

ВОПРОСЫ ОРГАНИЗАЦИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПВРД

Владимир Николаевич КАРАСЕВ родился в 1946 г. в городе Хабаровске. Доцент МАИ. Кандидат технических наук. Основные интересы — в области применения воздушно-реактивных двигателей для летательных аппаратов различных типов, динамических свойств силовых установок и управления ими в полете. Автор более 50 научных работ. E-mail: aerospace@mai.ru

Vladimir N. KARASIOV, Ph.D., was born in 1946, in Khabarovsk. He is an Associate Professor at the MAI. His research interests are in application of air-breathing jet engines, propulsion system dynamics and control. He has published more than 50 technical papers. E-mail: aerospace@mai.ru

Лев Леонидович КАРТОВИЦКИЙ родился в 1958 г. в городе Москве. Доцент МАИ. Кандидат технических наук. Основные интересы: гидрогазодинамика, математическое моделирование, обработка эксперимента, теория управления. Автор более 30 научных работ. E-mail: levka_58@mail.ru

Lev L. KARTOVTSKY, Ph.D., was born in 1958, in Moscow. He is an Associate Professor at the MAI. His research interests are in hydrodynamics, gas dynamics, mathematical modeling, analysis of experimental results, control theory. He has published over 30 technical papers. E-mail: levka_58@mail.ru

Вадим Михайлович ЛЕВИН родился в 1940 г. в городе Москве. Руководитель научного центра «Аэроспейс-МАИ». Доктор технических наук. Основные интересы — в области исследований, испытаний и проектирования камер сгорания прямоточных ВРД для перспективных летательных аппаратов. Автор более 70 научных работ. E-mail: aerospace@mai.ru

Vadim M. LEVIN, D.Sci., was born in 1940, in Moscow. He is the Head of the Aerospace-MAI Research Center. His research interests are in investigation, designing and testing of ramjet combustion chambers for advanced aircraft. He has published more than 70 technical papers. E-mail: aerospace@mai.ru

Обсуждается проблема организации рабочего процесса в камере сгорания ПВРД ограниченного размера. Рассмотрены способы сжатия, воспламенения, стабилизации пламени и горения жидкого углеводородного топлива в потоке с целью реализации эффективного процесса на малой длине при умеренных суммарных потерях давления. Показаны результаты экспериментальных исследований горения керосина в камере сгорания ПВРД.

Some organizational aspects are discussed for working processes in a ramjet combustion limited-size chamber. Methods are examined to compress, ignite, stabilize flame as well as to combust a liquid hydrocarbon fuel in the chamber to obtain effective working process in the short channel with moderate total pressure losses. Experimental results are presented to demonstrate combustion of kerosene in the ramjet combustion chamber.

Ключевые слова: прямоточный ВРД, камера сгорания, эксперимент, авиационный керосин, рабочий процесс, эффективность, характеристики.

Key words: ramjet, combustion chamber, experiment, aviation kerosene, working process, effectiveness, performances.

Обозначения

ЛА — летательный аппарат;
 М — число Маха;
 ПВРД — прямоточный ВРД;
 ГПВРД — ПВРД с горением в сверхзвуковом потоке;
 ДПВРД — двухрежимный ПВРД;
 ВЗУ — входное заборное устройство;
 α — коэффициент избытка воздуха;
 σ — коэффициент восстановления полного давления;

η — коэффициент полноты сгорания;

Индексы

п — полетные параметры;
 вх — параметры входа
 г — параметры горла;
 кр — критическое сечение сопла.

Последнее десятилетие отмечено серьезными успехами в разработке сложных математических моделей, основанных на численном интегрировании

осредненной или полной системы уравнений Навье—Стокса для турбулентных режимов течения [1]. Но пока достоверность результатов определяется выбором моделей турбулентности, применяющихся для замыкания системы уравнений. Современные камеры сгорания являются существенно трехмерными устройствами со сложной системой подачи топлива в поток. Прогнозирование характеристик камеры сгорания методами математического моделирования затруднено ограничениями, связанными с конструкцией.

Механизм горения керосина в камерах сгорания гиперзвуковых ВРД в силу большой сложности предмета изучения до сих пор не исследован. Изменение полной кинетики горения керосина в задачах определения эффективности тепловыделения в сверхзвуковом потоке не дает достоверных результатов, и для их решения применяются редуцированные схемы. Особенно остро эта проблема проявляется при описании процессов воспламенения, стабилизации пламени в диапазоне условий, характерных для режимов работы сверхзвуковой камеры сгорания ПВРД. Вышеприведенные доводы свидетельствуют, что методы математического моделирования, будучи полезными в изучении рабочего процесса, в настоящее время могут использоваться лишь для оценки характеристик реальных камер при упрощениях их конструкции и системы подачи, но не для их предсказания.

В большой степени благодаря практическому эксперименту [2, 3, 4] ситуация изменилась. Сегодня разрабатываемые профессором В.И.Копченовым (Россия, [5]), Э.Дюфуром (Франция) и другими учеными методы математического моделирования позволяют рассмотреть механизм взаимодействия реагентов, построить картину течения, структуру потока и выявить основные факторы, определяющие ход процесса. Но в основном база научных данных, накопленная из опыта многочисленных огневых испытаний, подтверждает наше приближение к пониманию физических процессов.

Тягово-экономические характеристики ПВРД с фиксированной геометрией проточной части, действующего в широком диапазоне изменения внешних параметров, ощутимо уступают свойствам регулируемого двигателя. Разработка нерегулируемого ПВРД с высокой тягово-экономической характеристикой сегодня представляется ближайшим решением задачи создания реальной силовой установки высокоскоростного ЛА и одновременно, в силу сложности, является основным препятствием к переходу на новый уровень изучения или испытаний.

Элементом, принципиально отличающим все типы ПВРД друг от друга, создаваемые для различ-

ных диапазонов скоростей полетов и различных топлив, является камера сгорания. Проблема организации эффективного рабочего процесса в широком диапазоне изменяющихся параметров связана с тем, что расход воздуха на входе в двигатель, как и расход топлива, по скорости и высоте полета могут изменяться на порядок. Задача создания высокоэффективной камеры сгорания ПВРД на углеводородном топливе актуальная, но сложная, и, в частности, поэтому круг известных работ, подтверждающих серьезные продвижения, ограничен. Тем не менее 20-летний период экспериментальных исследований этой проблемы отмечен рядом успехов, обеспечивших явный прогресс в данной области. Из них можно выделить следующие: 1) разработка и испытания эффективной короткой камеры сгорания ПВРД на керосине для $M_{п} = 6$ (МАИ) [3], 1989 г.; впервые применены: барботаж топлива, пневмодрессель для принудительного зажигания, микропилон; 2) разработка и испытания камеры сгорания ПВРД на газообразном метане в условиях, моделирующих $M_{п} = 3 \div 4$ [4] (ЦИАМ, 2001); детальные методологические исследования влияния способов подачи топлива, способов стабилизации, температуры топлива на эффективность процесса горения.

Суть проблемы разработки камеры сгорания широкодиапазонного ПВРД заключается в синтезе способов управления рабочим процессом, наилучшим образом зарекомендовавших себя в СПВРД и ГПВРД.

Схема камеры сгорания двухрежимного ПВРД (ДПВРД), составленной из двух последовательно соединенных секций (двухсекционная камера), предназначенных для реализации процесса горения в дозвуковом и сверхзвуковом потоках широко известна. Форма секции проточной части, примыкающей к преддиффузору (верхняя камера), соответствует геометрии, отработанной для условий максимума $M_{п}$, если $M_{п} > 6$. Геометрические параметры дозвуковой (нижней) камеры сгорания, действующей при $M_{п} < 6$, выбираются из условий обеспечения эффективного горения топлива при максимальных расходах компонентов через двигатель.

Совершенная машина всегда должна быть высококомпактной. Стремление уменьшить габаритные размеры ПВРД диктуется требованиями аэродинамики, минимизации веса и компоновки ЛА. Наличие длинных каналов ведет к росту потерь на трение так же, как к усложнению проблем организации тепловой защиты. Оптимальное сочетание внешних размеров устройства и его эффективности всегда решается в рамках рационального компромисса.

Однако уменьшение габаритов двигателя ЛА имеет предел. Размер миделевого сечения определяется величиной потребной тяги, т.е. потребным расходом воздуха и, соответственно, размером входа ВЗУ. Проблема проектирования коротких ВЗУ или сопла ПВРД для любого диапазона скорости решается в рамках компромиссных подходов. Параметры ВЗУ и сопла, как правило, предсказуемы, хотя в каждом отдельном случае любая новая схема требует тщательной доводки. Основным объектом совершенствования ПВРД является камера сгорания. Уменьшение миделя проточной части ведет к увеличению скорости потока в камере, т.е. к увеличению потерь давления, и может привести к снижению эффективности стабилизации пламени и сужению диапазона ее устойчивой работы. Снижение продольного размера связано с уменьшением времени пребывания компонентов в канале, необходимого для подготовки смеси и завершения химических реакций, т.е. также со снижением эффективности процесса горения.

Ухудшение характеристик, связанное с уменьшением длины камеры, может быть скомпенсировано рядом мер, например повышением эффективности средства изоляции ВЗУ (преддиффузора) от возмущений в камере сгорания, способа смесеобразования, средств стабилизации горения, а также активацией химических реакций. Реализация любого из перечисленных методов всегда связана с определенными затратами, обычно — с увеличением потерь давления или веса конструкции. Выбор средств повышения эффективности двигателя рассматривается с позиции минимизации потерь удельного импульса.

По существу, обсуждается вопрос, какова цена частных решений, обеспечивающих совершенство тепловой машины в целом.

Как в ГПВРД современных схем, диффузор ДПВРД в своем классическом исполнении отсутствует. Частью устройства, выполняющего функции защиты течения в горле ВЗУ двигателя от воздействия противодавления в камере, является короткий преддиффузор — изолятор с малым углом расширения ($1-3^\circ$), который необходим для организации присоединения пограничного слоя в горле, оторвавшегося в результате ударного взаимодействия, что характерно для нерегулируемых широкодиапазонных ВЗУ, т.е. выравнивания профиля скорости. При размещении здесь топливных пилонов угол раскрытия изолятора может быть увеличен.

При наличии сверхзвуковой скорости потока на входе в камеру сгорания время на реализацию рабочего процесса ограничено микросекундами. Мак-

симальное время пребывания топлива в камере обеспечивается при подаче топлива в сечении выхода из изолятора. Впрыск топлива осуществляется с тонких пилонов нормально к вектору сносаемого потока. Но обычно уже на «холодном» режиме здесь наблюдается скачкообразное повышение давления, усиливающееся при подаче топлива. Несмотря на определенные недостатки данного способа подачи (повышенные потери давления от взаимодействия струй с потоком, не используется импульс топливных струй), это обеспечивает неоспоримые преимущества в организации рабочего процесса. Наиболее ранний и нормальный впрыск топлива обеспечивает более длительное время пребывания топлива в потоке, большую глубину проникновения капель, лучшие параметры дисперсности и испарения, т.е. лучшую подготовку смеси. При спутной подаче топлива расстояние до зоны воспламенения заметно увеличивается (на 150—200 мм).

Ниже по потоку располагается диффузор, обеспечивающий в режиме СПВРД размещение зоны торможения воздушного потока перед стабилизаторами пламени. Здесь перевод скорости потока в дозвуковую реализуется в системе косых скачков уплотнения — псевдоскачке. Как в любом СПВРД, чем ближе головная волна псевдоскачка располагается к горлу ВЗУ, тем ниже потери давления и выше характеристики ПВРД.

В двухсекционной схеме наиболее благоприятные условия для организации рабочего процесса возникают в случае, когда во всем диапазоне дросселирования камеры псевдоскачок зафиксирован на системе инъекции. В предельном случае он может перекрыть эту зону, но его дальнейшее смещение вверх по потоку является нежелательным. Спровоцировать это смещение может неприсоединенный отрыв пограничного слоя в горле. Вопросу профилирования ВЗУ, изолятора и диффузора, выбору позиции размещения средств топливоподачи нужно уделять самое пристальное внимание.

Другое назначение этой секции — камера сгорания, действующая при $M_{\text{п}} \geq 6$. Секция может выполняться с углом расширения в начальной зоне до 7° (и более) и определенным размером выходного сечения. Температура торможения воздуха на выходе из ВЗУ при $M_{\text{п}} = 6$ порядка 1650К. При умеренных скоростях воздушного потока на входе в камеру ($M_{\text{вх}} = 2,4 \div 2,7$) и даже при хорошей подготовке смеси здесь не возникают условия для устойчивого самовоспламенения. Но любая активация процесса может обеспечить зажигание керосина и устойчивый процесс горения. При $T_{\text{вх}} = 1700\text{К}$ самовоспламенение наблюдается практически все-

гда. Процесс горения стабилизируется за головной ударной волной. Уровень суммарных потерь — умеренный. Об этом можно судить по результатам испытаний экспериментальной камеры сгорания на керосине в МАИ длиной 375 мм [3]. При высоте входа 50 мм (ширина 100 мм) и параметрах потока на входе $M_{\Gamma} = 2,5$; $T_{\text{вх}} = 1600\text{K}$ и $\alpha_{\text{к.с}} = 0,8 \div 1$ значение суммарного коэффициента восстановления полного давления на срезе камеры составило $\sigma_{\text{к.с}} = 0,3$ при коэффициенте полноты сгорания $\eta_{\text{к.с}} = 0,93 \div 0,95$. Результаты испытаний показывают, что данный метод профилирования камер является одним из лучших.

Организация устойчивого горения топлива в камере сгорания СПВРД связана с использованием ниш или плохообтекаемых тел, каковыми могут быть пристенные уступы, пилоны и пр. На некоторой периметрической границе зоны обратных токов осуществляется поджиг топливовоздушной смеси в сносящем потоке. В качестве продольного размера диффузионного фронта пламени можно принять его расстояние от кромки стабилизатора до пересечения со стенкой камеры. Понятно, что максимальная длина фронта реализуется в камере с одним уступом или нишей, установленной на одной из стенок проточной части. Два уступа или две ниши на противоположных стенках позволяют вдвое уменьшить расстояние до зоны выгорания топлива. Чем больше зона поджига, тем короче фронт пламени и длина камеры сгорания. Для уменьшения длины камеры при сохранении эффективности стабилизации можно использовать пилоны с развитой (не прямолинейной) формой торцевого среза, что позволяет увеличить периметр линии поджига.

Скорость обтекания потоком топливовоздушной смеси торцевого среза пилон-стабилизатора в ДРПВРД более чем в два раза превосходит скорость потока в зоне расположения стабилизаторов в камере сгорания существующих СПВРД. С позиции расширения диапазона устойчивой работы камеры сгорания ДПВРД при таком способе стабилизации необходимо, чтобы поперечный размер торцевого среза был не менее 15—20 мм. Можно предположить, что при вынесении стабилизатора в ядро потока, т.е. в зону повышенной концентрации топлива в свободном слое смешения, диапазон устойчивой работы камеры сгорания увеличится. При этом форма пилон-стабилизатора должна иметь малое сопротивление в потоке. Однако его обтекание до $M_{\Gamma} \approx 6,5$ реализуется в дозвуковом потоке, и потери давления здесь не столь значительны.

Положительным эффектом использования такого способа стабилизации является вынесение высокотемпературной зоны дежурного пламени в ядро потока. Зона, организованная за пристенным уступом, требует принятия специальных мер защиты от опасных тепловых нагрузок на стенки конструкции.

Как было сказано, в условиях $M_{\Gamma} \leq 6$ термодинамические параметры воздушного потока в камере сгорания не обеспечивают самовоспламенение смеси. В отсутствие горения топлива в проточной части ДРПВРД устанавливается сверхзвуковой поток. Высокая скорость потока, обтекающего стабилизаторы, делает невозможным зажигание смеси в зоне обратных токов даже в случае применения средств принудительного повышения температуры. Весьма эффективным приемом для получения надежного запуска камеры является общепризнанный способ пневматического дросселирования потока в камере сгорания [3]. Нормальный вдув любого газа со стенок в нижней части камеры используется для организации сильного торможения потока в канале, которое передается вверх по потоку. Кратковременное дросселирование потока ($\approx 0,5$ с) приводит к снижению скорости как в зоне обтекания стабилизаторов, так и за ними. При наличии действующего источника повышения температуры в зоне обратных токов возникают условия, благоприятные для воспламенения и устойчивого горения смеси в камере сгорания после выключения системы вдува. Данный метод весьма эффективен, надежен и обеспечивает стабильный запуск без запирания камеры при $\alpha = 1,5 \div 2,0$ практически при любых температурах воздуха.

Рабочий процесс в ПВРД характеризуется газодинамической системой «скачок (зона торможения) + горение (зона тепловыделения)». При правильно выбранных геометрических параметрах проточного тракта и в заданных границах изменения α такая структура ведет себя устойчиво. Зона торможения во всех случаях располагается в верхней камере. Зона горения занимает позицию в соответствии с формой проточной части и активностью химических процессов и в широком диапазоне изменения параметров проявляет свойство автостабилизации, смещаясь по потоку или против него. К основным свойствам можно отнести: скорость и температуру потока воздуха на входе в камеру сгорания, а также коэффициент избытка топлива, влияние которых на положение зоны выделения тепла известно.

Появление зоны торможения, предшествующей зоне тепловыделения, характерно для любого режима работы ДПВРД. В двухсекционной камере сгорания эта зона реализуется всегда в псевдоскачке.

В диапазоне $M_{\text{п}} = 3 \div 5,5$, т.е. в режиме СПВРД, вследствие низкой температуры потока даже при хорошем смесеобразовании химические процессы протекают без горения. Для инициации зажигания топлива в нижней камере требуется применение средств принудительного воспламенения топлива. Процесс тепловыделения здесь реализуется в дозвуковом потоке на фронте пламени. Подвод тепла приводит течение к скорости звука в критическом сечении сопла.

Как сказано выше, в условиях на входе в камеру, соответствующих $M_{\text{п}} \geq 6$, с ростом термодинамических параметров химические процессы резко ускоряются и возникают условия для самовоспламенения и горения топлива. Процесс тепловыделения переносится вверх по потоку. Фронт горения перемещается в верхнюю камеру и по мере роста расхода топлива приближается к головной волне псевдоскачка, постепенно перекрывая его структуру. Дросселирование смещает псевдоскачок навстречу потоку. Интенсивность головной волны растет с образованием в ядре потока маховских пересечений, которые становятся средством стабилизации зон дозвукового горения, обтекаемых сверхзвуковым потоком. Псевдоскачок в своем традиционном виде перестает существовать, поскольку его структура разрушается за головной ударной волной. Как показывают экспериментальные и расчетные результаты [2, 5], на таких режимах подвод тепла в системе этих параллельных потоков приводит скорость течения к скорости звука в выходном сечении данной секции.

Так же как в режиме дозвукового горения, в предельном случае, когда степень дросселирования приближается к критическому значению, это приводит к разрушению структуры течения в горле ВЗУ, возникновению выбитой ударной волны и катастрофическому снижению расхода воздуха через двигатель.

На режиме полета ЛА на скорости $M_{\text{п}} \geq 6$ рабочий процесс полностью завершается в верхней камере с весьма высокой эффективностью. При этом критическое сечение двухсекционной камеры перемещается внутрь проточного тракта. Газовый поток в нижней камере разгоняется, и она выполняет функцию части реактивного сопла двигателя. Но, поскольку разгон газа здесь реализуется не в профилированном канале, это приводит к серьезным потерям полного давления и тяги соответственно. Нижняя камера становится балластом. Суммарный коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{\text{к.с}}$ снижается с 0,3 (для хорошо спроектированной камеры) до 0,13—0,15.

Согласно сказанному, в ДПВРД с фиксированной формой проточной части в диапазоне изменения входных параметров зона достижения критической скорости в газовом потоке реализуется в двух известных сечениях проточной части. В первом случае — на режиме минимальной скорости в критическом сечении сопла, во втором — на режиме скорости $M_{\text{п}} \geq 6$ в выходном сечении верхней камеры. Внутри диапазона $M_{\text{п}} = 3 \div 6$ в нижней камере, по-видимому, реализуется некоторая промежуточная схема течения с «плавающим» критическим сечением и рабочим процессом с пониженными характеристиками. Это дает основание предположить, что способом повышения эффективности процесса (условно на числе Маха около 4,5) может стать организация промежуточного критического сечения, например с помощью установки дополнительных стабилизаторов в средней части нижней камеры. Этот прием был опробован в экспериментальной программе.

Высказанное выше представление о рабочем процессе в камере ПВРД, а также перечисленные способы воздействия на его характеристики были реализованы в исследованиях экспериментальной камеры сгорания, предназначенной для $M_{\text{п}} = 3 \div 6$, в условиях присоединенного воздухопровода. Схема проточной части камеры приведена на рис. 1.

Камера сгорания — двухсекционная, неохлаждаемая, выполнена из порошкового сплава на основе FeCrAl. Параметры воздушного потока на входе в камеру моделировались тремя сменными профилированными соплами: $M_{\text{вх}} = 1,4$; $M_{\text{вх}} = 2,1$; $M_{\text{вх}} = 2,9$. Основное топливо — холодный керосин с относительным весовым составом 13,4% водорода и 86,6% углерода, стехиометрическим коэффициентом по воздуху $Lo = 14,75$ и низшей теплотворной способностью 10250 ккал/кг. Керосин барботировался воздухом с относительным весовым содержанием 0,1%. В условиях исследований, соответствующих $M_{\text{п}} = 3$, относительное весовое содержание свободного кислорода в составе газа из подогревателя составляло не более 18%, во всех остальных экспериментах — 23%.

Камера сгорания прямоугольного сечения с размером входа 30×70 мм и длиной 0,78 м выполнена с постоянной шириной проточной части. Четыре трехканальных пилона (К) толщиной 1,8 мм (40 струйных форсунок на каждом) установлены в ряд во входной секции для обеспечения нормальной инъекции топлива. Степень загромождения сечения — на уровне 8,8%.

В основном варианте сборки исследовалась следующая схема стабилизации пламени. В конце верхней камеры на верхней и нижней стенках установ-

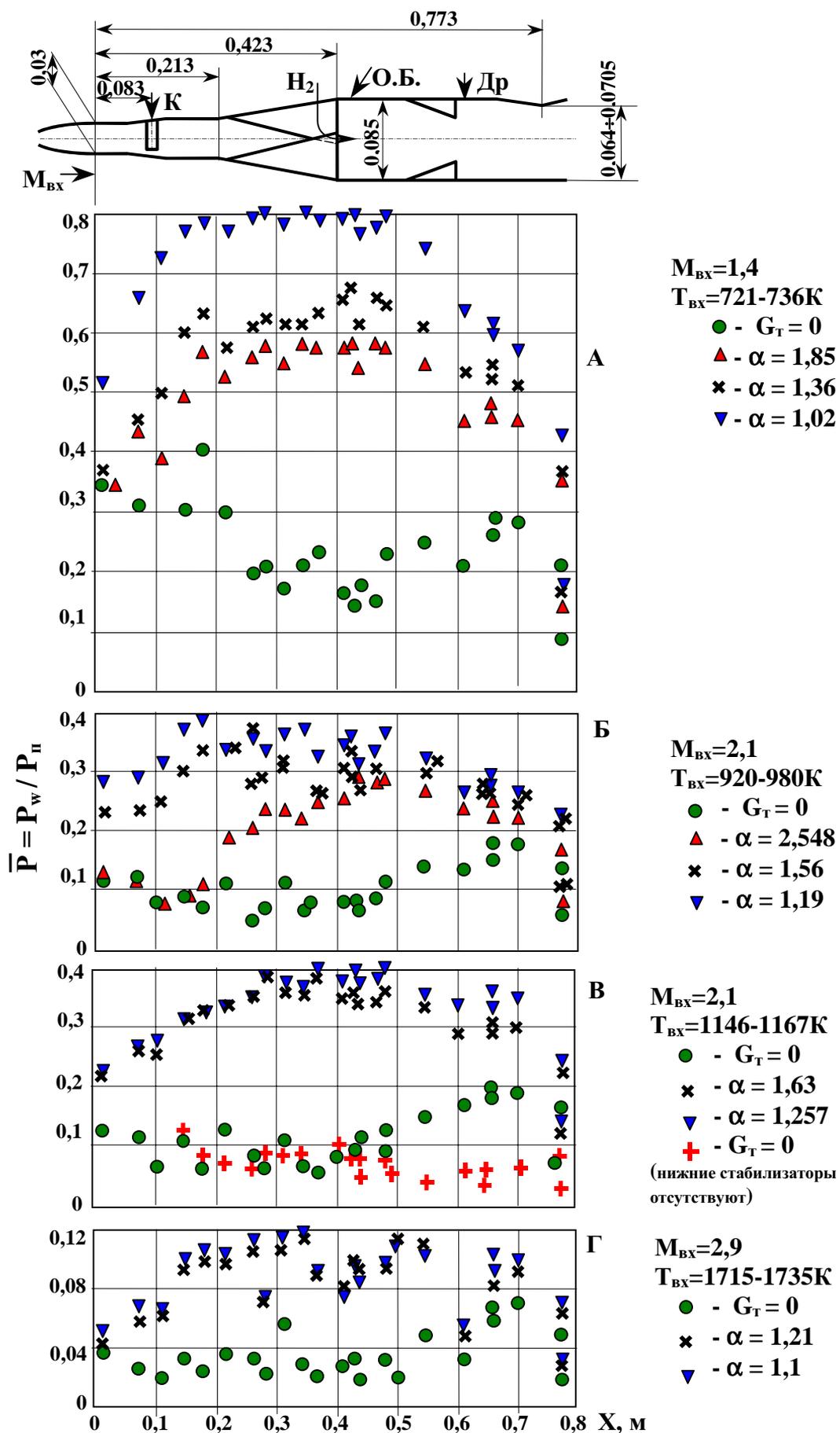


Рис. 1. Экспериментальная камера сгорания. Условия и результаты испытаний

ливались два сдвинутых к центру клина прямоугольного поперечного сечения толщиной 16 мм (центральные стабилизаторы). В середине нижней камеры для организации промежуточного критического сечения на боковых стенках были установлены четыре клиновидных дополнительных стабилизатора с размером торцевой плоскости 20×20 мм (нижние стабилизаторы).

В нижней камере на боковых стенках были выполнены четыре отверстия диаметром 7 мм, которые использовались для вдува воздуха с целью запуска камеры посредством пневматического дросселирования (Др). К средствам организации зажигания относился также огневой блок (ОБ), обеспечивавший подачу горячих газовых струй в донную область за центральными стабилизаторами. В центре торцевой плоскости этих стабилизаторов была сделана выемка глубиной 8 мм, в которую тангенциально подавался водород. Все перечисленные средства организации запуска применялись до момента воспламенения основного топлива.

Конструкция сборки обеспечивала возможность дискретного изменения критического сечения сопла камеры (по вертикали) в пределах 57—75 мм.

В процессе эксперимента измерялись все основные параметры подаваемых компонентов и продольное статическое давление в камере сгорания.

Картина факела продуктов сгорания регистрировалась на выходе из камеры сгорания двумя видеокамерами.

Программа типового эксперимента строилась следующим образом:

- включался измерительно-вычислительный комплекс;
- выводился на режим подогреватель воздуха;
- включался огневой блок;
- подавался водород в донную область за стабилизаторами;
- включалась подача керосина в камеру с заданным расходом;
- при отсутствии воспламенения включался пневматический дроссель;
- после воспламенения топлива в камере средства поджига отключались.

Условия исследований и основные результаты приведены в таблице.

Примененные мероприятия обеспечили надежное воспламенение, стабилизацию и горение топлива во всем диапазоне исследований. Следует отметить, что в экспериментах с соплом $M_{вх} = 2,1$ в ряде случаев зажигание происходило без применения дросселирования. В серии с соплом $M_{вх} = 2,9$ средства, инициирующие зажигание, вообще не использовались, в верхней камере происходило

№	$M_{п}$	$M_{вх}$	$T_{вх},$ К	$P_{вх},$ кг/см ²	α	$H_{кр},$ мм	Огневой блок	Дроссель	Подача Н2	η	σ
1	3	1,4	740	14,7	1,81	70,4	+	+	+	0,814	0,63
2			730	14,48	1,45	70,4	+	+	+	0,822	0,68
3			704	14,37	1,43	70,4	+	+	+	0,834	0,703
4			726	14,29	1,53	70,4	+	+	+	0,74	0,65
5			730	14,5	1,1	70,4	+	+	+	0,8	0,63
6			715	14,4	1,2	70,4	+	+	+	0,8	0,64
7	4	2,1	983	23,65	2,55	65	+	+	+	0,887	0,31
8			980	23,71	2,48	65	+	+	+	0,95	0,31
9			968	23,33	1,56	67,7	+	+	-	0,972	0,357
10			965	23,31	1,57	67,7	+	+	-	0,985	0,36
11			928	23,18	1,15	68,5	+	+	+	0,773	0,356
12			920	23,1	1,19	68,5	+	+	+	0,826	0,36
13	5	2,1	1129	14,06	1,26	70	+	+	-	0,988	0,3561
14			1141	14,13	1,11	70	+	+	+	0,809	0,35
15			1156	14,06	1,58	59	+	+	+	1	0,3725
16			1173	14,21	1,44	58	+	+	+	1	0,391
17			1183	14,45	1,26	57	+	+	+	1	0,41
18			1112	14,45	1,35	63,1	+	+	+	1	0,37
19	6	2,9	1735	24,15	1,21	70,5	-	-	-	0,98	0,138
20			1711	23,93	1,1	70,5	-	-	-	0,87	0,135

самовоспламенение топлива. В ряде тестов после зажигания подача барботирующего газа перекрывалась, что не приводило к срыву горения.

Результаты измерений статических давлений вдоль камеры сгорания на режимах исследований, моделирующих $M_{\Pi} = 3 \div 6$ для различных $M_{\text{вх}}$ и $T_{\text{вх}}$, приведены на рис. 1.

В экспериментах при $M_{\text{вх}} = 1,4$ и $\alpha = 1,2 \div 1,8$ и $M_{\text{вх}} = 2,9$ режимы течения были реализованы без запираания камеры. С соплом $M_{\text{вх}} = 1,4$ при $\alpha < 1,2$ нарушение течения имело место так же, как в большинстве экспериментов с соплом $M_{\text{вх}} = 2,1$. Вполне вероятно, это связано с недостатком объема камеры сгорания в зоне теплоподвода (для условий, моделирующих $M_{\Pi} = 3$, дефицит площади поперечного сечения нижней камеры — около 10%). Это привело к росту скорости и давления в нижней камере, т.е. к повышенному противодавлению. Представляется, что нарушение течения на входе могло повлиять на уровень значений $\sigma_{\text{кк}}$, но не на устойчивость процесса. Вне зависимости от структуры течения во входной секции, характеристика потока в зоне обтекания стабилизаторов пламени (расход и температура газа) и условия стабилизации остаются практически неизменными.

Установка нижних стабилизаторов естественным образом повлияла на продольное распределение статического давления в канале на холодном режиме (рис. 1, В).

Результаты обработки экспериментов, проведенные по одномерной методике с определением коэффициентов полноты сгорания керосина η (с учетом доли кислорода в составе газа, подаваемого в камеру при различных коэффициентах избытка воздуха $\alpha_{\text{к.с}}$), а также восстановления полного давления σ приведены на рис. 2 и 3.

При $\alpha < 1,2$ наблюдался режим запираания камеры сгорания, когда начало роста давления смещается в сопло подогревателя. Возможно, с этим

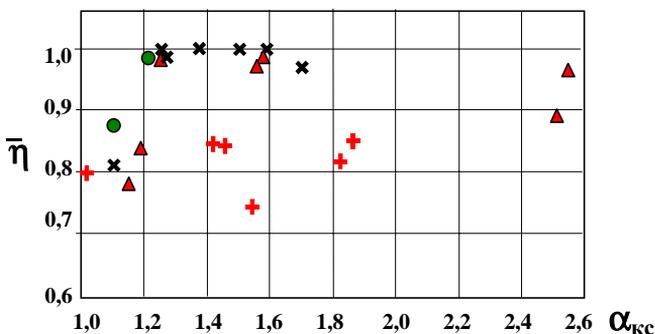


Рис. 2. Зависимость коэффициента полноты сгорания керосина от параметров воздуха на входе и коэффициента избытка воздуха

связано снижение в этих условиях коэффициента полноты сгорания. Как было сказано выше, наилучшие условия смесеобразования имеют место, когда топливо, поданное в сверхзвуковой поток, пересекает систему скачков уплотнения, где происходит дополнительное измельчение капель. При запуске камеры сгорания, когда головная ударная волна располагается по потоку выше места установки инжекторов, подача топлива осуществляется в низкоскоростной поток, что приводит к увеличению размеров капель и ухудшению полнотной характеристики.

Недостаточно высокий уровень значений коэффициента полноты сгорания при $M_{\text{вх}} = 1,4$ и $T_{\text{вх}} \approx 730\text{К}$, по-видимому, может быть объяснен двумя причинами:

- снижением химической активности процесса горения, связанным с недостатком кислорода в составе газа из подогревателя в этой серии испытаний;

- недостаточным объемом нижней камеры в зоне теплоподвода. Здесь можно сделать предположение об отрицательном воздействии на процесс нижних стабилизаторов именно в данной серии экспериментов. Сужение проточной части привело к ускорению потока в зоне горения. Нужно отметить также пониженные значения $\sigma_{\text{кк}} = 0,31 \div 0,36$ в условиях, соответствующих $M_{\Pi} = 4$ (рис. 3, $T_{\text{вх}} \approx 940\text{К}$). Напомним, назначение нижних стабилизаторов связано с попыткой улучшить промежуточные характеристики СПВРД в области $M_{\Pi} \approx 4,5$.

Исследования, проведенные в условиях $M_{\text{вх}} = 2,1; 2,9$ при $T_{\text{вх}} \approx 920, 1120$ и 1720 К, показали

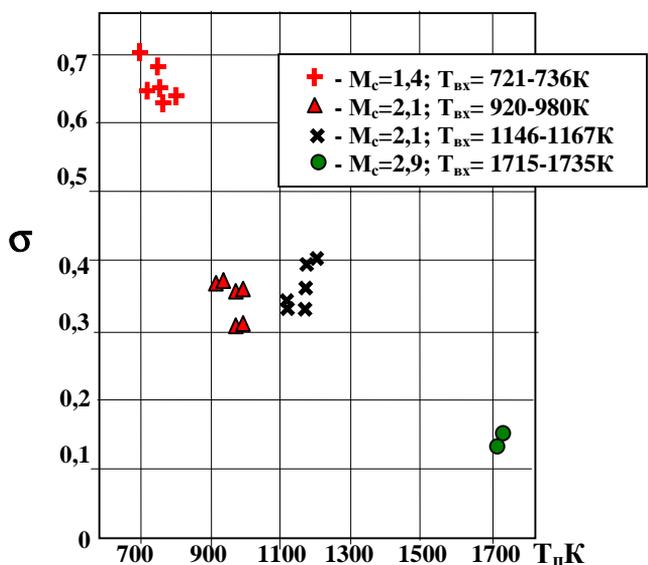


Рис. 3. Зависимость коэффициента восстановления полного давления в камере сгорания от входных условий

удовлетворительный уровень коэффициентов полноты сгорания и восстановления давления.

Рамки рабочей программы ограничивали объем экспериментов, срывные характеристики процесса по $\alpha_{кс}$ не исследовались.

Выводы

Результаты исследований короткой камеры ПВРД демонстрируют следующее:

- форма проточной части, включая средства стабилизации, обеспечивают устойчивый рабочий процесс в диапазоне изменения $\alpha \approx 1 \div 2,5$;

- значение коэффициента полноты сгорания отличается весьма высоким уровнем ($\eta = 0,9 \div 1,0$)

в диапазоне изменения $\alpha \approx 1,2 \div 2,5$. На всех режимах в исследованном диапазоне изменения внешних условий при $\alpha < 1,2$ полнотные характеристики снижаются, что подтверждает данные работы [4];

- значение коэффициента восстановления давления σ изменяется в удовлетворительных пределах от 0,7 (при $M_{п} = 3$) до 0,134 (для $M_{п} = 6$);

- комплекс используемых средств инициации зажигания керосина является достаточно эффективным;

- в данной камере сгорания размер критического сечения не оказывает существенного влияния на характеристики воспламенения топлива;

- подтверждено, что вид барботирующего газа не оказывает заметного влияния на характеристики процесса, а прекращение барботажа топлива не влияет на устойчивость его горения в исследованном диапазоне рабочих параметров;

- целесообразность применения вторичных стабилизаторов требует изучения. Одним из возможных способов оптимизации схемы проточной части короткой камеры ПВРД является трехмерный расчет течения в канале.

Библиографический список

1. *Bezgin L.V., Ganzhelo A.N., Gouskov O.V., Kopchenov V.I., Laskin I., Lomkov K.* «Numerical Simulation Supersonic Flows Applied to Scramjet Duct», ISABE 95-7082, 1995.

2. *Levin V.M.* Gazdynamic of Flow Structure in a Channel under Thermal and Mechanical Throttling. 1st Int. Symp., On Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows. 8-12.07.1990, Beijing, China.

3. *Аврашков В.Н., Барановский С.И., Левин В.М.* Экспериментальное исследование сверхзвукового горения керосина в модельной камере // Горение в сверхзвуковом потоке в каналах. СО АН СССР. ИТПМ. № 5251. Новосибирск, 1989. С. 267-282.

4. *Viacheslav A. Vinogradov, Yurii M. Shikhman, Ruslan V. Albegov, Georgi K. Vedeshkin.* Experimental Research of Methane Combustion in High Speed Subsonic Airflow. AIAA 2002-5208, International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 29.09. 04.10.2002/Orleans. France.

5. *Bezgin L.V., Ganzhelo A.N., Gouskov O.V., Kopchenov V.I.* «Numerical Simulation of Non-Equilibrium Flows in Scramjet Elements. ISABE, 97-7131, 1997.

Московский авиационный институт

Статья поступила в редакцию 10.06.2009