

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПВРД

В. Н. Аврашков, Е. С. Метёлкина, Д. В. Мещеряков

Московский авиационный институт (государственный технический университет), 125993 Москва
aerospace@mai.ru

Дан краткий обзор исследований и разработок камер сгорания высокоскоростных ПВРД, выполненных в МАИ. Приведены теневые фотографии, демонстрирующие изменение структуры регулярных скачков в зависимости от уровня теплоподвода в потоке при горении водорода. При помощи визуализации свечения радикалов ОН показано влияние косых скачков уплотнения на горение. Поскольку зависимость эффективности горения от параметров и структуры потока очень существенна, актуальны исследования схем прямого воздушного реактивного двигателя с регулируемой проточной частью камеры сгорания, что позволяет производить «подстройку» рабочего тракта с целью получения требуемых параметров течения и характеристик в широком диапазоне полетных условий. В рамках совместной франко-российской программы выполнена большая серия испытаний камеры сгорания такого типа. Приведены результаты измерений при режимах, соответствующих числам Маха полета $2 \div 7$. В качестве горючего использована смесь химически чистого метана и водорода. Представлены характеристики разработанного в МАИ трехступенчатого подогревателя модельного потока для испытания широкодиапазонных камер сгорания.

Ключевые слова: прямооточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД), камера сгорания, сверхзвуковой поток, скачки уплотнения, горение метана, горение водорода, огневой подогреватель.

Основной тенденцией развития авиационной и ракетной техники является наращивание скорости полета летательных аппаратов. В русле этой тенденции ведутся исследования и разработки соответствующих силовых установок [1].

В настоящее время скорости экспериментальных атмосферных летательных аппаратов (демонстраторов гиперзвуковых технологий) достигли уровня, соответствующего числам Маха $M_{\text{д}} = 6 \div 9$ [2–4]. На демонстраторах были установлены гиперзвуковые прямооточные воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД). Основным выводом по результатам этих экспериментов: ГПВРД работал и создавал положительную тягу на коротком крейсерском участке траектории.

Как в нашей стране, так и за рубежом процессы в камерах сгорания высокоскоростных ПВРД изучаются главным образом на экспериментальных установках [5, 6]. Наиболее сложной частью с точки зрения исследований рабочего процесса, разработки конструкции и проведения испытаний является камера сгорания (КС).

В 1966 г. на моторном факультете МАИ была организована научная группа по исследованию камер сгорания ГПВРД.

В 1969 г. МАИ было передано стендовое оборудование из МКБ «Красная звезда» (Главный конструктор М. М. Бондарюк) и начато строительство экспериментальной установки. Главная цель работ, проводимых в лаборатории, — разработка камер сгорания ГПВРД, работающих как на водороде, так и на углеводородном горючем. Основное внимание было уделено глубокому изучению деталей механизма смесеобразования, а также влиянию газодинамической структуры течения на процесс горения в сверхзвуковом потоке [7–9].

В ряде работ, проведенных в нашей стране и за рубежом, отмечалось существенное влияние скачков уплотнения, возникающих при подводе тепла в сверхзвуковом потоке, на процесс горения [10–14]. Для изучения взаимосвязи газодинамической структуры потока с горением в МАИ были использованы КС с боковыми стенками из кварцевого стекла [7–9]. Ряд экспериментальных результатов приведен на рис. 1–4. Как видно из рис. 1, устройства подачи горючего в поток (пилоны) и струи газа являются начальными генераторами скачков, т. е. структура скачков зарождается на топливоподающих пилонах и, в свою очередь, зависит как

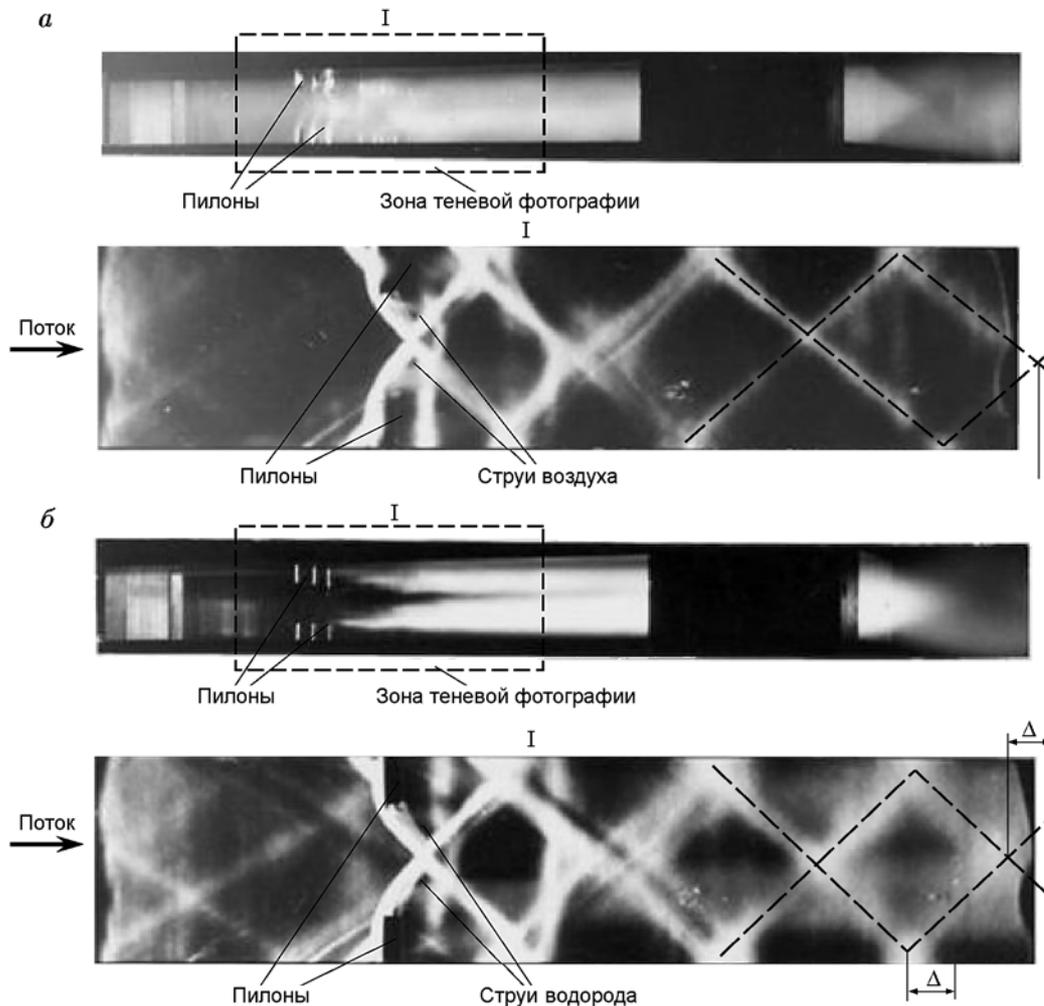


Рис. 1. Прямые и теневые фотографии структуры потока в канале камеры сгорания при выдуве воздуха и горении водорода в сверхзвуковом потоке:

газ: *a* — воздух, $ER = 0$; *b* — водород, $ER = 0.06$; $M_c = 2.5$, $T_0 = 1680$ К; размер входа камеры сгорания 50×100 мм, ее длина 600 мм; канал постоянного сечения

от параметров потока, так и от формы канала КС.

Наиболее существенное влияние регулярной (доминирующей) структуры на возникновение и стабилизацию интенсивного горения проявляется при параметрах потока, близких к минимально необходимым для самовоспламенения. Например, в каналах постоянного сечения при скорости модельного потока, соответствующей числу Маха сопла $M_c = 2.5$, самовоспламенение водорода можно реализовать при температурах $T_0 = 1200 \div 1250$ К (для керосина — $1400 \div 1450$ К). В таких условиях при прохождении частично перемешанной струи водородной горючей смеси через фрон-

ты скачков уплотнения происходит развитие процесса горения (появление излучения радикалов OH), недостаточно интенсивного для получения положительного баланса тепловыделения [9, 13]. По мере удаления от места инжекции (и соответственно увеличения прогрева и улучшения перемешивания горючего) на некотором участке канала КС концентрации промотирующих горение радикалов и уровень параметров потока становятся достаточными для запуска процесса горения с интенсивным тепловыделением и ростом давления. Вследствие теплового дросселирования и взаимодействия регулярной структуры скачков с пограничным слоем происходит «сжатие» системы

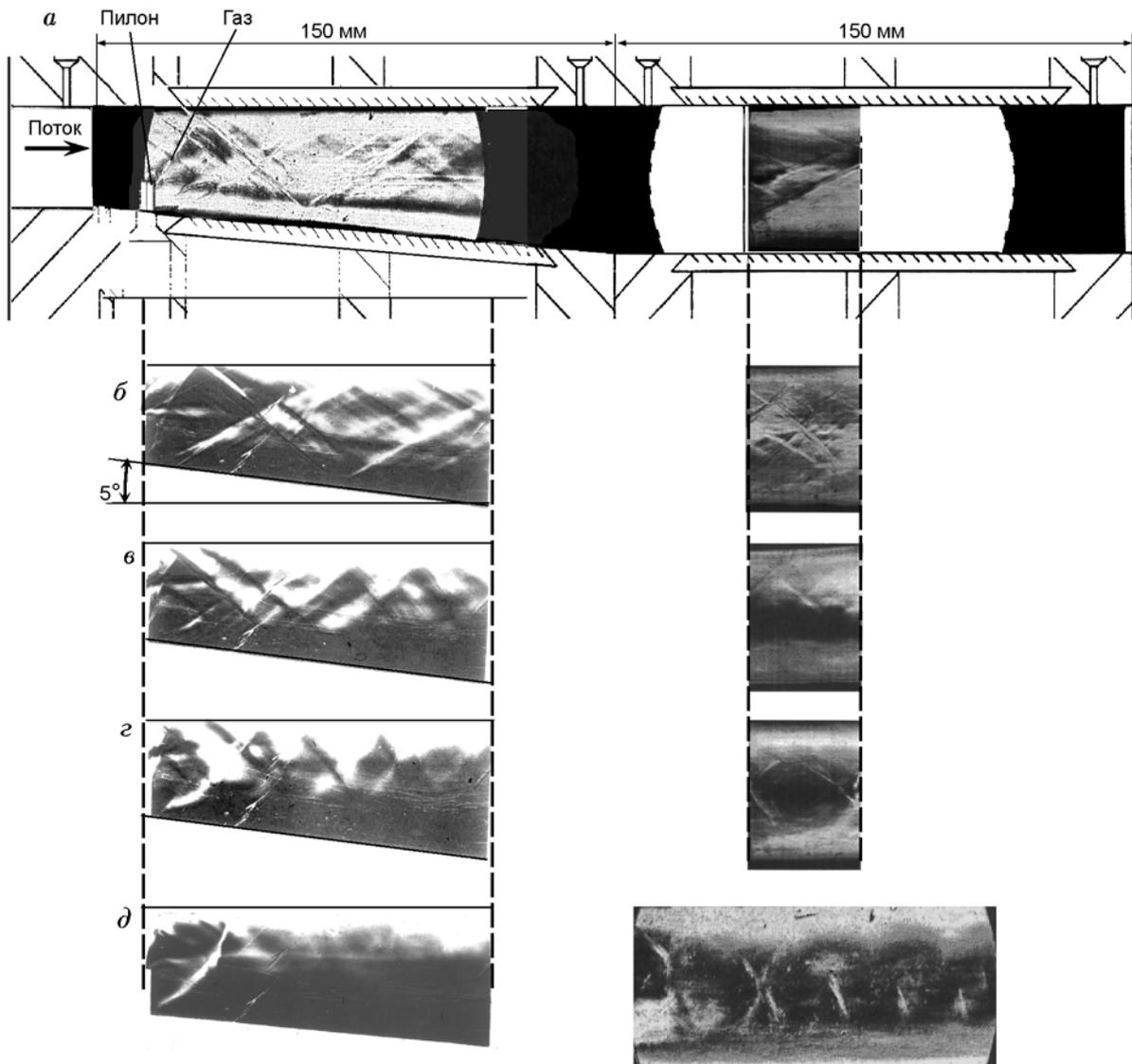


Рис. 2. Теневая фотография структуры потока в канале камеры сгорания при горении водорода в сверхзвуковом потоке для различных коэффициентов избытка топлива:

а — $ER = 0$, газ — азот; *б* — $ER = 0.15$; *в* — $ER = 0.27$; *г* — $ER = 0.35$; *д* — $ER = 0.5$; $M_c = 2.1$, $T_0 = 1320$ К; размер входа камеры сгорания 25×27.5 мм, ее длина 600 мм (4×150 мм); угол расширения первого отсека 5° , далее — канал постоянного сечения

скачков (рис. 1, 2), причем оно наблюдается (см. рис. 1, б) даже при небольшом уровне теплоподвода (коэффициент избытка топлива в камере сгорания $ER = 0.06$). Сжатие системы приводит к увеличению градиента статических параметров потока вдоль канала, и фронт горения смещается против потока. Таким образом, реализуется самостабилизация горения в канале. Время стабилизации течения с горением регистрируется в экспериментах, по-

видимому, как время «розжига» [15]. С ростом теплоподвода сжатие усиливается (рис. 2, б, в) и х-образная структура может перейти в псевдоскачковый тип течения (рис. 2, г, д; рис. 3, а). При дальнейшем увеличении значений ER и превышении порога теплового запираания (являющегося атрибутом выбранной формы и размеров канала, а также параметров потока) головная часть системы перемещается за пилоны против потока [16].

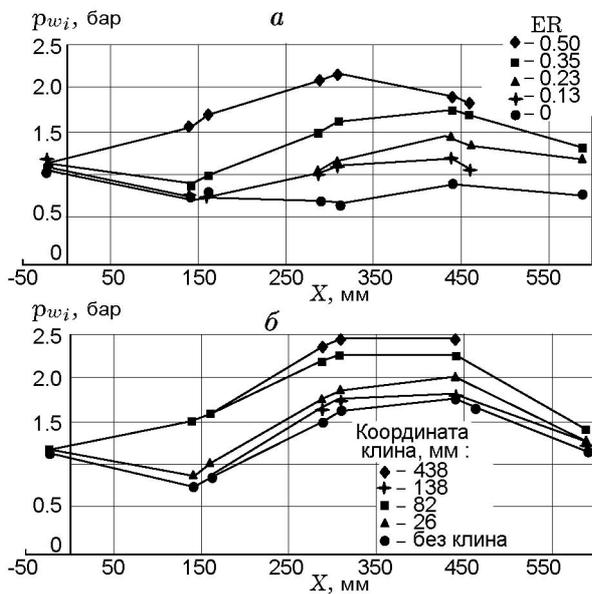


Рис. 3. Вид эпюр статического давления (p_{wi}) вдоль канала камеры сгорания (соответствует камере, приведенной на рис. 2):

a — в зависимости от коэффициента избытка топлива, *б* — в зависимости от места положения клина (ER = 0.35), X — удаление от пилона (угол клина 9°)

Был проведен ряд экспериментов [9], в которых исследовалось влияние места расположения и параметров дополнительно генерируемого скачка на начальную стадию и интенсивность горения. В качестве генератора скачка использовался клин с углами 9 и 11° (рис. 4). Установлено, что место расположения источника дополнительного возмущения играет существенную роль в протекании процесса горения. Так, например, при одинаковых значениях ER и параметрах потока наибольшие интенсивность свечения радикалов ОН [9] и уровень статических давлений (рис. 3, б) регистрировались при удалении клина на расстояние $X = 82$ и 438 мм от пилона, а на удалении $X = 138$ и 26 мм положительное влияние клина проявлялось значительно слабее. На рис. 4 приведены результаты, полученные при $X = 138$ мм. Как видно, более интенсивное горение возникло при угле клина 9° , на что указывает интенсивность свечения радикалов ОН (рис. 4, б). Этот эффект проявляется также в некотором повышении статического давления по сравнению с экспериментом без клина (рис. 3, б). Такой характер влияния связан с взаимодействием дополнительного скачка с доминирующей

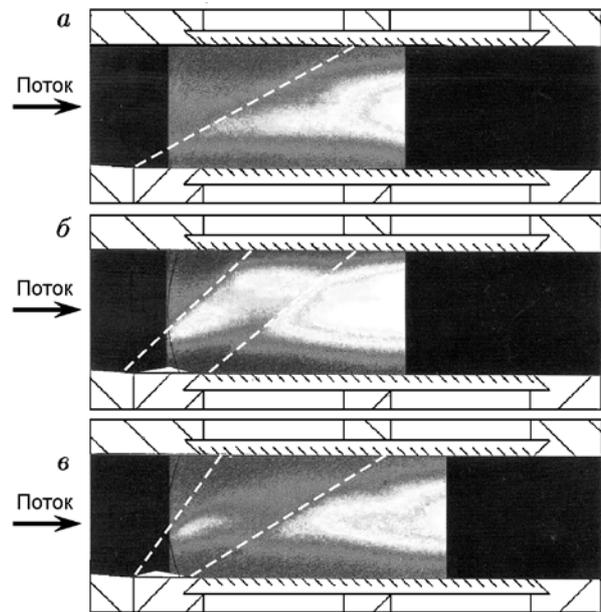


Рис. 4. Влияние интенсивности скачка на горение водорода (фото свечения радикалов ОН в УФ-диапазоне):

$X = 138$ мм; *a* — без клина, *б*, *в* — дополнительные скачки, генерируемые клином с углом 9° и 11° (в); ER = 0.27, $M_c = 2.1$, $T_0 = 1320$ К

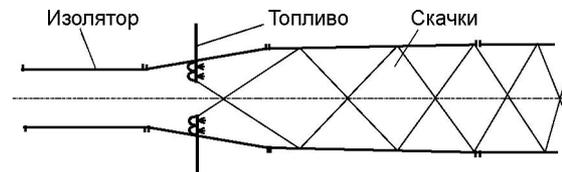


Рис. 5. Схема доминирующей системы скачков уплотнения

системой скачков. Можно предположить, что значительный рост тепловыделения наблюдается только в тех случаях, когда дополнительное возмущение интенсифицирует доминирующую систему скачков. Анализ результатов позволяет говорить о том, что характер горения в каналах со сверхзвуковым высокотемпературным потоком существенным образом зависит от параметров регулярной структуры скачков уплотнения (доминирующей системы х-образных волн (рис. 5)). Как следствие этого, форма канала КС сильно влияет на характеристики горения [16, 17].

Для исследований влияния геометрических параметров рабочего тракта КС на характеристики сверхзвукового горения была выполнена серия экспериментов с модельными

каналами различных форм и размеров [17]. Установлено, что камеры сгорания одинакового относительного удлинения $L_{пр} = L_{КС}/D_e$ ($L_{КС}$ — длина камеры сгорания, D_e — диаметр круга, площадь которого равна входному сечению камеры) ведут себя подобным образом по таким критериям, как диапазон граничных величин теплоподвода (ER теплового запыряния \div ER срыва горения) и формы эпюр статического давления (при одинаковых значениях ER). Кроме того, даже небольшое изменение геометрии КС малого удлинения ($L_{пр} = 5 \div 7$) заметно влияет на газодинамическую структуру и, таким образом, на процесс горения (например, увеличение угла расширения канала КС, работающей на керосине, на $1 \div 2^\circ$ уменьшает диапазон граничных значений ER на $40 \div 70$ % либо приводит к полному отсутствию стабилизации горения) [16]. Поэтому поиск параметров оптимальной геометрии КС высокоскоростных ПВРД и физических принципов управления газодинамической структурой течения является актуальной задачей исследования рабочего процесса двигателей такого типа.

Основные результаты экспериментов [16, 17] послужили отправной точкой и базой для исследований и разработок широкодиапазонного ПВРД, который должен не только создавать положительную тягу в расчетном крейсерском режиме, но и обеспечивать разгон аппарата в широких диапазонах скоростей и высот полета (числа Маха полета от $\approx 2 \div 3$ до $7 \div 8$) [18]. В тракте такого ПВРД рабочий процесс должен протекать эффективно и устойчиво, как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях потока воздуха (два режима горения). Первые экспериментальные результаты, полученные в 1987 г. на разработанной В. М. Левиным [19] модели КС с изменяемой геометрией пилонов-стабилизаторов и регулируемой высотой критического сечения, показали устойчивое горение водорода при дозвуковом и сверхзвуковом режимах. Однако для обеспечения уровня характеристик, требуемых для широкодиапазонного ПВРД, объем КС, работающей в режиме СПВРД ($M_n = 2.5 \div 3.0$), должен превышать объем КС, работающей в режиме ГПВРД ($M_n > 6 \div 7$), приблизительно в 3 раза, т. е. требуется гораздо большая степень регулирования. Кроме того, при выборе геометрии канала широкодиапазонной КС для режимов со сверхзвуковым тече-

нием должны учитываться отмеченные выше закономерности. Результаты оценочных расчетов полезной нагрузки, выводимой на орбиту Земли при помощи летательного аппарата типа воздушно-космического самолета (стартовая масса $300 \div 500$ т), подтвердили определенное преимущество применения ПВРД такой концепции по сравнению с другими типами двигателей [18]. Для разработки методологии оптимального управления проточной частью камеры сгорания широкодиапазонного ПВРД необходимо иметь экспериментальные данные о газодинамических особенностях течения и способах реализации эффективного рабочего процесса.

Начиная с 1992 г. в рамках международных контрактов сотрудниками МАИ ведутся работы по созданию модельных широкодиапазонных ПВРД с механически изменяемой геометрией проточной части камеры сгорания [20]. Как отмечено выше, наиболее достоверным и информативным способом исследования КС широкодиапазонного ПВРД остаются испытания в условиях наземного стенда, моделирующего широкий диапазон условий полета гиперзвукового летательного аппарата, что требует существенного повышения уровня характеристик стендового оборудования.

Современное стендовое оборудование для испытания высокоскоростных ПВРД должно обеспечивать:

- необходимое качество и параметры модельного потока в рабочей части установки (на входе в камеру сгорания);
- быстроедействие и надежность всех управляющих и измерительных систем установки и стенда;
- универсальность, позволяющую проводить экспериментальные работы по возможно более широкому спектру задач и исследуемых объектов.

Известны два основных способа проведения экспериментов с ГПВРД и его элементами. Это стенды с обдувом модели и на присоединенном трубопроводе [9, 21–23]. Наиболее доступной и широко распространенной технологией увеличения температуры модельного потока (для широкого спектра задаваемых траекторных параметров) является огневой подогрев. Однако обеспечить высокую полноту сгорания, устойчивую работу и плавный запуск огневого подогревателя достаточно сложно.

Наиболее близкие условия моделирования ГПВРД предоставляют стенды с обдувом модели. Такие стенды (длительного действия) чрезвычайно энергоемки. Стенды на основе импульсных труб (установки кратковременного действия) позволяют проводить исследования горения в квазистационарных режимах.

Установки, работающие по схеме с присоединенным трубопроводом [22, 23], дают возможность существенно снизить общий требуемый расход и число Маха модельного потока и, следовательно, трудоемкость, энергозатраты и стоимость стендовых исследований, поскольку модельный поток подается непосредственно на вход в камеру сгорания с теми же параметрами, что и на выходе из воздухозаборника гиперзвукового летательного аппарата. При необходимости за счет специальных устройств, устанавливаемых в промежуточном модуле (между соплом и входом в модель), можно генерировать неравномерность потока, присущую влиянию воздухозаборника. Длительность экспериментов на установках такого типа — от нескольких секунд до нескольких минут, что позволяет существенно расширить тематику экспериментальных исследований, набор применяемых измерительных устройств, методик и технологий [7, 8].

Одним из наиболее сложных узлов установки с подогревом модельного потока за счет сжигания топлива является огневой подогреватель (рис. 6).

Исходя из предполагаемой траектории полета экспериментального летательного аппарата (рис. 7) параметры модельного потока должны лежать в следующих диапазонах: число Маха сопла установки $M_c = 0.7 \div 3.5$, полная температура модельного потока $T_0 = 400 \div 2300$ К, полное давление модельного потока

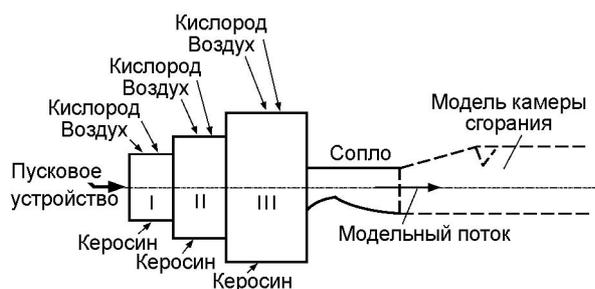


Рис. 6. Схема подогревателя стенда для экспериментальных исследований горения в высокоскоростных потоках

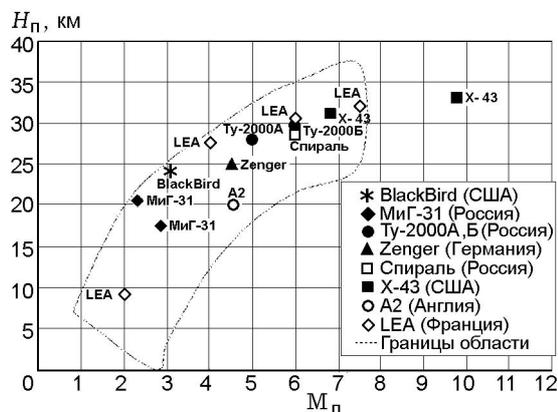


Рис. 7. Область моделируемых условий полета в условиях наземного стенда в МАИ

$p_0 = (2 \div 60) \cdot 10^5$ Па (соответствует $M_{п} = 2 \div 7$ (7.5), высота полета $H_{п} = 0 \div 38$ км).

Для обеспечения таких условий была предложена концепция и спроектирован трехступенчатый подогреватель воздуха (см. рис. 6). В зависимости от заданных параметров потока керосин впрыскивается только в те ступени подогревателя, в которых расчетный уровень ER (т. е. температуры) не выходит за концентрационные пределы устойчивого горения (см. таблицу).

Таким образом, при любом режиме горение в ступенях подогревателя происходит при условиях, близких к оптимальным. Это позволило получить устойчивую и эффективную (с высокой полнотой сгорания) работу подогревателя воздуха в требуемом диапазоне параметров (см. рис. 7).

Для корректного проведения экспериментов необходимо использовать математическую модель расчета характеристик подогревателя, которая позволяет вычислять реальные параметры модельного потока в ходе эксперимента (прямая задача) и необходимые расходы компонентов по заданным режимным параметрам (обратная задача). Решение прямой задачи требуется для управления экспериментом и последующего определения характеристик исследуемых камер сгорания либо их элементов. Решение обратной задачи используется для прогнозирования необходимых расходов компонентов, подаваемых в подогреватель и обеспечивающих его работу в заданном (по температуре и давлению) режиме.

В соответствии с этими задачами была реализована и верифицирована программа рас-

Режимы работы подогревателя
в зависимости от подачи компонентов в ступени подогревателя

Моделируемое M_n	Подаваемые компоненты, ступень			Диапазон температур, К, ступень		
	I	II	III	I	II	III
2 ÷ 3	Воздух, керосин	O ₂ , воздух	Воздух	1 200 ÷ 2 300	600 ÷ 1 200	400 ÷ 600
3 ÷ 5	Воздух, керосин	Воздух, O ₂ , керосин	Воздух	1 200 ÷ 2 300		600 ÷ 1 200
5 ÷ 7.5	Воздух, керосин	Воздух, O ₂ , керосин	Воздух, O ₂ , керосин	1 200 ÷ 2 300		

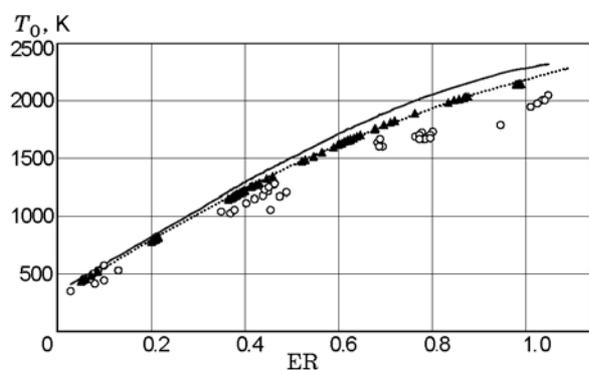


Рис. 8. Сравнение режимов работы двух подогревателей, трехступенчатого и двухступенчатого, по термодинамической температуре:

кружки — измеренная температура в двухступенчатом подогревателе, треугольники — в трехступенчатом подогревателе, сплошная линия — уровень предельно достижимой адиабатической температуры, пунктирная — значения расчетной термодинамической температуры

чета основных термодинамических параметров работы подогревателя. Результаты расчетов показаны на рис. 8.

В настоящее время в рамках международного сотрудничества в МАИ ведутся работы по испытанию моделей широкодиапазонных ПВРД (программа LEA [24]). Для подготовки летного эксперимента была выбрана модель, схема которой приведена на рис. 9.

Нижняя стенка камеры сгорания представляет собой подвижный клин, перемещение которого обеспечивает оптимизацию геометрии камеры сгорания в соответствии с условиями полета. На верхней стенке имеются выдвижные стабилизаторы горения для обеспечения работы КС в режиме дозвукового горения ($M_n \approx 2 \div 5$).

С использованием вышеописанной установки в 2007–2008 гг. в МАИ была проведена

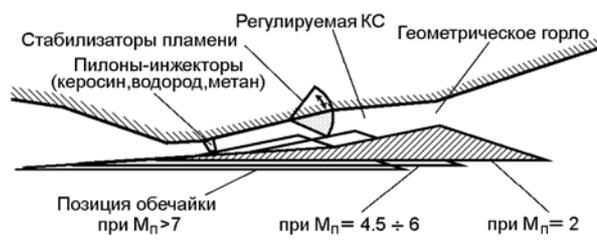


Рис. 9. Схема модели изменяемой геометрии

успешная серия испытаний модели камеры сгорания с изменяемой геометрией. Условия испытаний моделировали полетные в диапазоне $M_n = 2 \div 7$ (параметры потока на входе в модель $T_0 = 400 \div 2\,100$ К, $M_c = 1.5$ и 2.7). В качестве горючего использовали как водород, так и углеводороды (авиационный керосин, химически чистый метан (CH_4 99.99 %)). На рис. 10 приведены эпюры статического давления, полученные при горении метана, предварительно перемешанного с водородом (водород добавлялся для стабилизации горения, массовое отношение расходов G_{H_2}/G_{CH_4} варьировалось в диапазоне $0.07 \div 0.12$). Характер распределения давления позволяет утверждать, что выбранный способ регулирования проточной части модели обеспечивает структуру течения, необходимую для стабилизации горения, и соответственно устойчивую работу КС в достаточно широком диапазоне реализуемого теплоподвода (ER).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

- Проведены подробные исследования газодинамической структуры сверхзвукового потока с горением, результаты которых показали принципиальное влияние волновой структуры

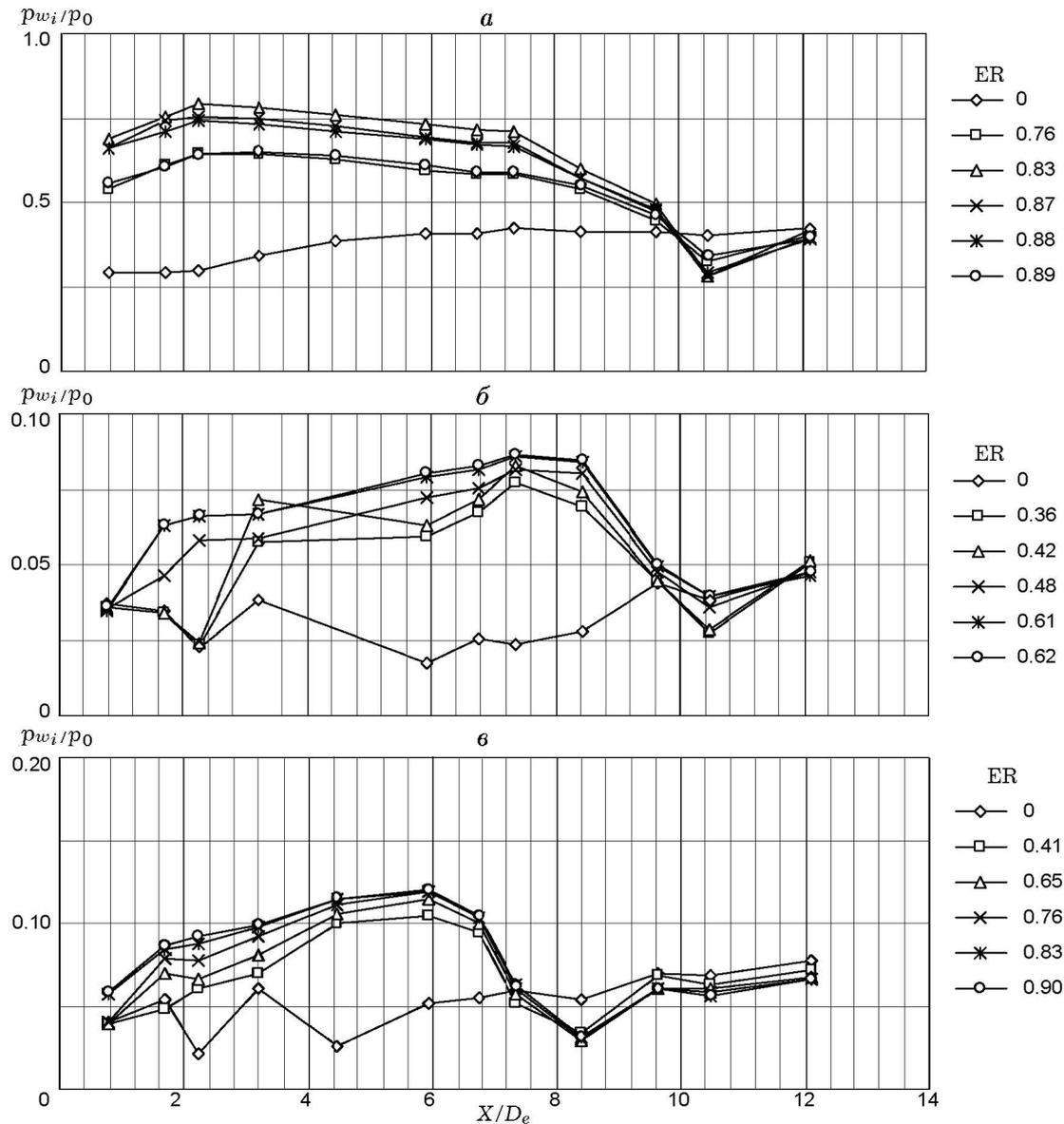


Рис. 10. Вид эпюр статического давления, полученных на модели широкодиапазонного ПВРД:
 а — $T_0 = 400$ К, $M_n = 2$, $L_{np} = 10.5$; б — $T_0 = 1200$ К, $M_n = 5$, $L_{np} = 9.9$; в — $T_0 = 2100$ К, $M_n = 7$,
 $L_{np} = 7.6$

(регулярной системы скачков уплотнения) на воспламенение и стабилизацию горения в модельных камерах сгорания со сверхзвуковым потоком.

- В МАИ разработан и успешно эксплуатируется стенд, позволяющий моделировать условия полета, соответствующие диапазонам $M_n = 2 \div 7$ (7.5) и $H_n = 0 \div 38$ км.

- Испытания модели камеры сгорания широкодиапазонного ПВРД с изменяемой геометрией рабочего тракта показали работоспособ-

ность выбранной концепции, ее устойчивую работу и требуемый уровень характеристик во всем заданном диапазоне моделирования полетных условий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Щербин Р. В. Разработка и летные испытания экспериментальных ГЛА // Зарубежное военное обозрение. — 2003. — № 7. — С. 50–56.
2. Ogorodnikov D. A., Vinogradov V. A., Shikhman Ju. M., Strokin V. N. Design and

- research russian program of experimental hydrogen fueled dual mode scramjet: Choice of conception and results of pre-flight tests // AIAA Paper. — 1998. — N 98-1586.
3. **X-43C** Hypersonic Flight Demonstrator, USA. <http://www.spacelink.nasa.gov>.
 4. **Smart M. R., Hass N. E., Paull A.** Flight data analysis of the HyShot 2 scramjet flight experiment // AIAA Journal. — 2006. — V. 44, N 10. — P. 2366–2375.
 5. **Curran E. T.** Scramjet engines: The first forty years // XIII Intern. Symp. on Air Breathing Engines, September 7–12, 1997, Chattanooga, Tennessee. — 1997. — ISABE Paper 97-7005.
 6. **Сабельников В. А., Пензин В. И.** К истории исследований в области высокоскоростных ПВРД в России. — М.: ЦАГИ, 2008.
 7. **Аврашков В. Н., Григорьев С. В., Давиденко Д. М., Левин В. М.** Особенности методологии экспериментальных исследований рабочего процесса в камерах сгорания высокоскоростных ПВРД в МАИ // Теория воздушно-реактивных двигателей. — М.: Изд-во МАИ, 1995.
 8. **Baranovsky S. I., Davidenko D. M., Levin V. M.** Test facility for the flow structure study in the supersonic combustion chamber // 6th Intern. Symp. on Flow Visualization, Yokohama, 1992.
 9. **Avrashkov V. N., Gruenig C., Mayinger F.** Fuel injection into a supersonic airflow by pylons // Propulsion and Power. — 2000. — V. 16, N 1. — P. 29–34.
 10. **Walther R., Sabel'nikov V. A.** Russian scramjet technology development: from the first steps to the current status // Space Course on Low Earth Orbit Transportation. — Munchen, 1993. — V. 2, TU. — P. 33.1–33.31.
 11. **Сабельников В. А., Волощенко О. В., Колесников О. М., Мещеряков Е. А., Острась В. Н., Серманов В. Н.** Газодинамика камер сгорания высокоскоростных ПВРД // Труды XVI Королёвских чтений. — М., 1993.
 12. **Glotov G. F., Gurilyova N. V., Ivankin M. A.** Gasthermodinamics of flows in model ducts of scramjets // ISABE. — 1999. — Paper 99-7054.
 13. **Забайкин В. А., Лазарев А. М., Соловова Е. А., Третьяков П. К.** Газодинамика сверхзвукового течения в канале переменного сечения при теплоподводе // Вестн. АН БССР. Сер. физ.-энерг. наук. — 1986. — № 3. — С. 102–106.
 14. **Третьяков П. К.** Псевдоскачковый режим горения // Физика горения и взрыва. — 1993. — Т. 29, № 6. — С. 33–38.
 15. **Звегинцев В. И.** Экспериментальное исследование тягово-аэродинамических характеристик работающего ПВРД в импульсной аэродинамической трубе // Сиб. физ.-техн. журн. — 1993. — Вып. 2. — С. 37–40.
 16. **Аврашков В. Н., Барановский С. И., Левин В. М.** Газодинамические особенности сверхзвукового горения керосина в модельной камере сгорания // Вестн. МАИ. — 1994. — Т. 1, № 2. — С. 30–37.
 17. **Аврашков В. Н., Барановский С. И., Левин В. М.** Экспериментальное исследование воспламенения и горения жидкого керосина в плоском канале со сверхзвуковым потоком // Расчетные и экспериментальные исследования ВРД: тем. сб. тр. МАИ. — М., 1988. — С. 22–27.
 18. **Аврашков В. Н., Левин В. М., Давиденко Д. М., Фаломпа Ф., Бушез М.** Силовая установка с регулируемой геометрией для воздушно-космического самолета // Авиакосм. техника и технология. — 2001. — № 2. — С. 60–65.
 19. **Baranovsky S. I., Levin V. M.** Wide range combustion chamber of ramjet // AIAA Paper. — 1991. — N 91-5094.
 20. **Chevalier A., Levin V., Bouchez M., Davidenko D.** French-russian partnership on hypersonic wide range ramjets // AIAA Paper. — 1996. — N 96-4554.
 21. **Насонов В. Н., Петров С. Б., Скибин В. А.** Уникальная научно-экспериментальная база ЦИАМ // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. — 2000. — № 4.
 22. **Красильников А. В., Макаревич Г. А., Михайлов А. В.** Стенд для экспериментального исследования сверхзвукового горения углеводородных топлив // Космонавтика и ракетостроение. — 2008, вып. 1 (50). — С. 35–42.
 23. **Minard J.-P., Falempin F.** METHYLE — a new long endurance test facility for dual-mode ramjet combustor technologies // AIAA Paper. — 2007. — N 092407.
 24. **Falempin F.** The fully reusable launcher: A new visions // AIAA Paper. — 2002. — N 2002-5798.

*Поступила в редакцию 9/III 2009 г.,
в окончательном варианте — 19/II 2010 г.*