поперечных сечениях. Получены данные по распределению концентрации керосина на начальном участке камеры сгорания и его зависимость от соотношения импульсов струй и основного потока. Показано, что отсутствие интенсивного горения в модельной камере сгорания в этих условиях вызвано несоответствием локальных избытков топлива необходимым для воспламенения.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, пробоотборник, смешение, керосин, горение.

DOI 10.15372/FGV20190304

### ВВЕДЕНИЕ

Обеспечение эффективного горения при минимальных потерях полного давления и высоком уровне тепловыделения является ключом к получению высоких характеристик прямого воздушно-реактивного двигателя. Решение этой проблемы связано с фундаментальным знанием структуры течения, особенностей воспламенения и распространения пламени и невозможно без решения задачи определения качества смешения топлива с окислителем [1, 2]. Таким исследованиям уделяется много внимания как в практическом, так и в фундаментальном плане, поскольку знание состава смеси и ее распределения по объему камеры сгорания позволяет определить условия и методы воспламенения, а также определить подходы к управлению процессами стабилизации и тепловыделения в камере сгорания [3].

Известно большое число исследований процессов смешения в дозвуковых потоках, в которых использовались газодинамические и оптические методы [4, 5]. Исследование смешения топлива и воздуха в сверхзвуковых камерах сгорания затруднено ввиду увеличения скорости основного потока и усложнения структуры течения. В некоторых эксперимен-

тах концентрация жидкости при поперечной инжекции топлива в сверхзвуковой поток определялась с помощью прямого отбора пробы. Средние значения концентрации топлива были получены с использованием зонда, разработанного специально для использования в сверхзвуковом потоке [6, 7].

В последнее время вместо обычных зондов все чаще применяются оптические методы определения концентрации топлива и структуры потока в камере сгорания [5, 8]. В частности, лазерная диагностика позволяет получать как качественные данные визуализации, так и количественную информацию о свойствах потока [9]. В некоторых исследованиях использовался метод PLIF (planar laser-induced fluorescence) для визуализации высокоскоростных процессов смешения и горения и проведения количественных измерений. Поскольку в экспериментах при высоких давлениях и температурах ацетон и йод разлагаются, для определения состава смеси использовался метод NO-PLIF с оксидом азота в качестве трассирующего газа [10].

Количественные оптические методы часто ограничены условиями эксперимента, конструкцией модели и типом данных, которые могут быть получены. Поэтому для проверки достоверности требуется несколько методов измерения. Зонды для отбора проб газа, которые можно расположить в любом месте внутри камеры сгорания, дают возможность полу-

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610126-4).

чить информацию о пространственном распределении продуктов реакции внутри канала. В сверхзвуковых потоках с горением возникают дополнительные трудности из-за высокой скорости и больших тепловых нагрузок. Несмотря на то, что смешению, воспламенению и стабилизации горения при сверхзвуковых скоростях потока уделялось большое внимание, особенности физико-химических механизмов этих процессов остаются изученными недостаточно. Цель настоящей работы состояла в исследовании смешения керосина и воздуха при сверхзвуковой скорости в канале и определении распределения концентрации топлива по сечению и длине сверхзвуковой камеры сгорания.

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА, МОДЕЛЬНАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ

Горение и смешение в модельной камере сгорания (КС) исследовалось в режиме присоединенного воздухопровода. В качестве источника высокоэнthalпийного воздуха использовалась первая форкамера аэродинамической трубы ИТ-302М СО РАН [11]. Особенности технологии испытаний описаны в [12]. Модульная конструкция установки с присоединенным воздухопроводом позволила изменить конфигурацию модельной КС по сравнению с предыдущими исследованиями. Модель состояла из двух частей: инжекторной секции длиной 355 мм (рис. 1) и расширяющейся секции длиной 525 мм. Высота инжекторной секции на входе 50 мм, ширина 100 мм. На верхней стенке на расстоянии 69 мм от входа КС располагалась открытая каверна (соотношение длины

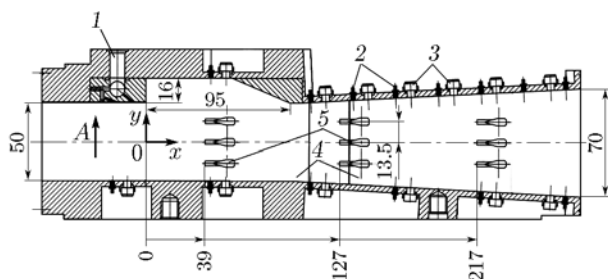


Рис. 1. Схема инжекторной секции модельной камеры сгорания с расположением сечений взятия проб:

1 — подвод топлива, 2 — приемники статического давления, 3 — датчики теплового потока, 4 — окна, 5 — места установок приемных гребенок пробоотборника; размеры указаны в миллиметрах

каверны и диаметра канала  $L/D = 4.7$ ) с наклонной под углом  $22.5^\circ$  задней стенкой. За каверной верхняя и нижняя стенки канала расширились под углом  $3^\circ$ , в результате высота сечения на выходе составила 70 мм.

Подача топлива производилась перед каверной ( $X \approx -14$  мм) через 12 струйных форсунок. Форсунки сгруппированы (рис. 2) так, что каждые 4 форсунки создают так называемый аэродинамический клин в виде жидкого контура, образуемого струями топлива. Две первых по потоку форсунки каждого аэродинамического клина имеют угол наклона  $20^\circ$  к поверхности стенки и  $30^\circ$  между своими осями в поперечном направлении симметрично относительно вертикальной плоскости. Соответствующие углы наклона двух следующих по потоку форсунок составляют 40 и  $60^\circ$  (см. рис. 2). Использование обтекания топливной струи в качестве источника вихревых структур для улучшения смешения в сверхзвуковой КС было предложено в работе [13]. Идея состоит в том, что при обтекании струи поперечным сверхзвуковым потоком перед струей образуется ударная волна, а за ней — сложная вихревая структура с образованием продольных, противоположно вращающихся вихрей. Для того чтобы расширить влияние вихревых структур в трансверсальном направлении, используются 2, 4 и даже 6 ин-

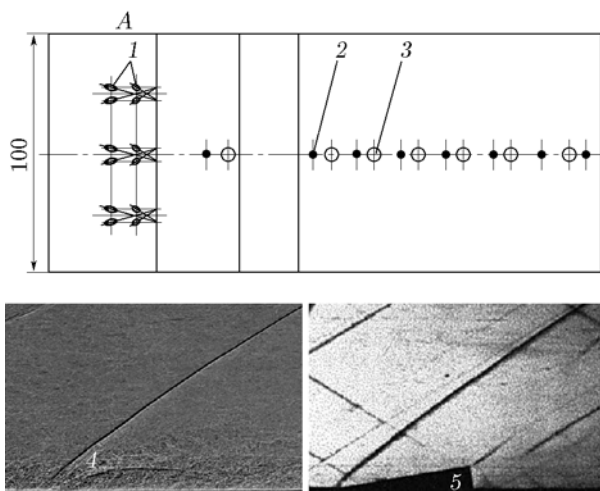


Рис. 2. Вид снизу (А на рис. 1) на верхнюю стенку и теневые изображения обтекания аэродинамического и механического клина:

1 — подача топлива через отверстия на стенке (аэродинамический клин), 2 — приемники статического давления, 3 — датчики теплового потока, 4 — топливная струя, 5 — механический клин

жекторов. Такое течение качественно напоминает обтекание часто применяющихся клиновидных инжекторов. Это подтверждается сравнением фотографий на рис. 2. Преимущество аэродинамического клина состоит в том, что он не только позволяет снизить внутреннее сопротивление благодаря отсутствию пилонов, но и дает возможность управлять течением с помощью изменения давления подачи. В результате можно получить различный наклон головной ударной волны и разную протяженность области интенсификации смешения. На обеих боковых стенках из термостойкого кварцевого стекла КВ-1 имеются окна. Это позволяет проводить теневую визуализацию (шпирен) структуры течения и/или визуализацию свечения факела.

В испытаниях измерялись параметры торможения в первой и второй форкамерах установки, распределения статического давления и тепловых потоков на верхней и нижней стенках КС вдоль вертикальной плоскости симметрии и параметры (давление и температура) в системе топливоподачи. Всего использовалось 35 стандартных тензометрических датчиков статического давления и 31 датчик теплового потока (включая на входе в КС).

### ТЕХНИКА И УСЛОВИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

Для определения концентраций в экспериментальном канале путем прямого отбора газовой пробы было предусмотрено использование пробоотборников (рис. 3) с возможностью установки приемных гребенок в наиболее интересных местах с точки зрения определения качества смешения топлива с воздухом. Приемные гребенки устанавливались в одном из удаленных на расстояния  $X = 39, 127, 217$  мм сечений (см. рис. 1) на боковой вставке (вместо соответствующего окна) в трех сечениях по высоте канала симметрично центральной плоскости канала. Каждая гребенка имеет четыре приемных трубки (см. рис. 3) с аэродинамическим усреднением. Расположение трубок по ширине канала КС выбрано из условия симметричности течения в поперечном направлении (обслуживание половины ширины канала) и с учетом поперечного расположения отверстий инжекторов (характерные сечения — за струей керосина, поток воздуха между топливными струями, слой смешения). Приемная гребенка соединяется с баллоном для сохранения пробы, оборудованным быстродайствующим клапаном, систе-

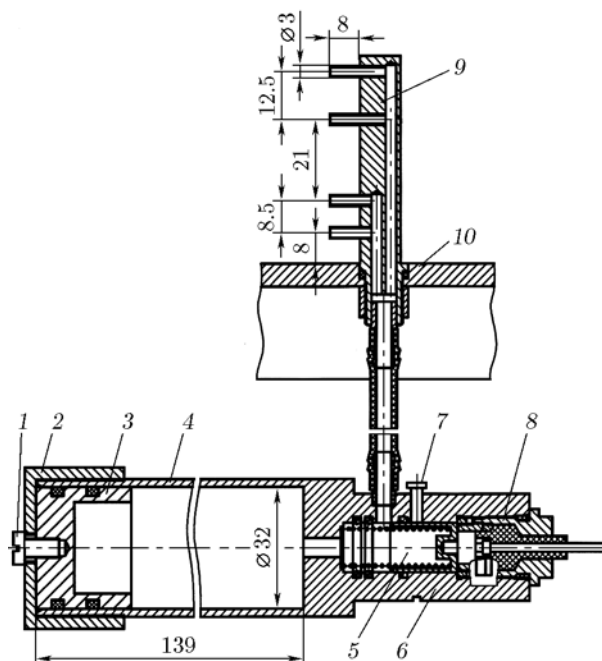


Рис. 3. Схема пробоотборника с приемником газовой пробы:

1 — винт, 2 — крышка, 3 — поршень, 4 — баллон, 5 — запорный поршень, 6 — запорный узел, 7 — фиксатор, 8 — пиропатрон, 9 — гребенка отбора газовой пробы, 10 — стенка КС

мой герметизации и датчиком давления. Отбор смеси выполнялся отдельно для каждого продольного сечения, т. е. отдельно для каждой гребенки.

Перед пуском для взятия пробы система отбора приводится в состояние ожидания (см. рис. 3). Для этого поршень 3 отводится в крайнее левое положение и фиксируется винтом 1. Поршень 5 отводится в крайнее правое положение. Со стороны поршня 5 устанавливается пиропатрон 8. Гребенка 9 с помощью гибкого шланга соединяется с баллоном для сохранения пробы 4. Эти действия позволяют вакуумировать баллон 4 без изменения его объема при откачивании воздуха из модели КС непосредственно перед пуском аэродинамической установки. Пиропатрон 8 срабатывает в выбранный момент рабочего режима (как правило, 25 мс), и поршень 5 перекрывает соединение между баллоном 4 и гребенкой 9. Следует отметить, что для уменьшения погрешности отбора пробы подача керосина началась одновременно с установлением рабочего режима установки ИТ-302М. После пуска, если требуется, можно довести давление в пробе до

атмосферного за счет перемещения поршня 3, что позволяет сохранить корректность пробы в случае недостаточной герметичности. Давление пробы контролируется датчиком давления. Баллон сохранял герметичность в течение 24 ч.

После каждого пуска выполнялся химический анализ проб не позже, чем через 2–3 ч после пуска. Концентрацию определяли с помощью газового хроматографа ЛХМ-80МД (Россия) с детектором по теплопроводности. Абсорбирующий носитель в колонке — NaX, газ-носитель — аргон. Идентификация анализируемых газов проводилась по времени удержания, установленному при калибровке отдельно для каждого газа, в данном случае для O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>, CO<sub>2</sub> и др. Точность определения концентрации была не ниже 1 %. С учетом погрешностей измерения параметров воздушного потока и топлива в импульсной трубе, которые приведены в [12], итоговая относительная погрешность определения концентрации керосина была не больше 0.055.

Испытания проводили при следующих параметрах воздушного потока на входе в КС: число Маха 2.89, температура торможения 2300 ÷ 2400 К, статическое давление 160 ÷ 215 кПа. Регистрация поля чисел Маха (21 приемник Пито и 10 приемников статического давления) на выходе из сопла позволила установить среднее число Маха при отклонениях от среднего значения не более 2.2 %. Измерения с помощью гребенки из 9 приемников Пито позволили определить параметры пограничного слоя на входе в КС перед каверной [14]. Было установлено, что пограничный слой турбулентный и его толщина составляет 10.2 мм.

В качестве топлива использовался керосин, который нагревался в специальном баке топливной системы до температуры 500 К при давлении ≈ 3.5 ÷ 5 МПа. Коэффициент избытка топлива изменялся в пределах  $\phi_{comb} \approx 0.55 \div 0.67$ . Для подачи топлива в камеру сгорания применялась вытеснительная система с азотом в качестве поддавливающего газа.

Проведено две серии экспериментов. В первой серии керосин подавался двумя способами. Основной вариант предусматривал подачу только через аэродинамические клинья перед каверной. На рис. 4 представлена теневая визуализация течения в области каверны при исследовании горения. Второй вариант предусматривал дополнительную подачу керосина перпендикулярно со дна каверны и/или с задней

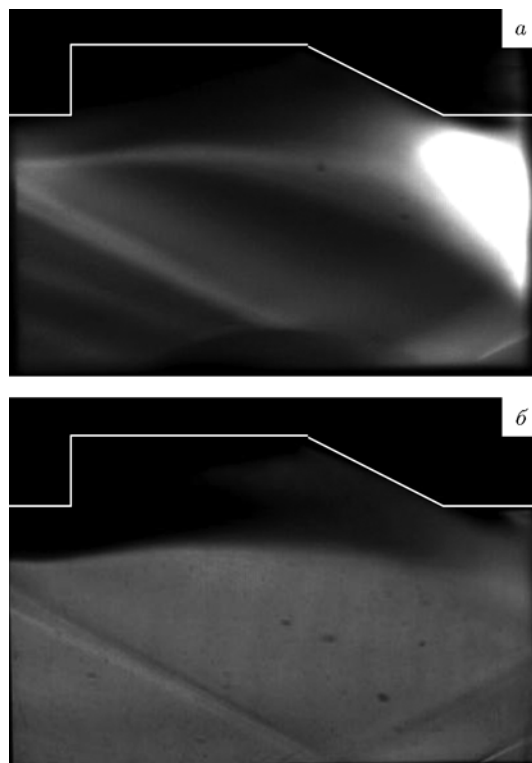


Рис. 4. Визуализация течения на начальном участке камеры сгорания в области каверны: а — 10 мс, б — 20 мс

наклонной стенки каверны. Во второй серии испытаний исследовалось топливовоздушное смешение с установкой гребенок пробоотборников и подачи керосина только через аэродинамические клинья перед каверной. Смешение исследовалось при двух значениях соотношения импульсов керосина и воздушного потока (коэффициент динамического напора)  $J = (\rho U^2)_{ker} / (\rho U^2)_{en}$  — определяющего параметра при установлении глубины проникновения топлива [13]. При  $J_1 \approx 2.72$  гребенки пробоотборников устанавливались в девяти сечениях инжекторной секции (см. рис. 1), при  $J_2 \approx 3.49$  — только в первых трех ее сечениях ( $X = 39$  мм). Эксперименты проводились отдельно по сечениям так, чтобы не было никаких затеняющих элементов внутри канала, которые могли бы повлиять на измерение концентраций.

#### АНАЛИЗ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Принцип определения количества керосина в пробе основан на предположении, что за прямым скачком уплотнения перед трубками

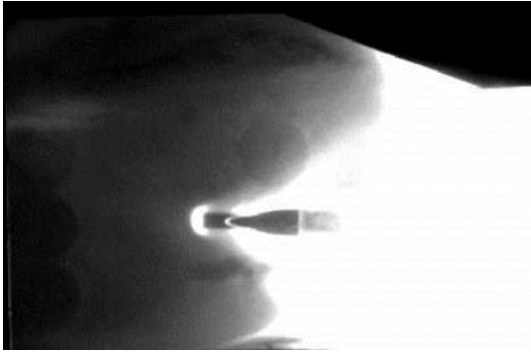


Рис. 5. Визуализация течения на начальном участке камеры сгорания в области каверны при установке приемной гребенки пробоотборника

приемной гребенки пробоотборника (рис. 5) керосин сгорает с полнотой, близкой к 1. Видно, что гребенка является источником воспламенения вследствие дополнительного торможения потока и интенсивного нагрева трубок и корпуса гребенки. Наблюдается интенсивное свечение в области отошедшего скачка уплотнения и передних кромок приемных трубок. Высокая температура в этой области подтверждается состоянием трубок после эксперимента. Из рисунка также видно, что горение реализуется не только перед трубками, но и на поверхностях корпуса гребенки, так что в результате горение распространяется практически по всей высоте канала КС ниже по течению. Оценка наклона косога скачка перед струей керосина по данным визуализации (см. рис. 4) показала, что число Маха за скачком равно 2.4. В результате число Маха за прямым скачком перед трубкой гребенки составило 0.53. Это позволяет оценить скорость течения запрямым скачком уплотнения как  $\approx 450$  м/с. Согласно данным [15, 16] период задержки углеводородов при температуре выше 2000 К составляет  $10^{-5}$  с, т. е. требуемая длина в условиях эксперимента не превышает 5 мм. При длине приемных трубок гребенки  $20 \div 60$  мм времени пребывания в них смеси вполне достаточно ( $\geq 4 \cdot 10^{-5}$  с) для полного выгорания керосина. Здесь следует заметить, что эксперименты были проведены при полных температурах существенно выше температуры воспламенения керосина, что позволяет иметь запас энергии для дополнительного прогрева парообразного керосина на участке КС длиной около 54 мм, от места ддува до первого сечения пробоотбора.

В эксперименте с общим избытком кероси-

на  $\phi_{comb} = 0.57$  определен следующий объемный состав продуктов сгорания:  $[\text{CO}_2] = 7.3\%$ ,  $[\text{O}_2] = 10.9\%$ ,  $[\text{N}_2] = 81.9\%$ ,  $\text{CO}$  и  $\text{H}_2$  не определены. Анализ пробы в хроматографе происходил при атмосферном давлении и комнатной температуре. Поэтому вода конденсировалась и не присутствовала в газовой смеси, т. е. концентрации конечных компонентов иные по сравнению с составом газа в точке отбора. Для оценки доли воды использовался подход, изложенный в [17], позволяющий восстановить «влажный» состав газа. Состав продуктов сгорания, приведенный выше в объемных долях, переводился в массовые доли по формуле

$$g_i = r_i \mu_i / \sum_{i=1}^n r_i \mu_i,$$

где  $r$  — объемная концентрация,  $\mu$  — молекулярная масса компонента.

При массовой доле углерода  $g_C = 0.86$  и водорода  $g_H = 0.14$  в керосине с учетом химической формулы окисления керосина определялось количество воды  $\text{H}_2\text{O}$  с перерасчетом долей остальных компонентов. Поэтому массовый состав смеси с учетом воды следующий:  $[\text{CO}_2] = 0.102$ ,  $[\text{H}_2\text{O}] = 0.043$ ,  $[\text{O}_2] = 0.112$ ,  $[\text{N}_2] = 0.743$ ,  $\text{CO}$  и  $\text{H}_2$  не определены. Разность между известным содержанием кислорода в воздухе и кислородом в пробе соответствовала количеству кислорода, принявшего участие в окислении керосина. В результате был определен коэффициент избытка керосина в пробе для данного эксперимента:  $\phi_{sampl} = 0.5$ .

На рис. 6 представлены результаты определения концентрации в безразмерном виде относительно среднего (общего для КС) коэффициента избытка топлива в соответствующем пуске. В первом сечении ( $X = 39$  мм, кривая 1) наблюдается существенная неравномерность распределения концентрации топлива по высоте канала КС. В нижнюю часть канала (противоположную от пояса инжекции) попадает не более 18 % керосина. Большая часть топлива остается в области каверны и на этой длине успевает проникнуть в среднюю часть канала, так что различие концентраций по высоте достигает семикратной величины. Вниз по потоку ( $X = 127$  мм, кривая 2) в нижней части КС (на высоте канала  $Y = 11.5$  мм) концентрация керосина возрастает в 2 раза, в верхней части ( $Y = 38.5$  мм) уменьшается примерно в 1.2 раза. В целом максимальное различие концентрации по высоте канала снижается примерно

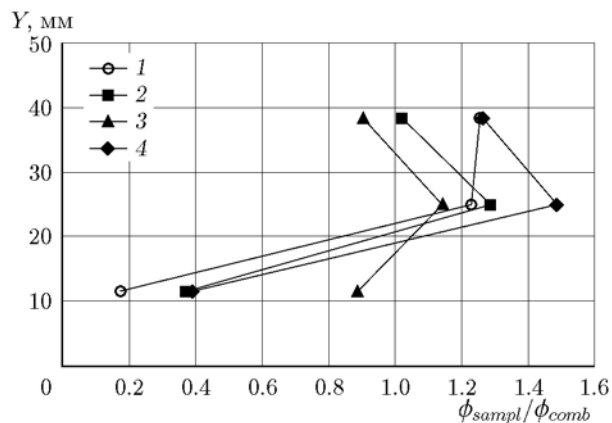


Рис. 6. Распределение относительной концентрации керосина по высоте канала:

1 —  $X = 39$  мм, 2 — 127 мм, 3 — 217 мм, 4 — 39 мм, увеличенный коэффициент динамического напора

до 3.4, причем максимум концентрации наблюдается уже в средней части канала. На расстоянии по длине  $X = 217$  мм (кривая 3) топливо достаточно равномерно распределяется по поперечному сечению канала с разницей не более 25 %. Концентрации керосина сверху и снизу КС примерно равны, а максимальное значение сохраняется в ядре потока, но со снижением уровня относительного избытка топлива.

Эти результаты получены при коэффициенте динамического напора  $J_1 \approx 2.72$ . Поскольку отношение импульсов топлива и воздушного потока является определяющим для проникновения топлива, были проведены измерения концентрации с увеличенным примерно на 28 % значением коэффициента динамического напора ( $J_2 \approx 3.49$ ). Такое увеличение ограничено возможностями системы подачи при тех же параметрах воздушного потока. Установлено (см. рис. 6, кривая 4), что при увеличении значения  $J$  уже на расстоянии  $X = 39$  мм наблюдается двукратный рост концентрации керосина в нижней части КС с максимумом в ядре потока. Можно предположить, что более раннее по длине проникновение топлива в ядро потока и нижнюю часть КС должно сопровождаться хорошим смешением на меньшей дистанции с соответствующим положительным влиянием на процессы воспламенения и горения и в целом на эффективность КС.

Интерполяция экспериментальных данных ( $J_1 \approx 2.72$ ) методом кригинга [18] позволила получить пространственное распределение

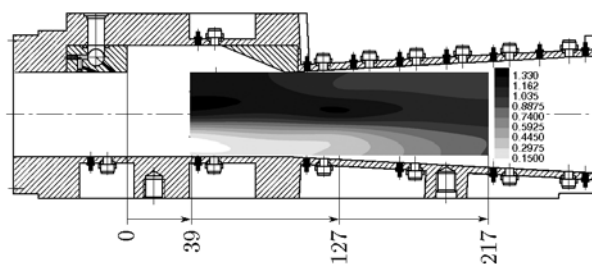


Рис. 7. Поле относительной концентрации керосина в камере сгорания

концентрации керосина на начальном участке КС (рис. 7). В таком представлении более наглядно видно, что керосин сосредоточен над каверной, а значит, в самой каверне будет переобогащенная смесь. То есть расположение каверны сразу за областью инъекции топлива приводит к тому, что она не выполняет роль стабилизатора горения. В такой конфигурации КС можно рассчитывать на то, что к воспламенению и последующей стабилизации горения приведет волновая структура, возникающая при обтекании струй топлива. Эти скачки уплотнения после переотражений на участке около  $X = 200$  мм могут вызвать отрывы пограничного слоя на стенках КС и при наличии (как видно из рис. 7) приемлемой топливовоздушной смеси способствовать воспламенению и развитию горения, как было показано, например, при исследовании течения за уступом [12]. Здесь следует отметить, что, как видно из рис. 6, по крайней мере на расстояниях  $L/D \leq 4$  от входа КС наблюдается существенная неравномерность распределения концентрации керосина по высоте канала. Это замечание интересно с точки зрения необходимости организации подачи топлива с верхней и нижней стенок КС, конечно, с учетом выбранной относительной длины КС.

Анализ данных по измерению концентрации керосина позволил объяснить результаты первой серии испытаний модельной КС, когда устойчивого горения не развивалось. Как следует из рис. 4, каверна «заполнена» керосиновыми струями, и визуализация не выявляет никаких структур течения. Наблюдаются скачок уплотнения, возникающий при обтекании аэродинамических клиньев, и его отражение от нижней стенки КС. Наличие пламени за наклонной стенкой каверны на рис. 4, а можно идентифицировать как инициирование горения. Причем это горение наблюдается пример-

но первые десять миллисекунд и уже на последующих кадрах (см. рис. 4, б) оно отсутствует. Можно предположить, что из-за переобогащенной смеси в каверне керосин в ней не воспламеняется, а происходит воспламенение в отрывных зонах ниже по потоку. Воспламенение топлива не приводит к распространению горения по объему КС, поскольку отсутствует готовая смесь (локальный избыток топлива больше, чем необходимо для воспламенения) выше по потоку. Причем происходит некоторая перестройка течения (ср. рис. 4, а и 4, б), но отсутствие приемлемой смеси для воспламенения не позволяет распространяться горению вверх по потоку.

Данные по статическому давлению, представленные в виде отношения давления в пуске с подачей топлива к давлению в пуске без топлива в соответствующих точках ( $p_{comb}/p_{cold}$ ), подтверждают выводы о характере горения (рис. 8). Видно, что на 10-й миллисекунде (кривая 1) в области каверны давление повышается на 18 % по сравнению с экспериментом без топлива, а затем сохраняется на этом уровне в течение всего режима работы установки. При этом существуют две достаточно локализованные области повышения давления (горения):  $X \approx 150 \div 200$  мм и  $X \approx 270$  мм. В первой области к 40-й миллисекунде относительное давление возрастает до 1.7. Во второй области давление практически сразу повышается в два раза по сравнению с «холодным» пуском. Следует

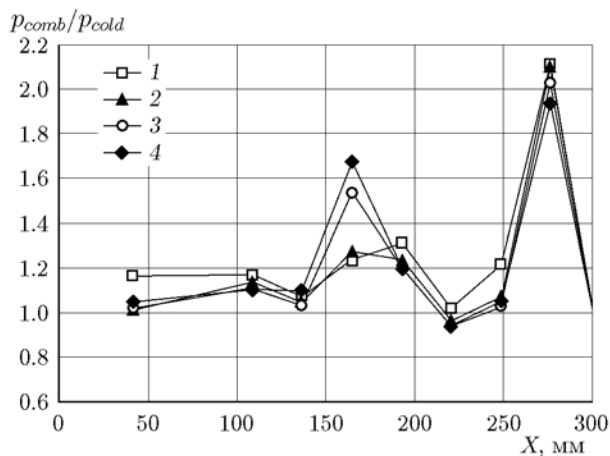


Рис. 8. Степень повышения статического давления на верхней стенке камеры сгорания при горении керосина на первом этапе испытаний без пробоотборников:

1 — 10 мс, 2 — 20 мс, 3 — 30 мс, 4 — 40 мс

отметить, что такая степень повышения давления не является высокой с учетом реализованного в эксперименте избытка топлива.

Анализ данных визуализации процесса и распределений давления позволяет идентифицировать эти области как области отрыва пограничного слоя на стенках КС, вызванного воздействием скачков уплотнения (см. рис. 4). В этих областях происходит воспламенение керосина, но горение остается локальным и повышенное давление из этих областей не распространяется по всей КС. Причиной этого может быть, как показали измерения концентрации керосина, несоответствие локальных избытков топлива необходимым для воспламенения на расстоянии  $X \leq 150$  мм.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная система отбора газовой пробы позволила получить распределения керосина в сверхзвуковой камере сгорания при числе Маха на входе 2.89 при испытаниях модельной КС в режиме присоединенного воздухопровода на импульсной установке.

Распределение керосина на начальном участке канала в области каверны характеризуется существенной неравномерностью. Различия концентраций по высоте достигало семикратной величины. При этом в каверне керосиновоздушная смесь была переобогащенной, а в ядре потока оставалась обедненной. Вниз по потоку концентрация керосина в нижней части КС увеличивалась, а в верхней ее части уменьшалась. За каверной различия концентраций по высоте уменьшались до 3.4. На расстоянии  $X = 217$  мм от передней стенки каверны распределение керосина выравнивалось в поперечном сечении с различием по высоте не более 25 %.

Увеличение соотношения импульсов струй и воздушного потока с  $J_1 \approx 2.72$  до  $J_2 \approx 3.49$  приводит к двукратному увеличению концентрации керосина в нижней части КС уже на расстоянии  $X = 39$  мм.

Отсутствие интенсивного горения в модельной КС вызвано несоответствием локальных избытков топлива необходимым для воспламенения. Переобогащенная смесь в передней части КС на расстоянии  $X < 150$  мм не обеспечивает воспламенения и распространения горения вверх по потоку из отрывных зон ниже по потоку ( $X > 150$  мм), где воспламенения реализуются.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Третьяков П. К., Бруно К.** Особенности горения керосина в сверхзвуковом потоке // Физика горения и взрыва. — 1999. — Т. 35, № 3. — С. 35–42.
2. **Seiner J. M., Dash S. M., Kenzakowski D. C.** Historical survey on enhanced mixing in scramjet engines // J. Propuls. Power. — 2001. — V. 17, N 6. — P. 1273–1287.
3. **Тупикин А. В., Третьяков П. К., Венедиктов В. С.** Стабилизация диффузионного поднятого углеводородного пламени внешним периодическим электрическим полем // Физика горения и взрыва. — 2017. — Т. 54, № 1. — С. 38–42.
4. **Ahmed S. A., So R. M.** Concentration distributions in a model combustor // Exp. Fluids. — 1986. — N 4. — P. 107–113.
5. **Eckbreth C.** Laser Diagnostics for Combustion Temperature and Species — 2nd ed. — New York: Taylor & Francis, 2002. — (Combust. Sci. Technol. Book Series; V. 3).
6. **Ninnemann T. A., Ng W. F.** A concentration probe for the study of mixing in supersonic shear flows // Exp. Fluids. — 1992. — N 13. — P. 98–104.
7. **Xillo O. C., Schetz J. A., Ng W. F.** A sampling probe for fluctuating concentration measurements in supersonic flow // AIAA Paper 1999-0519. — 1999.
8. **Donohue J. M., McDaniel J. C.** Computer-controlled multiparameter flowfield measurements using planar laser-induced iodine fluorescence // AIAA J. — 1996. — V. 34, N 8. — P. 1604–1611.
9. **Воронцов С. С., Забайкин В. А., Смоголев А. А., Третьяков П. К.** Вихревые структуры при горении водорода в сверхзвуковой спутной воздушной струе // Физика горения и взрыва. — 2003. — Т. 39, № 2. — С. 3–8.
10. **Rossmann T., Mungal M. G., Hanson R. K.** Mixing efficiency measurements using a modified cold chemistry technique // Exp. Fluids. — 2004. — V. 37, N 1. — P. 566–576.
11. **Goldfeld M. A., Maslov A. A., Starov A. V., Shumskii V. V., Yaroslavtsev M. I.** IT-302M hotshot wind tunnel as a tool for the development of hypersonic technologies // 18th Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.–3 Jul., 2016). — 2016. — 030020. — (AIP Conf. Proc.; V. 1770).
12. **Гольдфельд М. А., Старов А. В.** Влияние конфигурации задней стенки каверны на процесс горения в сверхзвуковой камере сгорания // Физика горения и взрыва. — 2017. — Т. 53, № 1. — С. 29–37.
13. **Anderson C., Schetz J. A., O'Brien W. F.** Integrated liquid-fuel-injector/plasma-igniter for scramjet // 12th AIAA Int. Space Planes And Hypersonic Systems and Technologies, 15–19 December, 2003, Norfolk, Virginia. — AIAA 2003-6986.
14. **Гольдфельд М. А., Захарова Ю. В., Федорова Н. Н.** Численные и экспериментальные исследования обтекания каверны высокоэнтальпийным потоком // Теплофизика и аэромеханика. — 2012. — Т. 19, № 6. — С. 673–687.
15. **Щетинков Е. С.** Физика горения газов. — М.: Наука, 1965.
16. **Dean A. J., Penyazkov O. G., Sevruk K. L., Varatharajan V.** Ignition of aviation kerosene at high temperatures // Proc. of the 20th Int. Colloquium on the Dynamics of Explosion and Reactive Systems. — Paper 205, 2005.
17. **Димитров В. И.** Расчет состава продуктов горения водорода // Физика горения и взрыва. — 1971. — Т. 7, № 1. — С. 155–157.
18. **Демьянов В. В., Савельева Е. А.** Геостатистика: теория и практика. — М.: Наука, 2010.

*Поступила в редакцию 04.12.2017.*

*После доработки 14.11.2018.*

*Принята к публикации 28.11.2018.*