

На правах рукописи

КОТОВ Михаил Алтаевич

**РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ
УДАРНО-ВОЛНОВЫХ ПРОЦЕССОВ
В ГИПЕРЗВУКОВОЙ УДАРНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ**

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва 2014

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской Академии Наук (ИПМех РАН)

Научный руководитель: **Суржиков Сергей Тимофеевич**

член-корреспондент РАН, профессор

Официальные оппоненты: **Калугин Владимир Тимофеевич**

доктор технических наук, профессор,

МГТУ им. Н.Э. Баумана,

декан факультета «Специальное машиностроение»

Панасенко Александр Викторович

кандидат технических наук,

ФГУП ЦНИИмаш,

старший научный сотрудник.

Ведущая организация: **ОАО «ГосМКБ „Радуга“ им. А. Я. Березняка»**

Защита состоится 11 декабря 2014 года в 15⁰⁰ часов на заседании диссертационного совета Д002.240.01 при Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН по адресу: 119526, Москва, проспект Вернадского, д. 101, к. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ИПМех РАН.

Автореферат разослан «___» октября 2014 года.

Ученый секретарь диссертационного совета Д002.240.01

при ИПМех РАН

кандидат физико-математических наук

Сысоева Е.Я.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Работы по созданию и совершенствованию лабораторных гиперзвуковых ударных аэродинамических труб и оснащение их новыми методами диагностики несомненно являются актуальной задачей современной экспериментальной аэродинамики гиперзвуковых скоростей.

Созданная в процессе выполнения данной работы гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба (ГУАТ) является удобным экспериментальным инструментом для исследования широкого класса задач аэродинамики и физической газодинамики [1-3], которая позволяет выполнить валидацию численных методов и обеспечить условия для подготовки и проведения работ по созданию образцов гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Созданную гиперзвуковую ударную аэродинамическую трубу отличают такие позитивные качества, как малое потребление энергии, простота в эксплуатации, невысокая стоимость. Быстротечность газодинамических процессов в рабочем тракте ударной трубы, затрудняющая выполнение измерений, компенсируется применением малоинерционных датчиков, бесконтактных средств измерения (теневых, интерференционных) с применением оптических приборов и использованием нового поколения высокоскоростного регистрирующего оборудования и средств обработки экспериментальных данных.

Особой актуальностью в настоящее время обладает экспериментальное и расчетно-теоретическое исследование закономерностей ударно-волновых взаимодействий и их конфигураций в диапазоне скоростей ($M \sim 6-10$), что реализуется в данной работе.

Цель работы. Экспериментальное исследование обтекания сверхзвуковыми и гиперзвуковыми потоками конструктивных элементов моделей перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов на установке ГУАТ ИПМех РАН

Создание и введение в опытную эксплуатацию гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы. Исследование формирования ударно-волновой структуры и течений в секциях гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы во время эксперимента. Описание ударно-волнового взаимодействия в камерах высокого и низкого давлений в зависимости от различных начальных условий. Сопоставление экспериментальных данных с расчетными результатами. Обеспечение материальной базы установки: доработка и модернизация ГУАТ, улучшение ее параметров.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Выполнено экспериментальное изучение обтекания сверх- и гиперзвуковыми потоками элементов конструкции моделей ГЛА средних размеров ($\sim 10-15$ см) при числах Маха 3-7 на созданной гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе (ГУАТ) ИПМех РАН. С этой целью создан компьютеризованный измерительный комплекс, обеспечивающий диагностику ударно-волновых процессов и исследование гиперзвукового

обтекания моделей. Изучены методы формирования течений в секциях ударной трубы, выполнены экспериментальные работы по улучшению их характеристик, влияющих на длительность квазистационарных параметров потока на исследуемой модели во время эксперимента. На основе полученных данных предложены дальнейшие способы совершенствования характеристик установки.

2. Предложена и отлажена технология многорежимного способа измерения сверхзвукового обтекания моделей. Получены экспериментальные данные в трех диапазонах чисел Маха по ударно-волновому взаимодействию в протяженных профилированных внутренних каналах, моделирующих аэродинамику холодных трактов гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД), в нестационарных и квазистационарных условиях.
3. С помощью современных методов диагностики с высоким временным и пространственным разрешением проведены исследования ударно-волновой структуры течения в элементах конструкции газодинамических трактов гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Исследовано влияние изменения геометрических характеристик моделей на характер потока в плоском канале, моделирующем работу ГПВРД.
4. Выполнено расчетное исследование ударно-волновых взаимодействий в секциях ударной трубы и на исследуемых моделях. Результаты расчетов сопоставлены с полученными в данной работе экспериментальными данными.
5. Проведены исследования по вопросам трехмерного описания сложных элементов конструкции поверхностей ГЛА. Построены виртуальные модели поверхностей ГЛА X-43, Waverider, X-51A.

Основными защищаемыми положениями и результатами являются:

1. Результаты экспериментального исследования процессов формирования набегающего потока на модели элементов ГЛА. Сравнение полученных данных с результатами численного моделирования.
2. Результаты работы по созданию ГУАТ ИПМех РАН и обеспечению ее функционирования. Установка и настройка регистрирующих элементов с высоким временным и пространственным разрешением. Сопоставление экспериментальных аэродинамических данных, полученных в различных секциях установки.
3. Описание возможности многорежимного обтекания моделей потоками с квазистационарными газодинамическими параметрами. Реализация многорежимного обтекания в условиях проведения одного испытания.
4. Определение пространственно-временных характеристик воздушного потока, генерируемого установкой ГУАТ в зависимости от задаваемой конфигурации начальных параметров. Проведение измерений поля давлений в рабочей секции установки. Технология проведения

экспериментов и результаты исследования однородности набегающего на испытываемую модель потока.

5. Результаты экспериментальных исследований структуры сверхзвукового течения в плоском канале сложной геометрии, моделирующей воздухозаборную и проточную части ГПВРД.
6. Результаты экспериментов по обтеканию воздушным потоком с большими числами Маха модели спускаемого аппарата под различными углами атаки.
7. Проведение работ по решению технологических проблем, возникающих на установке ГУАТ. Обеспечение имитации реальных условий сверхзвукового и гиперзвукового обтекания. Осуществление модернизации и настройки оборудования для улучшения параметров установки.
8. Создание сложных трехмерных моделей поверхностей перспективных ГЛА X-43, Waverider, X-51 средствами систем автоматизированного проектирования (САПР).

Практическая значимость. Создана установка ГУАТ ИПМех РАН, позволяющая проводить экспериментальные исследования структуры газодинамического поля течения около геометрических моделей при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях.

Описанные методы совершенствования параметров набегающего потока используются на установке ГУАТ ИПМех РАН, а также могут быть использованы при рассмотрении процессов формирования течения на других установках типа ударной трубы.

Результаты исследований, проведенных по многорежимному обтеканию моделей, позволяют осуществлять регистрацию нескольких квазистационарных стадий набегающего на модель потока в условиях проведения одного эксперимента. Это значительно упрощает задачи рассмотрения сверхзвукового обтекания модели и переходных процессов при изменяемых параметрах течения.

Получены картины течения в плоских каналах сложной геометрии, моделирующих воздухозаборную и проточную части ГПВРД. Показано, как изменение геометрических характеристик механических элементов канала влияет на характер течения в нем.

Проведена перекрестная валидация между полученными экспериментальными результатами и численным моделированием для обеспечения постоянного контроля параметров регистрируемых процессов и более полного и подробного их рассмотрения.

Построенные средствами САПР модели поверхностей ГЛА неоднократно использовались для проведения численных расчетов аэротермодинамики и сравнения с доступными экспериментальными данными, полученными в ходе полетов аппаратов.

Научные исследования, проведенные в диссертационной работе, осуществлялись в рамках проектов РФФИ № 07-01-00133, 09-08-92422-КЭа, 09-08-00272, 10-01-00544, 10-01-05013_б; 7ой Европейской рамочной программы (FP7/2007-2013) грант №242311, грант Президента РФ, № МК-5324.2014.1 и программы фундаментальных исследований Российской академии наук.

Достоверность результатов диссертации подтверждается физической обоснованностью постановок задач и строгим расчетно-экспериментальным характером их рассмотрения с применением современных экспериментальных средств диагностики высокоскоростных течений, сравнением полученных экспериментальных данных с результатами численного моделирования, проводимого для решения задач данного класса, с данными других экспериментальных исследований.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на всероссийских и международных профильных научных конференциях и семинарах:

1. International School of Quantum Electronics, 53rd Course Molecular Physics and Plasmas in Hypersonics, Ettore Majorana Centre, 8-15 September 2012, Erice, Sicily, Italy.
2. 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 24 – 27 June 2013, San Diego, California, U.S.A.
3. 30th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 16 – 20 June 2014, Atlanta, Georgia, U.S.A.
4. Astronom 2014, 9th Annual International Conference on Numerical Modeling of Space Plasma Flows in Long Beach, 23 - 27 June, 2014, California, U.S.A.
5. Международный симпозиум по радиационной плазмодинамике, Москва, Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, 4 – 7 декабря 2012 г.
6. Ежегодная школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем» (АФМ), Москва, Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, 2007-2013 гг.;
7. Научная конференция МФТИ, Москва-Долгопрудный, Московский Физико-Технический Институт, 2011–2013 гг.;
8. Академические чтения по космонавтике «Актуальные проблемы Российской космонавтики», МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013-2014 гг.;
9. Международная конференция по вычислительной механике и современным прикладным программным системам, Алушта, Крым, 2013 г.
10. Международная конференция по неравновесным процессам в соплах и струях, Алушта, Крым, 2012, 2014 гг.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 13 печатных работ, в том числе 5 статей в журналах из перечня Высшей аттестационной комиссии РФ. Список работ приведен в конце автореферата.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, 6 глав, заключения и списка литературы. Общий объем работы составляет 194 страницы, включая 147 рисунков и 6 таблиц. Список литературы содержит 234 наименования.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность темы исследований, сформулирована цель и задачи диссертационной работы, перечислены представленные в диссертации новые результаты, их практическая ценность и положения, выносимые на защиту. Кратко изложена структура диссертации.

Актуальность и практическая значимость данной работы подтверждается тем, что экспериментальные исследования с использованием различных типов аэродинамических ударных труб в настоящее время проводятся в мировом аэрокосмическом сообществе и активно публикуются в отечественных и международных журналах по механике сплошных сред, а также по аэрокосмическим наукам. В России особая роль в этих исследованиях принадлежит коллективам ученых, работающих в таких учреждениях, как ЦАГИ [4], ИТПМ [5], ЦИАМ [6], ЦНИИмаш [7, 8], НИИ механики МГУ [9, 10], ОИВТ РАН [11, 12], СПбГПУ [13], МФТИ [14], РФЯЦ-ВНИИЭФ [15]. За рубежом ведущими научными центрами являются; NASA (США), ONERA (Франция), DLR (Германия), JAXA (Япония). При изучении ударно-волновых процессов, сопровождающих проведения аэродинамических исследований с использованием ударных труб, важна работа совершенных методов диагностики и средств измерения, позволяющих выполнять регистрацию параметров сверх- и гиперзвукового обтекания и сопутствующих им физических процессов. Значительный вклад в развитие теории и практики указанных методов диагностики внесли коллективы ученых ИПМех РАН (Райзер Ю.П., Козлов Г.И., Генералов Н.А., Ройтенбург Д.И.) [16-22].

В первой главе приводится обзор экспериментальных исследований и указаны общие физико-технические характеристики подходов, позволяющих создавать сверхзвуковые течения в аэродинамических ударных трубах. Приведено описание некоторых технических характеристик и принципов функционирования измерительного оборудования, используемого для получения экспериментальных данных в аэродинамических ударных трубах.

Выполненный обзорный анализ показывает, что установки типа ударных аэродинамических труб способны воспроизводить полетные условия аэрокосмических и гиперзвуковых летательных аппаратов в достаточно широком диапазоне параметров потока. Описаны варианты экспериментальных установок, в которых с целью повышения эффективности рабочего процесса используется подогрев газа в камере высокого давления (детонационный способ, подогрев с помощью электродуговых разрядов), а также кратко описаны технические характеристики и физические принципы аэродинамических ударных труб поршневого типа.

С целью оценки достоверности полученных в работах экспериментальных данных выполнен анализ современных технических характеристик и принципов функционирования измерительного оборудования, используемого для получения опытных данных в аэродинамических ударных трубах.

Отмечается, что к современным методам калибровки опытных данных и валидации расчетных данных относится систематическое сопоставление расчетно-теоретических и экспериментальных данных.

На основе выполненного обзора дан анализ возможных способов улучшения помехозащищенности и уменьшения взаимных наводок регистрирующих устройств, представлены способы увеличения соотношения между полезным сигналом и шумовыми характеристиками датчиков давления и температуры, приведены способы их тарирования и калибровки.

Проведенный анализ экспериментальных работ показывает перспективность использования ударных аэродинамических труб для моделирования аэротермофизических характеристик ГЛА с ГПВРД в широком диапазоне рабочих режимов (от $M=4$ до $M=30$).

Обзор экспериментальных установок типа аэродинамических ударных труб позволил установить место созданного в ИПМех РАН экспериментально-измерительного комплекса «Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба (ГУАТ)» среди других экспериментальных установок как экспериментального стенда для исследования гиперзвуковых ударно-волновых конфигураций на элементах конструкции гиперзвуковых летательных аппаратов при числах Маха $M=3-7$ и исследования структуры ударно-волновых течений в камерах низкого давления ударных труб.

Во второй главе описываются работы, выполненные при создании ГУАТ ИПМех РАН. Установка имеет общую длину 14,5-22 м, которая варьируется в зависимости от желаемых характеристик потока. Она состоит из трех-пяти секций. Камера высокого давления (КВД) сделана из нержавеющей стали, имеет длину 1,97 м и круглое поперечное сечение с внутренним диаметром 80 мм. Секция работает с газами комнатной температуры при давлениях до 200 бар. Камера низкого давления (КНД) имеет длину 7,35 м и такой же внутренний диаметр. Материал КНД – нержавеющая сталь, секция отделяется от КВД посредством мембранного блока с медной диафрагмой внутри (для равномерного и быстрого раскрытия диафрагмы использовалась система ножей). Секции установки могут быть удлиненны на 7,5 м с помощью дополнительных отсеков.

В конце КНД установлен сопловой блок, на входе в который устанавливается алюминиевая диафрагма. Эта диафрагма разрывается с прибытием начальной ударной волны, что позволяет потоку расширяться через сопло в секцию ресивера. Испытываемые модели устанавливаются в ресивере и могут быть расположены на выходе из сопла или на некотором расстоянии от него.

На установке ГУАТ расположены пьезоэлектрические датчики, которые используются для регистрации ударно-волнового взаимодействия в течение эксперимента. Схематическое изображение установки представлено на рис. 1. Один датчик помещен в начало КВД, он используется для идентификации волн

сжатия/разрежения, приходящих на стенку секции. Другие датчики расположены в середине и в конце КНД и используются для запуска регистрирующего оборудования, для измерения скорости ударной волны, для определения истории изменения давления и ударно-волнового поведения. Все датчики подсоединены к персональному компьютеру через аналого-цифровой преобразователь (АЦП) lcard E20-10.

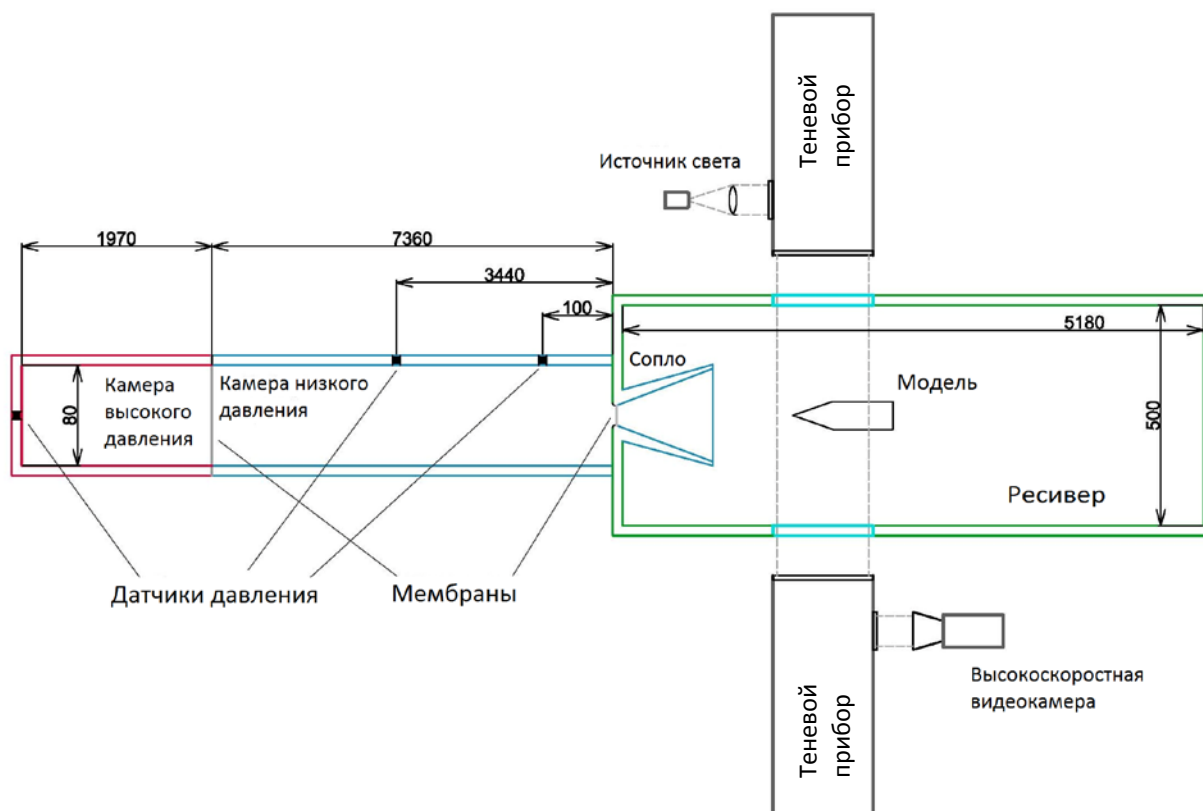


Рис. 1. Схематическое изображение установки ГУАТ ИПМех РАН (размеры указаны в мм).

Оптическое исследование потока около испытываемых моделей велось через плоские кварцевые иллюминаторы. Благодаря настроенному теневому оборудованию (на установке использовались приборы Теплера ИАБ-451) получались фото и видеоданные о поведении ударных волн и пограничных слоев в исследуемой области. Для регистрации такого рода данных использовались цифровые высокоскоростные видеокамеры с частотой съемки в несколько тысяч кадров/сек. Для запуска этих камер использовались датчики давления.

Требуемый уровень разрежения в секциях установки достигался путем использования двух турбомолекулярных безмасляных вакуумнооткачных постов. Для обеспечения необходимого давления во время подготовки и

проведения эксперимента использовались уплотнители нескольких типов. Проверка герметичности секций установки осуществлялась течеискателем.

Третья глава посвящена описанию измерительного оборудования установки. Для дистанционного контроля разрыва мембраны на установке в секции КВД применялся электрический манометр WIKA PGT 23.063 с аналоговым выходом, имеющий приемлемую линейную градуировочную характеристику (нелинейность $\leq 1\%$). Для измерения вакуума перед началом эксперимента в секциях КНД и ресивера использовались широкодиапазонные вакуумметры VACOM ATMION с диапазоном измерения $1000 \text{ мбар} \leq P_v \leq 10^{-10} \text{ мбар}$.

После образования ударной волны вследствие разрыва первичной мембраны динамическое давление измерялось двумя пьезоэлектрическими датчиками давления и происходил запуск регистрирующей аппаратуры (блоки АЦП, программные средства, высокоскоростная камера). Один тип датчиков – отечественные, не сертифицированные [16], другой – РСВ Piezotronics 113B27 с сертифицированной градуировочной характеристикой. В экспериментах датчик давления РСВ 113B27 и отечественные датчики динамического давления были установлены в одной плоскости сечения КНД ГУАТ. Такое расположение датчиков позволяло провести перекрестное сравнение их показаний с последующей градуировкой несертифицированных отечественных пьезодатчиков [16] и отображением их сигналов в абсолютных единицах давления.

Для оценки достоверности и повторяемости получаемых экспериментальных данных был произведен предварительный расчет погрешностей датчиков динамического давления. Хорошая повторяемость результатов при одинаковых начальных условиях является следствием проведения персоналом установки необходимых работ по обеспечению технологического регламента экспериментальных исследований на ГУАТ.

В четвертой главе приведены результаты экспериментального и численного исследования формирования набегающего на испытываемую модель потока. Для оценки влияния входного отверстия соплового блока на ударно-волновое взаимодействие, происходящее в секциях КВД и КНД, была проведена серия экспериментов с закрытым и открытым входным отверстием соплового блока. В качестве рабочего и толкающего газов использовался воздух комнатной температуры, давления в секциях установки на момент раскрытия первичной мембраны были $P_{\text{КВД}} = 21 \text{ бар}$, $P_{\text{КНД}} = 100 \text{ мбар}$, датчики давления располагались в левом торце КВД и в середине КНД. На рис. 2 (эксперимент 11, 12) представлено сравнение типичных для этой серии экспериментов показаний датчиков давления. Во время экспериментов 11, 12 наблюдалось очень хорошее соглашение между показаниями датчиков в секциях установки как по времени реагирования, так и по амплитуде измеренных значений давления.

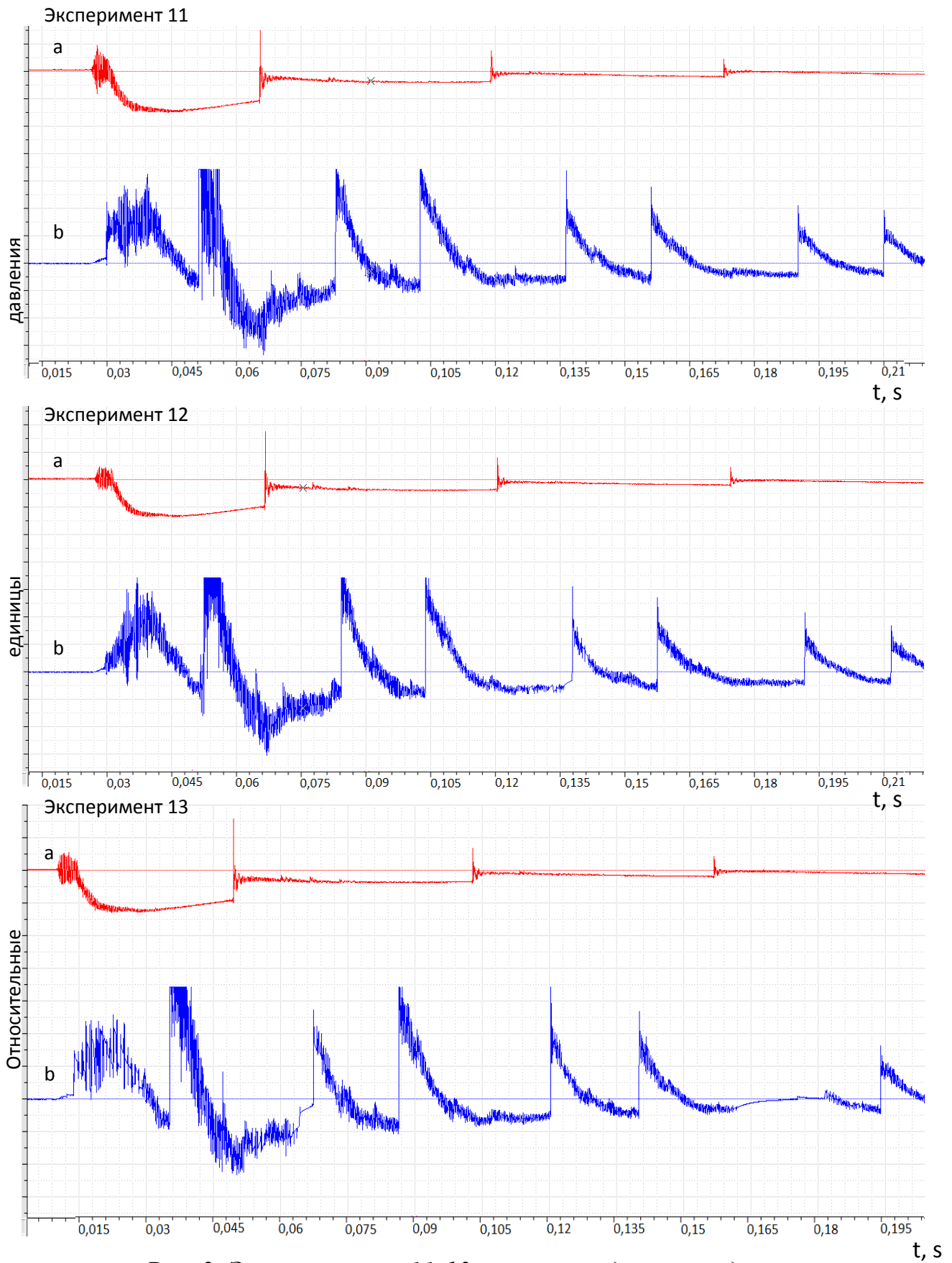


Рис. 2. Эксперименты 11-13: показания датчиков давлений, расположенных в торце КВД (a) и середине КНД (b).

Небольшое различие в характере данных (рис.2, эксперименты 11, 12: $25 \text{ мс} < t < 50 \text{ мс}$) может быть объяснено неудовлетворительной повторяемостью процесса раскрытия первичной мембраны (различие по времени и характеру раскрытия [1, 3]). Однако, после первого отражения начальной ударной волны от закрытого торца КНД (рис. 2, эксперименты 11, 12: $t > 50 \text{ мс}$) характеры ударно-волнового взаимодействия, зарегистрированного датчиками, становятся практически идентичными, что свидетельствует о хорошей повторяемости параметров потока при одинаковых начальных условиях.

Эксперимент 13 (рис. 2) был проведен по стандартной для ГУАТ технологии: расположенный в правом торце КНД вход в сопловой блок был открыт, осуществлялось натекание сформированного в ударной трубе рабочего потока на исследуемую модель, помещенную в ресивер. Временные периоды от начала реагирования датчика торца КВД до прихода отраженной от торца КНД ударной волны ($t_{\text{КВД}11}$, $t_{\text{КВД}12}$, $t_{\text{КВД}13}$) имеют приблизительно равные значения ($t_{\text{КВД}11}=39.15 \text{ мс}$, $t_{\text{КВД}12}=39,3 \text{ мс}$, $t_{\text{КВД}13}=39 \text{ мс}$).

Такое же равенство можно наблюдать в случае сравнения периодов показаний датчика в середине КНД (в частности, между началом реагирования датчика, вызванного проходом первичной ударной волны, и последующим скачком, вызванным проходом отраженной от торца КНД ударной волны): $t_{\text{КНД}11}=22 \text{ мс}$, $t_{\text{КВД}12}=21,6 \text{ мс}$, $t_{\text{КВД}13}=21,4 \text{ мс}$. Принимая также во внимание совпадения по амплитуде измеренных значений между экспериментами 11-13 (рис. 2) можно сделать вывод, что при рассмотрении зарегистрированного во время эксперимента ударно-волнового взаимодействия в секциях КВД и КВД установки ГУАТ влиянием открытого входного отверстия сопла можно пренебречь. Расчетные оценки влияния открытия соплового блока ГУАТ были сделаны в работе [23]. Результаты численного моделирования подтверждают возможность пренебрежения входным отверстием сопла при рассмотрении течения в секциях КВД и КНД.

Для более полного понимания ударно-волнового взаимодействия, протекающего в секциях КВД и КНД во время эксперимента, было произведено двумерное численное моделирование газодинамических процессов в этой части установки. Расчеты проводились с использованием авторского компьютерного кода И.А. Крюкова, разработанного в ИПМех РАН [24, 25]. Автором данной диссертации освоена технология проведения аэродинамических расчетов применительно к исследованию аэродинамических процессов в ударной трубе.

На рис. 3 приведено численное решение, полученное на сетке 1800×900 для числа Рейнольдса $Re = 200$. В левой части рис. 3 представлены результаты по распределению плотности вблизи правого торца КНД во время первого прихода начальной ударной волны, правая часть показывает численную шпирен-картину этой области (градиенты плотности). На рис. 4 показаны результаты для случая численного моделирования с расчетной сеткой 3000×1500 . Полученные решения (рис. 3, 4) показывают, что из-за ударно-

волнового взаимодействия с пограничными слоями поток в ударной трубе имеет сложную двухмерную структуру.

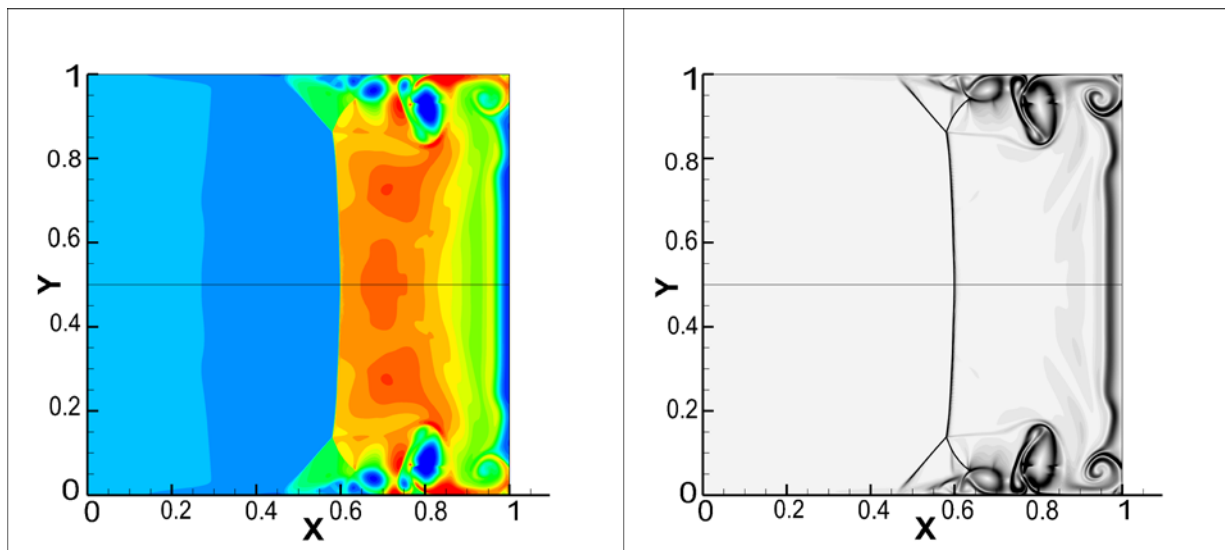


Рис. 3. Результаты численного моделирования течения в конце КНД на сетке 1800x900 для $Re = 200$: Распределение плотности (слева) и градиент плотности (справа).

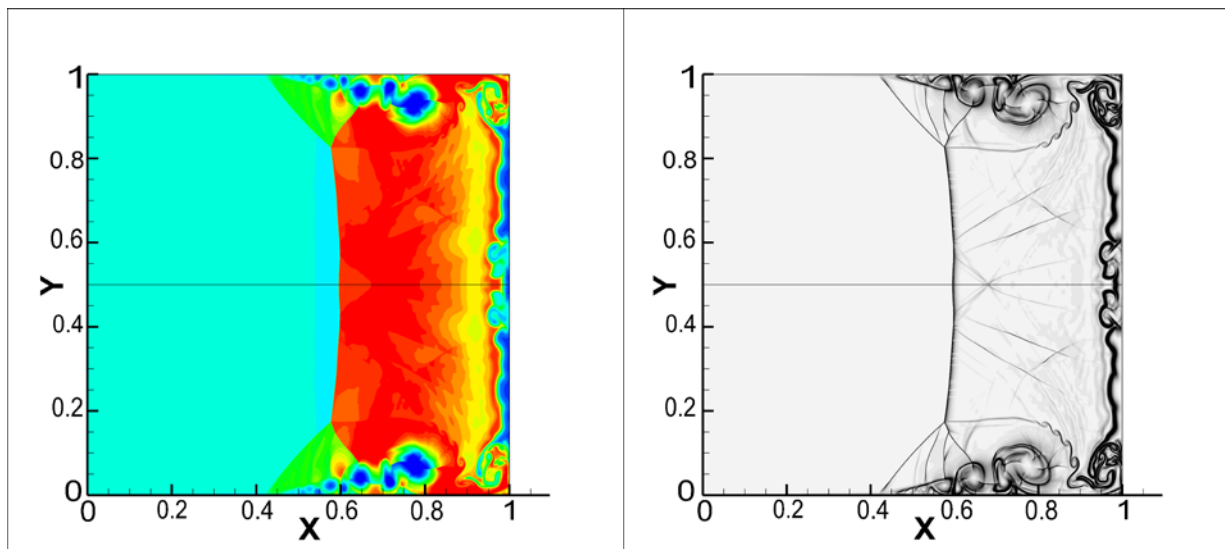


Рис. 4. Результаты численного моделирования течения в конце КНД на сетке 3000x1500 для $Re = 1000$: Распределение плотности (слева) и градиент плотности (справа).

В ударных трубах продольная длина секций значительно больше их поперечного размера. В случае с ГУАТ отношение длины соединенных КВД и КНД (9,32 м) к внутреннему диаметру секций (0,08 м) составляет 116,5. При таком большом значении отношения длин существует возможность, что пограничные слои будут значительно влиять на структуру ударных волн и динамику их распространения. Для численного моделирования по всей длине

секций КВД и КНД установки ГУАТ использовалась сетка размерностью 5000x200. Давление в КВД на момент раскрытия диафрагмы было 20 бар, давление в КНД составляло 10^{-3} бар. Температура газов в обеих секциях равнялась 300 К. На рис. 5 представлены результаты численного моделирования.

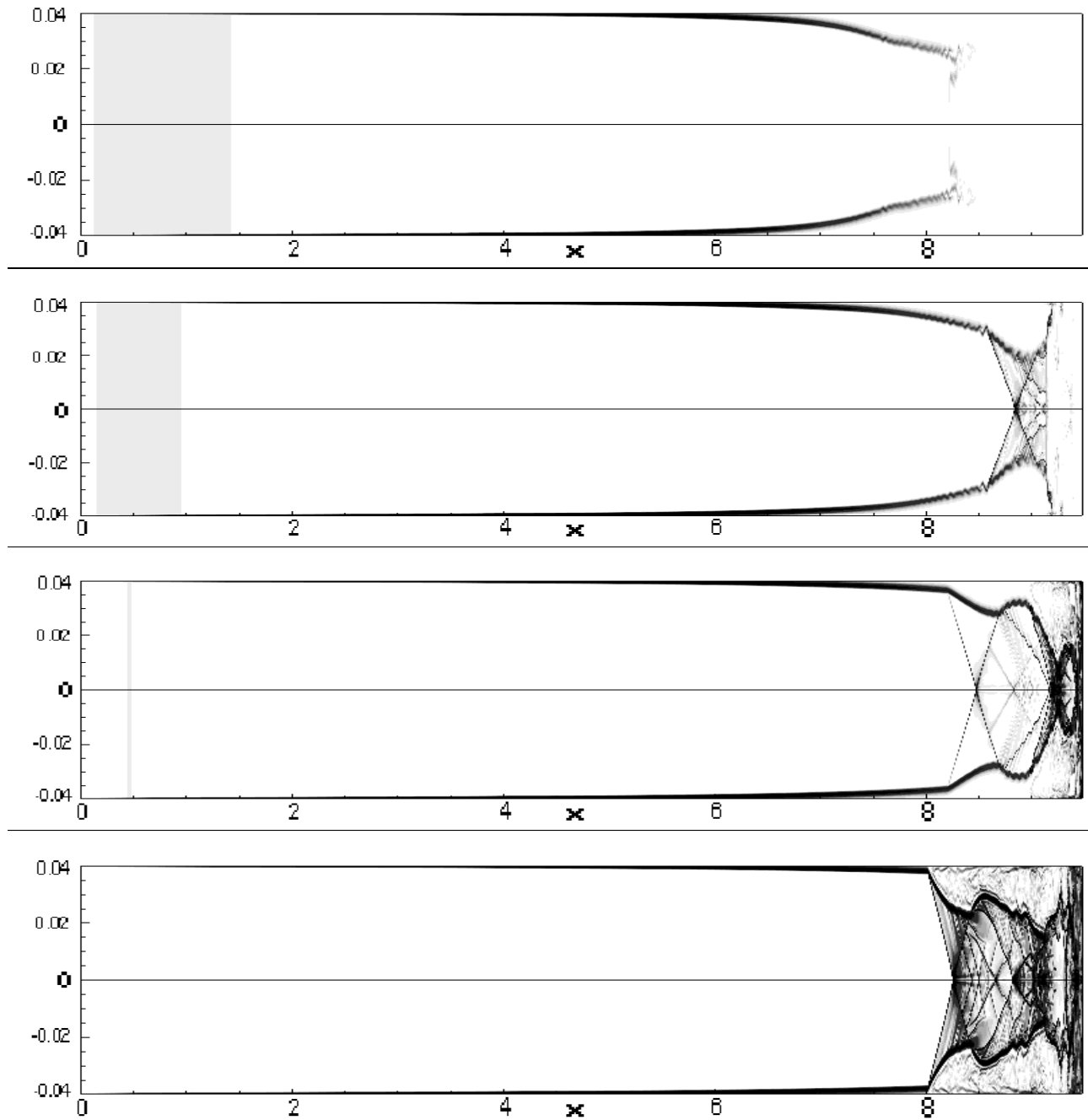


Рис. 5. Двумерное моделирование процессов в секциях КВД ($0 < x < 1.98$) и КНД ($1.98 < x < 9.33$): контуры величин градиента плотности в разные временные периоды.

На рис.5 используются разные масштабы длины вдоль различных осей. На верхней части рисунка показаны контуры градиента плотности незадолго до начала взаимодействия начальной ударной волны со стенками секции КНД (рис. 5, справа). Можно наблюдать значительный рост пограничного слоя, который занимает одну треть радиуса ударной трубы. Остальные три картины соответствуют трем разным временным периодам, прошедшим после первичного отражения начальной ударной волны от стенки КНД. Видно, что после отражения начальной ударной волны от торца КНД структура потока становится очень сложной.

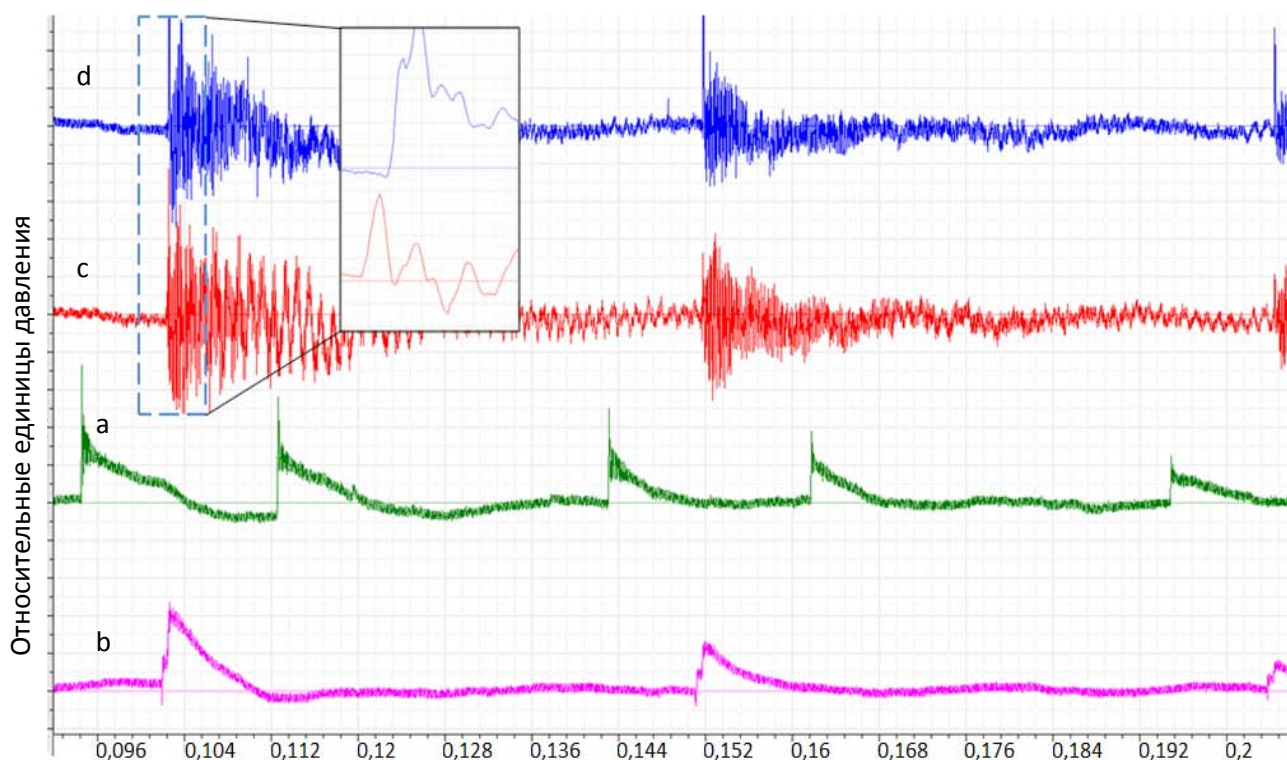


Рис. 6. Эксперимент 20 ($P_{КВД} = 3$ бар, $P_{КНД} = 1$ бар, $P_{ресивер} = 1$ бар). t, s
Показания датчиков давления.

Для определения структуры фронта возмущения, истекающего из выходного отверстия соплового блока в направлении исследуемых моделей, была сделана следующая серия экспериментов. На выходном срезе сопла располагались датчики давления, которые регистрировали проходящие на них возмущения (датчики с и d, рис. 6-8). Один из них помещался на ось симметрии соплового блока, другой закреплялся на расстоянии 20 мм от нее (рис. 6, 8). Затем датчики ставились на одинаковом отдалении от оси симметрии сопла (рис. 7, расстояние между датчиками составляло 20 мм). По показаниям датчиков определялся характер выходного течения. Изменение давления в середине КНД и за 10 см до входа в сопловой блок регистрировалось датчиками а и b (рис. 6-8).

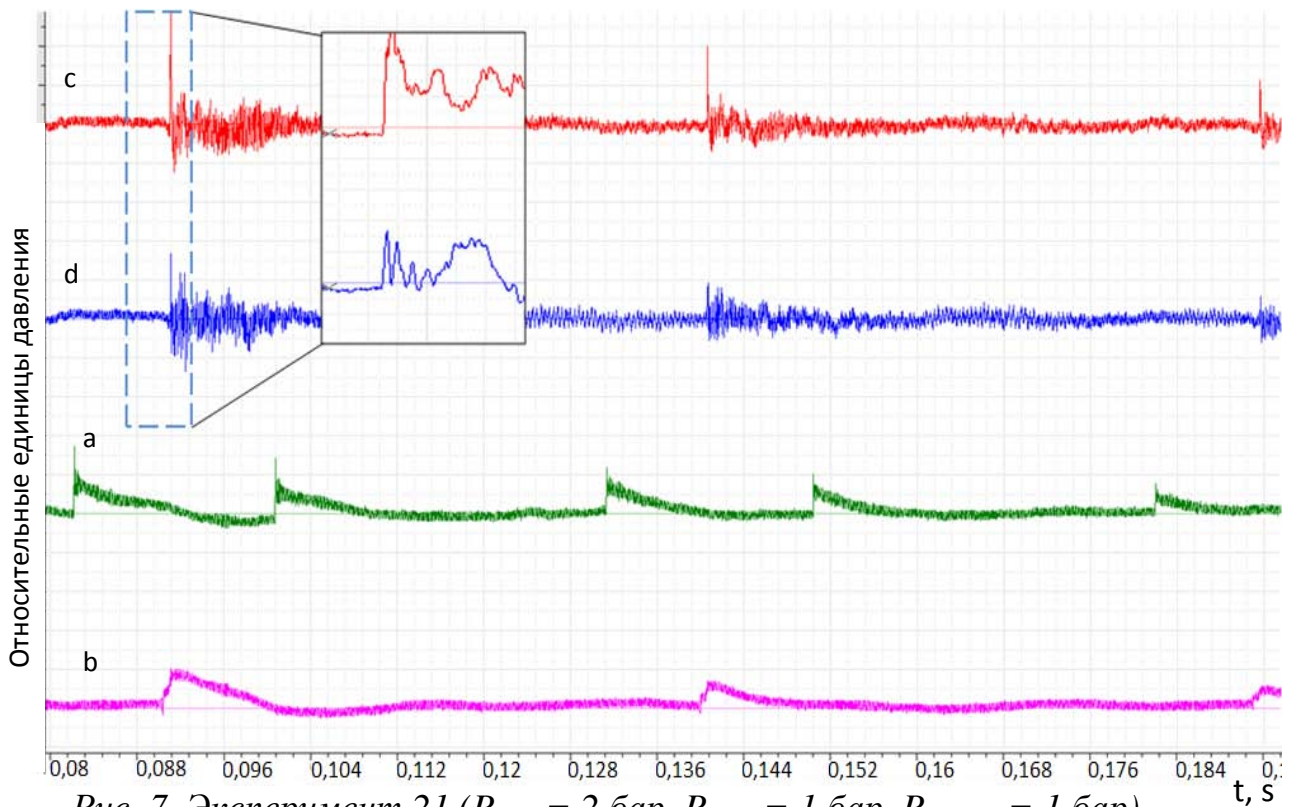


Рис. 7. Эксперимент 21 ($P_{КВД} = 2$ бар, $P_{КНД} = 1$ бар, $P_{ресивер} = 1$ бар).
Показания датчиков давления.

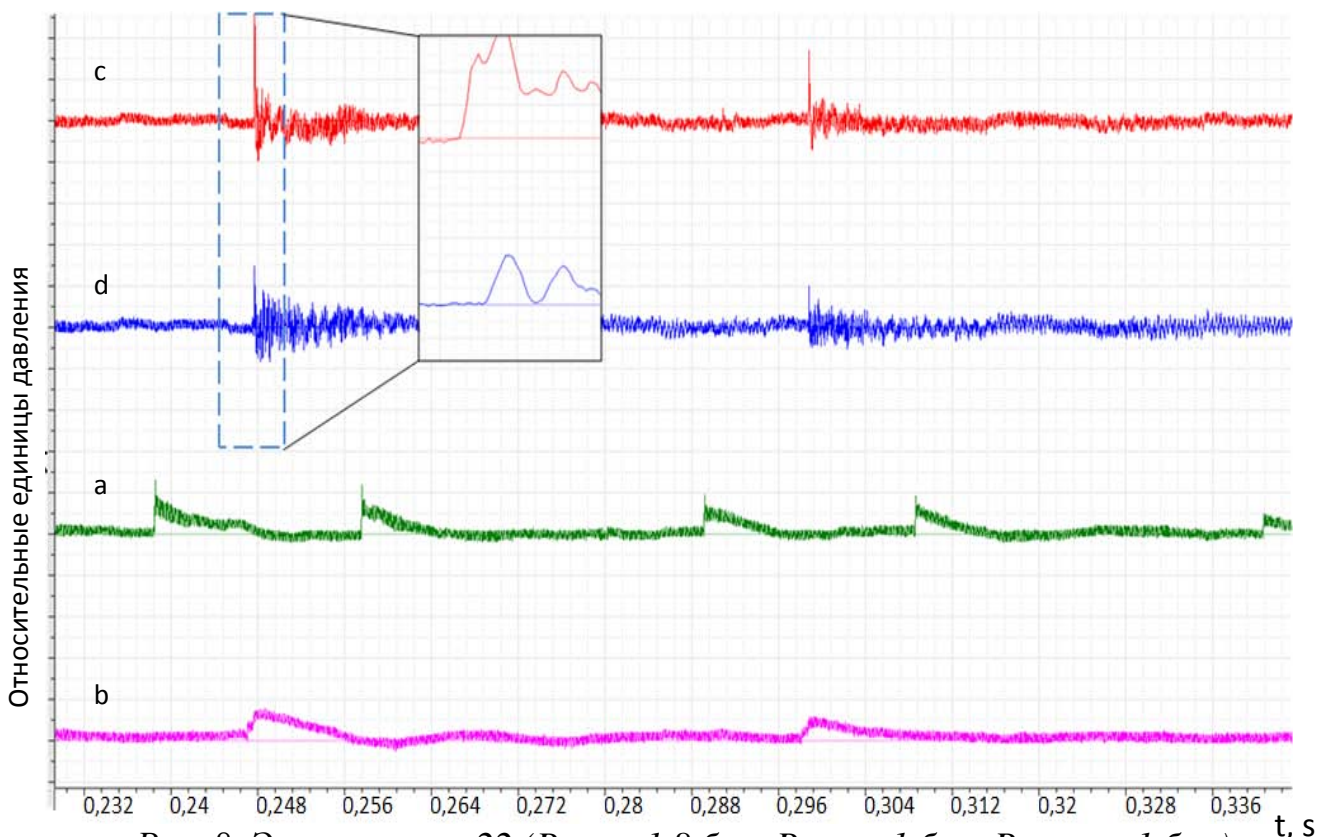


Рис. 8. Эксперимент 22 ($P_{КВД} = 1.8$ бар, $P_{КНД} = 1$ бар, $P_{ресивер} = 1$ бар).
Показания датчиков давления.

Как видно из рис. 6, 8, между показаниями датчиков давления с и d, расположенных на выходе из сопла, наблюдается задержка $t \approx 4$ мкс. При одинаковом отдалении датчиков давления от оси симметрии соплового блока (эксперимент 21, рис. 7) задержки в показаниях не наблюдается (рис 7). Это позволяет говорить о неоднородности фронта возмущения, вытекающего из соплового блока установки во время проведения эксперимента.

На рис. 9 показан гиперзвуковой поток около клина 10° и полуклина 5° . На рис. 8 представлены размеры моделей. Поперечная толщина моделей составляла 70 мм. Начальные условия были следующими: рабочим газом в КНД был воздух, $P_{\text{КНД}} = 1$ мбар, толкающим газом также был воздух, $P_{\text{КВД}} = 36$ бар, $P_{\text{ресивер}} = 10^{-4}$ мбар. Клин 10° был расположен таким образом, чтобы его центральная продольная ось и ось симметрии соплового блока совпадали.

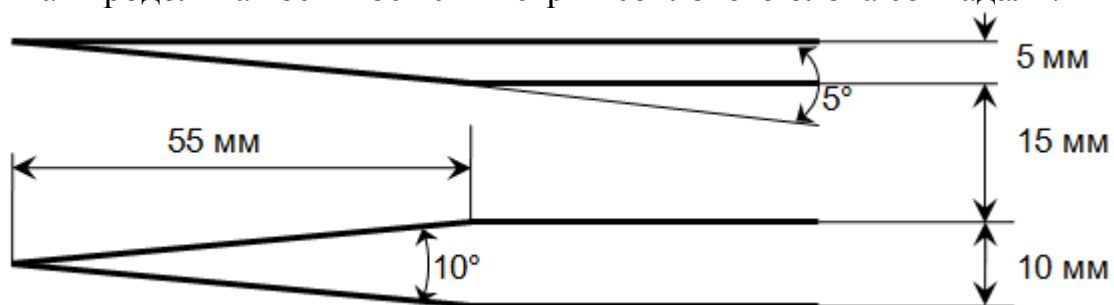


Рис. 8. Размеры моделей клина 10° и полуклина 5° .
Поперечная толщина моделей 70 мм.

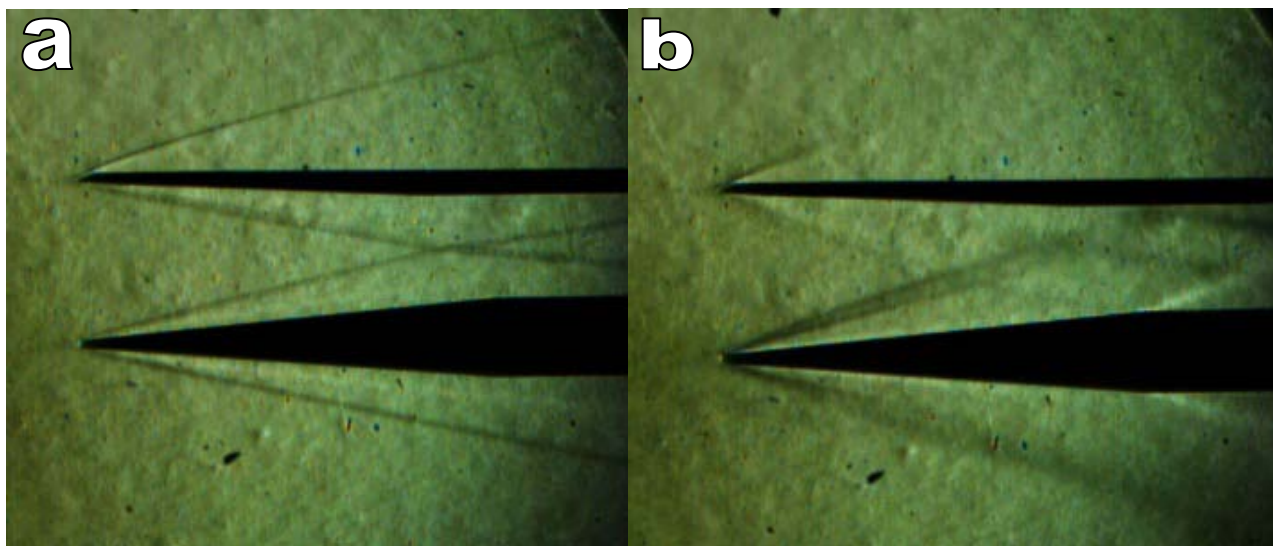


Рис. 9. Гиперзвуковой воздушный поток (а)
и его последующее возмущение (b).
Кадры из теневого видеоряда эксперимента.

Воздушный поток с постоянным числом Маха, который показан на рис. 9а, длился около 15 мс. Затем параметры потока на входе в сопло менялись, менялась и картина течения (рис. 9b). По экспериментально полученному углу

отклонения фронта ударной волны от плоскости клина (рис. 10) рассчитывалось число Маха набегающего потока с помощью формулы [26] (рис.11; $\alpha=13^\circ$, $\beta=5^\circ$ для нижнего клина 10°):

$$M = \left(\sin^2 \alpha - \frac{\gamma - 1}{2} \cdot \frac{\sin \alpha \cdot \sin \beta}{\cos(\alpha - \beta)} \right)^{-1/2} \quad (4.4)$$

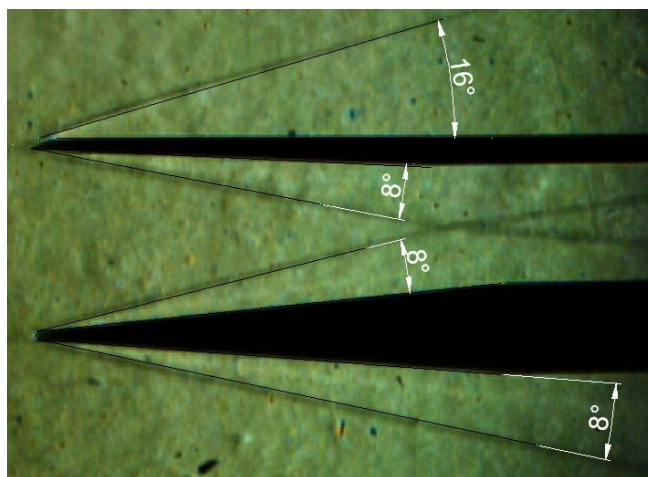


Рис. 10. Углы отклонения фронтов ударных волн от поверхности моделей, полученные при течении, представленном на рис. 9а.

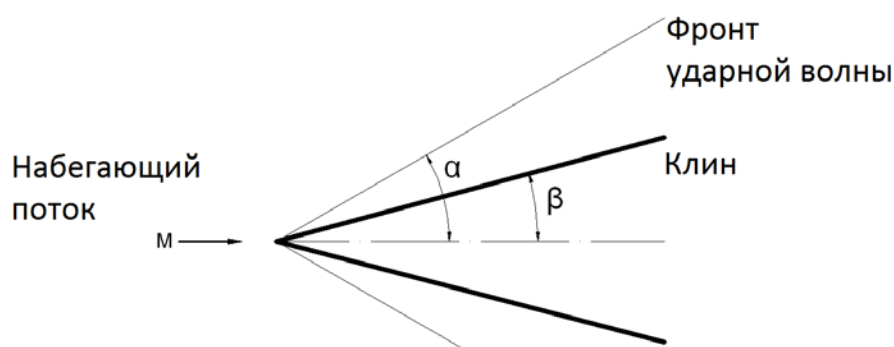


Рис. 11. Схема определения углов α и β [26] для случая сверхзвукового обтекания клина.

Для нижнего клина 10° согласно формуле (4.4) [26] число Маха составляло 7,09 (рис. 9а). Значения параметров потока для полуклина оценивались с меньшей точностью (можно заметить больший угол отклонения фронта ударной волны от его верхней плоскости, рис. 10), что являлось следствием отдаления модели от оси симметрии сопла (рис. 8, 9).

На рис. 12, 13 представлены типичные показания датчиков давления, регистрируемые во время эксперимента. В рассмотренном случае толкающим газом был воздух с давлением 20 бар, рабочим газом также был воздух с давлением 100 мбар.

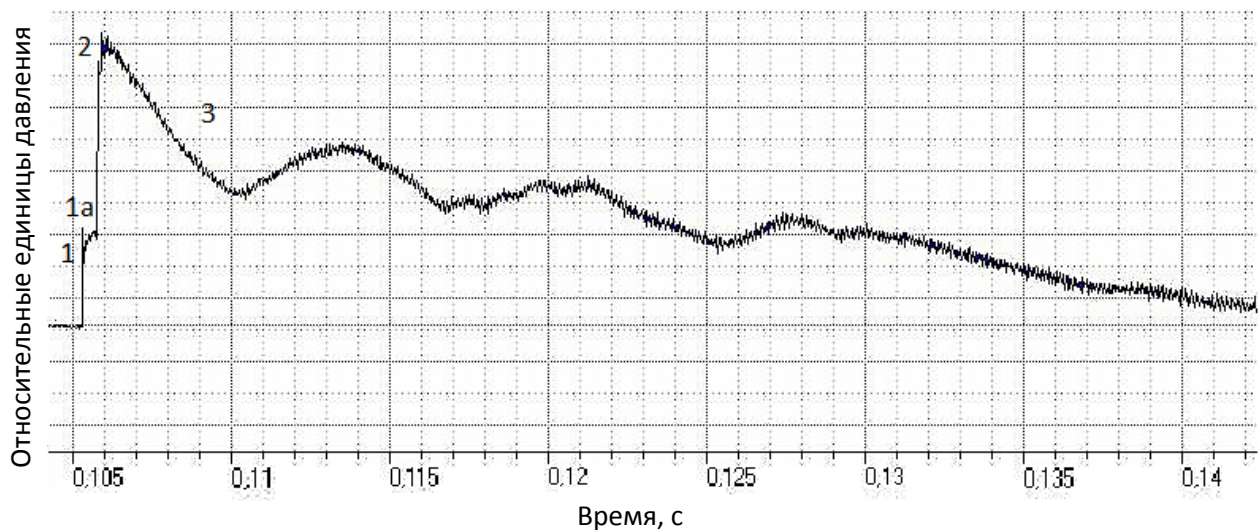


Рис. 12. Показания датчика давления перед входом в сопловой блок

Изображенные осциллограммы показывают историю изменения давления на расстоянии 10 см до входного отверстия сопла. Первый скачок (1 на рис.12) свидетельствует о приходе начальной ударной волны. На протяжении примерно 300 мкс, до прихода отраженной от правого торца ударной волны (участок 1a на осциллограмме, рис. 12) через сечение, где расположен датчик давления, проходит газ, сформировавшийся за головной ударной волной. Следующий резкий рост (2, рис. 12) и плавное снижение (3, рис. 12) до колеблющихся значений свидетельствует о прохождении отраженной от торца сопла ударной волны и последующее достижение квазистационарных параметров течения (около 10 мс) до прихода волны разрежения.

Осциллограммы датчиков давления, расположенных в разных местах ударной трубы, представлены на рис. 13. Начальные условия эксперимента были такими же, как и в случае с рис. 12. Верхние показания соответствуют давлению торца КВД (датчик (a) расположен заподлицо с левым торцом КВД). Спустя некоторое время после раскрытия диаграммы видно падение давления, которое объясняется прибытием веера волн разрежения. Дальнейшие скачки свидетельствуют о прибытии отраженного от торца КНД возмущения и его последующего отражения от торца КВД.

Две последующих осциллограммы (рис. 13, датчик (b) и датчик (c)) показывают изменение давления в КНД (в середине и в конце секции соответственно). Видно, что в середине секции давление растет, когда начальная ударная волна проходит через датчик (b). После приблизительно 3,3 мс реакцию на это возмущение демонстрирует датчик (c) (нижняя осциллограмма). Поведение дальнейших показаний этого датчика аналогично описанному ранее (рис. 12). Следующий скачок осциллограммы датчика (b) середины КНД соответствует прохождению отраженной ударной волны.

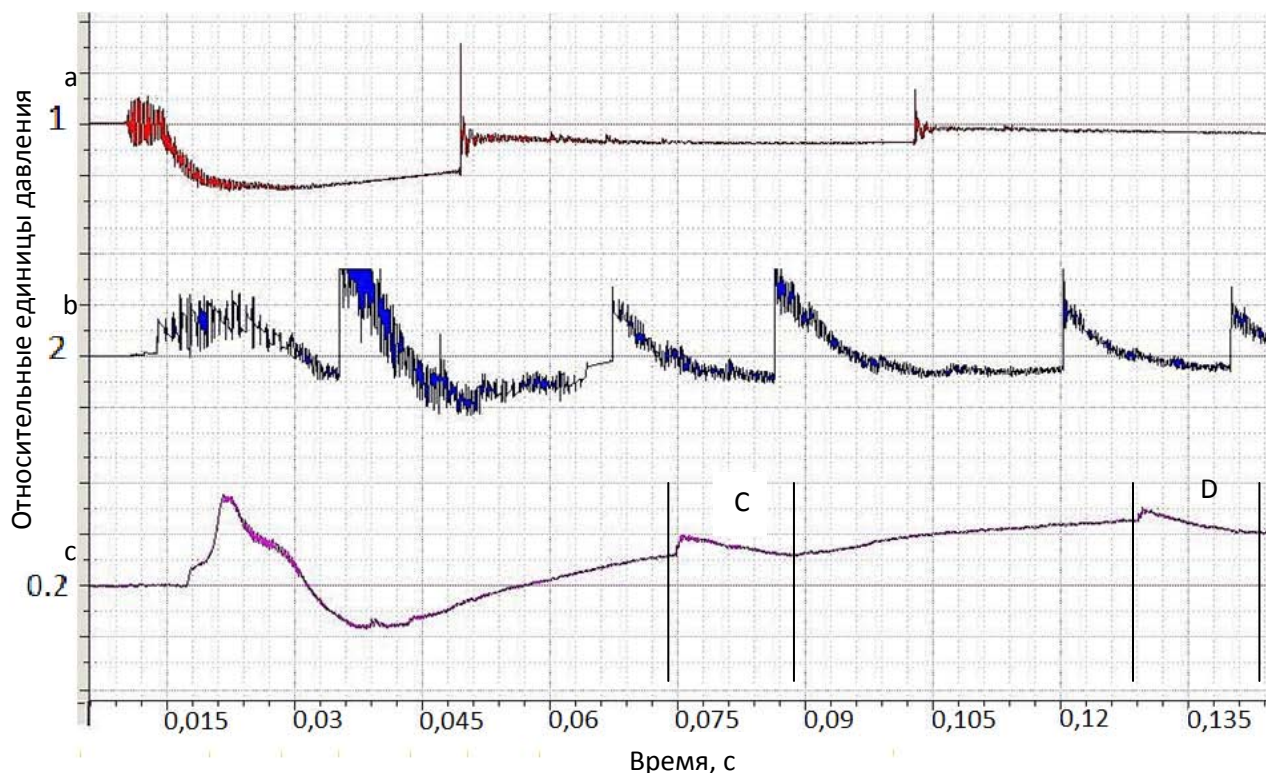


Рис. 13. Показания датчиков давления, расположенных в ударной трубе

Данные, представленные на рис. 13, показывают ударно-волновое взаимодействие, вызванное многократным переотражением скачков сжатия в объеме ударной трубы. Принимая во внимание характер ударно-волнового поведения в секциях КВД и КНД можно выделить несколько временных интервалов, когда параметры потока у входа в сопло могут рассматриваться как квазистационарные (участки осциллограммы «С» и «D», рис. 13). Некоторые из этих интервалов, которые длятся несколько миллисекунд, могут быть использованы для измерений.

Для более подробного изучения структуры течения в смоделированном плоском канале (рис. 9) и также рассмотрения влияния на поток механических препятствий были проведены эксперименты по обтеканию моделей острых и затупленных клиньев, симулирующих воздухозаборник перспективного ГЛА (рис. 14). Эти модели представляли собой два клина 10° толщиной 10 мм, были расположены симметрично относительно оси соплового блока на расстоянии 2 см друг от друга. Для изучения ударно-волнового взаимодействия в канале сложной геометрии, моделирующего наличие в газодинамическом тракте стабилизаторов пламени (т.н. элемент «flameholder» [27]), на моделях были сделаны специальные каверны 3 мм глубиной.

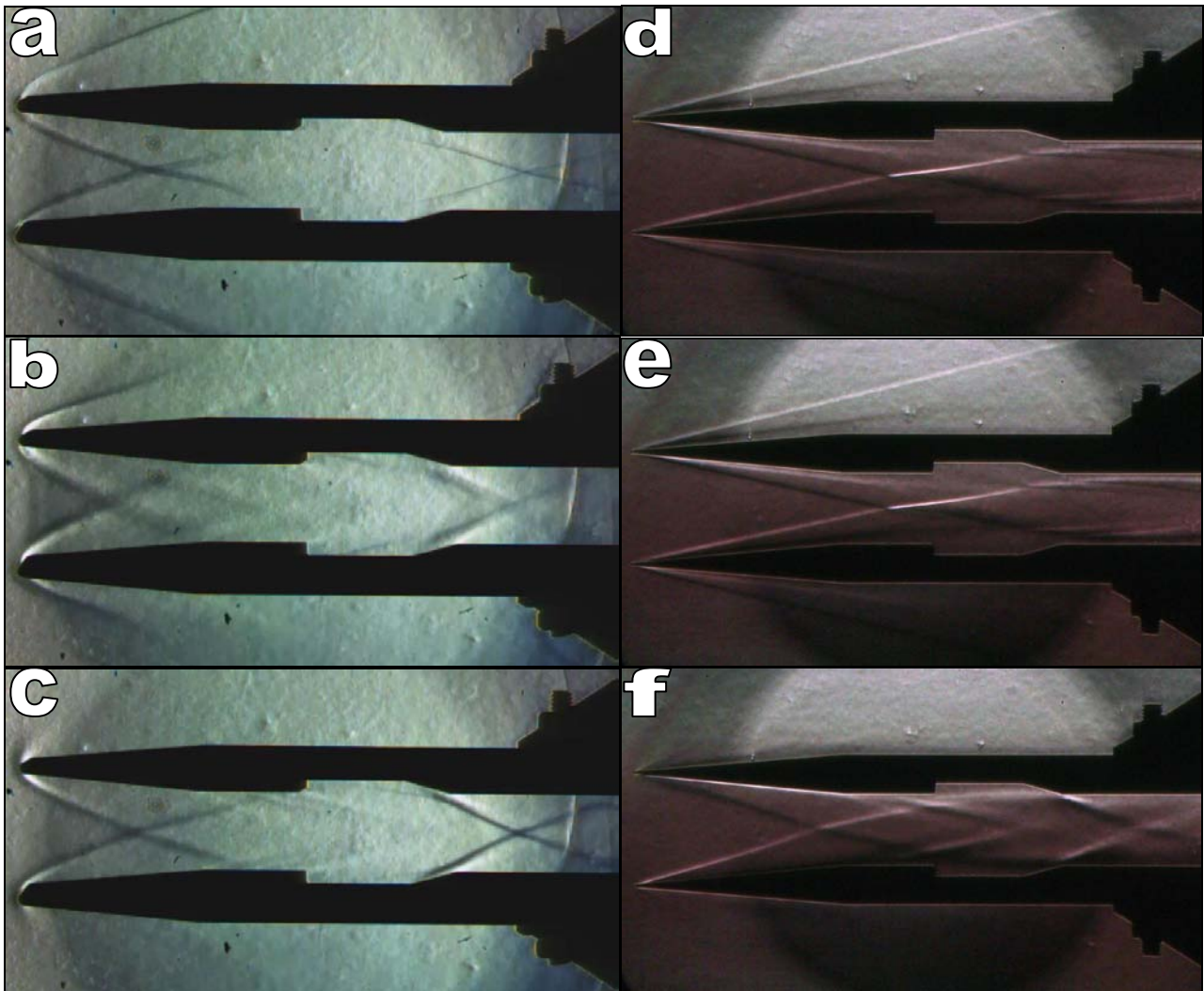


Рис. 14. Ударно-волновая структура около затупленных (a,b,c) и острых (d,e,f) клиньев. Различные стадии течения.

Процессы, показанные на рис. 14a,d, вызваны первым этапом расширения рабочего газа через сопло на модель, что наилучшим образом подходит для проведения высокоскоростного эксперимента, поскольку в это время параметры потока из соплового блока остаются примерно постоянными с числом Маха $M=7$. На полученном теневом видеоряде это экспериментально наблюдается в течение 15 мс (рис. 14a,d).

После прибытия к правому торцу КНД веера волн разрежения и контактной поверхности толкающего газа давление на входе в сопло уменьшается и параметры потока начинают сильно флуктуировать. Такое возмущение потока показано на рис. 14b,e, оно длится около 5-7 мс.

Далее процесс ударно-волнового взаимодействия в ударной трубе определяется многократными прохождениями и переотражениями ударных волн между торцами КНД и КВД. Тем не менее, удастся выделить временные интервалы, в течение которых параметры газа на входе в сопло претерпевают

незначительные изменения. Такого рода периоды можно непосредственно связать и количественно охарактеризовать данными, приведенными на нижней осциллограмме, показанной на рис. 98. В частности, участку осциллограммы «С» (рис. 13) отвечает второй менее скоростной квазистационарный режим обтекания модели, показанный на рис. 14с,f. Продолжительность этого периода $t_c \approx 30$ мс, число Маха $M=4,5$. В выполненных экспериментах была вполне отчетливо идентифицирована и третья квазистационарная фаза обтекания модели с числом Маха $M \approx 3$, которая соответствовала участку осциллограммы «D» (рис. 13)

Образовавшаяся после каверн структура волн сжатия (рис. 14) между моделями представляет особый интерес, поскольку в этом месте параметры потока по сравнению с входным течением должны значительно изменяться. Это необходимо для обеспечения таких процессов работы ГПВРД, как горение топлива и увеличение тяги двигателя [28, 29]. Сравнение картины ударно-волнового взаимодействия на затупленных (рис. 14а,b,c) и заостренных клиньях (рис. 14,d,e,f) позволяет в эксперименте наблюдать принципиальное изменение в структуре течения. В первую очередь, обращает на себя внимание гораздо более быстрое «заполнение» газодинамического тракта исследуемой модели областью течения с повышенным давлением, генерируемым ударными волнами, что обусловлено формированием головных ударных волн на лидирующих затупленных кромках (рис. 14а,b,c). С этой точки зрения, затупления играют несомненно положительную роль. Также следует иметь в виду, что при взаимодействии ударной волны, образованной затупленной кромкой в месте ее взаимодействия с пограничным слоем, на который она падает, вблизи поверхности наблюдается увеличение локального нагрева [4, 8].

При численном моделировании рассматривалось течение в тестовой камере отдельно от ударно-волнового движения в ударной трубе. Предполагалось, что стенки ресивера не влияют на течение вблизи модели, а течение за срезом сопла равномерно в поперечном направлении. Для двух модельных газодинамических трактов (с острой и затупленной передними кромками) были построены две различные расчетные сетки [30]. Энтропийные слои, генерируемые в окрестности точки торможения затупленного тела, могут оказывать существенное влияние на течение внутри воздухозаборника ГПВРД. Поэтому вблизи передней кромки затупленного клина осуществлялось сгущение расчетной сетки. Все расчеты проводились в полной расчетной области без предположений о симметрии течения. Рис. 15-17 показывают сравнение результатов расчётов с экспериментальными данными. Верхняя половина каждого рисунка содержит экспериментальную шлирен-фотографию, а нижняя часть – изолинии рассчитанного модуля градиента плотности.

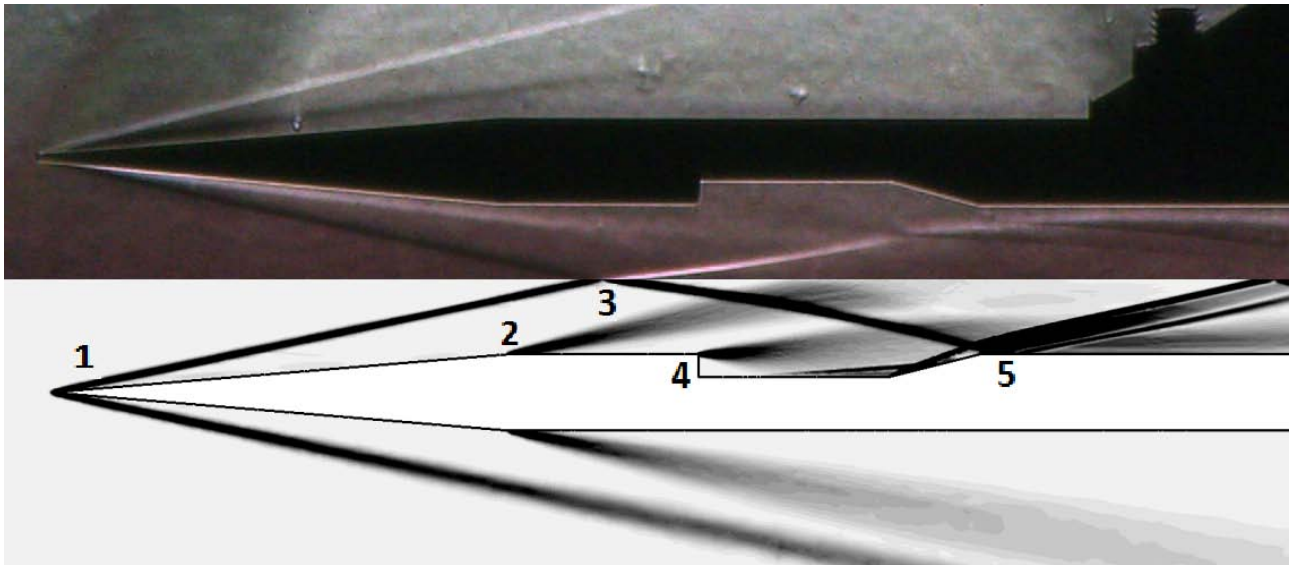


Рис. 15. Сравнение эксперимента и расчета для модели ГПВРД с острой кромкой при $M=7.0$.

Численное моделирование рис. 15 проводилось для числа Маха набегающего потока 7.0 (рис. 14d). В области 1 рис. 15 виден четкий фронт присоединенной ударной волны, который также наблюдается на шлирен-фотографии. В месте перехода угловой плоскости клина (рис.15, область 2) виден веер волн разрежения, который не так явно заметен на теневой фотографии, что может быть следствием влияния пограничного слоя и отрывных течений в этой области на формирование теневой картины. В области 3 рис. 15 видно совпадение пересечения фронтов присоединенных ударных волн, что может свидетельствовать о достаточно хорошем уровне валидации набегающего на модели потока, наблюдаемого в эксперименте. Около начального уступа каверны модели (рис. 15, область 4) видна серия волн разрежения, очертания которой также просматриваются в эксперименте. В конце каверны (область 5, рис. 15) образуется сложная структура волн сжатия, некоторые совпадения с которой можно наблюдать на теневой фотографии.

Сравнение экспериментальной шлирен-фотографии с результатами численного моделирования второй квазистационарной фазы течения (рис. 14e) около модели с острой кромкой показано на рис. 16. Из сравнения можно видеть, что зоны высоких градиентов плотности (области 1-4, рис. 16) хорошо соответствуют друг другу. Также заметно лучше стали результаты сравнения в области течения за каверной (область 5, рис. 16), что может являться следствием моделирования меньшего числа Маха набегающего потока и, соответственно, более крутых фронтов наблюдаемой волновой структуры.

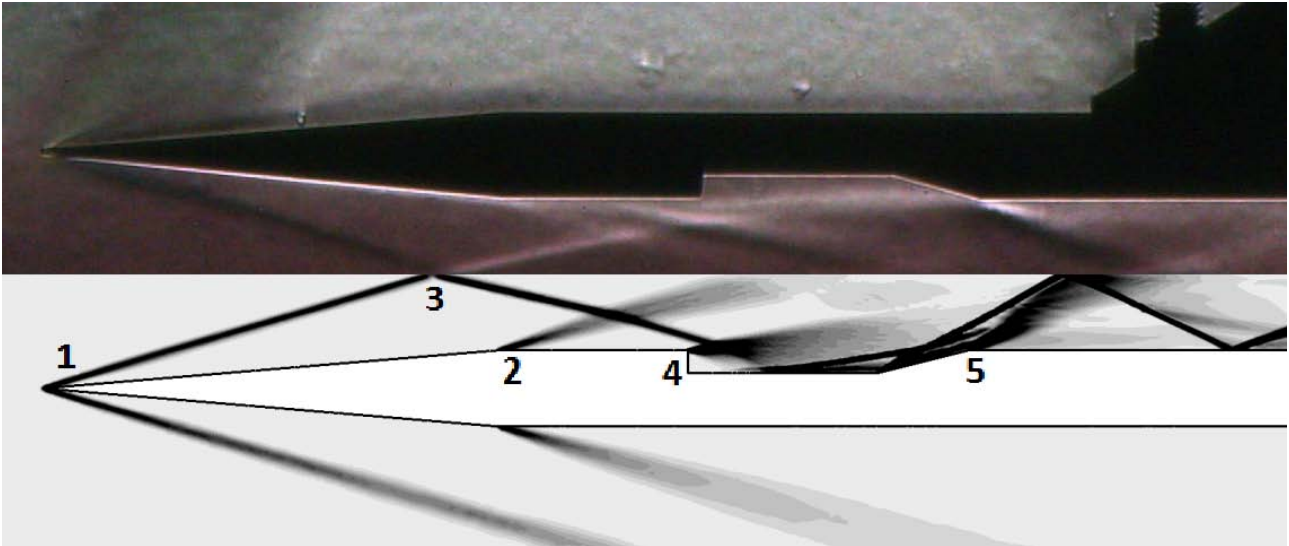


Рис. 16. Сравнение эксперимента и расчета для модели ГПВРД с острой кромкой при $M=4.5$.

Экспериментальная картинка первой квазистационарной фазы течения около модели с затупленными кромками (рис. 14а) сравнивается с результатами численного моделирования на рис. 17. Качество экспериментальной картинке хуже, чем в случае модели с острой кромкой из-за использования видеокамеры с меньшим разрешением.

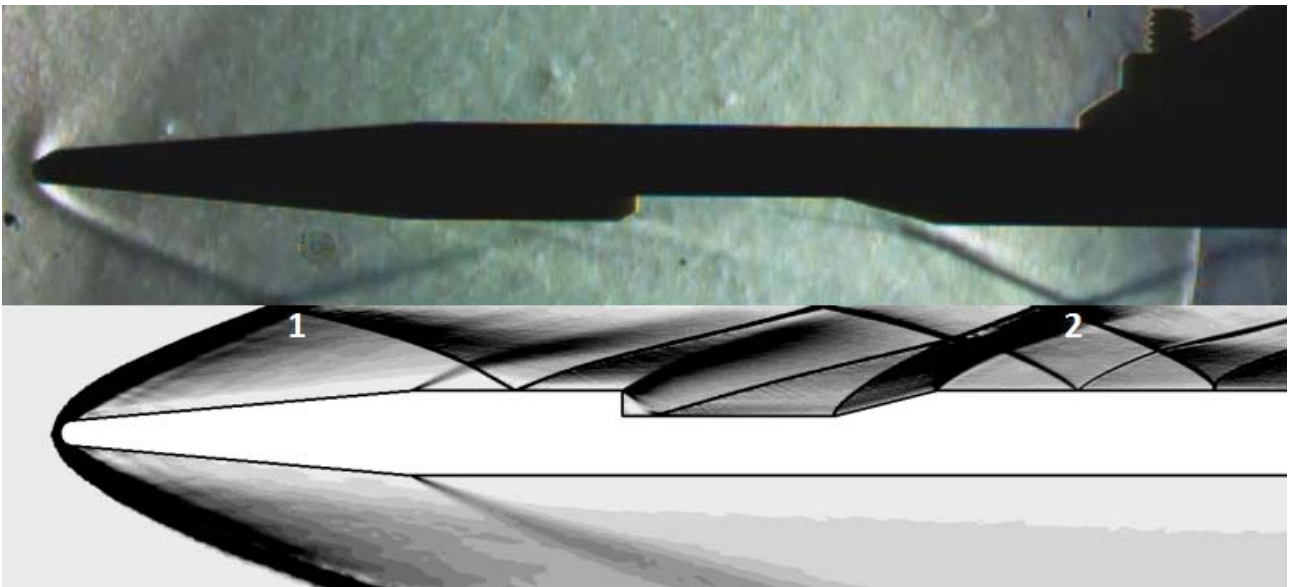


Рис. 17. Сравнение эксперимента и расчета для модели ГПВРД с затупленной кромкой при $M=7.0$.

Также фронты отошедших ударных волн (область 1, рис. 17) и волн сжатия (область 2, рис.17) в случае обтекания затупленного клина имеют более размытые границы. Однако, сравнение структуры течения в этих областях показывает, что численное решение удовлетворительно соответствует

эксперименту. Большинство особенностей поля плотности, видимых на экспериментальной фотографии, можно наблюдать и на изолиниях рассчитанного градиента плотности. Следует отметить, что из сравнения рис.15 и 17 можно сделать вывод, что течение около модели с затупленной кромкой несколько более сложное, чем около модели с острой кромкой. Разрешение вычислительных результатов значительно выше, что позволяет изучать рассматриваемый поток более детально.

Также в главе 4 была описана серия экспериментов по обтеканию гиперзвуковым воздушным потоком с числом Маха $M=7$ модели спускаемого летательного аппарата под различными углами атаки (рис. 18).

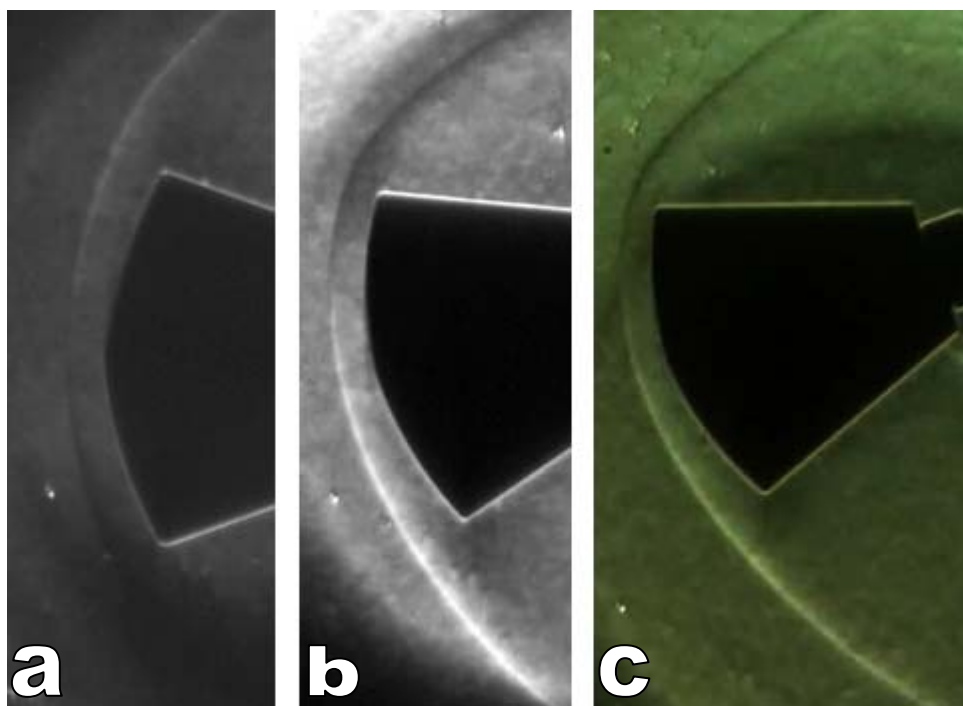


Рис. 18. Обтекание воздушным потоком ($M=7$) модели спускаемого аппарата под углами атаки $\alpha=0^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ (a,b,c).

Для рассмотрения вопросов вертикального распределения параметров набегающего на модель потока менялось вертикальное расположение модели спускаемого аппарата относительно оси симметрии соплового блока, сравнивались полученные результаты. Для эксперимента по обтеканию модели под углом атаки 20° воздушным потоком с числом Маха $M=7$ (рис. 18с) было выполнено численное моделирование [25, 31].

Пятая глава посвящена описанию технологических подробностей работы установки ГУАТ ИПМех РАН. Приводится порядок действий персонала при проведении эксперимента, рассмотрены функционирующие технические элементы. Даны рекомендации по дальнейшей модернизации установки и повышению точности измерений.

В шестой главе содержится обзор общих методов трехмерного моделирования поверхностей перспективных ГЛА в системах автоматизированного проектирования (САПР). Изложены различные способы геометрического моделирования трехмерных объектов и методы создания сложных моделей поверхностей перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов. Приведены примеры построения модели поверхности ГЛА X-43 (рис. 19), Waverider (рис. 20), X-51A (рис. 21).



Рис. 19. Общий вид геометрической модели ГЛА X-43.

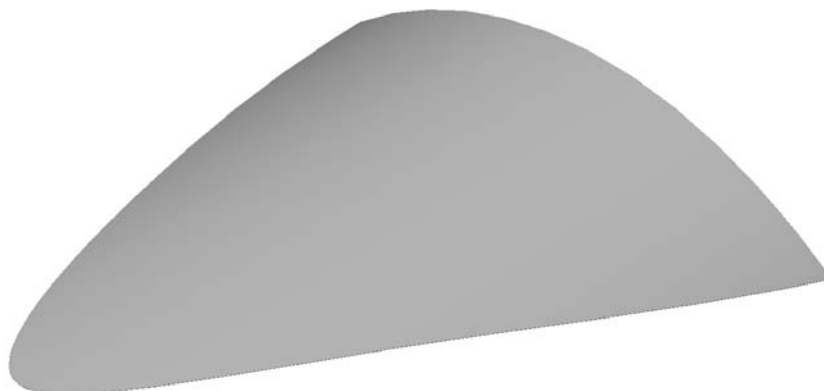


Рис. 20. Общий вид геометрической модели Waverider.

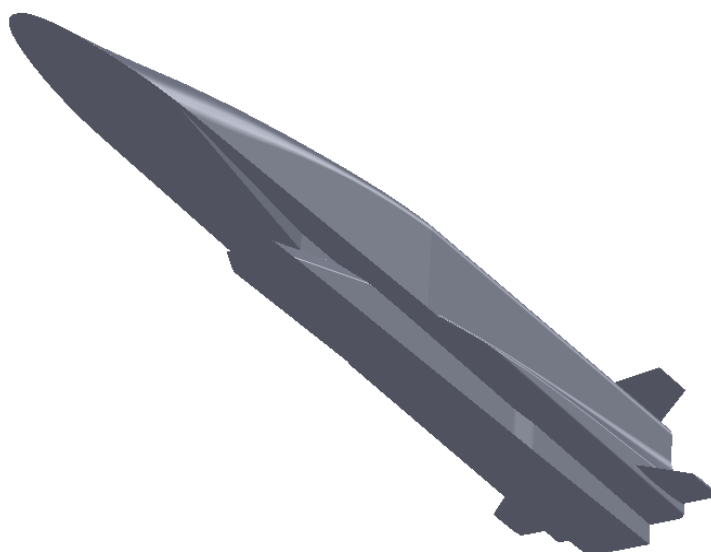


Рис. 20. Общий вид геометрической модели X-51A.

В **заключении** сформулированы основные результаты, полученные в работе, отражающие ее новизну и практическую значимость.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Получены результаты экспериментального исследования процессов формирования набегающего на элементы конструкции ГЛА воздушного потока при числах Маха $M=3\dots7$. Проведено согласование временных характеристик ударно-волновой структуры течения в трактах ударной трубы и параметров течения на исследуемых моделях. Выполнено сравнение экспериментальных результатов с результатами численного моделирования.
2. Создана гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба (ГУАТ) ИПМех РАН и разработана технология проведения экспериментов при числах Маха $M=3\dots7$. Установка и настройка регистрирующих элементов была выполнена с высоким временным и пространственным разрешением. Проведено сравнение параметров с другими установками данного типа.
3. Приведено описание возможности многорежимного обтекания моделей потоками с разными числами Маха в условиях проведения одного испытания.
4. Определены характеристики набегающих на исследуемые модели потоков, генерируемых установкой ГУАТ в зависимости от задаваемых начальных параметров.
5. Выполнено измерение поля давлений в рабочей секции установки. Рассмотрены вопросы однородности набегающего на исследуемые модели гиперзвукового потока.
6. Проведены эксперименты по исследованию структуры сверхзвукового течения в плоском канале сложной геометрии, моделирующей воздухозаборную и проточную части ГПВРД, а также по обтеканию гиперзвуковым воздушным потоком модели спускаемого аппарата под различными углами атаки. Выполнено сравнение с результатами численного моделирования.
7. Решены технологические проблемы, возникавшие при создании ГУАТ. Предложены и подробно документированы методы реализации дальнейшей модернизации установки.
8. Средствами систем автоматизированного проектирования построены сложные трехмерные модели поверхностей перспективных ГЛА X-43, Waverider, X-51, которые используются для численного моделирования газодинамических процессов.

СПИСОК ЦИТИРУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ударные трубы. Сборник статей под ред. Х.А. Рахматуллина и С.С. Семенова, М.: Изд-во иностранной литературы, 1962. 699 с.

2. Исследование гиперзвуковых течений. Сборник статей под ред. Ф.Р. Ридделла. М.: Мир, 1964, 544 с.
3. Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М.:Наука, 1966. 688 с.
4. Боровой В.Я., Егоров И.В., Ноев А.Ю., Скуратов А.С., Струминская И.В. Двумерное взаимодействие падающего скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем в присутствии энтропийного слоя // Механика Жидкости и Газа, 2011, №6. М.:Издательство «Наука». С. 88-109.
5. Звезгинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Часть 1. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014. 551 с.
6. Volland R., Auslender A., Smart M., Roudakov A., Semenov V., Korchenov V. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test // AIAA 1999-4848, 9 p.
7. Липницкий Ю.М. Панасенко А.В. Формирование профиля ударной волны в газе с учетом релаксационных эффектов // Письма в ЖТФ, 2009, том 35, вып. 21. С. 57-60.
8. Тирский Г.А., Сахаров В.И., Ковалев В.Л., Власов В.И., Горшков А.Б., Ковалев Р.В., Боровой В.Я., Егоров И.В., Белошицкий А.В., Горский В.В., Брыкина И.Г., Афолина Н.Е., Громов В.Г., Кирютин Б.А., Лунев В.В., Скуратов А.С., Алексин В.А., Рогов Б.В., Дядькин А.А., Журин С.В. Гиперзвуковая аэродинамика и теплообмен спускаемых космических аппаратов и планетных зондов. М.: Физматлит, 2011. 546 с.
9. Смехов Г.Д., Павлов В.А., Шаталов О.П. Исследование воспламенения водородо-кислородных смесей за фронтом падающих ударных волн: эксперимент и численное моделирование // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2009. Т. 8. с. 1–11.
10. Козлов П.В., Романенко Ю.В. Экспериментальное исследование излучения ударно-нагретого воздуха на двухдиафрагменной ударной трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Т. 11.
11. В. Ю. Гидаспов, И. Э. Иванов, И. А. Крюков, И. М. Набоко, В. А. Петухов, В. Ю. Стрельцов. Исследование процессов распространения волн горения и детонации в кумулирующем объеме // Матем. моделирование, 16:6 (2004). С. 118–122.
12. Голуб В.В., Баженова Т.В. Импульсные сверхзвуковые струи. М.:Наука,2008, 279 с.
13. Альбом сверхзвуковых течений. Сост. и ред. П.И.Ковалев, Н.П.Менде. СПб:Изд-во Политехн. Ун-та, 2011. 251 с.
14. А. В. Глушнева, А. С. Савельев, Э. Е. Сон. Экспериментальное исследование импульсного истечения высокотемпературного газа из разрядной камеры с цилиндрическим и расширяющимся каналами // ТВТ, 51:3, 2013. С. 381–391.

15. Герасимов С.И., Файков Ю.И., Холик С.А. Кумулятивные источники света. Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2011. 327 с.
16. Ройтенбург Д.И. Экспериментальное исследование плазмы за фронтом ударных волн и при расширении в соплах. Диссертация к.т.н. (01.02.05) / АН СССР. Ин-т проблем механики. Москва, 1974. 101 с.
17. Климов Д.М., Нестеров С.В., Акуленко Л.Д., Георгиевский Д.В., Кумакшев С.А. Течение вязкопластической среды с малым пределом текучести в плоском конфузоре // Доклады Российской Академии наук, Т.375, №1, 2000. С. 37-41.
18. Гордеев А.Н., Колесников А.Ф., Сахаров В.И. Численное и экспериментальное исследование течений и теплообмена тел со сверхзвуковыми недорасширенными струями воздуха на индукционном плазмотроне ВГУ-4 (ИПМех РАН) с секционированным разрядным каналом // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа, № 3, 2011. С. 113-125.
19. Степанова Е.В., Чаплина Т.О., Чашечкин Ю.Д., Петренко А.И. Экспериментальные исследования переноса примесей в составном вихре // Физические проблемы экологии. Экологическая физика. 2012. С. 370-379.
20. Гремячкин В.М. Тепло- и массоперенос при гетерогенных процессах. Учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 175 с.
21. Баранов В.Б. Гидроаэромеханика и газовая динамика. М.: Изд-во МГУ, 1987. 182 с.
22. Г.В. Гембаржевский, Н.А. Генералов, Н.Г. Соловьев. Исследование спектра пульсаций скорости вихревого течения колебательно-возбужденного молекулярного газа в тлеющем разряде // Изв. РАН. МЖГ. 2000. № 2. С. 81-91.
23. Кузенов В.В. Одномерный расчет течения газа в аэродинамической ударной трубе на основе динамически адаптируемых сеток // Физико-химическая кинетика в газовой динамике, Том 16, Вып.2, 2013.
24. Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Experimental Investigation Of An Aerodynamic Flow Of Geometrical Models In Hypersonic Aerodynamic Shock Tube // Proceedings of 31th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 24 - 27 June 2013, San Diego, California, AIAA 2013-2931.
25. Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Multiple Flow Regimes in a Single Hypersonic Shock Tube Experiment // Proceedings of 30th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 16 - 20 June 2014, Atlanta, Georgia, AIAA 2014-2657.
26. Краснов Н.Ф. Прикладная аэродинамика. М.: Высшая школа, 1974. 732 с.
27. Gruber M. R., Baurle R. A., Mathur T., and Hsu K.-Y. Fundamental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors // Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 1, 2001, pp. 146-153.

28. S.T. Surzhikov, R.K. Seleznev, P.K. Tretjakov, V.A. Zabaykin. Unsteady Thermo-Gasdynamic Processes in Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air // AIAA 2014-3917, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.
29. Калугин В. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 688 с.
30. Geuzaine C., Remacle J.-F. Gmsh: a three-dimensional finite element mesh generator with built-in pre- and post-processing facilities // International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol. 79, 2009, No. 11, pp. 1309-1331.
31. Djadkin A., Beloshitsky A., Shuvalov M., Surzhikov S. Uncertainties in Heating Predictions of Segmental-Conical Space Vehicle Resulting From Data on Chemical and Physical Kinetics // AIAA 2013- 1056. 2013. 43 p.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Котов М.А., Кузенов В.В. Основные тенденции в проведении исследований гиперзвуковых течений в аэродинамических ударных трубах // Изобретательство. Том XIII, №9, 2013. С. 11-25.
2. Котов М.А., Кузенов В.В. Основные тенденции в проведении исследований гиперзвуковых течений в аэродинамических ударных трубах // Изобретательство. Том XIII, №10, 2013. С. 18-29.
3. Кузенов В.В., Котов М.А. Анализ газодинамических процессов и разработка модели течений в ударной гиперзвуковой аэродинамической трубе // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер.: Машиностроение. 2014. № 1. С. 3-25.
4. Котов М.А., Кузенов В.В., Сыздыков Е.К. Способы геометрического моделирования поверхности перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов // Изобретательство. Том XII, № 6, 2012. С. 31-46.
5. Котов М.А., Кузенов В.В. Численное моделирование обтекания поверхностей перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер.: Машиностроение. 2012. № 3. С. 17-30.
6. Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Experimental Investigation Of An Aerodynamic Flow Of Geometrical Models In Hypersonic Aerodynamic Shock Tube // Proceedings of 31th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 24 - 27 June 2013, San Diego, California, AIAA 2013-2931.
7. Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Multiple Flow Regimes in a Single Hypersonic Shock Tube Experiment // Proceedings of 30th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 16 - 20 June 2014, Atlanta, Georgia, AIAA 2014-2657.

8. Козлов П.В., Котов М.А., Рулева Л.Б., Суржиков С.Т. Предварительные экспериментальные исследования обтекания моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Том 15. Вып.1.
9. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Проведение экспериментов по обтеканию моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Том 16. Вып.2.
10. Котов М.А., Кузенов В.В., Моисеев К.В., Французов М.С. Моделирование сложных поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов в САПР SolidWorks 2007 // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7.
11. Котов М.А., Кузенов В.В. Создание сложных поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов системами САПР // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9.
12. Котов М.А. Геометрическое моделирование поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов Х-43 и Х-51А // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Том 15. Вып.1.
13. Котов М.А. Моделирование поверхности гиперзвукового летательного аппарата // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Том 16. Вып.2.

Автор выражает благодарность коллективу экспериментаторов и персоналу установки ГУАТ ИПМех РАН за помощь в проведении экспериментов, постоянное внимание, ценные замечания и обсуждение результатов. Автор благодарит коллектив лаборатории Радиационной газовой динамики ИПМех РАН за многолетнее сотрудничество, плодотворные обсуждения и полезные замечания, сделанные при подготовке диссертации. Автор благодарит эксплуатационно-технический отдел ИПМех РАН за помощь в изготовлении деталей для установки.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ
УДАРНО-ВОЛНОВЫХ ПРОЦЕССОВ
В ГИПЕРЗВУКОВОЙ УДАРНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ
ТРУБЕ

Котов Михаил Алтаевич

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Подписано к печати ___ октября 2014 г. Заказ № 24-2014. Тираж 100 экз.

Отпечатано на ризографе Федерального государственного бюджетного учреждения
науки Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН
119526, Москва, проспект Вернадского д.101, корп.1