

ИССЛЕДОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ЖИДКОГО И ГАЗООБРАЗНОГО ТОПЛИВ В СВЕРХЗВУКОВОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Д. Л. Ле, Х. Ч. Бай, А. А. Мишунин*, А. В. Старов*

Китайский аэродинамический научно-исследовательский центр, 621000 Миньян, КНР

*Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск, starov@itam.nsc.ru

Изложены результаты экспериментального исследования полной модели ГПВРД на керосине, проведенного в импульсной трубе ИТ-302М Института теоретической и прикладной механики СО РАН, и исследования модели на водороде, выполненного в импульсной трубе с огневом подогревом Китайского аэродинамического центра. Испытания проведены при числах Маха 5 и 6 при параметрах потока, близких к полетным. Определена оптимальная схема подачи керосина в этих условиях, и исследованы тяговые характеристики модели двигателя. Дан анализ возможности управления процессом горения керосина при испытаниях в трубе кратковременного действия, и изучены особенности воспламенения топлива в короткой камере сгорания. Реализовано интенсивное горение керосина при встречной подаче не менее 3 % водорода, что позволило получить эффективную тягу. Проведено сравнение распределений статического давления и силовых характеристик модели при горении керосина и водорода.

Ключевые слова: прямоточный двигатель, сверхзвуковая камера сгорания, керосин, тяга.

ВВЕДЕНИЕ

Организация эффективного горения в сверхзвуковой камере сгорания даже такого активного топлива, как водород, требует решения крупных научно-технических проблем. К настоящему времени выполнен большой объем расчетных и экспериментальных исследований для оценки эффективности различных способов инжекции водорода, выбора оптимальной конфигурации стабилизаторов горения и геометрии сверхзвуковой камеры сгорания [1, 2]. В результате этих исследований достигнута достаточно высокая эффективность сгорания водорода при приемлемом уровне потерь на минимально возможной длине камеры сгорания [3]. Вместе с этим была показана перспективность использования жидких углеводородов до скоростей полета, соответствующих числам Маха $M = 6 \div 8$, ввиду их большей объемной теплотворной способности и меньшей стоимости. Использование углеводородов требует дополнительных усилий по подготовке и распылению жидкого некриогенного топлива. Кроме того, время задержки воспламенения большинства углеводородов на два порядка больше, чем у водорода. Эти факторы существенно усложняют организацию эффективного горения жидких углеводородов при сверхзвуковой скорости потока.

В настоящее время известно большое ко-

личество работ, посвященных экспериментальному изучению сверхзвукового горения жидких углеводородных топлив [4–6]. Однако большинство исследований было проведено в модельной камере сгорания в режиме присоединенного трубопровода. Эти исследования показали принципиальную возможность воспламенения и горения жидких углеводородов при сверхзвуковой скорости потока в канале. Вместе с тем такие испытания не полностью моделируют параметры потока на входе в камеру сгорания, поскольку структура течения за воздухозаборником значительно сложнее, чем на выходе сверхзвукового сопла установки. Исследование с целью получения максимального удельного импульса и максимального тягового КПД возможно только при испытаниях полной модели ГПВРД, поскольку эти параметры характеризуют полный двигатель, включая воздухозаборник и сопло. Не менее важной проблемой является изучение взаимного влияния элементов такого двигателя, особенно при горении топлива, которое может сопровождаться запиранием канала и срывом втекания.

Воспламенение (особенно, самовоспламенение) топлива и скорость химических реакций существенно зависят от температуры и давления. Поэтому при испытаниях ГПВРД весьма желательны проведение экспериментов при натурных значениях этих параметров. Поддержание параметров воздуха, присущих гипер-



Рис. 1. Схема полной модели ГПВРД

звуковым течениям, усложняет эксперимент за счет больших расходов высокоэнтальпийного воздуха и трудностей измерений при высоких температурах. Решением этих проблем экспериментального моделирования гиперзвуковых потоков может быть уменьшение времени испытаний, т. е. использование высокоэнтальпийных установок кратковременного действия. Изучение полной модели ГПВРД на водороде [7] показало, что импульсные аэродинамические трубы вполне надежный инструмент для исследования моделей с тепло- и массоподводом. Вместе с тем особенности жидких углеводородных топлив требуют дополнительных исследований в этом направлении.

Для изучения вышеуказанных проблем была разработана модель полного двигателя. Целью испытаний полной модели ГПВРД являлось:

- исследование воспламенения и горения холодного керосина в относительно короткой камере сгорания при испытаниях в установке кратковременного действия с длительностью режима до 100 мс;
- определение приемлемой схемы вдува топлива и конфигурации стабилизаторов горения;
- получение эффективной тяги;
- сравнение характеристик двигателя на керосине и двигателя на водороде.

МОДЕЛЬ И УСЛОВИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

Схема модели и ее основные элементы приведены на рис. 1. Модель ГПВРД состоит из трех независимых модулей, что позволяет модифицировать модель путем замены элементов. Кроме того, такая схема дает возможность получать характеристики каждого из элементов: воздухозаборника, камеры сгорания и сопла. Для измерения расхода воздуха использовался дополнительный модуль — расходомер.

Двумерный трехкачковый воздухозаборник внешнего сжатия имеет традиционную схе-

му с общим углом поворота потока $23,5^\circ$ и максимальной площадью захватываемой струи 120×80 мм при относительной высоте горла 15 %.

При сверхзвуковой скорости на входе в камеру сгорания наиболее перспективным представляется использование камеры сгорания с внезапным расширением [1]. Наличие рециркуляционной зоны существенно улучшает воспламенение топлива и обеспечивает стабилизацию горения. Внезапное расширение реализовано с помощью обратного уступа с относительной высотой $0,38h$ (h — высота горла воздухозаборника). За уступом камера сгорания имеет участок с постоянной площадью поперечного сечения длиной $3h$ и расширяющийся в вертикальной плоскости участок с углом $1,5^\circ$ с относительной длиной $24h$. Общее увеличение площади поперечного сечения камеры сгорания составляет 2,2.

Система подачи топлива состоит из двух независимых частей и обеспечивает инжекцию газообразного и/или жидкого топлива через два пояса подачи. Каждая часть состоит из бака для жидкого или газообразного топлива, внешних и внутримодельных трубопроводов, силовой развязки, быстродействующего клапана и собственно инжектирующих устройств. Инжекция топлива через первый пояс подачи осуществляется с обратного уступа. Высота уступа позволяет устанавливать центробежные форсунки для улучшения распыла жидкого топлива, форсунки располагаются равномерно по ширине уступа. Для подачи керосина в ядро потока и использования скоростного напора воздуха при образовании топливовоздушной смеси оси симметрии форсунок находятся под углом 30° к направлению воздушного потока. Второй пояс подачи топлива расположен в конце участка постоянной площади. Его конструкция обеспечивает инжекцию топлива в ядро потока как со стенки, так и с тонких сменных пилонов. Модификация инжектирующих устройств во втором поясе подачи позволила исследовать влияние углов подачи топлива и пилонов на воспламенение и стабилизацию горения.

Испытания полной модели двигателя были проведены с двумя вариантами плоского непрофилированного сопла. В первом варианте сопло образовано плоской верхней стенкой, двумя боковыми стенками и нижним клином с углом раскрытия 17° , выходная площадь сопла рав-

M_∞	T_0 , К	p_0 , МПа	p_∞ , кПа	Re_1 , 10^6 м^{-1}	τ , мс
5	1550 ÷ 1200	4,5 ÷ 1,7	9,4 ÷ 3,5	12,4 ÷ 6,1	100
6	1820 ÷ 1270	9,8 ÷ 2,0	6,3 ÷ 1,3	12,0 ÷ 4,1	80

Примечания. T_0 , p_0 — параметры торможения, p_∞ — давление в невозмущенном потоке, Re_1 — единичное число Рейнольдса, τ — длительность испытаний.

нялась площади входа воздухозаборника. Во втором варианте за счет дополнительного расширения верхней стенки площадь выхода сопла была увеличена в 1,6 раза. Выходное сопло не имело геометрического горла, поскольку предполагалось горение керосина при сверхзвуковой скорости в камере сгорания.

Модель двигателя устанавливалась на тензометрических весах для определения аэродинамических сил, действующих на двигатель. Тензометрический упругий элемент весов был выполнен по трехкомпонентной схеме с отдельным измерением продольной силы, подъемной силы и момента тангажа. Было разработано калибровочное устройство, которое позволяло проводить статические градуировки весов в сборе с моделью с учетом реальных связей, возникающих при монтаже в аэродинамической трубе. Динамическая калибровка (истечение топлива без воздушного потока в канале) показала, что весы имеют приемлемую частотную характеристику (≈ 500 Гц) и необходимую чувствительность (погрешность не более 0,15 % для продольной компоненты) для выделения полезного сигнала. Для обеспечения весовых измерений выполнена оригинальная силовая развязка топливной системы и модели. Силовая развязка представляет собой систему шарниров, обеспечивающих перемещение и вращение вокруг всех осей с минимальным сопротивлением и сохранением герметичности топливных трубопроводов.

Основная серия экспериментов с подачей холодного керосина была проведена в импульсной аэродинамической трубе с электродуговым подогревом ИТ-302М Института теоретической и прикладной механики СО РАН. В испытаниях использовались профилированные сопла на числа Маха $M_\infty = 5$ и 6 при режиме работы с двойной форкамерой. Режим работы с двойной форкамерой предполагает использование дополнительной дросселирующей форкамеры, что позволяет уменьшить значение M_∞ при той же энергетике трубы и снизить темп падения параметров потока при диаметре критического сечения сопла ≈ 35 мм. Калибровоч-

ные испытания подтвердили квазистационарность рабочего режима и равномерность потока в рабочей части трубы. Исследования проводили при параметрах потока, близких к полетным, и коэффициентах избытка керосина $\beta_{кер} = 0,5 \div 1$ и водорода $\beta_{H_2} = 0 \div 0,2$. Условия испытаний и изменение параметров потока в течение режима представлены в таблице.

Исследования модели на водороде были проведены в импульсной трубе Китайского аэродинамического научно-исследовательского центра. Эта установка оснащена огневым подогревателем ($H_2 + O_2$) с балластировкой кислородом до уровня его содержания в атмосферном воздухе. Испытания выполнены при следующих условиях: число Маха $M_\infty = 6$, полная температура $T_0 = 1850$ К, полное давление $p_0 = 5,4$ МПа, длительность режима ≈ 100 мс, $\beta_{H_2} = 0,3 \div 0,8$. Параметры потока оставались постоянными в течение режима.

МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЙ

В каждом эксперименте измерялись параметры торможения воздушного потока в основной и дросселирующей форкамерах импульсной трубы и статическое давление на выходном срезе сопла. Данные этих измерений использовались для определения числа Маха и нормирования давления в канале модели.

В канале модели измерялись статическое давление (35 приемников) и тепловые потоки (26 датчиков) на верхней и нижней стенках в плоскости симметрии, а также осредненное донное давление на уступе. Для определения потерь полного давления и расчета выходного импульса проводили измерения распределения полного давления за прямым скачком уплотнения (давление Пито) в характерных поперечных сечениях: в горле воздухозаборника, на входе и выходе камеры сгорания и на выходе сопла модели. Для этого модель полного двигателя была оснащена 24 приемниками давления Пито. По результатам измерения расходов топлива и воздуха определялся коэффициент избытка топлива. Все измерения проводились на

«холодном» двигателе без подачи топлива и в испытаниях с горением топлива.

Для визуализации течения и обеспечения оптических измерений в модели имелись кварцевые стекла (марки КУ-1) на боковых стенках камеры сгорания. Визуализация в видимом диапазоне позволяла определять наличие горения (дополнительно к другим измерениям, особенно в случае слабой интенсивности горения), форму факела и распределение зон горения по камере сгорания.

Полноту сгорания топлива определяли с помощью оптической системы регистрации излучения в ультрафиолетовом диапазоне [1, 8]. Принцип определения полноты сгорания топлива основан на эффекте хемилюминесценции гидроксильной группы OH^- как промежуточного продукта в процессе окисления водорода. Особенность представляемых исследований состоит в использовании электронной сканирующей системы. Основными частями этой системы являются блок фильтров, электронно-оптический преобразователь и скоростная видеокамера с частотой 1000 кадр/с. Блок фильтров обеспечивает выделение ультрафиолетового излучения в диапазоне длин волн $280 \div 320$ нм, соответствующего излучению радикалов OH^- . Электронно-оптический преобразователь служит для переноса спектрального диапазона регистрируемого изображения пламени в видимую область при одновременном усилении яркости. В качестве приемника полученного изображения используется видеокамера с покадровым вводом в компьютер для последующей обработки и анализа. Двумерное изображение позволяет регистрировать распределение излучения OH^- по камере сгорания с определением зон реакции.

Калибровка системы ультрафиолетовой диагностики осуществлялась на стенде со свободным факелом в предположении, что полнота сгорания топлива в таком факеле близка к единице. Излучение факела на стенде проходило через кварцевые стекла той же марки и толщины, что и на модели и в рабочей части установки, для учета их степени поглощения. Калибровку системы проводили с расходами топлива, соответствующими расходам в экспериментах с моделью двигателя. Для определения доли излучения OH^- от горения керосина и водорода предполагали, что их полнота сгорания одинакова. Тогда интенсивность излучения в ультрафиолетовом диапазоне разделяется в со-

ответствии с массовой долей атомов водорода в керосине (12,5 %) и массовой долей собственно водорода в расходе топлива.

В испытаниях использовалась многоканальная быстродействующая система сбора данных. Ее временное разрешение — 3 мкс на каждый из 128 измерительных каналов — обеспечило проведение всех измерений в импульсной трубе.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ АНАЛИЗ

Модульный принцип построения модели позволил получить интегральные характеристики воздухозаборника в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН в диапазоне чисел Маха $M_\infty = 3 \div 6$ [9]. Для этого был использован дополнительный расходомерный модуль, устанавливаемый вместо камеры сгорания и сопла. Получены значения коэффициента расхода ($f = 0,76$ при $M_\infty = 5$ и $f = 0,9$ при $M_\infty = 6$) и коэффициента восстановления полного давления ($\sigma = 0,34$ при $M_\infty = 5$ и $\sigma = 0,24$ при $M_\infty = 6$) не ниже известных стандартных зависимостей для нерегулируемых воздухозаборников. При числах Маха набегающего потока $M_\infty = 5$ и 6 среднemasовые числа Маха на входе в камеру сгорания были сверхзвуковыми — 2,16 и 2,4 соответственно.

Анализ распределения статического давления вдоль канала модели полного двигателя позволяет утверждать, что относительное давление в канале модели при $M_\infty = 5$ без вдува топлива не меняется в течение всего режима работы импульсной аэродинамической трубы, несмотря на падение параметров торможения в форкамере (рис. 2, линии 1–3). Качественный характер распределения статического давления остается неизменным при увеличении числа Маха, но уровень относительного статического давления при $M_\infty = 6$ возрастает примерно в полтора-два раза.

Основная цель экспериментов с горением состояла в обеспечении воспламенения и горения жидкого холодного (без подогрева) керосина в условиях импульсной трубы. Для воспламенения керосина в стационарных условиях обычно используют газоструйные форсунки, пилотные факелы, барботирование керосина газами, включая водород [4]. Эти дополнительные усилия становятся определяющими для воспламенения керосина в условиях падения параметров импульсной трубы. Поэтому в рамках данной работы было исследовано семь

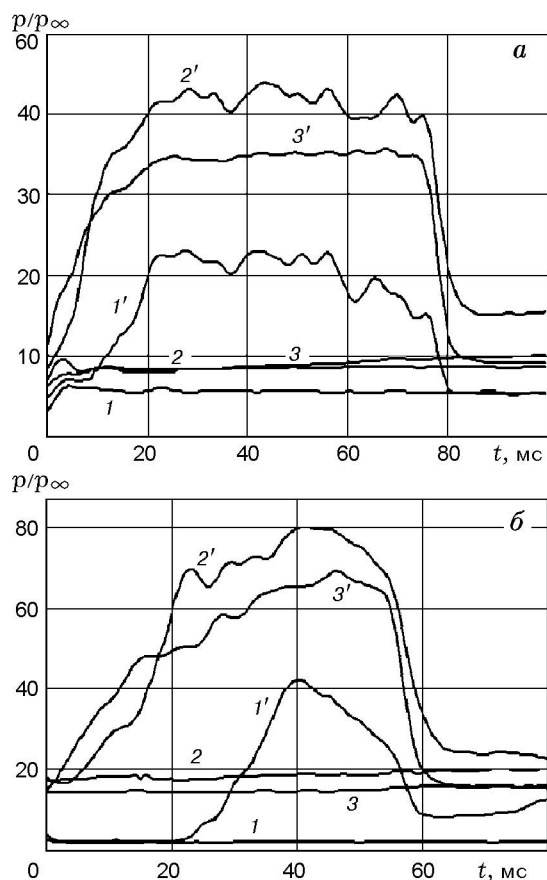


Рис. 2. Статическое давление на нижней стенке модели с соплом со степенью расширения 1,6 при $M_\infty = 5$ (а) и 6 (б), $\beta_{\text{кер}} = 0,6$, $\beta_{\text{H}_2} = 0,1$:

1 — донное давление, 2 — давление в конце первой трети камеры сгорания, 3 — давление на выходе камеры сгорания, 1'–3' — давление в соответствующих точках при горении

вариантов организации подачи топлива: 1) подача керосина с уступа при наличии четырех пилонов без подачи топлива через них; 2) подача керосина с уступа при спутной подаче водорода с пилонов; 3) подача керосина с пилонов под углом 45° навстречу потоку при подаче водорода с уступа; 4) подача керосина с уступа при подаче водорода с пилонов под углом 45° навстречу потоку; 5) подача керосина с уступа при подаче водорода со стенки перпендикулярно потоку; 6) подача керосина с уступа при подаче водорода со стенки под углом 65° навстречу потоку; 7) подача керосина с уступа при подаче водорода с пилонов навстречу потоку. В результате экспериментов было установлено, что подача керосина без пилотного водородного факела, даже сатурированного водородом

и при наличии пилонов как стабилизаторов горения, не приводит к его воспламенению. Безуспешными оказались также варианты с дополнительной подачей водорода с пилонов и со стенки камеры сгорания спутно и под различными углами к потоку воздуха.

Из-за малого времени режима в импульсной трубе важными характеристиками являются время «розжига» камеры сгорания и длительность горения. Время «розжига» определяется как период от начала режима установки до начала повышения статического давления по всей камере сгорания. Прекращение горения проявляется в резком снижении статического давления и тепловых потоков в канале модели. Промежуток времени между концом «розжига» и прекращением горения считается временем горения. Время «розжига» и снижение температуры и давления потока (при увеличении времени режима τ импульсной трубы) определяют продолжительность горения при испытаниях в импульсном режиме, в течение которого можно исследовать газодинамику рабочего процесса и силовые характеристики моделей с тепло- и массоподводом.

В исследуемой камере сгорания при сверхзвуковой скорости потока получено эффективное воспламенение керосина с последующим интенсивным горением только при встречной подаче водорода (вариант 7) с массовой долей $\approx 3\%$. Это подтверждают данные измерения статического давления в канале камеры сгорания (см. рис. 2, линии 1'–3'). Видно, что процесс «розжига» (повышение давления) начинается в конце камеры сгорания, распространяется вверх по потоку и приводит к повышению донного давления примерно через 10 мс. Процесс «розжига» камеры сгорания и выхода статического давления в камере сгорания на «плато» при $M_\infty = 5$ занимал $20 \div 25$ мс. Качественно характер горения при $M_\infty = 6$ (см. рис. 2, б, линии 1'–3') не отличается от результатов, полученных при $M_\infty = 5$. Однако обнаружены количественные отличия, которые заключаются в большем времени «розжига» камеры сгорания, отсутствии «плато», меньшем уровне повышения давления и несколько меньшей общей длительности горения.

Распределения давления на верхней и нижней стенках качественно и количественно близки друг к другу по длине канала двигателя и по времени процесса, что вполне объяснимо малой относительной высотой канала. Неболь-

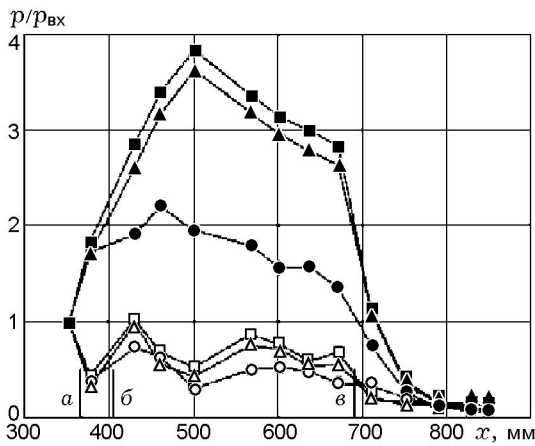


Рис. 3. Распределение давления на нижней стенке модели с соплом со степенью расширения 1,6 при $\beta_{кер} = 0,6$, $\beta_{H_2} = 0,1$:

a — начало камеры сгорания, b — конец участка постоянной площади, $в$ — конец камеры сгорания; Δ , \blacktriangle — $M_\infty = 5$, \square , \blacksquare — $M_\infty = 6$, \circ , \bullet — $M_\infty = 6$, импульсная труба с огневым подогревом, светлые символы — без инъекции топлива, темные символы — с горением топлива ($p_{вх}$ — давление на входе в камеру сгорания)

шое различие наблюдается лишь на начальном участке камеры сгорания вследствие наличия на нижней стенке стабилизатора горения в виде рециркуляционной зоны за уступом. На расстоянии 100 мм от входа камеры сгорания давление на верхней стенке достигает того же уровня, что и на нижней стенке, и «симметричное» распределение статического давления сохраняется вплоть до выхода сопла. Воспламенение и горение керосина приводят к значительному (более чем в четыре раза) повышению статического давления в камере сгорания (рис. 3). Наиболее интенсивный рост давления при горении наблюдается в первой трети камеры сгорания, где статическое давление достигает максимального уровня. Качественно распределение статического давления по длине модели при $M_\infty = 6$ остается тем же (см. рис. 3), однако степень повышения статического давления, обусловленного горением керосина несколько меньше, чем при $M_\infty = 5$.

Измерение статического давления и давления Пито на входе и выходе камеры сгорания позволило определить полное давление и числа Маха в этих сечениях. Предположения о потерях полного давления в тракте позволили получить распределения среднего числа Маха по длине камеры сгорания при горении топлива (рис. 4). Светлые символы на этом рисунке

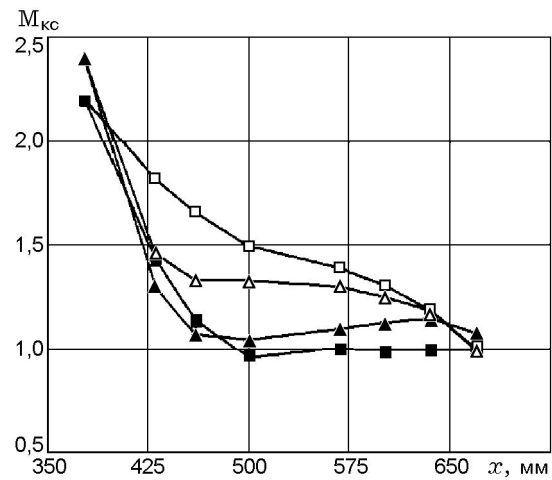


Рис. 4. Распределение среднего числа Маха по длине камеры сгорания:

\square , \blacksquare — $M_\infty = 5$, Δ , \blacktriangle — $M_\infty = 6$, светлые символы — линейное изменение потерь полного давления по длине камеры сгорания, темные символы — $\sigma = 0,3\sigma^0$ ($M_\infty = 5$) и $0,5\sigma^0$ ($M_\infty = 6$) на участке с постоянной площадью, далее — линейное изменение потерь полного давления

соответствуют линейному изменению полного давления по длине камеры сгорания, темные символы получены в предположении, что большая часть теплоподвода осуществляется в части камеры сгорания с постоянной площадью, причем при $M_\infty = 5$ потери на этом участке составляют треть, а при $M_\infty = 6$ — половину от общих потерь полного давления в камере сгорания. Видно, что в случае линейной зависимости потерь по длине камеры сгорания течение в канале модели остается сверхзвуковым по всему тракту. Вместе с тем из термодинамических оценок следует, что ближе к действительности вариант с нелинейным изменением полного давления по длине камеры сгорания. Из этого можно заключить, что в исследуемой камере сгорания удалось реализовать схему теплоподвода, близкую к «идеальной», т. е. подвод тепла на цилиндрическом участке до момента наступления кризиса течения и завершение теплоподвода в расширяющейся части при сохранении числа Маха потока близким к единице.

Измерение давления и тепловровские снимки обтекания входа модели показали, что во всех режимах воздухозаборник работал без срыва втекания и заметного изменения давления в горле даже при интенсивном горении топлива.

Анализ измерений теплового потока в

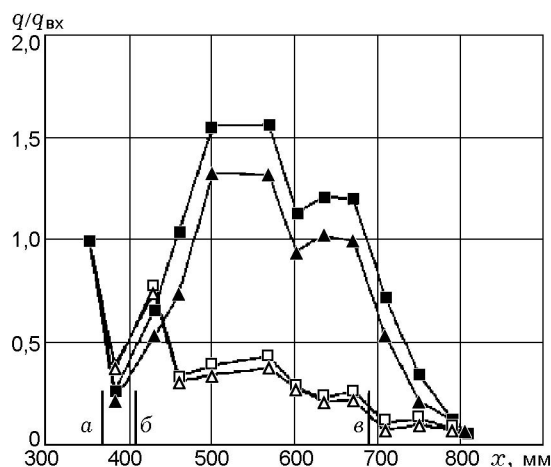


Рис. 5. Распределение тепловых потоков на нижней стенке модели с соплом со степенью расширения 1,6 при $\beta_{кер} = 0,6$, $\beta_{H_2} = 0,1$:

a — начало камеры сгорания, b — конец участка постоянной площади, v — конец камеры сгорания; Δ , \triangle — $M_\infty = 5$, \square , \blacksquare — $M_\infty = 6$, светлые символы — без инжекции топлива, темные символы — с горением топлива (q_{vx} — тепловой поток на входе в камеру сгорания)

стенки модели подтверждает вывод, сделанный на основе анализа распределения статического давления, о характере процесса «розжига» камеры сгорания. По распределению тепловых потоков видно (рис. 5), что при горении керосина уровень тепловых потоков в канале модели возрастает более чем в четыре раза. Сравнение распределений тепловых потоков при разных числах Маха (см. рис. 5) согласуется с результатами измерения статического давления и свидетельствует о несколько большем тепловыделении при $M_\infty = 5$. Следует отметить низкий уровень тепловых потоков на начальном участке камеры сгорания. Это связано, по-видимому, с тем, что датчики теплового потока охлаждаются струей керосина вблизи зоны его подачи. В пусках с подачей керосина без его воспламенения тепловой поток в рециркуляционной зоне и вблизи нее также всегда был ниже, чем в пусках без инжекции топлива.

Особенность весовых испытаний в импульсной аэродинамической трубе заключается в сложных динамических характеристиках системы «модель — весы — труба» вследствие кратковременности режима работы и необходимости использования тяжелых моделей с системами подвода топлива. В результате сигнал, получаемый с весов в процессе эксперимента, имеет гармоническую составляющую и

высокий уровень шума. Тем не менее в настоящих опытах достаточно легко выделить полезный сигнал, так как всегда был отклик весов на изменения условий и нагрузок, даже вблизи нулевого значения. Для исключения гармонической составляющей выходной сигнал с весов подвергался сглаживанию по методу наименьших квадратов.

Полученные данные по сопротивлению полного двигателя без горения показали, что характер изменения сопротивления по времени аналогичен характеру изменения давления торможения (скоростного напора) набегающего потока и измеренный средний коэффициент сопротивления двигателя постоянен на протяжении всего режима работы трубы: $C_x = 0,40$ для $M_\infty = 5$ и $C_x = 0,54$ для $M_\infty = 6$ (здесь суммарная сила сопротивления отнесена к скоростному напору набегающего потока на срезе сопла и к расчетной площади струи, захватываемой воздухозаборником $0,12 \times 0,08$ м).

Характер изменения коэффициента сопротивления по времени при горении топлива согласуется с изменением давления в канале модели и позволяет отслеживать процесс «розжига» камеры сгорания. В течение первых $10 \div 30$ мс (в зависимости от числа Маха) сопротивление двигателя снижается, достигает своего минимума (появление избыточной тяги) при интенсивном горении и при прекращении горения стремится к уровню сопротивления модели в экспериментах без горения.

В результате существенного повышения давления при интенсивном горении керосина получена достаточно большая эффективная (избыточная) тяга двигателя, несмотря на большое внешнее сопротивление модели, вызванное необходимостью применения толстых верхней и боковых стенок для размещения датчиков и установки кварцевых стекол. При увеличении степени расширения сопла до значения 1,6 также получен прирост эффективной тяги, несмотря на большее внешнее сопротивление. Коэффициент тяги достигал максимального значения $C_R = 0,16$ при $M_\infty = 5$ и $C_R = 0,20$ при $M_\infty = 6$. Этим значениям тяги соответствуют удельные импульсы модели двигателя $I = 855$ и 960 с. Сравнение с известными теоретическими зависимостями [2] показало, что полученный удельный импульс на 27 % меньше максимально достижимого удельного импульса двигателя на керосине. С учетом достигнутой полноты сгорания и нестационарно-

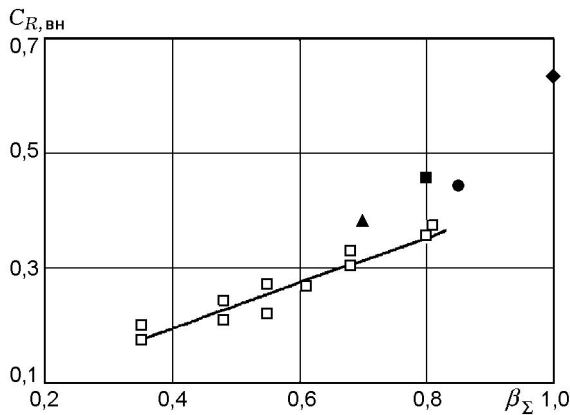


Рис. 6. Коэффициент внутренней тяги модели с соплом со степенью расширения 1,6:

установка ИТ-302М, 20 мс: ▲ — $\beta_{кер} = 0,6$ и $\beta_{H_2} = 0,1$; ● — $\beta_{кер} = 0,75$ и $\beta_{H_2} = 0,1$; ■ — $\beta_{кер} = 0,6$ и $\beta_{H_2} = 0,2$; ◆ — $\beta_{кер} = 0,8$ и $\beta_{H_2} = 0,2$; □ — зависимость для модели на водороде, полученная в трубе с огневом подогревом

го режима испытаний такое расхождение представляется удовлетворительным. При рассмотрении тяговых характеристик обычно оперируют внутренней тягой. Полученные для этого варианта модели максимальные значения коэффициентов внутренней тяги ($C_{R,вн} = 0,56$ при $M_{\infty} = 5$ и $C_{R,вн} = 0,74$ при $M_{\infty} = 6$) качественно согласуются с известными экспериментальными данными для других подобных моделей [7, 10], испытанных при других числах Маха.

Были выполнены исследования влияния суммарного коэффициента избытка топлива β_{Σ} на внутреннюю тягу двигателя (рис. 6). Эксперименты проводили на модели с симметричным выходным соплом при $M_{\infty} = 6$, так как при таком числе Маха режим работы двигателя сложнее с точки зрения «розжига» камеры сгорания и обеспечения эффективного горения (см. рис. 2).

Увеличение коэффициента избытка керосина с 0,6 до 0,75 при сохранении коэффициента избытка водорода ($\beta_{H_2} = 0,1$) привело к увеличению коэффициента внутренней тяги на 15 % (см. рис. 6). Этот результат свидетельствует о снижении полноты сгорания при увеличении избытка керосина, поскольку расход керосина возрастает на 25 %.

Увеличение относительного массового расхода водорода в пилотном факеле с 3 до 6 % (коэффициента избытка водорода — с 0,1 до 0,2) при сохранении коэффициента избытка керосина значительно сократило время

«розжига» при неизменном максимальном давлении в первой трети камеры сгорания. Вместе с тем интенсификация процесса «розжига» привела к росту статического давления в конце камеры сгорания и выходном сопле, что сопровождалось увеличением коэффициента внутренней тяги. Коэффициент внутренней тяги (см. рис. 6) оказался на 18 % больше, чем при испытании модели с $\beta_{H_2} = 0,1$, т. е. добавка водорода активизировала процесс горения и привела к увеличению полноты сгорания.

Совместное увеличение коэффициентов избытка керосина (с 0,6 до 0,8) и водорода (с 0,1 до 0,2) привело к существенному увеличению статического давления при времени «розжига» не хуже, чем в случае увеличения расхода только водорода. Интенсификация горения сопровождалась полуторакратным увеличением коэффициента внутренней тяги (см. рис. 6).

Расчет полноты сгорания на основе одномерного анализа показал, что в модели двигателя была достигнута полнота сгорания керосина $\eta = 0,8 \div 0,9$. Полученные расчетные значения η позволили осуществить привязку к этим значениям результатов измерения интенсивности свечения радикалов OH^- в ультрафиолетовом диапазоне, поскольку по этим измерениям полнота сгорания составляет $\eta = 0,5 \div 0,6$. Это различие объясняется невысокой точностью метода оптической диагностики ввиду сложности точного обеспечения условий эксперимента при калибровке системы регистрации радикалов OH^- и требуемых при этом предположениях о процессе горения. Распределение свечения радикалов OH^- по длине камеры сгорания показало расположение зон реакции и их смещение в течение эксперимента. Эти данные подтвердили выводы о начале горения в конце камеры сгорания, распространении зоны горения вверх по потоку до рециркуляционной зоны за уступом и о последующем горении по всей камере сгорания.

Испытания модели без инжекции топлива в импульсной трубе с огневом подогревом показали, что степень сжатия воздухозаборника была на 16 % ниже по сравнению с испытаниями в импульсной трубе ИТ-302М с электродуговым подогревом. Этот результат объясняется, по-видимому, содержанием 22 % воды в составе рабочего газа установки, т. е. связан с возможной конденсацией воды и изменением структуры скачков уплотнения и характерис-

тик пограничного слоя на поверхностях сжатия воздухозаборника.

В процессе испытаний в импульсной трубе с огневом подогревом были исследованы: 1) встречная, 2) встречно-спутная (35 % расхода навстречу и 65 % спутно потоку) подача водорода с пилонов, 3) перпендикулярная подача со стенки. Во всех случаях водород воспламенялся и горел. Максимальная полнота сгорания и соответственно максимальное повышение статического давления в камере сгорания получены при встречной подаче водорода. Для сравнения результаты распределения статического давления для этих условий приведены на рис. 3. Видно, что статическое давление в испытаниях с водородом ниже давления, полученного при горении керосина. Снижение эффективности двигателя в целом, по-видимому, можно объяснить присутствием воды в рабочем газе установки. Аналогичный вывод о влиянии воды на характеристики двигателя сделан в [11]. Снижение эффективности двигателя в этих условиях подтверждают данные измерений внутренней тяги. На рис. 6 приведены зависимость коэффициента внутренней тяги модели двигателя на водороде при встречной его подаче и зависимость коэффициента внутренней тяги модели на керосине от суммарного коэффициента избытка горючего. Видно, что тяга двигателя на водороде ниже, чем тяга двигателя на керосине, несмотря на то, что при одинаковом коэффициенте избытка теплотворная способность водорода на 17 % выше, чем у керосина.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные экспериментальные исследования модели ГПВРД подтвердили реализацию горения холодного керосина в относительно короткой камере сгорания при условиях, соответствующих полетным числам Маха $M_\infty = 5$ и 6, и возможность управления этим процессом при испытаниях в аэродинамической трубе кратковременного действия. Керосин воспламеняется при встречной подаче водорода с относительным расходом не менее 3 %. Увеличение массовой доли водорода в пилотном факеле приводит к существенному улучшению характеристик процесса горения и увеличению тяги двигателя. Получена эффективная тяга моде-

ли полного двигателя с горением жидкого керосина при числах Маха $M_\infty = 5$ и 6 при испытаниях в импульсной аэродинамической трубе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баев В. К., Головичев В. И., Третьяков П. К. и др. Горение в сверхзвуковом потоке. Новосибирск: Наука, 1984.
2. Billig F. S. Research on supersonic combustion // J. Propulsion and Power. 1993. V. 9, N 4. P. 515–521.
3. Сабельников В. А., Волощенко О. В., Колесников О. М. и др. Газодинамика камер сгорания ГПВРД // Труды 16 Королёвских чтений. М., 1993. С. 28–49.
4. Аврашков В. Н., Барановский С. И., Левин В. М. Газодинамические особенности сверхзвукового горения керосина в модельной камере сгорания // Вестн. МАИ. 1993. Т. 1, № 2. С. 30–37.
5. Третьяков П. К., Бруно К. Особенности горения керосина в сверхзвуковом потоке // Физика горения и взрыва. 1999. Т. 35, № 3. С. 35–42.
6. Vinogradov V. A., Kobigsky S. A., Petrov M. D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow // J. Propulsion and Power. 1995. V. 11, N 1. P. 130–134.
7. Баев В. К., Шумский В. В., Ярославцев М. И. Некоторые методические аспекты исследования газодинамических моделей с тепломассоподводом в импульсной аэродинамической трубе // Физика горения и взрыва. 1987. Т. 23, № 5. С. 45–54.
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. Le J. L., Bai H. C., Starov A. V., et al. Preliminary investigation of full model of two-mode scramjet // J. Therm. Sci. 2001. V. 10, N 2. P. 195–201.
10. Звегинцев В. И. Экспериментальное исследование тягово-аэродинамических характеристик работающего ПВРД в импульсной аэродинамической трубе // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Вып. 2, № 2. С. 37–40.
11. Roudakov A. S., Semenov V. L., Korchenov V., et al. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test // AIAA Paper. № 99-4848. 1999.