

На правах рукописи

Старов Алексей Валентинович

**ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ В
КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ПРИ ЧИСЛАХ МАХА НА ВХОДЕ $M=3-5$**

01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Новосибирск – 2007

Работа выполнена в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН

Научный руководитель: кандидат технических наук, доцент
Гольдфельд Марат Абрамович

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор
Терехов Виктор Иванович

кандидат технических наук, доцент
Звегинцев Валерий Иванович

Ведущая организация: ГНЦ РФ Центральный Институт
Авиационного Моторостроения
им. П.И. Баранова, г. Москва

Защита состоится «___» _____ 2007г. в ____ часов на заседании диссертационного совета Д003.035.02 по присуждению ученой степени доктора наук в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН по адресу: 630090, Новосибирск 90, ул. Институтская, 4/1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ИТПМ СО РАН. Ваш отзыв на автореферат в 2-х экземплярах, заверенный печатью, просим высылать по адресу: 630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1, ИТПМ СО РАН, ученому секретарю диссертационного совета Д003.035.02.

Автореферат разослан «___» _____ 2007г.

Ученый секретарь
диссертационного совета, д.т.н.

Засыпкин И.М.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. В последние годы активизировались исследования по созданию гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) с гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ГПВРД), рассчитанных на полет со скоростями, соответствующих числам Маха $M_{\text{п}} = 6-12$ (национальные и международные программы, которые реализуются в США, Европе, России, Японии, Австралии). Мотивом к разработке ГЛА служит потребность в более экономичном и легкодоступном выведении грузов на орбиту (воздушно-космический самолет) и создание коммерческого самолета для полетов с гиперзвуковыми скоростями в пределах верхних слоев атмосферы.

За более чем сорокалетний период исследований ГПВРД был проведен большой объем расчетных и экспериментальных работ по реализации горения в сверхзвуковом потоке для оценки различных типов инъекции топлива, выбору оптимальных стабилизаторов горения и геометрии камеры сгорания (КС). Результатом этих исследований является достижение достаточно высокой эффективности сгорания топлива в камере сгорания при приемлемом уровне потерь на минимально возможной длине. К настоящему времени вопросы организации горения при умеренной сверхзвуковой скорости потока на входе в камеру сгорания ($M_{\text{вх}} \leq 2,5$), которые соответствуют полетным числам Маха до $M_{\text{п}} = 5-7$, достаточно хорошо изучены.

Существенно меньше экспериментальных и расчетных работ для чисел Маха $M_{\text{вх}} \geq 3$. Сложная трехмерная структура течения, неравновесность состава воздуха, наличие химических процессов, отрыва и присоединения пограничного слоя на внутренних поверхностях воздухозаборника и камеры сгорания и т.п. не позволяют рассчитать газодинамические процессы и достаточно надежно предсказать характеристики двигателя на основе существующих математических методов, несмотря на прогресс в области информационных технологий. Это приводит к необходимости использования приближенных методов и моделей. Во всех случаях расчетные методы требуют верификации и экспериментальной проверки.

Не менее сложные проблемы связаны с экспериментальным моделированием полетных условий, соответствующих гиперзвуковым течениям в указанном диапазоне чисел Маха. Это приводит к усложнению аэродинамической установки и увеличению эксплуатационных расходов. Технология испытаний при высоких температурах и скоростных напорах предъявляет серьезные требования также к модели ГЛА и средствам измерений. Одно из возможных решений – уменьшение времени испытаний, т.е. использование высокоэнтальпийных установок кратковременного действия. С учетом газодинамических и термодинамических явлений процессов горения и установления течения в тракте модели можно использовать импульсные аэродинамические трубы со временем рабочего режима от 3-5 мс до десятков миллисекунд. Исследование сверхзвуковой камеры сгорания в режиме присоединенного трубопровода позволяет эффективно использовать преимущества импульсной установки, как источника высокоэнтальпийного рабочего газа (воздуха).

При увеличении числа Маха полета (увеличение доли импульса топлива, увеличение сопротивления внутренних элементов КС, уменьшение времени пребывания рабочего тела) определяющую роль играет интенсивность процессов смешения при спутной подаче топлива. Для выполнения этих требований

рассматриваются различные конфигурации инжектирующих устройств: клиновидные инжекторы, располагающиеся на стенке камеры сгорания, «гипермиксеры», аэродинамические клинья и т.д. Многообразие схем и геометрических форм до настоящего времени не позволило определить приемлемые параметры инжектора и схему стабилизации с целью оптимизации КС и снижение ее внутреннего сопротивления.

Исходя из вышесказанного можно утверждать, что остаются актуальными экспериментальные исследования камеры сгорания ГПВРД с целью установления закономерностей протекания процессов горения при высокой скорости на входе и спутном вдуве топлива. Особенно важны исследования модели камеры сгорания в условиях, близких к натурным значениям параметров потока, которые позволяют наиболее надежно предсказывать характеристики камеры сгорания.

Цели работы:

— разработка и тестирование установки, которая позволяет провести исследования камеры сгорания ГПВРД в режиме присоединенного трубопровода, а также системы измерений основных параметров установки и модельной камеры сгорания (включая измерения сопротивления-тяги) с высоким временным разрешением;

— определение лучших геометрических параметров клиновидного инжектора для обеспечения наиболее эффективного смесеобразования и интенсивного горения водорода и этилена;

— исследование процессов воспламенения и горения топлива в камерах сгорания с большой сверхзвуковой скоростью на входе ($M_{вх} = 3-5$) при параметрах потока близких к натурным и определение характеристик КС при использовании трех модификаций многоинжекторной секции;

— сравнительный анализ экспериментальных данных и определение условий воспламенения и эффективного горения.

Научная новизна:

— впервые показана возможность обеспечения эффективного горения при спутном вдуве в камере сгорания с большой сверхзвуковой скоростью на входе ($M_{вх} = 3-5$) без дополнительного дросселирования и псевдоскачка;

— получены данные о процессах в камере сгорания с существенно трехмерной структурой внутреннего течения при высоких значениях параметров потока на входе (присоединенный трубопровод) в импульсном режиме;

— предложена модель воспламенения топлива и «розжига» камеры сгорания по всему объему с определяющей ролью в этих процессах волновой структуры течения в канале, которая реализуется при обтекании клиновидных инжекторов;

— исследованы процессы горения в широком диапазоне избытков топлива ($\beta = 0,1 \div 1,6$), которые включают рабочие режимы работы ГПВРД при высоких скоростях полета;

— показана эффективность применения разработанной установки и высокоскоростной системы измерений (включая визуализацию в видимом и ультрафиолетовом диапазонах) при моделировании процессов воспламенения и горения в камере сгорания ГПВРД.

Научная и практическая ценность. Полученные результаты имеют фундаментальное значение с точки зрения понимания и объяснения процессов

воспламенения и стабилизации горения в камере сгорания при большой сверхзвуковой скорости на входе. Благодаря применению быстродействующей системы измерений (включая весовые и оптические измерения) были получены уникальные данные о положении начальной зоны воспламенения и последующей динамики распространения пламени по всему объему камеры сгорания. Научная ценность состоит в том, что полученные систематические экспериментальные данные могут быть использованы для объяснения процессов в камере сгорания и усовершенствования организации воспламенения и горения с целью повышения эффективности камеры сгорания и минимизации потерь. Эти данные могут быть использованы для верификации численных методов при расчете сложных трехмерных конфигураций, включая реальные разработки ГПВРД, поскольку эксперименты были проведены при условиях близких к натурным.

Практическая ценность состоит в том, что полученные экспериментальные данные позволяют определить геометрические параметры камеры сгорания исследованной конфигурации и ее внутренних элементов для обеспечения устойчивого воспламенения и интенсивного горения с высокой полнотой сгорания. Проведенные исследования подтвердили возможность испытаний камер сгорания ГПВРД в режиме присоединенного трубопровода в импульсных установках, что позволяет существенно снизить стоимость таких исследований. Применение разработанного быстродействующего измерительного комплекса при моделировании процессов воспламенения и горения в КС ГПВРД с малой длительностью рабочего режима 100÷120 мс позволяет контролировать и управлять этими процессами. В настоящее время этот комплекс широко используется при проведении различных испытаний в импульсной трубе ИТ-302М ИТПМ СО РАН.

Достоверность результатов диссертационной работы подтверждается подробным анализом точности измерений, многократной повторяемостью результатов и соответствием физической картины процессов для разных измеренных параметров (давление, тепловые потоки и т.д.). Для повышения точности и достоверности измерений были применены современные методы и устройства сбора, накопления и обработки экспериментальных данных, многократные калибровки датчиков и измерительной аппаратуры.

На защиту выносятся:

— результаты экспериментальных исследований процессов воспламенения и горения водорода и этилена со спутной подачей через одиночные клиновидные инжекторы в канале постоянной площади при сверхзвуковой скорости на входе ($M_{вх} = 3-5$);

— результаты экспериментальных исследований процессов воспламенения и горения водорода в многоинжекторной камере сгорания (внезапное расширение, участок постоянной площади поперечного сечения, расширяющийся участок) при сверхзвуковой скорости на входе ($M_{вх} = 3-5$) и в широком диапазоне избытков топлива, близких к рабочим режимам;

— схема и характер воспламенения и последующего распространения горения по всему объему камеры сгорания;

— экспериментальные данные с апробацией и возможностью применения существующих критериев воспламенения и срыва горения.

Апробация работы и публикации. Основные результаты работы докладывались на международных конференциях по методам аэрофизических исследований ISMAR (Новосибирск, 1996 г., 2000 г.), на AIAA конференциях (Буэно Виста, США, 1996 г., Какуда, Япония, 1999 г.), на международном симпозиуме по воздушно-реактивным двигателям ISABE (Бангалор, Индия, 2001 г.), на объединенной конференции AIAA/ASME/SAE/ASEE «Аэрокосмические силовые установки - определение будущего» (форт Лодердэйл, США, 2004 г.), на семинарах ИТПМ (2004 г., 2006 г.).

Личный вклад автора. Основные результаты диссертации получены лично автором, либо при его непосредственном участии в качестве ведущего исполнителя на всех этапах исследований, а именно при постановке конкретных задач, разработке системы измерений и проведении всех экспериментов, в обработке, анализе и теоретическом обобщении полученных данных, подготовке печатных работ по результатам исследований. Совместные результаты представлены с согласия соавторов.

Публикации. Результаты, представленные в диссертации, опубликованы в 10 работах, список которых приведен в конце автореферата.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы из 170 наименований. Общий объем диссертационной работы составляет 189 страниц, включая 81 рисунок и 3 таблицы.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертации и сформулированы цели работы. Дано краткое описание диссертации по главам и представлены выносимые на защиту результаты.

Первая глава содержит обзор литературы по теоретическому и экспериментальному исследованию горения в сверхзвуковом потоке, включая основные результаты по экспериментальным исследованиям камер сгорания ГПВРД в режиме присоединенного трубопровода. Показана актуальность задач создания ГПВРД, требующих разрешения. На основании анализа известных литературных данных сформулированы основные выводы по обзору и постановка задачи.

Во второй главе изложена методика проведения исследований. Приведено описание экспериментальной установки, модельной камеры сгорания и ее элементов, измерительной и топливной систем.

В качестве источника высокоэнтальпийного рабочего газа (воздуха) использовалась часть газодинамического тракта импульсной аэродинамической трубы ИТ-302М ИТПМ СО РАН. Стенд [2] состоит из следующих основных модулей (узлов): I – основная форкамера с мультипликатором давления; II – вторая форкамера; III – модель камеры сгорания; IV – система подачи топлива; V – вакуумная система. Разработанная установка позволяет максимально использовать энергетику и запас газа разрядной форкамеры для обеспечения испытаний в широком диапазоне условий на входе модельной КС: полное давление от 2 МПа до 30 МПа, полная температура от 1000 К до 3000 К.

Плоские профилированные сопла с площадью выхода $50 \times 100 \text{ мм}^2$ обеспечивают дискретное изменение числа Маха 3, 4 и 5. Схема модели камеры сгорания представлена на рис. 1. Модульный принцип конструкции

присоединенного трубопровода (п.2.1) позволил производить замену инжектирующих устройств и элементов канала КС в процессе исследований.

Каждая часть двухсекционного топливного бака, предназначенного для вдува топлива через основной и дополнительный пояс подачи, имеет независимые узлы: быстродействующий пироклапан с электроуправлением, измерительный блок (датчики давления и термопара) и трубопроводы. Разработанная топливная система (п.2.2) обеспечивает постоянство коэффициентов избытка топлива с точностью не хуже 4% независимо от режима работы установки.

Для диагностики газового потока и процессов воспламенения и горения была разработана многоканальная (128 каналов) быстродействующая система измерений (п.2.3). Эта система позволяет работать с временным разрешением не хуже 0,3мс (при использовании всех каналов). Измерялись параметры торможения воздушного потока в форкамерах установки, статическое давление и тепловые потоки на входе КС, распределения статического давления и тепловых потоков на верхней и нижней стенках модели и давления за прямым скачком уплотнения (гребенка приемников Пито) на выходе из канала. Для определения усилий, действующих на инжекторную секцию, использовались тензометрические весы. Для обеспечения весовых измерений была разработана и применена система силовой развязки, что уменьшило искажающие усилия и соответственно повысило точность измерения сил сопротивления/тяги. Для определения полноты сгорания топлива использовалась оптическая система, разработанная А.А. Павловым, с регистрацией излучения радикалов ОН[•] в ультрафиолетовом диапазоне.

Предварительные методические испытания установки и калибровки элементов измерительной и топливной систем позволили определить поля чисел Маха на входе в камеру сгорания, погрешности измерений всех параметров, входящих в измерительный комплекс (п.2.4).

В третьей главе приведены результаты исследований горения водорода и этилена в моно- и многоинжекторной камерах сгорания с существенно трехмерной структурой течения при спутной подаче топлива через клиновидные инжектора, установленные на стенках КС.

На первом этапе исследований (п.3.1) были определены геометрические параметры клиновидного инжектора лучшие с точки зрения эффективности смесеобразования и горения водорода и этилена. Были исследованы 9 вариантов инжектора в канале постоянной площади. В испытаниях варьировалась форма инжектора (отношение высоты к ширине в сечении вдува, угол наклона переднего ската), количество сопел для инжекции топлива (см. таблицу). Статическое давление варьировалось от 0,05 МПа до 0,20 МПа при изменении полной температуры от 2000 К до 3000 К. Коэффициент избытка топлива выбирался от 0,1 до 0,5 в предположении, что избыток топлива β , близкий к единице, в дальнейшем будет обеспечивать группа инжекторов.

Варианты клиновидного инжектора (геометрические параметры).

№ инжектора	1	2	3	4	5	6	7	8	9
высота/ширина, h / b	0,83	0,53	1,88	1,2	0,67	1,48	1,0	1,0	1,0
кол-во сопел	2	4	1	2	3	2	2	2	2
наклон ската	10,3°	10,3°	10,3°	10,3°	10,3°	10,3°	10,3°	8,3°	12,3°

Эффективность смешения определялась по степени заполнения факелом канала камеры сгорания. Размеры факела определялись по данным визуализации в видимом диапазоне с помощью видеокамеры. Инжекторы с относительной высотой, близкой к 1, и несколькими соплами (инжектора №№ 7, 8, 9 и 5) обеспечивают более равномерное распределение топлива как в вертикальной так и в горизонтальной плоскостях, что проявляется в более быстром расширении факела (на меньшей длине) и заполнении им всего объема канала. Это преимущество наиболее заметно проявляется в условиях слабого горения этилена при числе Маха $M_{вх} = 4$.

Эффективность горения характеризуется уровнем повышения давления и тепловых потоков в камере сгорания и соответствующей величиной коэффициента полноты сгорания. В среднем статическое давление монотонно растет по длине канала с характерным для сверхзвукового потока «пилообразной» формой распределения (рис. 2). Слабую зависимость уровня повышения давления от геометрии инжектора можно объяснить небольшим избытком топлива в экспериментах и размещением инжектора в «полубесконечном» объеме.

Были введены два определения, также характеризующие эффективность горения: время «розжига» и продолжительность горения. Время «розжига» определяется как время от начала режима установки до начала повышения статического давления по всей камере сгорания. Прекращение горения проявляется в резком снижении статического давления и тепловых потоков в канале модели. Промежуток времени между концом «розжига» и прекращением горения определяется как время (продолжительность) горения. Более продолжительное горение при работе с падающими параметрами, при прочих равных условиях, соответствует тому, что инжектор определенной геометрии обеспечивает поддержание интенсивного горения при меньшем уровне температуры и давления на входе в КС.

Было установлено, что время горения увеличивается с увеличением относительной высоты инжекторов (рис. 3). Тем не менее, инжекторы с относительной высотой 1 имеют преимущество по продолжительности горения, причем максимальную продолжительность на этилене обеспечивает инжектор № 7. Длительность горения водорода существенно больше длительности горения этилена. Полученные результаты по длительности горения, определенные по давлению и тепловым потокам, согласуются между собой.

Кроме влияния геометрии инжектора были исследованы два дополнительных стабилизатора горения: ниша (каверна) в нижней стенке КС за инжектором и пристенная подача (10% от общего расхода) топлива в донную область инжектора через звуковые сопла (количеством от 2 до 4 в зависимости от ширины инжектора). Эксперименты были проведены без, с одним или обоими вариантами дополнительной стабилизации горения. Установлено, что максимальный положительный эффект достигается при одновременном использовании донного вдува и каверны.

На основе общего анализа данных различных измерений был сделан вывод о преимуществе инжекторов с относительной высотой 1 и 0,67 с точки зрения смесеобразования и обеспечения воспламенения и интенсивного горения топлива в широком диапазоне параметров потока на входе КС с обеспечением большей полноты сгорания при заданной длине КС.

Результаты испытаний канала с одиночным инжектором позволили обоснованно выбрать конфигурацию инжекторов и перейти к исследованиям КС с шестиинжекторной секцией (п.3.2), которая имела две модификации на основе инжекторов с $h/b = 1,0$ и $0,67$ (рис. 1). Часть топлива (25 %) подавалось в донную область, образованную внезапным расширением КС, через 60 звуковых сопел. Условия на входе в канал: температура торможения $T_0 = 2000 \div 3000$ К, статическое давление $P_{вх} = 0,08 \div 0,23$ МПа, коэффициент избытка топлива $\beta = 0,25 \div 1,6$.

Анализ экспериментальных данных показал, что горение водорода проходит в два этапа. Вначале происходит процесс «розжига» КС и затем устойчивое горение по всему объему КС (рис. 4). На первом этапе горение начинается в локальных областях отрыва и быстро распространяется по пограничному слою вверх и вниз по потоку. Затем этот процесс «розжига» переходит в этап интенсивного горения с резким повышением статического давления. Второй этап горения начинается в конце участка КС постоянной площади, и зона интенсивного горения за время от одного до нескольких десятков миллисекунд распространяется вверх по потоку до рециркуляционной зоны (донной области уступа). Последующее горение по всему объему КС происходит при сохранении сверхзвукового режима по длине канала. Этот вывод сделан на основе измерения давления (гребенка приемников Пито) на выходе КС и результатам одномерного расчета.

При числе Маха $M_{вх} = 3$ продолжительность процесса «розжига» составляла $17 \div 35$ мс и зависела от конфигурации инжекторной секции. Использование инжекторной секции с инжекторами большей относительной высоты приводит к уменьшению времени процесса «розжига». Меньшее время «розжига», в конечном итоге, приводит к большей интенсивности горения в течение последующего процесса горения (рис. 5).

При числах Маха $M_{вх} = 4$ и 5 качественный характер процесса воспламенения и последующего «розжига» оставался таким же, как при $M_{вх} = 3$. Но при увеличении числа Маха $M_{вх}$ структура скачков в канале, вызванная обтеканием клиновидных инжекторов, сдвигается к расширяющейся части камеры сгорания (рис.6). Вер волн разрежения в начале расширяющегося участка КС подавляет горение и интенсивность процесса «розжига» снижается. При числе Маха $M_{вх} = 4$ этап «розжига» (около 50 мс) переходил в этап горения по всему объему КС при полной температуре не ниже $T_0 = 2700$ К с меньшей степенью повышения давления, чем при числе Маха $M_{вх} = 3$. При числе Маха $M_{вх} = 5$ воспламенение не приводило к этапу интенсивного горения даже в экспериментах с мультипликатором при $T_0 = 3000$ К. Реализовывалось только локальное горение с 3-х кратным повышением давления в донной области за уступом и зонах отрыва длительностью до 30 мс (рис. 7). Данные весовых измерений и визуализации в ультрафиолетовом диапазоне подтверждают описанный характер процессов воспламенения и горения.

Было установлено, что при $M_{вх} = 3$ реализуется устойчивая работа стабилизаторов горения с максимальным уровнем полноты сгорания $\eta_{\max} = 0,77$. Качественный характер изменения полноты сгорания по длине КС при $M_{вх} = 4$ сохраняется, но с достижением меньшего уровня $\eta_{\max} = 0,65$. При $M_{вх} = 5$ максимальная величина полноты сгорания не превышает $\eta_{\max} = 0,3$. Расчеты показали относительно низкий уровень величин коэффициента потерь полного давления $\sigma_{\text{вых}}$, которые достигают при максимальных теплоподводах следующего уровня: $\sigma_{\text{вых}} = 0,1-0,15$ при $M_{вх} = 3$ и $\sigma_{\text{вых}} = 0,04-0,05$ при $M_{вх} = 4$.

Полученная эффективность горения водорода свидетельствует о целесообразности модернизации камеры с учетом важной роли волновой структуры течения в процессе воспламенения топлива и «розжига» КС и особенностей работы стабилизаторов, включая модернизацию схемы подачи части топлива в донную область. Поэтому была разработана и исследована четырехинжекторная секция № 3 (рис. 1). Были увеличены поперечные размеры инжекторов (при сохранении общей площади задних торцев) и увеличен угол переднего ската с 8° до 11° . Распределенная подача в донной области заменена на инъекцию топлива через 112 звуковых сопел по периметру внешних кромок донной области и инжекторов. Особенности процессов воспламенения и горения с секцией № 3 рассмотрены в п.3.3.

Перемещение системы скачков уплотнения вверх по потоку из-за геометрических особенностей секции № 3 привели к сокращению времени «розжига» камеры сгорания до 10-15 мс при $M_{вх} = 3$ (рис. 8). Вместе с тем, следует отметить невысокий уровень донного давления (не выше, чем для секций № 1 и № 2) при заметно большем давлении вниз по тракту КС при горении водорода (рис. 9) с увеличением уровня полноты сгорания до $\eta_{\max} = 0,85$ при величине потерь $\sigma_{\text{вых}} = 0,12-0,15$. Общий положительный эффект вызван, в основном, сдвигом волновой структуры к входу КС, поскольку было установлено, что стабилизирующие характеристики обратного уступа ослабляются ввиду ухудшения массообмена между основным потоком и рециркуляционной зоной. Это подтвердили также испытания при $M_{вх} = 4$, включая опыты с мультипликатором: максимальная полнота сгорания не более $\eta_{\max} = 0,55$ и потери давления на уровне $\sigma_{\text{вых}} = 0,1$.

Было установлено, что увеличение подачи топлива в слой смешения при фиксированном суммарном коэффициенте избытка топлива $\beta_{\Sigma} = 1$ не приводит к существенному изменению донного давления и параметров, характеризующих эффективность камеры сгорания (η , $M_{\text{вых}}$, $\sigma_{\text{вых}}$) на всех этапах горения. При увеличении подачи топлива через инжекторы в ядро потока и фиксированной подаче в слой смешения время «розжига» уменьшается с увеличением донного давления и давления по всему тракту при интенсивном горении со слабовыраженным максимумом при $\beta_{\Sigma} = 1,3$ (рис. 10), т.е. до значений, при которых начинает отрицательно сказываться переобогащение смеси. Этот вывод подтверждается данными весовых измерений (рис. 11), которые получены по измерениям усилий на инжекторной секции (обезразмерены скоростным напором и площадью входа КС).

В четвертой главе проведен сравнительный анализ полученных экспериментальных данных и предложена модель воспламенения топлива и развития процесса горения по всему объему многоинжекторной КС.

Сложность картины течения не позволяет выполнить полный теоретический расчет смешения, воспламенения и горения топлива в данных условиях. Поэтому особый интерес представляет изучение возможности обобщения и критериального описания для предсказания условий самовоспламенения и срыва горения, а также выбора геометрии КС и стабилизаторов горения при заданных параметрах потока на входе. В п.4.1 рассмотрены литературные данные, в которых используются приближенные методы, основанные на применении экспериментальных

результатов. Чаще всего для этих целей используются различные критерии, которые с той или иной степенью полноты описывают процессы в КС.

Было установлено, что из известных подходов наиболее приемлемым является соотношение, предложенное R. Ozawa, которое связывает характеристики пламени с геометрическими параметрами стабилизатора и с газодинамической структурой потока:

$$S.P^* = \frac{\rho_{p.3_ref}}{\rho_{0_ref}} \frac{k_{b_ref}}{\tau_{p.3}} \frac{14,7}{P} \left(\frac{1000}{T_0} \right)^{1,5},$$

где P – статическое давление в рециркуляционной области, T_0 – температура торможения, $\tau_{p.3}$ – время пребывания топлива в рециркуляционной области. Комплекс $(\rho_{p.3_ref} k_{b_ref} / \rho_{0_ref})$ представляет собой поправку, необходимую для соотнесения данных, полученных при разных параметрах потока и геометрии КС (был принят равным 1,1).

При расчетах параметра $S.P^*$ (п.4.2) была проведена оценка влияния точности определения параметров уступа и длины рециркуляционной зоны с учетом трехмерной геометрии инжекторной секции. По результатам апробирования приведенной формулы было установлено, что трехмерная конфигурация инжекторной секции может быть заменена двумерным уступом с высотой $h_s = 0,025$ м. По данным измерения статического давления и визуализации была определена относительная длина рециркуляционной области ($L_{p.3} / h_{p.3} = 3,6$ для $M_{вх} = 3$ и $L_{p.3} / h_{p.3} = 2$ для $M_{вх} = 4$).

Значения критерия $\beta_{p.3}(S.P^*)$ для экспериментов, в которых происходило интенсивное горение, находятся в области устойчивого горения для водородных пламен (рис. 12). Срыв горения происходил при величине параметра $S.P^*$ от 34 до 50. Значения критерия $S.P^*(\beta_{p.3})$ находятся также в области устойчивого горения при реализации локального горения (рис. 13). Величина $S.P^*$ в этих экспериментах в 2-3 раза выше, чем значения параметра $S.P^*$ в экспериментах с интенсивным горением. Такое изменение параметра $S.P^*$ связано с изменением структуры и характеристик течения в КС при увеличении числа Маха на входе с $M_{вх} = 3$ до $M_{вх} = 4$.

Было проведено сравнение с результатами расчета параметра $S.P^*$ по данным В.К. Баева и П.К. Третьякова с соавторами. В этих экспериментах горение водорода исследовалось в КС постоянного сечения (присоединенный воздухопровод) на установке с огневым подогревом. Стабилизация горения осуществлялась в зоне рециркуляции, образованной обратным уступом на входе (трехкратное внезапное расширение). Сравнение с этими данными показывает, что для случая двумерного течения при легко определяемых геометрических параметрах рециркуляционной зоны наблюдается хорошее соответствие результатов экспериментов с пределами устойчивого горения (по R. Ozawa) как при стабильном горении (рис. 12, ромбы) так и для опытов при бедном и богатом срыве (рис. 13, ромбы). Это сравнение подтверждает применимость критерия R. Ozawa для различных камер сгорания и дает возможность сопоставления и предсказания их характеристик.

Было установлено, что определение области устойчивого горения по критерию $S.P^*$ является необходимым, но не достаточным условием реализации устойчивого горения в КС. Для понимания причин этого был выполнен анализ

процессов самовоспламенения и распространения горения в многоинжекторной КС (п.4.3). Были построены карты относительного увеличения статического давления (показано степенью серого цвета на рис. 14) на стенках КС при горении (разница давлений в «горячем» и «холодном» опытах, обезразмеренное давлением в «холодном» опыте).

Построенные карты подтверждают, что воспламенение топлива происходит в конце участка постоянного сечения КС. Сравнение карт «горения» (повышения давления) для разных секций показало, что применение третьей модификации инжекторной секции приводит к смещению передней границы начальной области воспламенения примерно на 100 мм вверх по потоку. Такое смещение границы воспламенения обусловлено перемещением вверх по потоку области взаимодействия ударных волн с пограничным слоем на стенках КС примерно на такую же величину вследствие увеличения длины и угла клина инжекторов секции № 3 по сравнению с секциями № 1 и № 2.

Сравнение положения передней границы области начала воспламенения с положением областей отражения ударных волн (двумерный расчет) показывает (рис. 15), что при числе Маха $M_{вх} = 3$ самовоспламенение топлива происходит между первой и второй областями отражения косых скачков уплотнения. Как показала визуализация потока, в реальном трехмерном течении положение первого отражения ударных волн смещается вниз по потоку относительно теоретического положения. Увеличение числа Маха до $M_{вх} = 4$ приводит к смещению передней границы начальной области воспламенения вниз по потоку в окрестность угловой точки КС ($x = 240$ мм). Такое смещение границы воспламенения хорошо согласуется с изменением положения первого взаимодействия ударных волн с пограничным слоем при увеличении числа Маха. Это приводит к подавлению процесса «розжига» КС. Повышение параметров потока на входе и использование мультипликатора давления интенсифицирует процесс «розжига», но, тем не менее, время задержки распространения горения по всему объему КС достигает значений $\tau_{роз.} = 45-55$ мс с меньшей степенью повышения статического давления, чем при $M_{вх} = 3$.

Таким образом, установлено, что воспламенение топлива при больших числах Маха, приводящее к «розжигу» КС по всему объему и стабилизации горения, происходило не в рециркуляционной области за уступом, а в окрестности взаимодействия ударных волн с пограничным слоем на стенках КС или за ними вблизи угловой точки КС (рис. 16). Первоначально самовоспламенение топлива происходит в пристенных областях течения, и затем фронт пламени распространялся вверх и вниз по потоку, в том числе в рециркуляционную область. Распространение пламени вверх по потоку происходит по пограничному слою. После воспламенения топлива в рециркуляционной области за уступом происходит значительный рост статического давления во всей КС. Эти данные подтверждают известный факт, что стабилизация в рециркуляционной области за уступом остается необходимым условием интенсивного горения. Вместе с тем, при высоких скоростях потока стабилизация за уступом является недостаточным условием воспламенения из-за отсутствия хорошо подготовленной смеси в рециркуляционной области на входе в КС.

В заключении приведены основные выводы по работе:

1. Показана эффективность применения разработанной установки и высокоскоростной системы измерений (включая визуализацию в видимом и ультрафиолетовом диапазонах) для исследования процессов воспламенения и горения в КС ГПВРД при высоких скоростях и параметрах течения в канале с малой длительностью рабочего режима 100÷120мс. Модульный принцип конструкции позволяет производить модификацию КС и любых ее элементов, расширяет возможности и диапазон параметрических исследований, управления течением и диагностики газового потока.

2. Предложена модель воспламенения и распространения горения по всей камере сгорания. Установлено, что устойчивому горению по всему объему предшествует процесс «розжига». Время «розжига» КС ($\tau_{роз.} = 10 \div 55$ мс) и соответственно интенсивность последующего устойчивого горения определяется волновой структурой течения в канале, возникающей при обтекании инжекторов и зависит от их геометрических параметров.

3. Установлено, что в диапазоне чисел Маха $M_{вх} = 3-5$ реализуется самовоспламенение топлива. Впервые было обеспечено эффективное горение водорода со спутной подачей при высокой сверхзвуковой скорости в канале без дополнительного дросселирования и псевдоскачка.

4. Проведенный анализ результатов позволил выработать рекомендации для выбора геометрических параметров КС и инжектирующих устройств (высота инжектора, длина участка постоянной площади, относительное положение ударных волн) при разработке или последующей модификации КС в целях обеспечения устойчивого воспламенения и интенсивного горения с высокой полнотой сгорания.

5. Показано, что параметр стабилизации $S.P^*(\beta_{p,3})$ является наиболее приемлемым для критериального описания процессов в высокоскоростных КС с трехмерной структурой течения и может быть использован при определении геометрических параметров инжектирующих и стабилизирующих устройств для обеспечения условий воспламенения и пределов устойчивого горения. Проведенные оценки и апробация (включая сопоставление результатов для различных КС) позволили установить, что соответствие области устойчивого горения является необходимым, но недостаточным условием реализации интенсивного горения в камере сгорания, поскольку этот критерий не учитывает в полной мере волновую структуру течения в КС.

6. Полученные экспериментальные данные могут быть использованы для верификации численных методов при расчете сложных трехмерных конфигураций.

Основные результаты диссертации опубликованы в работах:

1. Goldfeld M.A., Starov A.V., Vinogradov V.A., et al. Experimental and Numerical Investigation of Hydrogen and Ethylene Combustion in a Mach 3-5 Channel with a Single Injector. 1996. AIAA-96-3245.
2. Goldfeld M.A., Starov A.V., Vinogradov V.A., et al. Methodical Aspects of the Study of Supersonic Combustor in the Impulse Regime // International Conference on the Methods of Aerophysical Research: Proceedings, Pt 1. Novosibirsk, 1996. P. 123-129.

3. Nestoulia R.V., Starov A.V., Shiblyuk A.N., et al. Hardware and Software for Measurements of High-Speed Processes // International Conference on the Methods of Aerophysical Research: Proceedings, Pt 2. Novosibirsk, 1996. P. 186-190.
4. Goldfeld M.A., Starov A.V., Vinogradov V.A., et al. Some Problems of Hydrogen Fueled Scramjet Combustor Operation at High Mach Numbers // International Workshop on Hypersonic Air Breathing Propulsion: Proceedings. Kakuda, 1999. P. 258-284.
5. Mishunin A.A., Nestoulia R.V., Starov A.V. Fuel Supply Systems for Investigation of Combustion Process in Hot-Shot Wind Tunnels // International Conference on the Methods of Aerophysical Research: Proceedings, Pt 2. Novosibirsk, 2000. P. 144-148.
6. Гольдфельд М.А., Виноградов В.А., Старов А.В. Экспериментальные исследования модуля ГПВРД // Теплофизика и аэромеханика. 2000. Т.4. №4. С. 489-498.
7. Goldfeld M.A., Nestoulia R.V., Starov A.V., et al. Investigation of Base Pressure behind the Injector Section in a Supersonic Combustion Chamber // XV International Symposium on Air Breathing Engines. Bangalore, 2001. AIAA-ISABE-2001-24.
8. Goldfeld M.A., Starov A.V., Vinogradov V.A. Experimental Study of Scramjet Module // J. Propulsion and Power. 2001. №5. P. 100-110.
9. Старов А.В., Мишунин А.А., Ле Д.Л., Бай Х.Ч. Исследование горения жидкого и газообразного топлив в сверхзвуковой камере сгорания // Физика горения и взрыва. 2003. Т.39. №3. С. 58-66.
10. Орлик Е.В., Старов А.В., Шумский В.В. Определение полноты сгорания газодинамическим методом в модели с горением // Физика горения и взрыва. 2004. Т.40. №4. С. 23-34.

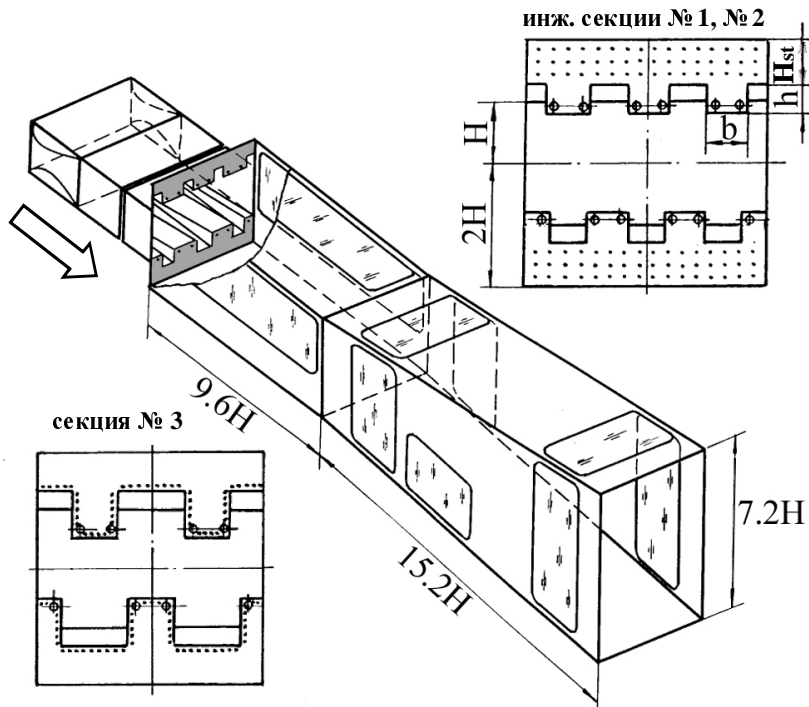


Рис. 1. Модель многоинжекторной камеры сгорания.

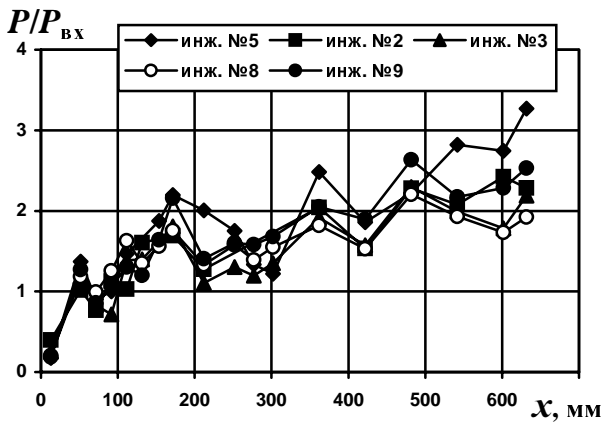


Рис. 2. Распределения статического давления при $M_{BX} = 3$.

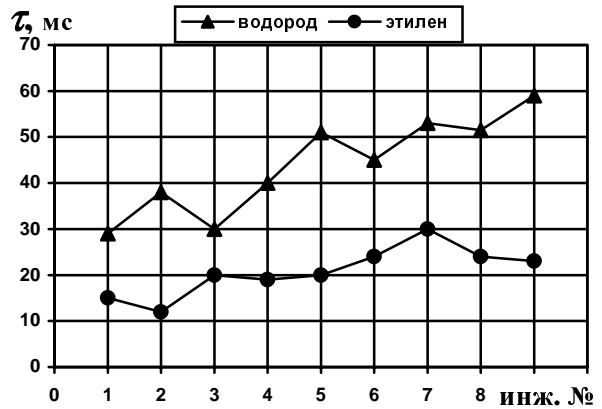


Рис. 3. Длительность горения при $M_{BX} = 4$.

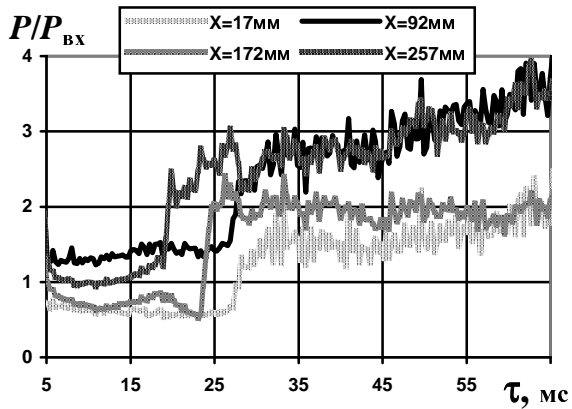


Рис. 4. Процесс «розжига» камеры сгорания при $M_{BX} = 3$.

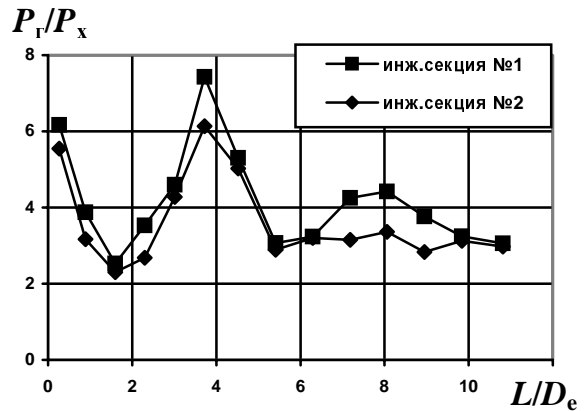


Рис. 5. Степень повышения статического давления при горении водорода. $M_{BX} = 3$.

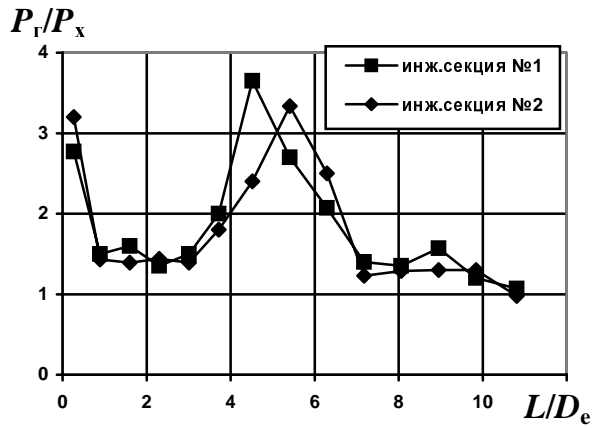


Рис. 6. Степень повышения статического давления при горении водорода. $M_{BX} = 4$.

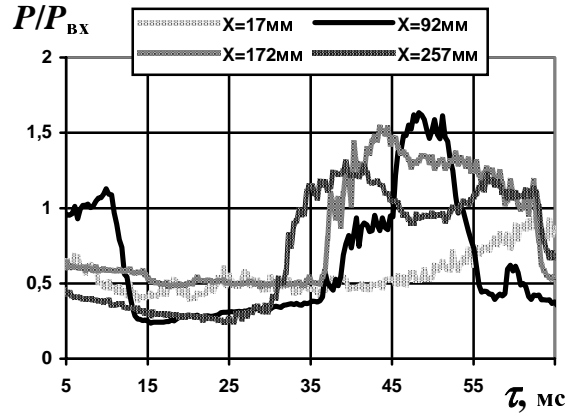


Рис. 7. Локальное горение водорода при $M_{BX} = 5$.

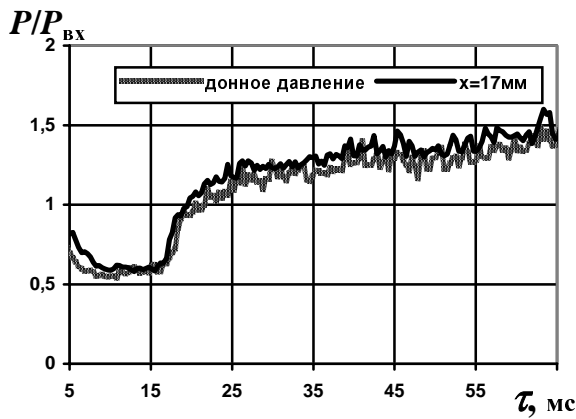


Рис. 8. Донное давление и давление в рециркуляционной зоне при горении водорода для инж. секции № 3. $M_{BX} = 3$.

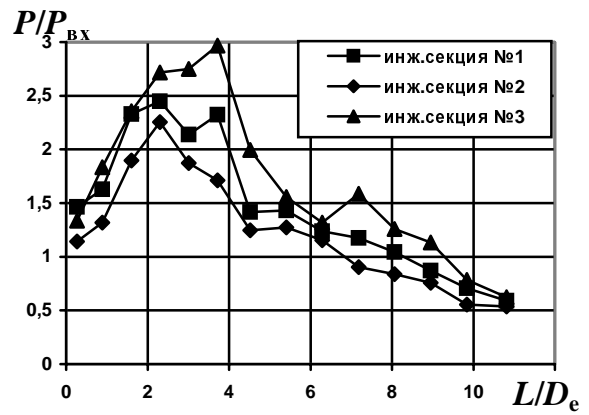


Рис. 9. Распределения статического давления при интенсивном горении водорода. $M_{BX} = 3$.

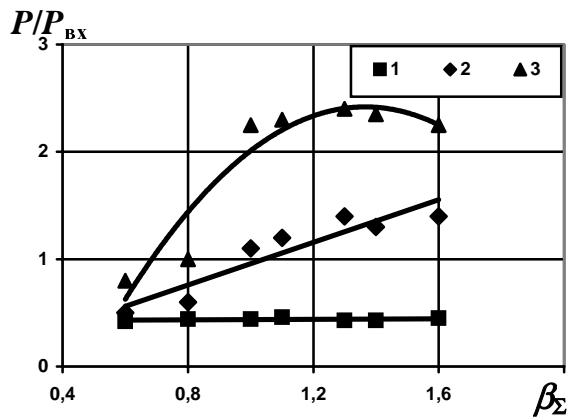


Рис. 10. Влияние суммарного коэффициента избытка топлива на донное давление при фиксированном $G_{\text{топл., доп.}} = 0,1$. $M_{BX} = 3$.
1 – «розжиг»; 2 – начало интенсивного горения по всему объему КС;
3 – максимальное значение.

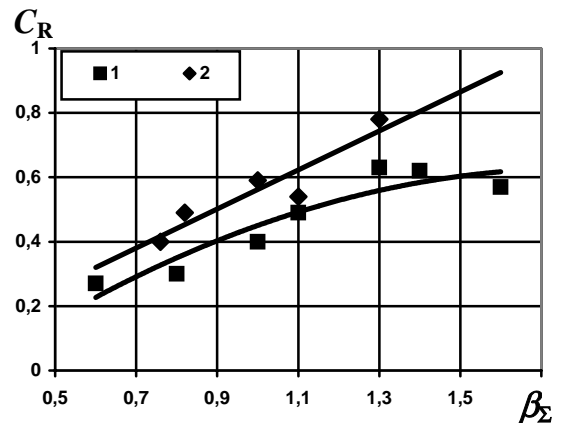


Рис. 11. Влияние суммарного коэффициента избытка топлива на коэффициент тяги инжекторной секции. $M_{BX} = 3$.
1 – $G_{\text{топл., доп.}} = 0,1$; 2 – $G_{\text{топл., доп.}} = 0$.

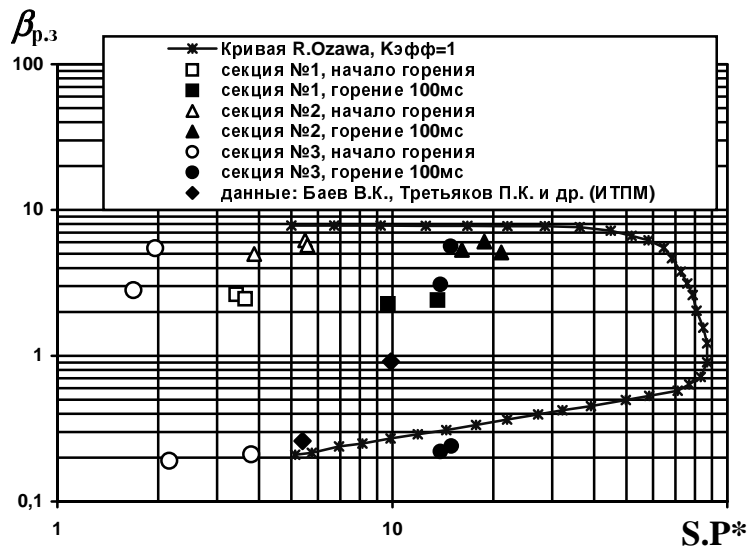


Рис. 12. Режимы интенсивного горения при $M_{вх} = 3$ и граница устойчивого горения (по R. Ozawa).



Рис. 13. Режимы локального горения и граница устойчивого горения (по R. Ozawa). Параметр $k_{эфф} = 1$ и 2.

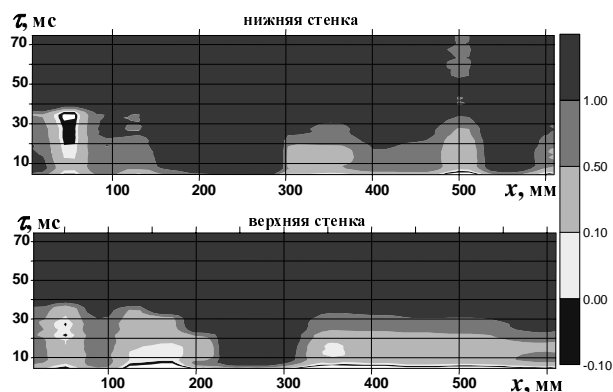


Рис. 14. Увеличение относительного статического давления в результате горения водорода при $M_{вх} = 3$ (секция № 2).

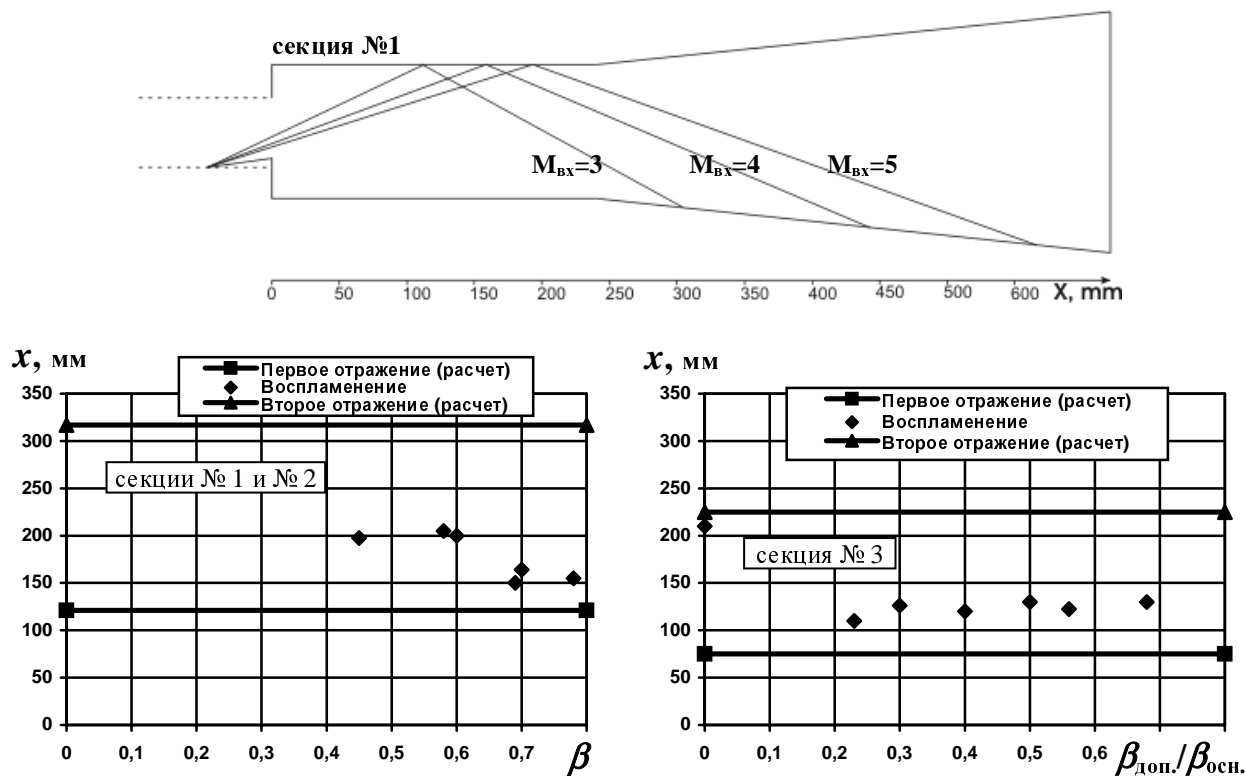


Рис. 15. Локализация точки воспламенения при $M_{vx}=3$.

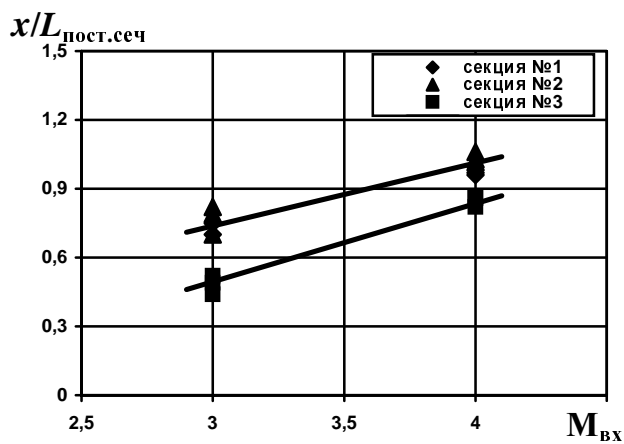


Рис. 16. Положение воспламенения относительно участка камеры сгорания с постоянным поперечным сечением.

Ответственный за выпуск А.В. Старов
Подписано к печати 06.03.07

Формат бумаги 60×84/16, Усл. печ. л. 1.0,
Уч. изд. л. 1.0, Тираж 100 экз., Заказ № 4

Отпечатано на ризографе ОАО «ДОКСЕРВИС»
630090, Новосибирск-90, Институтская, 4/1.