

ПРОБЛЕМЫ ОРГАНИЗАЦИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ПВРД

В. М. Левин

Московский авиационный институт (государственный технический университет), 125993 Москва
vadimlevin@yahoo.com

Обсуждается подход к организации рабочего процесса и формированию проточной части камеры сгорания прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). Рассмотрены способы сжатия воздуха, воспламенения, стабилизации пламени и горения топлива в потоке с целью реализации эффективного процесса на малой длине при умеренных суммарных потерях давления. Отмечается преимущество характеристик узкорегимных ПВРД. Приведены сравнительные результаты экспериментов по горению углеводородных топлив в камерах сгорания ПВРД.

Ключевые слова: прямооточный ВРД, камера сгорания, авиационный керосин, рабочий процесс.

ВВЕДЕНИЕ

В опубликованной в 1987 г. статье [1] были рассмотрены перспективы и рекомендованы направления детальных исследований в области развития гиперзвуковых прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД), работающих на жидком топливе. Несмотря на весьма внушительный срок, прошедший со времени публикации, многие вопросы, поставленные в работе, в силу большой сложности предмета изучения до сих пор исследованы недостаточно глубоко. Тем не менее в сравнении с 1987 г. ситуация заметно изменилась. Серьезные продвижения в экспериментальных исследованиях [2, 3] в совокупности с результатами математического моделирования [4, 5] привели к существенному прогрессу в данной области исследований. Уверенность в успехе подкрепляется результатами летных испытаний гиперзвуковой летающей лаборатории «Холод» (ЦИАМ), доказавших возможность реализации рабочего процесса в камере сгорания двухрежимного ПВРД в атмосфере [6].

РАЗРАБОТКА НЕРЕГУЛИРУЕМОГО ПВРД

Тягово-экономические характеристики ПВРД с фиксированной геометрией проточной части, действующего в широком диапазоне изменения внешних параметров, заметно уступают аналогичным параметрам регулируемого двигателя. Несмотря на это разработка нерегулируемого ПВРД с высокой тягово-экономической характеристикой для летательных аппаратов тактического назначения сегодня

представляется ближайшим решением задачи создания двигателя нового типа и одновременно, в силу сложности, является основным препятствием к переходу на новый уровень исследований.

Выбор формы проточной части нерегулируемого ПВРД, включая входное заборное устройство, диффузор, камеру сгорания и сопло, диктуется тяговой характеристикой двигателя в некоторой расчетной области проектного диапазона его работы, определенного его целевым назначением. В этом диапазоне параметров реализуется режим наибольшей экономичности или максимального удельного импульса. На границах диапазона тягово-экономическая характеристика двигателя ухудшается, поэтому для обеспечения эффективности двигателя во всем диапазоне условий его работы выбор расчетной точки должен быть глубоко обоснован.

По сути, задача создания нерегулируемого двигателя, способного обеспечить в широком диапазоне скоростей высокий удельный импульс и названного двухрежимным, заключается в создании камеры, эффективной в широком диапазоне параметров входящих в нее компонентов. Особенно сложна проблема создания камеры сгорания ПВРД на углеводородном топливе. Можно выделить следующие важные этапы решения отдельных аспектов этой проблемы.

1. МАИ, 1989 г. Разработка и испытания узкорегимной высокоэффективной короткой камеры сгорания ГПВРД на керосине в условиях, моделирующих полет с числом Маха $M_f = 6$. Впервые применены барботажи топ-

лива, пневмодроссель для принудительного зажигания и микропилон [7–9].

2. ЦИАМ, 2001 г. Разработка и испытания камеры сгорания двухрежимного ПВРД на газообразном метане в условиях, моделирующих полет с $M_f = 3 \div 4$. Детальные методологические исследования влияния способов подачи топлива, способов стабилизации и температуры топлива на эффективность процесса приведены в работе [10].

Суть проблемы разработки камеры сгорания двухрежимного ПВРД заключается в синтезе наилучших способов управления рабочим процессом. Существует два варианта принципиально различных схем организации процесса в камере, способных обеспечить весьма высокий уровень характеристик в широком диапазоне изменения параметров потока на входе. Известна схема двухкамерного ПВРД [11], где процесс горения организован в двух параллельных камерах сгорания, одна из которых — дозвуковая. Эта камера работает при избытке топлива и является газогенератором, поддерживающим стабилизированный процесс горения топлива в другой камере в сверхзвуковом спутном воздушном потоке. Двухкамерная схема обеспечивает надежную стабилизацию факела во всем диапазоне рабочих режимов. Реальная область применения такого двигателя — до $M_f = 6.5$. Перспектива развития данной схемы может быть связана с разработкой комбинированного ракетно-прямоточного ВРД.

Вторая схема заключается в организации рабочего процесса в камере, составленной из двух последовательно соединенных секций (двухсекционная камера) для реализации процесса горения в дозвуковом и сверхзвуковом потоках (этому примерно соответствует схема на приведенном далее рис. 1). Выбор формы проточной части секции, примыкающей к изолятору (верхней камеры), соответствует оптимальной геометрии камеры для сверхзвукового горения, если $M_f > 6$ (режим ГПВРД). Геометрические параметры дозвуковой (нижней) камеры сгорания, действующей при $M_f \leq 6$ (режим СПВРД), определяются в соответствии с минимальной скоростью полета.

В обеих схемах при определенных условиях развития рабочего процесса необходимая степень сжатия и торможения воздушного потока в диффузоре обеспечивается (или поддерживается) теплоподводом. Представляется, что двухкамерная схема труднее реализуема тех-

нически и по сравнению со второй не имеет заметных преимуществ как в газодинамических характеристиках, так и в технических (из-за ряда проблем, связанных с теплозащитой, сложностью конструкции топливоподачи, увеличением длины проточного тракта и веса).

Однако для двухсекционной схемы весьма серьезной проблемой является стабилизация пламени в дозвуковом режиме горения топлива в условиях большого изменения расходов компонентов. Тем не менее этой схеме отдается предпочтение большинством исследователей. Рассмотрим ключевые элементы проточной части двухсекционной камеры сгорания ПВРД.

Изолятор

В двухрежимном ПВРД диффузор, в своем классическом исполнении как диффузор СПВРД, отсутствует. Частью устройства, выполняющего функции защиты течения в горле входного заборного устройства от влияния противодавления в камере, т. е. защиты двигателя от помпажа, является короткий преддиффузор (изолятор) с малым углом расширения ($1 \div 3^\circ$). Этот участок необходим для организации присоединения пограничного слоя, оторвавшегося в горле воздухозаборника в результате ударного взаимодействия, характерного для широкодиапазонных нерегулируемых входных заборных устройств, и выравнивания профиля скорости.

Длина изолятора зависит от многих параметров. В частности, если предполагается размещение в изоляторе головного скачка зоны торможения, то длина изолятора может зависеть от формы входного сечения. По данным работы [12], чем меньше относительная ширина поперечного сечения канала прямоугольной формы или чем больше радиус скругления углов в поперечном сечении, тем больший градиент давления при торможении потока в псевдоскачке может быть реализован. Уменьшение толщины пограничного слоя в угловых зонах, так же как организация внутренних или внешних изломов в канале, обеспечивает улучшение условий для фиксации головного скачка, что позволяет уменьшить длину изолятора.

Способ подачи топлива в двухрежимный ПВРД

При наличии сверхзвуковой скорости потока на входе в камеру сгорания время на реа-

лизацию рабочего процесса ограничено микросекундами. Максимальное время пребывания топлива в камере обеспечивается при подаче топлива в зоне выхода из изолятора. Поэтому все топливо подается здесь во всем диапазоне параметров воздуха на входе и коэффициента избытка воздуха. Впрыск топлива осуществляется с тонких пилонов по нормали к вектору сносящего потока. Несмотря на определенные недостатки данного способа в сравнении со спутной подачей (повышаются потери давления от взаимодействия струй с потоком, не используется импульс топливных струй), здесь имеются и заметные преимущества в организации рабочего процесса. Нормальный впрыск топлива увеличивает время пребывания топлива в потоке, обеспечивает большую глубину проникновения каплей, лучшие параметры дисперсности и испарения, т. е. лучшую подготовку смеси на меньшей длине, а также снижение расстояния до зоны воспламенения по сравнению со спутной подачей.

Полезным с точки зрения организации зажигания смеси в камере сгорания можно считать барботаж топлива, т. е. его предварительное насыщение мелкими пузырьками любого газа. Истечение такой струи подчиняется законам газа, что при сверхкритических перепадах упрощает проблему управления расходом с помощью систем автоматизации. Нужно отметить интересные свойства взаимодействия жидкости, барботированной газом, со сверхзвуковым сносимым потоком. На выходе из форсунки жидкость с растворенными (или перемешанными) в большом количестве пузырьками газа истекает в среду с резко пониженным давлением. Высвобожденная потенциальная энергия сжатого газа разрывает газожидкостную фазу на мелкие капли с эффектом взрыва, которые покидают зону впрыска. В сравнении с другими способами нормальной инъекции жидкости в сверхзвуковой поток, данный способ, как показывает эксперимент, обеспечивает наиболее обширную зону «орошения» и наибольшую глубину проникновения с дисперсностью, сравнимой с дисперсностью при использовании центробежной форсунки [7, 8]. Причем в данном способе подачи потери полного давления являются наименьшими. По-видимому, это связано с тем, что потери давления, возникающие при пересечении каждой индивидуальной каплей малого размера сверхзвукового сносимого потока с большой кинетической энер-

гией, ничтожно малы. Индивидуальность каплей, их разобщенность способствуют быстрому испарению. Струя керосина, барботированного водородом (с соотношением масс 0.1 %, подаваемого под давлением 25 атм по нормали из форсунки диаметром 0.3 мм в сверхзвуковой воздушный поток, истекающий из подогревателя воздуха с параметрами $M_{in} = 2.5$ и $T_{in} = 1650$ К), быстро разворачивается и превращается в пар на длине $20 \div 25$ мм. Необходимо отметить, что взаимодействие каплей со скачками уплотнения также приводит к их дальнейшему дроблению.

Верхняя секция

К изолятору примыкает головной участок камеры сгорания двигателя, который в зависимости от скоростного диапазона ПВРД может выполняться с расширением до 7° (и более) в начальной зоне. Функции диффузора и камеры сгорания здесь совмещаются.

Рассмотрим одно из двух важнейших значений данного участка — это диффузор, обеспечивающий размещение зоны торможения воздушного потока до дозвуковой скорости перед стабилизаторами пламени и предшествующий зоне горения при работе двигателя в режиме СПВРД, т. е. при $M_f \leq 6$. Здесь так же, как в СПВРД традиционной схемы, чем ближе головная волна псевдоскачка располагается к преддиффузору, тем ниже потери давления в зоне торможения и выше характеристики ПВРД.

Расширение диффузора обеспечивает отрицательный градиент давления в канале именно там, где размещение псевдоскачка компенсирует его своим сильным положительным градиентом. Это приводит к важному эффекту — уменьшению перемещения псевдоскачка, т. е. позиционированию (фиксации) его головной волны в определенном диапазоне изменения противодавления. Наиболее благоприятные условия для организации рабочего процесса, по-видимому, возникают в случае, когда в широком диапазоне дросселирования камеры псевдоскачок зафиксирован в зоне интерференции, генерированной инжекционной решеткой. Он может в предельном случае перекрыть эту зону, но его дальнейшее смещение вверх по потоку является нежелательным из-за возможного срыва течения во входном заборном устройстве.

В выходной зоне верхней камеры устанавливается пилон — стабилизатор пламени для организации процесса горения в режиме СПВРД. Необходимо отметить, что выбором формы стабилизатора можно скорректировать закон изменения площади верхней камеры по длине. Это особенно необходимо в двух случаях: 1) для организации эффективного рабочего процесса в режиме ГПВРД, 2) для размещения псевдоскачка в режиме СПВРД (известно, что при торможении потока в расширяющихся каналах длина псевдоскачка растет [13], и достижение скорости звука реализуется только при наличии участка постоянного сечения в выходной части канала).

Другое назначение входной секции — это камера сгорания (верхняя камера), действующая в режиме ГПВРД в условиях, соответствующих $M_f \geq 6$. Здесь при $M_{in} = 2.5 \div 2.8$ температура торможения превышает 1650 К. С ростом термодинамических параметров длина пути подготовки смеси резко уменьшается и процесс тепловыделения реализуется в верхней камере.

О характеристике процесса можно судить по результатам успешных стендовых испытаний сверхзвуковой камеры сгорания в условиях $M_f = 6$ на керосине [7], проведенных в МАИ. В этих экспериментах впервые была реализована подача керосина в зону канала с сильным начальным расширением, что обеспечило снижение термодинамических параметров потока. Во-первых, это снижает риск запыриания камеры при значениях коэффициента избытка воздуха α , близких к единице. Во-вторых, это позволяет существенно ослабить интенсивность горения на начальном участке, т. е., по сути, перестроить закон тепловыделения под режим $p = \text{const}$, где теплоподвод реализуется при постоянном давлении в средней и нижней зонах камеры. В-третьих, это повышает давление на входе в сопло и, соответственно, интеграл давления струи на стенки сопла.

Такой способ позволил создать короткую камеру сгорания на керосине, обеспечившую достижение высокой эффективности при $\alpha \approx 1$. При высоте входа 50 мм (ширина 100 мм) и параметрах потока на входе $M_{in} = 2.5$ и $T_{in} = 1600$ К экспериментальная камера сгорания имела длину 375 мм. Здесь головная ударная волна, предшествующая зоне тепловыделения, фиксируется в области инъекции, но уровень суммарных потерь незначителен. По резуль-

татам огневого эксперимента при $\alpha = 1 \div 3$ суммарный коэффициент восстановления давления на срезе камеры, полученный по измерениям давления торможения, составил $\sigma \geq 0.3$ при значениях коэффициента полноты сгорания $\eta = 0.94 \div 0.96$. В заданном диапазоне условий камера работала устойчиво. Результаты испытаний камеры и трехмерного расчета показывают, что заложенный метод профилирования, как способ достижения высоких характеристик камеры ГПВРД, является одним из лучших.

Отличие верхней камеры двухрежимного ПВРД от описанной выше камеры МАИ заключается в наличии стабилизаторов пламени, установленных в ней для организации работы нижней камеры.

Нижняя камера сгорания. Стабилизация пламени в режиме СПВРД

Организация устойчивого горения топлива в дозвуковом потоке, как известно, связана с использованием ниш или плохообтекаемых тел, каковыми могут быть пристенные уступы, пилоны и пр. В двухсекционной схеме средство стабилизации, в частности корпус (пилон) стабилизатора, устанавливается в верхней камере так, что его срез располагается в плоскости входа в нижнюю камеру. В качестве одного из способов уменьшения длины нижней камеры можно использовать пилоны с развитой (не прямолинейной) формой торцевого среза, что позволяет увеличить периметр линии поджига и укоротить линейный размер фронта пламени. С учетом сказанного длина нижней камеры может быть существенно уменьшена без потери эффективности.

В работе [10] исследовалось влияние концентрации топливовоздушной смеси в следовой зоне за пилонами и пристенными стабилизаторами на пределы устойчивости процесса горения метана в камере сгорания. Можно предположить, что перенос зоны стабилизации от стенки в ядро потока, т. е. в зону повышенной концентрации топлива в свободном слое смешения, способствует расширению диапазона устойчивой работы камеры сгорания. Вынесение зоны дежурного пламени в ядро потока также положительно сказывается на теплозащите стенок камеры сгорания.

Средства принудительного зажигания

В условиях, когда $M_f \leq 6$, термодинамические параметры воздушного потока в камере сгорания не обеспечивают условий для самовоспламенения смеси. Скорость топливозвоздушной смеси, обтекающей стабилизаторы, делает невозможным ее зажигание в зоне обратных токов даже в случае применения средств принудительного повышения температуры. Весьма эффективным приемом для получения надежного запуска камеры в экспериментальных исследованиях является общепризнанный способ пневматического дросселирования потока в камере сгорания (например, нормальным высоконапорным вдувом любого газа через ряд отверстий в стенках в нижней части камеры). Кратковременное дросселирование (≈ 0.5 с) приводит к резкому снижению скорости потока и росту плотности как в зоне обтекания стабилизаторов, так и вниз по потоку, до места подачи пневмоимпульса. При наличии действующего источника повышения температуры в зоне обратных токов этого времени бывает достаточно для возникновения условий, благоприятных для воспламенения смеси и устойчивого диффузионного горения после включения системы вдува. Данный метод весьма эффективен, надежен и в хорошо спроектированном канале двухрежимного ПВРД обеспечивает при $\alpha = 1.5 \div 2.5$ стабильный запуск камеры сгорания практически при любой температуре потока без запыриания. Этот способ получил признание после первого применения для организации зажигания и горения керосина в короткой камере ГПВРД [6], при этом место подачи импульса было размещено на расстоянии 0.6 длины камеры от входного сечения.

Рабочий процесс ПВРД

В камере фиксированной геометрии система «скачок (зона торможения) + горение (зона тепловыделения)» занимает свое положение в канале в соответствии с заданной формой проточной части и активностью химических процессов.

При параметрах потока, соответствующих $M_f = 3 \div 6$ (режим СПВРД), вследствие низкой температуры потока, даже при хорошем смесеобразовании химические процессы в верхней камере протекают без тепловыделения. Зона горения располагается в нижней камере за механическими стабилизаторами

пламени. При достаточной длине нижней камеры процесс тепловыделения здесь почти полностью реализуется и обеспечивается разгон дозвукового потока до скорости звука в критическом сечении.

В условиях на входе в камеру, соответствующих $M_f \geq 6$ ($T_{in} > 1650$ К), химические процессы резко ускоряются и процесс тепловыделения переносится вверх по потоку. Усиление дросселирования увеличивает интенсивность головной волны, которая фиксируется на гребенке инжекторов, с образованием в ядре потока маховских пересечений. Диски Маха становятся средством стабилизации в ядре потока зон дозвукового горения. В случае фиксации головной структуры псевдоскачка, состоящей из одного-двух сильных взаимодействий, возникает система спутных (дозвукового и сверхзвукового) потоков. Аналогично схеме стабилизации в СПВРД, где горение поддерживается дежурным факелом в следовой зоне, горение топлива в свободной дозвуковой зоне становится средством поджига и стабилизации горения смеси во внешнем сверхзвуковом поле, в системе косых скачков уплотнения. Как показывают расчетные и экспериментальные результаты исследований [2, 4], подвод тепла в этих параллельных потоках приводит в среднем к реализации скорости звука в области критического сечения сопла. При такой схеме течения можно получить камеру, работающую при $\alpha \approx 1$ с полной сгорания $\eta = 0.94 \div 0.96$ и коэффициентом восстановления полного давления $\sigma = 0.3$. Приведенный режим работы камеры сгорания реализуется при тщательно выбранной форме проточного тракта, и его можно считать режимом оптимального рабочего процесса по теплонапряженности и эффективности.

До определенного момента вокруг зоны дозвукового потока сверхзвуковое течение сохраняется. По мере усиления дросселирования увеличиваются поперечные размеры дозвуковой зоны стабилизации. Когда степень теплового дросселирования приближается к предельному значению, дозвуковое течение охватывает все поперечное сечение верхней камеры. Волна давления в канале перекрывает зону инжекции, проникая в преддиффузор. Полнота сгорания приближается к единице. В пределе, при увеличении расхода топлива выше критического (для камеры данной геометрии), режим течения характеризуется разрушением сверхзвуко-

вой структуры течения в горле воздухозаборника, возникновением выбитой ударной волны и катастрофическим снижением расхода воздуха через двигатель. Значение σ резко падает до $0.05 \div 0.1$.

Таким образом, при движении аппарата со скоростью, соответствующей $M_f \geq 6$, рабочий процесс может быть полностью завершен в верхней камере при $\alpha \approx 1$ с весьма высокой эффективностью. При этом в ее выходном и наиболее узком сечении (в сечении среза механических стабилизаторов) реализуется скорость звука, т. е. критическое сечение камеры сгорания перемещается внутрь проточного тракта. Вследствие значительного превышения площади выходного сечения нижней камеры относительно данного сечения, газовый поток в ней разгоняется и она выполняет функцию части сопла двигателя. Но поскольку разгон газа в нижней камере осуществляется не в профилированном канале, это приводит к серьезным потерям давления и тяги. По сути дела, нижняя камера становится балластом. Суммарный коэффициент восстановления полного давления в двухрежимном ПВРД снижается с 0.3 (для хорошо спроектированной камеры ГПВРД) до $0.13 \div 0.15$.

Согласно сказанному, в двухрежимном ПВРД с фиксированной формой проточной части в заданном рабочем диапазоне изменения входных параметров зона достижения критической скорости в газовом потоке реализуется в известных сечениях проточной части. В первом случае — в режиме дозвукового горения в критическом сечении выходного сопла двигателя, во втором — в режиме работы ГПВРД внутри проточного тракта, в выходном сечении верхней камеры. В режиме СПВРД при умеренных скоростях в нижней камере, по-видимому, реализуется некоторая промежуточная схема течения с ускорением до скорости звука, т. е. «плавающим» критическим сечением.

Из изложенного выше следует ряд важных выводов. Конструкция двигателя должна обеспечивать удовлетворительные тягово-экономические характеристики в режиме как дозвукового, так и сверхзвукового горения. В то же время верхняя камера двухрежимного нерегулируемого ПВРД профилируется на режим сверхзвукового горения в гиперзвуковом диапазоне скорости полета летательного аппарата, что приводит к потерям эффективности в режиме СПВРД, в том числе и из-за высо-

кой скорости потока. При повышенной скорости обтекания воздушным потоком центральных стабилизаторов эффективность стабилизации пламени уменьшается, что ведет к снижению устойчивости и эффективности процесса горения в широком диапазоне изменения α . Можно сказать, что в камере двухрежимного ПВРД в нижнем диапазоне скорости (режим дозвукового горения) невозможно получить эффективность рабочего процесса на уровне процесса в «чистом» СПВРД.

С увеличением высоты полета при $M_f > 6$ характеристики камеры сгорания нерегулируемого ГПВРД (как и верхней камеры двухрежимного ПВРД) меняются аналогично свойствам процесса в режиме СПВРД. То есть для поддержания давления и эффективности процесса тепловыделения в камере сгорания требуются уменьшение ее выходного сечения и некоторое увеличение длины. Поэтому если камера сгорания спроектирована для режима $M_f = 6$, то с увеличением скорости полета эффективность рабочего процесса будет уменьшаться, например, от смешанного сложного течения (до- и сверхзвукового) и высокоэффективного процесса при $M_f = 6$ до малоэффективного «чисто» сверхзвукового горения при $M_f = 7$ и будет еще ниже при $M_f = 8$.

Резюмируя сказанное выше по поводу эффективности двухрежимного ПВРД с фиксированной геометрией проточной части, можно утверждать следующее:

— характеристики двухрежимного ПВРД, работающего в режимах дозвукового и сверхзвукового горения, всегда будут ниже тягово-экономических характеристик СПВРД и ГПВРД, действующих в диапазоне скоростей полета данного двухрежимного ПВРД.
— чем уже заданный диапазон M_f ПВРД, тем выше его тягово-экономическая характеристика.

Разрабатываемые сегодня иностранные образцы ПВРД на жидком топливе проектируются в основном на однорежимные ограниченные диапазоны скорости $M_f = 3 \div 4.5$; $4 \div 6$ (СПВРД), $M_f = 5.5 \div 7.5$; $5.5 \div 8$; $7 \div 8$ (ГПВРД).

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПВРД

Сформулированное представление о рабочем процессе в камере ПВРД, а также перечис-

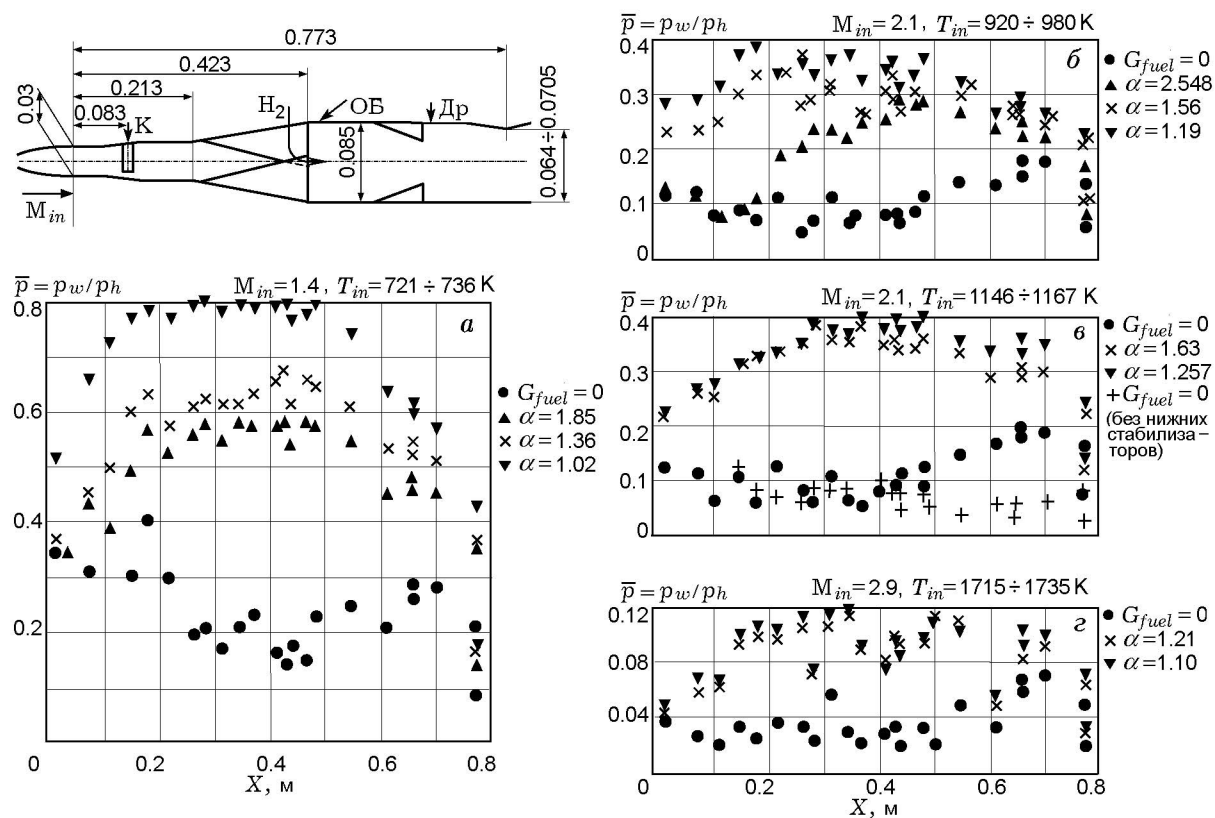


Рис. 1. Принципиальная схема камеры сгорания, работающей на керосине, и распределение статического давления по длине проточного тракта

ленные способы воздействия на его характеристики были реализованы в стендовых исследованиях экспериментальной камеры сгорания на углеводородном топливе в условиях присоединенного воздухопровода (рис. 1). Камера сгорания — двухсекционная, неохлаждаемая, выполнена из порошкового сплава на основе FeCrAl. Скорость воздушного потока на входе в камеру моделировалась тремя сменными профилированными соплами: $M_{in} = 1.4$; 2.1; 2.9. Основное топливо — холодный авиационный керосин с относительным массовым составом 13.4 % водорода и 86.6 % углерода, стехиометрическим коэффициентом по воздуху 14.75 и теплотворностью 42 914.7 кДж/кг. Керосин насыщался воздухом до относительного массового содержания 0.1 %. В условиях исследований, соответствующих полетным при $M_f = 3$, доля свободного кислорода в газе, поступающем из подогревателя в камеру сгорания, составляла 18 %, во всех остальных экспериментах — 23 %.

Камера прямоугольного сечения длиной

0.78 м с размером входа 30×70 мм была выполнена с постоянной шириной проточной части. Четыре инжекторных трехканальных пиллона (40 струйных форсунок на каждом) толщиной 1.8 мм, установленные в поперечном ряду во входной секции, обеспечивали загромождение сечения на уровне 8.8 %. Через них осуществлялась подача барботированного керосина (К) в камеру сгорания в диапазоне расходов $30 \div 300$ г/с.

В основном варианте сборки исследовалась следующая схема стабилизации пламени. В конце верхней камеры длиной 0.423 м на верхней и нижней стенках устанавливались два сдвинутых клина прямоугольного поперечного сечения толщиной 16 мм. В проточной части было организовано дополнительное критическое сечение в середине нижней камеры. Для этого на ее боковых стенках были установлены четыре дополнительных стабилизатора. В предположении линейного изменения размера условно плавающего критического сечения размер дополнительных стабилизаторов выбран

M_f	M_{in}	T_{in} , К	p_{in} , 10^5 Па	α	h_{cr} , мм	Огневой блок	Дросселирование	Подача H_2	η	σ
3	1.4	740	14.7	1.81	70.4	+	+	+	0.814	0.63
		730	14.48	1.45	70.4	+	+	+	0.822	0.68
		704	14.37	1.43	70.4	+	+	+	0.834	0.703
		726	14.29	1.53	70.4	+	+	+	0.74	0.65
		730	14.5	1.1	70.4	+	+	+	0.8	0.63
		715	14.4	1.2	70.4	+	+	+	0.8	0.64
4	2.1	983	23.65	2.55	65	+	+	+	0.887	0.31
		980	23.71	2.48	65	+	+	+	0.95	0.31
		968	23.33	1.56	67.7	+	+	–	0.972	0.357
		965	23.31	1.57	67.7	+	+	–	0.985	0.36
		928	23.18	1.15	68.5	+	+	+	0.773	0.356
		920	23.1	1.19	68.5	+	+	+	0.826	0.36
5	2.1	1129	14.06	1.26	70	+	+	–	0.988	0.356
		1141	14.13	1.11	70	+	+	+	0.809	0.35
		1156	14.06	1.58	59	+	+	+	1	0.373
		1173	14.21	1.44	58	+	+	+	1	0.391
		1183	14.45	1.26	57	+	+	+	1	0.41
		1112	14.45	1.35	63.1	+	+	+	1	0.37
6	2.9	1735	24.15	1.21	70.5	–	–	–	0.98	0.138
		1711	23.93	1.1	70.5	–	–	–	0.87	0.135

из условия равенства проходного сечения канала в плоскости их торцевого среза полусумме упомянутых критических сечений.

С целью организации принудительного зажигания топлива посредством пневматического дросселирования (Др) в нижней камере на боковых стенках были выполнены отверстия для вдува воздуха. Для той же цели предназначен огневой блок (ОБ), обеспечивавший подачу горячих газовых струй в донную область за центральными стабилизаторами. В эту зону одновременно подавался водород (H_2). Все перечисленные средства организации запуска использовались только до момента воспламенения основного топлива.

Конструкция сборки обеспечивала возможность дискретного изменения критического сечения сопла камеры (по вертикали) в пределах $h_{cr} = 57 \div 75$ 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.

Условия исследований и основные результаты приведены в таблице.

Перечисленные мероприятия обеспечили надежное воспламенение, стабилизацию и горение топлива во всем диапазоне исследований. Следует отметить, что в экспериментах с соплом $M_{in} = 2.1$ в ряде случаев зажигание происходило без применения дросселирования. В серии с соплом $M_{in} = 2.9$ средства, провоцирующие зажигание, не использовались, в верхней камере происходило самовоспламенение топлива. В ряде опытов после зажигания подача барботирующего газа перекрывалась, что не приводило к срыву горения.

Распределение статического давления вдоль камеры сгорания $\bar{p} = p_w/p_h$, где p_w — текущее значение статического давления, p_h — давление на срезе камеры сгорания, приведено на рис. 1. В экспериментах при $M_{in} = 1.4$ и

$\alpha = 1.2 \div 1.8$ и $M_{in} = 2.9$ режимы течения были реализованы без запыриания камеры.

В ряде опытов в режимах СПВРД с соплом $M_{in} = 2.1$ процесс горения сопровождался нарушением течения на входе в канал, при котором начало роста статического давления смещалось в сопло подогревателя. Длина и форма верхней камеры выбирались из опыта исследований процесса горения в условиях $M_{in} \geq 6$, а также из условия размещения здесь псевдоскачка в режимах СПВРД. Но запыриание имело место почти во всех режимах работы камеры при $\alpha > 1.2$. Судя по результатам, выбранная длина верхней камеры оказалась недостаточной для размещения зоны торможения (псевдоскачка), что привело к нарушению течения во входном отсеке.

Установка нижних стабилизаторов естественным образом повлияла на продольное распределение статического давления в канале при работе в «холодном» режиме (см. рис. 1, в).

Результаты обработки экспериментов, выполненной по одномерной методике с учетом доли кислорода в составе газа, подаваемого в камеру, приведены на рис. 2. Видно, что в условиях $M_{in} = 2.1$ и $T_{in} \approx 920$ и 1120 К полнота сгорания достигает значений $\eta = 0.8 \div 0.99$, а при $M_{in} = 2.9$ и $T_{in} \approx 1711$ и 1735 К — $\eta = 0.87 \div 0.98$.

Сравнительно низкие значения полноты сгорания керосина ($\eta \approx 0.8$) при $M_{in} = 1.4$ и $T_{in} \approx 720$ К, по-видимому, можно объяснить рядом причин:

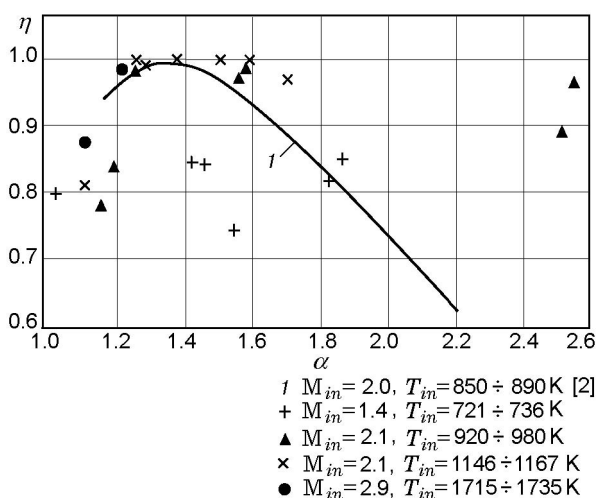


Рис. 2. Результаты расчета полноты сгорания керосина на срезе камеры сгорания в зависимости от условий испытаний

— низкая активность рабочего процесса, связанная с недостатком кислорода в составе газа из подогревателя в этой серии экспериментов;
 — недостаточная площадь поперечного сечения вторичной камеры в зоне теплоподвода (дефицит около 10 %). Можно предположить, что в данной серии на рабочий процесс отрицательно воздействуют нижние стабилизаторы. Сужение проточной части привело к ускорению потока в зоне горения. Как было сказано выше, назначение нижних стабилизаторов связано с попыткой улучшить промежуточные характеристики СПВРД (при $M_f \approx 4.5$);

— нарушение течения на входе в камеру сгорания и, как следствие, ухудшение параметров распыла топлива (объясняется ниже).

В рамках данной работы представляет интерес сопоставить результаты по горению керосина с результатами исследований в ЦИАМ [10] процесса горения метана в камере сгорания двухрежимного ПВРД (рис. 3).

Керосин и метан — углеводородные топлива с весьма близкими значениями теплотворности. Как показывают экспериментальные исследования, при использовании их в ПВРД возникает проблема подготовки смеси и организации воспламенения.

В ЦИАМ исследовалось горение подогретого до $550 \div 880$ К газообразного метана в двухсекционной камере сгорания в условиях,

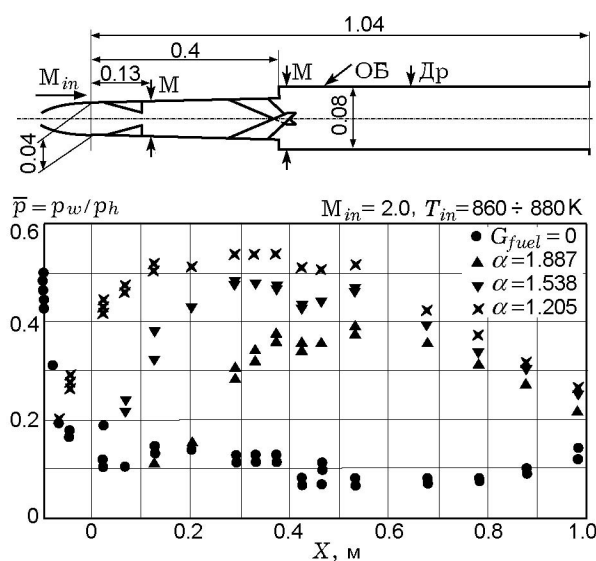


Рис. 3. Принципиальная схема камеры сгорания, работающей на подогретом метане [10], и распределение статического давления по длине канала

моделирующих число Маха $M_f = 3 \div 4$, т. е. при температуре воздуха на входе в камеру сгорания $650 \div 910$ К. Исследования проводились на присоединенном воздухопроводе с соплом на входе $M_{in} = 2.0$. Длина камеры сгорания прямоугольного сечения 1 м, размеры входа 40×100 мм. При постоянной ширине (100 мм) высота камеры была переменной: верхняя камера — с плавным расширением до высоты 50 мм, затем два симметричных уступа по 15 мм (стабилизаторы горения) и нижняя камера — канал постоянного сечения высотой 80 мм, т. е. без критического сечения.

Необходимо отметить высокое качество методики проведения этой экспериментальной работы. В одном из направлений исследований подача основного топлива осуществлялась по нормали к потоку в начале верхней секции через 8 отверстий на верхней и нижней стенках в следе за остроугольными пилонами (М). Дополнительно метан в небольшом количестве (до 12 г/с) подавался в зону за уступами. В качестве дополнительных стабилизаторов пламени использовались три наклонных пилона, установленные в конце верхней камеры на верхней и нижней стенках перед уступами. Распределение статических давлений в канале при горении метана при различных значениях α представлено на рис. 3.

Результаты исследования горения керосина и метана в обеих камерах демонстрируют достаточно высокий уровень повышения статического давления. При $\alpha > 1.2$ в экспериментах МАИ и ЦИАМ наблюдался режим теплового заклинивания камеры сгорания. Возможно, с этим связано снижение полноты сгорания в этом диапазоне изменения коэффициента избытка воздуха. 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 заклинивании камеры сгорания, когда головная ударная волна зоны торможения в потоке располагается выше места установки инжекторов, подача топлива осуществляется в низкоскоростной поток, что приводит к росту размеров капель, торможению процесса испарения и снижению полноты сгорания. С другой стороны, вне зависимости от структуры течения во входной секции, характеристики потока в зоне обтекания стабилизаторов пламени (расход и температура газа) и условия стабилиза-

ции остаются практически неизменными.

На рис. 2 приведена кривая предельных значений коэффициента полноты сгорания метана, полученная по результатам обработки экспериментальных данных по одномерной методике. Можно заметить, что в диапазоне $T_{in} > 900$ К полнота сгорания в короткой керосиновой камере не уступает значениям в камере, работающей на метане.

На рис. 4 приведены результаты расчета коэффициента восстановления полного давления в экспериментах МАИ. В целом значения σ в данном диапазоне исследований удовлетворительные: коэффициент σ изменяется в диапазоне от $0.63 \div 0.7$ (при $M_{in} = 1.4$) до 0.134 (при $M_{in} = 2.9$).

Нужно отметить примерно равные значения $\sigma = 0.31 \div 0.36$ при горении керосина в условиях, моделирующих числа Маха $M_f = 4$ и 5 ($T_{in} \approx 940$ и 1150 К). Это связано с тем, что эти испытания были проведены при одинаковом коэффициенте скорости потока на входе в камеру (сопло $M_{in} = 2.1$). В экспериментах ЦИАМ в условиях $T_{in} = 860 \div 880$ К значение σ составило ≈ 0.5 .

В итоге общая картина результатов исследований в МАИ короткой камеры ПВРД демонстрирует следующее:

— форма проточной части, включая средства стабилизации, обеспечивает устойчивый рабочий процесс в диапазоне $\alpha \approx 1 \div 2.5$;

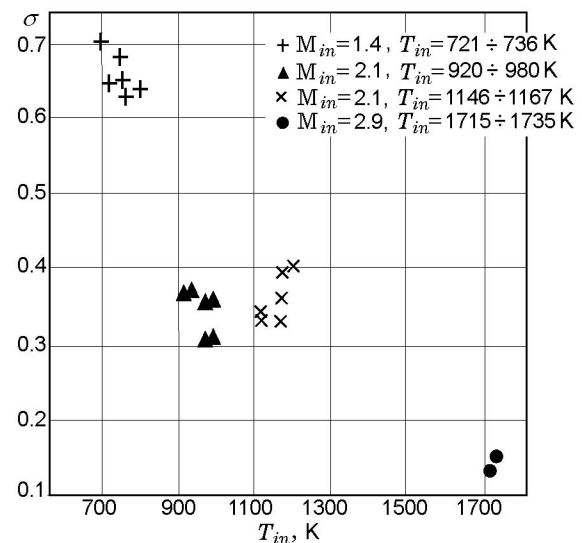


Рис. 4. Зависимость коэффициента восстановления полного давления в камере сгорания от условий испытаний

— значения коэффициента полноты сгорания весьма высоки ($\eta = 0.8 \div 1.0$) в диапазоне изменения $\alpha \approx 1.2 \div 2.5$. Для всех режимов в исследованном диапазоне внешних условий при $\alpha > 1.2$ полнота сгорания снижается, что подтверждает данные работы [10];

— значение коэффициента восстановления давления σ изменяется в удовлетворительных пределах: от 0.7 (при $M_f = 3$) до 0.134 (для $M_f = 6$);

— в данной камере сгорания размер критического сечения h_{cr} (см. таблицу) не оказывает существенного влияния на характеристики воспламенения топлива;

— комплекс примененных средств иницирования зажигания керосина достаточно эффективен;

— подтверждено, что вид барботирующего газа не оказывает заметного влияния на характеристики процесса, а прекращение барботажки 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.

ЛИТЕРАТУРА

1. Waltrup P. J. Liquid-fueled supersonic combustion ramjets: A research perspective // J. Propulsion and Power. — 1987. — V. 3, N 6. — P. 515–524.
2. Levin V. M. Gazdynamic of flow structure in a channel under thermal and mechanical throttling // 1st Intern. Symp. on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, 8–12.07.1990, Beijing, China.
3. Третьяков П. К., Бруно К. Особенности горения керосина в сверхзвуковом потоке // Физика горения и взрыва. — 1999. — Т. 35, № 3. — С. 35–42.
4. 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.
5. 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.
6. Скибин В. А. и др. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей. — М.: Изд-во ЦИАМ, 2004.
7. Avrashkov V., Baranovsky S., Levin V. Gasdynamic feature of supersonic kerosene combustion in a model combustion chamber // AIAA Second Intern. Aerospace Planes Conf., 90-5268, 29–31 October, Orlando, USA, 1990.
8. Аврашков В. Н., Барановский С. И., Клушин А. А., Левин В. М. Характеристики распыливающих устройств в сносящем воздушном потоке // Инж.-физ. журн. — 1990. — Т. 59, № 1. — С. 158.
9. Аврашков В. Н., Барановский С. И., Давиденко Д. М. Глубина проникновения струи жидкости, насыщенной пузырьками газа // Изв. вузов. Авиационная техника. — 1990. — № 4. — С. 96–98.
10. Vinogradov V. A., Shikhman Yu. M., Albegov R. V., Vedeshkin G. K. Experimental research of methane combustion in high speed subsonic airflow // AIAA 2002-5208, Intern. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 29.09.–04.10.2002/Orleans, France.
11. Billig F. S., Waltrup P. J., Stockbridge R. D. The integral rocket dual combustion ramjet: A new propulsion concept // J. of Spacecraft and Rockets. — 1980. — V. 17, N 9–10. — P. 416–424.
12. Терешин А. М. Моделирование и создание ВЗУ, предкамерных диффузоров и камер сгорания СПВРД и ГПВРД высокоскоростных ЛА: дис. ... д-ра техн. наук / МАИ. — М., 2007.
13. Пензин В. И. Экспериментальное исследование сверхзвуковых течений в каналах с отрывами потока: дис. ... д-ра техн. наук / ЦАГИ. — М., 2003.

Поступила в редакцию 31/VIII 2009 г.,
в окончательном варианте — 1/XII 2009 г.