

005002016

Фирсов Александр Александрович

**КОРРЕЛЯЦИОННЫЕ МЕТОДЫ
ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТИ И ТЕМПЕРАТУРЫ
ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ВОЗДУШНОГО ПОТОКА
И РЕАГИРУЮЩИХ СМЕСЕЙ**

01.04.01 – Приборы и методы
экспериментальной физики

01.04.08 – Физика плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

24 НОЯ 2011

Москва – 2011

Работа выполнена в Учреждении Российской академии наук Объединенном институте высоких температур РАН (ОИВТ РАН) и на кафедре Физической электроники Физического факультета МГУ имени М.В. Ломоносова.

Научный руководитель:	доктор физико-математических наук Леонов Сергей Борисович
Научный консультант:	доктор физико-математических наук, профессор Александров Андрей Федорович
Официальные оппоненты:	доктор физико-математических наук, профессор Голуб Виктор Владимирович кандидат технических наук Гольдфельд Марат Абрамович
Ведущая организация:	Московский физико-технический институт (государственный университет)

Защита состоится « 15 » декабря 2011 г. в 15:30 на заседании диссертационного совета Д 501.001.66 при Московском государственном университете имени М.В. Ломоносова, 119991, ГСП-1, Москва, Ленинские горы, МГУ имени М.В. Ломоносова, дом 1, строение 2, Физический факультет, аудитория: СФА.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Физического факультета МГУ имени М.В. Ломоносова.

Ваш отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенный печатью учреждения, просим высылать по адресу:

Диссертационный совет Д 501.001.66

Ученому секретарю Карташову И.Н.

119991, ГСП-1, Москва, Ленинские горы, МГУ имени М.В. Ломоносова,
дом 1, строение 2, Физический факультет.

Автореферат разослан «15» ноября 2011 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 501.001.66
кандидат физико-математических наук



Карташов И.Н.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Диссертационная работа посвящена разработке новых методов измерения скорости потока и температуры торможения газа, а также проведению экспериментальных исследований широкого класса плазмо-аэродинамических явлений с использованием предложенных методик. Проведена верификация полученных результатов как с помощью общепринятых экспериментальных методов, так и посредством трехмерного численного моделирования течений. Использование предложенных в работе методик в сложных аэродинамических конфигурациях позволило получить распределения скоростей как в потоке без подвода тепла, так и в случае с энерговкладом. Проведено определение температуры газа для потока предварительно нагретого газа. Здесь и далее под температурой следует понимать температуру торможения (полную температуру) - температуру изэнтропически заторможенного газа, т.к. температура газа, температура торможения и скорость однозначно связаны между собой, и в задачах сверхзвуковой аэродинамики принято оперировать именно полной температурой. Экспериментально получен профиль скорости течения в области, частично занятой плазмой электрического разряда, а также в области экзотермических реакций при плазмо-инициированном горении газообразных топлив в сверхзвуковом потоке. Проведен анализ влияния на сверхзвуковой поток возмущений, создаваемых импульсным высоковольтным разрядом, с целью применения полученных результатов в задачах зажигания и смешения топлива с окислителем. Предложенные и испытанные методы измерений обладают несомненной практической ценностью для решения широкого круга задач плазменной аэродинамики и в смежных областях.

Актуальность темы

При решении современных задач сверхзвуковой аэродинамики, включающих в себя подвод энергии к газу или тепловыделение в потоке за счет химических реакций, необходимым элементом диагностики является система определения скорости потока. Классическая система расчета скорости через газодинамические функции по данным датчиков полного и статического давлений имеет ограниченную применимость, если точное значение температуры газа неизвестно или изменяется в течение эксперимента.



Такая ситуация оказывается типичной в экспериментах с реагирующими смесями и во многих других задачах плазменной аэродинамики. Таким образом, задача совершенствования существующих и создания новых методов определения скорости высокоскоростного потока с энерговкладом является чрезвычайно востребованной.

Цель работы состояла в разработке бесконтактных методов измерения параметров высокоскоростного потока и применении этих методов для исследования процессов обтекания сложных поверхностей, сверхзвукового горения и смешения и включала в себя следующие задачи:

- Разработка метода определения скорости предварительно нагретого потока газа на базе корреляционной обработки данных оптических измерений.
- Верификация метода путем сравнения с данными газодинамических измерений и с результатами трехмерного численного моделирования.
- Исследование динамики температуры и скорости предварительно нагретого высокоскоростного потока газа.
- Измерение распределения скорости потока газа в области взаимодействия плазмы электрического разряда с потоком и в зоне экзотермических химических реакций.
- Определение влияния плазмы импульсного разряда на спектр газодинамических возмущений потока газа.

Научная новизна работы

- Впервые проведено определение скорости сверхзвукового потока по аксиальной протяженности импульсного периодического разряда.
- Разработана новая модификация корреляционного метода определения скорости сверхзвукового потока, позволяющая проводить измерения по естественным маркерам (без внесения искусственных возмущений в поток).
- Впервые проведена экспериментальная количественная оценка влияния разрядного импульса на спектр возмущений сверхзвукового потока. Показано, что разряд приводит к увеличению амплитуды спектра возмущений в широком диапазоне частот от 100 до 400 кГц, что соответствует размерам возмущений 1 – 5 мм.

- Впервые проведено экспериментальное определение скорости сверхзвукового потока при плазмо-инициированном взаимодействии воздуха с водородом и этиленом в области, частично занятой плазмой разряда постоянного тока. Показано, что при скорости набегающего сверхзвукового потока 495 м/с скорость газа в области разряда составляет 180 – 230 м/с, а скорость газа в области химических реакций находится в интервале 100 – 150 м/с.

Личный вклад автора

Все представленные в работе экспериментальные результаты получены автором самостоятельно и в составе научных коллективов Физического факультета МГУ и ОИВТ РАН. Разработаны уникальные методики, алгоритмы и программы обработки экспериментальных данных. Обработка экспериментальных данных и расчеты выполнены автором самостоятельно. Выполнено численное моделирование трехмерного течения в канале с внезапным расширением и в случае плазмоинициированного горения водорода на плоской стенке в сверхзвуковом потоке воздуха. Проведено сравнение экспериментальных данных, полученных различными методами. На основании полученных результатов автором сформулированы и обоснованы выводы диссертационной работы.

Практическая ценность работы

Полученные экспериментальные результаты являются важными для развития плазменной аэродинамики, газодинамики и физики плазмы. Результаты данной диссертационной работы могут быть использованы при исследовании различных плазменных образований в потоке газа, в экспериментах по плазмо-инициированному горению топливных смесей, а также в областях практической аэродинамики. Представленные результаты также могут быть применены для оптимизации лабораторных установок, предназначенных для исследования предварительно подогретых потоков газа, в том числе при наличии плазмы в потоке. Результаты работы могут быть использованы в ЦАГИ, ЦИАМ, Институт механики МГУ, ИТПМ СО РАН и ряде других организаций.

Достоверность полученных результатов

Достоверность полученных результатов обеспечивается применением традиционных методов экспериментальных исследований для сравнения с результатами, полученными предлагаемыми в диссертационной работе методами измерений. В целях верификации количественных измерений приводится сравнение с результатами численного моделирования. Полученные результаты сопоставлены и согласуются с данными экспериментальных и теоретических работ различных научных групп в России и за рубежом.

Апробация работы

Материалы диссертации докладывались на следующих научных конференциях и симпозиумах:

«Ломоносов», МГУ, Москва, 2007, 2008; Школа-семинар по магнито-плазменной аэродинамике, ОИВТ РАН, Москва, 2008; AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, San Antonio, Texas, USA, 2009; Международное Совещание по Магнитоплазменной Аэродинамике, ОИВТ РАН, Москва, 2009, 2010, 2011; AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, USA, 2010, 2011; IEEE International Conference on Plasma Science, Norfolk, Virginia, USA, 2010; Школа молодых ученых «Актуальные проблемы физики», ФИАН, Звенигород-Москва, 2010; AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, California, USA, 2011; Инженерные системы, РУДН, Москва, 2011;

Публикации

По материалам диссертации опубликовано 4 статьи в реферируемых журналах, входящих в перечень ВАК, и 16 статей в сборниках тезисов и трудов конференций. Основные результаты, представленные в диссертации, отражены в публикациях автора, список которых приведен в конце автореферата.

Структура и объем диссертации

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы. Объем диссертации составляет 105 страниц, включая 73 рисунка и библиографию из 75 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении диссертации обоснована актуальность исследований, сформулированы цели и задачи работы, показаны научная новизна и практическая значимость работы, кратко изложены основные результаты работы. Отмечается, что полученные экспериментальные результаты являются важными для развития плазменной аэродинамики, газодинамики и физики плазмы. Результаты работы могут быть использованы при исследовании различных плазменных образований в потоке газа, в экспериментах по плазмо-инициированному горению топливных смесей, а также в областях практической аэродинамики. Представленные результаты также могут быть использованы для оптимизации лабораторных установок, предназначенных для исследования предварительно подогретых потоков газа, в том числе в присутствии плазмы.

В первой главе проведен обзор теоретических и экспериментальных исследований, посвященных взаимодействию плазмы газового разряда с дозвуковыми и сверхзвуковыми потоками, сделан вывод о необходимости разработки новых методов измерения скорости и температуры потока газа.

В разделе 1.1 проведен обзор теоретических и экспериментальных исследований, посвященных взаимодействию плазмы газового разряда с дозвуковыми и сверхзвуковыми потоками. Отмечено разделение работ на несколько узких направлений: фундаментальные исследования разряда в потоке, снижение лобового сопротивления с помощью разряда, воспламенение и стабилизация горения топливных смесей в сверхзвуковом потоке. На основании проведенного обзора сделаны два важных вывода: 1) существует реальная необходимость в разработке новых методов измерения скорости для расширения инструментального набора экспериментатора; 2) свойства поперечного разряда в потоке можно использовать для разработки нового метода определения скорости.

В разделе 1.2 приведен обзор существующих методов определения скорости потока. Особое внимание уделено методам определения скорости, не зависящим от температуры среды. Отмечено, что уже существует метод, в котором для определения скорости используется вспомогательный электрический разряд, однако он обладает рядом принципиальных ограничений в отличие от метода, предлагаемого во второй главе данной диссертационной

работы. Проведенный обзор позволил сделать вывод, что в литературе присутствуют данные по определению скорости потока корреляционным методом, однако измерения осуществлялись либо по искусственным маркерам в потоке, либо по собственному излучению среды. Упоминания о применении данного метода для измерения сверхзвуковых скоростей по естественным маркерам в литературе отсутствуют.

Во второй главе представлены метод определения скорости потока с помощью импульсного поперечного разряда и результаты измерений в холодном и подогретом потоках, а также в реагирующей смеси.

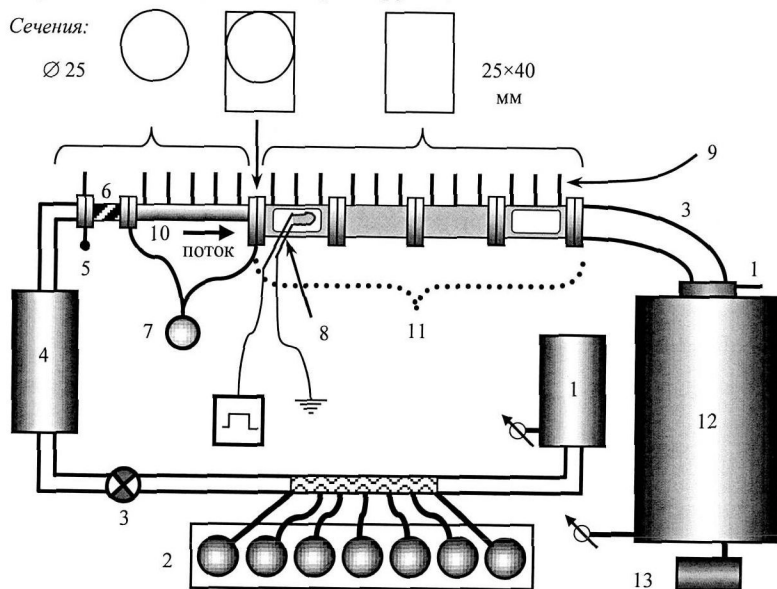


Рис. 1. Схема импульсной аэродинамической трубы (МГУ)

- 1 – компрессор; 2 – баллоны; 3 – электромагнитный клапан;
- 4 – термостатированный нагреватель; 5 – термопара; 6 – сверхзвуковое сопло;
- 7 – система подачи топлива; 8 – электроды; 9 – датчики давления;
- 10 – формирующая секция; 11 – тестовые секции №1-№4 (слева направо);
- 12 – барокамера; 13 – вакуумный насос

В разделе 2.1 приведено описание экспериментальной установки, а также используемого оборудования и методов диагностики. Исследования возможности применения импульсного поперечного разряда для определения скорости потока проводились на экспериментальном стенде кафедры Физической электроники МГУ имени М.В. Ломоносова. Аэродинамический

канал оснащен соплом, рассчитанным на число Маха $M = 2$, его выходной диаметр равен 25 мм. За секцией сопла размещена формирующая секция, представляющая собой канал с внутренним диаметром 25 мм и длиной 250 мм. За формирующей секцией следуют 4 тестовых секции прямоугольного сечения 25×40 мм и длиной 200 мм каждая. Аэродинамическая труба оснащена 16-ти канальным аналого-цифровым преобразователем, подключенным к компьютеру и предназначенным для сбора данных с термопары и датчиков статического и полного давления. Схема экспериментальной установки представлена на Рис. 1.

В разделе 2.2 представлено обоснование метода импульсного разряда и описана методика измерения скорости. В экспериментах использован разряд малой длительности импульса $\Delta t = 20 - 100$ мкс при частоте повторения 30 – 50 Гц, что позволяет утверждать, что в среднем мощность разряда мала по сравнению с мощностью набегающего потока. Electroды располагались так, что пробой происходил поперек потока в плоскости, равноудаленной от боковых (бóльших) стенок канала. Скорость потока определяется как отношение продольной протяженности разряда в потоке на интегральной фотографии (т.е. расстояния, на которое сносится поперечный потоку фрагмент разрядного канала) к длительности импульса разряда. За один пуск воздуха по каналу производится серия фотографий, по каждой из которых производится определение протяженности разряда и скорости потока, т.е. в результате получается зависимость скорости от времени для каждого пуска. Затем вычисляются средняя скорость потока и протяженность разряда за пуск.

В разделе 2.3 приведены результаты исследований зависимости средней протяженности разряда и определенной по ней средней скорости потока от длительности импульса. Показано, что измеряемая скорость уменьшается с увеличением длительности импульса, что, предположительно, связано с увеличением влияния разряда на поток. В связи с этим, сделан вывод о необходимости применения коротких длительностей импульса $\sim 20 - 30$ мкс при определении скорости потока.

В разделе 2.4 представлено сравнение результатов, полученных методом импульсного разряда, с результатами численного моделирования в программном комплексе FlowVision и газодинамическими измерениями. Приведено описание

и результаты численного моделирования течения воздуха в канале, близком к используемому в экспериментах. Рассчитано трехмерное пространственное распределение параметров потока, что позволило сравнить смоделированные продольные профили статического давления и скорости в канале с экспериментальными результатами, полученными различными методами.

Результаты метода импульсного разряда, в целом согласуются со значениями, вычисленными через статическое и полное давления с использованием трубки Пито, и с результатами численного моделирования. Однако необходимо отметить, что в первой и второй секциях в сверхзвуковой струе потока скорость, определяемая с помощью разряда, оказалась ниже, а в третьей и четвертой – выше скорости, полученной в моделировании. Объяснить данное расхождение можно следующим образом: поток, проходя между электродами, сужается, что для сверхзвукового потока приводит к торможению, а для дозвукового – к росту скорости. Продольный профиль скорости в канале представлен на Рис. 2. Координата со значением 0 м соответствует стыку между соплом и формирующей секцией.

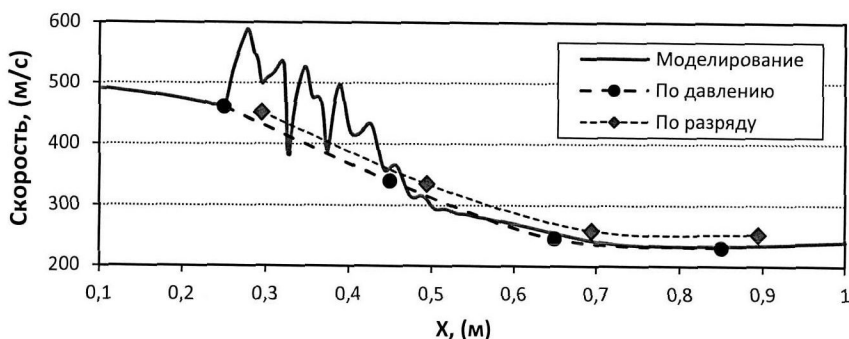


Рис. 2. Продольный профиль скорости в канале

В разделе 2.5 приведен результат использования метода импульсного разряда в случае горения в канале пропано-воздушной смеси. Пропан подавался через фланцы формирующей секции, воспламенение проводилось в первой секции с помощью разряда постоянного тока. Показано, что метод применим для случая экзотермических реакций в потоке. Скорость реагирующей смеси достигала 500 м/с в третьей секции, при том, что средняя скорость потока воздуха без пропана в той же секции составляла 260 м/с.

В разделе 2.6 представлены результаты определения скорости предварительно подогретого потока газа. Для контроля измерений использовалась термопара, расположенная на стенке дозвуковой части канала. За характерное время пуска (1–2 с) термопара не успевала выходить на насыщение, что потребовало применения компьютерной обработки кривой прогрева. Однако полученные с помощью аппроксимации значения температуры оказались ниже ожидаемых теоретических, рассчитанных через скорость потока. Полученный результат наглядно демонстрирует сложности определения температуры потока в установках кратковременного действия. В разделе показано, что метод импульсного разряда применим в условиях подогретого потока воздуха и позволяет оценить полную температуру газа. На представленном на Рис. 3 графике приведены значения скорости, определенные экспериментально методом импульсного разряда, и соответствующие им значения температуры: измеренные с помощью термопары и теоретические, т.е. вычисленные через скорость потока.

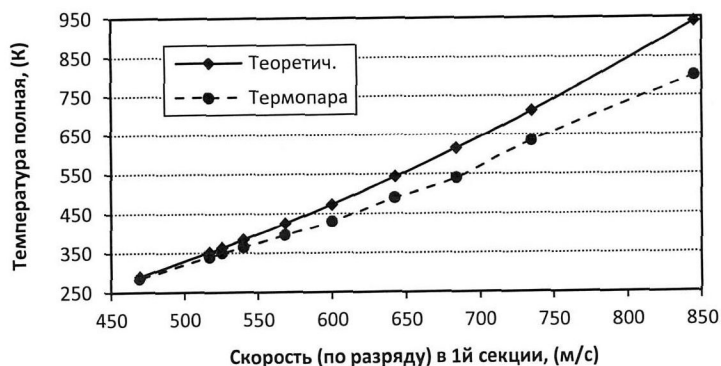


Рис. 3. Результаты измерений в потоке предварительно нагретого воздуха

В третьей главе диссертации представлены метод определения скорости сверхзвукового потока посредством корреляционной обработки сигналов рефракционных датчиков и лазерный метод определения спектра возмущений.

В разделе 3.1 приведено описание экспериментальной установки и используемого оборудования. Исследования возможности применения лазерной системы для определения скорости потока проводились на экспериментальной

установке ИАДТ-50Н лаборатории Плазменной аэродинамики Объединенного института высоких температур РАН. Аэродинамический канал оснащен соплом, рассчитанным на число Маха $M = 2$, его выходное сечение составляет 60×72 мм и эквивалентно сечению тестовой секции. Конструкция тестовой секции позволяет измерять статическое давление на стенке канала, устанавливать различные вставки с электродами и трубками подачи топлива для проведения экспериментов по воспламенению топлива в сверхзвуковом потоке.

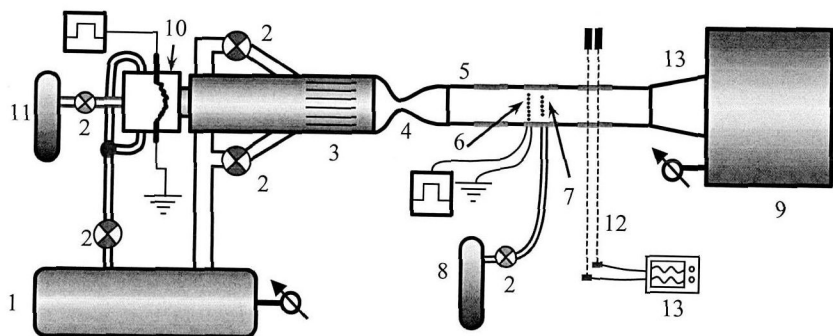


Рис. 4. Схема импульсной аэродинамической трубы ИАДТ-50Н (ОИВТ РАН)

- 1 – цистерна высокого давления, оснащенная компрессором; 2 – электромагнитный клапан;
 3 – форкамера; 4 – сопло; 5 – рабочая секция; 6 – электроды; 7 – трубки подачи топлива;
 8 – баллон с топливом для эксперимента; 9 – барокамера, оснащенная вакуумным насосом;
 10 – подогреватель воздуха; 11 – баллон с топливом для подогревателя;
 12 – лазерная рефракционная система; 13 – осциллограф

В разделе 3.2 представлено описание взаимно-корреляционного метода определения скорости сверхзвукового потока по сигналам рефракционных датчиков. Метод основан на определении времени Δt , которое требуется возмущениям плотности в потоке для преодоления известного расстояния L между двумя лазерными лучами. После прохождения сверхзвукового потока лучи попадают на фотодиоды, которые детектируют изменение интенсивности излучения, связанное с отклонением луча на градиентах плотности в потоке. Время Δt равно интервалу сдвига локального максимума взаимной корреляционной функции (ВКФ) для пар фрагментов U_1 и U_2 регистрируемых рефракционной лазерной системой сигналов: $B_{12}(\tau) = \int_{-\infty}^{+\infty} U_1(t)U_2(t + \tau) dt$. Фрагмент ВКФ показан на Рис. 5.

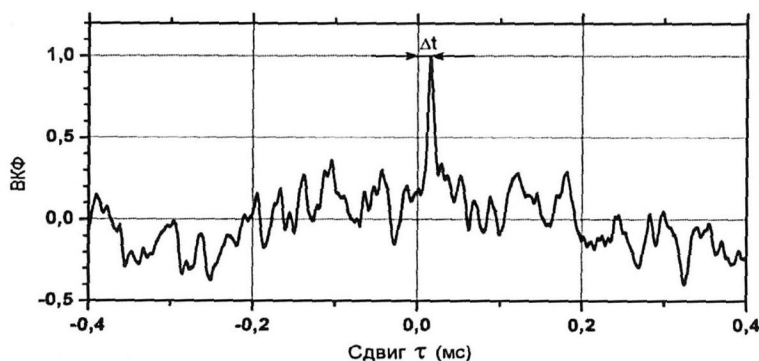


Рис. 5. Взаимная корреляционная функция (фрагмент)

В разделе анализируется влияние на результаты измерений интервала поиска локального максимума ВКФ и интервала разбиения исходного сигнала на фрагменты U_1 и U_2 , по которым рассчитывается взаимная корреляционная функция. Интервал поиска локального максимума задается через ожидаемые минимальную и максимальную скорости. Показано, что сужение интервала ожидаемых скоростей к реальному диапазону приводит к уменьшению количества ошибок автоматической обработки результатов эксперимента (т.е. значений, более чем на 25% отличающихся от средней величины). Увеличение длительности интервала разбиения с 0,2 мс до 1 мс влияет аналогичным образом. Необходимо отметить, что дальнейшее увеличение интервала разбиения не уменьшает количество ошибок обработки, однако при этом ухудшается временное разрешение корреляционного метода.

В разделе 3.3 представлены результаты измерений скорости сверхзвукового потока. Для потока без предварительного нагрева проведено сравнение результатов: для канала с $M=2$ скорость потока, определенная предложенным методом, составила $V = 495 \pm 30$ м/с, что хорошо согласуется с результатом $V = 487 \pm 7$ м/с, полученным через газодинамические функции по измеренному статическому давлению.

При использовании в ИАДТ-50Н подогревателя воздуха измерена скорость потока предварительно нагретого газа. В нормальном режиме работы подогревателя нагрев газа приводил к увеличению скорости до 550 – 750 м/с. В данных опытах температура предварительно нагретого газа находилась

в интервале 360 – 670 К. В отдельных случаях использования подогревателя нагрев приводил к ускорению газа до скорости 1200 м/с (нестационарный режим работы). Зависимость скорости от времени при работе подогревателя представлена на Рис. 6.

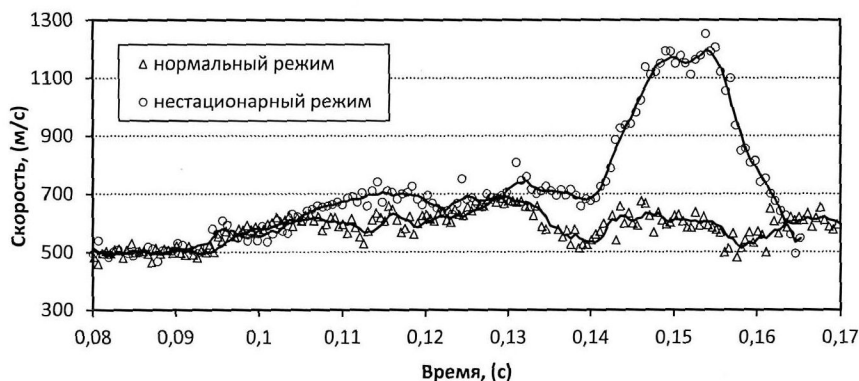


Рис. 6. Скорость потока при работе подогревателя

В разделе 3.4 представлен лазерный рефракционный метод определения спектра возмущений, вызываемых в потоке электрическим пробоем: как одиночным импульсом, так и последовательностью импульсов искрового разряда. Показано, что электрический пробой приводит к повышению амплитуды спектра в широком диапазоне частот от 100 до 400 кГц. В случае последовательности из трех электрических разрядов (с интервалами между импульсами 110 – 140 мкс) повышение амплитуды на указанных частотах происходит в более широком временном интервале и возмущения практически сливаются в одно. Графики зависимости среднего значения десятичного логарифма амплитуды в заданной полосе частот $2\Delta f$ от времени показаны на Рис. 7.

Скорость набегающего потока известна и составляет 495 м/с, поэтому по полученным данным можно оценить характерные масштабы возмущений. Указанный диапазон частот соответствует размерам порядка 1 – 5 мм, т.е. таковы характерные размеры возмущений, вносимые разрядом в сверхзвуковой поток. Проведено сравнение полученных размеров с результатами обработки теневой фотографии.

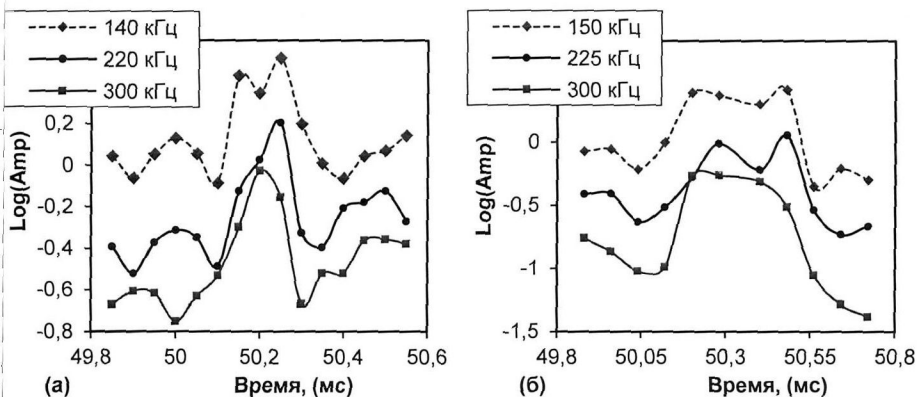


Рис. 7. Повышение амплитуды колебаний при прохождении возмущений
а - Один разрядный импульс ($2\Delta f = 40$ кГц); б - три импульса ($2\Delta f = 25$ кГц)

В четвертой главе представлен метод определения скорости потока воздуха с помощью корреляционной обработки шлирен-изображения в области, частично занятой плазмой разряда постоянного тока, и в области плазмо-иницированного взаимодействия воздуха с водородом.

В разделе 4.1 приведено описание дополнительных элементов экспериментальной установки и используемого в данной главе оборудования. Получение изображений для дальнейшего корреляционного анализа осуществлялось с помощью оптической шлирен-системы, регистрация проводилась с помощью камеры линейного сканирования (КЛС), т.е. за один кадр получалась одна строка пикселей. Под изображением с КЛС подразумевается набор строк, расположенных в хронологическом порядке. Шлирен-система позволяет обнаружить в потоке достаточно малые градиенты плотности, в результате чего получаемые изображения КЛС представляют собой наборы линий, визуализирующие перемещение неоднородности вдоль линейной матрицы КЛС во времени.

В разделе подробно описана схема расположения трубок подачи топлива и электродов. В нижней стенке рабочей секции была установлена керамическая вставка с пятью отверстиями $\varnothing 4$ мм для подачи топлива – водорода или этилена. Вставка также содержала 7 медных электродов $\varnothing 2$ мм, торцы которых

располагались в одной плоскости с поверхностью вставки выше по потоку относительно трубок на 15 мм. С помощью конденсаторов высокой емкости и системы балластных сопротивлений между электродами создавался электрический разряд постоянного тока.

В разделе 4.2 представлено описание корреляционного метода обработки изображений. Метод основан на определении смещения dx неоднородности плотности в потоке за известное время dt , т.к. известна частота работы камеры линейного сканирования (50 или 100 кГц). Для определения смещения dx была использована двумерная взаимная корреляционная функция $B_{12}(a, \tau) = \iint_{-\infty}^{+\infty} U_1(x, t) U_2(x + a, t + \tau) dx dt$, где U_1 и U_2 – фрагменты исходного изображения, смещенные друг относительно друга по времени на одну строку. Типичный вид исходного изображения КЛС и двумерная взаимная корреляционная функция представлены на Рис. 8 и Рис. 9 соответственно.



Рис. 8. Типичный вид изображения КЛС
(по вертикали последовательные моменты времени)

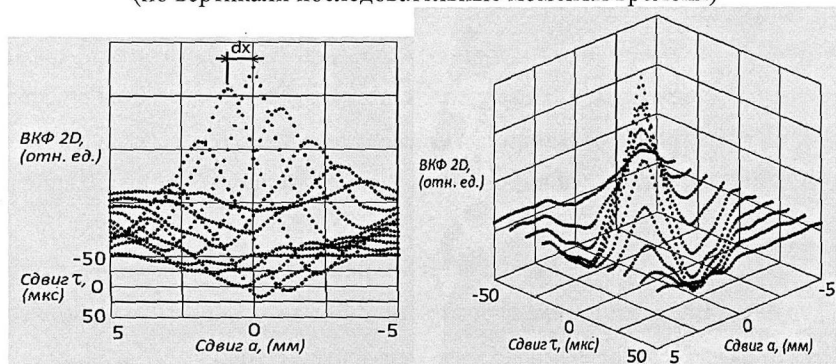


Рис. 9. Типичный вид двумерной ВКФ для фрагментов (два ракурса)

Сдвиг между двумя соседними максимумами по a и есть искомое dx . Скорость определялась с помощью программы, реализованной в программном комплексе LabVIEW. В общем случае результат представлял собой изменение профиля скорости во времени. Приведены результаты измерений скорости над профилем крыла в дозвуковом потоке, а также в зоне плазмо-иницированного горения топлива (этилена или водорода) в сверхзвуковом потоке воздуха.

В разделе 4.3 приводится описание и результаты численного моделирования горения водорода в потоке в присутствии объемного источника тепла, имитирующего плазму разряда постоянного тока. Расчеты выполнены в программном комплексе FlowVision. Полученная с помощью численного моделирования структура потока сопоставляется с шлирен-визуализацией течения. Затем для зоны плазмо-иницированного горения водорода проводится сравнение профиля скорости, полученного с помощью корреляционного анализа шлирен-изображения, с результатом численного моделирования (Рис. 10). Координата со значением 0 мм на Рис. 10 соответствует центру трубки подачи топлива. Полученные профили скорости качественно совпадают, однако количественные значения незначительно расходятся.

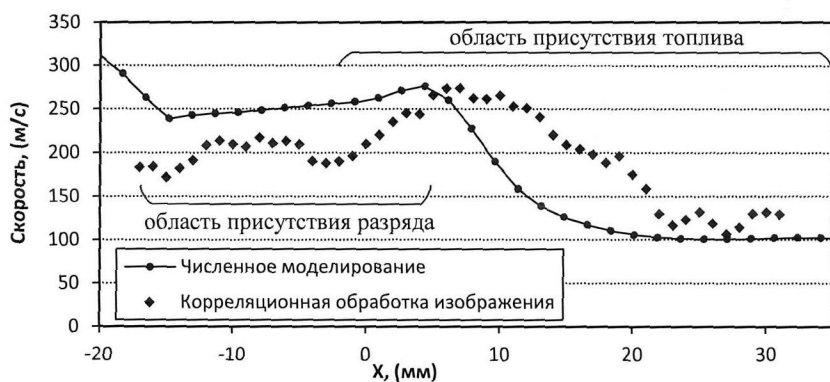


Рис. 10. Продольный профиль скорости в области плазмо-иницированного горения водорода

В заключении сформулированы основные выводы диссертационной работы (положения, выносимые на защиту):

- Проведено исследование зависимости продольной длины импульсного электрического разряда в высокоскоростном воздушном потоке от параметров разряда. Показано, что при длительности импульса 20 – 30 мкс разряд может быть применен для измерения скорости потока. Разработан и успешно применен метод определения скорости по протяженности импульсного разряда для холодного и предварительно нагретого (до ~950 К) воздушных потоков, а также в потоке реагирующей смеси газов. Значения скоростей, измеренных предложенным методом, находились в диапазоне от 250 до 850 м/с.
- Разработана новая модификация корреляционного метода определения скорости сверхзвукового потока, позволяющая проводить измерения по естественным маркерам (без внесения искусственных возмущений в поток). Метод успешно применен для холодного и предварительно нагретого воздушных потоков в диапазоне скоростей от 490 до 1200 м/с.
- С целью количественного описания смешивания впервые проведено экспериментальное изучение влияния искрового разряда на спектр возмущений плотности сверхзвукового потока. Показано, что разряд создает в потоке неоднородности с характерными размерами 1 – 5 мм.
- Разработан новый метод определения скорости потока в присутствии плазмы электрического разряда и в области химических реакций в потоке посредством корреляционного анализа штирен-изображений с камеры линейного сканирования. Впервые проведены прямые измерения скорости реагирующего газа при плазмо-инициированном горении газообразных топлив в сверхзвуковом потоке воздуха. Показано, что при скорости сверхзвукового потока 495 м/с скорость газа в области разряда составляет 180 – 230 м/с, а в области горения – 100 – 150 м/с.

Лицензия на программный комплекс вычислительной аэро-гидродинамики FlowVision предоставлена компанией ТЕСИС в рамках программы поддержки учащихся высших учебных заведений «Учись, студент!».

ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ АВТОРА ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи в журналах, входящих в перечень ВАК:

- 1) *Ершов А.П., Каменщиков С.А., Колесников Е.Б., Лозунов А.А., Фирсов А.А., Черников В.А.* – О возможности измерения скорости потока с помощью маломощного импульсно-периодического разряда // Изв. РАН. МЖГ. 2008. № 4. С. 119-127.
- 2) *Ершов А.П., Каменщиков С.А., Колесников Е.Б., Лозунов А.А., Фирсов А.А., Черников В.А.* – Измерение скорости потока с помощью поперечного разряда // Вестн. МГУ. Сер. 3. Физика, астрономия. 2008. №. 3. с.70-72.
- 3) *Леонов С.Б., Фирсов А.А., Яранцев Д.А.* – Определение скорости сверхзвукового потока по функции корреляции сигналов рефракционных датчиков // Письма в ЖТФ. 2009. том 35. В. 12. С. 25-31.
- 4) *Леонов С.Б., Савелкин К.В., Фирсов А.А., Яранцев Д.А.* – Зажигание топлива и стабилизация фронта пламени в сверхзвуковом потоке при помощи электрического разряда // ТВТ. 2010. Т.48. №6. С. 941-947.

Другие публикации:

- 1) *Александров А.Ф., Леонов С.Б., Фирсов А.А.* - Численное моделирование горения водорода в сверхзвуковом воздушном потоке // Инженерные системы – 2011, РУДН, Москва, 2011.
- 2) *Leonov S.B., Firsov A.A., Shurupov M.A.* – Flow structure analysis by cross-correlation image processing // The 10th International Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics, IHT RAS, Moscow, 2011.
- 3) *Leonov S.B., Isaenkov Yu.I., Firsov A.A., Yarantsev D.A., Shneider M.N.* – High-Power Filamentary Pulse Discharge in Supersonic Flow // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, AIAA 2010-259.
- 4) *Leonov S.B., Isaenkov Yu.I., Firsov A.A., Yarantsev D.A.* – Mixing acceleration in high-speed flow by long-spark electrical discharge // The 8th International Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics, Moscow, 2009, proceedings, p.61-67.
- 5) *Leonov S.B., Isaenkov Yu.I., Firsov A.A.*– Mixing Intensification in High-Speed Flow by Unstable Pulse Discharge // 40th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, San Antonio, Texas, AIAA 2009-4074.
- 6) *Яранцев Д.А., Леонов С.Б., Фирсов А.А.* – Особенности применения диагностики в экспериментах по взаимодействию электрического разряда со сверхзвуковым потоком // Третья школа-семинар по магнито-плазменной аэродинамике, ОИВТ РАН, Москва, 2008 г., с.171.
- 7) *Фирсов А.А.* – Применение взаимной корреляционной функции для определения скорости сверхзвукового потока // Материалы докладов XV Международной конференции студентов, аспирантов и молодых ученых «Ломоносов», МГУ имени М. В. Ломоносова, Москва, 2008 г., ч. 21-8, с.19.

Подписано в печать 10.11.2011 г.
Печать лазерная цифровая
Тираж 100 экз.

Типография Aegis-Print
115230, Москва, Варшавское шоссе, д. 42
Тел.: 8 (495) 785-00-38, 8 (926) 850-53-16
www.autoref.ae-print.ru