

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ НАУКИ  
ИНСТИТУТ ПРОБЛЕМ МЕХАНИКИ им. А.Ю. Ишлинского  
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК  
(ИПМех РАН)

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

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени

кандидата физико-математических наук

Научный руководитель:  
доктор физ.-мат. наук, профессор,  
член-корреспондент РАН  
Суржиков С.Т.

Москва 2014

## СОДЕРЖАНИЕ

<b>Введение .....</b>	<b>5</b>
<b>ГЛАВА 1. Обзорный анализ экспериментов, выполненных с помощью различных типов ударных труб .....</b>	<b>18</b>
1.1. Теневые методы исследования ударно-волновых процессов.....	18
1.2. Ударные трубы, работающие за отраженным скачком.....	21
1.3. Детонационные ударные трубы.....	46
1.4. Электродуговые ударные трубы.....	60
1.5. Поршневые ударные трубы.....	65
1.6. Выводы .....	72
<b>ГЛАВА 2. Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба ИПМех РАН (ГУАТ ИПМех РАН).....</b>	<b>74</b>
2.1. Описание установки.....	74
2.2. Вопросы использования различных мембран .....	79
2.3. Использование уплотнителей для обеспечения вакуума.....	82
2.4. Характеристики вакуумнооткачных постов.....	82
2.5. Выводы .....	84
<b>ГЛАВА 3. Измерительное оборудование установки .....</b>	<b>86</b>
3.1. Датчики статического давления .....	86
3.1.1. Измерение давления в КВД перед стартом .....	86
3.1.2. Измерение разрежения в секциях КНД и ресивера перед стартом.....	88
3.2. Датчики динамического давления.....	89
3.3. Влияние погрешностей датчиков динамического давления на результаты экспериментов .....	91
3.4. Выводы .....	93

<b>ГЛАВА 4. Газодинамические исследования на установке .....</b>	<b>94</b>
4.1. Изучение характера ударно-волнового взаимодействия в ударной трубе с закрытым торцом.....	94
4.1.1. Экспериментальные измерения.....	94
4.1.2. Численное моделирование .....	94
4.2. Оценка влияния открытого входного отверстия сопла на характер ударно-волнового взаимодействия .....	100
4.3. Обтекание моделей на установке .....	101
4.3.1. Изучение структуры потока на выходе из сопла.....	101
4.3.2. Квazистационарный режим обтекания моделей .....	105
4.3.2.1. Острый клин .....	105
4.3.2.2. Затупленный клин. Плоский канал между двумя моделями.....	107
4.3.2.3. Плоский канал модели ГПВРД с кавернами.....	109
4.3.2.4. Спускаемый аппарат. Вопросы распределения параметров потока на модели.....	113
4.3.3. Задачи многорежимного обтекания моделей.....	121
4.3.3.1. Связь характера потока на модели с поведением ударной волны в ударной трубе .....	121
4.3.3.2. Регистрация квазистационарных и переходных режимов.....	124
4.3.4. Сопоставление измерений с результатами расчетов. Вопросы о валидации данных наблюдений.....	129
4.3.5. Выводы.....	133
<b>ГЛАВА 5. Технологические подробности проведения экспериментов на установке .....</b>	<b>135</b>
5.1. Порядок подготовки к эксперименту.....	135
5.2. Конструкции кронштейнов для моделей элементов ЛА.....	139
5.3. Коррекция оптической системы с высокоскоростной видеосъемкой .....	140
5.4. Настройка оптического оборудования.....	142
5.5. Обеспечение расположения измерительных датчиков давления .....	144
5.6. Выводы.....	149

<b>ГЛАВА 6. Геометрическое моделирование поверхностей ГЛА .....</b>	<b>150</b>
6.1. Задачи геометрического моделирования.....	150
6.2. Способы построения. Использование автоматизированных систем проектирования .....	151
6.3. Моделирование поверхностей X43, X51, Waverider .....	157
6.4. Выводы .....	172
<b>Заключение.....</b>	<b>173</b>
<b>Литература.....</b>	<b>175</b>



## ВВЕДЕНИЕ

Интенсивное изучение физико-механических процессов, протекающих вблизи поверхности аэрокосмических и гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), привело к настоящему времени к возникновению нового научного направления: физической газовой динамики. Это направление изучает течения газа с большими скоростями и высокими температурами, которые, как правило, сопровождаются множеством нелинейно связанных физических процессов. Среди этих процессов можно отметить наличие химических реакций (прежде всего диссоциация), излучение нагретого газа, турбулентное перемешивание и горение. Наличие таких сложных физических процессов приводит к необходимости использования комплексного подхода, который с одной стороны опирается на физический эксперимент, а с другой стороны на соответствующие вычислительные модели.

Прямые (натурные) летные эксперименты с использованием гиперзвуковых летательных аппаратов (полетных демонстраторов), представляют собой наиболее сложный и дорогостоящий путь получения экспериментальных результатов. При этом натурные эксперименты требуют создания:

- гиперзвуковой летно-экспериментальной базы на основе самолетного командно-измерительного пункта, который предназначен для отработки гиперзвуковых технологий на демонстраторах;

- системы предварительного разгона и выведения демонстраторов на гиперзвуковые режимы испытаний (например, на основе твердотопливных ускорителей);

- создания наземной инфраструктуры для подготовки объектов испытаний, отработки и предполетных испытаний демонстраторов и объектов испытаний.

- в силу сложности исходной обобщенной задачи, связанной с изучением теплофизических процессов, протекающих вне и внутри ГЛА, интегрированного с гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным

двигателем (ГПВРД), её следует разбить на ряд локальных подзадач, для решения которых могут быть привлечены различные методы физического моделирования.

Тогда отдельно друг от друга можно выполнить экспериментально-теоретическое моделирование элементов конструкции ГЛА: внешней аэродинамики планера ГЛА, взаимодействие планера с воздухозаборником и соплом воздушно-реактивного двигателя (ВРД), работу элементов силовой установки, взаимодействие планера и работающей силовой установки и т.д. В общем случае предметом исследований для указанных подзадач является пространственные течения вязкого сжимаемого несовершенного газа при наличии тепломассообмена и химических реакций в потоке.

Расчетно-теоретические методы являются важным компонентом в процессе разработки аэрокосмических и гиперзвуковых летательных аппаратов, но используемые математические модели и методы вычислительной аэрогазодинамики требуют в этом случае обязательной валидации на основе сравнения с надежными данными физического эксперимента.

Таким образом, вместо натурального изучения аэротермогазодинамики потока вблизи поверхности аэрокосмических и гиперзвуковых летательных аппаратов может быть применен перспективный метод экспериментального изучения физических процессов на уменьшенной (геометрически подобной) модели летательного аппарата, которая размещена в тракте аэродинамической установки, среди которых обычно используют аэродинамические ударные трубы.

Здесь важно заметить, что аэротермодинамические исследования, выполненные с помощью аэродинамических ударных труб должны обеспечивать:

- воспроизведение полетных условий аэрокосмических и гиперзвуковых летательных аппаратов (прежде всего соблюдение критериев моделирования, установленных с помощью теории размерности и подобия. Эти критерии подобия определяют физические условия, которые должны соблюдаться в

экспериментах с моделями ГЛА, выделяют характерные параметры, определяющие основные эффекты и режимы обтекания);

- широкий диапазон теплофизических параметров потока, натекающего на модель;

- высокую точность и надежность измеряемых данных.

В случае выполнения экспериментов с помощью аэродинамических ударных труб определяемые теплофизические переменные  $\bar{\Psi}$  изучаемой, вообще говоря, нестационарной задачи можно представить в форме следующей однозначной безразмерной зависимости [1-10]:

$$\bar{\Psi} = \Psi \left( \frac{t}{t_*}, \frac{\vec{r}}{\ell_*}, Sh, M, Re, Pr, Fr, Kn \right), \quad \bar{\Psi} = \left( \frac{\rho}{\rho_\infty}, \frac{\vec{V}}{V_\infty}, \frac{P}{\rho_\infty V_\infty^2}, Nu \right), \quad (1.1), (1.2)$$

здесь из масштабных величин, входящих в условия задачи, составлен ряд безразмерных чисел, характеризующих подобие газодинамических течений:

$$Sh = \frac{V_\infty t_\infty}{\ell_*} \text{ – число Струхала; } Fr = \frac{V_\infty^2}{g \ell_*} \text{ – число Фруда; } M = \frac{V_\infty}{C_\infty} \text{ – число Маха;}$$

$$Re = \frac{V_\infty \ell_*}{\nu_\infty} \text{ – число Рейнольдса; } Pr = \frac{\nu_\infty}{a_\infty} \text{ – число Прандля; } Kn = \frac{\lambda}{\ell_*} \text{ – число}$$

$$\text{Кнудсена; } Nu = \frac{q_F \ell_*}{\lambda (T_F - T_\infty)} \text{ – число Нуссельта. К определяющим масштабным}$$

величинам относятся:  $V_\infty$  - характерная скорость потока,  $t_\infty$  - характерное время процесса,  $\ell_*$  - характерный линейный размер течения,  $C_\infty$  - локальная скорость звука,  $\nu_\infty$  - кинематическая вязкость среды,  $a_\infty$  - коэффициент температуропроводности,  $\lambda$  - средняя длина свободного пробега частиц в газе,  $T_\infty$  - температура вне пограничного слоя,  $T_F$  - температура поверхности,  $q_F$  - количество отдаваемого (или получаемого) тепла поверхностью за единицу времени.

Приведенные выше соотношения указывают условия переноса полученных с помощью эксперимента результатов на натурные условия обтекания летательных аппаратов:

- ✓ в опытах с моделями и натурными объектами должно соблюдаться условие пространственно-временного подобия  $\left( \frac{t}{t_*} = idem, \frac{\vec{r}}{\ell_*} = idem \right)$ ;
- ✓ режимы обтекания должны определяться условиями подобия газодинамических течений  $(Sh = idem, M = idem, Re = idem, Pr = idem, Fr = idem, Kn = idem)$ .

Таким образом, основная проблема моделирования физических процессов вблизи ГЛА заключается в сложности воспроизведения натуральных условий набегающего потока, особенно в гиперзвуковом диапазоне скоростей.

Некоторые особенности течения характерные для прямых (натурных) летных экспериментов, такие как взаимодействия ударных волн, пограничных слоев, переходные и турбулентные явления, неравновесные химические эффекты в аэродинамических ударных трубах с необходимой для практики точностью могут быть воспроизведены лишь приближенным способом. В частности известно, что после отделения ГЛА от ракеты-носителя и по достижению приблизительно высоты 30 км, после включения ГПВРД скорость ГЛА увеличивается (число Маха может достигать величины  $M \approx 6 \div 10$ ), а температура торможения может достигать и превосходить величин 2000-3000 К (такие температуры превосходят возможные предельные значения большинства конструкционных материалов).

При этом известно также, что общие критерия аэротермодинамического моделирования могут по-разному влиять на физические процессы, протекающих вблизи поверхности аэрокосмических и гиперзвуковых летательных аппаратов. Если влияние какого-либо критерия подобия проявляется слабо, то его можно исключить из условий изучаемой задачи (например, числа подобия:  $Pr \approx 1, Fr \gg 1, Kn \ll 1$ ) и моделирование натуральных

процессов следует проводить приближенным способом:  $\vec{\Psi} = \Psi \left( \frac{t}{t_*}, \frac{\vec{r}}{\ell_*}, M, Re \right)$ .

Экспериментальные исследования с использованием различных типов аэродинамических ударных труб выполняются по всему миру. В России особая роль в этих исследованиях принадлежит коллективам экспериментаторов, работающих в таких учреждениях, как ЦАГИ [11-14], ИТПМ [15], ЦИАМ [16], ЦНИИмаш [17-19], НИИ механики МГУ [20-22], ОИВТ РАН [23. 24], СПбГПУ [25], МФТИ [26], РФЯЦ-ВНИИЭФ [27, 28]. При изучении физико-механических процессов такого рода важно использование методов диагностики и средств измерения, позволяющих выполнять регистрацию параметров сверх- и гиперзвукового обтекания и сопутствующих им физических процессов [30-35]. Глава 1 диссертации содержит обзор экспериментов, выполненных с помощью различных типов ударных труб с описанием технических характеристик и принципов функционирования измерительного оборудования.

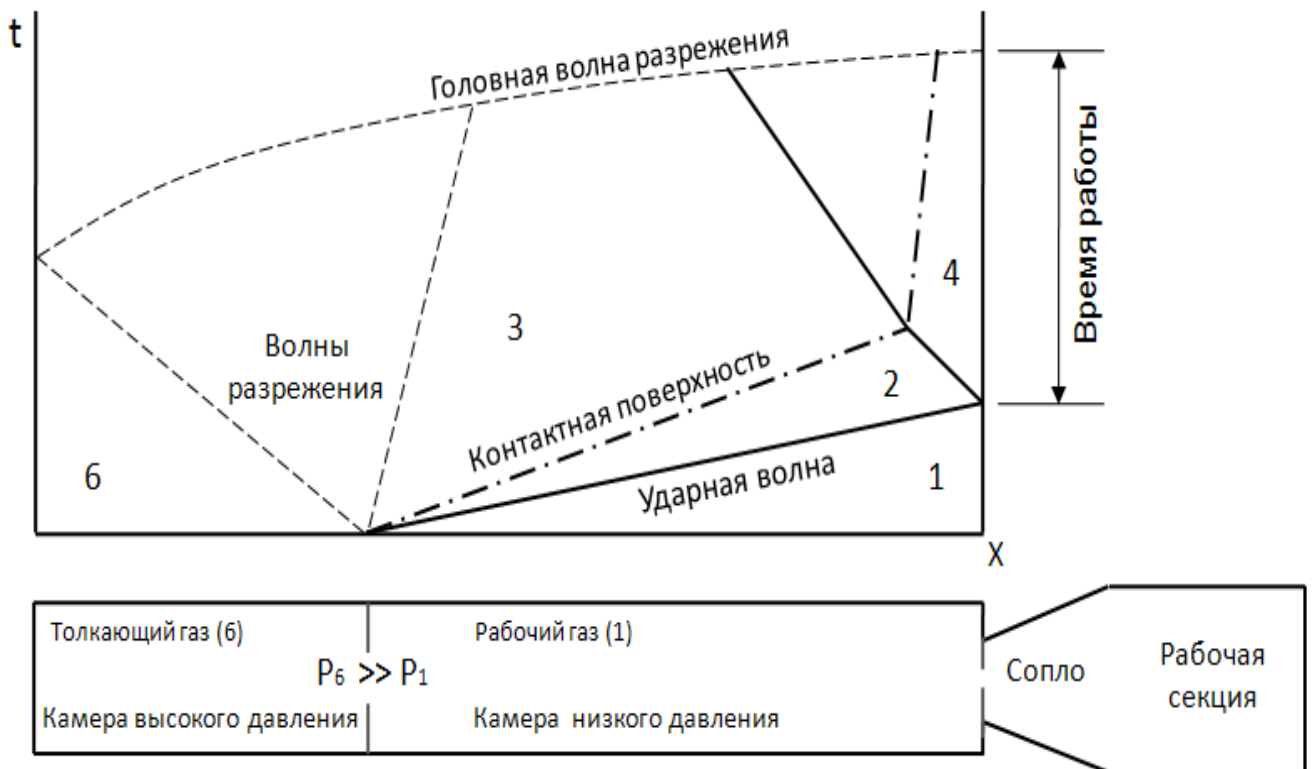


Рис. 1.  $x-t$  диаграмма и схема рабочего тракта аэродинамической ударной трубы, работающей за отраженным скачком.

На рис 1 представлена схема рабочего тракта типичной аэродинамической ударной трубы, которая, как правило, состоит из трех секций: камеры высокого давления (КВД), камеры низкого давления (КНД) и рабочей секции, в которой и производятся аэродинамические исследования.

На диаграмме (см. рис.1) область 1 соответствует невозмущенному начальному состоянию исследуемого (разгоняемого) газа, 2 – область, которая соответствует газу, сжатому в ударной волне, 3 – область газового “поршня”, 6 – область невозмущенного начального состояния газа в камере высокого давления до прихода волны разрежения.

Поверхность, обозначенная символом К и разделяющая исследуемый (разгоняемый) и рабочий (разгоняющий, толкающий) газы (между областями 2 и 3), носит название контактной поверхности. При этом давление газа и скорость потока по обе стороны от контактной поверхности равны между собой. В последующий момент времени ударная волна и волна разрежения отражаются от торцевых стенок ударной трубы и начинают взаимодействовать друг с другом.

Из приведенной на рис.1 диаграммы следует, что время  $\Delta t_p$  (иногда его условно называют временем работы установки) в течении которого теплофизические параметры потока, натекающего на модель ГЛА, претерпевают незначительные изменения, определяется разностью  $\Delta t_{pBF} = t_{yB} - t_{BP}$  между моментом времени  $t_{yB}$  первого достижения ударной волны правого торца ударной трубы и временем прихода  $t_{BP}$  первой отраженной (от левого торца ударной трубы) волны разрежения к правому торцу ударной трубы.

**Актуальность.** Аэродинамическая ударная труба является достаточно удобным экспериментальным инструментом для исследования широкого класса задач аэродинамики и физической газодинамики, которая позволяет выполнить верификацию численных методов и обеспечить условия для подготовки финальных летных экспериментов. В этом случае исследователя привлекают

такие позитивные качества ударной трубы, 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.

В связи с этим, совершенствование аэродинамических ударных труб и оснащение их новыми методами диагностики является актуальной задачей современной экспериментальной аэродинамики гиперзвуковых скоростей.

Особую актуальность в настоящее время приобретает экспериментальное и расчетно-теоретическое исследование закономерностей ударно-волновых взаимодействий и их конфигураций в осваиваемых на практике диапазонах гиперзвуковых скоростей.

**Цель работы.** Создание и введение в опытную эксплуатацию гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы для дальнейшего исследования физико-механических свойств сверх- и гиперзвукового обтекания моделей ГЛА. Исследование формирования ударно-волновой структуры и течений в секциях гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы (ГУАТ) 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.

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

**Научная новизна работы.** Создана гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба (ГУАТ) ИПМех РАН, работающая по принципу

ударной аэродинамической трубы, позволяющая проводить экспериментальное изучение обтекания сверх- и гиперзвуковыми потоками геометрических моделей средних размеров (~10-15 см) при числах Маха 3-10. 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. На основе подробного анализа существующих ударных труб определено место созданной гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы среди других установок.

Предложена и отлажена технология многорежимного способа измерения сверхзвукового обтекания моделей. Получены экспериментальные данные по ударно-волновому взаимодействию в протяженных внутренних каналах, моделирующих аэродинамику холодных трактов ГПВРД, в нестационарных и квазистационарных условиях.

С помощью современных методов диагностики с высоким временным и пространственным разрешением проведены исследования элементов конструкции ГЛА. Исследовано влияние изменения механических характеристик моделей на характер потока в плоском канале.

Выполнено расчетное исследование ударно-волновых взаимодействий в секциях ударной трубы и на исследуемых моделях. Результаты расчетов сопоставлены с полученными в данной работе экспериментальными данными.

Проведены исследования по вопросам трехмерного описания сложных элементов конструкции поверхностей ГЛА. Построены модели ГЛА X43, Waverider, X51A.

**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 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. Рассмотрение вопросов однородности набегающего 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 азодинамического 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; 7<sup>ой</sup> 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.

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

1. International School of Quantum Electronics, 53<sup>rd</sup> 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 5 статей, 3 препринта и 21 тезис международных и всероссийских конференций.

**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.

Во *введении* обоснована актуальность темы исследований. Сформулирована цель и кратко изложена структура диссертации.

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

*Во второй главе* описываются работы, выполненные при создании ГУАТ ИПМех РАН. Приводятся характеристики установки, описание ее параметров и технических устройств, используемых для обеспечения ее работы. Также рассматриваются вопросы формирования набегающего потока.

*Третья глава* посвящена измерительному оборудованию установки. Описаны способы измерения статического и динамического давления в сечениях установки. Также оценены погрешности измерений.

*В четвертой главе* приведены результаты экспериментального и численного исследования формирования набегающего потока. Проведена оценка влияния открытого входного отверстия сопла на характер ударно-волнового взаимодействия в секциях установки. Выполняется сравнение экспериментально полученных структур потока около моделей воздухозаборника и проточной части ГПВРД с результатами проведенного численного моделирования. Описано поведение воздушных потоков с разными числами Маха ( $3 < M < 7$ ) около моделей острых и затупленных клиньев. Рассмотрены эксперименты по гиперзвуковому обтеканию модели спускаемого аппарата под разными углами атаки.

*В пятой главе* описаны технологические подробности работы установки. Приводится порядок действий персонала при проведении эксперимента, рассмотрены функционирующие технические элементы. Даны рекомендации по дальнейшей модернизации установки и повышению точности измерений.

*Шестая глава* содержит обзор общих методов трехмерного моделирования поверхностей перспективных ГЛА в 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, Waverider, X-51A.

*В заключении* кратко формулируются основные выводы, полученные в диссертации.

# **1 ОБЗОРНЫЙ АНАЛИЗ ЭКСПЕРИМЕНТОВ, ВЫПОЛНЕННЫХ С ПОМОЩЬЮ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ УДАРНЫХ ТРУБ**

В данной главе приводится краткий обзор основных современных методов исследования сверхзвуковых и гиперзвуковых течений, используемых аэродинамических установок и методов диагностики. Главная задача этого обзора – определить место созданной установки ГУАТ среди других существующих установок, понять ее преимущества, недостатки и направления дальнейшего развития.

## **1.1 Теневые методы исследования ударно-волновых процессов**

К оптическим методам исследования физических процессов, протекающих в газе или плазме [36], относят физико-химические методы, которые основанные на взаимодействии (в виде поглощения, отражения или рассеяния широкополосного или монохроматического излучения) электромагнитного излучения и вещества на наличие взаимно однозначной связи между плотностью исследуемой среды, коэффициентами поглощения (уменьшение интенсивности, проходящего сквозь среду излучения) и рассеяния (отклонение электромагнитного излучения от своего первоначального направления распространения). Для созданной установки ГУАТ в качестве основного выбран теневой метод.

Известны два основных метода оптической регистрации ударно-волновых процессов [15, 24, 26]: теневой метод [37. 38], использующий отклонения (возникающие на оптических неоднородностях) пучка света от своего первоначального направления распространения и интерференционный метод, основанный на сдвиге фазы между возмущенными и невозмущенными пучками света [39].

Основные принципиальные моменты теневого метода удобно проиллюстрировать с помощью простейшей схемы, показанной на рис. 2 и реализованной в измерительной технике под названием прибора Теплера.

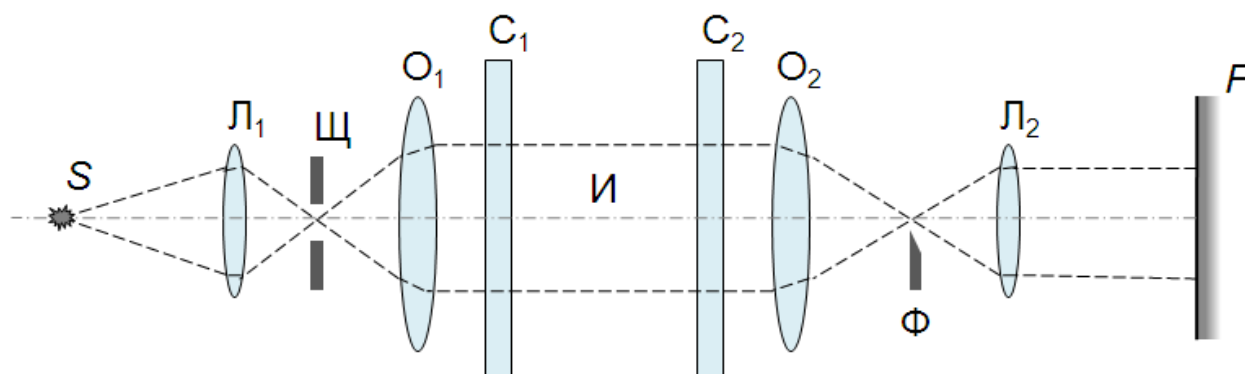


Рис. 2. Схема прибора Теплера [28, 29, 37-40].

В приборе Теплера имеется центральный источник света  $S$ , излучение которого фокусируется линзой  $L_1$  на щелевую диафрагму  $\Psi$ , которая из преобразованного линзой  $L_1$  пучка света вырезает узкую полосу света и формирует “точечный источник света”. “Точечный источник света” создает расходящийся пучок света, который далее поступает в объектив  $O_1$  (коллиматорная часть прибора Теплера) и в нем превращается в параллельный (за счет близости источника излучения к “точечному источнику”) световой поток.

Этот поток через стеклянные (кварцевые) окна  $C_1$  и  $C_2$  проходит через рабочую область  $И$ . Если в рабочей области  $И$  имеются сильные градиенты плотности (коэффициента преломления), то они искажают параллельный ход световых лучей (отклоняют лучи света). Затем этот световой пучок (несущий информацию об оптических неоднородностях) объективом  $O_2$  собирается в фокусе  $\Phi$ . В “точке” фокуса  $\Phi$  располагается наиболее острый край “ножа Фуко” [37] (который отсекает часть светового потока), представляющий собой пластину с остро заточенным краем. Прошедший мимо ножа пучок света направляется линзой  $L_2$  в фоторегистрирующую аппаратуру  $F$  и на экране прибора Теплера фиксируется картина искажений, вызванная неоднородностями газового потока.

Таким образом из принципиальной схемы теневого метода следует, что если отклоненный в рабочей области И луч упирается в “тело” ножа Фуко, обозначенного на схеме (рис.2) под буквой  $\Phi$ , то соответствующий участок на экране  $F$  будет освещен слабее, чем в противоположной ситуации. И наоборот, если отклоненный луч проходит выше ребра ножа  $\Phi$ , то соответствующий участок на экране  $F$  будет освещен сильнее.

Со времен Теплера теньевые системы были заметно усовершенствованы, но принципы работы измерительной установки и формирования теневой картины изменились слабо. Для примера, на рис.3 показана схема теневого прибора ИАБ-458 [41-45]. Коллиматорная часть прибора состоит из зеркально-менискового объектива  $K_1$ , плоского зеркала  $R_1$  для изменения направления лучей, закрепленного на одной каретке со щелью  $L$ . Последняя устанавливается в фокусе объектива  $K_1$ . На каретке имеются механизмы поворота и изменения ширины щели. Наблюдательная часть состоит из такого же зеркально-менискового объектива  $K_2$ , что и в коллиматорной части, плоского зеркала  $R_2$  для изменения направления лучей, закрепленного на каретке с ножом  $\Phi$ .

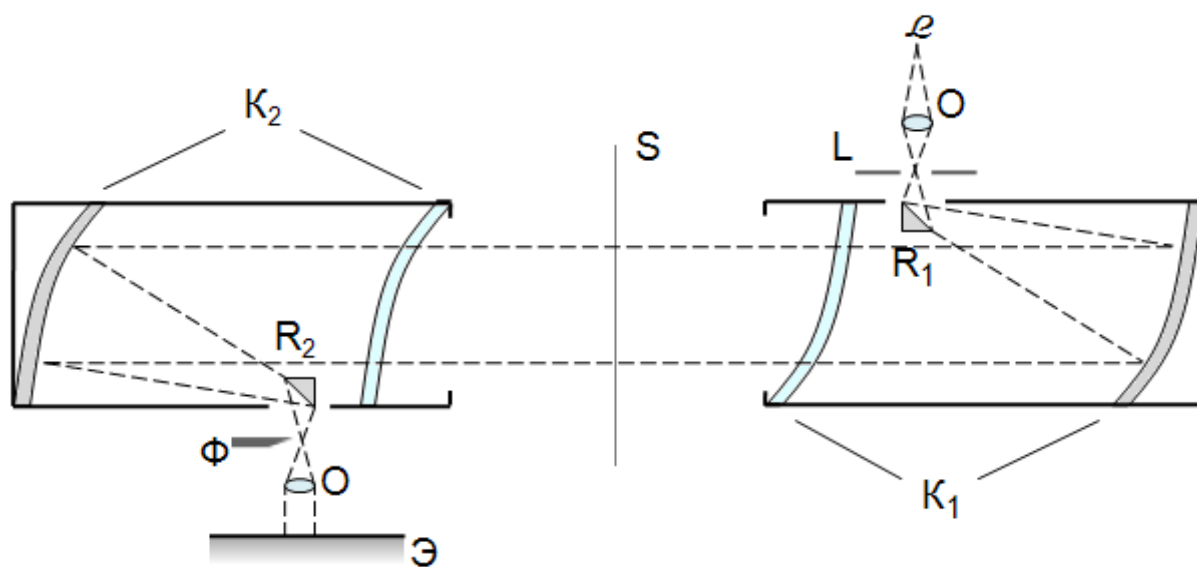


Рис. 3. Схема ИАБ-458 [41-45].

Нож  $\Phi$  устанавливается в фокальной плоскости  $\Phi\Phi$  зеркально-менискового объектива  $K_2$ . Объектив  $O$  может перемещаться вдоль оптической

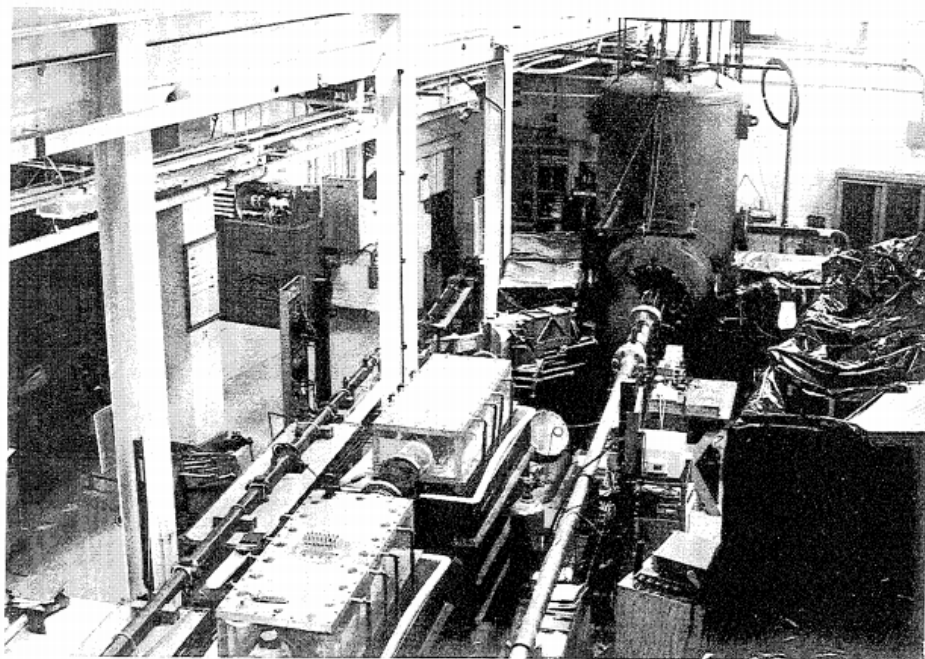


оси и служит для получения резкого изображения объектов, находящихся в плоскости  $S$ , на экран  $\mathcal{E}$ . На каретке с ножом установлены механизмы перемещения и поворота ножа. По сравнению с рис.2 замена линз  $O_1$  и  $O_2$  системой вогнутых сферических зеркал и рассеивающих менисковых линз устраняет сферические и хроматические aberrации, что помогает обеспечить лучшую четкость изображений.

Особенностью использования теневого метода диагностики потоков в созданной экспериментальной установке ГУАТ является сопряжение теневого прибора Теплера с высокоскоростной цифровой видеокамерой (см. раздел 4.3).

## **1.2 Ударные трубы, работающие за отраженным скачком**

Экспериментальный стенд [46] (RPI Hypersonic facility, Политехнический институт Ренсселера, Нью-Йорк, США) представляет собой ударную трубу, состоящую из камер высокого и низкого давлений, секции диафрагм, соплового блока и вакуумного резервуара. Камера высокого давления (КВД) имеет длину 4,6 м и круглое внутреннее сечение диаметром в 10,2 см. При использовании воздуха комнатной температуры в качестве толкающего газа максимально возможное давление в КВД до начала эксперимента составляет 20,7 МПа. Камера низкого давления (КНД) имеет длину 16,8 м, такой же внутренний диаметр поперечного сечения 10,2 см и содержит рабочий газ под давлением в несколько десятков мбар. КВД и КНД изготовлены из нержавеющей стали. Между ними располагается система, состоящая из двух диафрагм. В конце КНД расположено коническое сопло с углом раскрытия в  $30^\circ$ . Входное отверстие сопла отделяется от КНД тонкой алюминиевой диафрагмой. Эта диафрагма рвется с прибытием начальной ударной волны, что позволяет набегающему потоку истекать через сопло в вакуумный резервуар объемом  $5,7 \text{ м}^3$ . Тестируемые геометрические модели помещаются около выходного отверстия сопла (диаметр его поперечного сечения равен 0,61 м), которое находится внутри резервуара. Фотография установки приведена на рис.4.



*Рис. 4. Фотография ударной трубы [46](справа)  
и ее калибровочной установки (слева)*

Три датчика давления установлены в конце КНД перед входом в сопло. Когда они начинают реагировать, происходит запуск регистрирующих систем и пульсирующего источника света, который используется для создания теневой картины обтекания модели. По показаниям этих датчиков осуществляется измерение скорости УВ. Данные, полученные с датчиков, позволяют судить об истории изменения давления в отсеках установки. Ионизационный измерительный датчик и кремниевый фотодиод (RCA C30807E [47], рис.5) установлены в КНД за 20 см до входного отверстия соплового блока. Их показания используются для регистрации течения высокотемпературных газов в этом регионе и идентификации прибытия контактной поверхности.



*Рис. 5. Фотодиод RCA C30807E.*

Кремниевый фотодиод представляет собой полупроводниковый прибор, который генерирует выходное напряжение, когда р-п переход полупроводника освещается световым потоком. Устройство имеет линейную зависимость выходных характеристик (напряжение, mV) по отношению к падающему на чувствительный элемент световому потоку.

В КНД расположены два тонкопленочных платиновых измерителя, которые выдают информацию как о скоростях начальной и отраженной ударных волн, так и о распространении контактной поверхности. Еще один фотодиод, идентичный описанному выше, используется в рабочей секции (он располагается напротив модели) для получения информации о течении высокотемпературного потока рабочего газа в этой части установки. На рис.6 показано схематическое изображение экспериментального стенда.

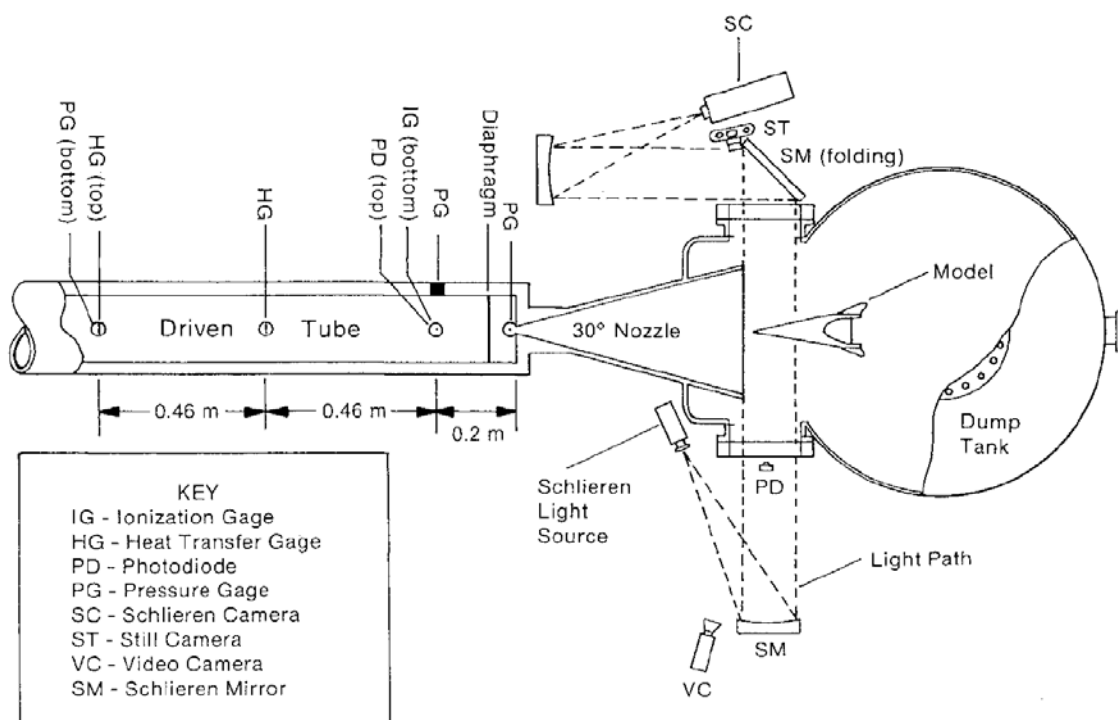


Рис. 6. Схематическое изображение гиперзвуковой ударной трубы [46].  
На рисунке показаны КНД (Driven Tube), сопло (Nozzle), и исследуемая модель (Model) в ресивере (Dump Tank).

В экспериментах, приведенных в работе [46], начальные параметры в камерах высокого и низкого давлений были 13,5 МПа (гелий) и 3,4 КПа (воздух) соответственно. Перед каждым испытанием КНД откачивалась, прочищалась сухим воздухом с высоким показателем чистоты и затем наполнялась рабочим газом до нужного давления. Эта процедура делалась для того, чтобы исключить влияние продуктов эксперимента, оставшихся после предыдущего испытания в КНД.

Для калибровки датчиков гиперзвуковой ударной трубы [46] использовалась ударная труба низкого давления, выполненная из нержавеющей стали. Общая длина этой установки составляет 23 м, внутренний диаметр круглого поперечного сечения равняется 10,2 см (рис.4, слева).

Все измерения давления (на модели, в рабочей части, в ударной трубе) производились с помощью пьезоэлектрических датчиков давления. Выходные данные с датчиков экспериментальных стендов подавались на систему регистрации данных Tektronix test lab 2520 (рис.7) и на цифровой осциллограф Nicolet 4094C (рис.8).



*Рис. 7. Система регистрации данных Tektronix test lab 2520 [48, 49].*

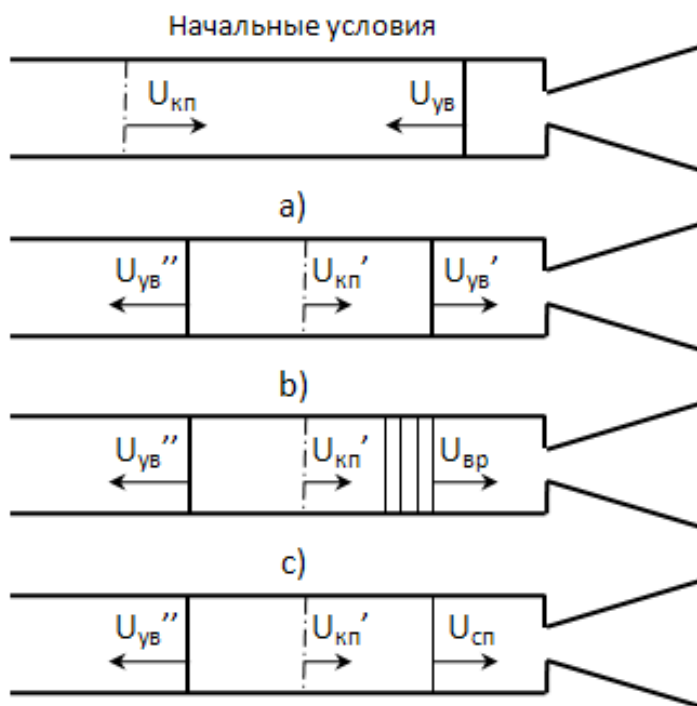


*Рис. 8. Система визуализации аналоговых данных измерительных устройств с помощью осциллографа Nicolet 4094C [50].*

Для оптического наблюдения потоков на испытуемых моделях в рабочей секции установлены плоскопараллельные кварцевые стеклянные иллюминаторы диаметром 20 см. При помощи настроенной теневой аппаратуры получались фотографии ударных волн и пограничных слоев вблизи модели. Из-за условий высокой энтальпии в резервуаре ( $h_0=6,3$  МДж/кг,  $T_0=4100$  К) поток воздуха при обтекании модели начинал светиться над ее поверхностью. Визуальная регистрация характера течения производилась с помощью фотокамеры Canon 35mm и видеокамеры Sony 8mm (схема оптической установки приведена на рис.6).

Гиперзвуковая ударная труба с выходным отверстием сопла диаметром 0,61 м работала при значениях «сшитой» поверхности (пояснение в следующем абзаце) в 5,8 МПа и 4100 К. Для достижения этих условий холодный гелий использовался в качестве толкающего газа, в качестве рабочего (толкаемого) газа использовался воздух. При использовании различных конических сопел измерение давлений показало время работы установки, пригодное для проведения эксперимента, в диапазоне 3-6 мс в зависимости от размеров продольного сечения сопла. Достижение этих параметров позволило провести успешные тесты по обтеканию гиперзвуковым потоком макета модели входного отверстия ГПВРД в диапазоне чисел Маха  $M = 8 \div 12$  с параметрами реального газа ( $T_0=4100$  К,  $p_0=5,8$  МПа,  $h_0=6,3$  МДж/кг).

Здесь необходимо внести пояснения к термину «сшитой» поверхности, поскольку его выполнение значительно увеличивает время работы ударной трубы, пригодное для проведения эксперимента [51-54]. Предположим начальные условия, данные на рис.9, соответствующими лобовому столкновению между нормальной ударной волной и идеализированной контактной поверхностью с плоской и тонкой границей.



*Рис. 9. Варианты развития взаимодействия отраженной ударной волны и контактной поверхности.*

Такое ударно-волновое взаимодействие образует прошедшую и отраженную ударные волны (рис.9а). Отраженная ударная волна будет увеличивать как давление, так и температуру рабочего газа. Однако, если давление между контактной поверхностью и фронтом прошедшей ударной волны будет ниже того, что находится по другую сторону от контактной поверхности, то эта ситуация приведет к распространению волны разрежения в сторону сопла (рис. 9б), которая, в свою очередь, понижает давление и температуру. Достижение «сшитой» поверхности происходит, когда давление за фронтом столкновения контактной поверхности и отраженной ударной волны считается равным давлению перед ним (рис. 9с). Если такого рода равновесие достигнуто после первого ударно-волнового взаимодействия или если установление этого равновесия требует некоторое число взаимодействий ( $>1$ ), то говорят, что ударная труба работает при условиях «сшитой» поверхности.

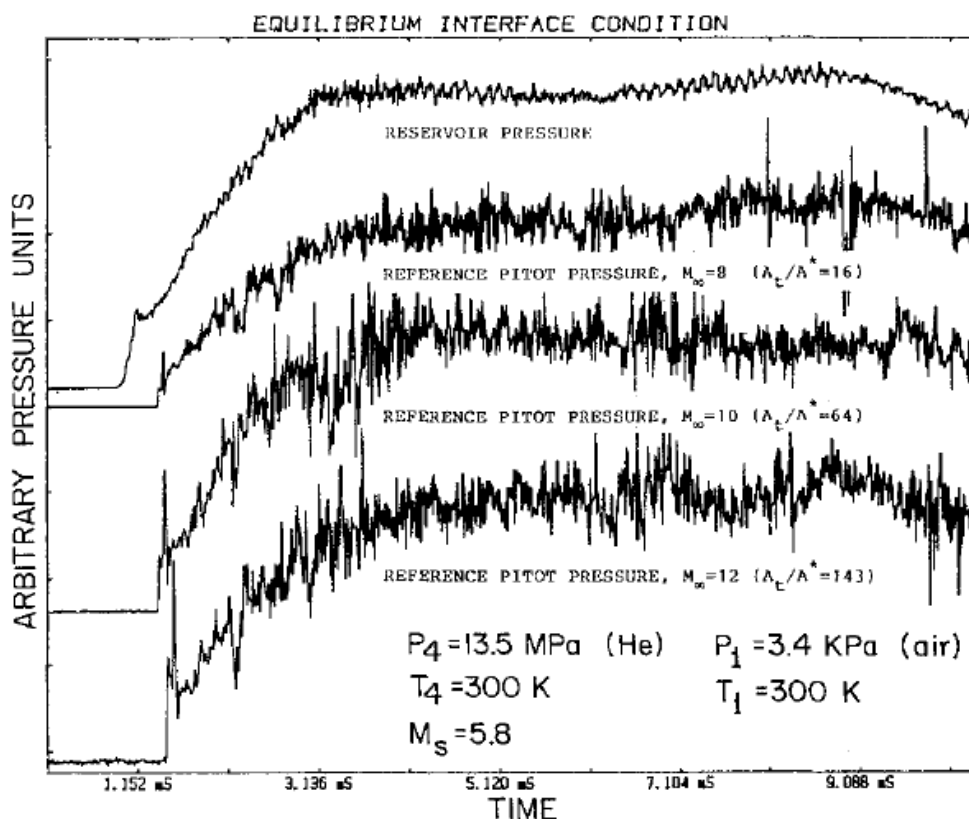


Рис. 10. Показания датчиков давления в условных единицах перед входным (верхняя осциллограмма, *reservoir pressure*) и выходным (нижние осциллограммы, *reference pitot pressure*) отверстиями соплового блока [46].

На рис. 10 представлены осциллограммы давления, полученные во время экспериментов со следующими параметрами: толкающий газ гелий, рабочий газ воздух, давления в момент разрыва 13,5 МПа и 3,4 кПа соответственно, начальная температура газов 300 К. Верхняя осциллограмма (рис. 10) получена с датчика, находящегося на входе в сопло. Остальные описывают изменение давления на носике модели (датчик размещен на плоскости среза выходного отверстия сопла). В экспериментах использовались три сопла для создания на модели чисел Маха 8, 10 и 12 (для обеспечения этих параметров в сопловом блоке отношения площадей поперечного сечения ударной трубы и входного отверстия сопла были равны 16, 64 и 143 соответственно). Значения давления представлены в условных единицах.

На верхней осциллограмме в момент времени  $t=1.1$  мс виден скачок, обусловленный отражением начальной ударной волны от торцевой стенки, где находится входное отверстие соплового блока. После короткого временного промежутка ( $\sim 300$  мс) давление постепенно возрастает до некоторого значения, которое держится около 9 мс, и плавно ослабевает. Это может быть объяснено достижением условий «сшитой» поверхности, т.е. после отражения ударной волны и ее встречи с контактной поверхностью возникает плавный рост давления у торцевой стенки до некоторого значения. Далее это давление в течение некоторого времени остается постоянным, поскольку волновые переотражения, происходящие в конце секции рабочего газа, не оказывают на него сильного влияния.

Задержка между скачками верхней и последующих осциллограмм составляет около 350 мс, что объясняется прохождением ударной волны через сопловой блок. Затем также происходит плавный рост и длительные колебания давления около некоторого значения. Это можно объяснить временными задержками, связанными с установлением течения в сопле, около испытуемой модели и прохождением через рабочую область квазистационарного потока, пригодного для проведения эксперимента.

Рис. 11 дает представление того, каким образом получались условия на входе в сопло (отношение площадей поперечного сечения ударной трубы и входного отверстия сопла составляет 64). Датчик давления, ионизационный датчик и фотодиод были расположены за 20 см от входного отверстия сопла.



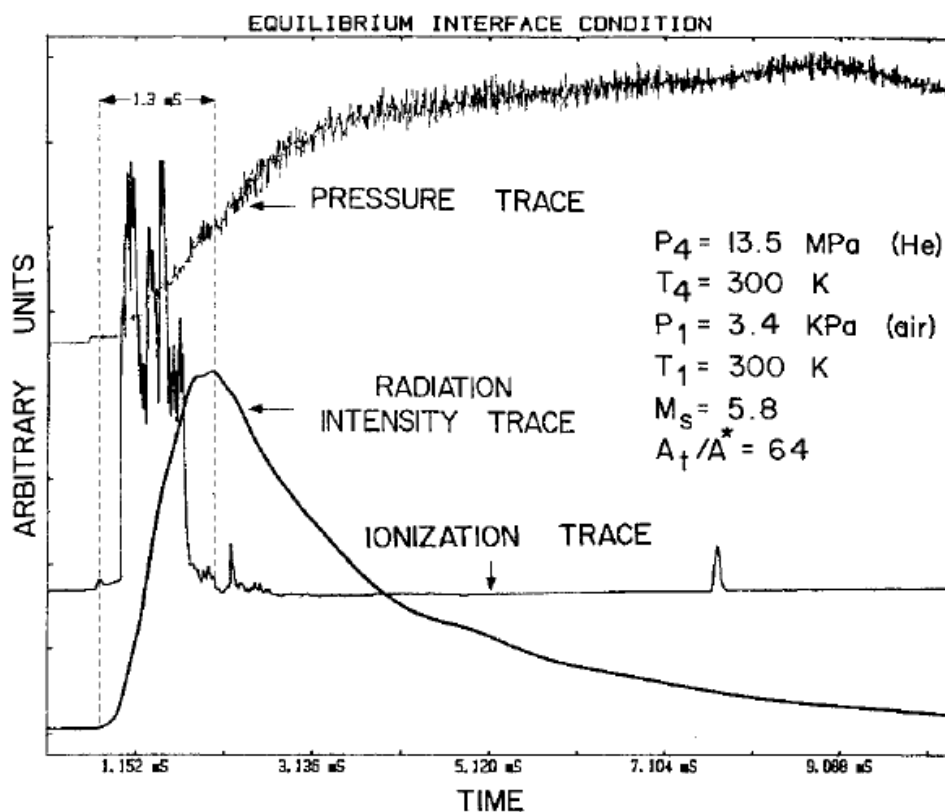


Рис. 11. Показания в условных единицах датчика давления (*pressure trace*), ионизационного датчика (*ionization trace*) и фотодиода (*radiation intensity trace*), расположенных на расстоянии 0,2 м до входа в сопло[46].

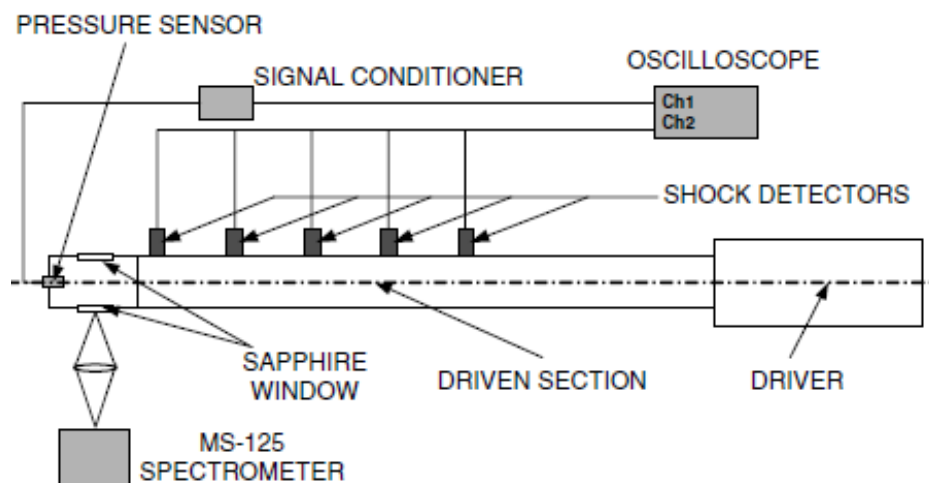
Ионизационный датчик начинает реагировать, когда начальная ударная волна достигает его местоположения. Последующие колебания связаны с эффектами пограничного слоя на стенке трубы, где этот датчик расположен. Падение показаний до нуля за 1,3 мс свидетельствует о прибытии холодного газа (гелия).

Похожее поведение демонстрирует фотодиод. Поскольку оптический датчик не столько подвержен влиянию пограничных слоев как ионизационный, его выходные данные значительно чище. Рост радиационной интенсивности соответствует плавному росту температуры в газе (и давления), который происходит из-за прохождения слабого ударно-волнового переотражения. Последующее плавное снижение, вероятно, показывает температурный градиент перемешанного слоя.

Показания фотодиода по течению горячего газа согласуются с осциллограммой ионизационного датчика. Временные промежутки в осциллограммах этих устройств, свидетельствующие о прохождении ударно-волнового взаимодействия, приблизительно равны 1,3 мс.

В ударной трубе, описанной в работе [55] (Корейский ведущий научно-технический институт, Тэджон, Южная Корея), КВД, изготовленная из нержавеющей стали, имеет диаметр внутреннего сечения 68 мм и рассчитана на рабочие давления до 100 атм. Температура толкающего газа в КВД в экспериментах работы [55] равнялась комнатной. Камера низкого давления сделана из алюминиевого сплава, имеет длину 3 м и круглое сечение с внутренним диаметром 4,75 см. Секции разделяются полиэтиленовой диафрагмой. Два сапфировых стекла 3-мм толщиной и 25 мм в диаметре установлены в рабочей секции друг напротив друга (рис. 12).

Эксперименты [55] проводились при следующих условиях: толкающим газом был чистый водород, диафрагма (толщина 0,35 мм) разрывалась в пассивной манере (под действием градиента давления) при давлении газа в КВД  $P_{КВД} = 17$  атм в КВД. Для достижения давления разрыва  $P_{КВД} = 34$  атм ставились две аналогичных диафрагмы. Погрешность воспроизведения давления разрыва составляла 0,5 атм. Смесь 78% CO – 22% N<sub>2</sub> использовалась в качестве рабочего газа (такая смесь была выбрана для уменьшения неопределенности, происходящей из адсорбции молекул газа на внутренней стенке ударной трубы). Рабочий газ перемешивался в алюминиевом резервуаре посредством наполнения двух газов при нужном парциальном давлении и отстаивался 2 дня. Давление рабочего газа составляло  $P_{КНД} = 1,3$  Торр или  $P_{КНД} = 2,6$  Торр соответственно. Эти давления при значении  $P_{КВД} = 17$  атм в воспроизводили скорости ударной волны  $U_s = 3,45$  км/с и  $U_s = 3,2$  км/с соответственно. При параметрах толкающего газа  $P_{КВД} = 34$  атм, рабочего газа  $P_{КНД} = 2,6$  торр скорость ударной волны была равна  $U_s = 3,4$  км/с.

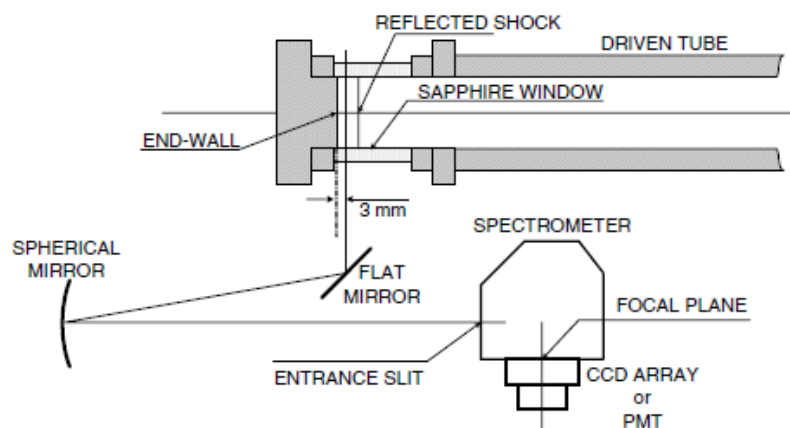


*Рис. 12. Схематичное изображение расположения устройств измерительной аппаратуры установки [55]. На рисунке показаны КВД (driver), КНД (driven section), датчики давления (pressure sensor, shock detectors), спектрометр (spectrometer) и осциллограф (oscilloscope).*

Показания пяти ионизационных датчиков, расположенных перед рабочей частью установки (рис.13), использовались для измерения скорости первичной ударной волны. Вследствие высокой температуры позади начального скачка уплотнения рабочий газ ионизировался и датчики последовательно срабатывали. Неопределенность в таком измерении прибытия ударной волны при данном регистрирующем оборудовании колебалась в пределах 1%. Датчик давления PCB 111A21 был установлен в торце ударной трубы для измерения давления за отраженной ударной волной (чувствительность 5 mV/psi, точность показаний 15%).

Для измерений эмиссии использовался спектрометр ORIEL MS 125 (рис.13). Для временных измерений фотоумножитель Hamamatsu R7400U-03 помещался за входной щелью спектрометра.

Основной источник ошибки в спектроскопических радиационных измерениях на ударной трубе это т.н. явление усталости фотоумножителя: во время постоянного получения светового сигнала значение на выходе фотоумножителя возрастает.



*Рис. 13. Схема расположения элементов измерения интенсивности излучения (в диапазоне длин волн 250-1200 мкм) с помощью спектрометра (spectrometer) на установке [55]. На рисунке показаны иллюминаторы (sapphire window), система зеркал (spherical mirror, flat mirror), и чувствительный элемент спектрометра (ccd array).*

Это вызвано накоплением в нем блуждающих электронов вследствие протекания тока. В процессе калибровки фотоумножитель получает сигнал достаточно длительный период времени. Это явление возникает в процессе калибровки, не в процессе испытаний, поскольку при проведениях измерений непосредственно на ударной трубе сигнал регистрируется в течение очень короткого временного промежутка.

Для оценки точности измерений в работе [55] делалось следующее: входная щель спектрометра изначально накрывалась темным покрытием, не пропускающим световой поток. Затем покрытие удалялось. По регистрируемому сигналу время удаления составляло около 1,5 мс, далее уровень сигнала оставался постоянным, что свидетельствовало об отсутствии явления усталости. Значения интенсивности, полученные в процессе калибровки, были воспроизведены с точностью до 10%.

Однако, отсутствие явления усталости могло быть вызвано малыми размерами фотоумножителя (стандарт ТО-8, 16 мм в диаметре, 11 мм в длину).

Временное разрешение измерения излучения в ударной трубе зависит от времени отклика цепи фотоумножителя, которое было меньше 100 мкс. Оптическая часть выставлялась с помощью лазерной линейки, отклонение внешней оптики спектрометра от плоскости фронта ударной волны оценивалось меньше, чем в 5 градусов, т.е. пространственное разрешение составляло меньше 2 мм.

Параметры проведения экспериментов [55] приведены в таблице №1:  $U_s$  – скорость начальной ударной волны,  $U_{eq}$  – скорость отраженной ударной волны,  $P_1$  – начальное давление в КНД,  $P_{1eq}$  – начальное давление для отраженной ударной волны,  $P_5$  – давление после прохождения отраженной ударной волны,  $T_5$  – температура после прохождения отраженной ударной волны.

Таблица №1. Параметры проведения экспериментов [55].

Эксперимент	$U_s$ , км/с	$U_{eq}$ , км/с	$P_1$ , Торр	$P_{1eq}$ , Торр	$P_5$ , атм	$T_5$ , К
1	3.45	5.20	1.3	3.77	1.36	12365
2	3.2	4.83	2.6	7.3	2.31	10650
3	3.4	5.13	2.6	8.37	2.99	12033

Температура равновесия в эксперименте 1 составляла около 6100 К, что соответствует параметрам входного полета в Марсианскую атмосферу при скорости 6,4 км/с. Измерения интенсивности излучения производились в диапазоне длин волн 250-1200 мкм. На рис. 14 представлены профили интенсивности и давления за отраженной ударной волной для трех экспериментов. Неравновесный пик излучения виден сразу за фронтом ударной волны для каждого эксперимента. Далее он ослабевает до некоторого квазипостоянного значения, которое падает после 55 мкс, 100 мкс и 75 мкс для экспериментов 1,2 и 3 соответственно.

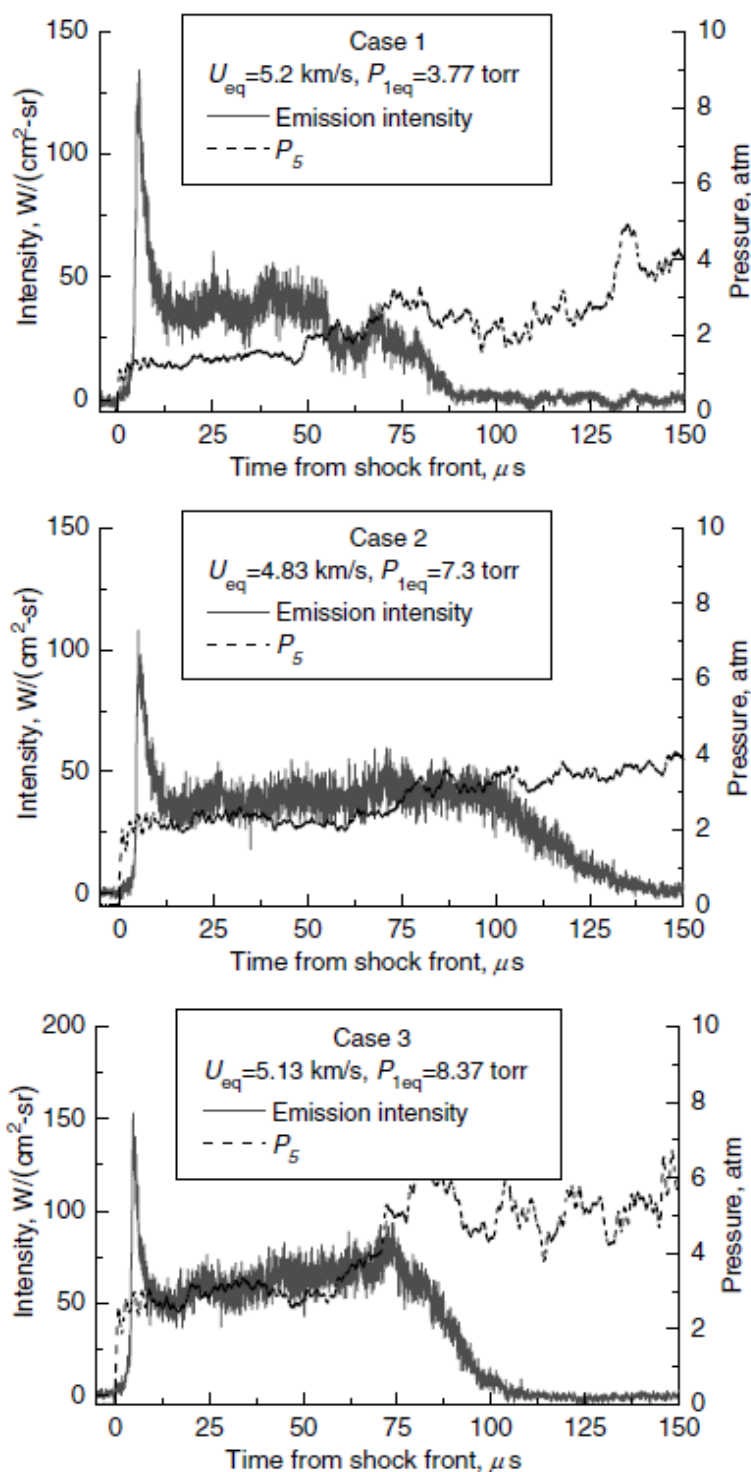


Рис. 14. Результаты измерения интенсивности излучения (Emission intensity, диапазон длин волн 250-1200 мкм) и показания датчика давления ( $P_5$ ), расположенного на торцевой стенке рабочей секции.

Три установки, описанные в работах [56-58] (CUBRC, Буффало, США), разделяют общую систему контрольно-измерительной аппаратуры, систему

компрессоров, систему записи и анализа данных. LENS I (Large Energy National Shock Tunnel, рис. 15) включает в себя: 7,6-метровую электрически подогреваемую камеру высокого давления с внутренним диаметром 27,6 см; узел из двух диафрагм; 18-метровую камеру низкого давления с внутренним диаметром 20 см; узел быстродействующего центрального клапана (поток через сопло прекращается, когда быстродействующий клапан закрывает входное отверстие); сопловой блок с наборами сопел для обеспечения диапазона чисел Маха на модели  $M=6 \div 18$ ; рабочую секцию, способную разместить модели до 7,5 см в диаметре и до 30 см в длину. КВД обеспечивает работу при начальном давлении толкающего газа до 200 атм и может использоваться для наполнения водородом, гелием, азотом или любой их комбинацией. Эти газы могут нагреваться до 400 °С, количество каждого газа варьируется для достижения максимального времени работы установки.

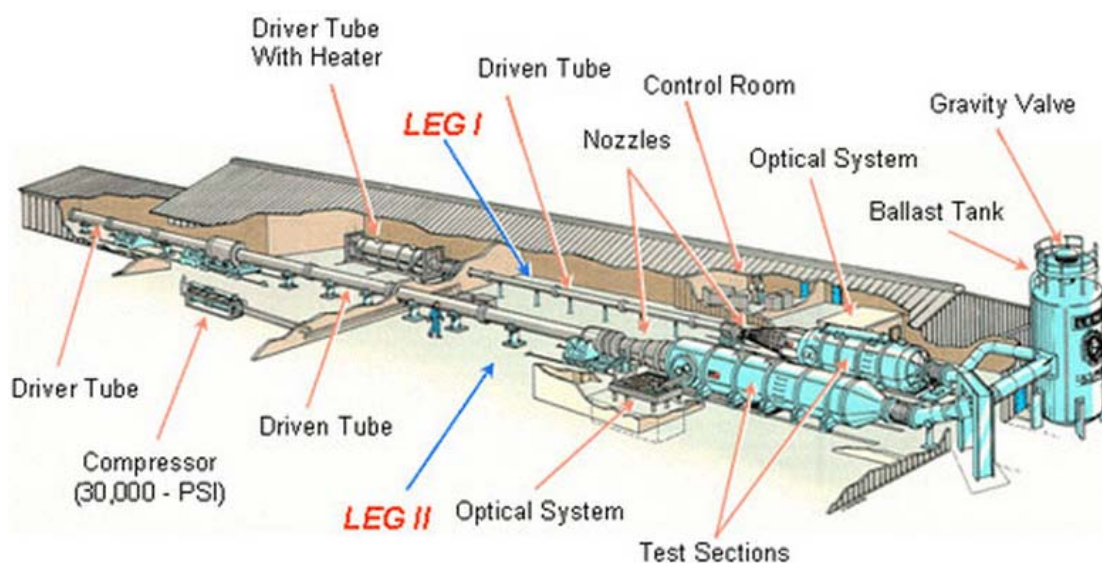


Рис. 15. Схематическое изображение установок LENS I и LENS II [56]. На рисунке показаны КВД (Driver tube), КНД (Driven tube), сопловые блоки (Nozzles) и рабочие секции (Test sections).

КНД этих установок могут использовать воздух, азот, углекислый газ, гелий, водород, любой другой газ или комбинацию газов для проведения экспериментов на модели.

С помощью тщательного контроля давлений и газовых смесей в КВД и КНД достигалось условие прозрачности между толкающим газом, рабочим газом и отраженной ударной волной (рис. 16).

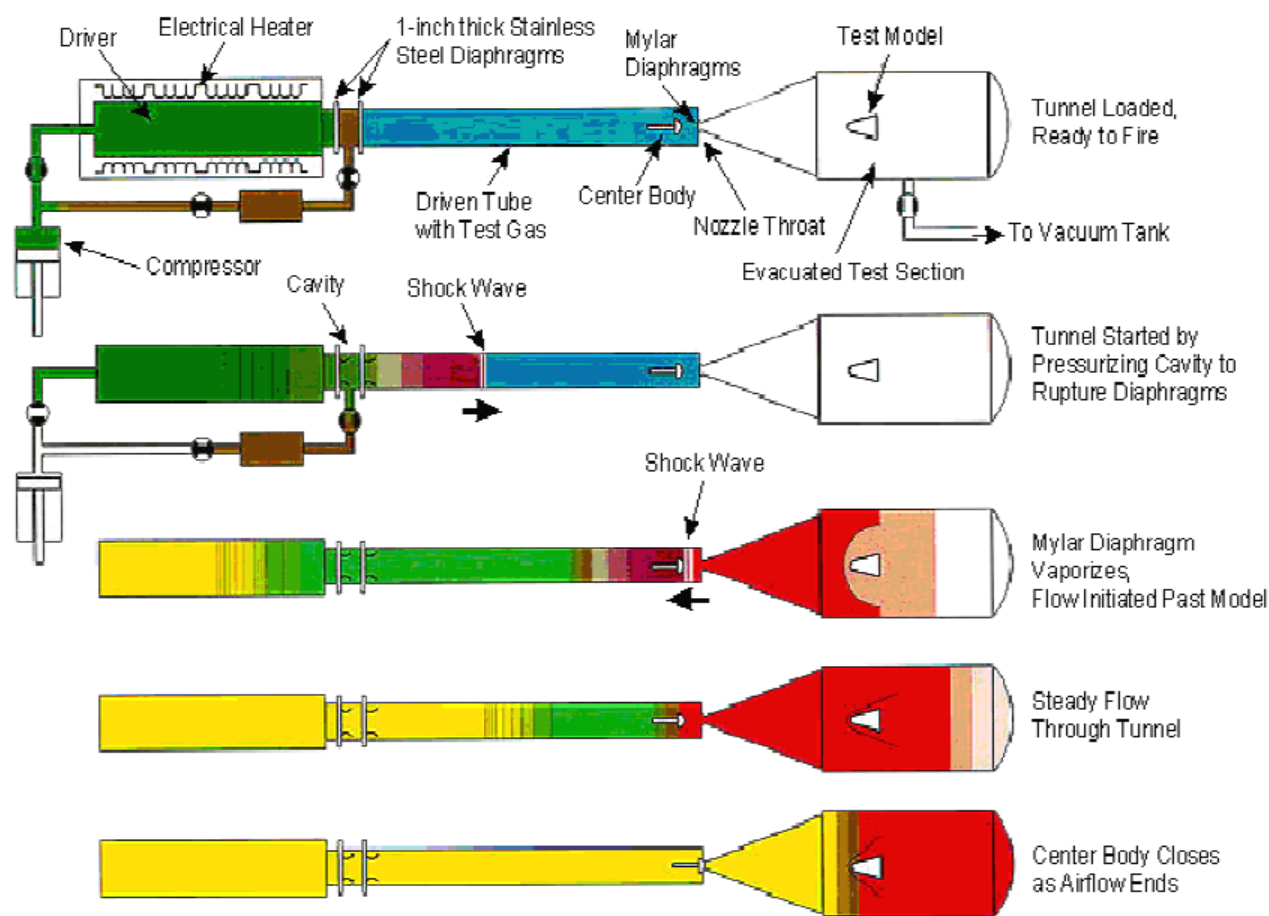


Рис. 16. Графическая иллюстрация эксперимента на установке [56].

На рисунке показаны КВД (Driver), КНД с рабочим газом (Driven tube with Test Gas), исследуемая модель (Test model) и ударная волна (Shock Wave).

Верхняя картинка на рис. 16 отображает процесс подготовки к эксперименту. КВД наполняется толкающим газом и подогревается электрическими спиралями. КНД содержит рабочий газ. Эти секции разделены двумя диафрагмами из нержавеющей стали, полость между ними наполняется до некоторого промежуточного значения давления. Такой механизм используется для обеспечения быстрого раскрытия диафрагм и задания большего числа Маха начальной ударной волны.



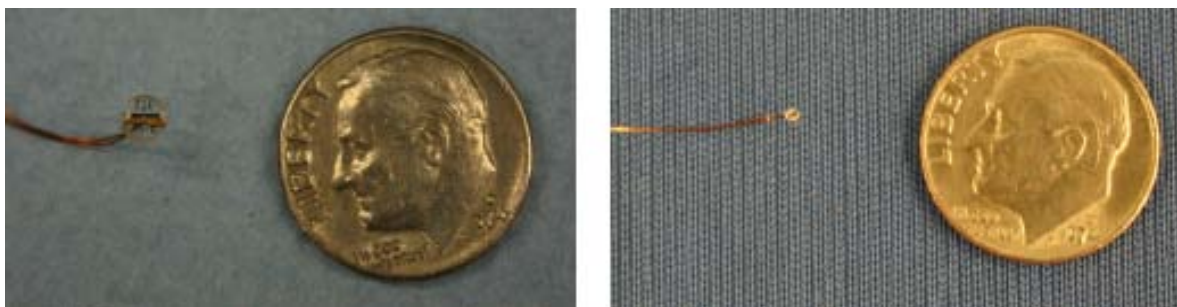
На некотором расстоянии от торцевой стенки отсека рабочего газа находится клапан, который закрывает входное отверстие сопла при достижении его толкающим газом (рис. 16, нижняя картинка). Это позволяет ограничить по времени рабочий поток, пригодный для проведения эксперимента, и исключить прохождение дальнейших волновых взаимодействий на исследуемую модель.

Для обеспечения измерений при большом диапазоне значений энтальпии на модели (рис. 17) используются как тонкопленочные (рис. 18-19) так и коаксиально-термопаровые датчики теплового потока.

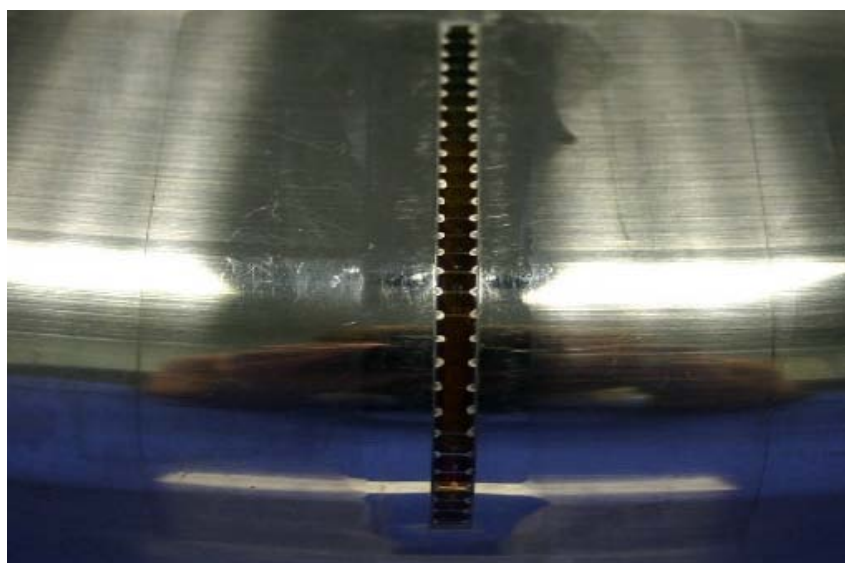


*Рис. 17. Исследуемый макет [56] модели спускаемого космического аппарата*

Платиновые тонкопленочные датчики отлично подходят для определения местоположения нагрева на поверхности модели и его измерения благодаря наличию мелкогабаритного чувствительного элемента с изолирующей подложкой. Точность показаний таких датчиков, используемых в работах [56-58], составляет 5%.



*Рис. 18. Тонкопленочные датчики теплового потока (размеры чувствительного элемента: слева 3 мм, справа 1 мм).*



*Рис. 19. Расположение тонкопленочных датчиков теплового потока на конструктивном элементе «hot shoulder» макета [56] модели спускаемого аппарата.*

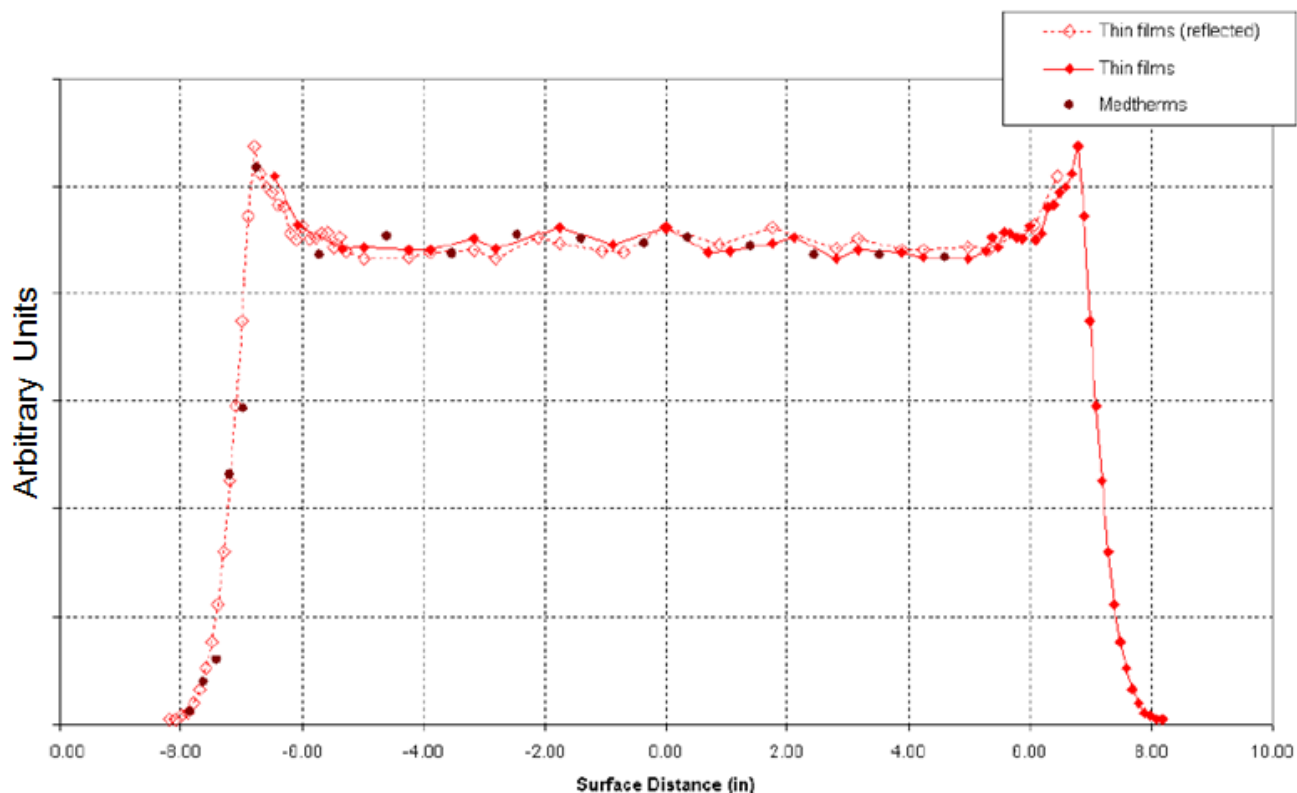
Коаксиальные термодпары не настолько точные, как тонкопленочные датчики, у них больший уровень шума при меньших показаниях теплового потока. Также они не могут быть размещены в непосредственной близости друг от друга. Их преимущество в общей устойчивости к внешним воздействиям и в надежности при работе. Они были изготовлены в Medtherm [56].



*Рис. 20. Расположение датчиков теплового потока в передней части макета [56] модели спускаемого аппарата.*

Тонкопленочные датчики, как правило, лучше работают в условиях высокой энтальпии. Они использовались для верификации тонкопленочных датчиков, размещенных на элементе модели “hot shoulder” (рис. 19), и в качестве запасного варианта в случае их выхода из строя. Точность их показаний составляет 8%.

При эксперименте 4 работы [56] значения на исследуемой модели были следующими:  $1,0 \cdot 10^6 \text{ Re}_d$ , угол атаки 0 градусов, число Маха набегающего на модель потока  $M=8$ . Результаты на рис.22 (расположение датчиков показано на рис. 20) показывают хорошую симметрию и совпадение между показаниями тонкопленочных (рис.21, линии) и коаксиально-термопаровых (рис.21, точки) датчиков даже при достаточно малых значениях теплового потока.



*Рис. 21. Измерение теплового потока в относительных единицах.*

*Эксперимент 4 работы [56] ( $1,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $0^\circ$ ),  
направление потока сверху вниз.*

Локальные максимумы в показаниях датчиков (рис. 21) расположены на одинаковом отдалении  $D=6.80$  in от оси симметрии модели ( $D=0.00$  in). Т.е. наибольший нагрев при таком положении модели относительно набегающего потока испытывают элементы «hot shoulder» (рис. 19).

На рис. 22 показаны результаты измерений теплового потока в экспериментах 5 и 6. Эксперимент 5 проводился при тех же числах Маха и Рейнолдса, что и эксперимент 4, но угол атаки был равен  $20$  градусов. Эксперимент 6 проводился при числах Рейнолдса  $8,0E06 Re_d$ .

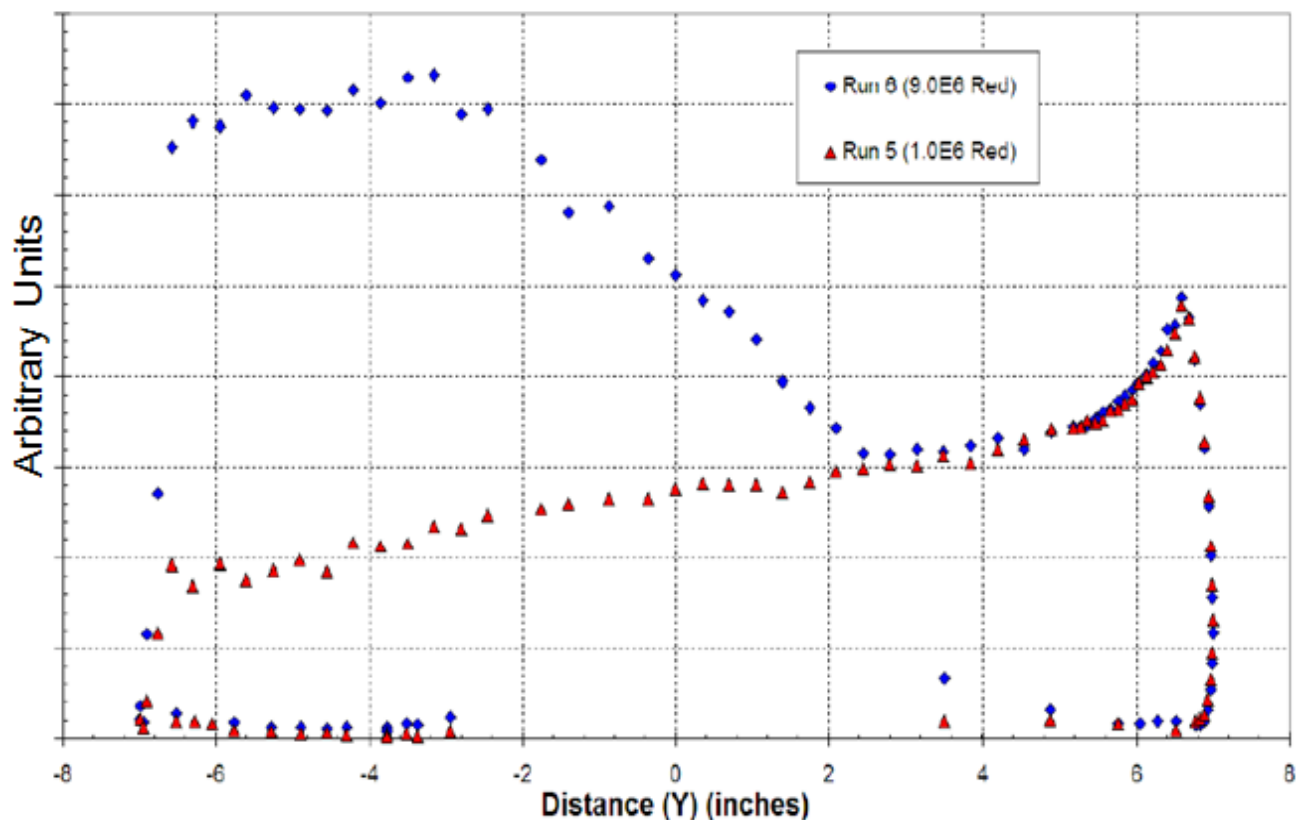


Рис. 22. Измерение теплового потока в относительных единицах. Эксперименты 5 и 6 ( $\blacktriangle$ ,  $\bullet$ ) работы [56] ( $1,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$  и  $8,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$ , соответственно), направление потока справа налево.

Видно, что между экспериментами 5 и 6 в хвостовой части модели значительно отличаются уровни нагрева. Это объясняется разницей в числах Рейнолдса на модели ( $1,0E6 Re_d$  и  $8,0E6 Re_d$ ) во время проведения экспериментов. Теневые фотографии обтекания модели гиперзвуковым потоком в экспериментах 5 и 6 представлены на рис. 24.

Эксперименты 7 и 8 (рис. 24) проводились при тех же условиях, что эксперименты 5 и 6, но угол атаки был равен  $28^\circ$ .

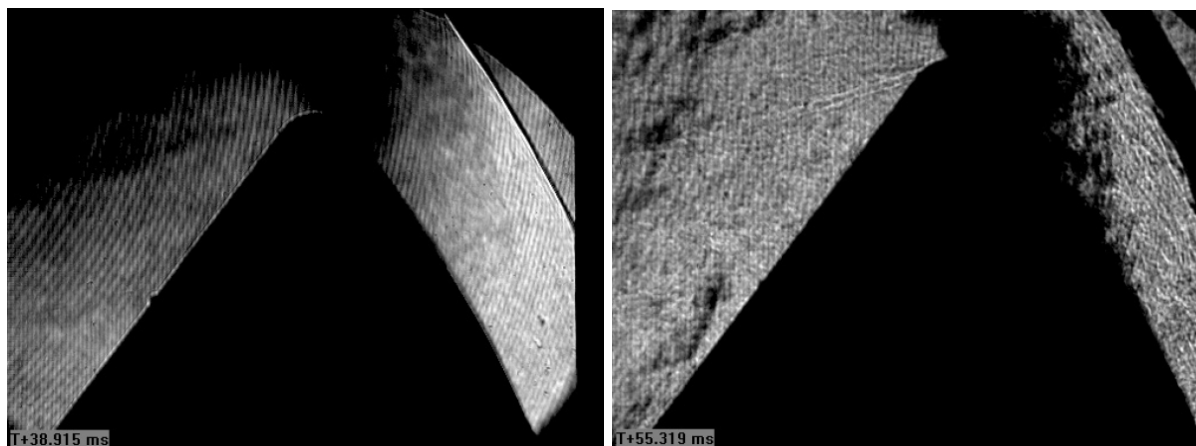


Рис. 23. Теневые фотографии работы [56].

Эксперимент 5 слева ( $t=38$  мс от начала регистрации),  
эксперимент 6 справа ( $t=55$  мс от начала регистрации).

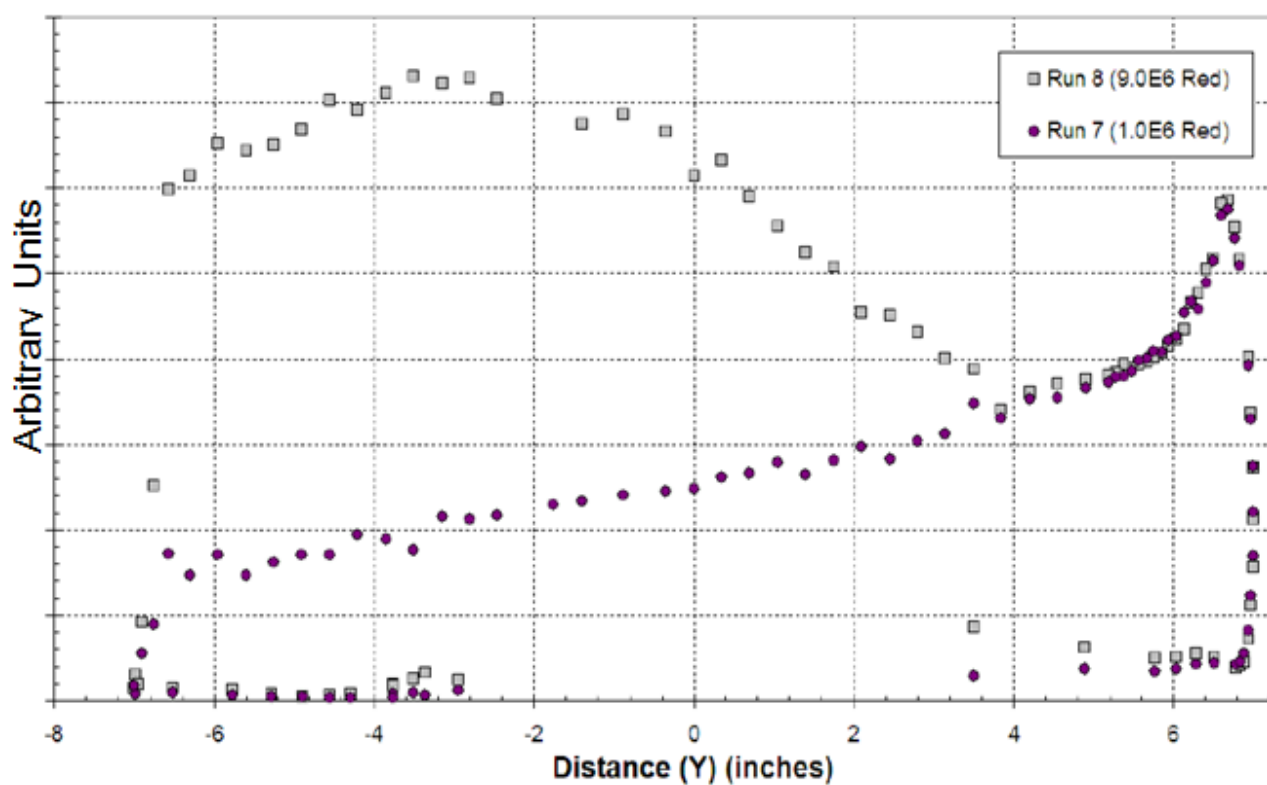


Рис. 24. Измерение теплового потока в относительных единицах.

Эксперименты 7 и 8 (●, ■) работы [56] ( $1,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $28^\circ$  и  $8,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $28^\circ$ , соответственно),  
направление потока справа налево.



Показания теплового потока схожи по характеру с данными экспериментов 5 и 6. Эксперимент 9 проводился при параметрах экспериментов 5 и 6, но при числах Рейнолдса  $24,0E06 Re_d$ . На рис. 25 видно отклонение от ламинарного течения по всей длине модели.

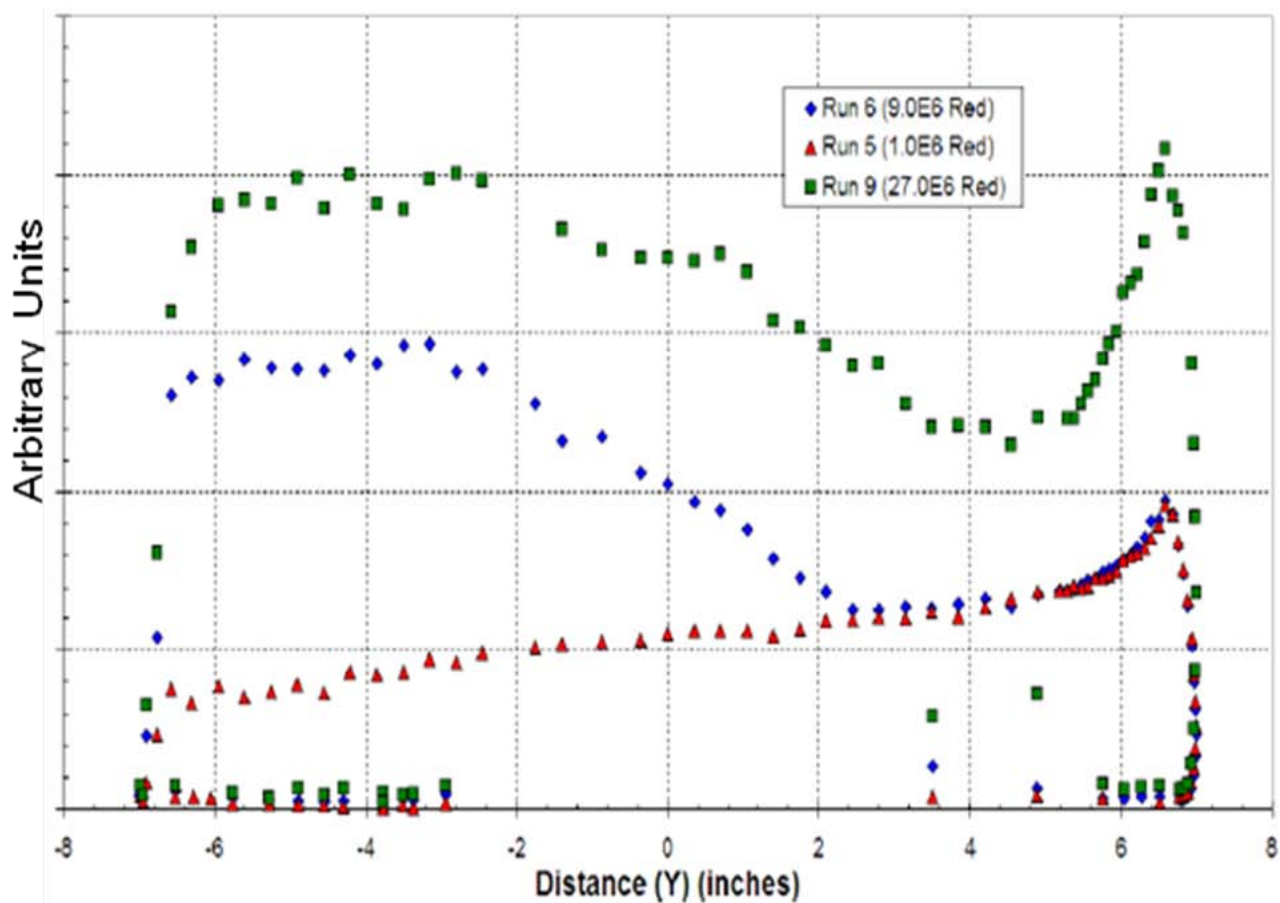


Рис. 25. Измерение теплового потока в относительных единицах.

Эксперименты 5, 6 и 9 (▲, ●, ■) работы [56]

( $1,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$ ,  $8,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$

и  $24,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$ , соответственно),

направление потока справа налево.

Сравнение эксперимента 10 (числа Рейнолдса  $32,0E06 Re_d$ ) с предыдущими представлено на рис.28.

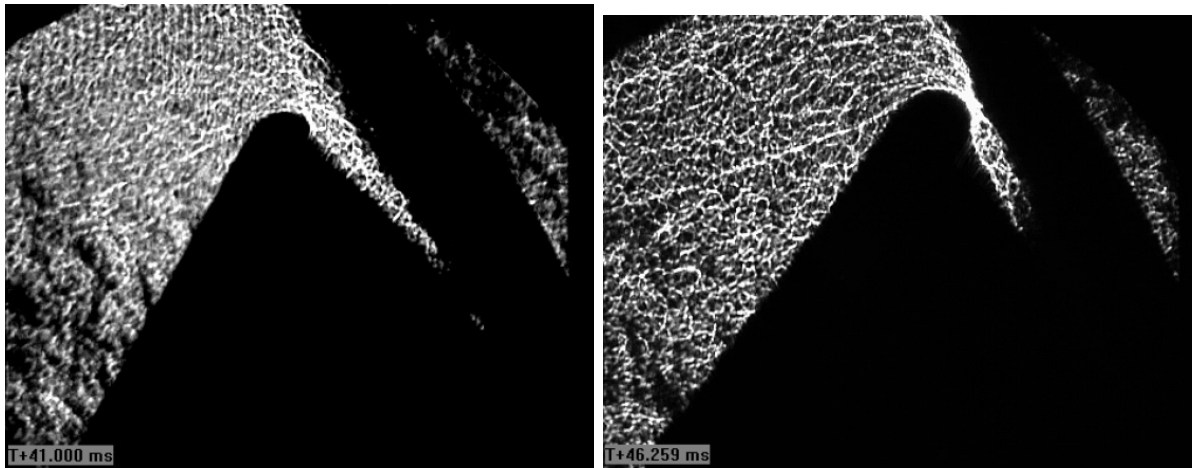


Рис. 26. Теневые фотографии работы [56].

Эксперимент 8 слева ( $t=41$  мс от начала регистрации),  
эксперимент 9 справа ( $t=46$  мс от начала регистрации).

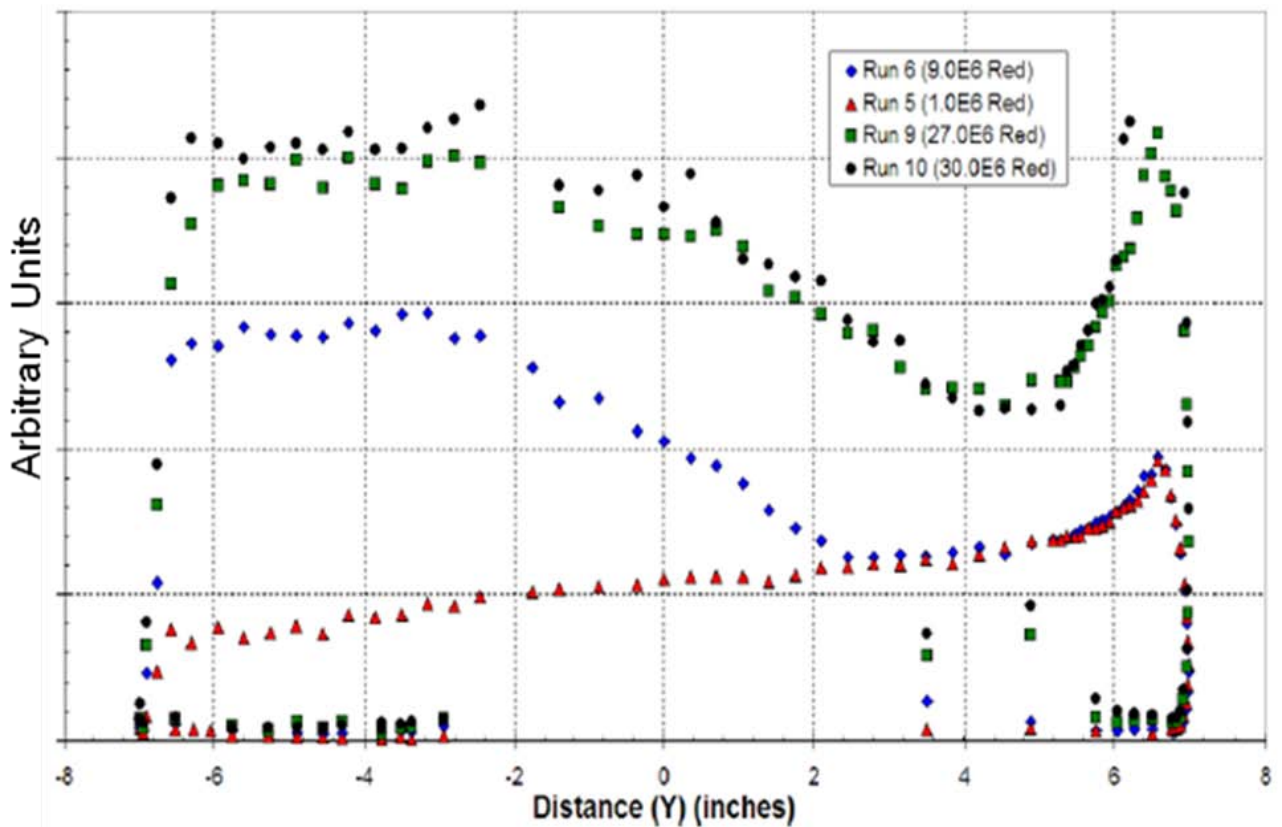


Рис. 27. Измерение теплового потока в относительных единицах.

Эксперименты 5, 6, 9 и 10 ( $\blacktriangle$ ,  $\bullet$ ,  $\blacksquare$ ,  $\bullet$ ) работы [56]

( $1,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$ ,  $8,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$ ,  
 $24,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$  и  $32,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$ ,  
соответственно), направление потока справа налево.



Показания теплового потока демонстрируют похожее на эксперимент 9 поведение, однако, на границе т.н. элемента «горячего плеча» (рис. 19) модели не наблюдается более высокого пика. Это вызвано тем, что в ходе эксперимента 10 на данном участке модели 8 тонкопленочных датчиков было повреждено. Их заменили на коаксиально-термопаровые датчики и провели эксперимент 11 (рис. 28).

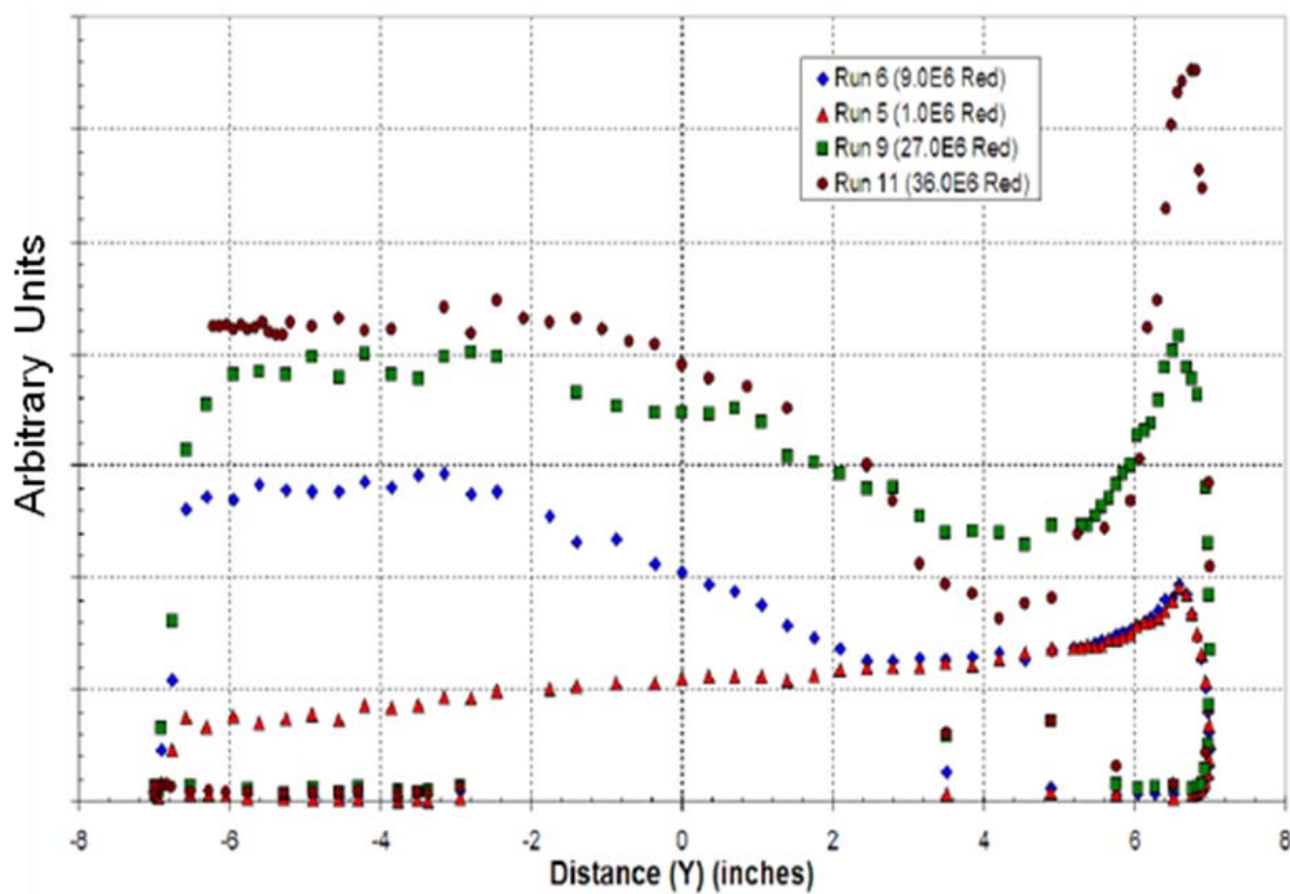
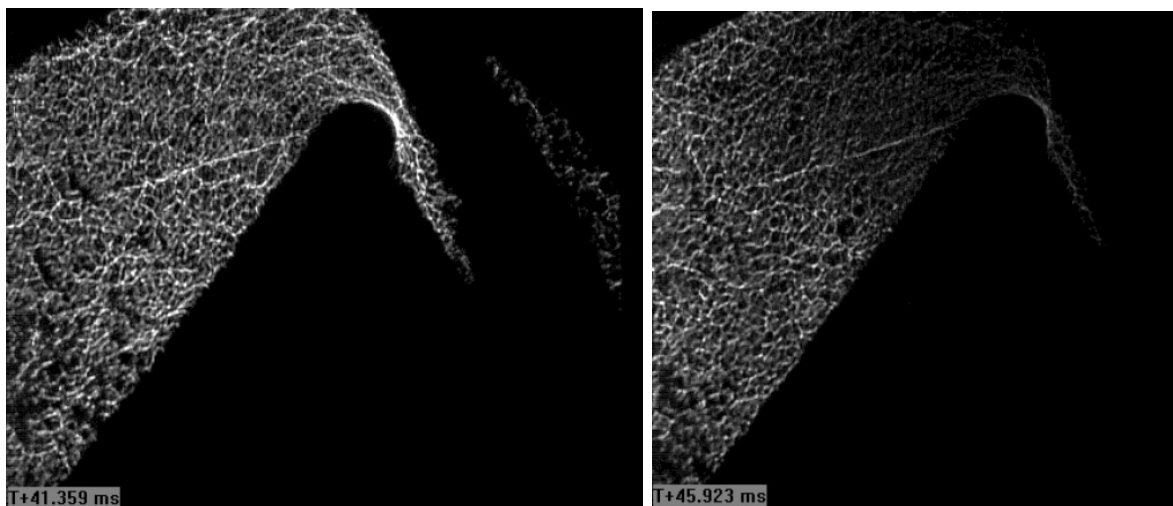


Рис. 28. Измерение теплового потока в относительных единицах.

Эксперименты 5, 6, 9 и 11 ( $\blacktriangle$ ,  $\bullet$ ,  $\blacksquare$ ,  $\bullet$ ) работы [56]

( $1,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$ ,  $8,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$ ,  
 $24,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$  и  $32,0E6 Re_d$ ,  $M=8$ , угол атаки  $20^\circ$ ,  
соответственно), направление потока справа налево.



*Рис. 29. Теневые фотографии работы [56].*

*Эксперимент 10 слева ( $t=41$  мс от начала регистрации),  
эксперимент 11 справа ( $t=45$  мс от начала регистрации).*

Из рис. 28 видно, что в показаниях теплового потока, соответствующих эксперименту 11, появился ярко выраженный локальный максимум в окрестностях значения  $D=7.00$  in, которое соответствует элементу «горячего плеча» (рис. 19) модели.

### 1.3 Детонационные ударные трубы

Аэродинамическая ударная труба, рассмотренная в предыдущем разделе, является относительно простым техническим устройством, основным физическим элементом которого является ударная волна, распространяющаяся в трубе круглого или прямоугольного сечения.

Примем за меру интенсивности ударной волны число Маха  $M$  (иногда, называемое числом Маха УВ):

$$M = \frac{D}{c_1}, \quad M_1 = \frac{u_1 - D}{c_1}, \quad (1.3), (1.4)$$

где  $u_1$  и  $M_1$  – скорость воздуха и число Маха перед фронтом УВ (в тракте ударной трубы в начальный момент времени:  $u_1=0$ ,  $M_1=-M$ ),  $D=M \cdot c_1$  –

скорость фронта УВ. Далее принято, что  $c_1$ ,  $\rho_1$ ,  $P_1$  – скорость звука, плотность и давление в разгоняемом (толкаемом) газе перед фронтом УВ.

Тогда можно найти величину плотности  $\rho_2$  и скорости  $u_2$  за фронтом УВ в толкающем газе:

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)M_1^2}{(\gamma - 1)M_1^2 + 2} = \frac{(\gamma + 1)M^2}{(\gamma - 1)M^2 + 2}, \quad u_2 = D \left( 1 - \frac{\rho_1}{\rho_2} \right) = M \cdot c_1 \left( 1 - \frac{\rho_1}{\rho_2} \right), \quad (1.5), (1.6)$$

А также определить величину давления  $P_2$  за фронтом УВ:

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma}{\gamma + 1} M_1^2 - \frac{(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)} = \frac{2\gamma}{\gamma + 1} M^2 - \frac{(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)}. \quad (1.7)$$

Отсюда следует, что величины  $\frac{\rho_2}{\rho_1} = f_1(M)$ ,  $\frac{P_2}{P_1} = f_2(M)$ ,  $u_2 = f_3(M)$  являются

функциями числа Маха УВ  $M = \frac{D}{c_1}$ , которое в случае ударных труб

приблизительно равно  $M \approx \frac{c_2}{c_1}$ , а для детонационных ударных труб  $M \approx \frac{u_2 + c_2}{c_1}$ .

Отсюда следует, что эффективность аэродинамической ударной трубы может быть заметно повышена в том случае, когда отношение  $\frac{c_2}{c_1}$  скоростей звука в толкающем ( $c_2$  – скорость звука в толкающем газе) и рабочем ( $c_1$  – скорость звука в разгоняемом газе) газах достаточно велико ( $\frac{c_2}{c_1} \gg 1$ ; при этом

$\frac{P_2}{P_1} \approx \frac{2\gamma}{\gamma + 1} M^2 \gg 1$ ). Если считать, что газ в тракте ударной трубы является

совершенным газом и имеется приближительное равенство температур  $T_2 \approx T_1$ ,

то для соотношения  $\frac{c_2}{c_1}$  справедливо выражение:  $\frac{c_2}{c_1} = \sqrt{\frac{\mu_1}{\mu_2}}$  (при условии

$\frac{\mu_1}{\mu_2} \gg 1$ , отсюда следует  $\frac{c_2}{c_1} \gg 1$  и  $\frac{P_2}{P_1} \gg 1$ ). Если же выполняется неравенство

$T_2 \gg T_1$ , то справедливы неравенства:  $\frac{c_2}{c_1} \approx \sqrt{\frac{\mu_1 T_2}{\mu_2 T_1}} \gg 1$  и  $\frac{P_2}{P_1} \gg 1$ .

Таким образом, можно отметить, что эффективность ударных труб улучшаема несколькими способами (или комбинацией этих способов). Одним из них является использование легкого газа (например: гелия) в качестве толкающего газа ( $\frac{\mu_1}{\mu_2} \gg 1$ , здесь  $\mu$  молекулярный вес толкающего  $\mu_2$  и толкаемого  $\mu_1$  газов).

Другой подход к увеличению эффективности (основанный на детонационном способе подогрева ( $T_2 \gg T_1$ ) толкающего газа) заключается в использовании дополнительной (по отношению к рабочему тракту ударной трубы) детонационной секции [17, 20, 23, 59-67].

Упрощенную схему детонационной ударной трубы можно представить в виде набора нескольких секций: детонационная секция (здесь находится горючая смесь и толкающий газ), которая с помощью металлической диафрагмы отделена от секции ударной трубы.

Отметим, что способ работы детонационной секции в целом полностью аналогичен способу работы энергосиловой детонационной установки, которая включает в каждый рабочий цикл: впрыск в инициирующую детонационную трубу топлива, инициирование топлива с одного из торцов детонационной трубы, распространение вдоль детонационной трубы процесса горения с переходом в режим детонационного горения. После инициирования очередной порции топлива, благодаря конструкции инициирующих детонационных труб, обеспечивается создание кумулятивной струи с зоной повышенного давления у днища камеры, что достигается за счет синхронизации истечения продуктов детонационного горения из нескольких детонационных труб, ориентированных

относительно осевой линии камеры детонационной установки под углом от  $0^\circ$  до  $90^\circ$ .

Рабочий процесс в детонационной аэродинамической ударной трубе основывается на сложном комплексе взаимосвязанных физико-химических процессов, которые протекают в детонационной волне (ДВ). При этом существование протяженной зоны химической реакции в ДВ приводит к значительным отклонениям от стационарности и одномерности течения газа за фронтом детонации.

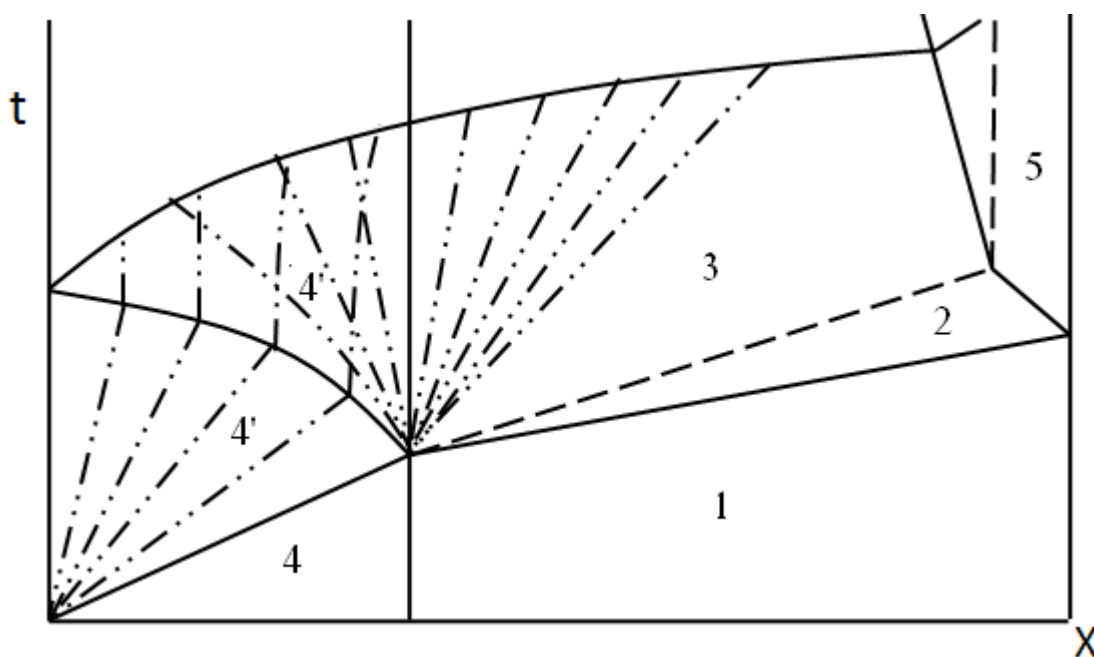
Механизм возникновения детонации (для многих смесей известны критические энергии инициирования детонации) при её инициировании в неподвижном газе может быть описан следующим образом. При поджигании горючей смеси возникает фронт нормального горения, движущийся с дозвуковой скоростью относительно газа впереди него. Расширяющиеся (ускоряющиеся) продукты горения порождают волны сжатия и вызывают движение в газе перед фронтом пламени. Волны сжатия догоняют друг друга, образуя ударные волны. Состояние газа перед фронтом пламени изменяется: повышаются температура, давление, скорость газа, возникает турбулентность, происходит искривление фронта горения и увеличение площади его поверхности, приводящее к возрастанию скорости нормального горения. Сложное взаимодействие многочисленных волн в образовавшемся турбулентном потоке приводит в некоторый момент времени к возникновению детонации. Детонация почти всегда возникает непосредственно перед фронтом ускоряющегося пламени. Одновременно от точки, где произошел переход в детонацию, в обратном направлении начинает распространяться волна, называемая ретонационной волной, которая дожигает смесь. Известно также, что в покоящихся средах существует предельная скорость УВ, которая разделяет формирование детонации на два сценария: дальнейшее ускорение до возникновения детонационной волны и ослабление с последующим ускорением до возникновения детонационной волны.

Наиболее простая одномерная картина процесса детонационного горения предложена Чепменом [61] и Жуге [62]. Согласно ей, химическая реакция протекает мгновенно в области УВ, а расширение сгоревших продуктов происходит в изоэнтропической волне разрежения, следующей за фронтом детонации (т.е. скорость движения фронта в нормальном режиме детонации  $D_{C-J}$  определяется скоростью правой характеристики волны разрежения:  $D_{C-J} = u + c$ , здесь  $u$  – скорость движения газа за фронтом ДВ). Кроме нормального режима детонации ( $D_{C-J} = u + c$ ) существуют еще два других детонационных режима: пересжатой ( $u + c > D_{C-J}$ ) и недосжатой ( $u + c < D_{C-J}$ ) детонации. При этом, если потери на трение и перенос тепла в зоне реакции будут превышать поступление энергии за счет химической реакции, то наступает затухание детонационной волны (“детонационный предел”).

Повышение эффективности детонационной секции может быть достигнуто за счет увеличения уровня вкладываемой в инициатор (воспламенитель) детонации энергии и выбором “оптимального” места его расположения. На рис. 30 и рис.31 показаны два “противоположных” варианта нахождения воспламенителя в детонационной секции.

В случае размещения воспламенителя у левого торца детонационной секции (рис. 30) сформировавшаяся после инициации ДВ распространяется от него к диафрагме, которая отделяет детонационную секцию от рабочего канала ударной трубы, отражается от диафрагмы, усиливается и разрывает её. После чего ДВ распространяется (постепенно догоняя УВ) в отсеке рабочего газа вслед за начальной УВ (рис. 30).

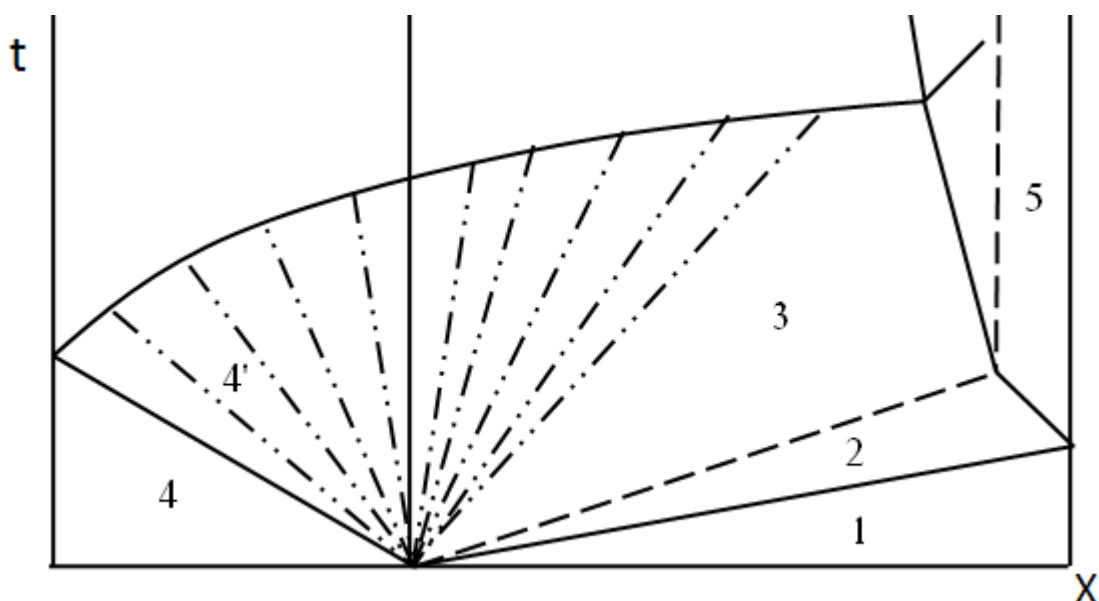
Если же воспламенитель размещен в конце детонационной секции (см. рис. 31; рядом с диафрагмой), то в этом случае ДВ не успевает выйти на автомобильный режим распространения и теплофизические параметры за ней имеют меньший уровень интенсивности (по сравнению с предыдущей ситуацией). По этой причине этот вариант расположения воспламенителя менее эффективен.



*Рис. 30. Волновая диаграмма взаимодействия системы волн в детонационной трубе с воспламенителем, расположенным у левого края детонационной секции (1 – область невозмущенного начального состояния исследуемого (разгоняемого) газа, 2 – область сжатого в УВ газа, 3 – область газового «поршня», 4 – область невозмущенного начального состояния газа в детонационной секции, 4' – область разрежения, 5 - область рабочего газа за отраженной УВ)*

Один из примеров ударных труб с детонационной секцией [60] (в качестве горючей смеси использовались: смесь водорода, кислорода и гелия; смесь водорода, воздуха и гелия) показан на рис.32 (Техасский университет в Арлингтоне, США). Она состоит из отсека толкающего газа длиной 3 м и диаметром 15,24 см и отсека рабочего газа длиной 8,23 м и диаметром 15,24 см. Эти секции разделены двухдиафрагменным блоком и рассчитаны на давления до 41,3 МПа. Диафрагмы, сделанные из листовой стали 1008 и имеющие толщину 3,42 мм или 2,66 мм, для лучшего раскрытия насакаются крест-накрест до различных глубин. В торце отсека низкого давления располагается коническое сопло с углом в 7,5 градусов и выходным диаметром 33,6 см,

позволяющее воспроизвести числа Маха от 5 до 16. В работе [60] число Маха УВ составляло 8.

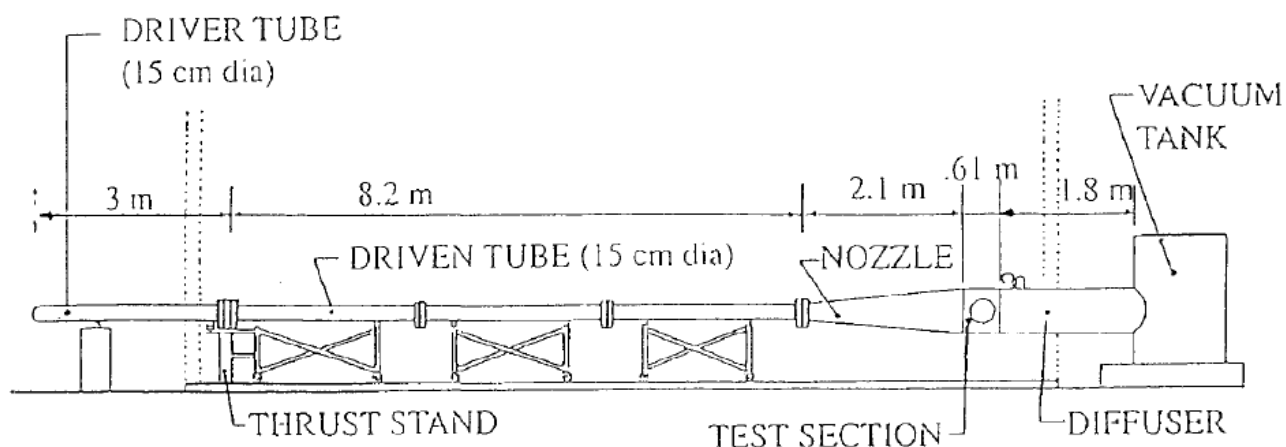


*Рис. 31. Волновая диаграмма взаимодействия системы волн в детонационной трубе с воспламенителем, расположенным у правого края детонационной секции (1 – область невозмущенного начального состояния исследуемого (разгоняемого) газа, 2 – область сжатого в УВ газа, 3 – область газового «поршня», 4 – область невозмущенного начального состояния газа в детонационной секции, 4' – область разрежения, 5 – область рабочего газа за отраженной УВ)*

Во входном отверстии сопла располагается вторая диафрагма, выполненная из алюминиевой фольги и имеющая толщину 0,0127 мм. Рабочая секция имеет 53,6 см в длину и 44 см в диаметре, а также два оптических окна диаметром 23 см, расположенных друг напротив друга. Диффузор длиной в 213 см и диаметром в 30,5 см соединяет рабочую секцию с вакуумным резервуаром.

Рабочая секция/диффузор/вакуумный резервуар работают в диапазоне разрежения от 1000 до 0,001 Торр, давление в них измеряется с помощью двух вакуумных датчиков MKS Baratron 127A.





*Рис. 32. Схема детонационной ударной трубы [60]. На рисунке показаны КВД (driver tube), КНД (driven tube), сопло (nozzle) и рабочая секция (test section).*

Детонационный отсек толкающего газа содержит четыре датчика давления РСВ 111А22 (динамические датчики давления, измеряют в диапазоне до 68,9 МПа, время отклика 2 мкс). В секции располагаются два клапана, которые используются для закачки водорода, кислорода, воздуха и гелия или для откачивания изначально присутствующего воздуха и стравливания газов, возникающих в результате проведения эксперимента. Для определения начального давления или степени разрежения в отсеке до его заполнения используется прибор MKS Baratron 127А (максимальное измеряемое давление 1,33 МПа). Данная конструкция позволяет работать в любом из двух вариантов размещения воспламенителя, описанных выше. Подача водорода и кислорода происходит по двум разным магистралям в целях обеспечения безопасности работы. Гелий и воздух подаются по магистрали кислорода. Для предотвращения случайного возгорания в магистралях установлены флеш-разрядники Matheson 6103.

В отсеке рабочего газа установлены четыре динамических датчика давления. Два из них - РСВ 111А23 (максимальное давление 34,4 МПа, время отклика 2 мкс) используются для определения скорости ударной волны. Другие два других РСВ 111А23 или РСВ 111А24 (максимальное давление 6,89 МПа,

время отклика 2 мкс), срабатывают в зависимости от условий в отсеке во время эксперимента. Начальное давление в отсеке также измеряется с помощью прибора MKS Baratron 127A.

Экспериментально найденные числа Маха УВ показаны на рис.33 в виде функции  $M\left(\frac{P_2}{P_1}\right)$  от отношения начальных давлений толкающего  $P_2$  и рабочего газов  $P_1$ .

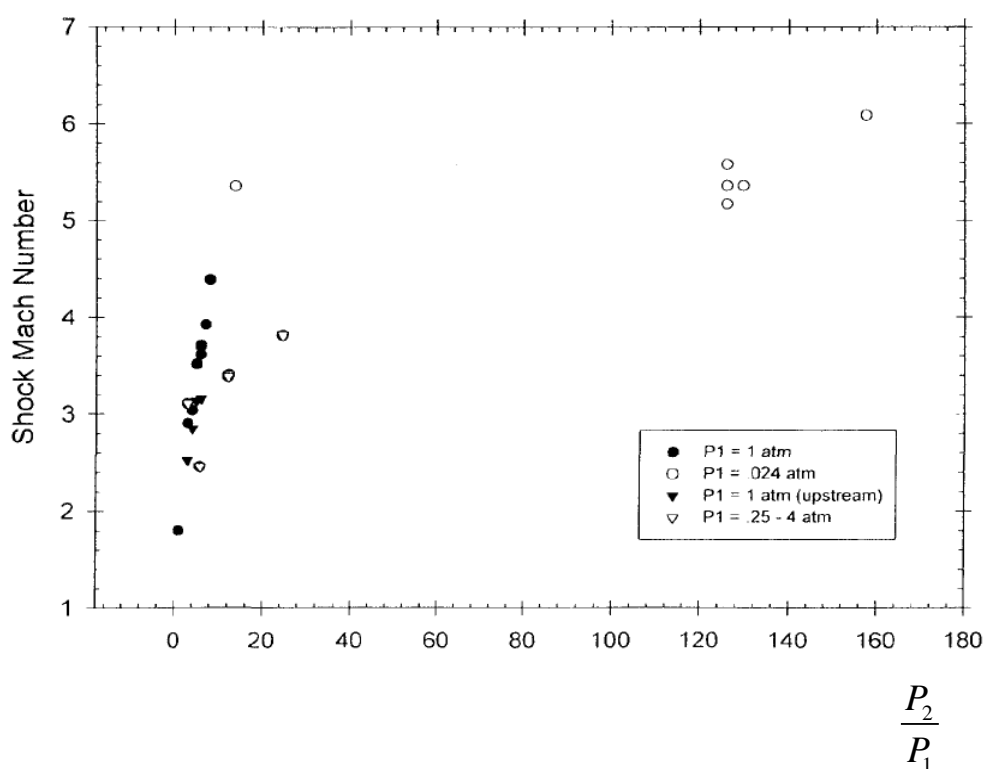


Рис. 33. Экспериментальная карта чисел Маха начальной ударной волны [60]

Из графической зависимости  $M\left(\frac{P_2}{P_1}\right)$  следует, что интересные для практики числа Маха  $M \approx (4 \div 6)$  достигаются в области отношений давлений  $\frac{P_2}{P_1} \approx (20 \div 40)$ .

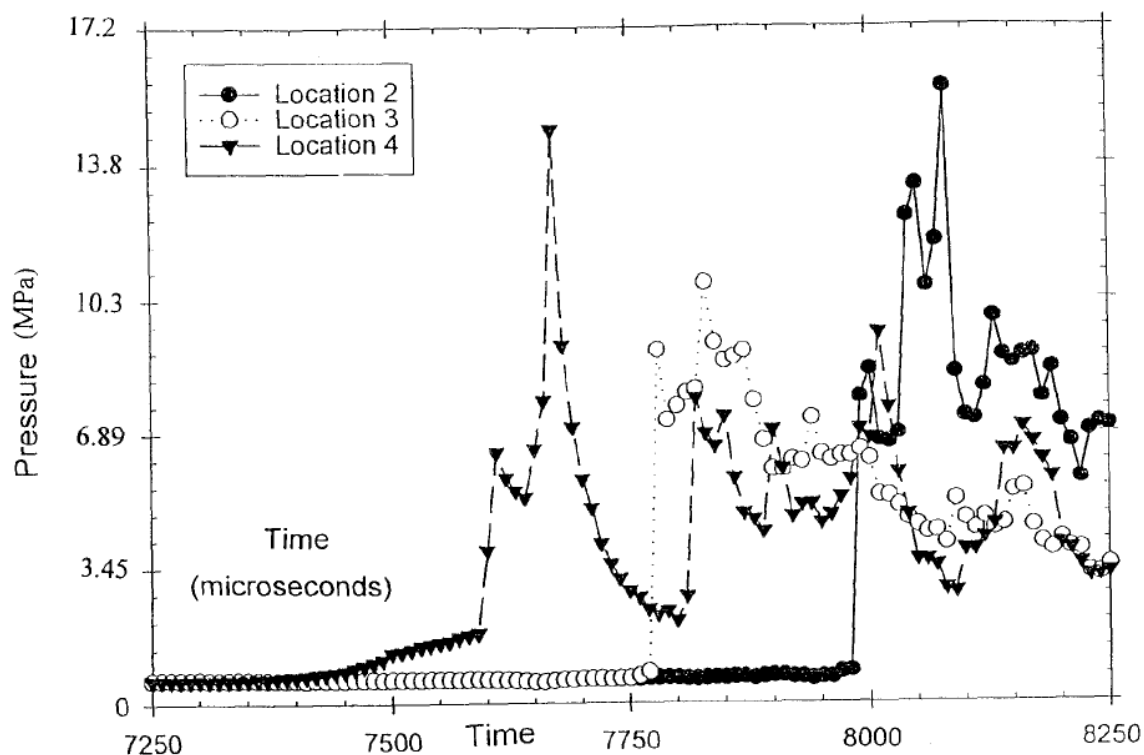


Рис. 34. Показания датчиков давления 2-4 (location 2-4), размещенных в детонационной секции при начальном давлении горючей смеси 6 атм [60]

Графические зависимости, приведенные на рис.34 и рис.35, зарегистрированы датчиками давления, размещенными в детонационной секции с воспламенителем, расположенным в правой части секции (в конце секции).

Эти зависимости демонстрируют влияние начального давления ( $P_2 = 6$  атм и  $P_2 = 8$  атм) в горючей смеси на величину времени индукции горения в ДВ (время формирования ДВ). Так распределение давления (рис.34), соответствующее датчику давления №4 и начальному давлению в горючей смеси  $P_2 = 6$  атм, имеет первый локальный максимум в момент времени  $t = 7600$  мкс, но максимальное давление (датчик давления №2) и режим нормальной детонации достигается к моменту времени  $t = 8100$  мкс. Увеличение уровня начального давления (рис.35;  $P_2 = 8$  атм) в детонационной секции приводит к резкому уменьшению ( $t = 6300$  мкс) времени формирования ДВ.

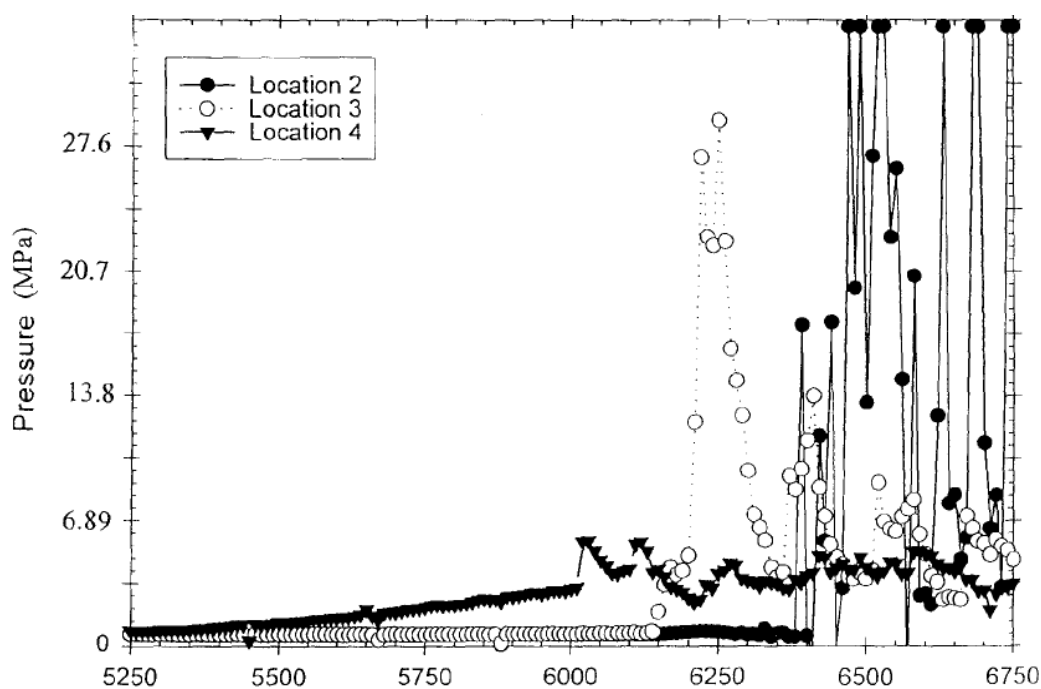


Рис. 35. Показания датчиков давления 2-4 (location 2-4), размещенных в детонационной секции при начальном давлении горючей смеси 8 атм [60]

Графические распределения (рис.36), соответствуют датчикам давления, размещенным в детонационной секции с воспламенителем расположенным в левой части секции (в начале секции).

В этом случае начальное давление горючей смеси имело значение  $P_2 = 6$  атм. Заметим, что на рис.36 вершины распределений давлений срезаны (имеют одинаковый уровень значений), что позволяет внести предположение о достоверности полученных экспериментальных результатов. Отметим, что в данном случае общий уровень пиковых значений, зарегистрированных датчиками давления выше (рис.36;  $P \approx 14$  атм), чем они наблюдались для случая размещения воспламенителя в правой части секции (рис.35;  $P \approx 11$  атм). Однако скорость УВ в рабочей секции ударной трубы меньше (возможно это связано с постепенным затуханием детонационного процесса в детонационной секции).

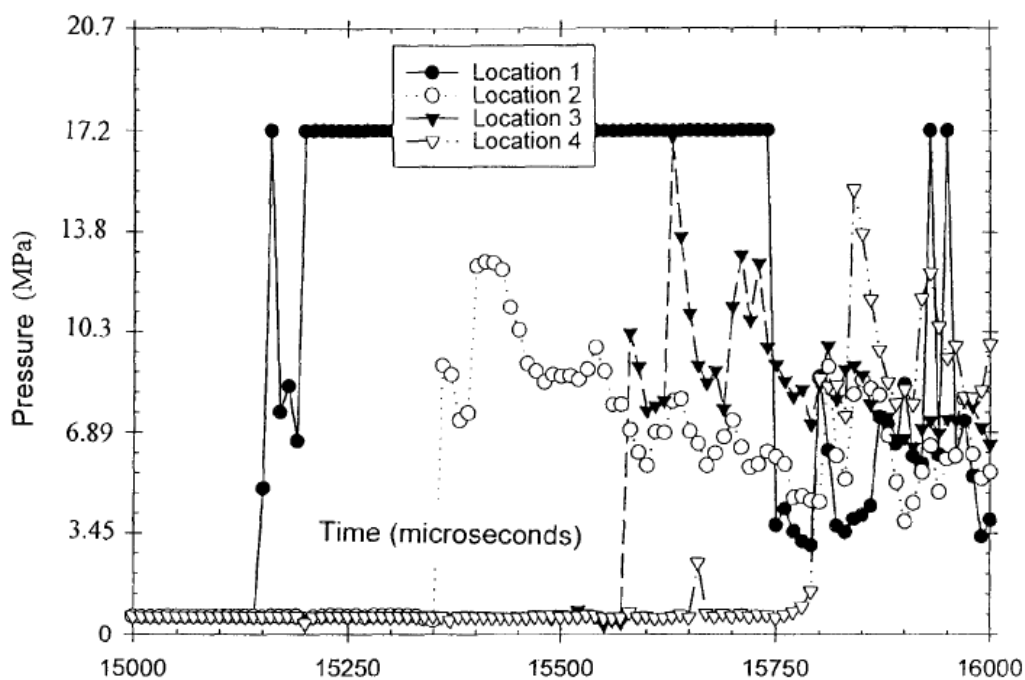


Рис. 36. Показания датчиков давления 1-4 (location 1-4), размещенных в детонационной секции при начальном давлении горючей смеси 6 атм [60]

Графические распределения, приведенные на рис 37, 38 соответствуют датчикам давления, размещенным в отсеке рабочего газа (секции ударной трубы). Из приведенных распределений следует, что уровень начального давления в секции ударной трубы заметно влияет на временной ход показаний датчиков давления, а также на газодинамические характеристики УВ:

- для начального давления  $P=0,001$  Торр, давление за УВ составляет величину  $P_{VB} \approx 3$  МПа;
- для начального давления  $P=1000$  Торр, составляет величину  $P_{VB} \approx 0,5$  МПа.

При начальном давлении  $P=0,001$  Торр в секции ударной трубы в распределение  $P(t)$  (рис. 27) наблюдается пик от первой УВ ( $t=8500$  мкс,  $P_2 \approx 0,140$  МПа), которая сформировалась в секции ударной трубы после разрыва диафрагмы, далее с  $t=9000$  мкс наблюдается плавный рост давления, вызванный “предвестником” ДВ. А затем на  $t=10200$  мкс в распределение давления  $P(t)$  наблюдается второй пик, который появился как результат

взаимодействия УВ и ДВ ( $P_2 \approx 0,5$  МПа), которая к этому моменту времени догнала УВ.

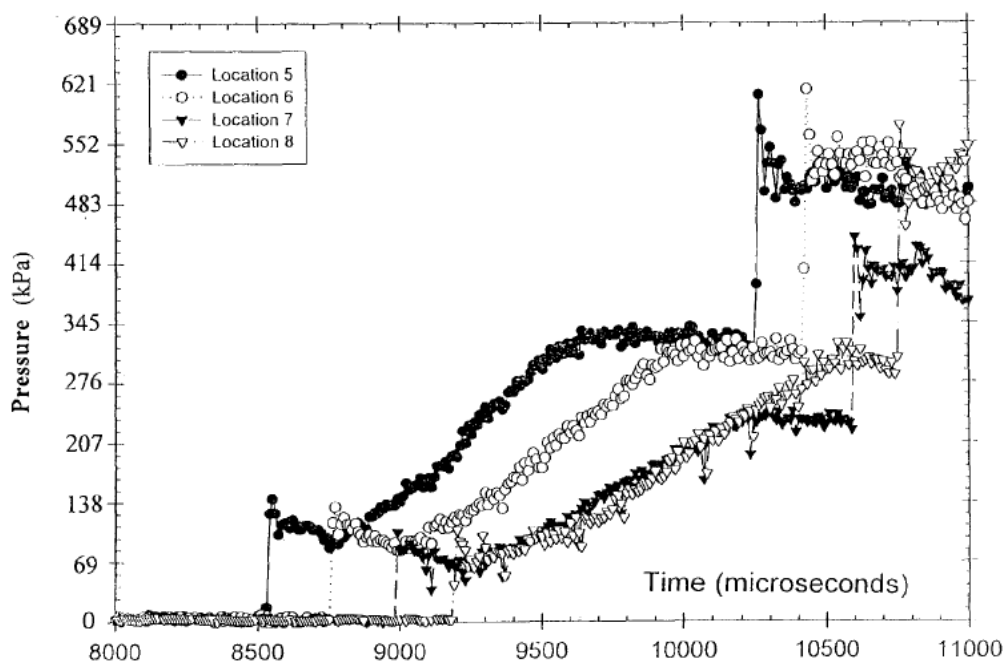


Рис. 37. Показания датчиков давления 5-8 (location 5-8), размещенных в секции ударной трубы (в отсеке рабочего газа, для начального давления 0,001 Торр) [60]

При начальном давлении  $P=1000$  Торр в распределении  $P(t)$  (рис.38) также возникает пик от УВ, но роль “предвестника” не существенна и за первым пиком наблюдается медленное снижение давления до момента взаимодействия УВ и ДВ.

Помимо использования воспламенителя в левой части детонационного отсека или рядом с диафрагменным блоком существуют и другие схемы размещения инициатора детонации. Одну из этих схем иллюстрирует временная диаграмма, показанная на рис.39 [60].

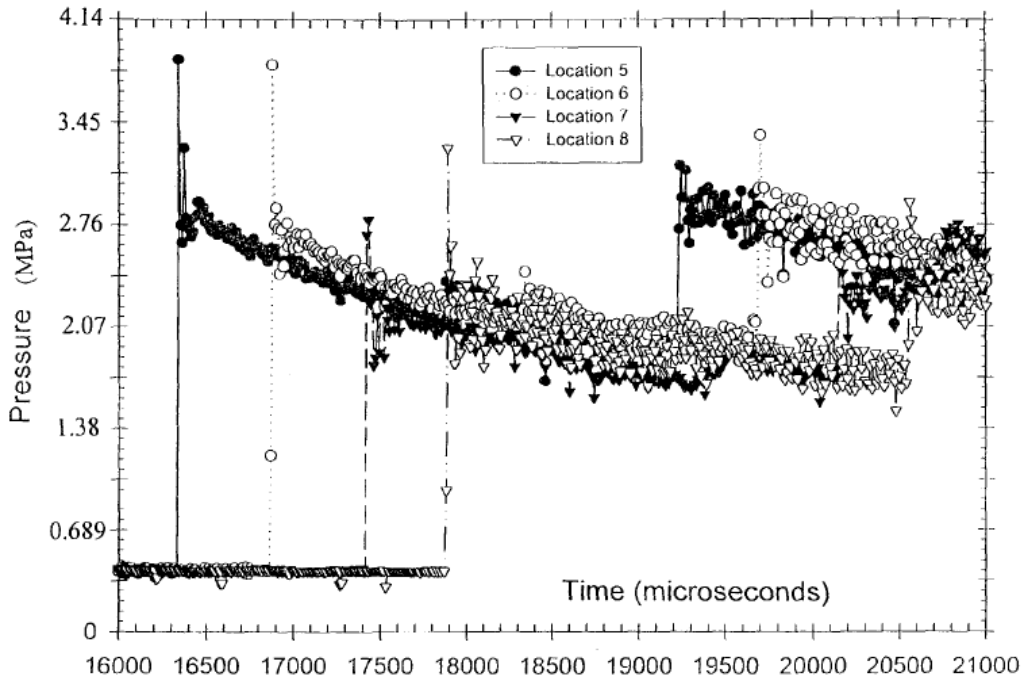


Рис. 38. Показания датчиков давления 5-8 (location 5-8), размещенных в секции ударной трубы (в отсеке рабочего газа, для начального давления 1000 Торр) [60].

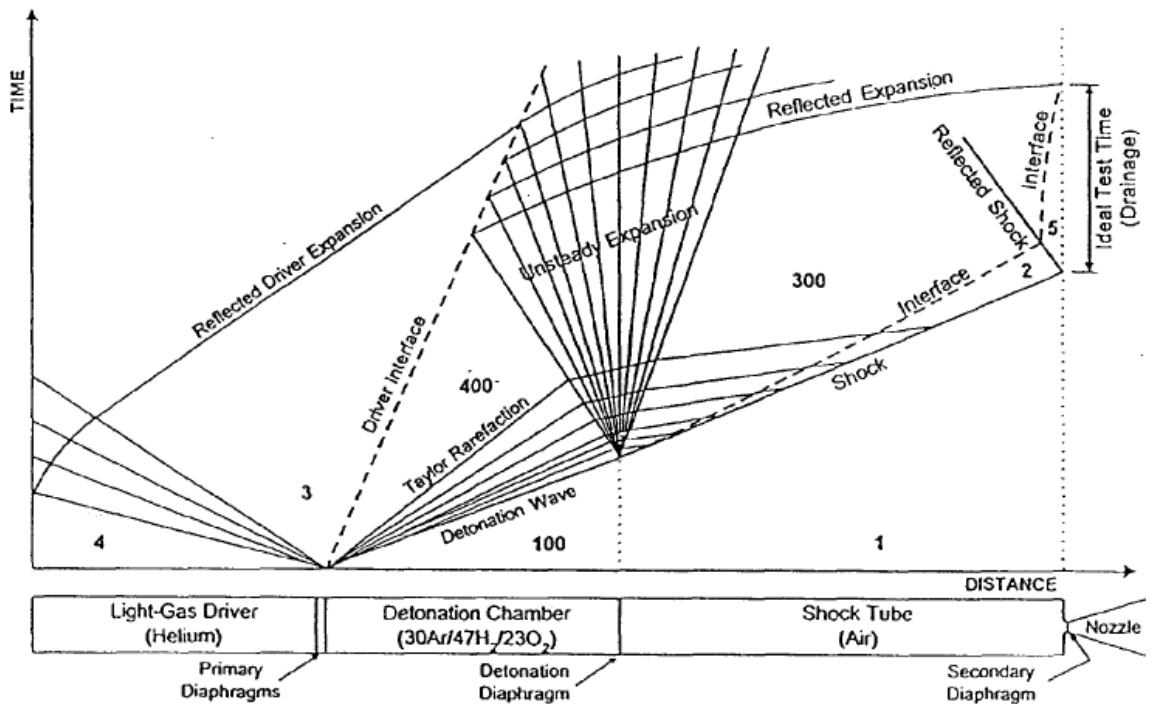


Рис. 39. Волновая диаграмма взаимодействия системы волн в детонационной трубе с ударно-волновым воспламенителем. На рисунке показаны КВД (light-gas driver), детонационный отсек (detonation chamber), КНД (shock tube) и сопловой блок (nozzle).

В данном случае инициатор детонации выполнен в виде дополнительной секции (размещенной перед детонационной секцией, рис.39), в которой находится гелий под высоким давлением. После вскрытия диафрагмы, отделяющей воспламенитель и детонационную секцию, формируется УВ, распространяющаяся в детонационную секцию. Эта УВ быстро переходит в нормальную ДВ, но волна разрежения, возникающая за фронтом ДВ, имеет заметно меньший уровень интенсивности (по сравнению с предыдущими вариантами расположения инициатора детонации), что приводит к гораздо более высокому уровню давления за детонационной волной.

Однако ударная труба с детонационной секцией все же имеет ряд технических недостатков. К первому из недостатков можно отнести сложность технической реализации конструкции детонационной ударной трубы, поскольку её создание связано с необходимостью переделки (для обеспечения необходимой степени нагнетания/разрежения) практически всех конструктивных элементов ударной трубы (магистрالی, краны, уплотнения и т.д.). Вторым недостатком этого технического решения являются опасности, вызванные с наличием взрывчатых смесей в тракте трубы и затраты на обеспечение корректной работы источника зажигания (воспламенителя).

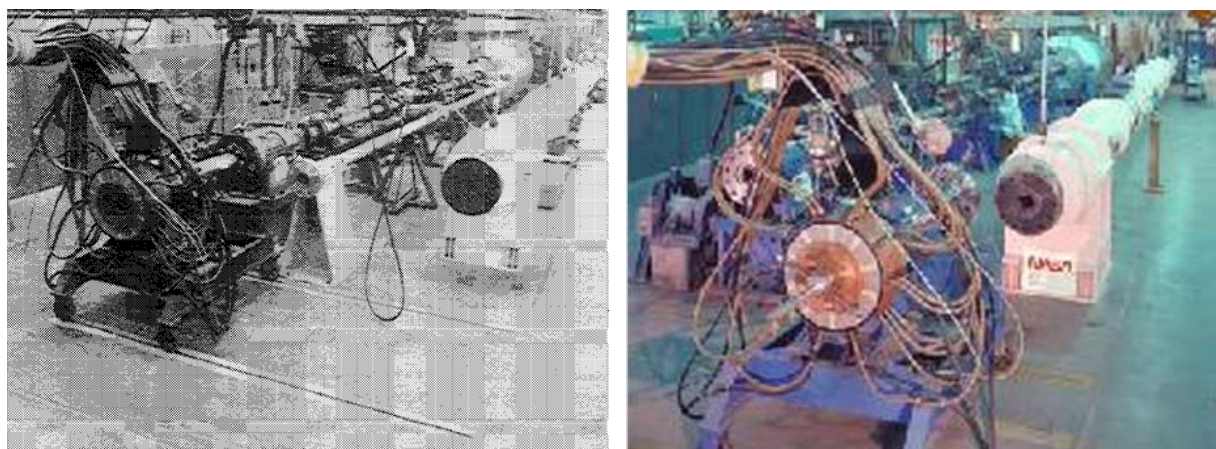
#### **1.4 Электродуговые ударные трубы**

Одна из наиболее самых сложных задач физической газовой динамики излучающего газа является задача, связанная с изучением аэротермодинамики спускаемых космических и гиперзвуковых летательных аппаратов. Это вызвано существенной перестройкой первоначально невозмущенного течения с необходимостью в определении параметров газа за головной ударной волной и в зоне отрывных течений газа, которые наблюдаются в донной области спускаемых космических аппаратов. Эта перестройка течения сопровождается значительным изменением теплового режима и аэродинамических характеристик вблизи поверхности спускаемых космических аппаратов.



Экспериментальные работы, выполненные с применением электроразрядных импульсных аэродинамических труб, показали перспективность их использования для моделирования аэротермофизических характеристик [25, 68] спускаемых космических и гиперзвуковых летательных аппаратов с ГПВРД в широком диапазоне рабочих режимов. С помощью них также можно исследовать релаксационные явления в низко и высокотемпературной плазме [69, 70], провести измерения энергий ионизации и диссоциации.

Электродуговая ударная труба [71-77] представляет собой разновидность ударной трубы, в которой газ высокого давления получается за счет подогрева его импульсным электродуговым разрядом (заметим, что такой “электрический” способ подогрева в принципе может приводить к существенно большим температурам толкающего газа, чем в детонационных ударных трубах) в секции толкающего газа (рис.40, рис.41), которая находится перед рабочим каналом обычной ударной трубы.



*Рис. 40. Фотографии экспериментальных установок [75, 76], использующих секцию толкающего газа с токоприемником.*

Так, например электродуговой разряд может нагревать водород до температуры около 8 кК, а гелий до температуры около 20 кК без плавления или абляции материала стенок ударной трубы (т.к. время первого полупериода разрядного тока относительно мало; см. рис.42) [73-77].

Электродуговая ударная труба, используемая в экспериментах [74-76] (NASA Ames Research Center, США), состояла из нескольких секций: секции толкающего газа и двух параллельных секций, содержащих рабочий газ. Стенки этих секций были выполнены из нержавеющей стали. Одна из параллельных секций имела диаметр  $d=10$  см и 12 м в длину, вторая  $d=60$  см и 21 м в длину (рис.40).

Секция толкающего газа (рис.41) в экспериментах [70-74] была выполнена в двух вариантах:

- коническая конфигурация с диаметром входного отверстия 17,7 см и диаметром выходного отверстия 10,16 см (объем 632 куб см);
- цилиндрическая конфигурация (диаметром 10 см), имеющая переменную длину (34-137 см) и объем (2669-10752 куб см).

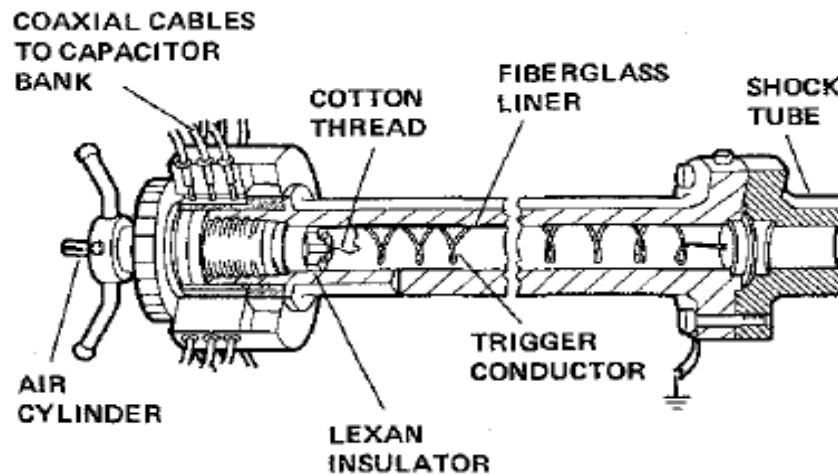


Рис. 41. Схема секции толкающего газа с токоприемником электродуговой ударной трубы [75]. На рисунке показано соединение с конденсатором (*coaxial cables to capacitor bank*), проводниковый триггер (*trigger conductor*) и ударная труба (*shock tube*).

К секции толкающего газа с правой стороны примыкает блок токоприемника (см. рис.41), который состоит из двух коаксиальных медных цилиндров. Внешний цилиндр, соединенный через фланец с секцией толкающего газа, заземлен, а внутренний цилиндр подсоединен к основному высоковольтному электроду с помощью медной пластины. Основной электрод

имеет полый сердечник, через который стержень уходит в поршень пневматического соленоида. Соленоид приводится в действие сигналом вольфрамового триггера. Провод триггера расположен вдоль блока токоприемника, где зажигается дуговой разряд. Термоэлектронная эмиссия от провода триггера помогает зажечь разряд.

Используя два разных отсека рабочего газа, варьируя комбинации толкающего/рабочего газа, давления, и задавая напряжения и емкость (конденсаторов) батареи накопителя энергии, в экспериментах [73-77] были получены скорости ударных волн в диапазоне 3-50 км/с (или чисел Маха  $M \approx (10 \div 20)$ ).

Конкретные начальные значения газодинамических параметров в рабочем тракте электродуговой ударной трубы удобно проиллюстрировать с помощью данных работы [75]:

- давление толкающего газа находилось в диапазоне 1-27,2 атм;
- давление рабочего газа в диапазоне 0,01-100 Торр для ударной трубы, имеющей диаметр  $d=60$  см (0,1-760 Торр для  $d=10$  см);
- в качестве толкающего газа были использованы газы водород, гелий, азот, водород/неон; рабочий газ: воздух, водород, кислород, неон;
- емкостной накопитель энергии имел следующие значения электротехнических параметров: напряжение 16-38 кВ, емкость 149-6126 мкФ.

В экспериментах, описанных в работах [73-77], диафрагма изготавливалась из майлара (синтетического полиэфирного волокна, в РФ называемого лавсаном) толщиной 0,35-0,5 мм. Выполненные в работах [73-77] эксперименты показывают, что диафрагма начинает раскрываться в момент времени 20 мкс и полностью открывается к 50 мкс. При этом известно (см. рис.42), что ток в импульсной электрической дуге продолжается и после раскрытия диафрагмы. Однако численные расчеты показывают, что джоулево энерговыделение, вызванное электродуговым разрядом, в секции толкающего

газа после 50 мкс оказывает слабое влияние на величину скорости УВ в рабочем тракте электродуговой ударной трубы. Поэтому, для эффективного использования секции толкающего газа, электрическая энергия, запасенная в емкостном накопителе энергии, должна быть подведена, до того, как диафрагма раскроется (т.е. для экспериментов работ [73-77]  $t < 50$  мкс).

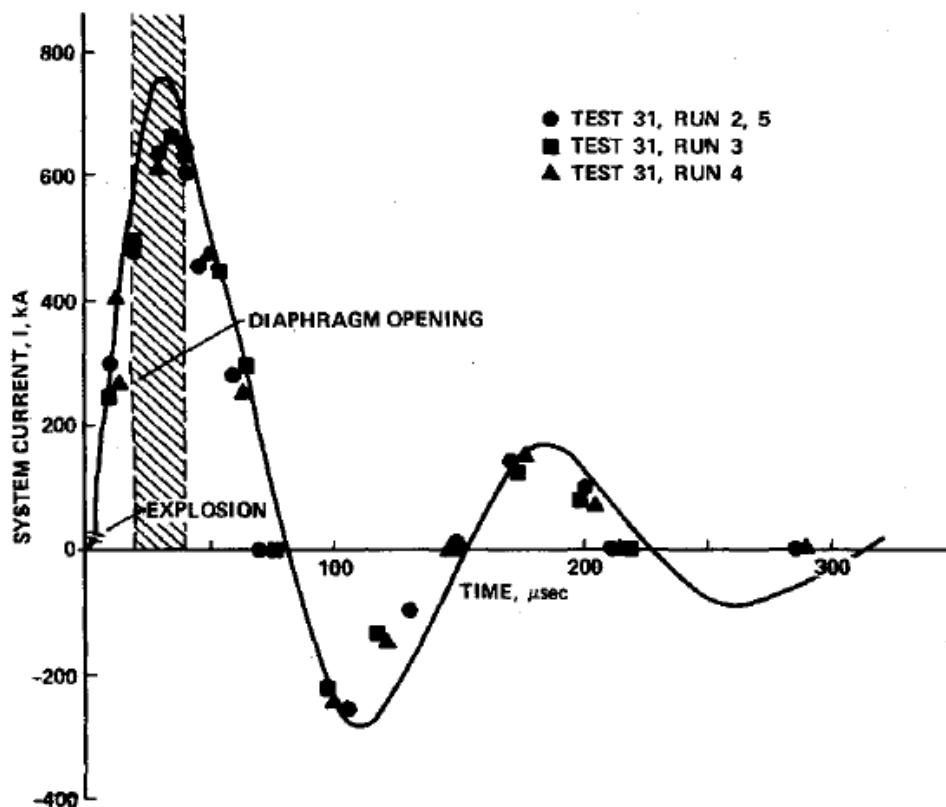


Рис. 42. Зависимость от времени расчетного (сплошная линия) и экспериментально измеряемого (▲, ●, ■) значения разрядного тока в импульсной электрической дуге [75]. На рисунке отмечен момент взрыва (explosion) и открытия диафрагмы (diaphragm opening).

На рис.42 показана временная зависимость разрядного тока в импульсной электрической дуге и проведено сравнение экспериментальных и теоретических значений тока.

Разрядный ток в импульсной электрической дуге, используемой для нагрева рабочего газа электроразрядной ударной трубе, имеет вид экспоненциально затухающей синусоиды с приблизительно четырьмя экстремумами. При этом и в эксперименте, и в расчетах первый максимум

разрядного тока ( $J \approx 800 \text{ kA}$ ) наступает приблизительно на 40 мкс, второй на 100 мкс, третий на 200 мкс. Рис.43 позволяет говорить об удовлетворительном соответствии между экспериментальными и расчетными результатами.

## 1.5 Поршневые ударные трубы

На рис.43 приведена схема поршневой ударной трубы. Из схематического изображения экспериментальной установки (поршневой ударной трубы) следует, что она состоит из нескольких секций: поршневой камеры (здесь располагается поршень свободного хода и толкающий газ), которая с помощью металлической диафрагмы отделена от секции ударной трубы, в которой находится рабочий (толкаемый) газ под низким давлением; соплового блока, который примыкает через диафрагму к секции (рабочему тракту) ударной трубы. Установки такого рода используют поршень свободного хода [78-85] для адиабатического сжатия (и нагрева) толкающего газа, который втекает в рабочий тракт ударной трубы, создавая в толкаемом (рабочем) газе ударную волну. Эта УВ отражается от правого торца секции ударной трубы, обеспечивая достаточно однородную область газа с постоянными параметрами, подходящими для экспериментального исследования процессов взаимодействия гиперзвуковых потоков (после истечения из соплового блока) с моделями ГЛА.

Образующаяся начальная структура течения газа в поршневой ударной трубе показана на рис.43 и описана в пояснениях к нему. На рис.44 показан схематичный вид экспериментальной установки (поршневой ударной трубы), взятый из работы [80] (Университет Прованса, Марсель, Франция). В ней используется металлический поршень весом 35 кг, который ускоряется воздухом, находящемся слева от него в камере высокого давления. Благодаря этому поршень непрерывно адиабатически сжимает гелий (толкающий газ), располагающийся справа от него в поршневой камере.

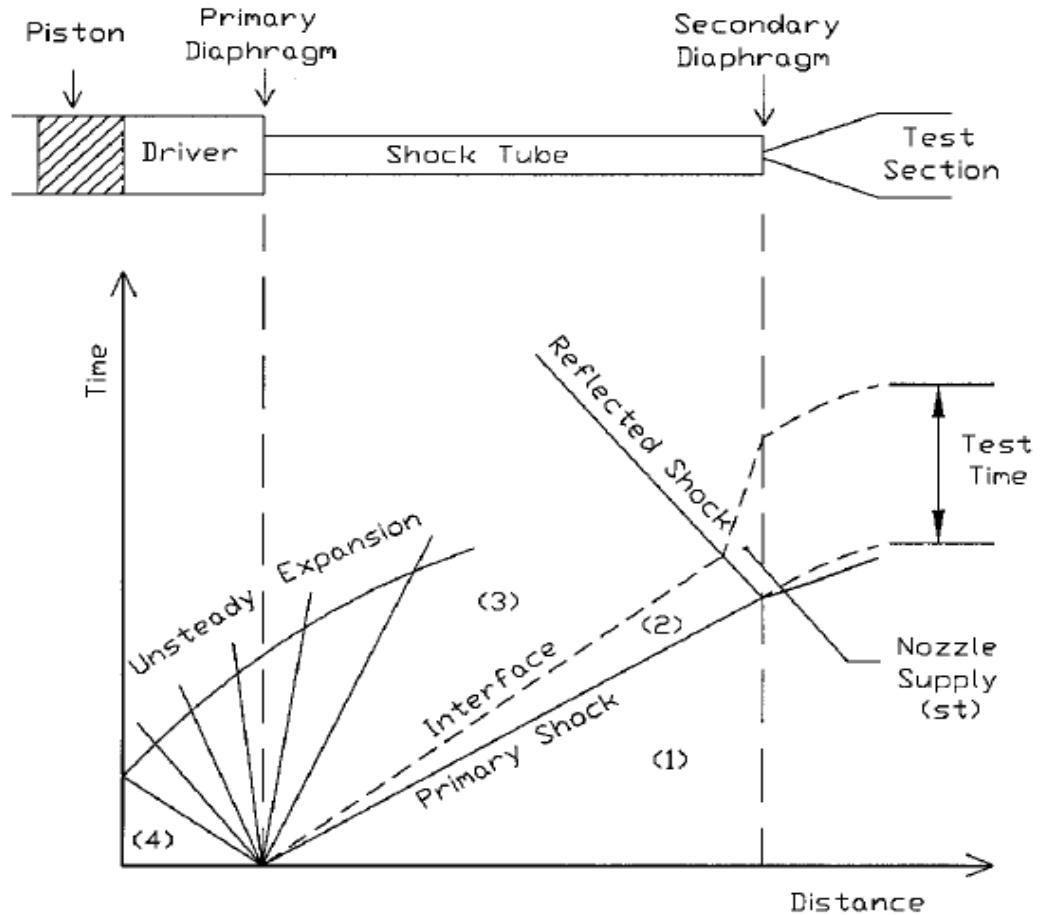


Рис. 43. Временная диаграмма поршневой установки (1 – рабочий газ, начальное состояние; 4 – толкающий газ, начальное состояние; 2 – рабочий газ после прохождения ударной волны; 3 – расширяющийся толкающий газ). На рисунке отмечены временные периоды веера волн разрежения (unsteady expansion), начальной ударной волны (primary shock) и контактной поверхности (interface).

Рост давления гелия приводит к раскрытию металлической мембраны, которая отделяет поршневую камеру и рабочий канал ударной трубы (диаметр трубы 70 мм). После чего внутри ударной трубы формируется сильная ударная волна, которая сжимает рабочий газ (толкаемый газ). С правой стороны канал ударной трубы примыкает к коническому соплу, которое используется для формирования гиперзвукового потока, набегающего на установленные в рабочей камере модели ГЛА или ГПВРД. Физические процессы (в том числе и неравновесные), протекающие перед и за фронтом УВ, могут быть изучены

экспериментально оптическими методами. С этой целью рабочий канал ударной трубы снабжен окнами, выполненными из кварцевого стекла. Скорость ударной волны измеряется с помощью показаний пяти датчиков давления, которые расположены в оптической части отсека рабочего газа и за 550, 750, 1150 и 2900 мм до нее. Между датчиками давления расположены три температурных датчика. Оптическая схема, приведенная на рис.45, по принципу проведения измерений похожа на аналогичную схему, описанную ранее в разделе 1.3.

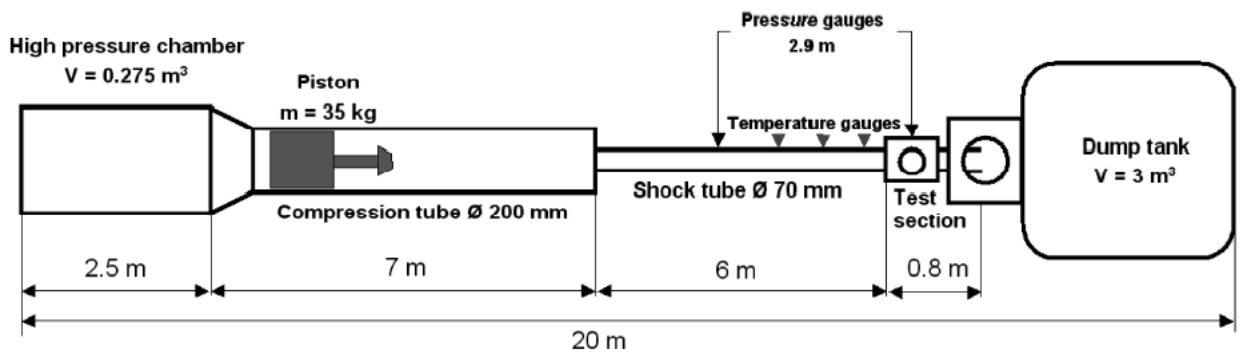


Рис. 44. Схема установки [80]. На рисунке показаны КВД (high pressure chamber), поршневая секция (compression tube), КНД (shock tube) и рабочая секция (test section) с расположенными в них датчиками давления (pressure gauges).

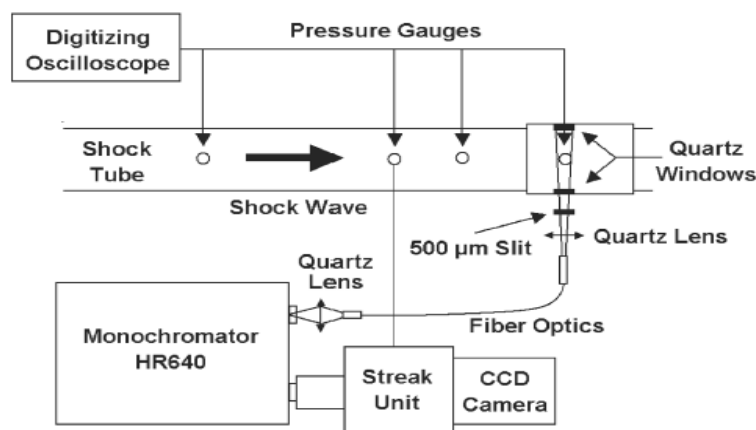


Рис. 45. Схема оптической установки [80]. На рисунке показаны КНД (shock tube), датчики давления (pressure gauges), подключенные к осциллографу (digitizing oscilloscope), иллюминаторы (quartz windows) и монохроматор (monochromator), соединенный с ПЗС камерой (ccd camera).

Эксперименты, выполненные с помощью поршневой ударной трубы [79] (Австралийский национальный университет, Австралия), были посвящены физическому моделированию процессов смешения и горения (воздуха и водорода) в рабочем тракте технически интересного варианта ГПВРД. Модель геометрически подобного варианта ГПВРД (рис. 46), представляет собой канал длиной 400 мм с постоянным (по длине) прямоугольным поперечным сечением (высота 25 мм, ширина 50 мм). В центральную часть канала ГПВРД был введен инжектор (перед входом канал, см. рис.46), который осуществлял в течение всего времени работы поршневой ударной трубы (приблизительно в течение 1-2 мс) впрыск водорода через специальный клапан с малым временем срабатывания. Технически инжектор представляет собой пластину 5 мм толщиной и длиной 100 мм.

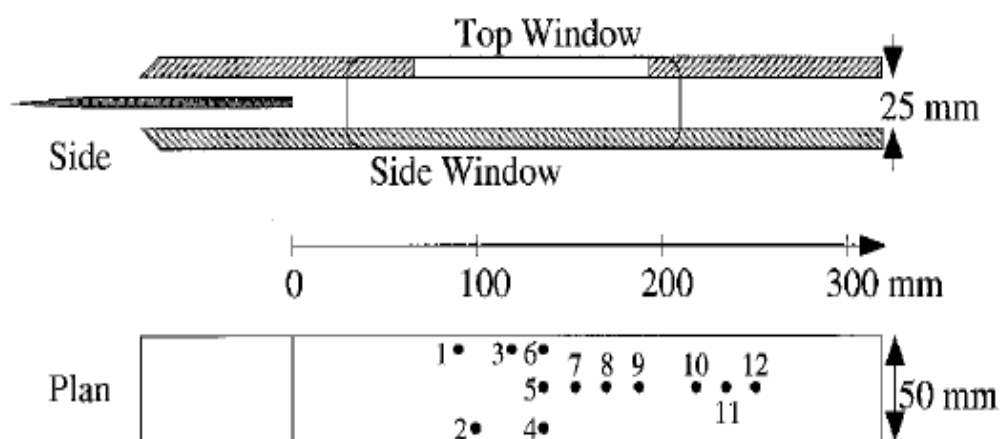


Рис. 46. Схематичное изображение модели ГПВРД и расположения датчиков давления [79]. Показаны верхние и боковые иллюминаторы (top window, side window).

Схема экспериментальной установки и измерительного оборудования показана на рис. 47. С целью организации теневых измерений канал ГПВРД был снабжен окнами, установленными на двух противоположных сторонах канала ГПВРД (180x180 мм) и выполненными из кварцевого стекла.



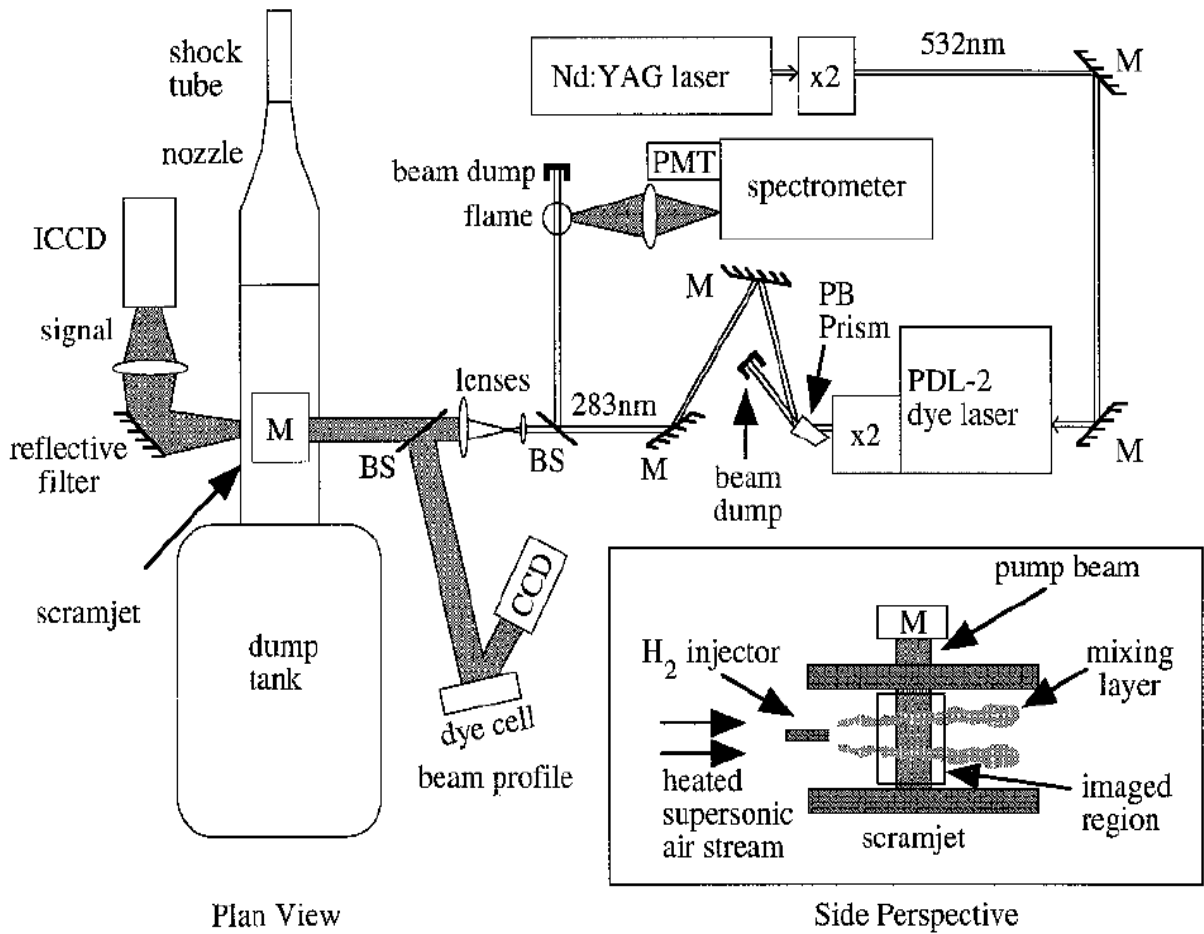


Рис. 47. Экспериментальное измерительное оборудование. Shock tube – КНД, nozzle – сопло, scramjet – исследуемая модель ГПВРД, spectrometer – спектрометр, М - зеркало, PB - призма Pellin-Broca [86], BS - светоделитель. [79].

В качестве источника света использовался лазер Nd:YAG с накачкой на красителе Родамин 6G. Длина волны лазера Nd:YAG, который использовался для визуализации потока, составляла 280 нм. Для определения давления газовой смеси в канале ГПВРД применялись миниатюрные пьезокерамические датчики давления Kulite, сигналы от которых записывались на переходной рекордер LeCroy с частотой 250 кГц (см. рис.45-рис. 49). Теплофизические параметры, при которых были осуществлены эксперименты [79], приведены в таблице №2.

Таблица №2. Теплофизические параметры экспериментов [79].

Энтальпия, МДж/кг	4	8	12
Параметры на входе в сопло			
Давление, МПа	15	15	15
Температура, К	3200	5020	6580
Параметры набегающего потока			
Давление, кПа	110	143	149
Температура, К	1100	2490	3360
Плотность, кг/м <sup>3</sup>	0,36	0,2	0,15
Скорость, м/с	2390	3180	3730
Число Маха	3,7	3,4	3,4
Доля диссоциации	0,002	0,071	0,3
Параметры впрыска			
Эквивалентное отношение	0,92	0,96	1
Давление заполнения, кПа	1300	1100	1100
Температура заполнения, К	300	300	300
Скорость, м/с	2100	2200	1900

Здесь указаны значения параметров на входе в проточный тракт макета модели ГПВРД, на выходе из инжектора и на выходе из соплового блока.

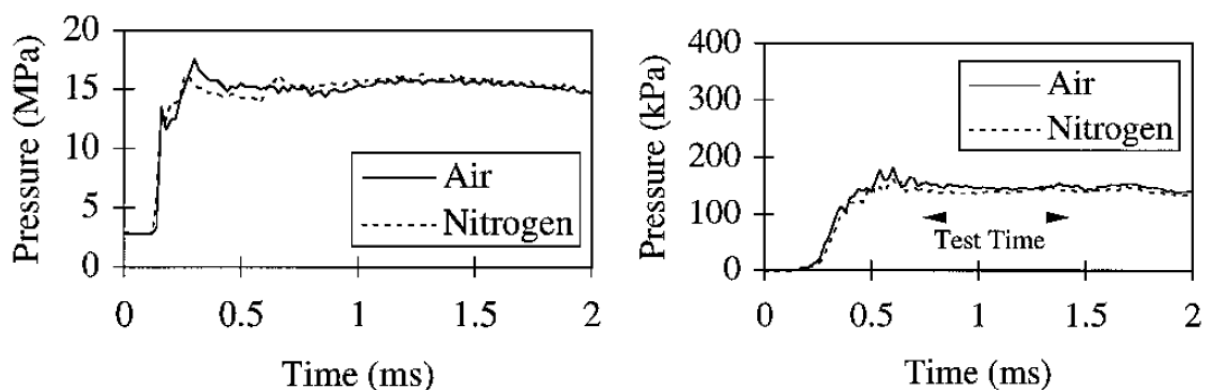


Рис. 48-49. Временная зависимость давления на выходе из соплового блока поршневой ударной трубы [79] и на входе в проточный тракт модели ГПВРД.

Рабочий газ: воздух, азот.

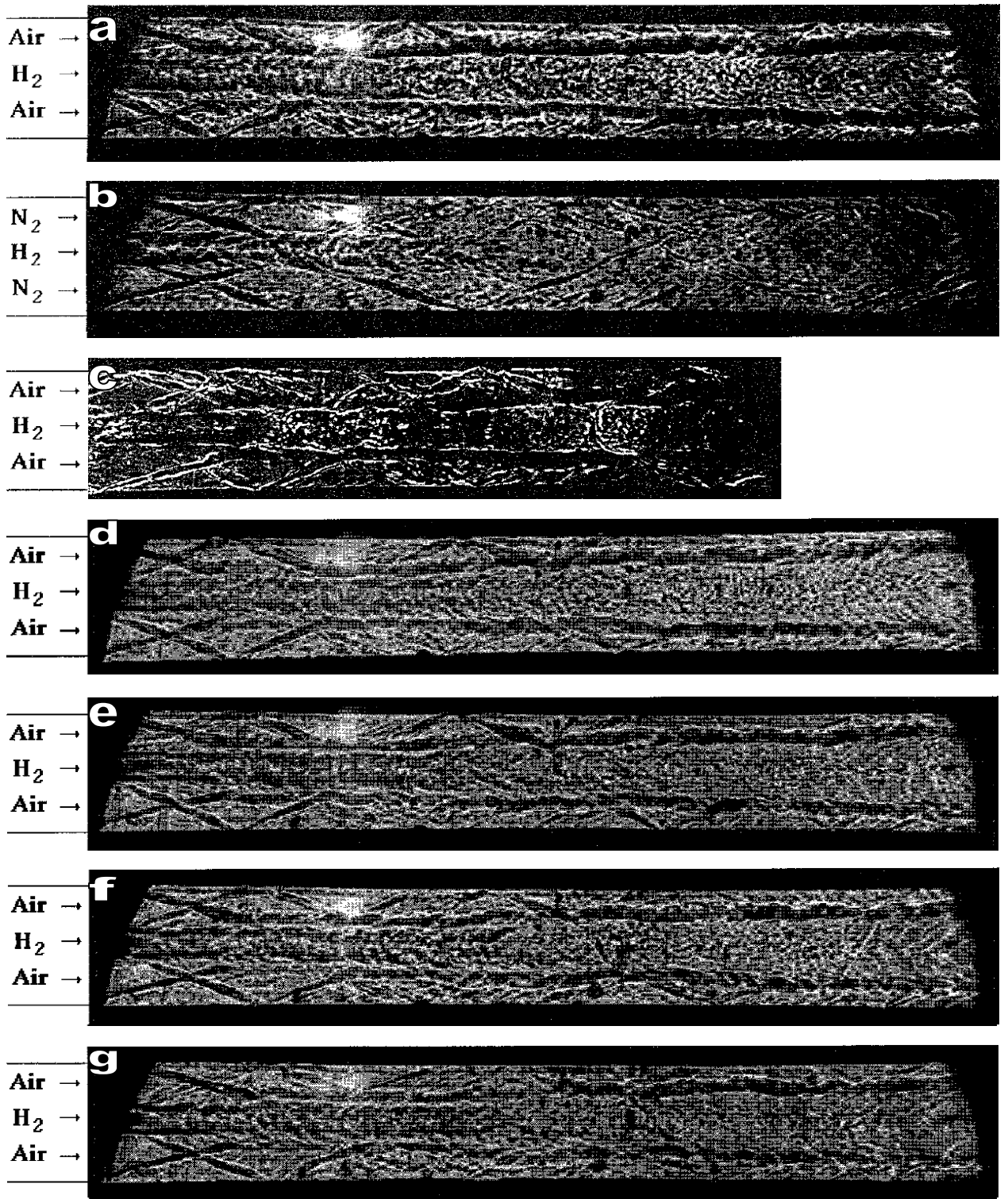


Рис. 50. Теневые картины течения в тракте модели ГПВРД [79].

Из графических зависимостей, приведенных на рис.48 и рис.49, следует, что временная продолжительность стабильных значений давления на входе в

проточный тракт модели ГПВРД составляет величину  $t \approx 2 \text{ ms}$ . На рис.50 приведены теневые картины течения в тракте модели ГПВРД (газовый поток набегаёт на модель ГПВРД слева). В случае б) на модель натекал азот, в остальных случаях в качестве рабочего газа использовался воздух. Задержка по времени от момента появления УВ на входе в сопловой блок поршневой ударной трубы до момента времени прихода газового потока на вход в канал ГПВРД составляла величины: а) 765 мкс, б) 765 мкс, с) 1022 мкс, d) 970 мкс, е) 1160 мкс, f) 1370 мкс, g) 1590 мкс. Данные теневые картины (рис.50) показывают, какое влияние на процессы смешения и горения оказывает тип (воздух или азот) натекающего на модель ГПВРД газа.

Ударная труба поршневого типа имеет некоторые недостатки. Например, если использовать водород или гелий в качестве толкающего газа, то после отражения УВ от торца рабочего канала поршневой ударной трубы температура рабочего газа может подняться до 3 кК. Однако, сжатие газа в рабочем канале трубы за счёт движения поршня происходит достаточно долго ( $\sim 300 \text{ мс}$ ), поэтому при столь высоких температурах газа стенки секции ударной трубы могут подвергаться плавлению и абляции.

## 1.6 Выводы

Анализ экспериментальных исследований показывает, что установки типа ударных труб способны воспроизводить полетные условия аэрокосмических и гиперзвуковых летательных аппаратов в относительно широком диапазоне теплофизических параметров потока, натекающего на модель ГЛА.

Показано, что с помощью такого рода технических устройств можно выполнять исследования аэротермогазодинамики (малые давления, высокие энтальпии) гиперзвукового обтекания перспективных летательных аппаратов и их отдельных конструктивных элементов.

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.

К недостаткам такого типа установок следует отнести повышенный (по сравнению с ГУАТ) уровень герметичности секций, термо и газодинамических параметров в рабочем тракте таких ударных труб, что сопровождается заметными сложностями при регистрации экспериментальных данных, повышенным износом элементов конструкции экспериментальной установки и подразумевает дополнительные трудности в её эксплуатации.

## 2 ГИПЕРЗВУКОВАЯ УДАРНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА ИПМЕХ РАН (ГУАТ ИПМЕХ РАН)

### 2.1 Описание установки

Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба была сконструирована для экспериментальных исследований структуры аэродинамического поля течения около геометрических моделей при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях [87-94] (рис. 51). 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 X18H10T [95-98], имеет длину 1,97 м и круглое поперечное сечение с внутренним диаметром 8 см. 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 X18H10T, секция отделяется от КВД посредством мембранного блока. Эти секции могут быть удлиненны на 7,5 м с помощью дополнительных отсеков.



*Рис. 51. Фотография установки ГУАТ ИПМех РАН.*

В конце КНД установлен сопловой блок, на входе в который устанавливается алюминиевая диафрагма. Эта диафрагма рвется 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. 52.

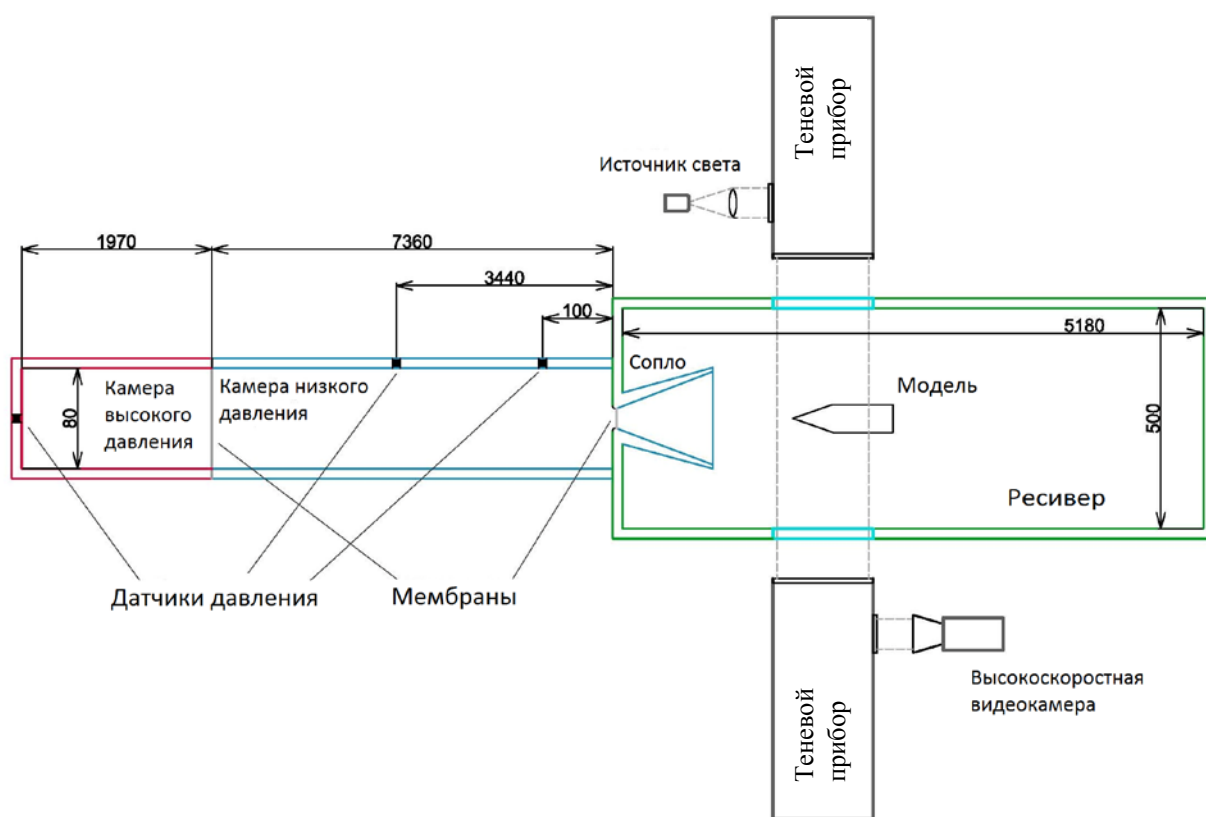


Рис. 52. Схематическое изображение установки ГУАТ ИПМех РАН.

Один датчик помещен в начало КВД, он используется для идентификации волн сжатия/разрежения, проходящих 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).

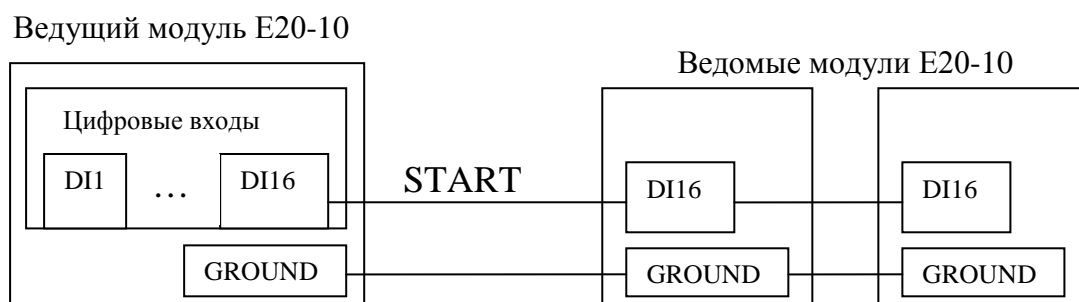
Оптическое исследование потока около испытываемых моделей ведется через плоские иллюминаторы диаметром 260 мм. Благодаря настроенному теневому оборудованию (на установке использовались приборы Теплера ИАБ-451 [99-108]) можно получать фото и видеоданные о поведении ударных волн и пограничных слоев в исследуемой 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 достигается путем использования двух турбомолекулярных безмасляных вакуумных насосов. КВД и КНД отделялись с помощью мембранного блока с медной диафрагмой внутри. Для равномерного и быстрого раскрытия диафрагмы использовалась система ножей. КНД и ресивер отделялись тонкой алюминиевой мембраной, которая помещалась во входное отверстие соплового блока.

Для регистрации данных с датчиков на установке используется АЦП Icard E20-10 [109-112]. Он имеет четыре аналоговых входных BNC-разъема [113], шестнадцать цифровых выходов и подключается к компьютеру с помощью интерфейса USB [114]. Максимальная частота регистрации по четырем каналам одновременно - 10 МГц (2,5 МГц на канал) [109]. Запись данных с аналоговых входов и управление цифровыми выходами модуля производится с помощью программного обеспечения PowerGraph [115, 116]. Для обеспечения подключения и одновременной работы более четырех датчиков используются дополнительные устройства АЦП E20-10 и настраивается многомодульная синхронизация [117-119]. Модуль E20-10 имеет два синхронизирующих сигнала (START и SYNC) [115, 120, 121], каждый из которых может быть либо выходным, либо входным, что позволяет образовывать соединения “один ведущий–несколько ведомых” [115, 116]. Для реализации трехмодульного соединения АЦП E20-10 использовалась схема подключения, изображенная на



рис. 53, которая функционирует следующим образом: цифровые входы DI16 всех модулей соединяются между собой и в программном комплексе PowerGraph задается ведущий модуль с помощью общего сигнала START. Для обеспечения корректной совместной работы модулей и исключения потери информации при передаче данных также соединяются выходы заземления.



*Рис. 53. Схема многомодульного подключения  
блоков АЦП lcard E20-10 [109, 115].*

Процессы обтекания моделей, происходящие на установке в секции ресивера, достаточно скоротечны и имеют характерное время в несколько миллисекунд. Для регистрации такого быстротечного обтекания используются высокоскоростные цифровые видеокамеры (параметры видеокамер обсуждаются в разделе 5.3), которые вместе с системой светосильных объективов с большим фокусным расстоянием, устройством ИАБ-451 и блоком осветителя составляют оптическую систему ГУАТ. Видеокамера, установленная у приемной части прибора Теплера ИАБ 451, изображена на фото рис. 54. Видеокамера имеет светосильный объектив и высокие требования к освещенности при скоростях съемки в несколько тысяч кадров/сек. Для мощного и равномерного освещения были испробованы лампы постоянного тока типа КГМ с мощностью 800 Вт [122, 123] и ксеноновая автомобильная лампа дальнего света [124]. Блок осветителя оптической системы ГУАТ приведен на рис.55.



*Рис.54. Видеокамера НАС Метресат НХ-4,  
установленная у приемной части прибора Теплера ИАБ-451.*

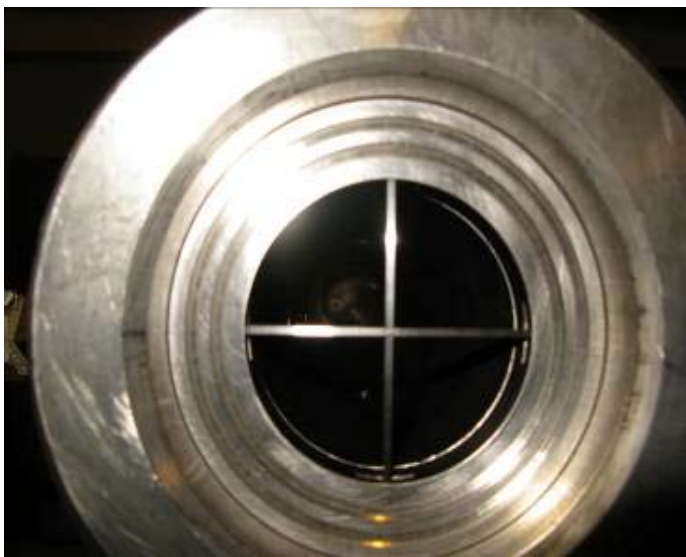


*Рис.55. Блок осветителя оптической системы ГУАТ.*

## 2.2 Вопросы использования различных мембран

Для формирования фронта начальной ударной волны необходимо, чтобы первичная мембрана раскрывалась равномерно и как можно быстрее (почти мгновенно) [1, 40, 51, 125-130]. На установке ГУАТ ИПМех РАН в качестве первичной мембраны, разделяющей КВД и КНД, используются медные диски различной толщины.

Для узла первичной мембраны был сделан цилиндрический блок с насеченными ножами, расположенными крест-накрест относительно друг друга (рис. 56). Ножи были сделаны из каленой стали 40ХН [95, 131-133] с показателем твердости 207 по Бринеллю [134]. Это способствовало раскрытию медного диска под действием градиента давления со стороны КВД на 4 лепестка.



*Рис. 56. Цилиндрический блок с ножами, расположенный в узле первичной мембраны.*

При резком раскрытии медной мембраны по границе внутреннего круглого сечения трубы происходил отрыв лепестков, что является недопустимым, поскольку инородные тела в ударной трубе во время эксперимента существенно изменяют характер ударно-волнового взаимодействия и, как

следствие, поведение потока на исследуемой модели. На рис. 57 показаны мембраны, раскрывшиеся с отрывом лепестков и без.



*Рис. 57. Раскрывшаяся медная мембрана с 4 лепестками (слева) и мембрана с оторванными лепестками (справа).*

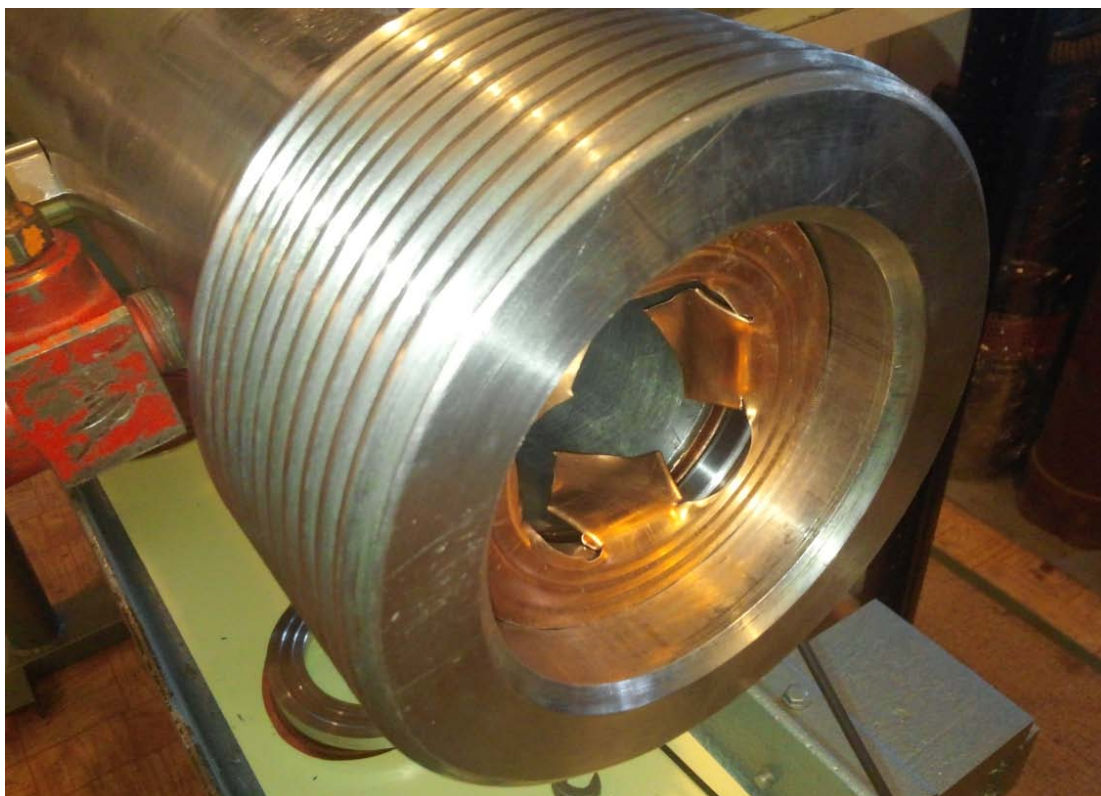
Для решения этой проблемы на зажимающих мембрану элементах было осуществлено скругление острой кромки границы внутреннего сечения трубы на радиус  $R=2$  мм. На рис. 58 представлена фотография разобранного после эксперимента узла первичной мембраны. Лепестки раскрывшейся внутри узла мембраны смотрят в сторону торца КВД, поскольку отраженная от торца КНД ударная волна имеет более сильную интенсивность (отношение давлений перед и за фронтом ударной волны) и загибает их в противоположную от первоначального раскрытия мембраны сторону. В таблице 3 представлены данные о давлениях раскрытия медных мембран с использованием ножевого блока (рис 56), наблюдаемых во время эксперимента. При использовании меди типа М1т (твердый прокат [135-137]) в качестве материала для первичной мембраны отрыв лепестков наблюдался значительно чаще, чем в случае с медью типа М1м (мягкий прокат [135-137]). Это является следствием различия



таких свойств материалов, как предел кратковременной прочности  $\sigma_b$  [138, 139], предел текучести для остаточной деформации  $s_T$  [140] и относительное удлинение после разрыва  $\delta_5$  [141].

Таблица №3. Различные мембраны. Значения Рквд и Ркнд

Тип меди, [135-137]	Толщина меди, мм	Наименьшее Рквд, атм	Наибольшее Рквд, атм
М1т	0,35	18,5	21,5
	2 x 0,35=0,7	34	36,5
М1м	0,5	19,5	22
	0,45	18	21



*Рис. 58. Фотография узла первичной мембраны, разобранного после эксперимента, с раскрывшейся мембраной внутри.*

Для меди М1т при температуре  $T=20^{\circ}\text{C}$  значения этих величин следующие:  $400 \text{ МПа} \leq \sigma_b \leq 490 \text{ МПа}$ ,  $300 \text{ МПа} \leq s_T \leq 450 \text{ МПа}$ ,  $\delta_5=6\%$ , в зависимости от проката. В случае с медью М1м значения  $\sigma_b$  и  $s_T$  ниже (200

МПа $\leq\sigma_b\leq$ 250 МПа, 90 МПа $\leq s_T\leq$ 150 МПа), а показатель  $\delta_5$  значительно выше ( $\delta_5=60\%$ ), благодаря чему раскрытие первичной мембраны из этого материала происходит более равномерно, а явление отрыва лепестков наблюдается значительно реже.

### **2.3 Использование уплотнителей для обеспечения вакуума**

На установке ГУАТ ИПМех РАН содержится большое число соединительных элементов, поэтому надежность таких соединений имеет важное значение. Они могут быть выполнены как в виде фланцевых соединений [142, 143], так и в виде резьбовых с клинообразным сопряжением и уплотнением. Для обеспечения необходимого давления во время подготовки и проведения эксперимента использовались уплотнители нескольких типов. В КВД использовались прокладки из фторопласта [144] и отожженной меди М1м [135, 136]. Это позволяло обеспечивать работу секции при больших давлениях и кратковременных периодах высоких значений температуры до 400 °С.

Для поддержания в секциях КНД и ресивера среднего и высокого вакуума [145] соответственно, использовались уплотнители из вакуумной резины (техпластина вакуумная ТУ 38.105116-81 [146]). Натекание за время эксперимента в секциях установки не превышало значения  $1\cdot 10^{-3}$  мбар/мин.

Проверка герметичности осуществляется течеискателем нового поколения (рис. 59), диапазон работы по давлению  $P_{\text{течеискатель}}$  которого составляет 1 бар  $<P_{\text{течеискатель}} < 10^{-12}$  бар [147].

### **2.4 Характеристики вакуумнооткачных постов**

На установке ГУАТ ИПМех РАН для создания необходимой степени разрежения внутри секций перед экспериментами используется высоковакуумная аппаратура. Все насосы, используемые на установке, имели безмасляной принцип работы. Это позволяет обеспечить чистый сухой вакуум и избежать содержания чужеродных частиц во время перекачки воздуха, что повышает чистоту получаемых экспериментальных данных [22, 148, 149].

К секциям КВД и КНД через систему кранов подсоединен турбомолекулярный вакуумный стенд Pmvac CDK-180 [150] (рис. 60). Он используется для откачивания воздуха в секциях перед их непосредственным наполнением толкающим и рабочим газами.



*Рис. 59. Течеискатель MC-3 [147], подсоединенный к секции ресивера.*

К секции ресивера через выходной фланец в дальнем нижнем углу подсоединен высоковакуумный откачной пост (рис. 63). Он состоит из форвакуумного насоса Varian TriScroll 600 [152, 153] и турбомолекулярного насоса Varian TV551 [154]. Благодаря ступенчатому принципу работы [155, 156] этих двух агрегатов может быть обеспечен вакуум до  $1 \cdot 10^{-10}$  мбар [157].



*Рис. 60. Турбомолекулярный вакуумный стенд Итvac CDK-180, подсоединенный к секции КНД*

## **2.5 Выводы**

В Институте проблем механики РАН создана экспериментальная установка гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба (ГУАТ). Установку можно использовать как ударную: для исследования физической кинетики газовых смесей; так и аэродинамическую: для исследования обтекания газовым потоком моделей летательных аппаратов. Высокие скорости газовых потоков диктуют особые требования к визуализации процессов, а имитация реальных условий эксплуатации требует повышенную герметизацию блоков установки,



глубину вакуумной откачки, а также отсутствие примесей в рабочих газовых смесях.

### 3 ИЗМЕРИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ УСТАНОВКИ

#### 3.1 Датчики статического давления

##### 3.1.1 Измерение давления в КВД перед стартом

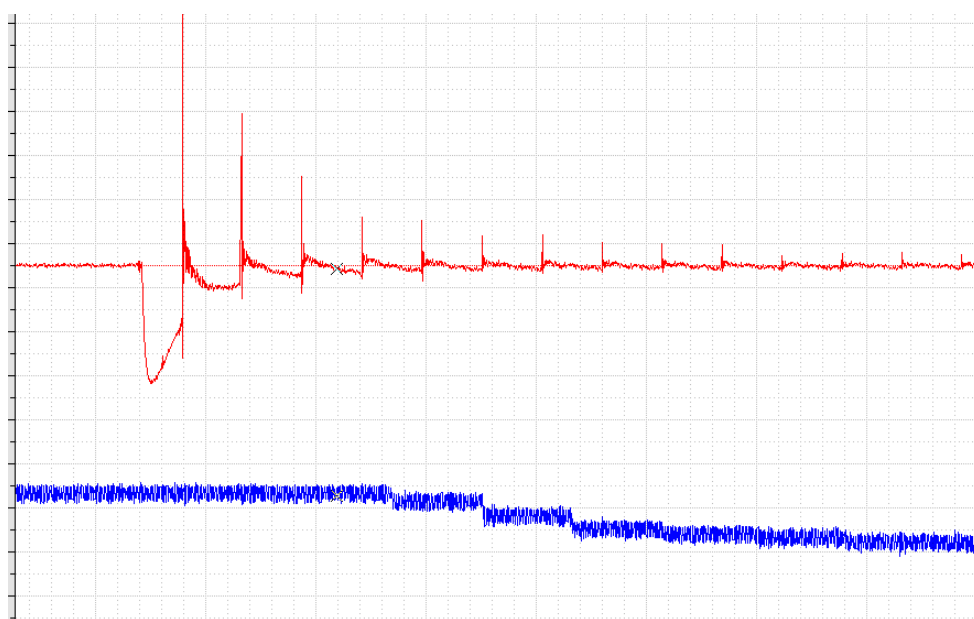
Для дистанционного контроля разрыва мембраны применяется электрический манометр WIKA PGT 23.063 [157] (рис. 61) с аналоговым выходом, имеющий приемлемую линейную градуировочную характеристику [158] (нелинейность  $\leq 1\%$ ).



*Рис. 61. Электрический манометр WIKA PGT 23.063 [157], закрепленный на КВД ГУАТ через перепускной кран.*

Электронный сенсор прибора автоматически определяет положение оси трубки Бурдона [159] и преобразует ее перемещение от действия давления в пропорциональный выходной электрический сигнал с силой тока  $4 \text{ мА} \leq I_m \leq 20 \text{ мА}$ . Данный сенсор является бесконтактным, поэтому трение не влияет на погрешности измерения. Также это позволяет значительно увеличить срок службы сенсора при заданной градуировочной характеристике.

Электрический манометр был подключен вместе с пьезодатчиками ГУАТ к АЦП. Электрическое подключение преобразователя манометра осуществлялось по схеме, описанной в [157]. В качестве источника питания использовался модуль Dazheng PS-1502DD [160]. При подключении был использован калиброванный постоянный резистор с сопротивлением  $R_R=2000\text{Ом}$ , падение напряжения  $U_R$  на котором подавалось в АЦП. На рис. 62 приведен пример типичных показаний манометра во время эксперимента.



*Рис. 62.  $P_{КВД}=12 \text{ атм}$ ,  $P_{КНД}=1 \text{ атм}$ . Показания датчиков динамического (сверху) и статического (снизу) давления.*

Из рис. 62 видно значительную задержку по времени в изменениях показаний манометра по сравнению с пьезоэлектрическим датчиком, расположенным в начальном торце КВД. Это объясняется характером работы электрического преобразователя датчика манометра, который рассчитан на

измерение статического давления и медленно реагирует на резкое изменение параметров потока в секции КВД.

### 3.1.2 Измерение разрежения в секциях КНД и ресивера перед стартом

Для измерения вакуума перед началом эксперимента в секциях КНД и ресивера используются широкодиапазонные вакуумметры VACOM ATMION [161, 162] (рис. 63) с диапазоном измерения  $1000 \text{ мбар} \leq P_v \leq 10^{-10} \text{ мбар}$ . Эти устройства имеют принцип измерения, основанный на работе двух сенсоров: теплоэлектрический сенсор по Пирани (температурнокомпенсированный) [163-165], который работает при  $1000 \text{ мбар} \leq P_v \leq 10^{-2} \text{ мбар}$  с точностью измерения 25% и ионизационный сенсор с горячим катодом по Байярд-Альперту [162, 165], который включается в работу при  $10^{-2} \text{ мбар} \leq P_v \leq 10^{-10} \text{ мбар}$  и имеет точность измерения 10%.



*Рис. 63. Подсоединенный к секции ресивера вакуумметр VACOM ATMION с дисплеем VACOM ATMIGRAF, располагающийся на откачном poste TV 551.*

Переключение между режимами измерения происходит автоматически. Для снятия показаний и вывода информации с датчиков используются контроллеры VACOM ATMIGRAF [166] (рис. 63), оборудованные жидкокристаллическими дисплеями.

В секции ресивера установлен клапан аварийного сброса W25K (KF25) (рис. 64), который нарушает герметичность секции в случае превышения значения давления  $P_{\text{ресивер}}=1,5$  атм. Это сделано для обеспечения безопасной работы турбомолекулярного откачного поста ресивера, поскольку значение давления на фланце его входного отверстия не должно превышать 1,5 атм [153].



*Рис. 64. Стравливающий кран и клапан аварийного сброса W25K секции ресивера.*

### **3.2 Датчики динамического давления**

Датчики динамического давления характеризуются способностью быстрого отклика на мгновенные изменения параметров, происходящие в исследуемой области. В основе их работы, как правило, лежит прямой

пьезоэлектрический эффект [167-169] - явление возникновения поляризации диэлектрика под действием механических напряжений. При прямом пьезоэффекте деформация пьезоэлектрического образца приводит к возникновению электрического напряжения  $U_d$  между поверхностями деформируемого твердого тела. Вследствие деформации под воздействием давления  $P_d$  возникшее напряжение  $U_d$  подается на регистрирующую аппаратуру (осциллограф, АЦП), которая записывает зависимость изменения напряжения  $U_d$  от давления  $P_d$  по времени.

Очень часто в качестве чувствительного элемента такие датчики используют пьезоэлектрический кварц [169, 170]. В связи с тем, что пьезоэлектрические датчики являются приборами со связью по переменному току, они не используются для измерения статического давления. Это свойство придает этим датчикам способность измерять динамические давления низкого уровня (краткосрочные воздействия на чувствительный элемент) в то время, когда они испытывают высокий уровень фонового статического давления. В таких датчиках нет движущихся частей, они прочны, имеют линейные характеристики, долговечны и обладают хорошей воспроизводимостью результатов. Они могут противостоять высоким статическим нагрузкам, однако с высокой точностью реагируют на небольшие колебания давления.

Датчики с таким принципом работы использовались на установке ГУАТ ИПМех РАН. После образования ударной волны вследствие разрыва первичной мембраны динамическое давление измерялось двумя пьезоэлектрическими датчиками давления, расположенными в середине секции КНД. Эти датчики являлись первичными датчиками, по которым происходил запуск регистрирующей аппаратуры (блоки АЦП, программные средства, высокоскоростная камера). Один тип датчиков – отечественные, не сертифицированные [171], другой – РСВ Piezotronics 113B27 [172], производства США, с сертифицированной градуировочной характеристикой (рис. 65).



Рис. 65. Датчик динамического давления РСВ 113В27.

В эксперименте датчик давления РСВ 113В27 и отечественные датчики динамического давления были установлены в одной плоскости сечения и являлись первичными датчиками в секции КНД ГУАТ. Такое расположение датчиков позволяет провести перекрестное сравнение их показаний с последующей градуировкой несертифицированных отечественных пьезодатчиков и отображением их сигналов в абсолютных единицах давления (атм).

### **3.3 Влияние погрешностей датчиков динамического давления на результаты экспериментов**

Погрешность измерения [173] складывается из систематической погрешности, обусловленной погрешностью датчика данного типа, систематической погрешности регистрирующей аппаратуры, а также случайной погрешности для данного метода измерения. Рассмотрим их.

Опытным путем установлено, что при использовании разработанного ножевого блока на каждые 0,1 мм толщины медной мембраны из материала М1т при ее разрыве прогнозируется давление  $5,2 \cdot (1 \pm 0,13)$  атм. Реальные давления разрыва регистрировались как датчиком динамического давления, установленным в КВД, так и электрическим манометром WIKА PGT 23.063, установленным там же. Последний прибор имеет временное запаздывание и нормированную погрешность 10 %. Указанные датчики подключались к компьютеру через АЦП lcard E20-10. Проводилась серия однотипных запусков установки ГУАТ с равными начальными условиями. Сравнение полученных с



датчиков цифровых сигналов показало, что погрешность в среднем составила  $\delta_M = 7\%$ .

Для датчика динамического давления РСВ 113В27, применяемого в эксперименте, градуировочная характеристика составляла 0,73 мВ/кПа [172] с систематической погрешностью 15% от диапазона измерения, нелинейностью 2% и временем нарастания импульса 2 мкс. Примем для датчика РСВ 113В27 систематическую погрешность  $\delta_C = 15\%$ .

В процессе экспериментов выполнялась задача получения семейства данных при одинаковых начальных условиях реализации процессов. Для оценки погрешности измерения датчиков давлений ГУАТ был выбран датчик динамического давления, расположенный в камере низкого давления у входа в сопло (на расстоянии 10 см от него). Оценена амплитуда в момент прихода первой ударной волны при одинаковых начальных условиях эксперимента. Режимы давлений (Р) при этом составили следующие значения: в КВД  $P_{КВД} = 36$  атм, в КНД  $P_{КНД} = 1$  мбар, в вакуумном блоке (ресивере):  $P_{рес} = 0,04$  мбар.

В ИСО 5725 [173-175] для описания точности метода измерений используются два термина: «правильность» и «прецизионность». Термин «правильность» характеризует степень близости среднего арифметического значения большого числа результатов измерений к истинному или принятому опорному значению. Термин «прецизионность» - степень близости результатов измерений друг к другу. В нашем случае среднее арифметическое значение регистрируемого напряжения (показания датчиков) составило  $X_{ср} = 160,7$  мВ, а среднеквадратическое отклонение  $X_{ср\ квадр} = 30,8$  мВ.

С вероятностью 0,95 % случайные показания  $X_i$  датчика (в мВ.) лежат в области:

$$160,7 - 3 * 30,8 \leq X_i \leq 160,7 + 3 * 30,8 \quad (3.1)$$

а случайная погрешность составила:

$$\delta_{сл} = 19,16\%. \quad (3.2)$$

Таким образом, сумма систематической и случайной погрешности динамических датчиков в данном диапазоне измерений составляет:



$$\delta_{\text{сумм}} = \sqrt{\delta_M^2 + \delta_C^2 + \delta_{\text{СЛ}}^2} = 25,7\%. \quad (3.3)$$

Данный расчет является предварительным и будет редактироваться в дальнейшем при увеличении количества испытаний и совершенствовании методики их проведения.

### **3.4 Выводы**

В главе было описано измерительное оборудование установки ГУАТ ИПМех РАН. Для определения начальных параметров эксперимента использовались датчики статического давления, позволяющие измерять давление в секции КВД и уровень разрежения в секциях КНД и ресивера. Датчики динамического давления использовались для измерения параметров в ходе эксперимента. Повторяемость результатов при одинаковых начальных условиях и удовлетворительный уровень погрешностей измерений являются следствиями постоянного проведения персоналом установки необходимых работ по обеспечению корректности экспериментальных исследований данного рода.

## **4 ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НА УСТАНОВКЕ**

### **4.1 Изучение характера ударно-волнового взаимодействия в ударной трубе с закрытым торцом**

#### **4.1.1 Экспериментальные измерения**

Для оценки влияния входного отверстия соплового блока на ударно-волновое взаимодействие [18, 21, 176], происходящее в секциях КВД и КНД, была проведена серия экспериментов со следующими начальными условиями. Правый торец КНД, где находится входное отверстие соплового блока, был закрыт, датчики давления располагались в левом торце КВД и в середине КНД, в качестве рабочего и толкающего газов использовался воздух комнатной температуры, давления в секциях установки на момент раскрытия первичной мембраны были  $P_{\text{КВД}} = 21$  атм,  $P_{\text{КНД}} = 100$  мбар. На рис. 66 представлено сравнение типичных для этой серии экспериментов показаний датчиков давления. Как видно из рис. 66, во время экспериментов наблюдается очень хорошее соглашение между показаниями датчиков в секциях установки как по времени реагирования, так и по амплитуде измеренных значений давления. Небольшое различие в характере данных (рис.66,  $25 \text{ мс} < t < 50 \text{ мс}$ ) может быть объяснено неудовлетворительной повторяемостью процесса раскрытия первичной мембраны (различие по времени и характеру раскрытия). Однако, после первого отражения начальной ударной волны от закрытого торца КНД (рис. 66,  $t > 50 \text{ мс}$ ) характеры ударно-волнового взаимодействия, зарегистрированного датчиками, становятся практически идентичными, что свидетельствует о хорошей повторяемости параметров потока при одинаковых начальных условиях.

Относительные единицы давления

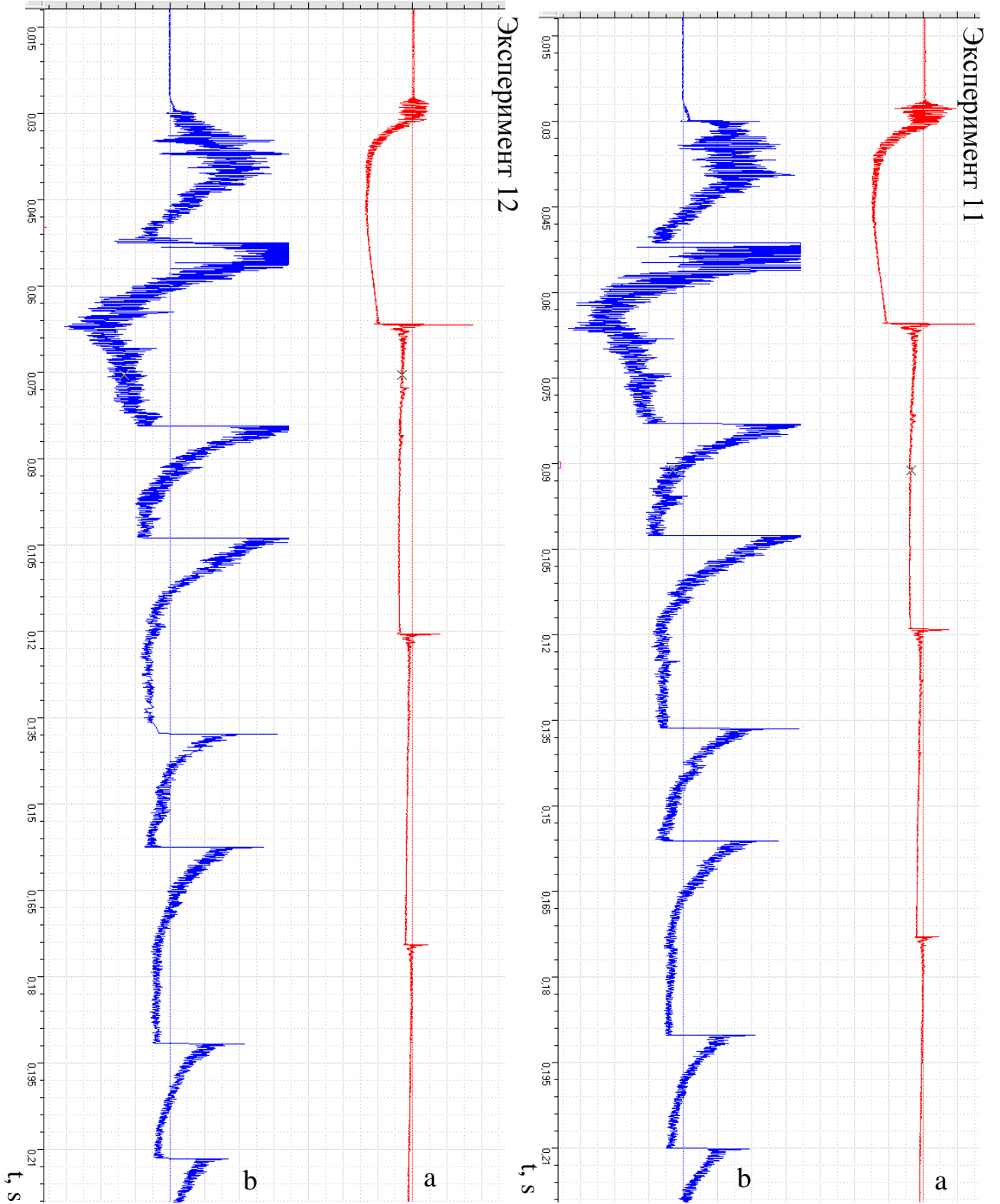


Рис. 66. Эксперименты 11 и 12: показания датчиков давлений, расположенных в торце КВД (a) и середине КНД (b).

### 4.1.2 Численное моделирование

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 [93, 94]. Автор данной диссертации освоил технологию проведения аэродинамических расчетов применительно к исследованию аэродинамических процессов в ударной трубе.

Течение в ударной трубе описывалось сжимаемыми уравнениям Навье-Стокса-Фурье, которые представляют собой законы сохранения массы, импульса и энергии в вязком газе

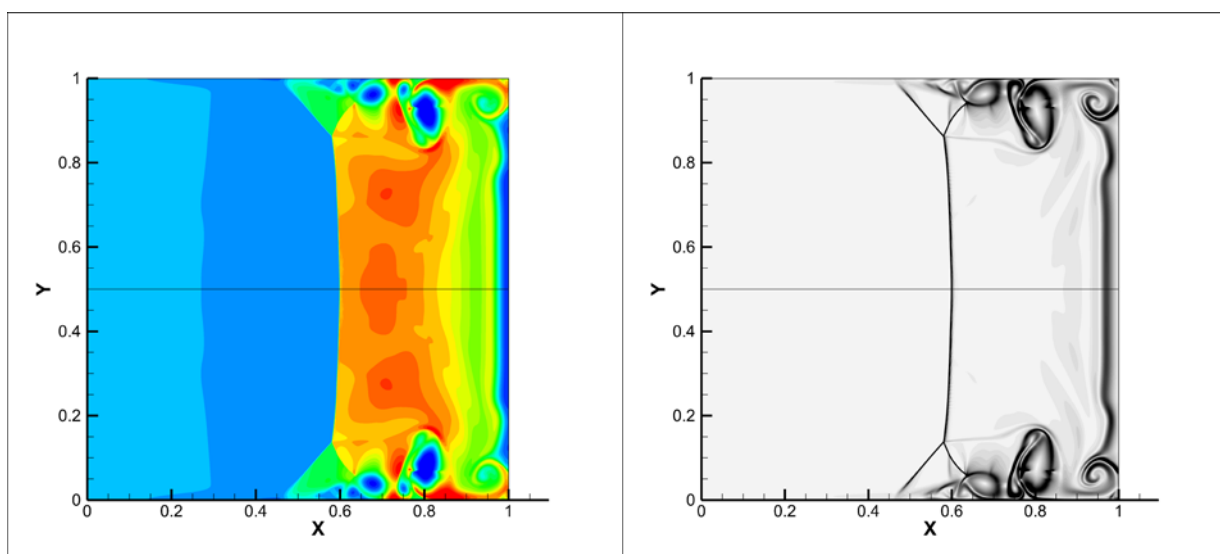
$$\partial_t U + \nabla \cdot \vec{F}^c - \nabla \cdot \vec{F}^v = S, \quad (4.1)$$

при соответствующих начальных и граничных условиях. В этих уравнениях вектор  $U = (\rho, \rho v_1, \rho v_2, \rho v_3, E)^T$  представляет собой вектор консервативных переменных, где  $\rho$  это плотность,  $E$  полная энергия, и  $\vec{v} = (v_1, v_2, v_3) \in R^3$  - вектор скорости в декартовой системе координат.  $\vec{F}^c(U)$  это конвективные потоки  $\vec{F}^v(U)$  - вязкие потоки и  $S(U)$  - обобщенный источниковый член:

$$\vec{F}_i^c = \begin{pmatrix} \rho v_i \\ \rho v_i v_1 + p \delta_{i1} \\ \rho v_i v_2 + p \delta_{i2} \\ \rho v_i v_3 + p \delta_{i3} \\ v_i (E + p) \end{pmatrix}, \quad \vec{F}_i^v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{i1} \\ \tau_{i2} \\ \tau_{i3} \\ v_j \tau_{ij} + k \partial_i T \end{pmatrix}, \quad i=1,2,3, \quad (4.2), (4.3)$$

где  $p$  это статическое давление,  $T$  - температура,  $\delta_{ij}$  символ Кронекера и тензор вязких напряжений записывается в виде  $\tau_{ij} = \mu (\partial_j v_i + \partial_i v_j - 2/3 \delta_{ij} \nabla \cdot \vec{v})$ . Отметим, что индексы  $i, j$  обозначают 3-D декартовы координаты и повторные

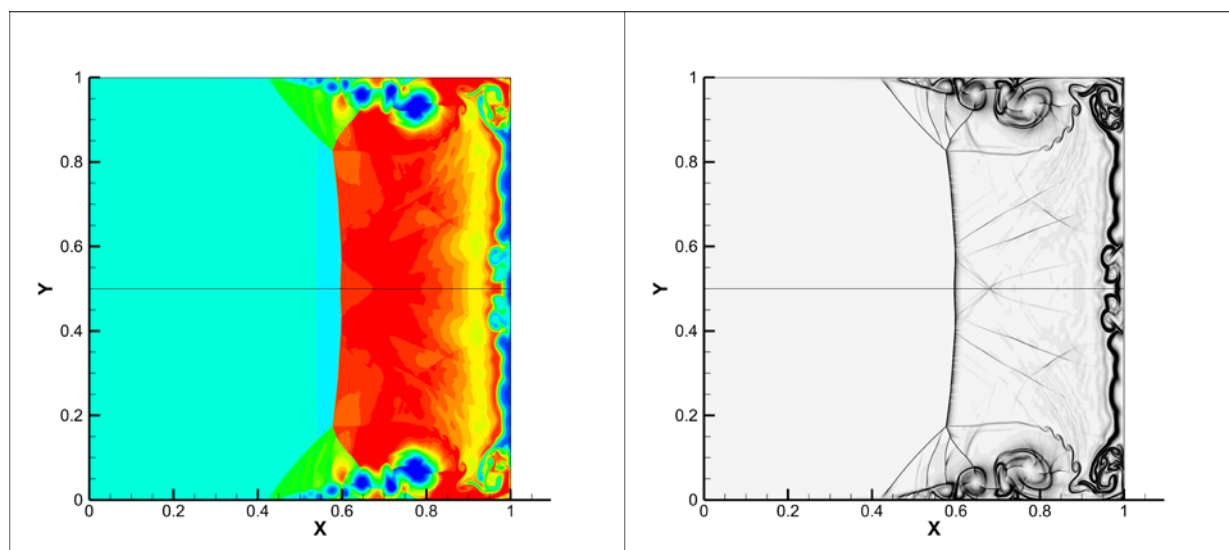
индексы обозначают суммирование. В качестве рабочей среды используется калорически совершенный газ, а отношение теплоемкостей  $\gamma$  предполагается равным 1.4. Для замыкания системы уравнений используется уравнение состояния идеального газа. Молекулярная вязкость  $\mu$  определяется по формуле Сатерленда, а для теплопроводности  $k$  используется предположение о постоянном числе Прандтля, равным 0.72. Подробное описание используемой математической модели и численного метода содержится в [93, 94, 177, 178].



*Рис. 67. Результаты численного моделирования течения в конце КНД на сетке 1800x900 для  $Re = 200$ : Распределение плотности (слева) и градиент плотности (справа).*

На рис. 67 приведено численное решение, полученное на сетке 1800x900 для числа Рейнолдса  $Re = 200$ . В левой части рис. 67 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).

При числах Рейнолдса  $Re = 1000$  вихревые структуры в расчетах становятся более сложными [179, 180]. Небольшие вихри генерируются вниз по потоку вследствие отрыва пограничного слоя. На рис. 68 показаны результаты по распределению плотности и по градиенту плотности для случая численного моделирования с расчетной сеткой 3000x1500.

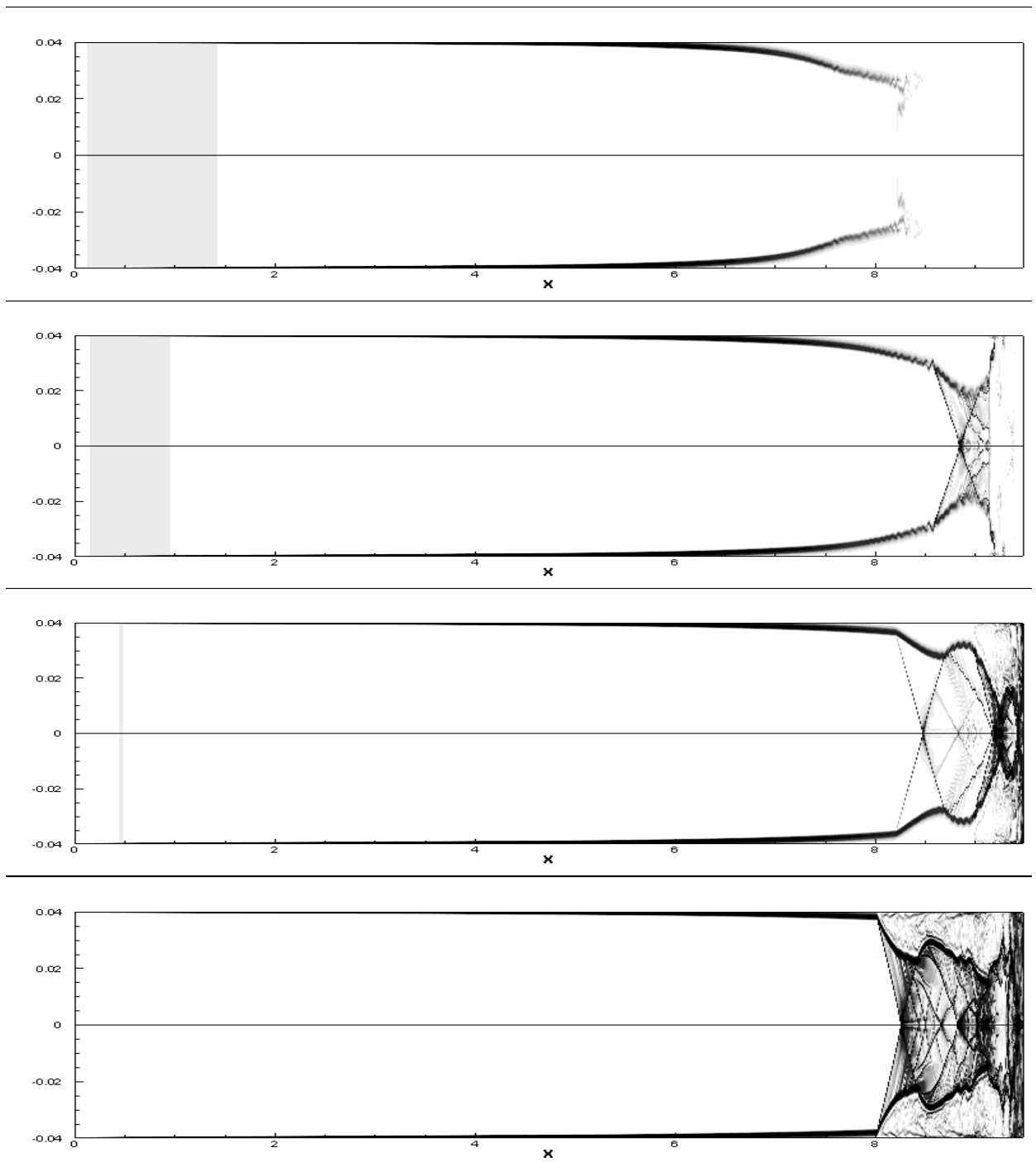


*Рис. 68. Результаты численного моделирования течения в конце КНД на сетке 3000x1500 для  $Re = 1000$ : Распределение плотности (слева) и градиент плотности (справа).*

Полученные решения (рис. 67-68) показывают, что из-за ударно-волнового взаимодействия с пограничными слоями поток в ударной трубе имеет сложную двухмерную структуру.

В ударных трубах продольная длина секций значительно больше их поперечного размера. В случае с ГУАТ общая длина секций КВД и КНД составляет 9,32 м, а внутренний диаметр секций равен 0,08 м. Т.е. отношение длины к диаметру 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 атм, давление в КНД составляло  $10^{-3}$  атм. Температура газов в обеих секциях равнялась 300 К. На рис. 69 представлены результаты численного моделирования.



*Рис. 69. 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.69 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. 69, 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. Из-за маленького размера расчетной сетки большинство мелких вихрей не могут быть разрешены. Недостаточность общего числа расчетных узлов становится еще более выраженной, когда веер волн разрежения, образовавшийся после раскрытия мембраны, достигает правого торца КНД и начинает взаимодействовать с отраженной ударной волной.

#### **4.2 Оценка влияния открытого входного отверстия сопла на характер ударно-волнового взаимодействия**

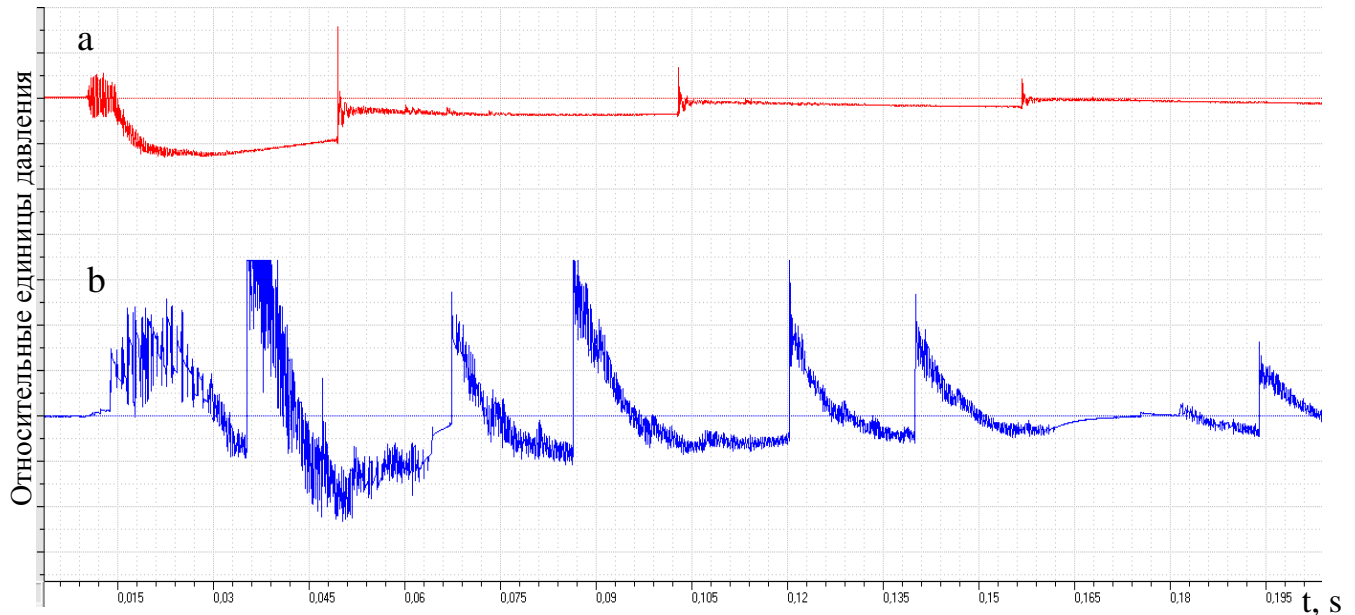
Эксперимент 13 был проведен по стандартной для ГУАТ технологии: расположенный в правом торце КНД вход в сопловой блок был открыт, осуществлялось натекание сформированного в ударной трубе рабочего потока на исследуемую модель, помещенную в ресивер. На рис. 70 представлены показания датчиков давления.

Для оценки влияния открытия входного отверстия сопла необходимо сравнить показания датчиков в экспериментах 11 (рис. 66), 12 (рис. 66) и 13 (рис. 70). 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 ( $t_{\text{КВД}11}=39.15$  мс,  $t_{\text{КВД}12}=39,3$  мс,  $t_{\text{КВД}13}=39$  мс).

Такое же равенство можно наблюдать в случае сравнения периодов показаний датчика в середине КНД (в частности, между началом реагирования датчика, вызванного прохождением первичной ударной волны, и последующим скачком, вызванным прохождением отраженной от торца КНД ударной волны):  $t_{\text{КНД}11}=22$  мс,  $t_{\text{КВД}12}=21,6$  мс,  $t_{\text{КВД}13}=21,4$  мс. Принимая также во внимание совпадения по амплитуде измеренных значений между экспериментами 11-13 (рис.66 и 70) 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.



*Рис. 70. Эксперимент 13: показания датчиков давлений, расположенных в торце КВД (a) и середине КНД (b).*

Расчетные оценки влияния открытия соплового блока ГУАТ были сделаны в работах [176, 181, 182]. Результаты численного моделирования подтверждают возможность пренебрежения входным отверстием сопла при рассмотрении течения в секциях КВД и КНД.

### **4.3 Обтекание моделей на установке**

#### **4.3.1 Изучение структуры потока на выходе из сопла**

Для определения структуры фронта возмущения, истекающего из выходного отверстия соплового блока в направлении исследуемых моделей [183, 184], была сделана следующая серия экспериментов. На выходном срезе сопла располагались датчики давления, которые регистрировали проходящие на них возмущения. Один из них помещался на ось симметрии соплового блока, другой закреплялся на некотором расстоянии от нее. Затем датчики

ставились на одинаковом отдалении от оси симметрии сопла. По показаниям датчиков определялся характер выходного течения. На рис. 71 показаны схемы расположения датчиков давления во время экспериментов 20-22.

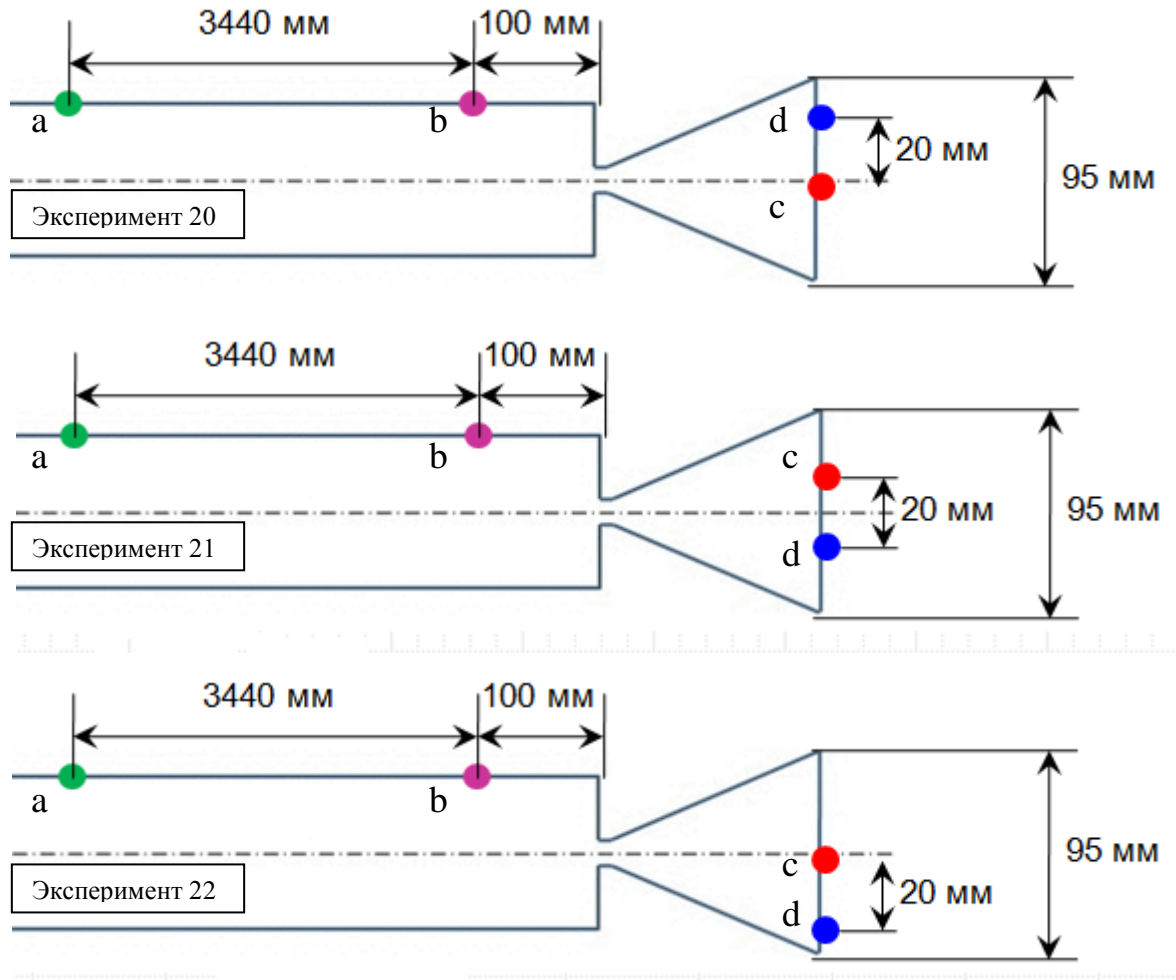


Рис. 71. Эксперименты 20-22: схема расположения датчиков давления (*a, b, c, d*).

Начальные параметры экспериментов приведены в таблице 4. В качестве рабочего и толкающего газов использовался воздух комнатной температуры ( $T=298\text{ K}$ ).

Таблица №4. Начальные параметры экспериментов 20-22.

№ эксперимента	$P_{\text{квд}}$	$P_{\text{кнд}}$	$P_{\text{ресивер}}$
20	3 бар	1 бар	1 бар
21	2 бар	1 бар	1 бар
22	1.8 бар	1 бар	1 бар

На рис 72 – 74 представлены показания датчиков давления.

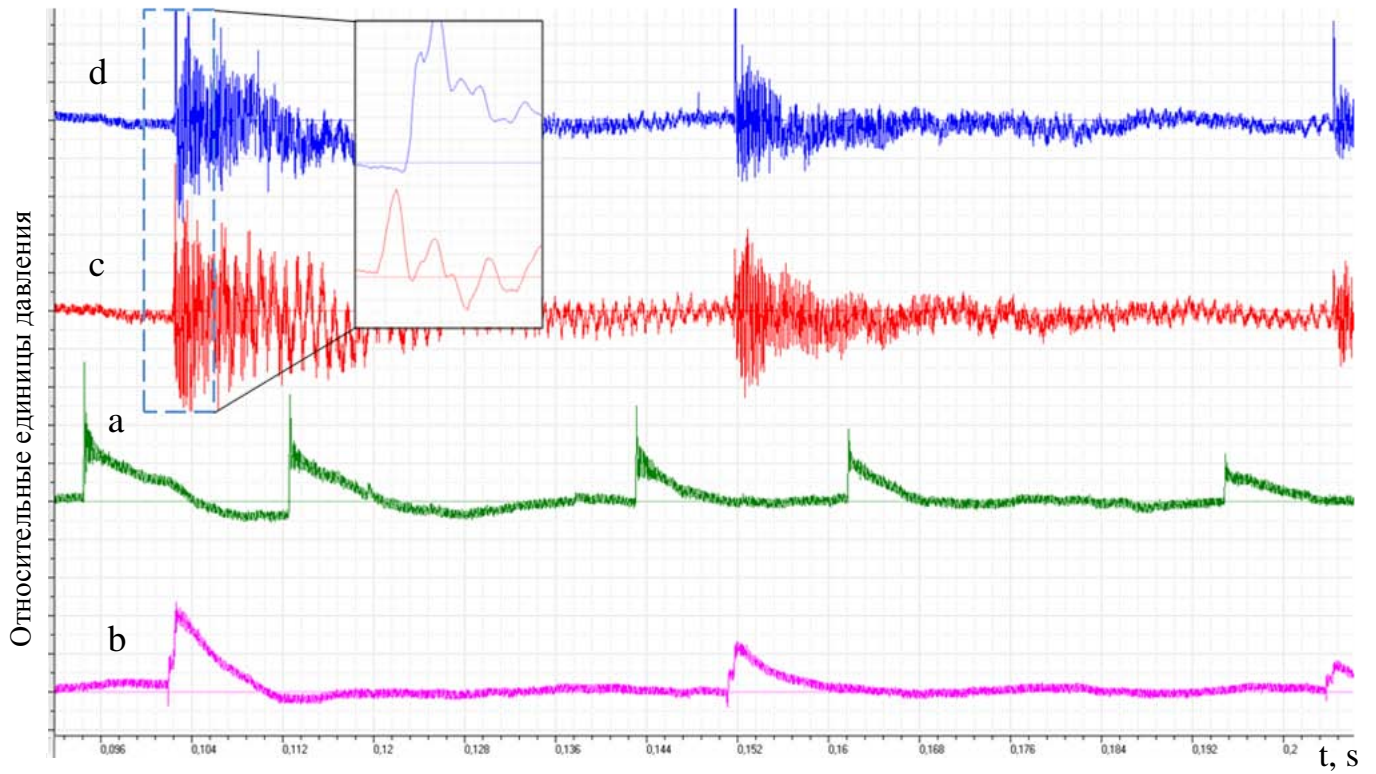


Рис. 72. Эксперимент 20: показания датчиков давления (расположение датчиков представлено на рис. 71).

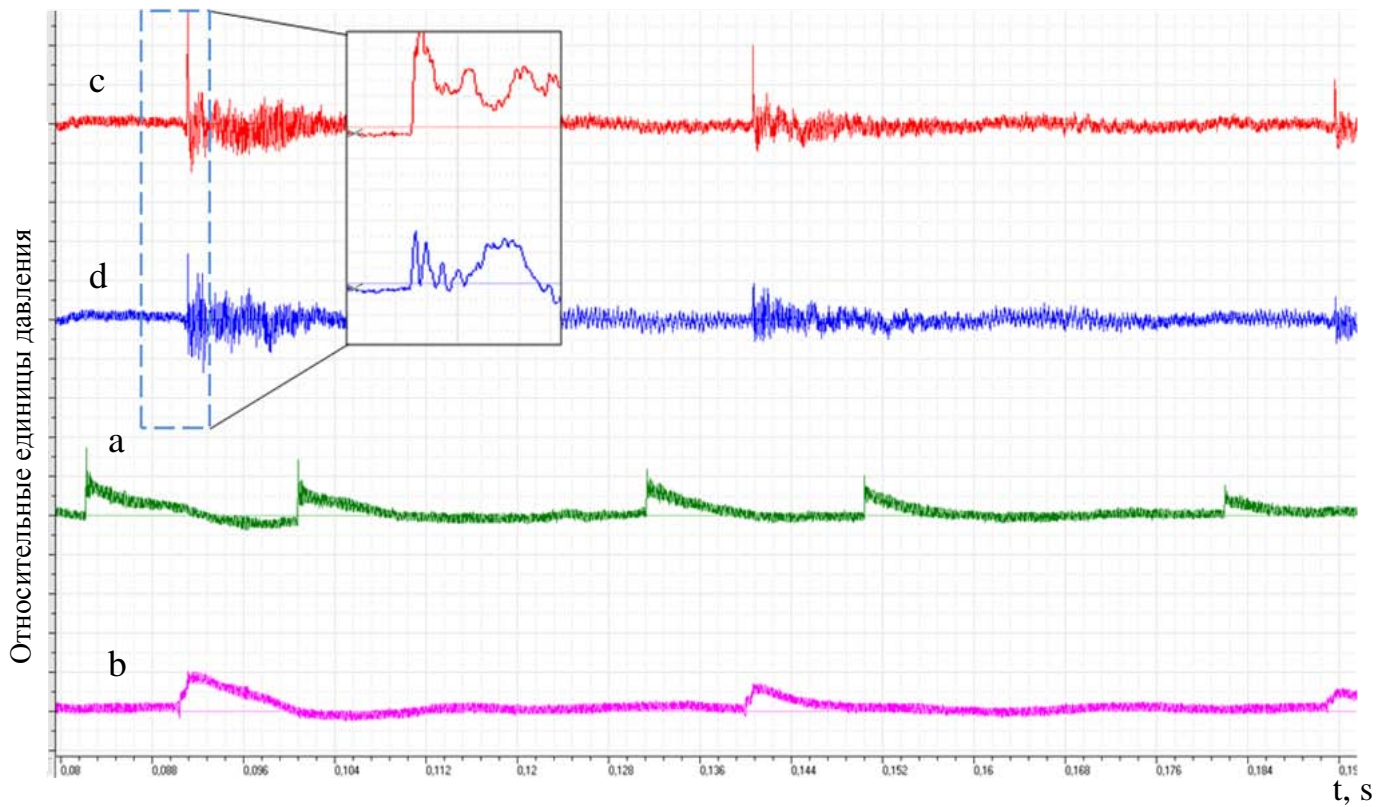


Рис. 73. Эксперимент 21: показания датчиков давления (расположение датчиков представлено на рис. 71).

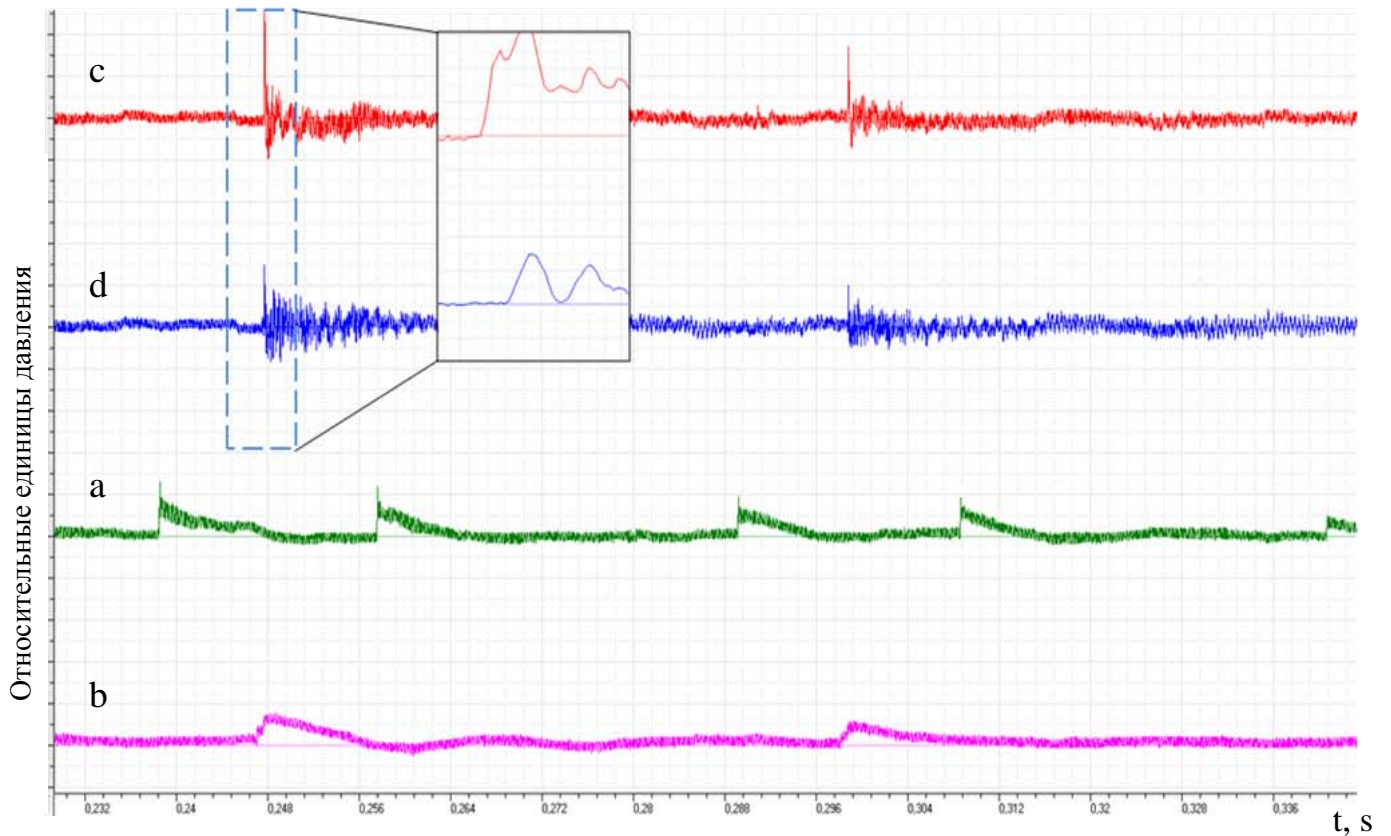


Рис. 74. Эксперимент 22: показания датчиков давления (расположение датчиков представлено на рис. 71).

Как видно из рис. 72, 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) задержки в показаниях не наблюдается (рис 73).

В эксперименте 22 (рис. 74) в показаниях датчиков с и d на выходе из сопла также наблюдается временная задержка  $t = 4$  мкс. Если ввести предположения о том, что во время вытекания из сопла в окрестностях выходного отверстия поток имеет постоянную скорость  $v = \text{const}$ , а регистрируемый фронт возмущения имеет правильную сферическую структуру (радиус сферы  $R_{\text{сферы}} = \text{const}$  в рассматриваемом временном промежутке), то зная расстояние между датчиками можно вычислить значение  $v$ . Согласно данным экспериментов 20 - 22  $v \approx 400$  м/с.



### 4.3.2 Квазистационарный режим обтекания моделей

#### 4.3.2.1 Острый клин

На рис. 76 показан гиперзвуковой поток около клина  $10^\circ$  и полуклина  $5^\circ$ . На рис. 75 представлены размеры моделей. Поперечная толщина моделей составляла 70 мм.

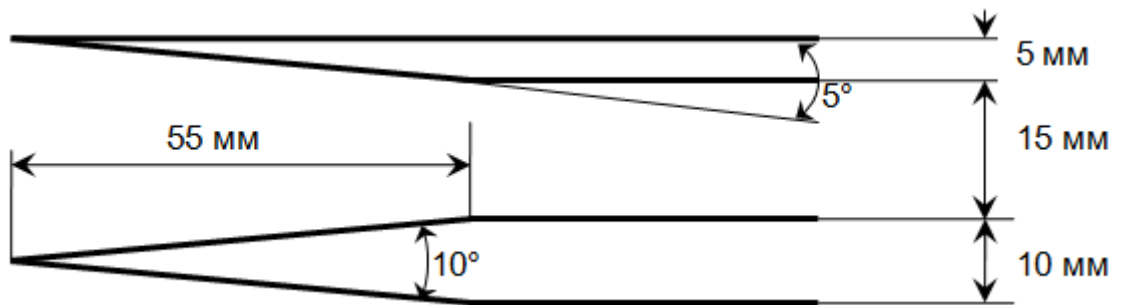


Рис. 75. Размеры моделей клина  $10^\circ$  и полуклина  $5^\circ$ .

Поперечная толщина моделей 70 мм.

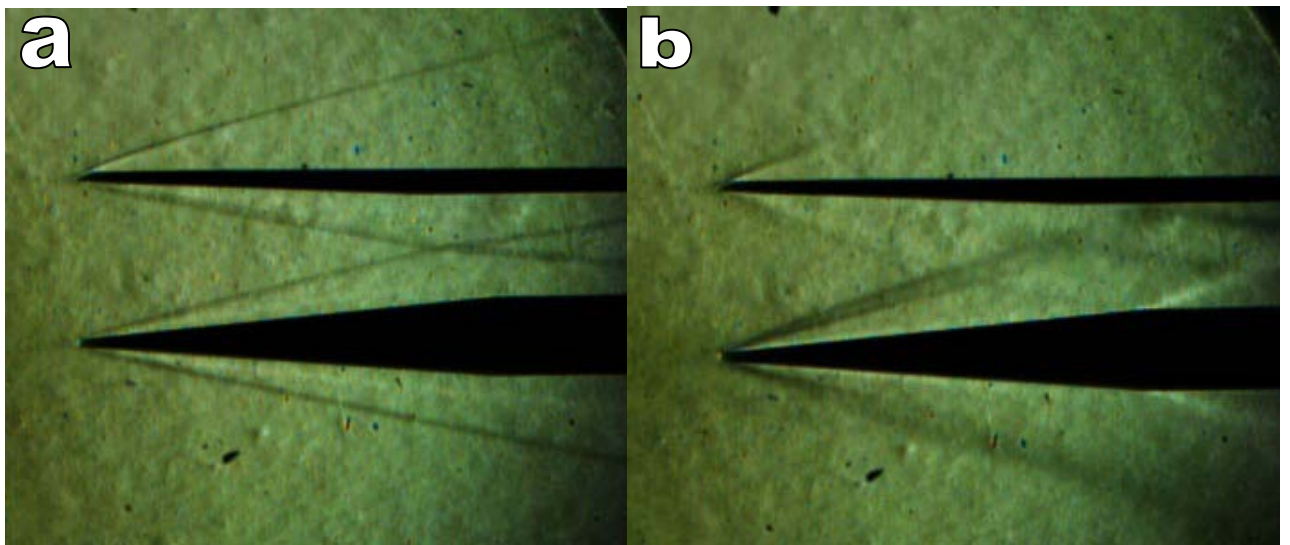


Рис. 76. Гиперзвуковой воздушный поток (а)

и его последующее возмущение (b).

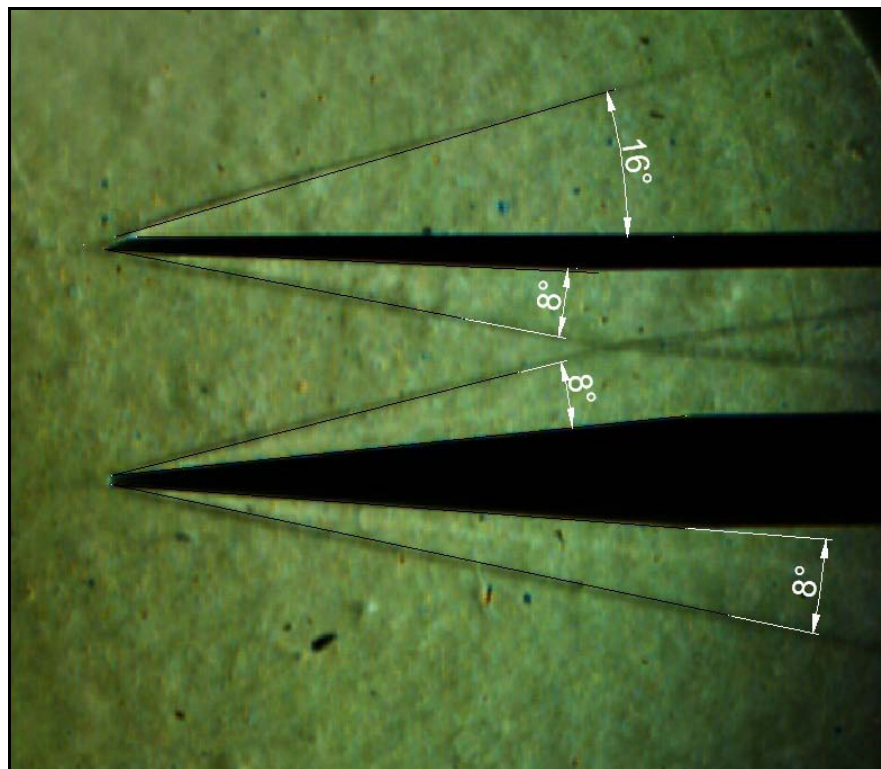
Кадры из теневого видеоряда эксперимента.

Начальные условия были следующими: рабочим газом в КНД был воздух под давлением 1 мбар, толкающим газом также был воздух под давлением 36 бар в КВД, давление в секции ресивера составляло  $10^{-4}$  мбар. Клин  $10^\circ$  был

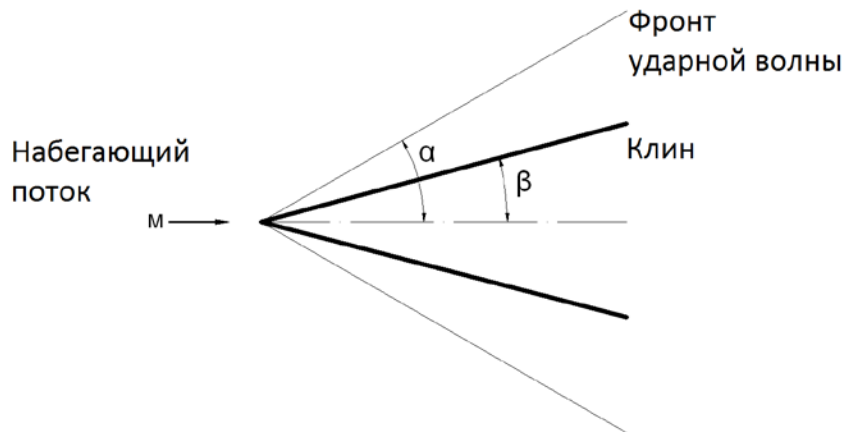
расположен таким образом, чтобы его центральная продольная ось и ось симметрии соплового блока совпадали. Расстояние между моделями было 15 мм. Теневые кадры эксперимента были получены с помощью высокоскоростной цифровой видеокамеры Photron Fastcam 1024PCI с цветным чувствительным элементом [185].

Воздушный поток с постоянным числом Маха, который показан на рис. 76а, длится около 15 мс. Затем параметры потока на входе в сопло меняются, меняется и картина течения (рис. 76б). По экспериментально полученному углу отклонения фронта ударной волны от плоскости клина (рис. 77) рассчитывалось число Маха набегающего потока с помощью формулы [186] (рис.78;  $\alpha=13^\circ$ ,  $\beta=5^\circ$  для нижнего клина  $10^\circ$ ):

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



*Рис. 77. Углы отклонения фронтов ударных волн от поверхности моделей, полученные при течении, представленном на рис. 76а.*



*Рис. 78. Схема определения углов  $\alpha$  и  $\beta$  для случая сверхзвукового обтекания клина.*

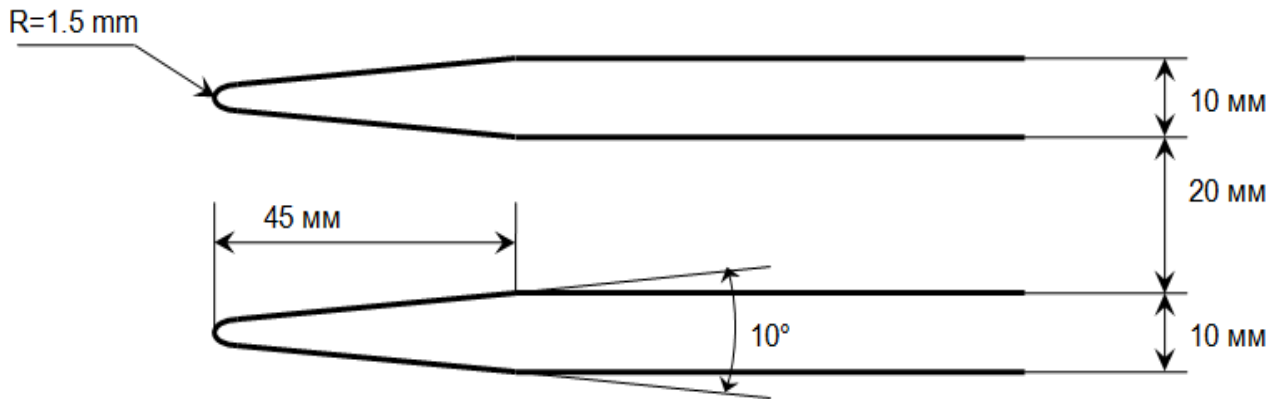
Для нижнего клина  $10^\circ$  согласно формуле (4.4) [186] число Маха составляет 7,09 (рис. 76а). Значения параметров потока для полуклина оцениваются с меньшей точностью (можно заметить больший угол отклонения фронта ударной волны от его верхней плоскости, рис. 77), что является следствием отдаления модели от оси симметрии сопла (рис. 75, 76).

В дальнейших разделах подглавы 4.3.2 приведены теневые фотографии гиперзвукового обтекания воздушным потоком с числом Маха  $M=7$  моделей различных элементов летательных аппаратов. Данные получены на установке ГУАТ ИПМех РАН, начальные условия были следующие:  $P_{КВД}=36$  атм,  $T_{КВД}=298$  К, толкающий газ воздух,  $P_{КНД}=1$  мбар,  $T_{КНД}=298$  К, рабочий газ воздух,  $P_{ресивер}=10^{-4}$  мбар.

#### **4.3.2.2 Затупленный клин. Плоский канал между двумя моделями**

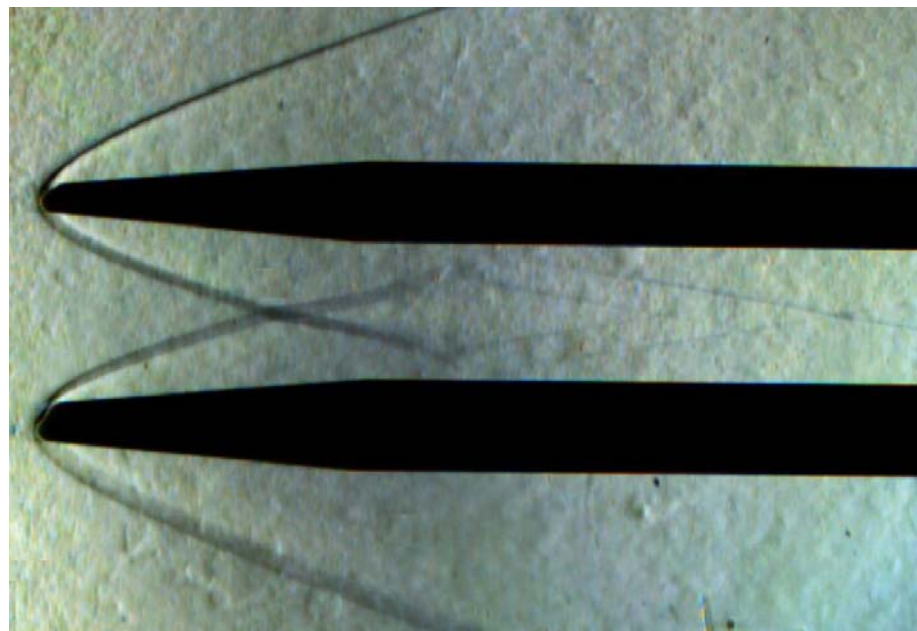
На рис. 79 представлен чертеж модели плоского канала ГПВРД, состоящего из двух затупленных клиньев. Расстояние от выходного отверстия соплового блока до моделей составляло 190 мм. Модели были расположены симметрично относительно оси сопла на расстоянии 2 см друг от друга. Это было сделано для получения однородного поля параметров течения между моделями. Теневые кадры эксперимента (рис. 80) были получены с помощью

высокоскоростной цифровой видеокамеры Photron Fastcam 1024PCI с цветным чувствительным элементом [187].



*Рис. 79. Размеры моделей затупленных клиньев  $10^\circ$ .*

*Поперечная толщина моделей 70 мм.*



*Рис. 80. Гиперзвуковой поток около моделей затупленных клиньев.*

Как видно из рис. 80, образовавшаяся при обтекании двух затупленных клиньев ударно-волновая структура имеет ряд существенных особенностей. В отличие от эксперимента по обтеканию острых клиньев (рис. 76), фронты волн сжатия, образовавшиеся на концах моделей слева, имеют отошедший характер и криволинейную структуру. В этой области около фронтов ударных волн также видны светлые участки теневой картины, что является следствием



образования градиентов плотности. Далее по потоку, в месте, где канал между моделями становится плоскопараллельным, видны переотражения волн сжатия: сначала перекрестное течение, затем отражение от поверхностей моделей.

#### 4.3.2.3 Плоский канал модели ГПВРД с кавернами

Для более подробного изучения структуры течения в смоделированном плоском канале и также рассмотрения влияния на поток механических препятствий были проведены эксперименты по обтеканию моделей, симулирующих воздухозаборник перспективного гиперзвукового летательного аппарата. Эти модели представляли собой два затупленных клина  $10^\circ$  с радиусом затупления 1,5 мм и толщиной 10 мм. Для изучения ударно-волнового взаимодействия в канале сложной геометрии, моделирующего наличие в газодинамическом тракте стабилизаторов пламени (т.н. элемент «flameholder» [187-190]) на моделях были сделаны специальные каверны 3 мм глубиной. На рис. 81 представлен чертеж моделей. Расстояние от выходного отверстия соплового блока до моделей составляло 190 мм. На рис. 82 представлена теневая картина обтекания моделей гиперзвуковым потоком с числом Маха  $M=7$ . Теневые кадры эксперимента были получены с использованием высокоскоростной цифровой видеокамеры Photron Fastcam 1024PCI с цветным чувствительным элементом [185].

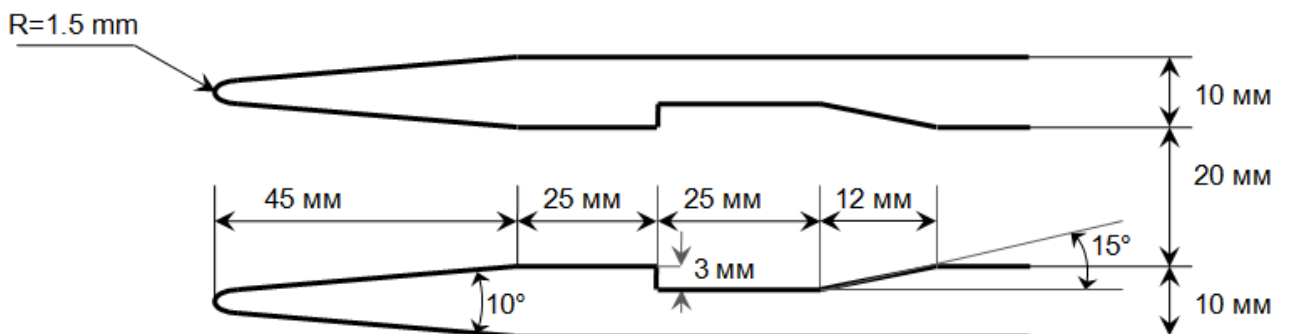
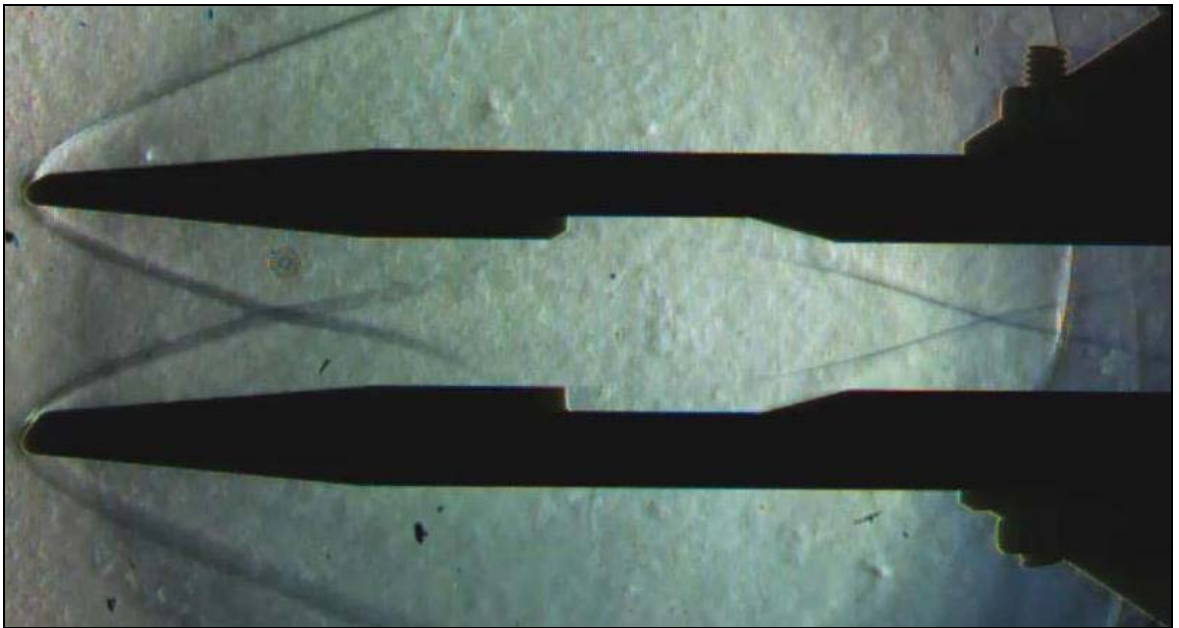


Рис. 81. Размеры моделей затупленных клиньев  $10^\circ$  с кавернами.

*Поперечная толщина моделей 70 мм.*

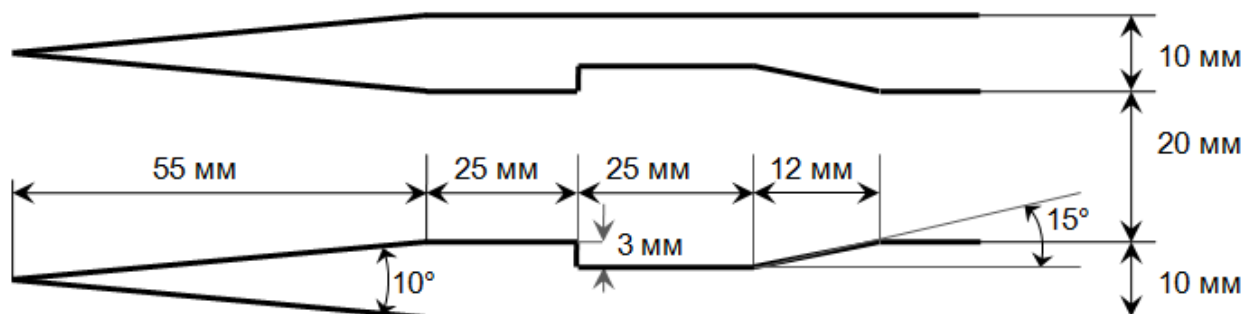


*Рис. 82. Ударно-волновая структура около двух затупленных клиньев.*

*Теневые кадры эксперимента.*

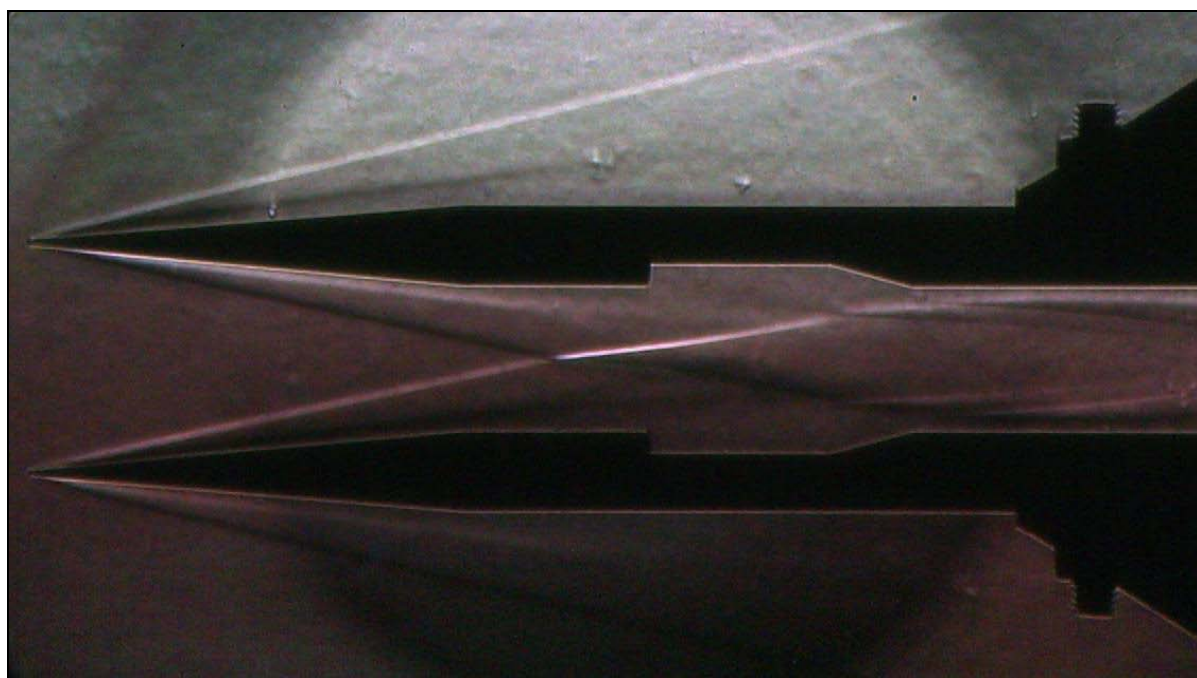
Как видно из рис. 82, характер течения в плоском канале на поверхности моделей значительно изменился по сравнению с рис. 82. Образовавшаяся после каверн структура волн сжатия между моделями представляет особый интерес, поскольку в этом месте параметры потока по сравнению с входным течением должны значительно изменяться. Это необходимо для обеспечения таких процессов работы ГПВРД, как горение топлива и увеличение тяги двигателя [187-191].

Для более точного определения скоростных характеристик потока и для регулировки шлирен-оборудования были проведены эксперименты с моделями острых клиньев, размеры которых (рис. 83) аналогичны описанным ранее. Расположение моделей также осталось без изменений. Результаты представлены на рис. 84. Расстояние от выходного отверстия соплового блока до моделей составляло 180 мм. Теневые кадры эксперимента были получены с использованием высокоскоростной цифровой видеокамеры NAC Memrecam NH4 с цветным чувствительным элементом [192].



*Рис. 83. Размеры моделей острых клиньев  $10^\circ$  с кавернами.*

*Поперечная толщина моделей 70 мм.*



*Рис. 84. Ударно-волновая структура потока, образующаяся при обтекании моделей двух клиньев с кавернами.*

Сравнение картины ударно-волнового взаимодействия на затупленных (рис.82) и заостренных (рис.84) клиньях позволяет в эксперименте наблюдать принципиальное изменение в структуре течения при переходе от заостренных к затупленным клиньям. 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. С этой точки зрения, затупления играют несомненно положительную роль. Также следует иметь ввиду, 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 [11-14, 19, 193, 194, 195].

Для исследования течений, образованными совмещением острых и скругленных элементов модели ГПВРД, и как следствие, имеющих сложную структуру из-за взаимодействия присоединенных и отошедших волн сжатия, была проведена следующая серия экспериментов. Острый и затупленный клинья с кавернами располагались на расстоянии 180 мм от выходного отверстия сопла и на одинаковом отдалении от оси его симметрии. Модели были продольно смещены на 7 мм относительно друг друга (рис. 85). Поскольку поведение потока после каверн представляет особый интерес [187-191], эти исследования проводились для изучения возможностей механического влияния несимметричного расположения элементов поверхности канала ГПВРД на характер течения в нем. На рис. 86 представлены полученные экспериментальные результаты гиперзвукового обтекания конструкции. Теневые кадры эксперимента были получены с использованием высокоскоростной цифровой видеокамеры Optronic CR3000x2 с монохромным чувствительным элементом [196].

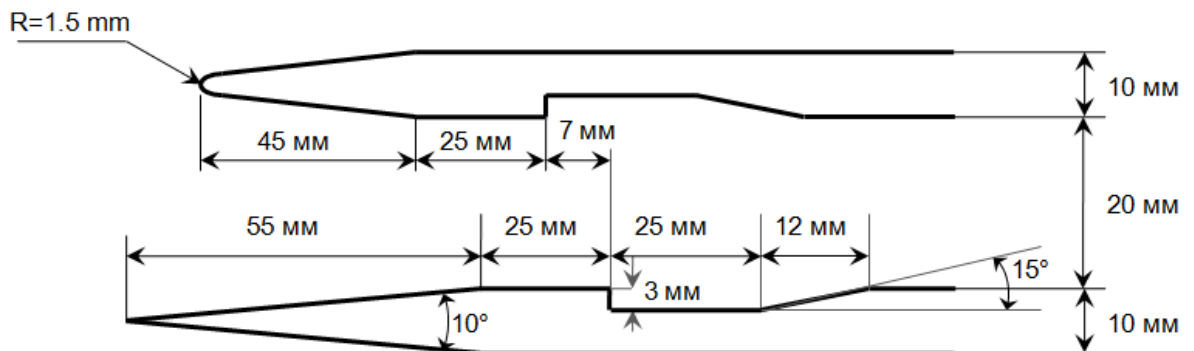
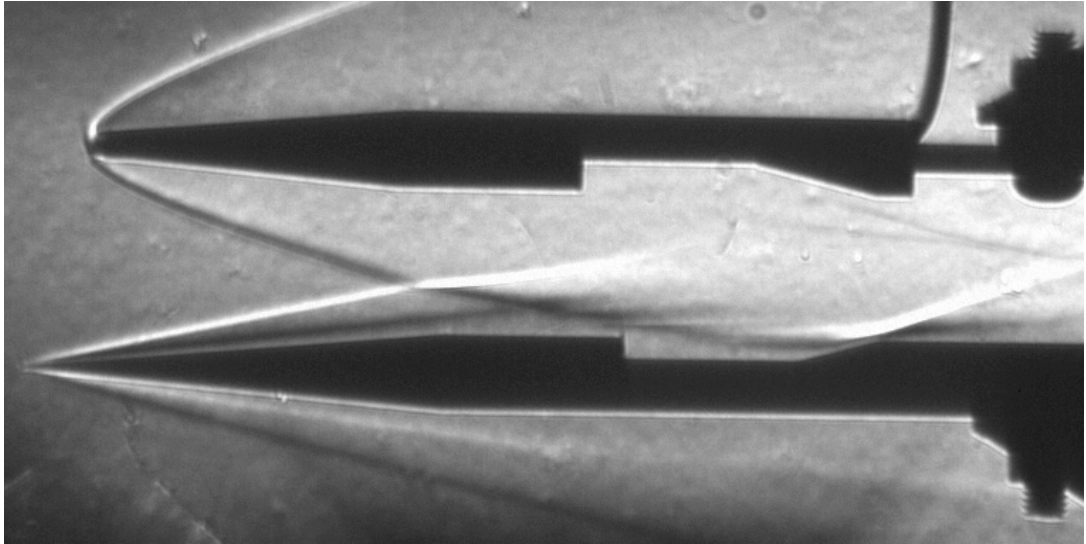


Рис. 85. Размеры моделей клиньев  $10^\circ$  с кавернами.

Поперечная толщина моделей  $70\text{ mm}$ .



*Рис. 86. Ударно-волновая структура около двух клиньев с кавернами.*

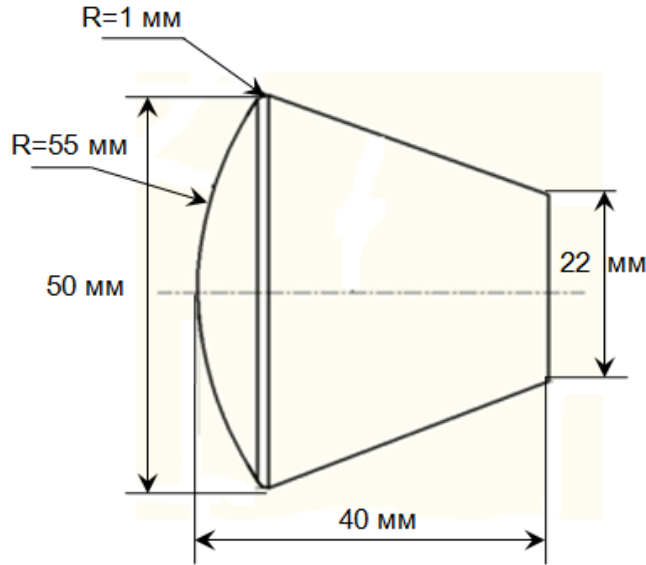
В отличие от рис. 82 и 84 на рис. 86 можно наблюдать особенности несимметричного характера течения в канале модели ГПВРД. Первая по потоку встреча ударных волн между моделями происходит значительно ниже. Это связано с различием характером скачков (присоединенная ударная волна со стороны острого клина и отошедшая ударная волна со стороны затупленного клина) и, как следствие, отличием углов отклонения от поверхности моделей. Дальнейшее взаимодействие структур потока имеет сложный характер, однако, из рис. 86 видно, что несимметричное расположение элементов поверхности канала оказывает значительное влияние на течение в нем.

#### **4.3.2.4 Спускаемый аппарат. Вопросы распределения параметров потока на модели**

Поскольку на установке ГУАТ геометрические модели исследуются на предмет сверхзвукового и гиперзвукового обтекания, вопросы изменения параметров набегающего на модель рабочего потока в течение эксперимента являются наиболее приоритетными в проведении исследований.

В следующей серии экспериментов модель спускаемого аппарата (рис. 87) располагалась на расстоянии 215 мм от выходного среза сопла. Модель имела осесимметричную структуру. Изменялся угол атаки модели и ее вертикальное

расположение относительно оси симметрии соплового блока. В качестве рабочего и толкающего газов использовался воздух.



*Рис. 87. Схема модели спускаемого летательного аппарата.*

Теневая картина обтекания регистрировалась с помощью высокоскоростной цифровой видеокамеры Optronis CR3000x2 (модели с черно-белой и цветной матрицами). TTL импульс для запуска записи видеоряда формировался АЦП Icard E20-10 по достижении 50 мВ в показаниях пьезодатчика, расположенного в середине КНД. На рис. 88 - 92 представлено сравнение отошедшей ударной волны, наблюдаемой на теневых кадрах первой фазы обтекания (гиперзвуковой поток с постоянными параметрами) в экспериментах 34 - 43. Начальные параметры экспериментов приведены в таблице 5.

Как видно из рис. 88, структура отошедшей ударной волны, наблюдаемая в первой фазе обтекания, имеет достаточно схожие характеристики, что позволяет говорить о хорошей повторяемости параметров набегающего потока при соблюдении одинаковых начальных условий в эксперименте.

Таблица №5. Начальные параметры экспериментов 34-44.

№ эксперимента	$P_{КВД}$	$P_{КНД}$	$P_{ресивер}$
34	20 бар	1 мбар	$10^{-3}$ мбар
35	23 бар		
36	24,5		
37	21,5		
38	21,5		
39	24		
42	25,5		
43	20		
44	23		

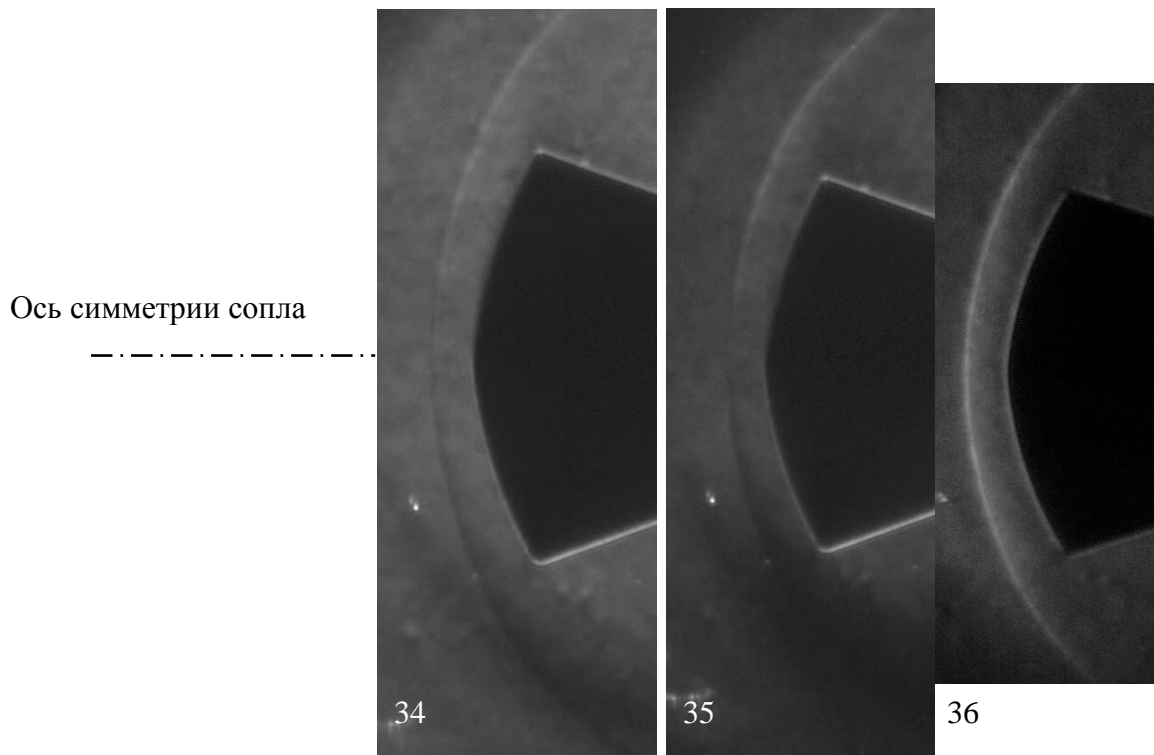


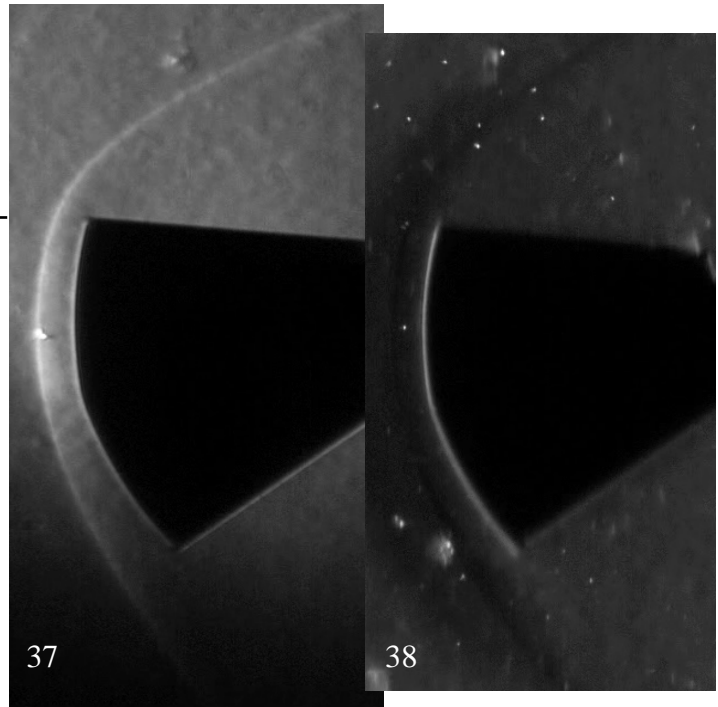
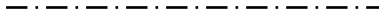
Рис. 88 Теневые кадры экспериментов 34, 35, 36.

*Сравнение первой фазы обтекания.*

В экспериментах 37, 38 модель спускаемого аппарата имела угол атаки  $15^\circ$  и располагалась ниже относительно оси симметрии соплового блока. На рис. 89 представлено сравнение отошедшей ударной волны.

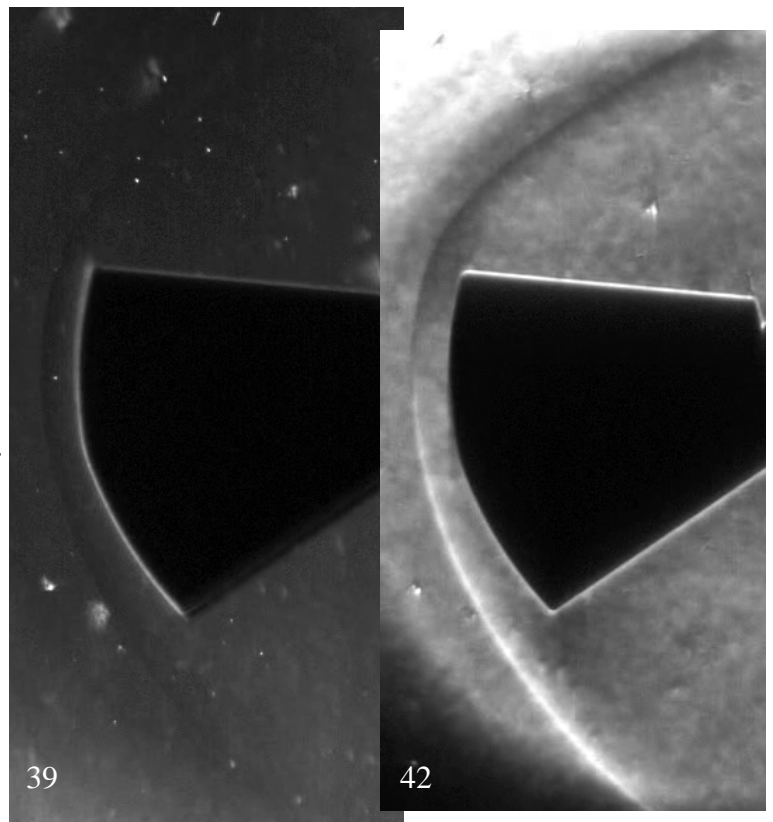


Ось симметрии сопла



*Рис. 89 Теневые кадры экспериментов 37, 38.  
Сравнение первой фазы обтекания.*

Ось симметрии сопла



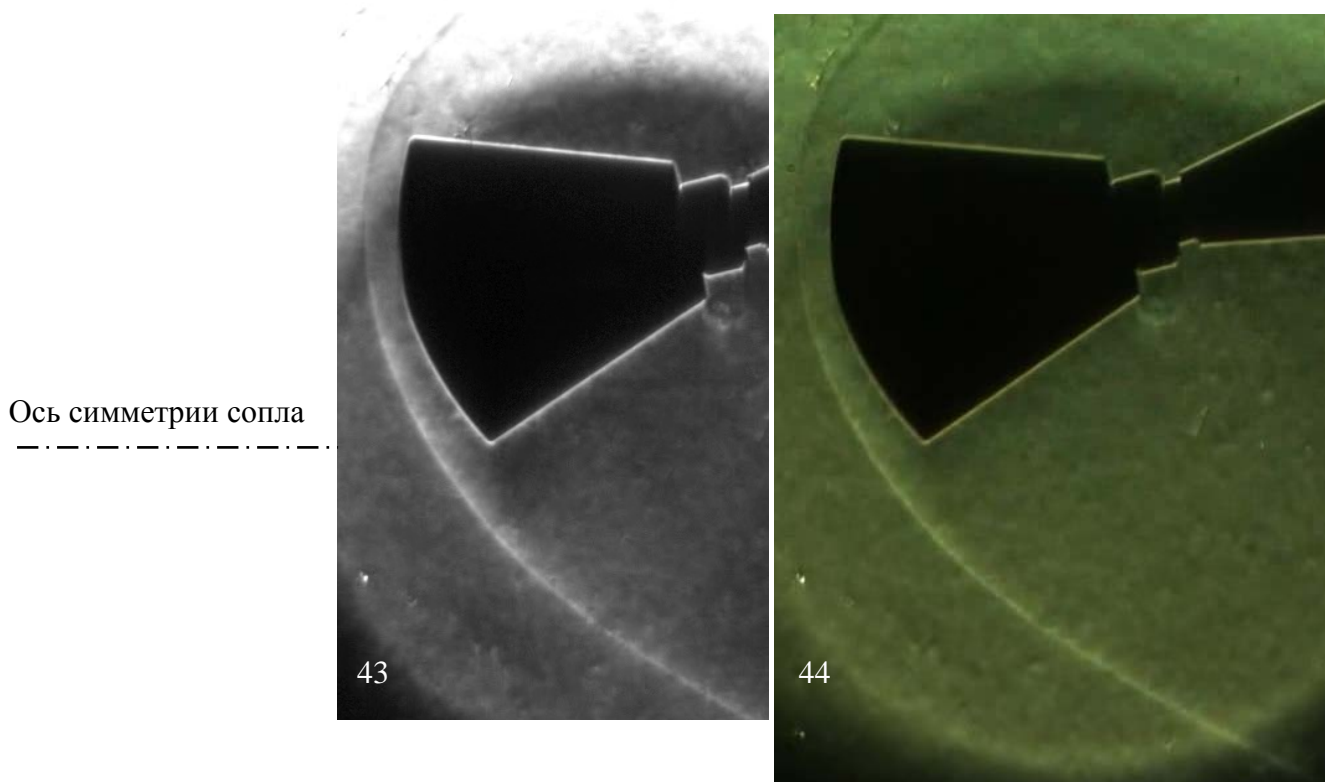
*Рис. 90. Теневые кадры экспериментов 39, 42.  
Сравнение первой фазы обтекания.*



При сравнении рис. 88 и рис. 89 видно, что вследствие изменения угла атаки модели изменилась и структура образовавшейся отошедшей ударной волны. Также визуально наблюдается хорошая повторяемость параметров течения.

В экспериментах 39, 42 модель спускаемого аппарата имела угол атаки  $15^\circ$ . Взаимное расположение оси симметрии соплового блока и модели, а также сравнение образовавшейся при обтекании отошедшей ударной волны представлено на рис. 90.

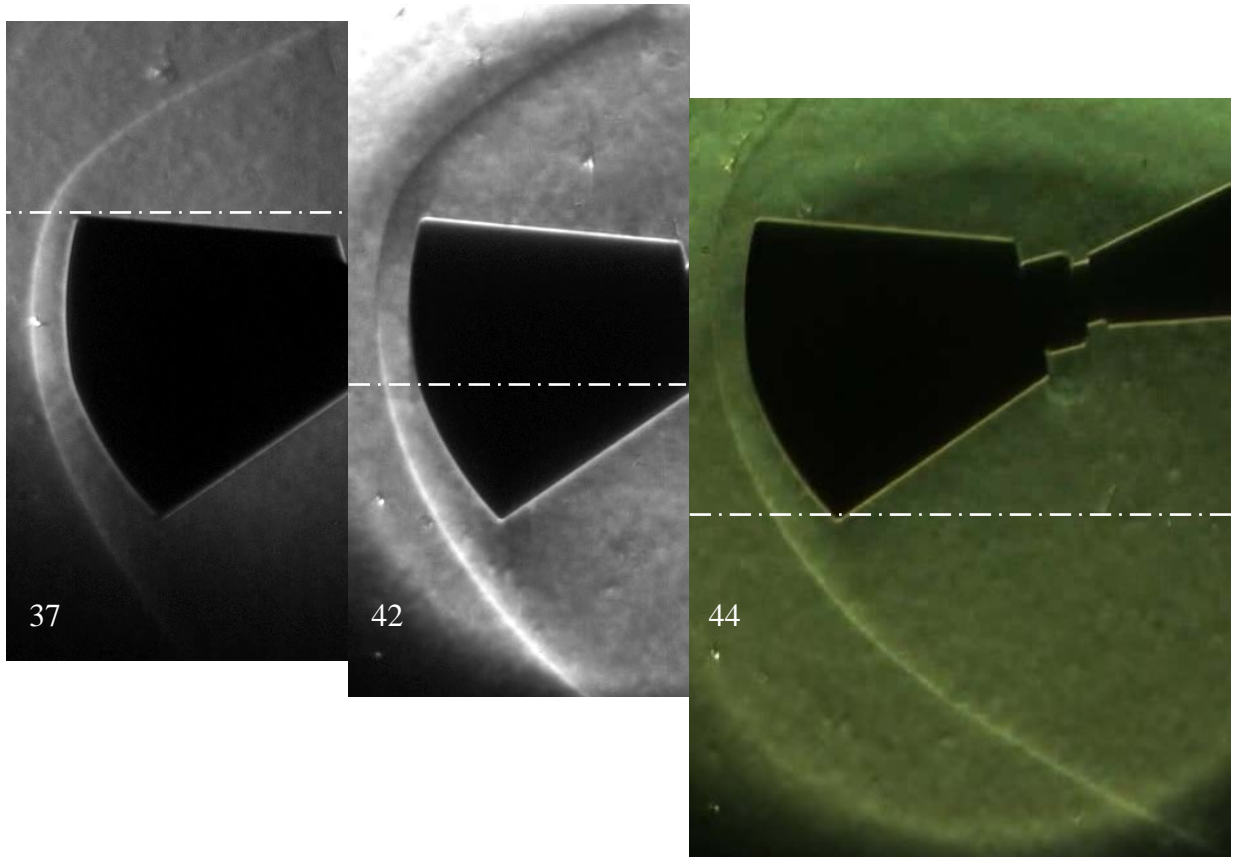
В экспериментах 43, 44 модель спускаемого аппарата имела угол атаки  $15^\circ$  и располагалась выше относительно оси симметрии соплового блока. На рис. 91 представлено сравнение отошедшей ударной волны. В эксперименте 43 использовалась видеокамера Optronis CR3000x2 с черно-белой матрицей, в эксперименте 44 видеокамера была цветная [196].



*Рис. 91. Теневые кадры экспериментов 43, 44.*

*Сравнение первой фазы обтекания.*

Из сравнения рис 89 - 91 видно, что наблюдаемая структура отошедшей ударной волны имеет схожие визуальные характеристики. Это позволяет предположить однородность потока на первой фазе обтекания. На рис. 92 приведены кадры экспериментов 37, 42, 44.

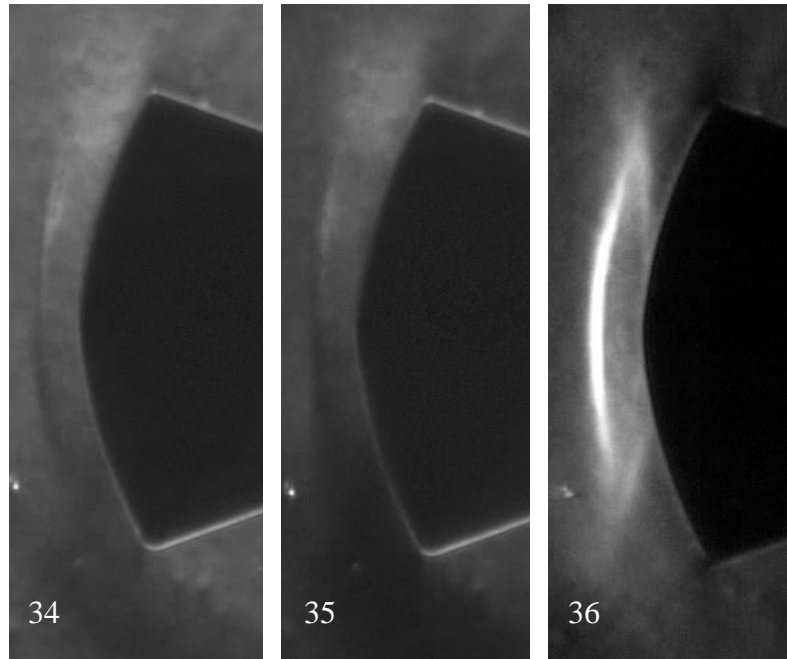


*Рис. 92. Теневые кадры экспериментов 37, 42, 44. Сравнение первой фазы обтекания. Белая линия показывает расположение оси симметрии сопла в каждом эксперименте.*

Визуальные данные, представленные на рис. 92, получены с экспериментов, в которых менялось расположение модели спускаемого аппарата по вертикали относительно оси симметрии соплового блока. При сравнении теневых кадров видно, что наблюдаемая структура отошедшей ударной волны имеет очень хорошее совпадение в средней и нижней областях течения относительно модели. В верхней области в данных эксперимента 44 наблюдается заметное отклонение фронта ударной волны по сравнению с экспериментами 37, 42. Диаметр передней части модели (55 мм) сопоставим по размеру с радиусом выходного сечения соплового блока (47,5 мм). Это

позволяет утверждать о том, что однородность потока при отдалении от выходного сечения сопла на 215 мм наблюдается в пределах радиуса этого сечения.

На рис. 93, 94 представлено сравнение вторых фаз обтекания модели спускаемого аппарата, которые наблюдались в экспериментах 34-44.

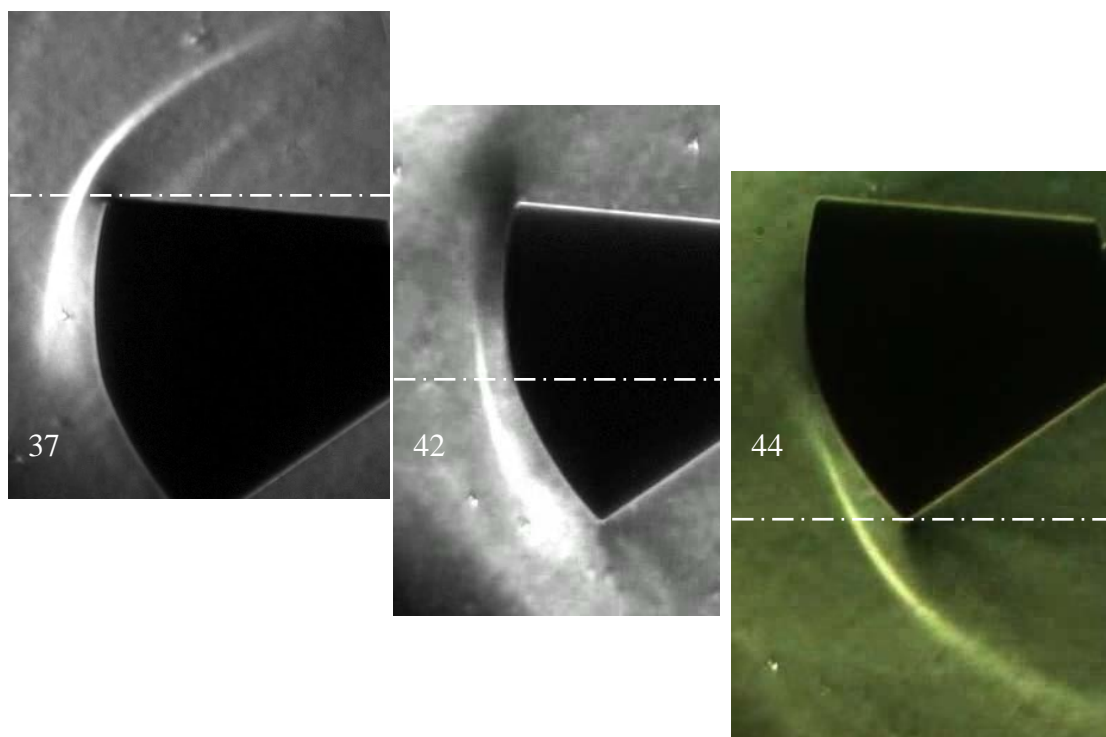


*Рис. 93. Теневые кадры экспериментов 34, 35, 36.*

*Сравнение второй фазы обтекания*

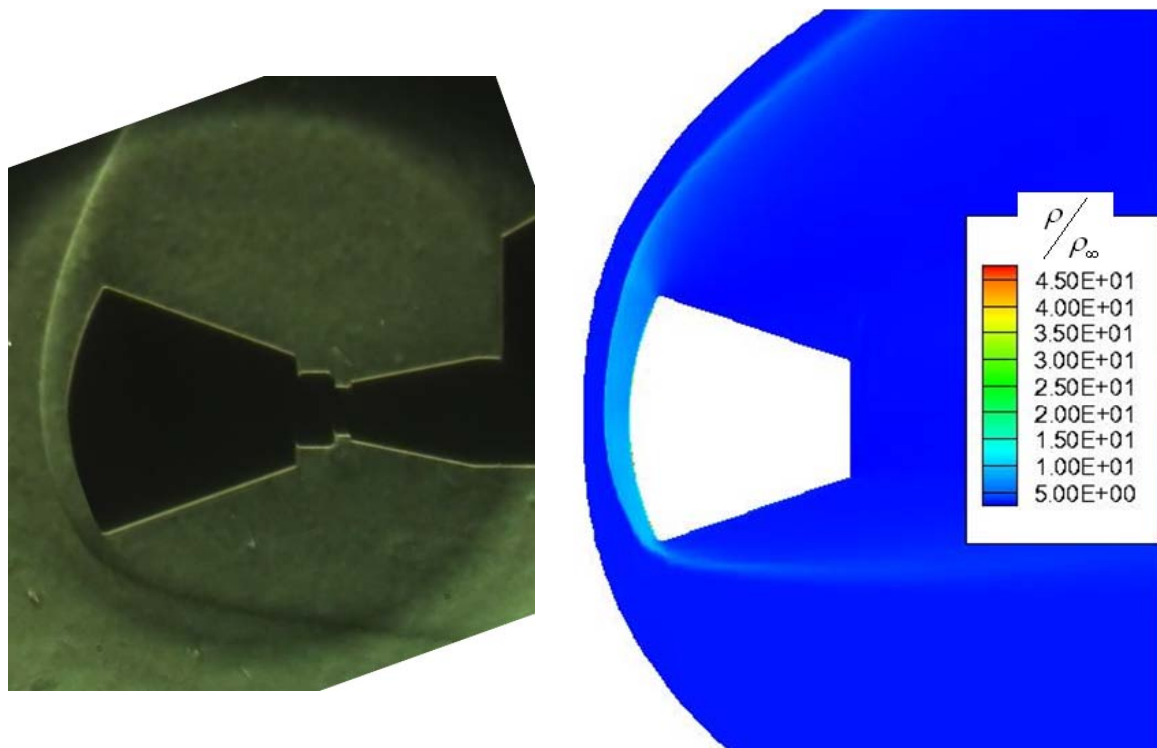
Вторая и последующие фазы обтекания (квазистационарные процессы, рассматриваемые в разделе 4.3.3) имеют схожие визуальные характеристики течения. Из рис. 94 видно, что область квазипостоянных параметров в этих фазах меньше, чем в случае с первой фазой обтекания. Т.е. квазиоднородность потока в последующих фазах обтекания наблюдается в области оси симметрии сопла. Радиус этой области приблизительно в 2 раза меньше радиуса выходного сечения сопла.

Для эксперимента по обтеканию модели под углом атаки  $20^\circ$  воздушным потоком с числом Маха  $M=7$  было выполнено численное моделирование [94, 197-199]. На рис. 95, 96 представлено сравнение экспериментальных и расчетных данных.

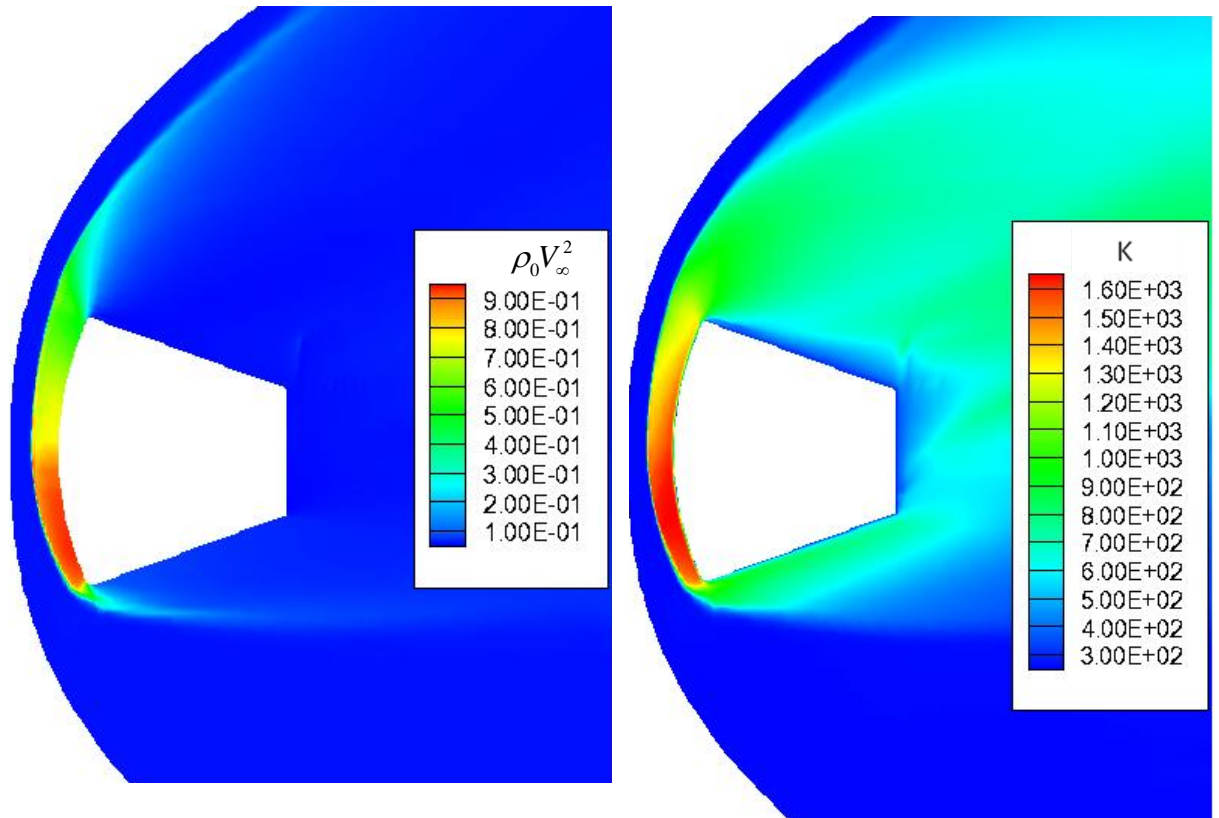


*Рис. 94. Теневые кадры экспериментов 37, 42, 44.*

*Сравнение второй фазы обтекания.*



*Рис. 95. Воздушный поток с числом Маха  $M=7$  около модели спускаемого аппарата. Теневая картина эксперимента (слева) и результаты численного моделирования по распределению плотности (справа).*



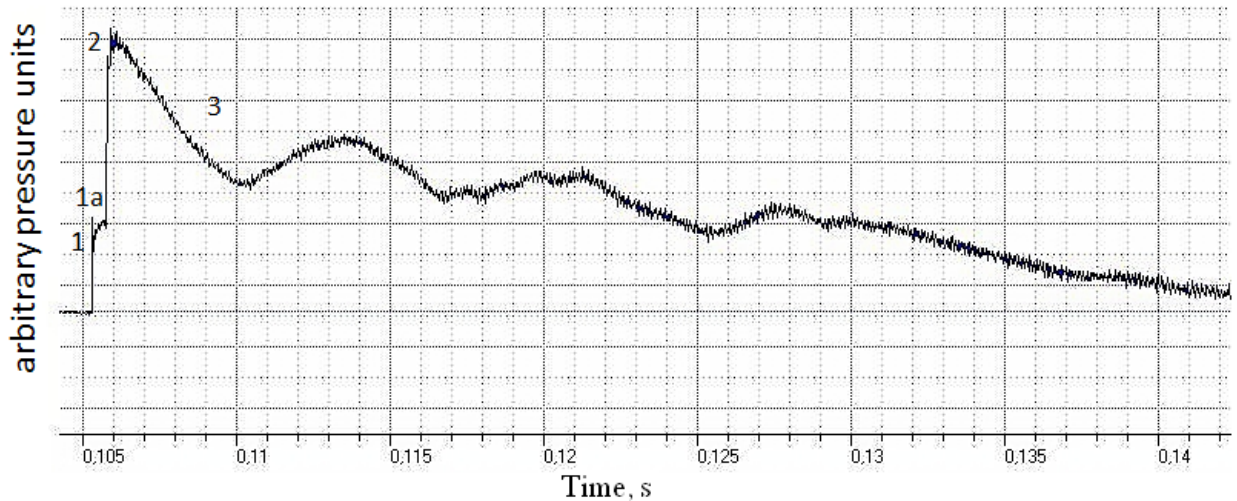
*Рис. 96. Воздушный поток с числом Маха  $M=7$  около модели спускаемого аппарата: результаты численного моделирования по распределению давления (слева) и температуры (справа).*

### 4.3.3 Задачи многорежимного обтекания моделей

#### 4.3.3.1 Связь характера потока на модели с поведением ударной волны в ударной трубе

На рис. 97, 98 представлены типичные показания датчиков давления, регистрируемые во время эксперимента. В рассмотренном случае толкающий газ был воздух с давлением 20 бар, рабочий газ также был воздух с давлением 100 мбар.





*Рис. 97. 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.97) свидетельствует о приходе начальной ударной волны. На протяжении примерно 300 мкс, до прихода отраженной от правого торца ударной волны (участок 1а на осциллограмме, рис.97) через сечение, где расположен датчик давления, проходит газ, сформировавшийся за головной ударной волной. Указанная фаза была подробно описана в разделе 4.1, где изучалась структура течения за фронтом отраженной ударной волны в условиях экспериментов на ГУАТ. Следующий резкий рост (2, рис. 97) и плавное снижение (3, рис. 97) 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. 98. Начальные условия эксперимента были такими же, как и в случае с рис.97. Верхние показания соответствуют давлению торца КВД (датчик (а) 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.

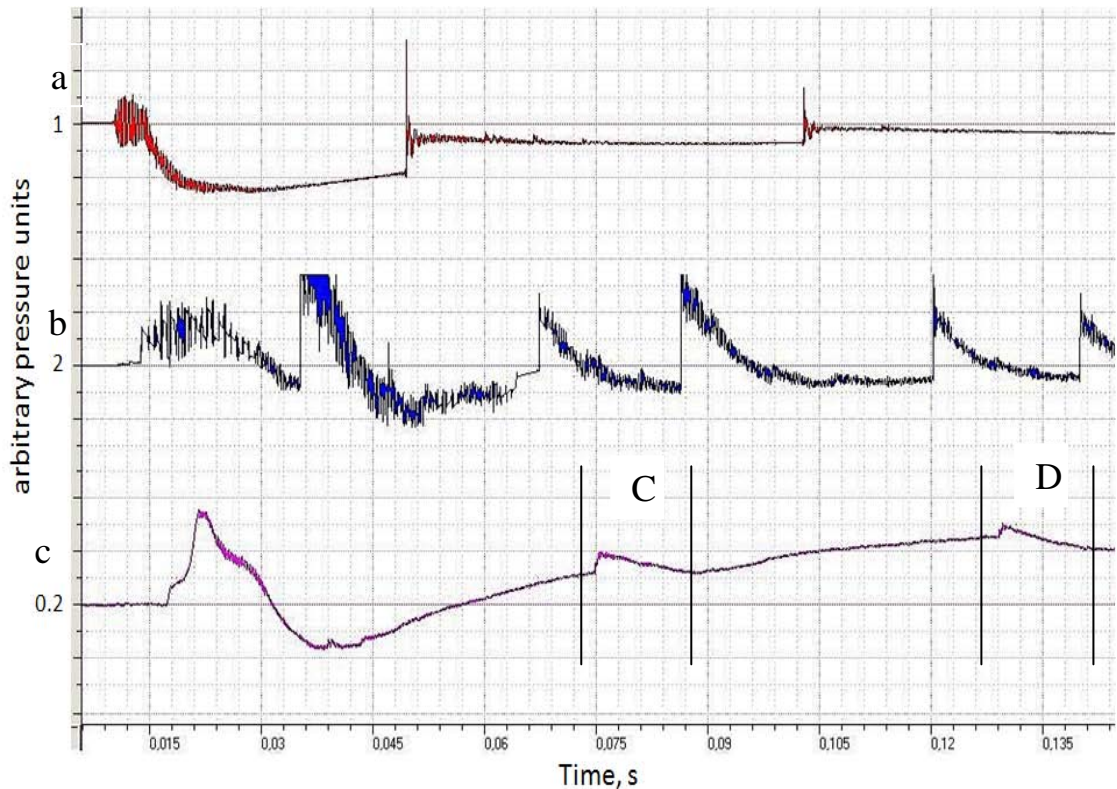


Рис. 98. Показания датчиков давления, расположенных в ударной трубе

Две последующих осциллограммы (рис. 98, 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. 97). Следующий скачок осциллограммы датчика (b) середины КНД соответствует прохождению отраженной ударной волны.

Данные, представленные на рис. 98, показывают ударно-волновое взаимодействие, вызванное многократным переотражением скачков сжатия в объеме ударной трубы. Из-за такого поведения можно выделить несколько временных интервалов, когда параметры потока у входа в сопло могут рассматриваться как квазистационарные. Некоторые из этих интервалов,

которые длятся несколько миллисекунд, могут быть использованы для измерений.

#### **4.3.3.2 Регистрация квазистационарных и переходных режимов**

Картины многорежимного обтекания исследуемых моделей приведены на рис. 99 - 102, где кадры (a), (b), (c) соответствуют разным моментам времени одной реализации процесса.

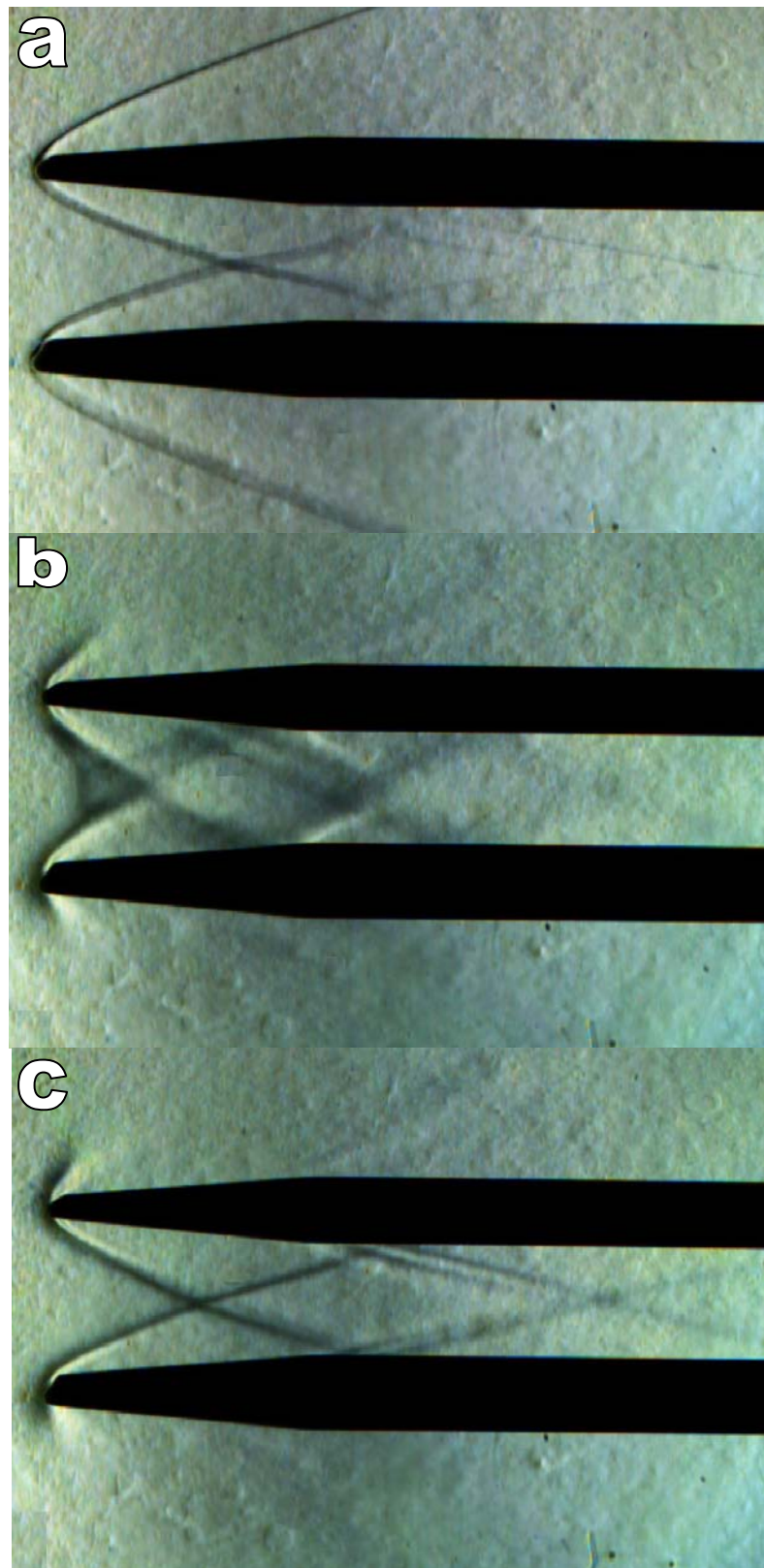
Процессы, показанные на рис. 99a-102a, вызваны первым этапом расширения рабочего газа через сопло на модель, что наилучшим образом подходит для проведения высокоскоростного эксперимента, поскольку в это время параметры потока из соплового блока остаются примерно постоянными с числом Маха  $M=7$  (подробное описание обтекания моделей во время первой стадии дано в разделах 4.3.2.2, 4.3.2.3). На полученном теневом видеоряде это экспериментально наблюдается в течение 15 мс.

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. 99b-102b, оно длится около 5-7 мс.

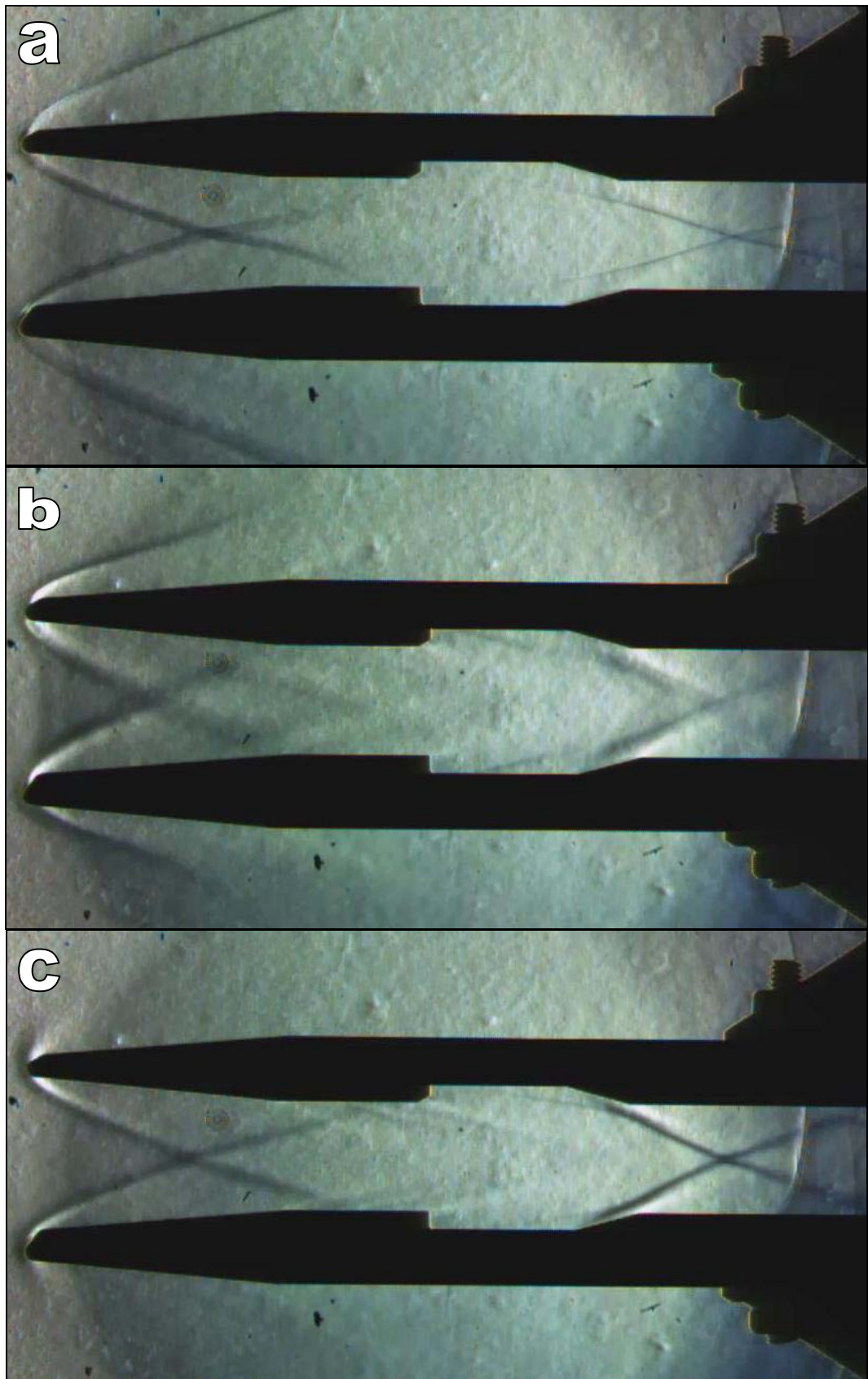
Далее процесс ударно-волнового взаимодействия в ударной трубе определяется многократными прохождениями и переотражениями ударных волн между торцами КНД и КВД. Тем не менее, удается выделить временные интервалы, в течение которых параметры газа на входе в сопло претерпевают незначительные изменения.

Такого рода периоды можно непосредственно связать и количественно охарактеризовать данными, приведенными на нижней осциллограмме, показанной на рис. 98. В частности, участку осциллограммы «С» отвечает второй менее скоростной квазистационарный режим обтекания модели, показанный на рис. 99c-102c. Продолжительность этого периода  $t_c \approx 30$  мс, число Маха  $M=4,5$ .





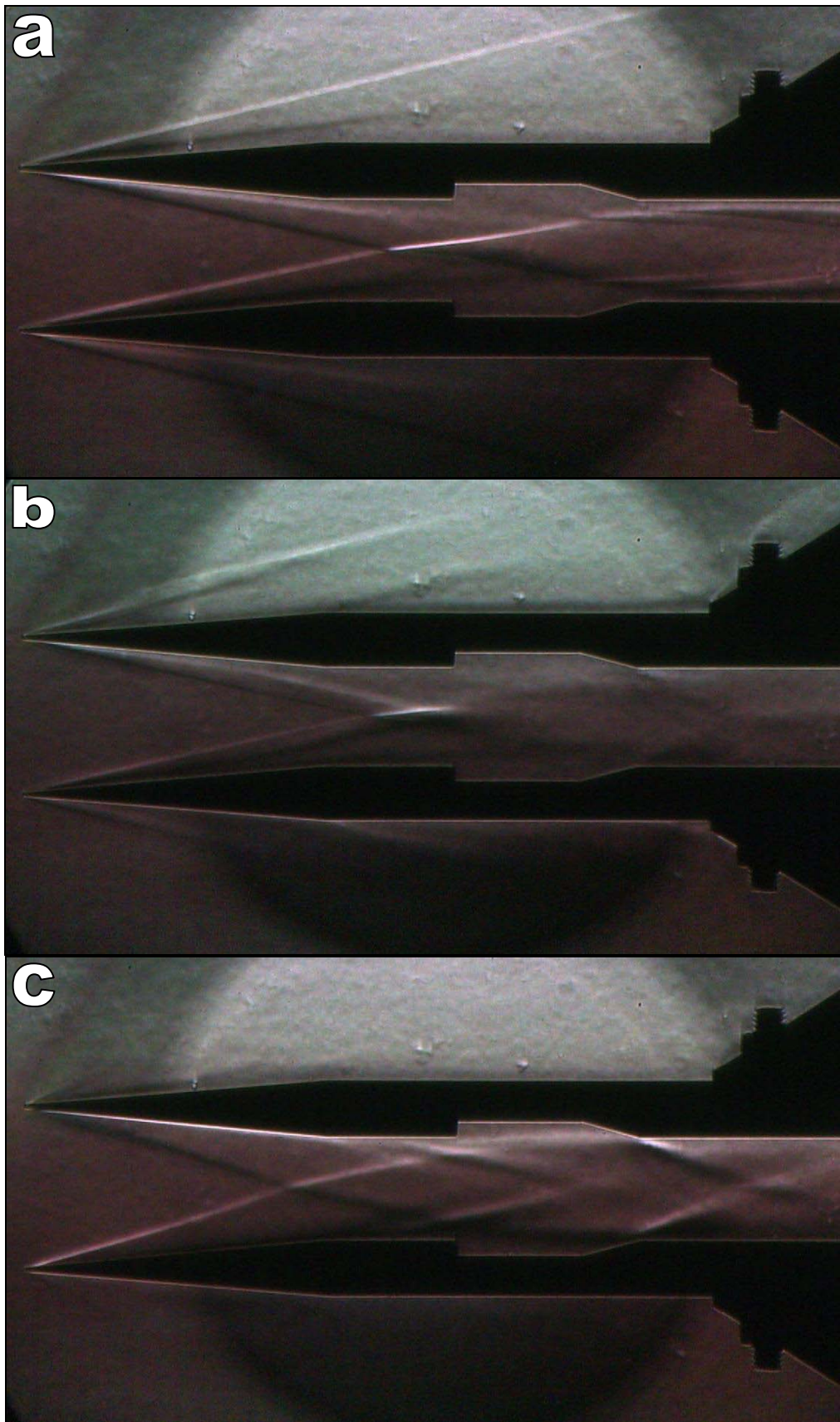
*Рис. 99. Теневая видеопоследовательность обтекания двух затупленных клиньев. (а) - картина набегания гиперзвукового потока с постоянными параметрами, (b) – нестационарное течение, (с) – квазистационарный процесс обтекания.*



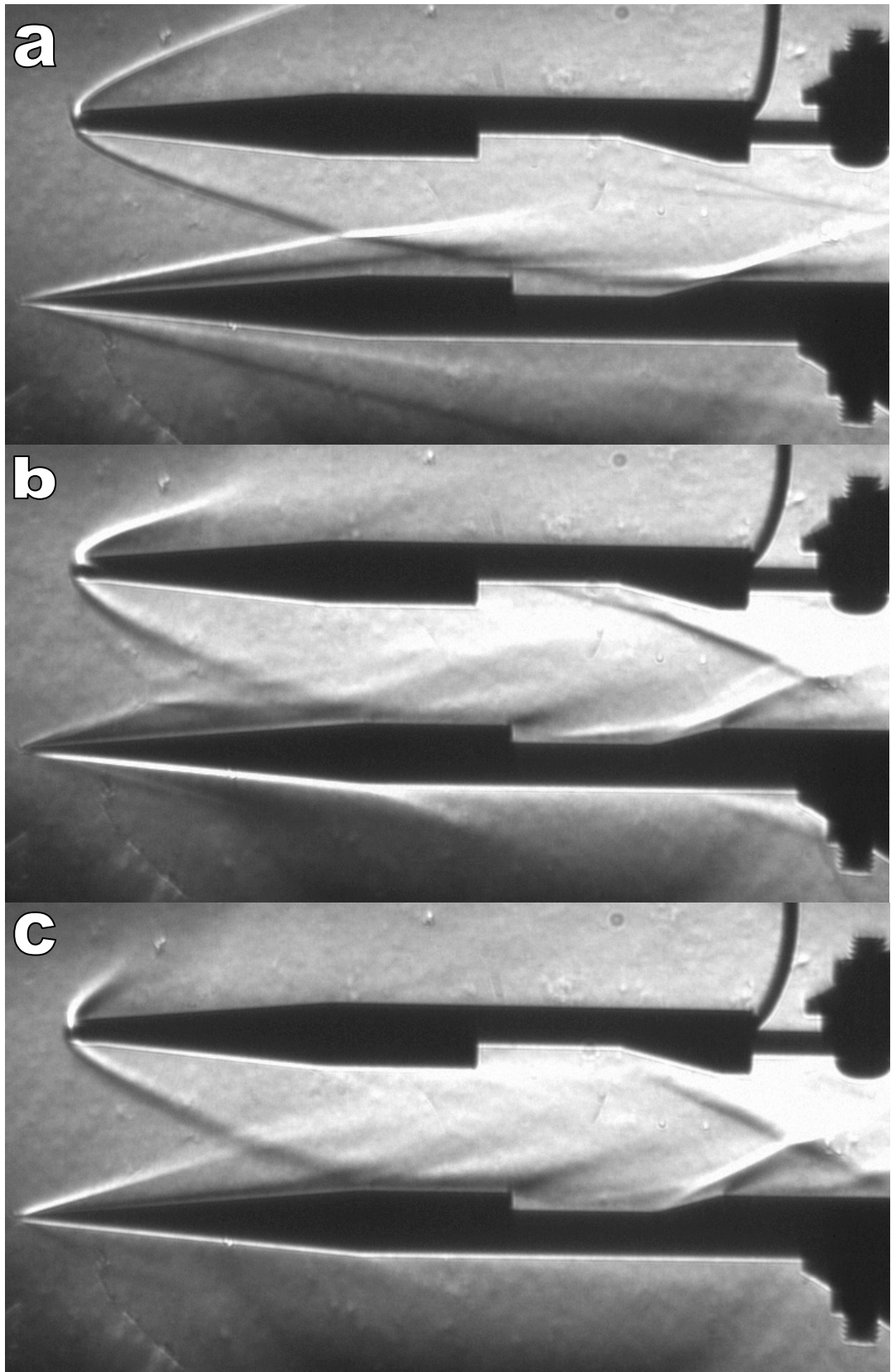
*Рис. 100. Ударно-волновая структура около двух затупленных клиньев.*

*Различные стадии течения.*





*Рис. 101. Ударно-волновая структура потока, образующаяся при обтекании моделей двух клиньев. Различные стадии течения.*



*Рис. 102. Структура потока, образующаяся при обтекании острого и затупленного клиньев. Различные стадии течения.*

В выполненных экспериментах была вполне отчетливо идентифицирована и третья квазистационарная фаза обтекания модели с числом Маха  $M \cong 3$ , которая соответствовала участку осциллограммы «D» на рис. 98.

#### **4.3.4 Сопоставление измерений с результатами расчетов.**

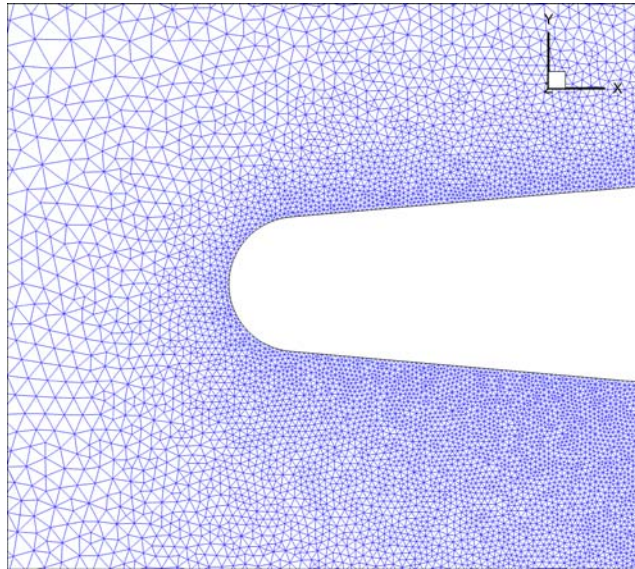
##### **Вопросы о валидации данных наблюдений**

При численном моделировании рассматривалось течение в тестовой камере отдельно от ударно-волнового движения в ударной трубе, начиная с небольшого расстояния от сопла. Предполагается, что стенки ресивера не влияют на течение вблизи модели, а течение за срезом сопла равномерно в поперечном направлении (вопросы равномерности в поперечном направлении набегающего на модель потока были рассмотрены в разделах 4.3.2.1, 4.3.2.4). Числа Маха набегающего потока определяется по экспериментальным данным, используя угол отхода ударной волны от клина на фотографиях, соответствующим квазистационарным режимам течения. В результате входные параметры, задаваемые на входной границе в численном моделировании, равны: число Маха равно 7.0 или 4.5 (рассматриваются два квазистационарных режима), температура - 100 К, значение коэффициента вязкости равно коэффициенту вязкости воздуха при входной температуре.

Для двух модельных газодинамических трактов (с острой и затупленной передними кромками) построены две различные сетки. Эти сетки по построению являются трехмерными, они содержат только один слой ячеек в направлении оси  $z$  и в дальнейшем мы будем рассматривать эти сетки как двумерные. Сетка для модели с острой кромкой содержит 363500 треугольных или четырехугольных ячеек с минимальным размером ячейки  $2.0 \times 10^{-4}$  м вблизи твердых поверхностей. Сеточный генератор Gmsh [200] был использован для создания сетки.

Энтропийные слои, генерируемые в окрестности точки торможения затупленного тела, могут оказывать существенное влияние на течение внутри

воздухозаборника ГПВРД. Поэтому энтропийные слои должны быть хорошо разрешены. И особенно хорошее разрешение должно быть вблизи передней кромки затупленного клина. Построенная для модели с затупленной кромкой сетка содержит 1200000 ячеек с минимальным сеточным размером  $1 \times 10^{-5}$  м вблизи твердых стенок. На рис. 103 показаны детали сетки для модели с затупленной кромкой вблизи передней кромки клина.



*Рис. 103. Передняя кромка затупленного клина, детали расчетной сетки.*

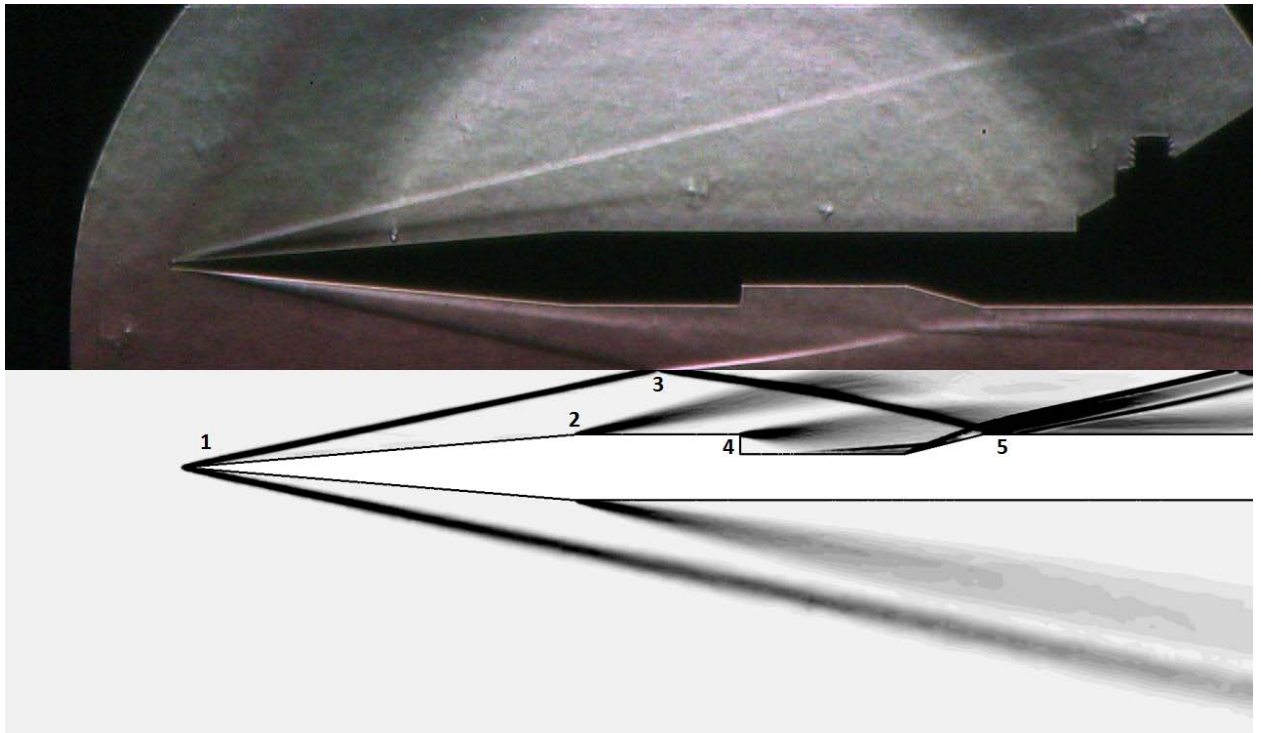
Все расчеты проводились в полной расчетной области без предположений о симметрии течения. С одной стороны, это использовалось как дополнительная проверка качества решения, а с другой стороны, в дальнейшем предполагается исследовать эффекты неоднородности профиля входного потока и небольшого угла атаки.

Для расчета градиентов физических переменных в центрах ячеек использовался метод наименьших квадратов [201] с ограничителем Michalak и Ollivier-Gooch [202]. Расчеты проводились методом Рунге-Кутты второго порядка [203] с числом Куранта 0.5.

Рис. 104-106 показывают сравнение результатов расчётов с экспериментальными данными. Верхняя половина каждого рисунка содержит экспериментальную шпирен фотографию, а нижняя часть – изолинии



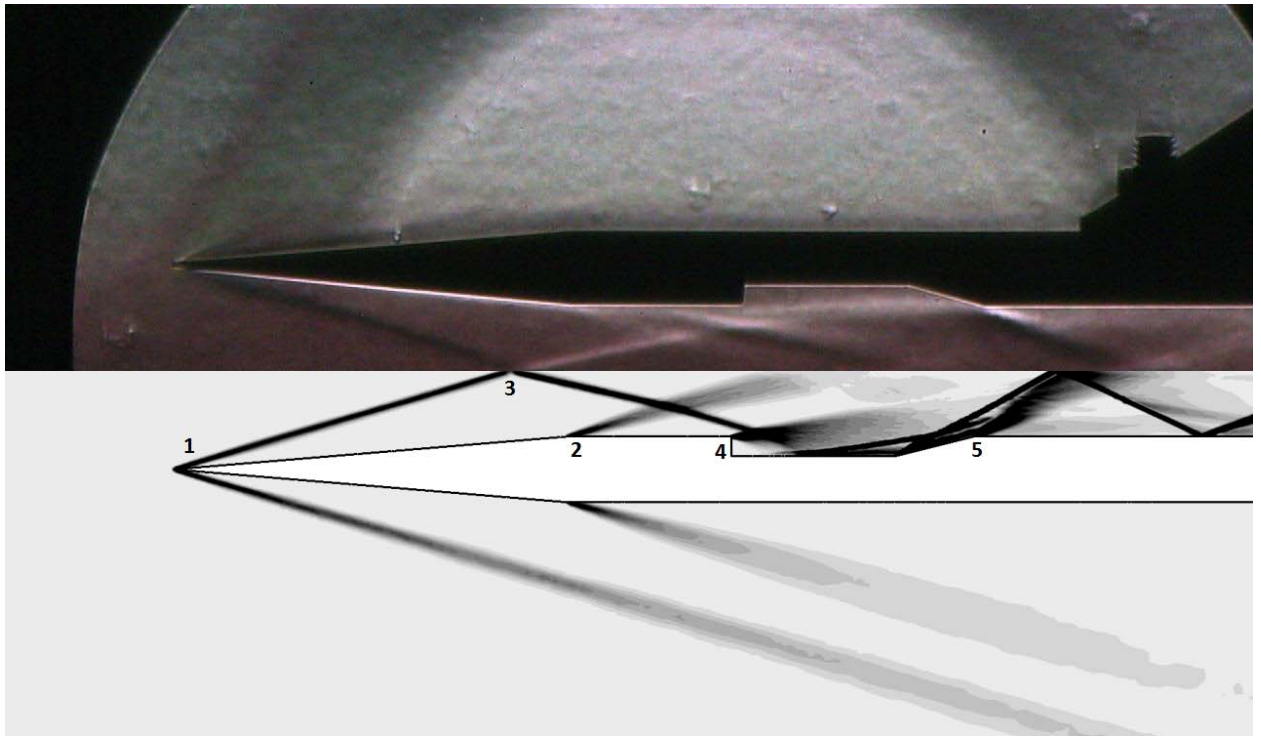
рассчитанного модуля градиента плотности. Для лучшего сравнения при построении изолиний использовалась обратная палитра оттенков серого цвета



*Рис. 104. Сравнение эксперимента и расчета для модели ГПВРД с острой кромкой при  $M=7.0$ .*

Рис. 104 соответствует первой квазистационарной фазе течения около модели с острой кромкой. Численное моделирование проводилось для числа Маха набегающего потока 7.0. В области 1 рис. 104 виден четкий фронт присоединенной ударной волны, который также наблюдается на шпирен-фотографии. В месте перехода угловой плоскости клина (рис.104, 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. 104 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. 104, область 4) видна серия волн разрежения, очертания которой также просматриваются в эксперименте. В

конце каверны (область 5, рис. 104) образуется сложная структура волн сжатия, некоторые совпадения с которой можно наблюдать на теневой фотографии.

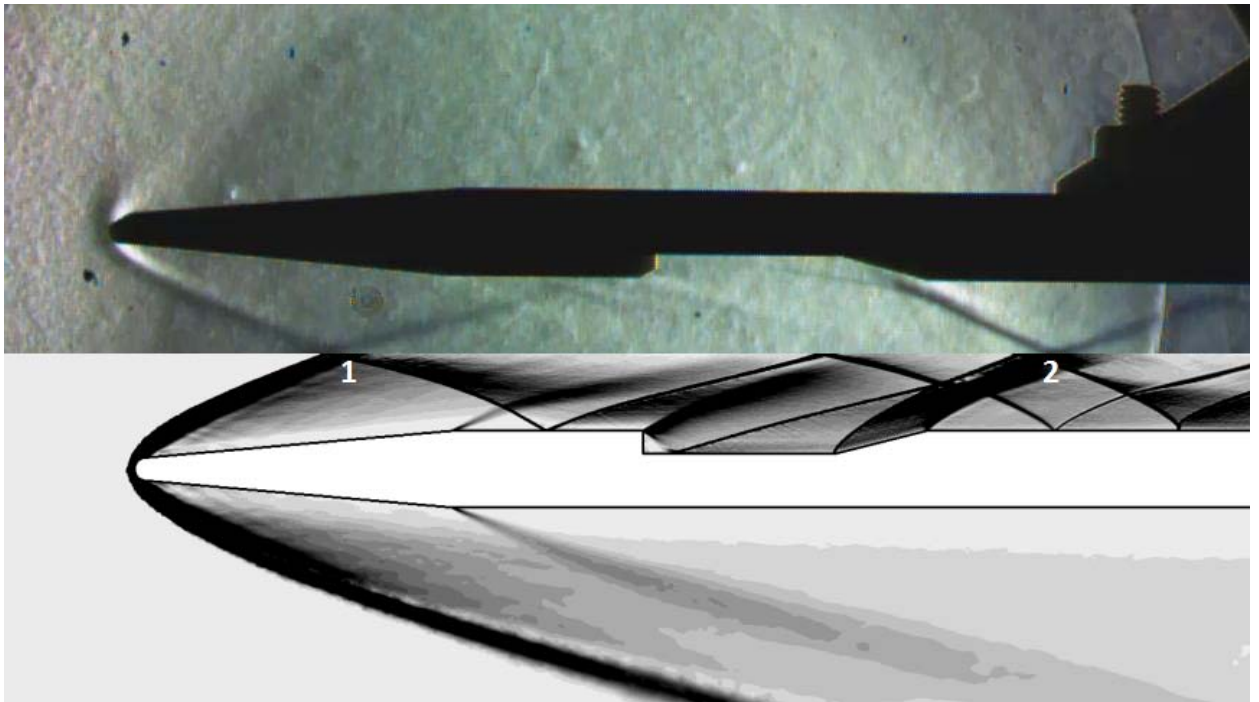


*Рис. 105. Сравнение эксперимента и расчета для модели ГПВРД с острой кромкой при  $M=4.5$ .*

Сравнение экспериментальной шпирен фотографии с результатами численного моделирования второй квазистационарной фазы течения около модели с острой кромкой показано на рис. 105. Из сравнения можно видеть, что зоны высоких градиентов плотности (области 1-4, рис. 105) хорошо соответствуют друг другу. Также заметно лучше стали результаты сравнения в области течения за каверной (область 5, рис. 105), что может являться следствием моделирования меньшего числа Маха набегающего потока и, соответственно, более крутых фронтов наблюдаемой волновой структуры.

Экспериментальная картинка первой квазистационарной фазы течения около модели с затупленными кромками сравнивается с результатами численного моделирования на рис. 106. Качество экспериментальной картинки хуже, чем в случае модели с острой кромкой из-за использования видеокамеры с меньшим разрешением.





*Рис. 106. Сравнение эксперимента и расчета для модели ГПВРД с затупленной кромкой при  $M=7.0$ .*

Также фронты отошедших ударных волн (область 1, рис. 106) и волн сжатия (область 2, рис.106) 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.104 и 106 можно сделать вывод, что течение около модели с затупленной кромкой несколько более сложное, чем около модели с острой кромкой.

#### **4.3.5 Выводы**

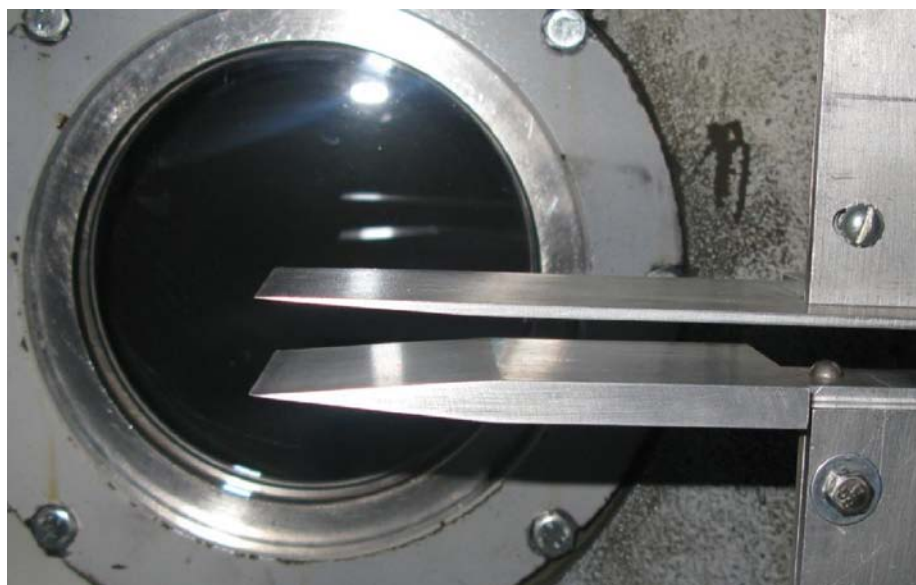
Структура потока около моделей воздухозаборника и проточной части ГПВРД была экспериментально и численно исследована. Поведение воздушных потоков с разными числами Маха около моделей острых и затупленных клиньев было запечатлено на высокоскоростные цифровые видеокамеры. Полученные экспериментальные результаты используются для

тестирования вычислительного моделирования ударно-волновых процессов и газодинамических эффектов. Разрешение вычислительных результатов значительно выше, что позволяет изучать рассматриваемый поток более детально.

## 5 ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПОДРОБНОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА УСТАНОВКЕ

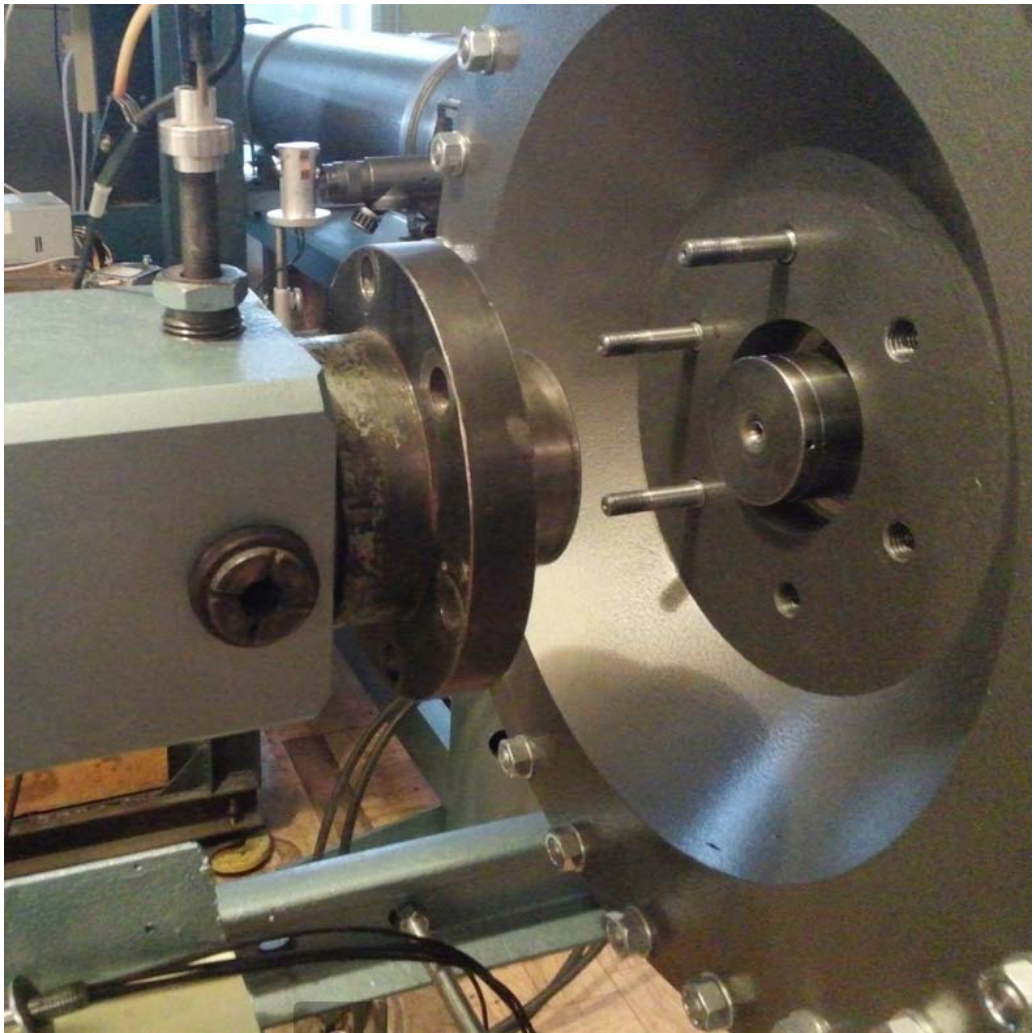
### 5.1 Порядок подготовки к эксперименту

Перед началом эксперимента секции установки прочищаются специальным шомполом с гибким подводом и продуваются сжатым воздухом или аргоном. В секцию ресивера на координатную державку помещается исследуемая геометрическая модель. Задается ее отдаление от выходного среза сопла, смещение относительно оси симметрии соплового блока и угол атаки, после чего модель фиксируется и секция закрывается. Герметичность секции в местах фланцевых соединений обеспечивается с помощью прокладок из вакуумной резины [140]. На рис. 107 приведена фотография открытой секции ресивера с установленными в ней моделями полуклина и клина.



*Рис. 107. Модели полуклина и клина, установленные в секции ресивера.*

Далее во входное отверстие соплового блока (рис. 108) устанавливается вторичная мембрана, в качестве которой используется алюминиевая фольга толщиной 0,09 мм. Секции КНД и ресивера соединяются.

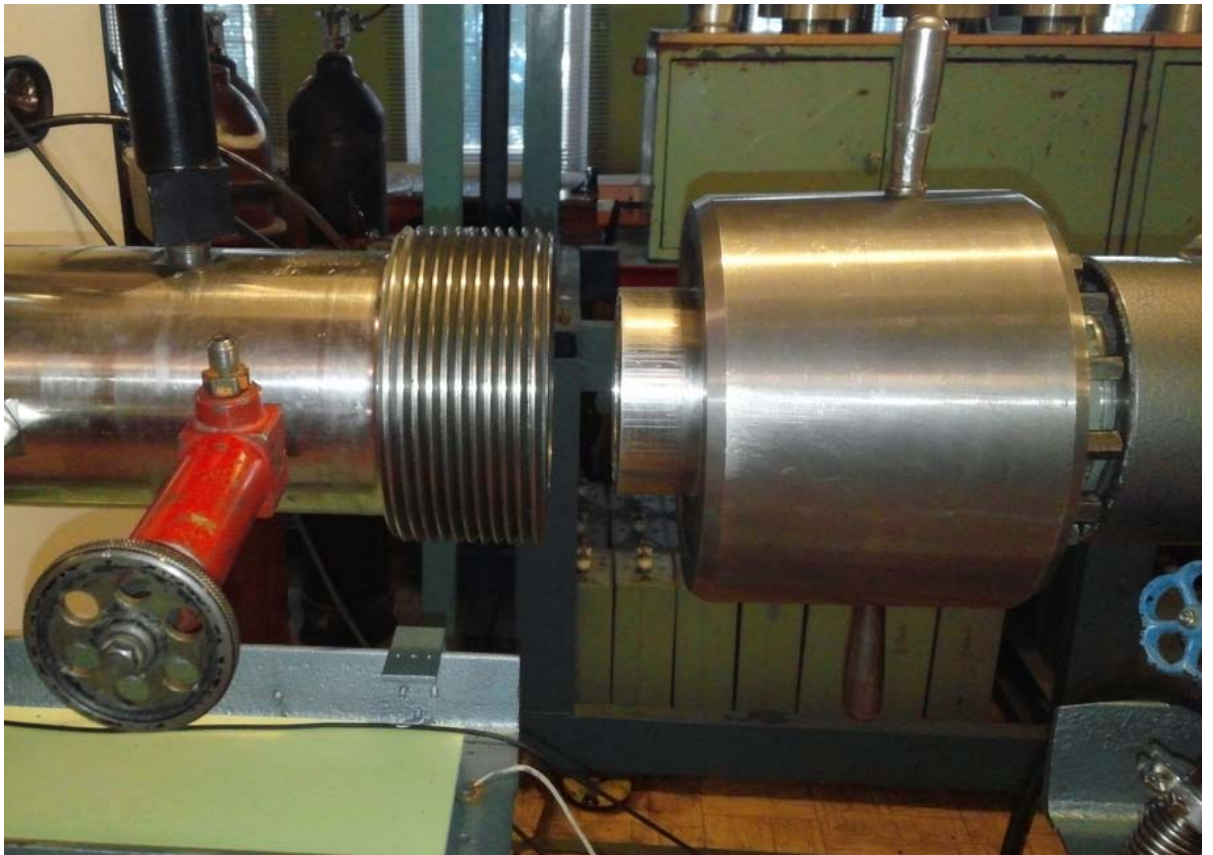


*Рис. 108. Соединение секций КНД и ресивера.*

В блок первичной мембраны (рис. 109) устанавливается медный диск. Толщина диска определяется желаемым начальным давлением толкающего газа в КВД, при достижении которого обеспечивается раскрытие мембраны. Секции КВД и КНД соединяются.

Газы, которые используются на установке ГУАТ ИПМех РАН, содержатся под высоким давлением в баллонах объемом от 40 до 80 литров. Перед началом эксперимента содержащийся в КВД и КНД воздух откачивается с помощью турбомолекулярного насоса CDK-180 до давления 0,1 мбар. Откачка секции ресивера производится турбомолекулярным высоковакуумным откачным постом до 0,001 мбар.





*Рис. 109. Соединение блока первичной мембраны между секциями КВД и КНД.*

Объем секции КВД  $V_{\text{КВД}}$  (в литрах) определяет возможность задания максимального давления  $P_{\text{КВД}}$  (в атмосферах) из соотношения  $V_{\text{КВД}} \cdot P_{\text{КВД}} < 500$  без регистрации в органах надзора за установками высокого давления [15, 204].

Баллоны с газами, выбранными в качестве толкающего и рабочего, подсоединяются к секциям с помощью гибких магистральных узлов РВД-DN06/PN205 [205]. По ним происходит наполнение секций установки выбранными газами до нужного давления, после чего магистрали перекрываются. На рис.110 показан шкаф, в который помещаются баллоны с газом для наполнения КВД. Это сделано для обеспечения безопасности рабочего персонала установки в момент заполнения КВД под высокими значениями давления.



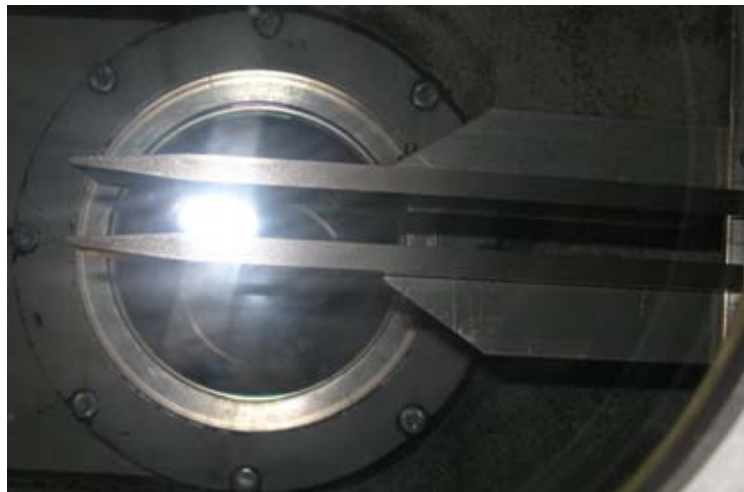
*Рис. 110. Шкаф баллонов с гибким подводом для заполнения КВД.*

Во время заполнения КВД как минимум один сотрудник находится рядом с перекрывающим баллон клапаном, который следит за обеспечением герметичности натекания газа через гибкую магистраль высокого давления. После раскрытия первичной мембраны по импульсу датчика давления происходит запуск регистрирующей аппаратуры. Спустя время  $t = 10$  с персонал установки проверяет оборудование на предмет осуществленной корректной записи данных, полученных в ходе эксперимента. Затем начинается разбор секций установки. Для осуществления первичного нарушения вакуума и

натекания воздуха открывается стравливающий кран ресивера. Затем разбирается блок первичной мембраны, после чего осуществляется разъединение секций КНД и ресивера.

## 5.2 Конструкции кронштейнов для моделей элементов ЛА

Модели для исследования процессов обтекания закреплялись на разработанных кронштейнах. Первоначальная конструкция ортогонального кронштейна была выполнена из алюминия и имела возможность ориентации в месте крепления по трем взаимно-параллельным осям с шагом 5 мм. При высоких числах Маха ( $M > 5$ ) и влиянии отраженных ударных волн во время переходных процессов была замечена вибрация модели. Следующая система кронштейнов была выполнена из стали. На рис.111 изображена стальная модель в стальном кронштейне.



*Рис.111. Система пары стальных затупленных клиньев, закрепленная в секции ресивера.*

Ориентация моделей в кронштейне должна быть юстирована так, чтобы продольная ось по центру совпадала в исходном состоянии с центром набегающего гиперзвукового потока и находилась перпендикулярно оптической оси окон и теневых приборов ИАБ-451 [206]. Эта проблема потребовала дополнительной юстировки всех частей трубы и устройств Теплера, а также разработки кронштейна для точной выставки исследуемых

моделей. Такая конструкция системы кронштейнов была выполнена с возможностью перемещения модели с шагом 0.5 мм по вертикали и установления угла атаки от 0° до 30° (рис. 112).



*Рис. 112. Кронштейн с закрепленной моделью спускаемого аппарата в ресивере.*

### **5.3 Коррекция оптической системы с высокоскоростной видеосъемкой**

Для высокоскоростной съемки обтекания моделей газовыми потоками в аэродинамической части ГУАТ использовались высокоскоростные видеокамеры с частотой регистрации 2000 кадров/с при числах Маха  $M=7..8$ . Большой диапазон возможных скоростей съемки (до 10000 кадров/с) при



приемлемой четкости изображения и объеме видеопамати позволяет визуализировать более скоростные процессы. В таблице 6 приведено сравнение технических характеристик высокоскоростных видеокамер, которые использовались на установке ГУАТ.

Таблица №6. Сравнение характеристик скоростных видеокамер.

Камера	Базовое разрешение, пиксель	Скорость съемки при полном кадре, кадров/сек	Максимальная скорость съемки $V_{\text{макс}}$ , кадров/сек	Разрешение кадра при $V_{\text{макс}}$ , пиксель	Размер матрицы, мм <sup>2</sup>
Photron Fastcam 1024PCI	1024x1024	1000	109500	128x16	17,4x17,4
NAC Memrecam HX4	1280x960	6250	1080000	320x8	35x20
Optronis CR3000x2	1696x1710	540	100000	96x38	13,57x13,68

Задача совмещения по времени видеоряда с семейством графиков значений динамического давления на всех датчиках ГУАТ решалась их синхронизацией по сигналу первичного датчика на входе в АЦП. Особенностью запуска видеокамеры является то, что запускающий сигнал должен иметь амплитуду  $U_{\text{TTL}}=5$  В [207], в то время как сигнал с первичного датчика динамического давления не превышает  $U_{\text{max}}=1,5$  В. Поэтому для запуска камеры проводится следующее. На сигнал первичного датчика динамического давления, который поступает через АЦП в компьютер, ставится значение по амплитуде  $U_{\text{TRIG}}=0,05\dots 0,2$  В, в зависимости от начальных условий эксперимента и предполагаемой интенсивности первичной ударной волны. По достижении значения  $U_{\text{TRIG}}$  в цифро-аналоговом преобразователе (ЦАП) формируется импульс амплитудой  $U_{\text{TTL}}=5$  В, который запускает видеокамеру.

Погрешность синхронизации включает в себя временную задержку, состоящую из погрешности преобразования сигнала АЦП-ЦАП, погрешности нарастания фронта импульса и реакцию самой видеокамеры, что составляет не более 0,0005 с.

#### **5.4 Настройка оптического оборудования**

Оптическая часть экспериментальной установки ГУАТ, включающая в себя блоки осветителя, теневые приборы ИАБ-451 и ответную часть с видеокамерой, постоянно нуждалась в юстировке. При этом было сложно обеспечить воспроизводимость и точность регистрируемых экспериментальных данных.

Одним из вариантов решения проблемы явился отказ от штативов и применение стола с трехкоординатными направляющими (рис. 113). Такие устройства имеют небольшой люфт и погрешность перекосов кареток не более 0,02 мм.



*Рис. 113. Двумерный стол регулировки положения видеокамеры.*

Другая задача заключалась в выборе фокусного расстояния при исследовании различных геометрических моделей и изменении скорости видеосъемки, поскольку с ростом числа кадров/сек уменьшается

светосильность чувствительного элемента видеокамеры. Эта проблема разрешилась применением светосильного объектива Nikon 80-200mm f/2.8D ED AF [208] с настраиваемым фокусным расстоянием 80-200 мм.

Для обеспечения лучшей работы теневого метода на установке было необходимо соблюдение плоскопараллельности иллюминаторов ресивера. На рис. 114 представлен чертеж стекольного элемента иллюминатора с параметрами материала (показатель качества стекла К8 [209-211]): оптическая однородность 2, двулучепреломление 2 (разность хода лучей при длине волны 550 нм по краю стекла не более 6 нм/см), пузырность 3Б (суммарная площадь сечений пузырей в 100 мм<sup>3</sup> стекла не более 0,25 мм<sup>2</sup>). Эти оптические элементы планируется начать использовать в ближайшее время.

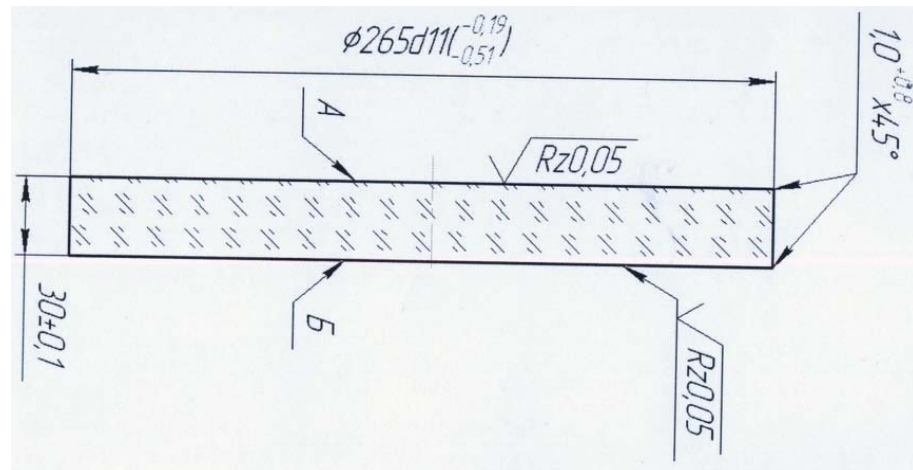


Рис. 114. Чертеж стекла иллюминатора ресивера.

Замена моделей в вакуумном блоке (ресивере) также может нарушить выбранную настройку оптической системы. Поэтому целесообразно использовать для этого оптические окна быстрой загрузки. При близком расстоянии оптического стекла прибора Теплера от иллюминатора секции ресивера, окно быстрой загрузки должно иметь поворотно-откидной принцип работы [26].

Сертифицированные по европейским стандартам газовые гибкие шланги [205], редукторы [212], датчики расхода, вакуумные краны и быстроразъемная вакуумная арматура делают экспериментальную работу более безопасной и

информативной. Применение вышеуказанных технологических приемов позволит повысить точность и воспроизводимость результатов экспериментальных исследований на ГУАТ.

### 5.5 Обеспечение расположения измерительных датчиков давления

Для сравнения показаний датчиков и задания им градуировочных характеристик необходимо было обеспечить их расположение на одном сечении ударной трубы вместе с датчиком РСВ 113В27, по которому осуществлялось сравнение. В качестве такого места было выбрано сечение, расположенное в середине секции КНД, поскольку через него во время эксперимента больше всего раз проходят волны сжатия. На рис. 115 представлены размеры переходника для установки датчика давления РСВ 113В27 в середину секции КНД.

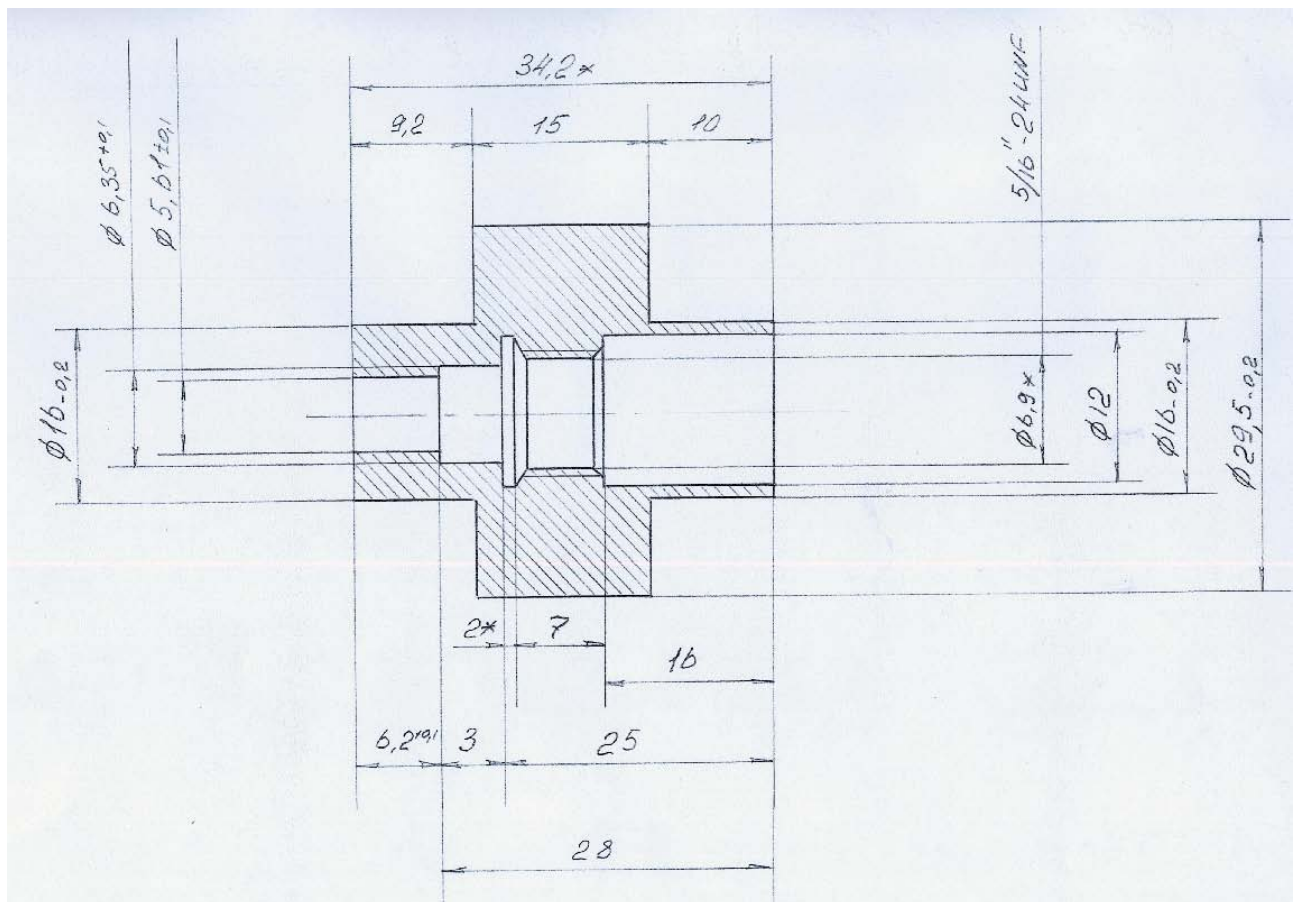
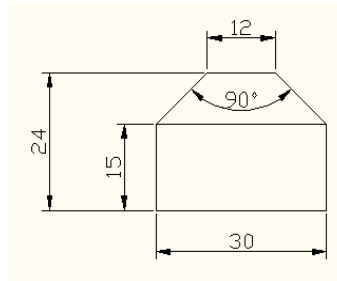


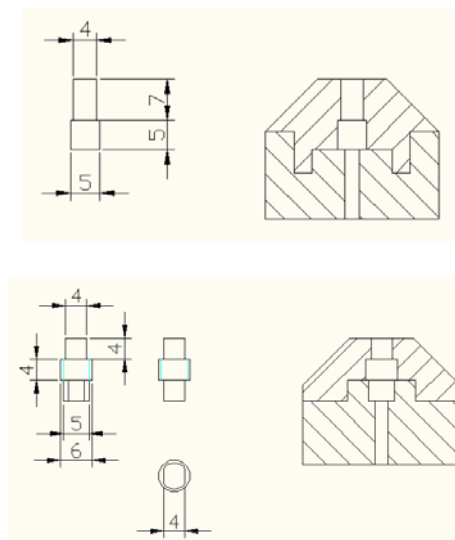
Рис. 115. Размеры (в мм) переходника датчика давления РСВ 113В27.

На рис. 116 представлены внешние размеры переходника, позволяющего закреплять датчики в середине секции КНД. Размеры совпадают с внутренними размерами двух одинаковых крепежных отверстий в срединном сечении секции КНД установки.



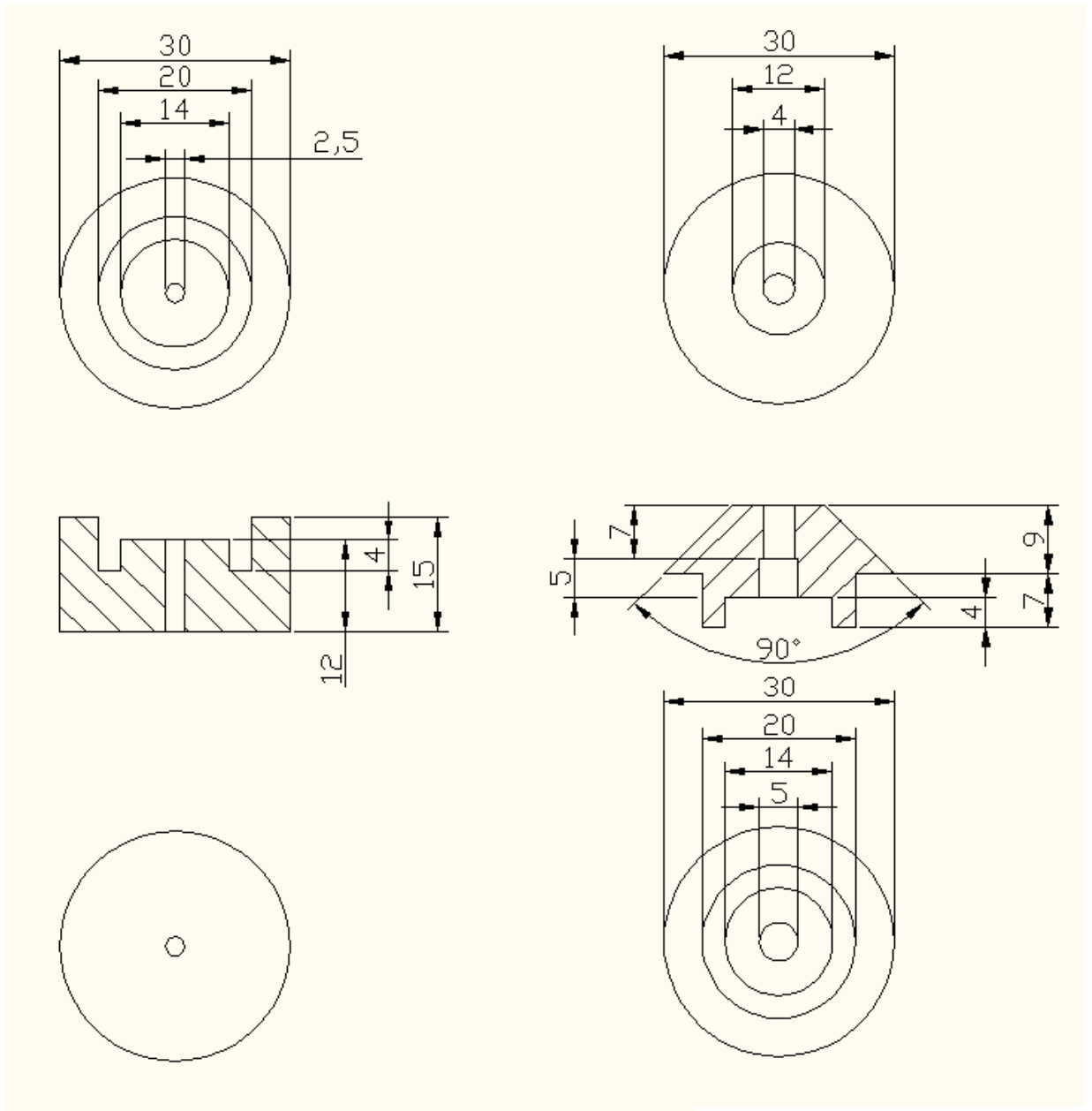
*Рис. 116. Внешние размеры (в мм) конструкции переходника для датчиков давления.*

Поскольку датчики динамического давления имели разную форму, требовалось изготовление отдельного переходника для каждого из них. На рис. 117, 118 представлены размеры датчиков и общий вид изготовленных для них переходников. Материал, из которого были изготовлены переходники – нержавеющая сталь 30ХГСА [213, 214].

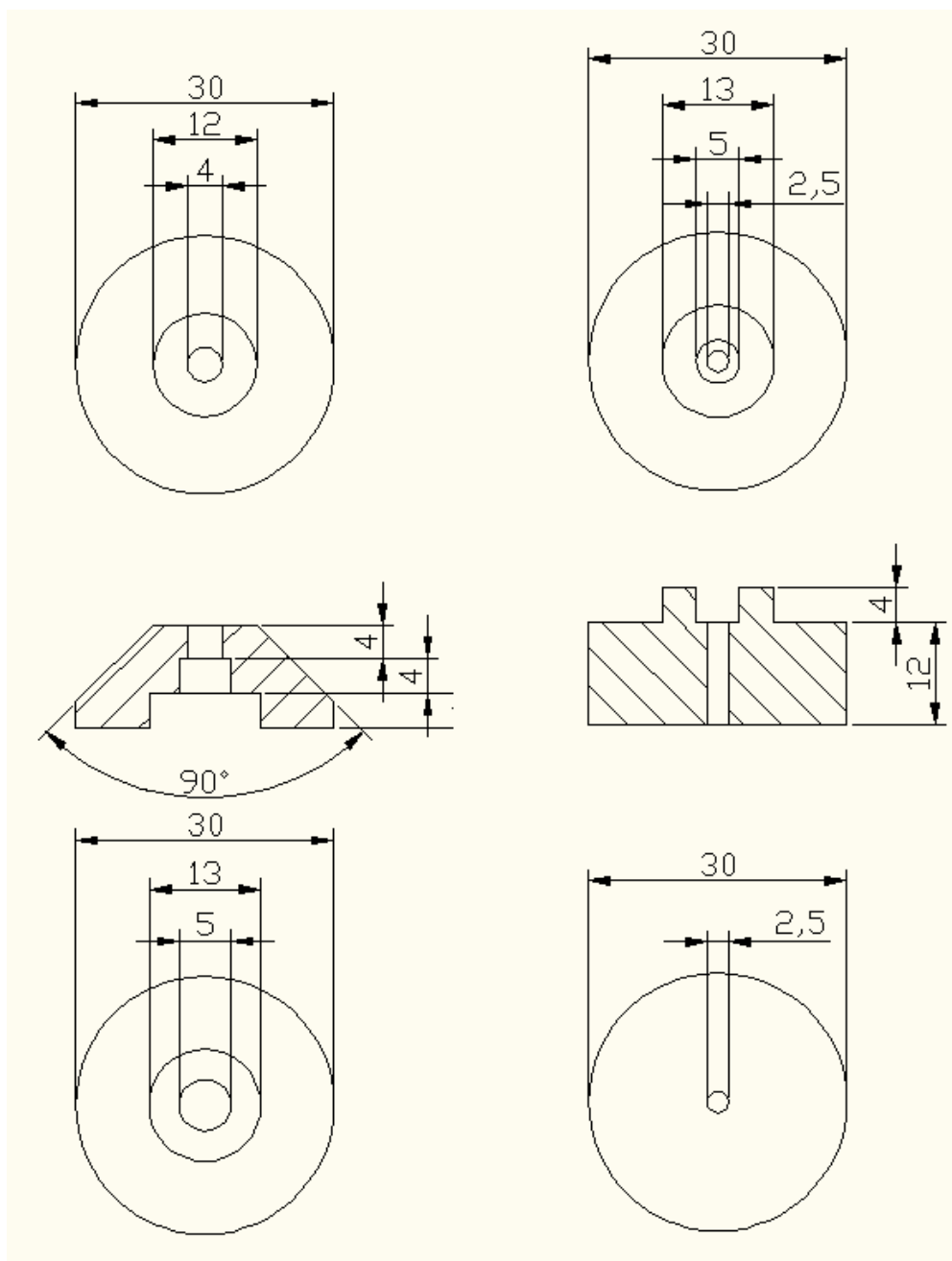


*Рис. 117. Размеры датчика давления (слева, в мм) и конструкция переходника для закрепления (справа).*

Для обеспечения герметичности закрепления и надежной фиксации чувствительных элементов датчиков переходники имели сборную конструкцию и состояли из двух осесимметричных деталей. На рис. 118, 119 представлены размеры деталей переходников.



*Рис. 118. Размеры деталей переходников для датчика давления (рис. 117, сверху).*



*Рис. 119. Размеры деталей переходников для датчика давления (рис. 117, сверху).*

Для обеспечения измерений давления в секции ресивера необходимо было соблюдение условия герметичного подвода коаксиальных кабелей к месту расположения датчиков давления. Для этого с внешней стенки ресивера были сделаны 4 крепления разъемов BNC типа розетка (рис. 120).





*Рис. 120. Крепления разъемов BNC с внешней стенки секции ресивера.*

Фиксация выходных разъемов BNC типа розетка осуществлялась с помощью дюралевого элемента, прикрепленного к верхней части внутренней стенки ресивера (рис. 121).



*Рис. 121. Крепления разъемов BNC внутри секции ресивера.*

## **5.6 Выводы**

Полученные экспериментальные данные по обтеканию моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе, используемые для тестирования вычислительного моделирования ударно-волновых процессов и газодинамических эффектов, оценивались с учетом современных положений и требуют дальнейших уточнений и повышений точности измерений.

Дальнейшее повышение точности должно быть обеспечено увеличением количества испытаний, совершенствованием методики экспериментов и градуировкой измерительной аппаратуры и датчиков.

## **6 ГЕОМЕТРИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕРХНОСТЕЙ ГЛА**

### **6.1 Задачи геометрического моделирования**

К одним из наиболее важных и сложных проблем аэротермодинамики аэрокосмических аппаратов можно отнести вопросы моделирования сложных (трехмерных) элементов течения у поверхности гиперзвуковых летательных аппаратов (отрывные течения и течения присоединения, ламинарно-турбулентный переход, сложные ударно-волновые взаимодействия). Однако, проведение реальных физических экспериментов в этой области отличается высокой стоимостью и сопряжено со множеством технологических и технических трудностей. Поэтому большое значение для оптимизации конструкции и рабочих характеристик ГЛА имеет численное моделирование аэротермодинамических и теплофизических процессов. При решении этой задачи важную роль играет умение создавать математические модели поверхностей летательных аппаратов сложной формы. На первом этапе из всей совокупности указанных задач интерес представляет лишь форма изучаемых объектов техники, их размеры и взаимное расположение, а не физические свойства этих тел. Построение таких поверхностей базируются на аналитической и дифференциальной геометрии, методах вычислительной математики. Усложняющей особенностью при построении геометрической модели летательных аппаратов является необходимость учета многосвязности областей составляющих поверхность тела, наличия сопряжений между элементами поверхности. Такой тщательный учет особенностей формы поверхности связан с решением последующей задачи построения расчетных сеток высокого качества. Создание сложной модели поверхности таким способом представляет собой достаточно медленный, трудоемкий процесс и требует многократного редактирования модели поверхности.

В результате получают расчетные сетки и геометрическая модель поверхности, позволяющие проводить расчетно-теоретические исследования

аэротермодинамики перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов и космических аппаратов [215, 216], предназначенных для входа в плотные слои атмосфер планет и возвращения на Землю [217, 218].

## **6.2 Способы построения. Использование автоматизированных систем проектирования**

Реальные гиперзвуковые летательные аппараты занимают некоторый конечный объем в пространстве и для геометрического моделирования таких тел в математике используются объекты, называемые твердыми телами (или деталями).

Основной метод моделирования геометрии тел использует форму простейших тел (прямоугольная призма, цилиндр, конус, шар, тор и другие), которые имеют одну оболочку. Далее путем удаления и/или добавления в определенных местах дополнительного объема (материала) получают тело требуемой формы.

Существует другой вариант многомерного моделирования геометрии тел. Этот подход соответствует реальному технологическому процессу изготовления детали. В этом случае на передний план выходит не форма модели, а замысел проекта, т.е. последовательность выполняемых действий. Этот подход к моделированию использует САПР SolidWorks.

САПР SolidWorks [219-221] – это система автоматизированного проектирования, которая предназначена для моделирования деталей и сборок в трехмерном пространстве с возможностью проведения различных видов экспресс-анализа, а также оформления конструкторской документации в соответствии с требованиями ЕСКД (Единая система конструкторской документации). Система использует графический интерфейс Microsoft Windows.

Процесс построения геометрии модели основывается на создании элементарных геометрических примитивов и выполнении различных операций между ними. Модель набирается из стандартных элементов и может быть

отредактирована путем либо добавления/удаления этих элементов, либо изменения характерных параметров элементов. В процессе моделирования создается не деталь, а алгоритм (последовательность операций) ее создания. Таким образом, задаются размеры и геометрические взаимосвязи между элементами, которые определяют форму конкретной детали. Двухнаправленные ассоциативные взаимосвязи между деталями, сборками и их чертежами в САПР SolidWorks гарантируют соответствие модели и чертежа, т. е. все изменения, сделанные в детали, автоматически передаются связанную с ней сборку и чертеж. Библиотека материалов САПР SolidWorks позволяет определять материал детали для массовых характеристик, спецификаций и последующих расчетов и анализов в приложениях COSMOSXpress или COSMOSWorks [221], которые входят в состав системы. В САПР SolidWorks имеются средства конвертации и сохранения в форматах, которые доступны для открытия и изменения в других программах геометрического моделирования (Autodesk 3dsMax, AutoCAD и т.д.).

При геометрическом моделировании формы часто необходимо устранять возникающие в процессе построения поверхности модели ошибки или неточности. Это, как правило, достигается путем создания и редактирования отдельных деталей, входящих в создаваемый объект, и определения характера их взаимосвязи в собранном виде.

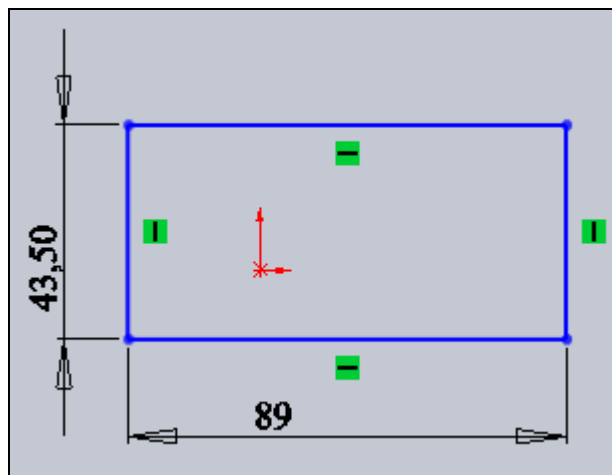
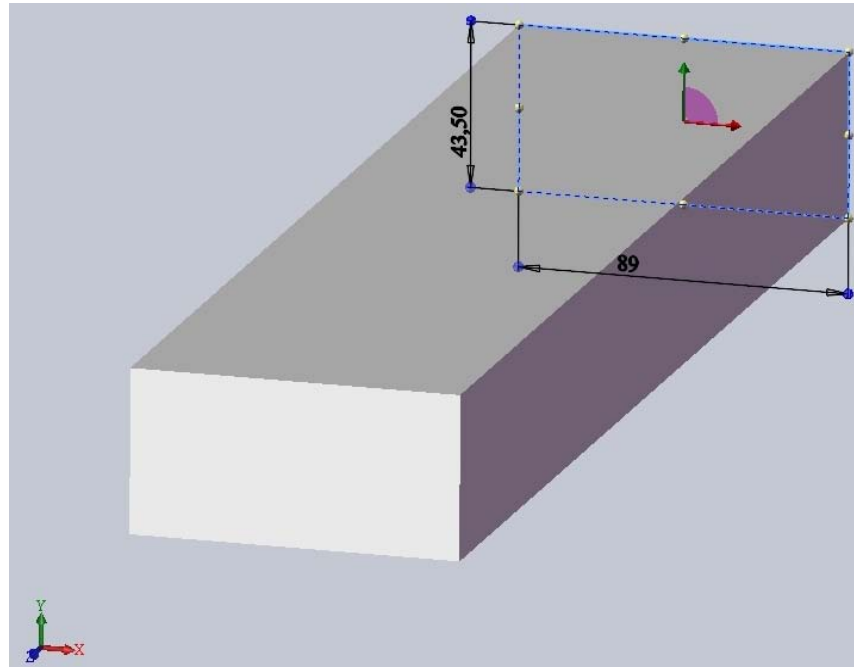


Рис.122. Эскиз или поперечное сечение моделируемого тела

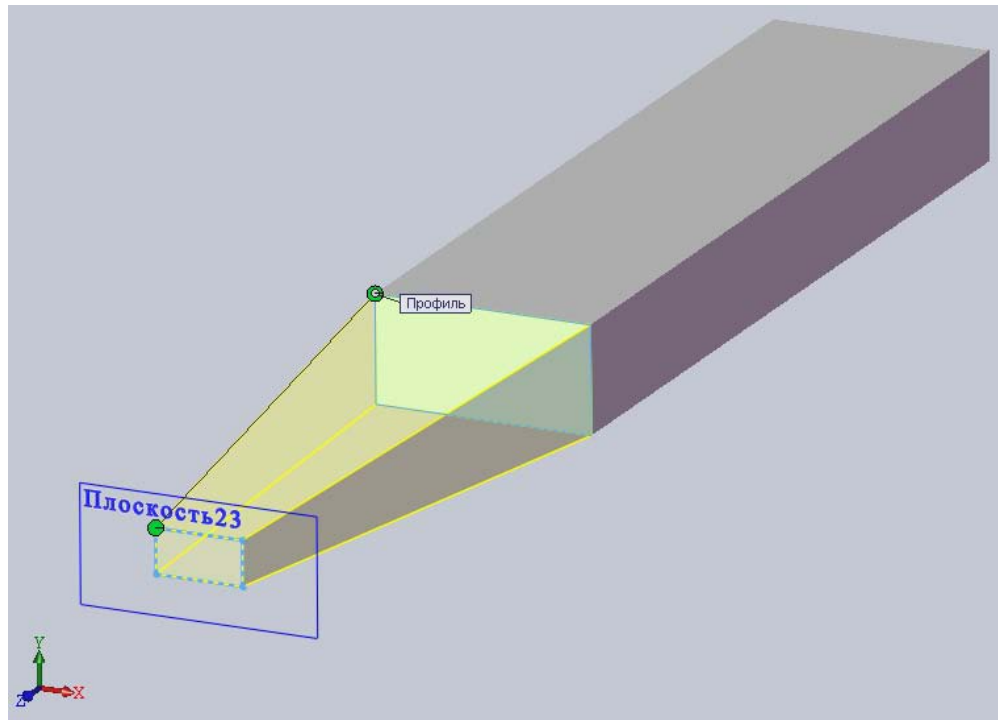
Процесс геометрического моделирования начинается с выбора плоскости и создания эскиза или поперечного сечения (рис. 122). Затем эскиз при помощи определенного конструктивного инструмента (в данном случае – “вытягивания”) приобретает трехмерный вид (рис. 123).



*Рис.123. Вытягивание эскиза  
вдоль фиксированного пространственного направления.*

Отметим, что для создания таким способом первоначального трехмерного варианта модели поверхности необходимо, чтобы контуры эскиза были замкнуты. Вообще говоря, в САПР SolidWorks при создании трехмерного твердого тела, эскизы могут быть “вытянуты”, “повернуты”, “рассечены” сложным образом, “смещены” по контуру. Так, например, для создания формы, изображенной на рис. 124, следует определить несколько плоскостей, на поверхности которых строятся эскизы приблизительного вида поперечных сечений аппарата. При задании новых плоскостей необходимо указать их взаимосвязи с уже имеющимися элементами модели. Для успешного сопряжения вытянутых по сечению элементов необходимо, чтобы определяющие форму тела эскизы имели схожие формы контуров и одинаковое количество граней (в противном случае будут возникать конфликты

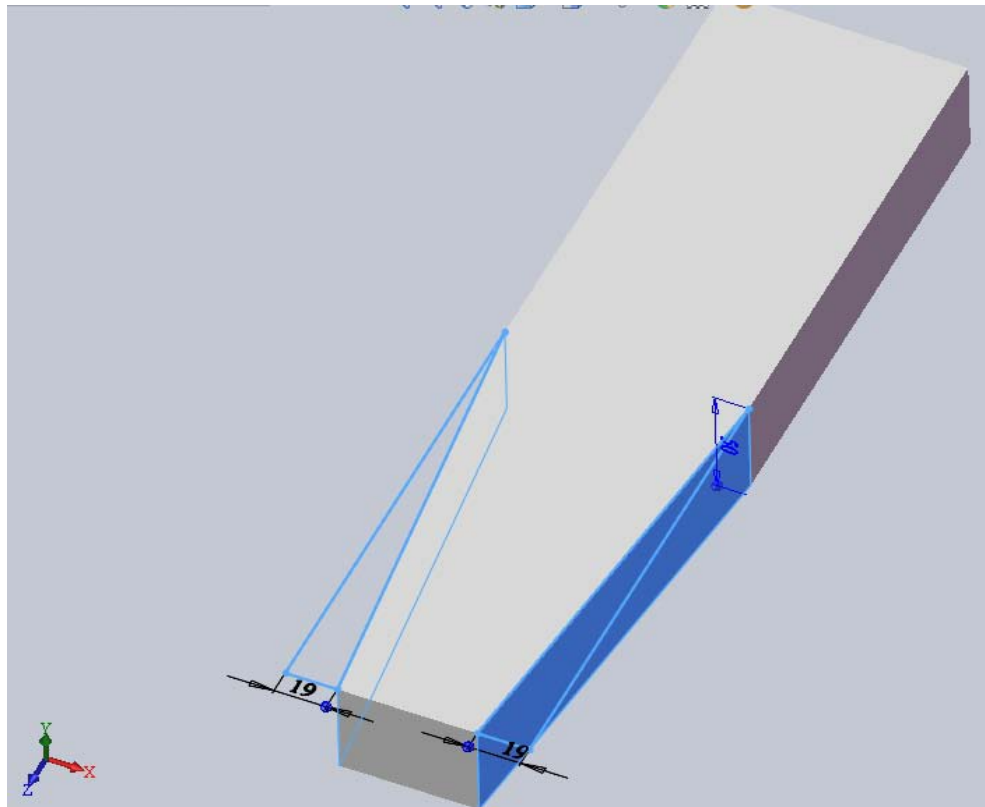
сопряжения). После этого создается трехмерная форма путем применения конструктивного инструмента “вытягивания” (некоторого поперечного сечения аппарата) вдоль соответствующего направления.



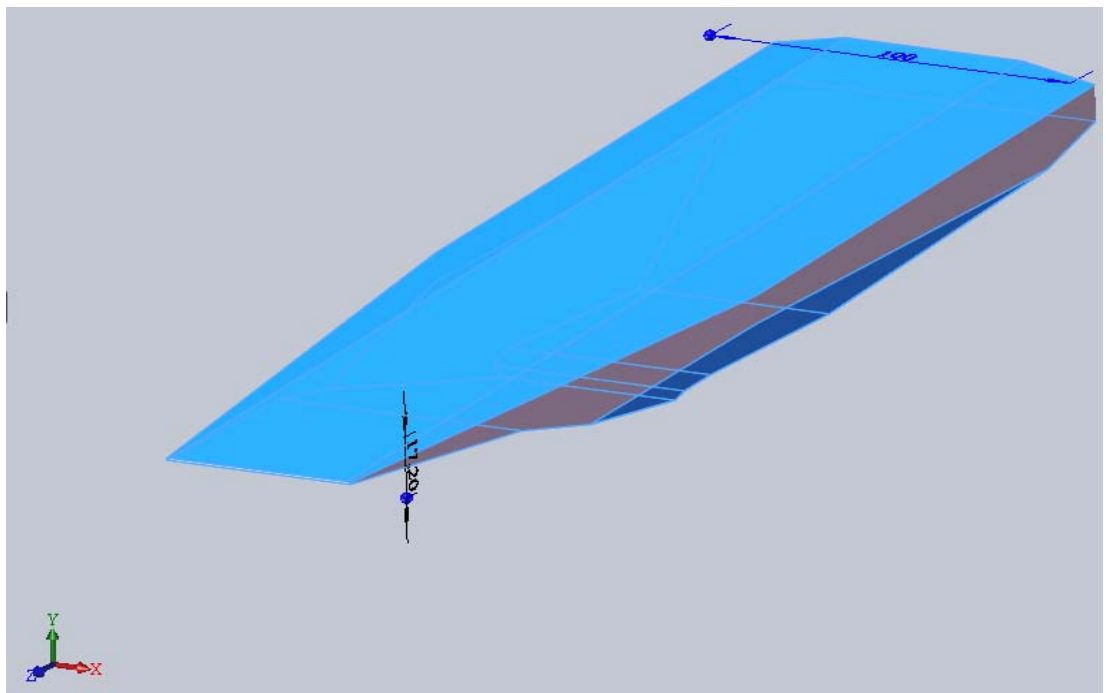
*Рис. 124. Построение первоначального варианта твердого тела путем использования вытягивания по системе поперечных сечений.*

Для создания новых граней, сглаживания/срезания имеющихся, удаления излишнего (с точки зрения конечного варианта твердого тела) объема в трехмерном объекте применяется конструктивный инструмент “вытянутый вырез”. Его определение похоже на элементы вытягивания: выбирается плоскость, на которой рисуется эскиз, задаются параметры выреза и производится вытягивание в указанном направлении. На рис. 125, 126 показаны примеры применения данного конструктивного элемента для создания из параллелепипеда более обтекаемой формы будущей трехмерной модели летательного аппарата.



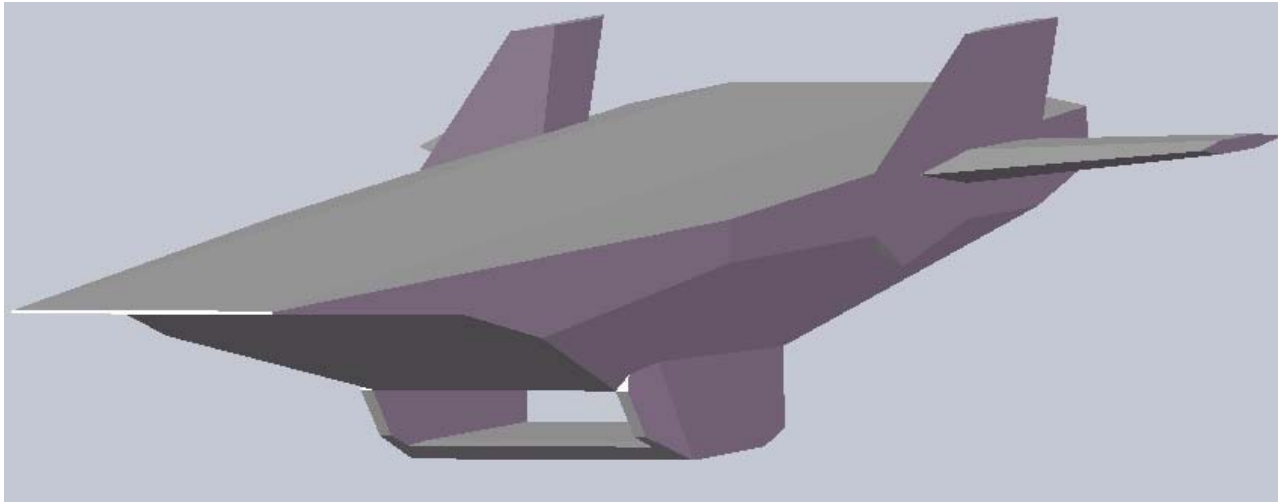


*Рис. 125. Построение первоначального варианта твердого тела путем вытягивания и использования инструмента вырез.*



*Рис. 126. Построение первоначального варианта твердого тела путем вытягивания и использования инструмента вырез*

С помощью описанных способов можно создать предварительную геометрическую модель гиперзвукового летательного аппарата, которая показана на рис. 127.

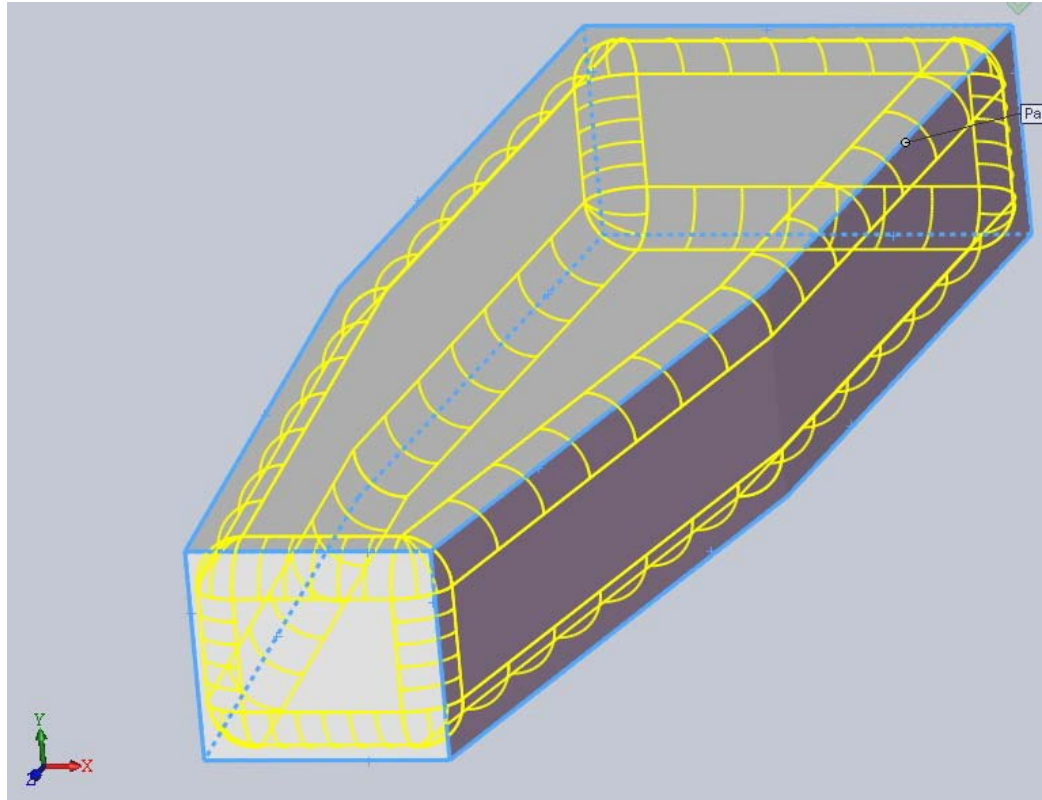


*Рис. 127. Построение предварительного варианта экспериментального беспилотного гиперзвукового летательного аппарата X-43.*

Как видно из рис. 127, геометрическая форма модели содержит большое количество острых кромок и углов. При обтекании сверхзвуковым потоком газа эти элементы служат источниками различного рода возмущений (дополнительные ударные волны, возвратно-вихревые зоны или зоны разрежения и т.д.), которые создают дополнительное ударно-волновое сопротивление. Отметим также, что при создании поверхностных расчетных сеток на такой плохообтекаемой поверхности шаг сетки может заметно изменяться и даже могут возникать конфликты сопряжения сетки в зонах острых кромок и углов. Т.е. наличие у геометрической модели ГЛА острых углов или наличия пустот между элементами модели, приводит к тому, что процедура построения поверхностной сетки становится некорректной операцией.

Для устранения этой проблемы элементы формы созданной модели (рис. 126) необходимо подвергнуть операции сглаживания. Для этого используется конструктивный инструмент “скругление” (рис. 128). При этом в параметрах

интерфейса инструмента указываются способ скругления, линии или грани, а также радиус скругления. С помощью этой операции сглаживаются проблемные места геометрии предварительно построенной трехмерной формы ГЛА и создается окончательный вариант геометрической модели изучаемого летального аппарата.



*Рис. 128. Построение предварительного варианта твердого тела путем использования инструмента скругление.*

### **6.3 Моделирование поверхностей X43, X51, Waverider**

X-43 - беспилотный экспериментальный гиперзвуковой летательный аппарат (ГЛА), построенный по программе NASA «Hyper-X» [222, 223]. Он использует в качестве силовой установки гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД). В рамках программы были изготовлены три экспериментальных беспилотных гиперзвуковых аппарата X-43, длиной 3,66 м и взлетной массой около 1,3 т, рассчитанных на максимальную скорость полета до ~3200 м/с. Запас топлива для силовой

установки составляет 1,46 кг водорода, расположенного в двух топливных баках (объем каждого 14750 см<sup>3</sup> под давлением 5600 Н/см<sup>2</sup>), что ограничивало время ее работы до 10 – 15 с [222-225].

ГЛА Х-43 использует носовую (клинообразную) часть фюзеляжа для формирования на нем косоугольного скачка уплотнения, за которым (на входе в воздухозаборник ГПВРД) создается область повышенного давления и температуры. В результате в сжатом и нагретом на входе в ГПВРД воздухе, который поступает со сверхзвуковой скоростью в камеру сгорания ГПВРД, происходит зажигание и горение топлива. Хвостовая часть гиперзвукового летательного аппарата Х-43 выполнена в виде интегрированного в корпус ГЛА Х-43 сопла ГПВРД (рис. 129).

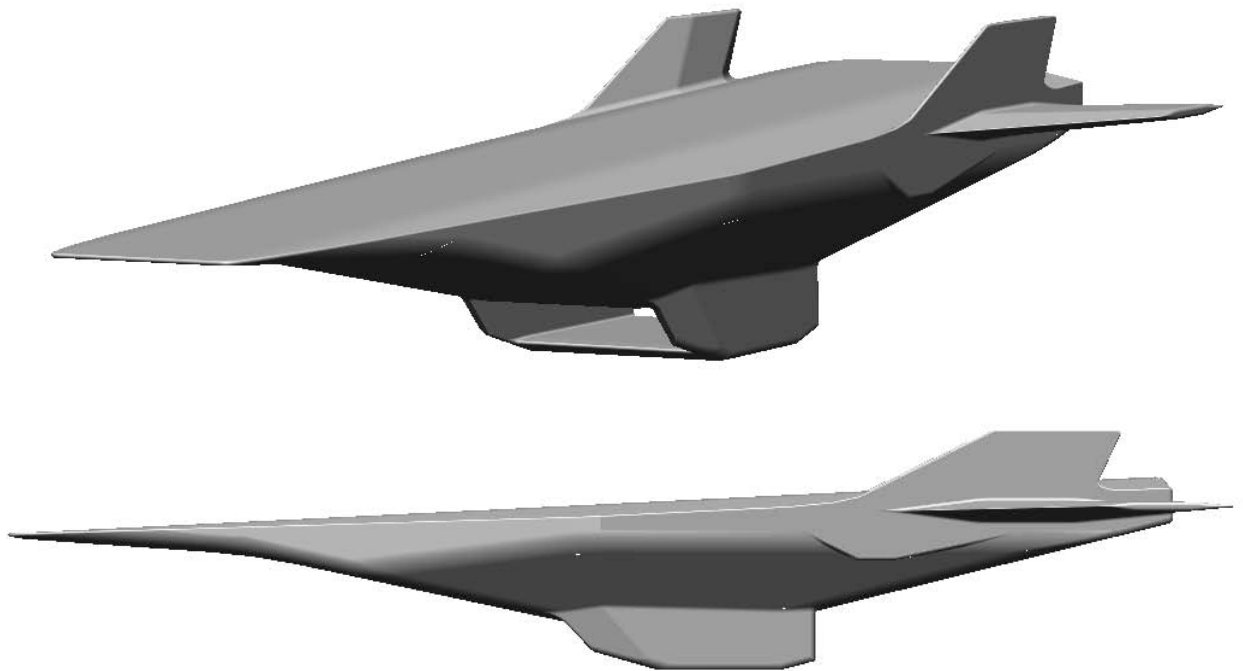


Рис. 129. Общий вид геометрии поверхности модели экспериментального беспилотного гиперзвукового летательного аппарата Х-43.

Гиперзвуковой летательный аппарат запускается в земной атмосфере с борта специально подготовленного для экспериментов транспортного самолета В-52 на высоте около 6 км. Дальнейший полет и ускорение (до скоростей необходимых для стабильной работы ГПВРД) ГЛА Х-43 осуществляется с

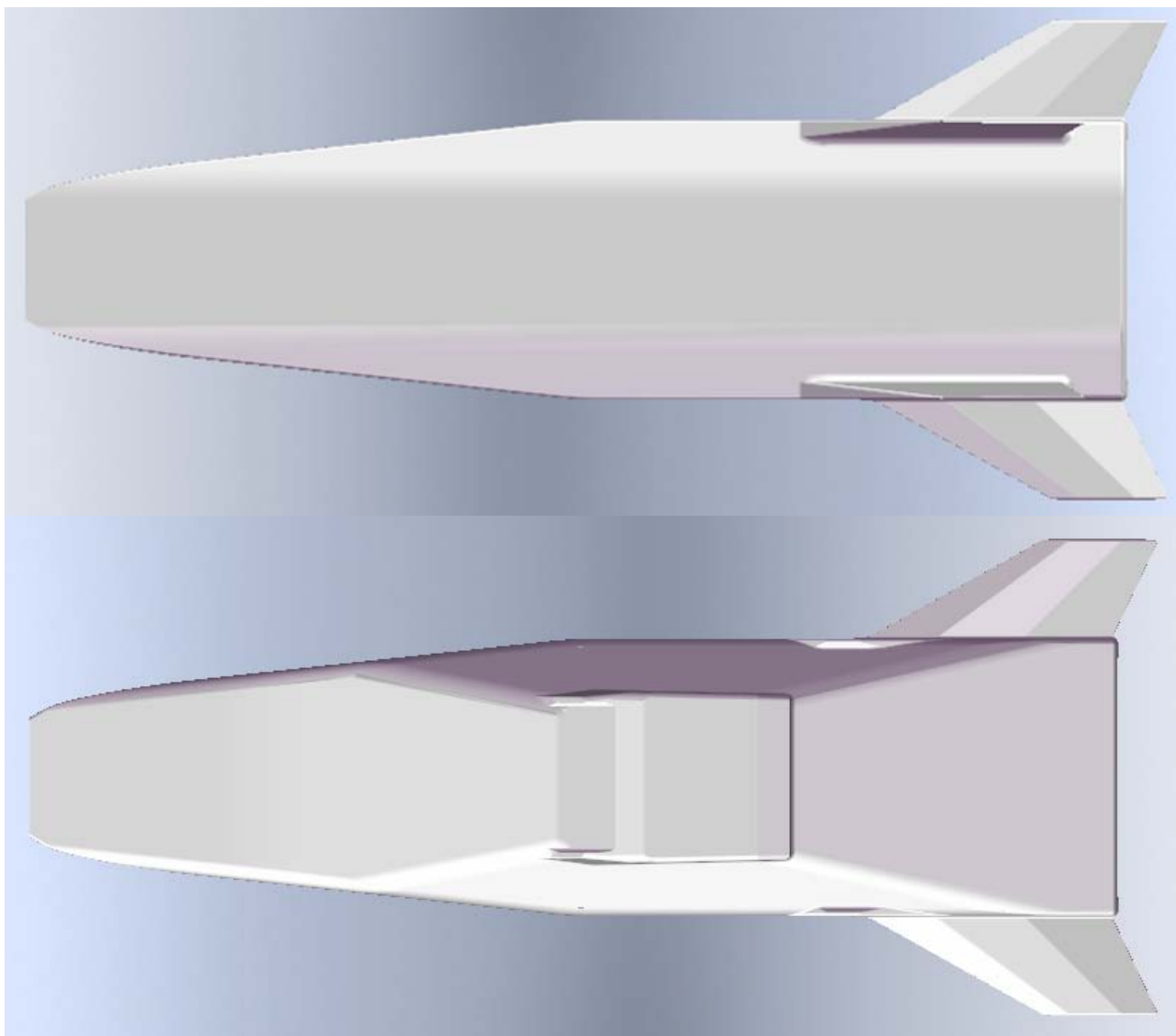
помощью твердотопливной ракеты-носителя Pegasus. После отделения ГЛА Х-43 от ракеты-носителя, на высоте около 30 км программой полетных испытаний предусмотрено включение ГПВРД (для увеличения скорости аппарата до чисел Маха  $M \approx 6$ ) и дальнейшее движение аппарата Х-43 с гиперзвуковой скоростью, при этом расчетная дальность полета аппарата составляет величину 1300 км [223].

С использованием инструментов, входящих систему САПР SolidWorks, была построена геометрическая модель, приближенно соответствующая форме поверхности ГЛА Х-43 [226-228] (рис. 129). Эта форма поверхности гиперзвукового летательного аппарата Х-43 и поверхностная сетка на ней в дальнейшем была использована для проведения трехмерных термоаэродинамических расчетов течения сжимаемого газа для условий, при которых проводились полетные испытания ГЛА Х-43 [224, 225, 229, 230].

На рис. 130 представлены несколько стандартных видов модели поверхности ГЛА Х-43, построенной в системе САПР SolidWorks. Общим свойством геометрии поверхности этого летательного аппарата является: стреловидные формы хвостового оперения, грани рулей поворота с внутренней стороны расходятся под некоторым углом (при этом с внешней стороны они параллельны), имеется также дополнительное стабилизирующее оперение на нижних поверхностях модели ГЛА Х-43 (рис. 130, рис. 131).

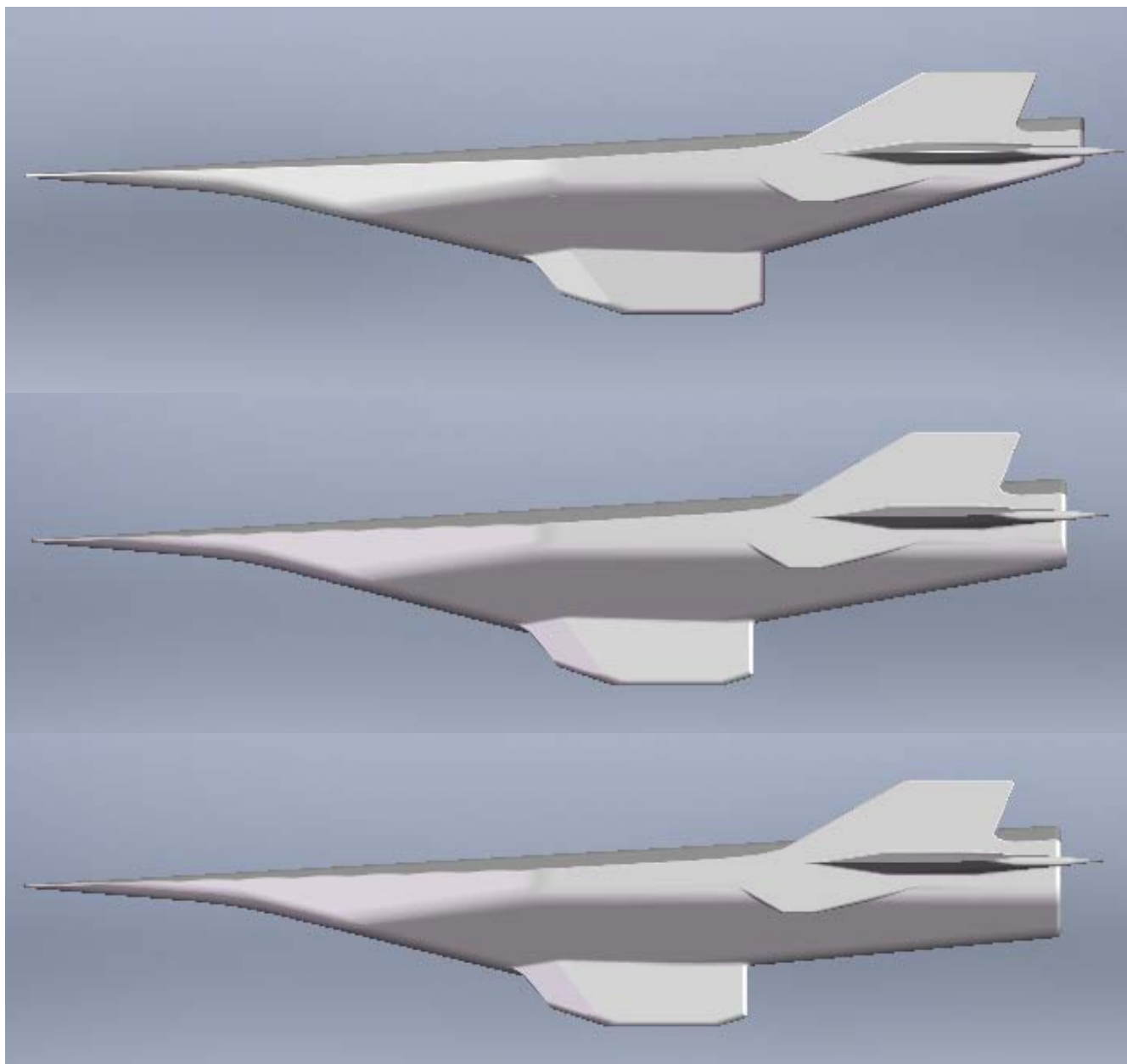
Верхние и нижние грани рулей высоты выполнены симметричным образом относительно поперечной оси летательного аппарата. В нижней части модели ГЛА Х-43 вдоль продольной оси располагается ГПВРД, который плавно переходит в сопловой блок, располагающийся в хвостовой части ГЛА (рис. 130, 131).

Для оценки влияния на тяговые характеристики ГЛА Х-43 хвостовой части аппарата были построены три варианта геометрий формы (рис. 131), для которых были выполнены соответствующие термоаэродинамические расчеты [229, 230].



*Рис. 130. Вид сверху и снизу формы поверхности модели экспериментального беспилотного гиперзвукового летательного аппарата Х-43.*

Варианты геометрии поверхности ГЛА Х-43 на рис 131 различаются формой соплового блока: величиной угла наклона плоскости, примыкающей к кромке выходного сечения. Данные варианты геометрии модели аппарата позволяют выбрать наиболее оптимальную форму ГЛА с точки зрения влияния на его силовые характеристики процессов перемешивания окружающего аппарат воздуха и вытекающей из ГПВРД догорающей смеси топлива.



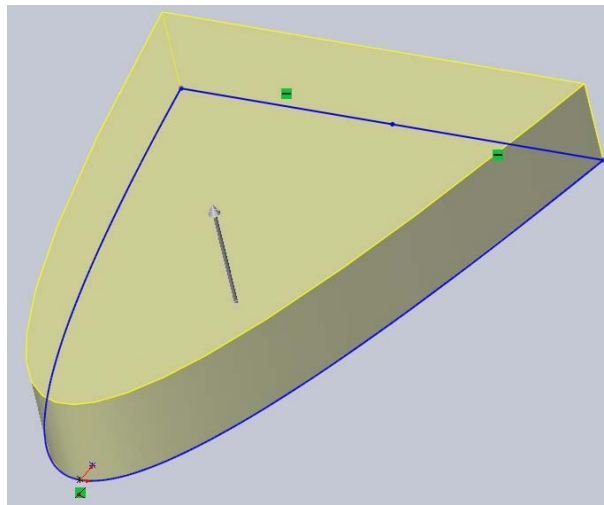
*Рис. 131. Варианты формы поверхности модели экспериментального беспилотного гиперзвукового летательного аппарата X-43, вид справа.*

Представленные выше формы поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов имеют планер самолетного типа. Для создания безотрывного характера течения внешнего воздушного газового потока необходимо выполнить модель поверхности гиперзвукового аппарата с малым количеством ортогональных плоскостей и граней, т.е. с более обтекаемой геометрией внешней поверхности. Возможный вариант внешнего вида такого ГЛА носит название Waverider [231]. Процесс построения формы поверхности такого



гиперзвукового летательного аппарата аналогичен вышеуказанному порядку действий. Однако, для выполнения требуемых операций, здесь необходимо учитывать нетривиально заданные визуальные условия, которым должна удовлетворять готовая трехмерная модель геометрии ГЛА *Waverider* (минимум граней и сложная форма выпуклости каждой из них).

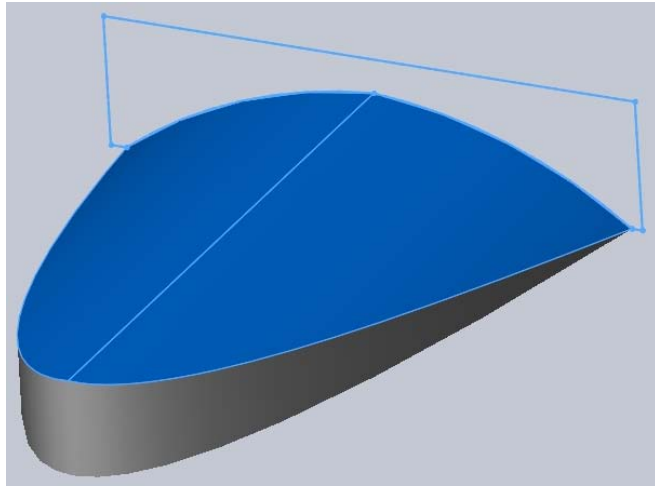
В качестве основы для создания эскиза гиперзвукового летательного аппарата *Waverider* была выбрана плоскость, проходящая параллельно оси аппарата. При этом в качестве первоначального контура ГЛА *Waverider* была выбрана парабола. Затем для контура “парабола” был использован конструктивный инструмент “вытягивание” в направлении стрелки (перпендикулярно плоскости эскиза), показанной на рис. 132. В результате выполненных действий приближенная форма ГЛА *Waverider* приобретает свой первоначальный трехмерный вид.



*Рис. 132. Первоначальный вариант эскиза поверхности модели экспериментального гиперзвукового летательного аппарата Waverider.*

Для построения симметрично-выпуклой верхней поверхности модели ГЛА *Waverider* производится необходимое для построения конечной формы удаление лишнего объема. Для этого в плоскости, перпендикулярной оси системы, создается эскиз параболической кривой и применяется конструктивный инструмент “вытягивание” (с использованием интерфейса

выреза). Это действие выполняется вдоль оси аппарата. В результате отсекается верхняя часть первоначальной поверхности ГЛА Waverider и формируется верхняя часть модели поверхности гиперзвукового аппарата (рис.133).



*Рис. 133. Использование конструктивного инструмента “вырез” при построении эскиза поверхности модели экспериментального гиперзвукового летательного аппарата Waverider.*

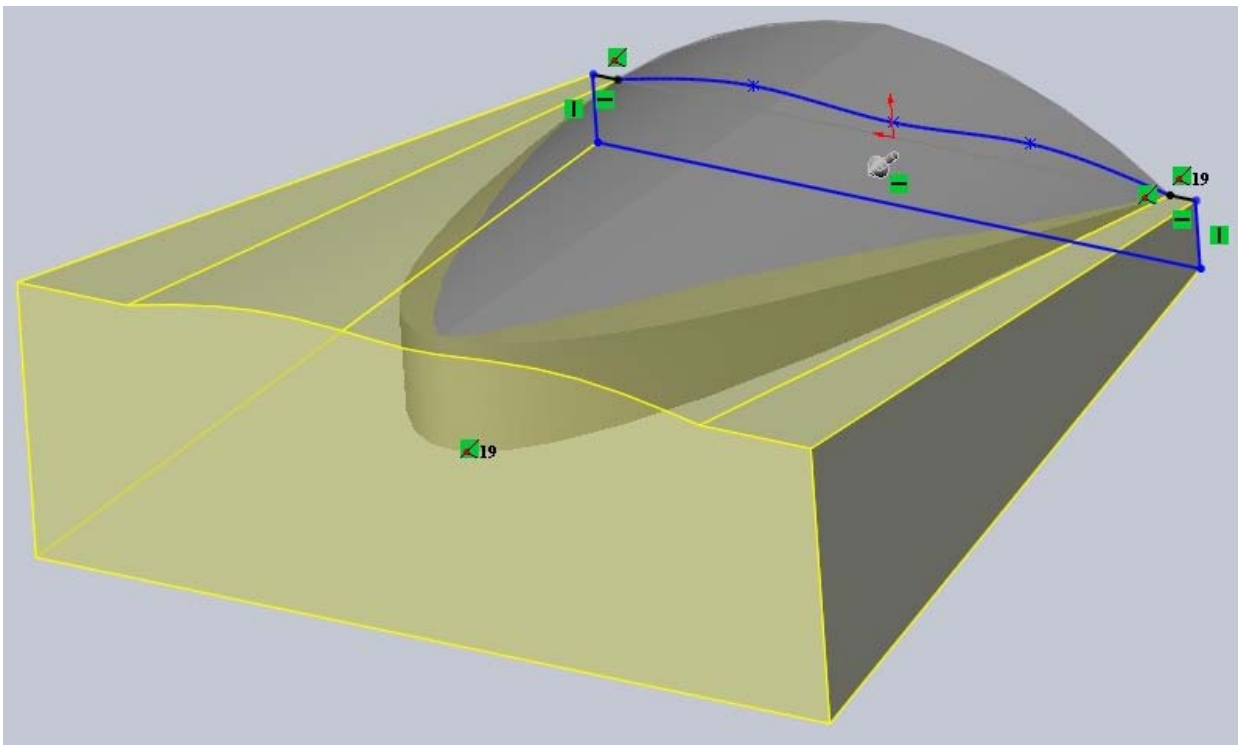
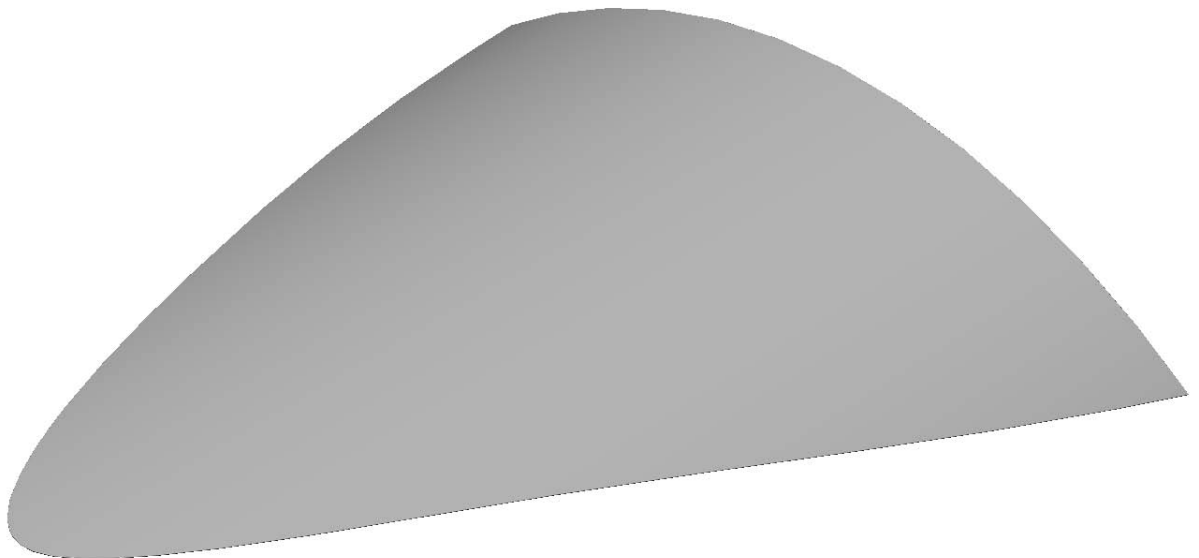


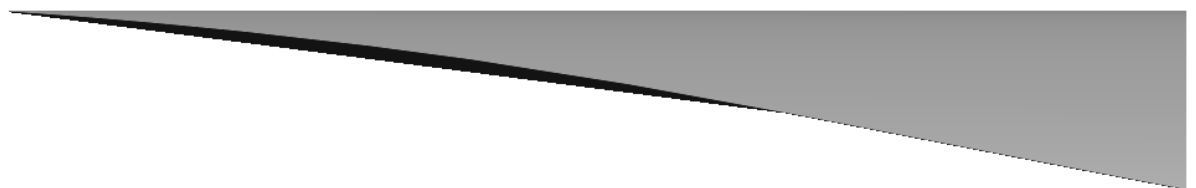
Рис. 134. Построение нижней части поверхности модели экспериментального гиперзвукового летательного аппарата Waverider.

Аналогично производится формирование выпуклой нижней части поверхности ГЛА Waverider. Т.к. нижняя поверхность ГЛА должна находиться под наклоном к горизонту, в интерфейсе свойств конструктивного инструмента “вырез” задается необходимое значение угла наклона (рис. 134).

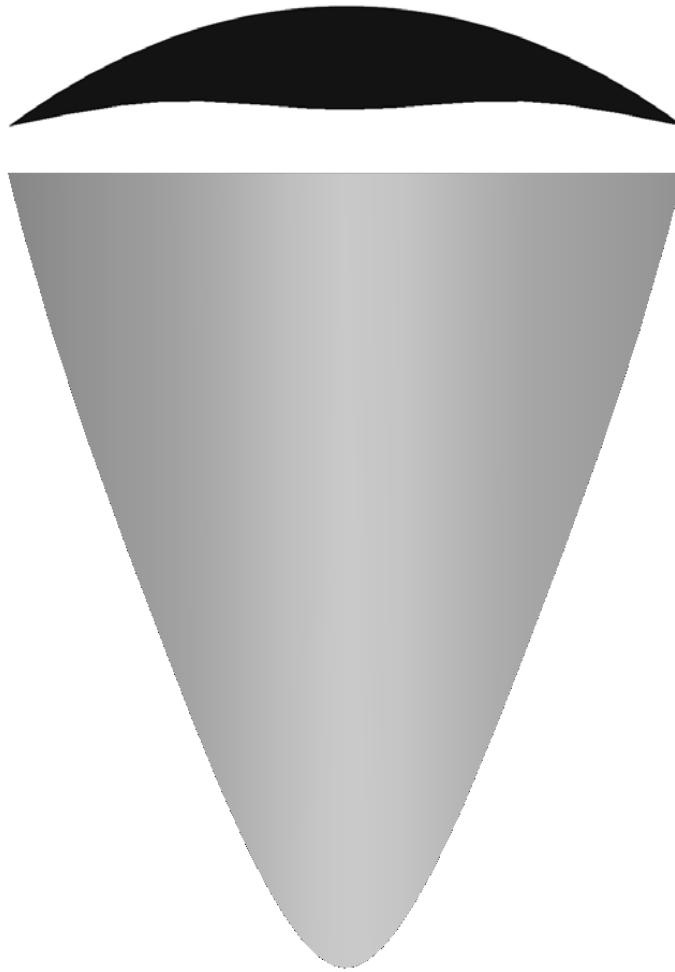
Для придания модели ГЛА Waverider лучшей обтекаемости используется операция “скругление”, которая применяется к носовой, нижней и верхней частям модели поверхности гиперзвукового летательного аппарата Waverider. Этой операцией завершается создание окончательного варианта поверхности гиперзвукового аппарата типа Waverider [231] (рис. 135). На рис. 135-137 представлены несколько стандартных видов модели ГЛА Waverider.



*Рис. 135. Изометрия поверхности модели экспериментального гиперзвукового летательного аппарата Waverider.*



*Рис. 136. Поверхность модели экспериментального гиперзвукового летательного аппарата Waverider, вид справа.*



*Рис. 137. Поверхность модели экспериментального гиперзвукового летательного аппарата Waverider; вид спереди и сверху.*

Необходимо отметить, что при построении таких сложносопряженных форм и участков модели поверхности ГЛА, решений исполнения формы может быть несколько (т.е. алгоритмы действий, с помощью которых моделируется геометрия поверхности таких аппаратов, могут заметно различаться). При этом следует учитывать специфику используемых элементов системы САПР SolidWorks и очередность их выполнения. Основная проблема в этом случае заключается в избегании конфликтов взаимосвязи геометрических примитивов, которые входят в систему САПР SolidWorks. Нужно также обратить внимание на неукоснительное исполнение начальных визуальных условий модели поверхности ГЛА.

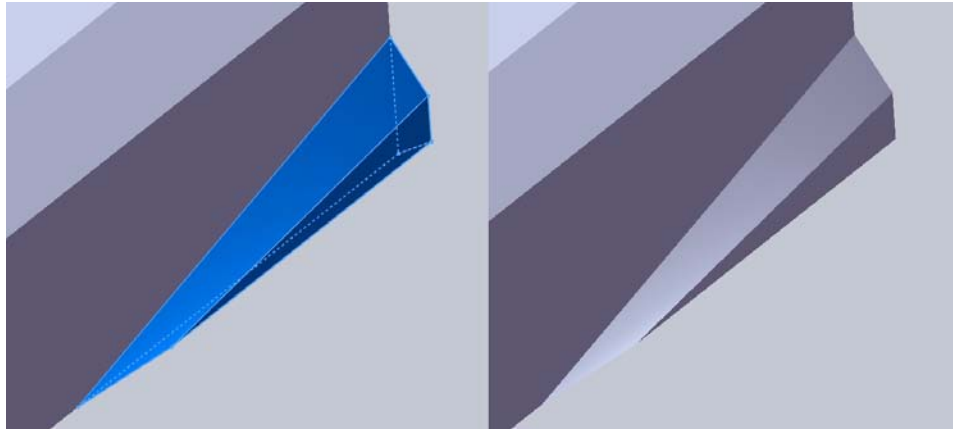
ГЛА X-51A – экспериментальный беспилотный гиперзвуковой летательный аппарат, доработка и испытания которого в настоящее время ведутся в США [232, 233]. Целью программы ГЛА X-51A является создание целого комплекса гиперзвуковых систем – включая боевые, а также разработка средств доставки полезной нагрузки в околоземное пространство. Длина ГЛА X-51A составляет 7,9 м, взлетная масса около 1800 кг. Он рассчитан на максимальную скорость полета более  $M>7$  (более 2300 м/с). ГЛА X-51A запускается с самолета-носителя B-52 на высоте приблизительно 10,7 км, после чего разгоняется до скорости  $M=4,5$  с помощью твердотопливного двигателя [234], используемого для тактической ракеты MGM-140 ATACMS. На высоте 30 км происходит запуск ГПВРД, который увеличивает предполагаемую скорость полета ГЛА X-51A до уровня  $M=7$ .

Описанные выше операции и инструменты трехмерного геометрического моделирования, приемы и способы сопряжения друг с другом сложных участков поверхности, которые имеются в системе САПР SolidWorks, используются при геометрическом моделировании поверхности экспериментального беспилотного гиперзвукового летательного аппарата X-51A.

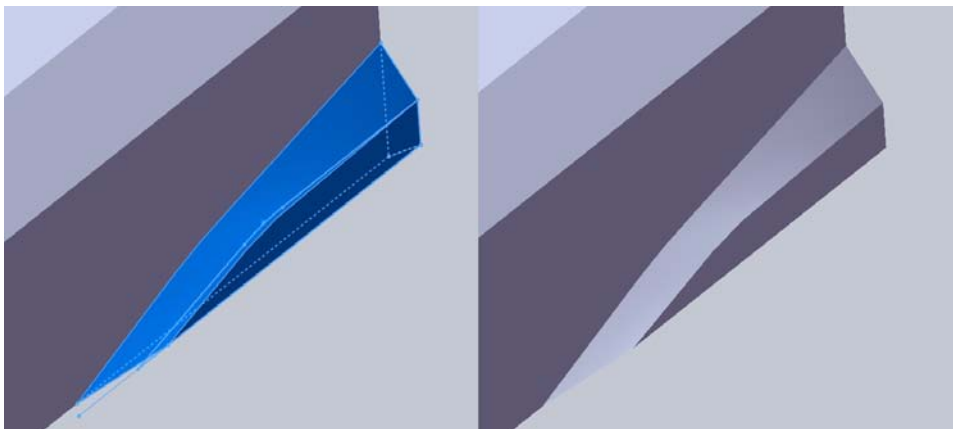
Так для создания гладких наклонных поверхностей, как, например, выпуклые грани перед рулями высоты, используется конструктивный инструмент пакета САПР SolidWorks – “вытянутый по сечениям элемент”. На рис. 138 – рис. 139 представлен пример создания таких поверхностей.

Определяющие этот элемент эскизы имеют одинаковое количество отрезков и одну общую грань, расположены в системе плоскостей, которые составляют не нулевые углы друг с другом (рис. 138). Здесь следует иметь в виду, что в связи особенностью геометрии модели ГЛА X-51A операция “вытягивание” должна быть выполнена не прямым (кратчайшим) путем (рис. 138), а с небольшой выпуклостью. Для учета этой особенности формы ГЛА X-51A задается кривая, которая указывает в трехмерном пространстве направление вытягивания (рис. 139). При этом важно, чтобы направляющая

кривая имела общие точки с определяющими форму ГЛА X-51A эскизами, которые расположены в соответствующей системе плоскостей.

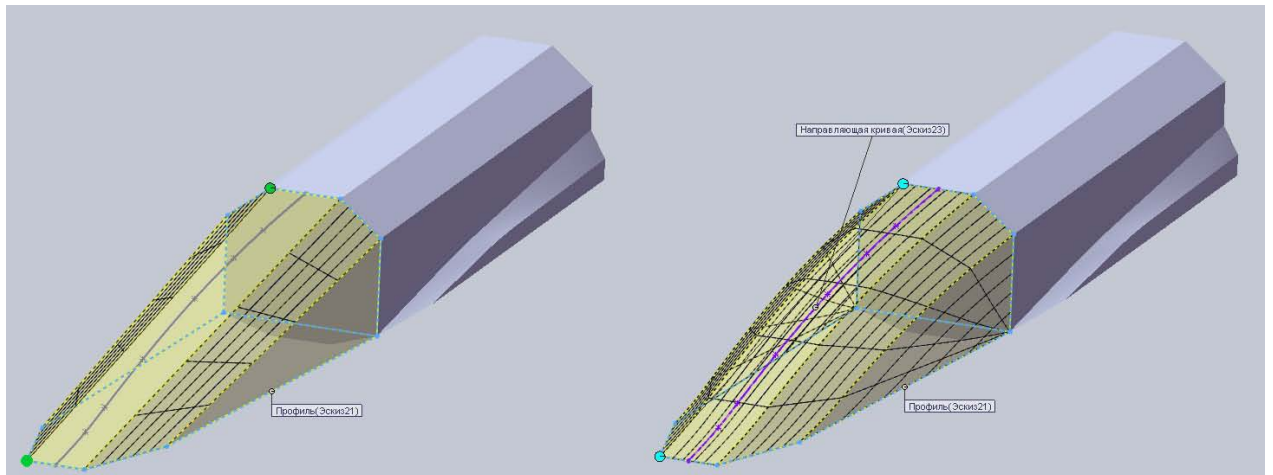


*Рис. 138. Построение формы поверхности модели экспериментального беспилотного гиперзвукового летательного аппарата X-51A. Инструмент “вытянутый по сечениям элемент”.*



*Рис. 139. Построение формы поверхности модели экспериментального беспилотного гиперзвукового летательного аппарата X-51A. Инструмент “вытянутый по сечениям элемент” с указанием направляющей кривой.*

Из рис. 140 видно, что геометрия носовой части модели аппарата X-51A приблизительно соответствует носовой части поверхности модели ГЛА Waverider. Поэтому носовая часть модели ГЛА X-51A создается способом, аналогичным тому, который был использован при построении носовой части модели ГЛА Waverider.

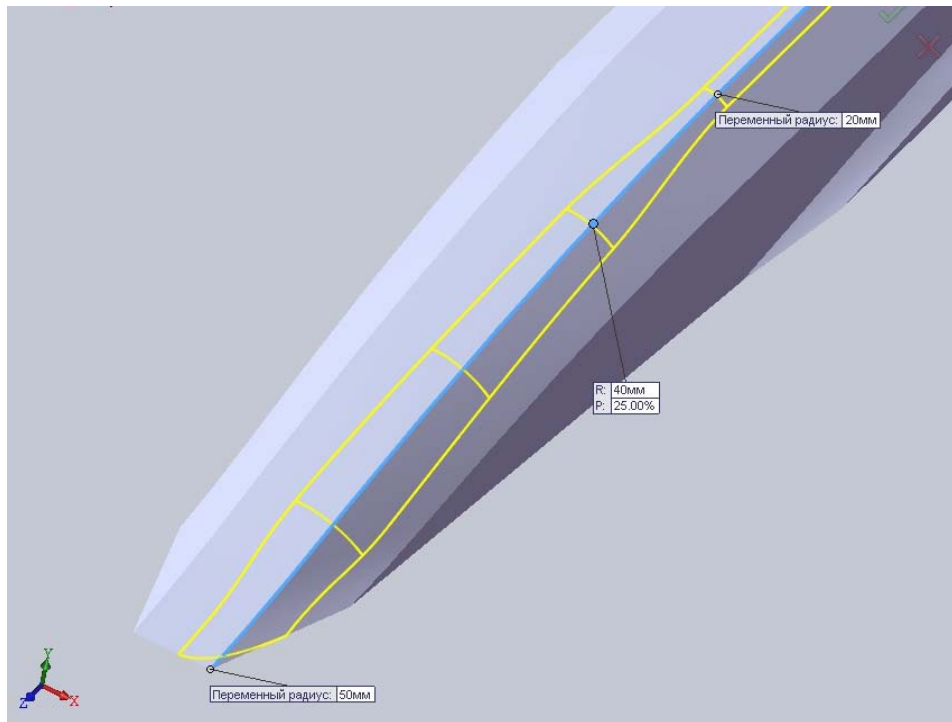


*Рис. 140 Построение формы поверхности модели экспериментального беспилотного гиперзвукового летательного аппарата X-51A.*

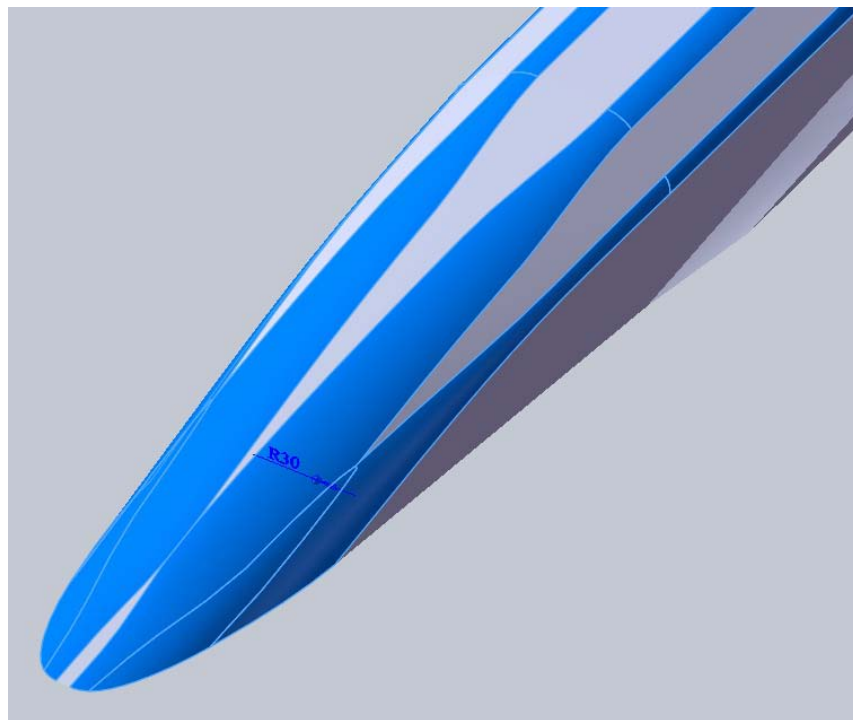
*Моделирование носовой части аппарата.*

Для построения носовой части модели в принципе должна быть создана система плоскостей (в данном случае используются две плоскости), в которых располагаются эскизы, которые приближенно описывают носовую часть ГЛА X-51A, а в параметрах инструмента САПР SolidWorks “вытягивание вдоль направляющей кривой” определяется пространственная форма направляющей кривой. После этого этапа построения геометрическая форма модели ГЛА X-51A содержит большое количество острых кромок и углов, которые сглаживаются с помощью операции “скругление”. Эта операция применяется к носовой, нижней и верхней частям модели поверхности ГЛА X-51A. Т.к. носовая часть модели имеет сложный с точки зрения моделирования переход от частичного сглаживания кромок в центре модели до полного скругления в носовой части аппарата, то для выполнения такого перехода используется конструктивный инструмент САПР SolidWorks “скругления с переменным радиусом” (рис. 141, 142). В параметрах элемента задается количество точек с переменным радиусом скругления, расположенных на поверхности модели ГЛА X-51A, значение радиуса скругления в каждой указанной точке и настройки визуализации перехода скругления от одной точки к другой.



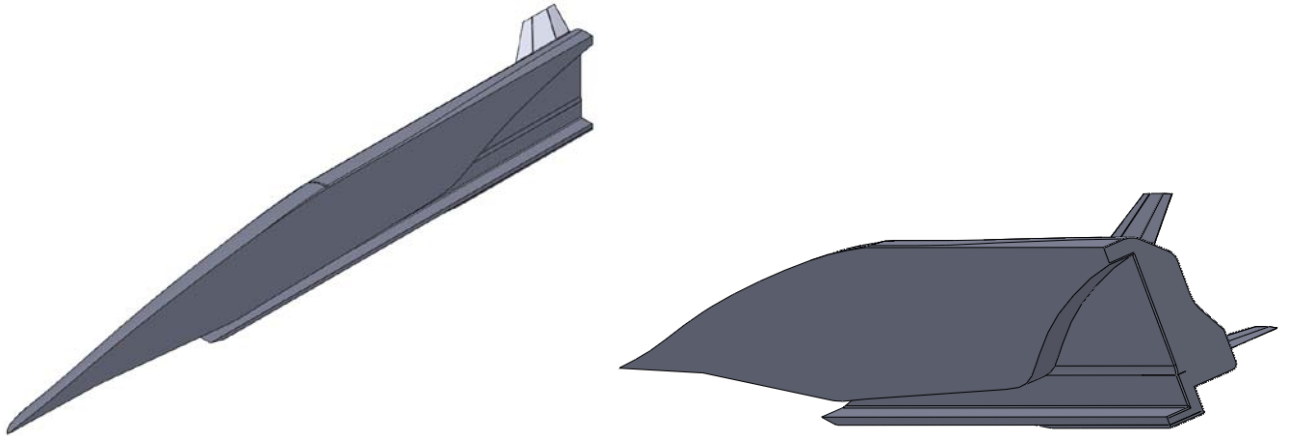


*Рис. 141. Построение формы поверхности модели экспериментального беспилотного гиперзвукового летательного аппарата X-51A.  
Определение радиусов скругления кромки.*

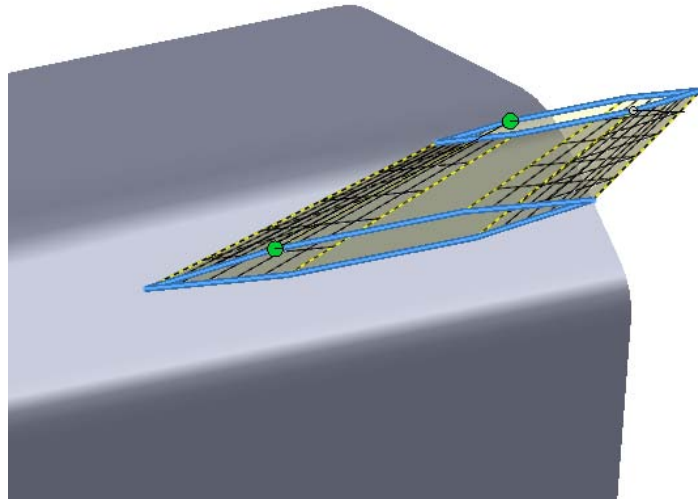


*Рис. 142. Построение формы поверхности модели экспериментального беспилотного гиперзвукового летательного аппарата X-51A.  
Скругление носовой части геометрии модели.*

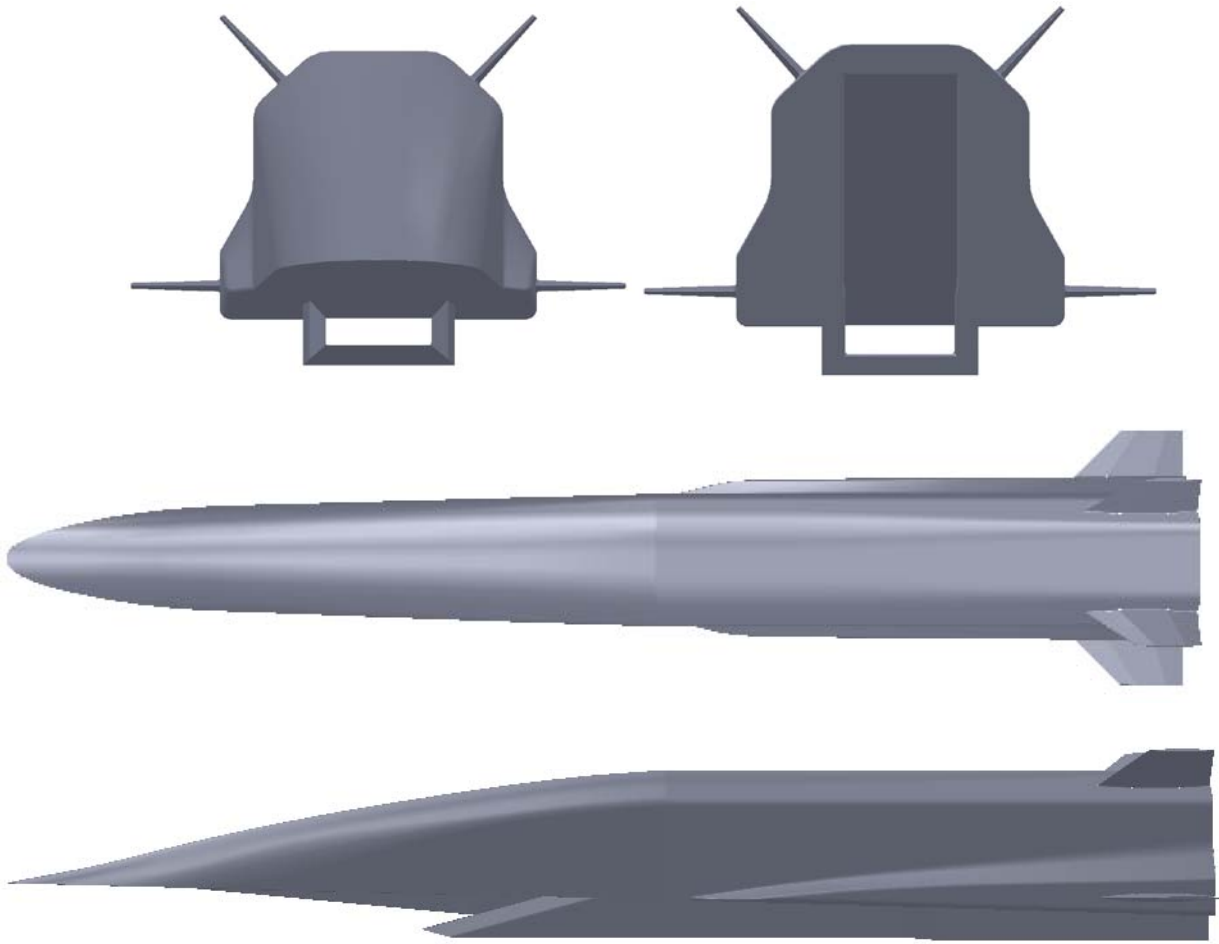
С помощью описанных в [224-228] подходов и приемов моделирования задается построение дальнейших элементов модели, таких, как ГПВРД (рис.143), рули высоты и поворота (рис. 144) и создается окончательный вариант модели (рис.145-147).



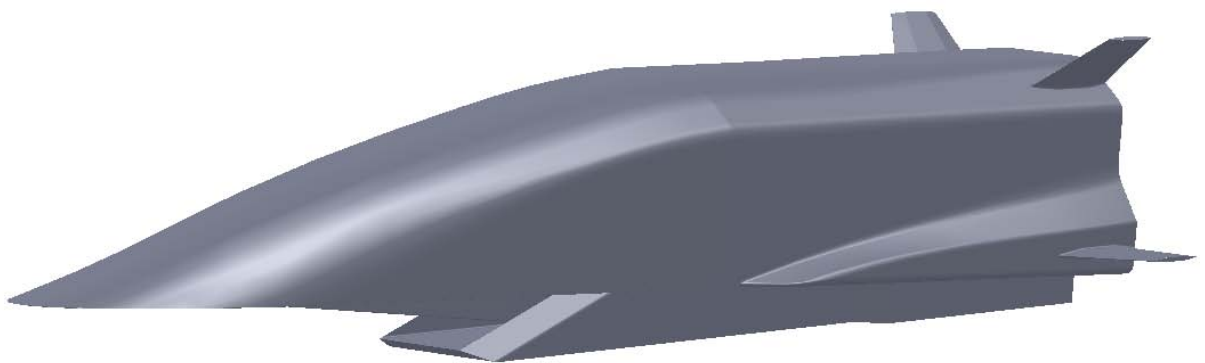
*Рис. 143. Элемент ГПВРД трехмерной поверхности ГЛА X-51А.*



*Рис. 144. Построение элементов хвостового оперения трехмерной поверхности ГЛА X-51А.*



*Рис. 145. Общие виды модели ГЛА X-51A (спереди, сзади, сверху, сбоку).*



*Рис. 146. Общие виды модели ГЛА X-51A: вид сбоку.*

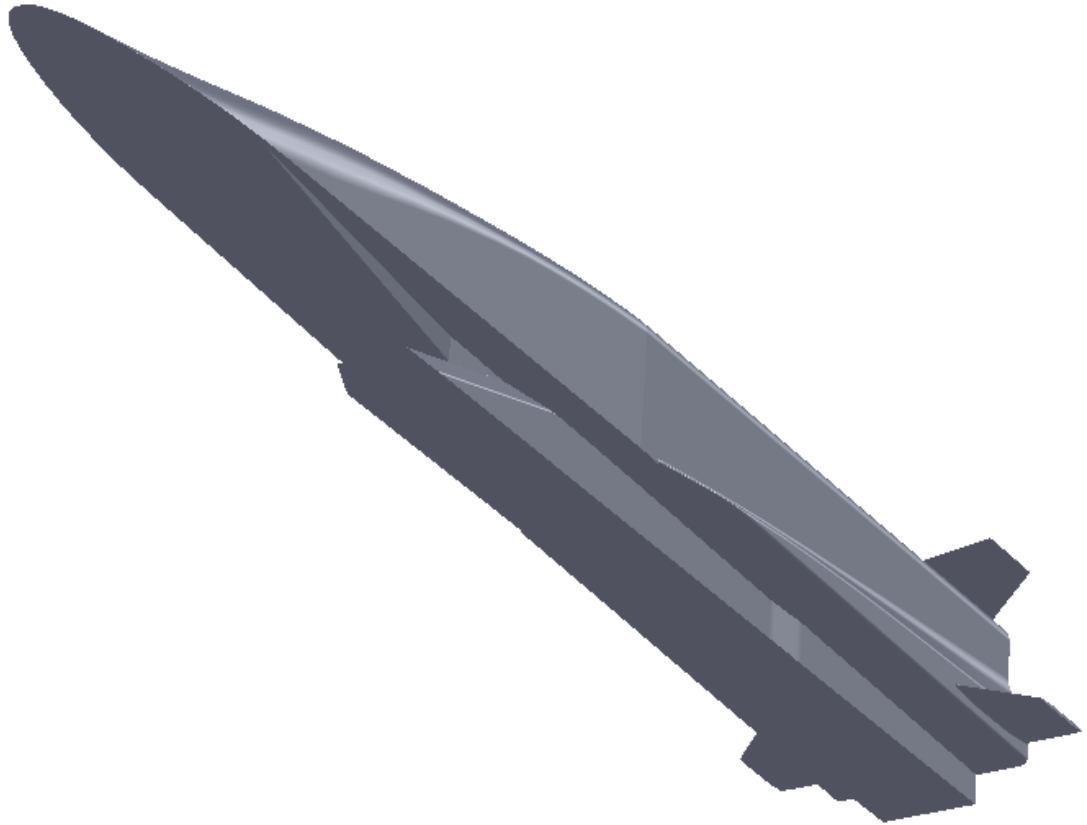


Рис. 147. Общие виды модели ГЛА X-51A: вид снизу.

#### **6.4 Выводы**

Выполнен обзор общих методов трехмерного моделирования поверхностей перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов в системах автоматизированного проектирования. Кратко описан процесс создания геометрии моделей в системе САПР SolidWorks. Изложены различные способы геометрического моделирования трехмерных объектов и методы создания сложных моделей поверхностей перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов. Приведены примеры построения модели поверхности гиперзвукового летательного аппарата X-43, испытательные полеты которого проводились в рамках программы Hyper-X и примеры построения моделей поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов Waverider, X-51A.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные результаты исследований, выполненных в диссертационной работе, сводятся к следующему:

1. Создана гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба (ГУАТ) ИПМех РАН и разработана технология проведения экспериментов при числах Маха  $M=3\dots 7$ . Установка и настройка регистрирующих элементов была выполнена с высоким временным и пространственным разрешением. Проведено сравнение параметров с другими установками данного типа.
2. Получены результаты экспериментального исследования процессов формирования набегающего на модель воздушного потока при числах Маха  $M=3\dots 7$ . Проведено сопоставление данных о течениях, которые были получены в различных секциях установки. Выполнено сравнение зарегистрированных процессов с результатами численного моделирования.
3. Приведено описание возможности многорежимного обтекания моделей потоками с разными числами Маха в условиях проведения одного испытания.
4. Определены характеристики набегающего на исследуемую модель потока, генерируемого установкой ГУАТ в зависимости от задаваемой конфигурации начальных параметров.
5. Выполнено измерение поля давлений в рабочей секции установки. Рассмотрены вопросы однородности набегающего 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. Осуществлены работы по решению технологических проблем, возникавших на ГУАТ. Предложены 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.

Автор выражает благодарность научному руководителю, д.ф.-м.н., проф., чл.-корр. РАН С.Т. Суржикову за постоянное внимание, ценные советы и большую помощь в подготовке работы. Так же автор выражает признательность коллективу экспериментаторов и персоналу установки ГУАТ ИПМех РАН Рулевой Л.Б. и Солодовникову С.И., за помощь в проведении экспериментов, постоянное внимание, ценные замечания и обсуждение результатов. Автор благодарит коллектив лаборатории Радиационной газовой динамики Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН за многолетнее сотрудничество, плодотворные обсуждения и полезные замечания, сделанные при подготовке диссертации.

## ЛИТЕРАТУРА

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. Овсянников Л.В. Лекции по основам газовой динамики. М.: Наука, 1981. 368 с.
4. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа, М.: Наука, 1973. 848 с.
5. Голубев А.Т., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Москаленко В.О., Столярова Е.Г., Хлупнов А.И., Чернуха П.А. Аэродинамика. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 688 с.
6. Скучик Е. Основы акустики, Том 1. М.: Мир, 1976. 520 с.
7. Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М. Теоритическая физика. Том. 6. Гидродинамика. М.: Наука, 1988. 736 с.
8. Руденко О.В., Гурбатов С.Н., Хедберг К.М. Нелинейная акустика в задачах и примерах. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 176 с.
9. Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М.: Наука, 1966. 688 с.
10. Великович А.Л., Либерман М.А. Физика ударных волн в газах и плазме. М.: Наука, 1987. 295 с.
11. 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.
12. Боровой В. Я. Течение газа и теплообмен в зонах взаимодействия ударных волн с пограничным слоем. М.: Машиностроение, 1983. 141 с.
13. Боровой В.Я., Скуратов А.С., Струминская И.В. О существовании "пороговой" величины затупления пластины при интерференции косоого



- скачка уплотнения с пограничным и энтропийным слоями // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2008. №3. с. 41-52.
14. Боровой В.Я., Егоров И.В., Скуратов А.С., Струминская И.В. Взаимодействие косоугольного скачка уплотнения с пограничным и высокоэнтропийным слоями плоской пластины // Изв. РАН. МЖГ. 2005. с. 89-108.
  15. Звезгинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Часть 1. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014. 551 с.
  16. 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.
  17. Липницкий Ю.М. Панасенко А.В. Формирование детонационных волн в каналах и их взаимодействие с проницаемыми перегородками // Журнал технической физики, 2010. с. 53-58.
  18. 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.
  19. Исаев С.А., Липницкий Ю.М., Михалев А.Н., Панасенко А.В., Усачов А.Е. Моделирование сверхзвукового турбулентного обтекания цилиндра с соосными дисками // Инженерно-физический журнал, 2011, Т. 84, № 4. с. 764–776.
  20. 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.
  21. Забелинский И.Е., Набоко И.М., Тарасенко М.В., Шаталов О.П. Искажение фронта ударной волны в ударной трубе с расширяющимся коническим переходником // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 1991. № 4. с. 141–147.

22. 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.
23. 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.
24. Голуб В.В., Баженова Т.В. Импульсные сверхзвуковые струи. М.:Наука,2008, 279 с.
25. В. А. Битюрин, А. Н. Бочаров. Экспериментальные и численные исследования МГД-взаимодействия в гиперзвуковых потоках // ТВТ. 2010. Т.48. № 1 (дополнительный). с. 110 – 121.
26. Альбом сверхзвуковых течений. Сост. и ред. П.И.Ковалев, Н.П.Менде. СПб:Изд-во Политехн. Ун-та, 2011. 251 с.
27. 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.
28. Герасимов С.И., Файков Ю.И., Холик С.А. Кумулятивные источники света. Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2011. 327 с.
29. Герасимов С.И., Файков Ю.И. Теневое фотографирование в расходящемся пучке света // Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2010. 344 с.
30. 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.
31. 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.
32. 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.
  33. Гремячкин В.М. Тепло- и массоперенос при гетерогенных процессах. Учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 175 с.
  34. Баранов В.Б. Гидроаэромеханика и газовая динамика. М.: Изд-во МГУ, 1987. 182 с.
  35. 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.
  36. Суржииков С.Т. Оптические свойства газов и плазмы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2004. 576 с.
  37. Leon Foucault, Ann. De l'observ. Paris, V, 1858.
  38. А. Toepler, Beobachtungen nach einer neuen optischen methode, 1864.
  39. Milton Van Dyke. An Album of Fluid Motion. The Parabolic Press, 1982. 175 p.
  40. Райзер Ю.П. Введение в гидрогазодинамику и теорию ударных волн для физиков, "Интеллект", 2011. 431 с.
  41. Белоконь К.Г. Визуализация структуры течения во впускных и выпускных каналах ДВС с использованием теневого прибора ИАБ – 458. <http://yesh.ucoz.ru/publ/3-1-0-10>
  42. В.С. Аксенов, В.В. Голуб, С.А. Губин, В.П. Ефремов, И.В. Маклашова, А.И. Харитонов, Ю.Л. Шаров. Скользящий электродуговой разряд как способ управления траекторией полета летательного аппарата // Письма в ЖТФ, 2004, том 30, вып. 20, с. 62-68
  43. Жаров А.В., Чаплиц А.Д., Крайнов А.А., Павлов А.А. Исследование течения за впускным клапаном двигателя внутреннего сгорания с

применением методов визуализации // Научный журнал «Фундаментальные исследования», №6, 2013, с. 1344-1348.

44. Чаплиц А.Д., Астапов А.И. Визуализация газовых потоков во внутренних каналах. Днепропетровск: НАН Украины и НКА Украины, Институт технической механики, 2007. 209 с.
45. Rinkevichyus, B.S., Evtikhieva, O.A., Raskovskaya, I.L. Laser Refractography // 2010, XIV, 189 p.
46. M. A. S. Minucci, H. T. Nagamatsu. Hypersonic Shock-Tunnel Testing at an Equilibrium Interface Condition of 4100 K. JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER Vol. 7, No. 2, April-June 1993. pp 251-260.
47. RCA Avalanche Photodiodes. RCA Electro Optics. Data sheet, 7 p.
48. Test Equipment Solutions Datasheet. Pulsed Laser Diode Test System 2520. 6p.
49. Programmable Power Supplies PS2520G, PS2521G. Overview. Datasheet manual. 7 p.
50. Nicolet 4094c DIGITAL OSCILLOSCOPE MANUAL. 4851, XF-44. 22 p.
51. Stephen Ferguson, Alberto Guardone, Brian Argrow. Construction and Validation of a Dense Gas Shock Tube. JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER Vol. 17, No. 3, July–September 2003. pp. 326-333.
52. Masanori Ota, Shinsuke Udagawa, Tatsuro Inage, Kazuo Maeno. Interferometry - Research and Applications in Science and Technology, March 2012. pp. 225-244.
53. Jamie J. Johnson, Paul I. King, John P. Clark, Michael J. Flanagan, Ryan P. Lemaire. Low-Heat-Load-Vane Profile Optimization, Part 2: Short-Duration Shock-Tunnel Experiments. JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 24, No. 3, May–June 2008. pp. 403-409.
54. Subith S. Vasu, David F. Davidson, Ronald K. Hanson. Shock-Tube Experiments and Kinetic Modeling of Toluene Ignition. JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 26, No. 4, July–August 2010. pp. 776-783.

55. Eun-Seok Lee, Chul Park, Keun-Shik Chang. Shock-Tube Determination of CN Formation Rate in a CO–N<sub>2</sub> Mixture. *JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER* Vol. 21, No. 1, January–March 2007. pp. 50-56.
56. T.P. Wadhams, A.M. Cassady, M. MacLean, M.S. Holden. Experimental Studies of the Aerothermal Characteristics of the Project Orion CEV Heat Shield in High Speed Transitional and Turbulent Flows. AIAA 2009-677.
57. Matthew MacLean, Aaron Dufrene, Timothy Wadhams, Michael Holden. Numerical and Experimental Characterization of High Enthalpy Flow in an Expansion Tunnel Facility. AIAA 2010-1562.
58. Matthew MacLean, Erik Mundy, Timothy Wadhams, Michael Holden, Heath Johnson, Graham Candler. Comparisons of Transition Prediction using PSE-Chem to Measurements for a Shock Tunnel Environment. AIAA 2007-4490.
59. J. Li, H. Chen, H. Yu. chemical shock tube driven by detonation. *Shock Waves* (2012) 22: pp. 351–362.
60. W. S. Stuessy, Hsuan-Cheng Liu, Frank K. Lu, Donald R. Wilson. Initial operation of a high-pressure detonation-driven shock tube facility. AIAA 97-0665.
61. Chapman D. L. On the rate of explosion in gases. *Philosophical Magazine, Series 5* (London: Taylor & Francis) 47 (284): 90–104, 1899.
62. Jouguet J. Ch. E. Sur la propagation des réactions chimiques dans les gaz. *Journal des Mathématiques Pures et Appliquées, Series 6, Vol. 1*, pp. 347–425 (1905), continued in Vol. 2, pp. 5–85 (1906).
63. Bakos, R. J., Castrogiovanni, A., Calleja, J. F., Nucci, L., Erdos, J. I., "Expansion of the Scramjet Ground Test Envelope of the HYPULSE Facility. AIAA 96-4506, 1996.
64. Ethan A. Barbour, Ronald K. Hanson. Chemical Nonequilibrium, Heat Transfer, and Friction in a Detonation Tube with Nozzles. *JOURNAL OF PROPULSION AND POWER* Vol. 26, No. 2, March–April 2010. pp. 230-239.
65. M. A. S. Minucci, H. T. Nagamatsut, L. N. Myrabot. Combustion Shock Tunnel and Interface Compression to Increase Reservoir Pressure and Enthalpy.

- JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER Vol. 8, No. 2, April-June 1994. pp. 259-266.
66. M. Cooper, J. E. Shepherd. Detonation Tube Impulse in Subatmospheric Environments. JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 22, No. 4, July–August 2006. pp. 845-851.
  67. M. Cooper, J. E. Shepherd. Effect of Porous Thrust Surfaces on Detonation Transition and Detonation Tube Impulse. JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 20, No. 5, September–October 2004. pp. 811-819.
  68. Суржиков С.Т. Физическая механика газовых разрядов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 640 с.
  69. Byturin V., Bocharov A., Klimov A., et.al., Analysis of Non-Thermal Plasma Aerodynamics Effects, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. AIAA 2006-1209, 9-12 January 2006, Reno, NV, p.8.
  70. Климов А.И., Коблов А.Н., Мишин Г.И., и др. Распространение ударных волн в плазме тлеющего разряда. Письма в ЖТФ. 1982. Т.8. Вып.7. С.439.
  71. E. Wintenberger, J.M. Austin, M. Cooper, S. Jackson, J.E. Shepherd. Impulse of a Single-Pulse Detonation Tube. GALCIT Report FM 00-8, August 2002.
  72. Jack Wilson, Alexandru Sgondea, Daniel E. Paxson, Bruce N. Rosenthal. Parametric Investigation of Thrust Augmentation by Ejectors on a Pulsed Detonation Tube. JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 23, No. 1, January–February 2007. pp. 108-115.
  73. Mohammad A. Rob, Larry H. Mack Jr., Sivaram Arepalli, Carl D. Scott. Characterization of Plenum Spectra in an Arcjet Wind Tunnel. JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER Vol. 11, No. 4, October–December 1997. pp. 339-345.
  74. Deepak Bose, Michael J. Wright, David W. Bogdanoff, George A. Raiche, Gary A. Allen Jr. Modeling and Experimental Assessment of CN Radiation Behind a Strong ShockWave. JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER Vol. 20, No. 2, April–June 2006. pp. 220-230.

75. Surendra P. Sharma, Chul Park. Operating Characteristics of a 60- and 10-cm Electric Arc-Driven Shock Tube—Part I: The Driver. *J. THERMOPHYSICS* VOL. 4, NO. 3, JULY 1990. pp. 259-265.
76. Surendra P. Sharma, Chul Park. Operating Characteristics of a 60- and 10-cm Electric Arc-Driven Shock Tube—Part II: The Driven Section. *J. THERMOPHYSICS* VOL. 4, NO. 3, JULY 1990. pp.266-272.
77. Chul Park, David W. Bogdanoff. Shock-Tube Measurement of Nitridation Coefficient of Solid Carbon. *JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER* Vol. 20, No. 3, July–September 2006. pp. 487-492.
78. Joseph Olejniczak, Graham V. Candler, Michael J. Wright, Ivett Leyva, Hans G. Hornung. Experimental and Computational Study of High Enthalpy Double-Wedge Flows. *JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER* Vol. 13, No. 4, October–December 1999. pp. 431-440.
79. T. J. McIntyre, A. F. P. Houwing, P. C. Palma, P. A. B. Rabbath, J. S. Fox. Optical and Pressure Measurements in Shock Tunnel Testing of a Model Scramjet Combustor. *JOURNAL OF PROPULSION AND POWER* Vol. 13, No. 3, May – June 1997. pp. 388-394.
80. Catherine Rond, Pascal Boubert, Jean-Marie Félio, Aziz Chikhaoui. Radiation Measurements in a Shock Tube for Titan Mixtures. *JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER* Vol. 21, No. 3, July–September 2007. pp. 638-646.
81. Benjamin S. Stewart, Richard G. Morgan, Peter A. Jacobs. Rocketdyne Hypersonic Flow Laboratory as High-Performance Expansion Tube for Scramjet Testing. *JOURNAL OF PROPULSION AND POWER* Vol. 19, No. 1, January–February 2003. pp. 98-103.
82. M. J. Robinson, D. J. Mee, A. Paull. Scramjet Lift, Thrust and Pitching-Moment Characteristics Measured in a Shock Tunnel. *JOURNAL OF PROPULSION AND POWER* Vol. 22, No. 1, January–February 2006. pp. 85-95.
83. Laurent Labracherie, Michel Billiotte, Lazhar Houas. Shock-Tube Analysis of Argon Influence in Titan Radiative Environment. *JOURNAL OF*



THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER Vol. 10, No. 1, January-March 1996. pp. 162-168.

84. D. R. Buttsworth, R. G. Morgant. Shock-Tunnel Investigation of Hypervelocity Free Shear Layers in a Planar Duct. J. PROPULSION, VOL. 12, NO. 5: TECHNICAL NOTES. pp. 998-1001.
85. C. P. Goyne, R. J. Stalker, A. Paull. Shock-Tunnel Skin-Friction Measurement in a Supersonic Combustor. JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 15, No. 5, September–October 1999. pp. 699-705.
86. Pellin Ph., Broca André. A Spectroscope of Fixed Deviation . Astrophysical Journal, vol. 10, 12/1899. p.337.
87. Рулева Л.Б. Схемы экспериментальных установок для исследования ударно-волновых течений. Обзор по патентным материалам. Физико-химическая кинетика в газовой динамике, Том 13, Вып.4, 2012 год. 12 с.
88. Котов М.А., Рулева Л.Б., Козлов П.В., Суржиков С.Т. Предварительные экспериментальные исследования обтекания моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе. Физико-химическая кинетика в газовой динамике, Том 15, Вып.1, 2013 год. 6 с.
89. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Технологические проблемы экспериментальных исследований на гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // IX Международный симпозиум по радиационной плазмодинамике. Сборник научных трудов. М.: НИЦ "Инженер", 2012. с. 140 - 144.
90. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Экспериментальные исследования обтекания моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // 5-я Всероссийская школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем»: Сборник научных трудов, М:ИПМех РАН, 2012, с. 110-115.
91. 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.

92. 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.
93. M.A. Kotov, I.A. Kryukov, L.B. Ruleva, S.I. Solodovnikov, S.T. Surzhikov. Experimental Investigation Of An Aerodynamic Flow Of Geometrical Models In Hypersonic Aerodynamic Shock Tube // AIAA 2013-2931, AIAA Wind Tunnel and Flight Testing Aero II. 15 p.
94. M.A. Kotov, I.A. Kryukov, L.B. Ruleva, S.I. Solodovnikov, S.T. Surzhikov. Multiple Flow Regimes in a Single Hypersonic Shock Tube Experiment // AIAA 2014-2657, AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. 22 p.
95. Аронович М.С., Голубчик Р.М., Зайцева А.В. Металловедение. М.: МЭИ, 1970. 265 с.
96. ГОСТ 5632-72 "Стали высоколегированные и сплавы коррозионностойкие, жаростойкие и жаропрочные. Марки".
97. ГОСТ 9940-81 "Трубы бесшовные горячедеформированные из коррозионно-стойкой стали. Технические условия".
98. ОСТ 3-1686-90 "Заготовки из конструкционной стали для машиностроения. Общие технические условия".
99. Иншаков С.И. Визуализация структуры газовых потоков теневыми и интерференционными методами // Вестник СГАУ №2 (13) 2007, 6 с.
100. Васильев Л.А. Теневые методы. М.: Наука. 1968. 400 с.
101. Безменова Т.Н., Брухман В.Я., Дмитриева В.Б., Новиков В.А., Яковлев В.А. Осветительное устройство к теневому прибору ИАБ-451 для реализации четырехщелевого цветного метода. // ОМП, 1982. № 8. с. 59-60.
102. Камалов И.А., Сухоруких В.С., Фокеев В.П., Харитонов А.И., Шаров Ю.Л. Приставка к теневому прибору ИАБ-451 для реализации схемы Кранца-Шардина. // ОМП, 1985. № 1. С. 35-36.
103. Рачинский Ф.Ю., Рачинская М.Ф. Техника лабораторных работ. Л.: Химия, 1982. 432 стр.

104. Белозеров А.Ф. Оптические методы визуализации газовых потоков. Казань, КГТУ, 2007. 747 с.
105. Михайлова С.Н., Панфилович В.К., Гумеров Ф.М., Аляев В.А., Ле Нейндр Б. Радиационно-кондуктивный перенос тепла вблизи критической точки Н-Гексана // Сверхкритические Флюиды: Теория и практика. Том 2 №1, 2007. с. 69-77.
106. Предводителев А.С. Физическая газодинамика. Свойства газов при высоких температурах. М.: Наука, 1964. 222 с.
107. Шевченко А.М., Шмаков А.С., Кавун И.Н., Запрягаев В.И. Гиперзвуковое взаимодействие вихревого следа за крылом и телом вращения со скачком уплотнения на входе в модельный воздухозаборник // Вестник НГУ. Серия: Физика, Том 2, выпуск 4, 2007. с. 38-44.
108. Хауф В. Григуль У. Оптические методы в теплопередаче. М.: Мир, 1973. 238 с.
109. E20-10. Ревизии А, В и В.01. Руководство пользователя, 2012. 65 с.
110. ЗАО Л-Кард. Работа с модулями производства фирмы L-CARD в среде LabView. 21 с.
111. E20-10. Внешний быстродействующий модуль на шину USB 2.0. Руководство программиста. 50 с.
112. Д.А. Когогин. Разработка схемы цифровой обработки сигнала для сканирующего приемника AOR AR5000A // Радиофизические исследования природных сред и информационные системы. Труды конференции. Казань, Зеленодольск, 2010. с. 86-89
113. BNC SERIES CONNECTORS. Radiolab. 13 p.
114. Universal Serial Bus. Power Delivery Specification. 11 August 2014. 534 p.
115. Справочное руководство ПО «PowerGraph» (для версии 3.x). <http://www.powergraph.ru>.
116. Измайлов Д.Ю. Виртуальная измерительная лаборатория PowerGraph. ПиКАД. 2007, № 3, с. 42-47.
117. Модуль E20-10. Типичные примеры подключения. ЗАО "Л-КАРД". 8 с.

118. А.В. Гарманов. Практика оптимизации соотношения сигнал/помеха при подключении АЦП в реальных условиях. 2002. 9 с.
119. А.В. Гарманов. Подключение измерительных приборов. Решение вопросов электросовместимости и помехозащиты. 2003. 41 с.
120. Измайлов Д.Ю. PowerGraph. Часть 1 - подготовка к измерениям. ПиКАД. 2008, № 1, с. 46-51.
121. Измайлов Д.Ю. PowerGraph. Часть 2 - проведение измерений. ПиКАД. 2008, № 2, С. 42-46.
122. Паспорт и инструкция по эксплуатации на лампу накаливания типа КГМ 12-40
123. Лисма. Источники света. Каталог 2009. 70 с.
124. Osram. Автомобильные лампы. Каталог продукции. 2012. 37 с.
125. L. Pennelegion, R.F. Cash, D.F. Bedder. Design and Operating Features of the N.P.L. 6 in. Shock Tunnel // MINISTRY OF AVIATION. AERONAUTICAL RESEARCH COUNCIL REPORTS AND MEMORANDA. R. & M. No. 3449, 1967. 49 p.
126. Raymond Brun. Shock Tubes and Shock Tunnels: Design and Experiments // RTO-EN-AVT-162 lecture series at the von Karman Institute, 2009. 26 p.
127. Mitat Birkan. Static and Hypersonic Experimental Analysis of Impulse Generation in Air-Breathing Laser-Thermal Propulsion. Final report. Air Force Office of Scientific Research, 2010. 350 p.
128. V. Eliasson, N. Apazidis, N. Tillmark, M. Lesser. Focusing of strong shocks in an annular shock tube // Shock waves 15, 2006. pp. 205-217.
129. White D. R. Influence of Diaphragm Opening Time on Shock Tube Flows // Journal of Fluid Mechanics, Vol. 4, 1958, pp. 585–599.
130. Rothkopf E. M., Low W. Diaphragm Opening Process in Shock Tubes // Physics of Fluids, Vol. 17, No. 6, 1974, pp. 1169–1173.
131. Каменичный И.С. Краткий справочник термиста. М.:МАШГИЗ, 1960. 272 с.
132. ГОСТ 103-76. Полоса стальная горячекатанная. Сортамент.

133. ГОСТ 10702-78. Прокат из качественной конструкционной углеродистой и легированной стали для холодного выдавливания и высадки. Технические условия.
134. ISO 6506-1:2005. Metallic materials -- Brinell hardness test -- Part 1: Test method.
135. ГОСТ 1173—93. Ленты медные. Технические условия.
136. ГОСТ 5638-75. Фольга медная рулонная для технических целей. Технические условия.
137. ГОСТ 495-92. Листы и полосы медные. Технические условия.
138. Микроскопические и макроскопические основы механики разрушения : переводное издание / пер. с англ ; под ред. А.Ю.Ишлинского. М.: Мир, 1973. 615 с.
139. Работнов Ю. Н. Сопротивление материалов. М.: Физматгиз, 1962. 456 с.
140. Штремель М.А. Прочность сплавов. Часть II. Деформация: Учебник для вузов. М.:МИСИС, 1997. 527 с.
141. Фридман Я.Б. Механические свойства металлов. Часть 2. Механические испытания. Конструкционная прочность. М.: Машиностроение, 1972. 368 с.
142. ISO 1609:1986. Vacuum technology -- Flange dimensions. 8 p.
143. ISO KF Flanges and fittings. 17 p.
144. Паншин Ю. А., Малкевич С. Г., Дунаевская Ц. С. Фторопласты. Л.: Химия, 1978. 231 с.
145. Дэшман С. Научные основы вакуумной техники, пер. с англ., М.: Мир, 1964. 715 с.
146. ГОСТ 7338-90. Техпластина вакуумная.
147. Течеискатель масс-спектрометрический МС-3. Руководство по эксплуатации. 53 с.
148. Kozlov P.V., Romanenko Yu. V., Shatalov O.P. Radiation intensity measurement in simulated Martian atmospheres on the double diaphragm shock tube // Proceedings of 4th International Workshop on Radiation of High

- Temperature Gases in Atmospheric Entry, ESA SP-689. 2011. Lausanne, Switzerland.
149. Lu CW1, Wu YJ, Lee YP, Zhu RS, Lin MC. Experimental and theoretical investigations of rate coefficients of the reaction  $S(3P) + O_2$  in the temperature range 298-878 K // J. Chem. Phys. 121, 8271, 2004.
150. IImvac Vacuum Pump and Systems Catalog 2011/2012. 36 p.
151. TriScroll™ 600 Series Dry Scroll Vacuum Pump. TIP SEAL REPLACEMENT MANUAL. Manual No. 699904310 Revision G, December 2004. 34 p.
152. TriScroll™ 600 Series Dry Scroll Vacuum Pump. INSTALLATION AND OPERATION MANUAL Manual No. 699904290 Revision K, February 2005, 54 p.
153. Varian TV 551-701 Navigator Turbo Pump Manual, February 2008. 99 p.
154. Varian TPS-mobile manual, March 2010. 118 p.
155. Varian Turbo Cart manual, June 2006. 93 p.
156. Varian Turbo-V 550 Controller manual, July 2006. 104 p.
157. Манометры с встроенным преобразователем. Руководство по эксплуатации. Серия INTELLiGauge. 24 с.
158. В. И. Нефёдов, В. И. Хахин, Е. В. Федорова и др. Метрология и электрорадиоизмерения в телекоммуникацион-М 54 ных системах: Учебник для вузов. М.: Высш. шк. , 2001. 384 с.
159. Куликовский А.А. Справочник по радиоэлектронике. Том 2. М.: Энергия, 1968.
160. Инструкция к блоку питания DAZHENG PS-1502DD. 2 с.
161. VACOM Total Pressure Measurement Datasheet. 68 p.
162. ATMION™ Wide Range Manometer Manual. Jan, 2001. 36 p.
163. M. von Pirani, Deutsche Physikalische Gesellschaft, Verh. 8: 24, 1906.
164. A. Ellett, R. M Zabel. The Pirani Gauge for the Measurement of Small Changes of Pressure // Phys. Rev. 37, 1102, 1931.
165. Ничипорович Г. А. Вакуумметры. М.: Машиностроение, 1977. 66 с.

166. ATMIGRAF 100. ATMION - Display Unit. Manual 07/2012. 32 p.
167. А.Ф. Иоффе. Пьер Кюри // Успехи физических наук, Т. LVIII, вып. 4. 1956. с. 571-579.
168. Брянцев А., Рогов А., Терехин А., Резепов Е., Горюнов М. Пьезоэлектричество. Саранск, 2010. 75 с.
169. А. Гуртовцев. Измерение давления в автоматизированных системах // Современные технологии автоматизации 4/2001. с. 76-89.
170. ГОСТ 18670-84. Фильтры пьезоэлектрические и электромеханические. Термины и определения.
171. 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.
172. PCB Piezotronics. Model 113B27. Installation and Operating Manual. 9 p.
173. ГОСТ Р ИСО 5725-1-2002 Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Часть 1. Основные положения и определения.
174. ГОСТ Р ИСО 5725-5-2002 Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Часть 2. Основной метод определения повторяемости и воспроизводимости стандартного метода измерений.
175. ГОСТ Р ИСО 5725-3-2002 Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Часть 3. Промежуточные показатели прецизионности стандартного метода измерений.
176. Кузенов В.В., Котов М.А. Одномерные математические модели теплофизических процессов в различных типах ударных труб / М.: ИПМех РАН. Препринт № 1045. 53 с.
177. Liou M. S., Steffen C. J. Jr., A New Flux Splitting Scheme // Journal of Computational Physics, Vol. 107, 1993, pp. 23-39.
178. Barth T. J., Jespersen D. C., The design and application of upwind schemes on unstructured meshes // AIAA Paper No. 1989-0366, Jun 1989.

179. Daru V., Tenaud C. Evaluation of TVD high resolution schemes for unsteady viscous shocked flows // *Comp. Fluids*, 30, 2001, pp. 89–113.
180. Sjögreen B., Yee H.C. Grid convergence of high order methods for multiscale complex unsteady viscous compressible flows // *J.Comput. Phys*, 185, 2003, pp. 1–26.
181. 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.
182. 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.
183. Базаров С.Б., Набоко И.М. Нестационарные струйные течения релаксационно-способных газов: эксперимент и анализ // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2012. Т. 13. с. 1–25.
184. Базаров С.Б., Набоко И.М. Прогнозирование структуры и параметров импульсных струй // *Аэродинамика больших скоростей*. 1997. № 1. с. 73–78.
185. FASTCAM-1024PCI Hardware Manual. PHOTRON LIMITED 2005. 65 p.
186. Краснов Н.Ф. Прикладная аэродинамика. М.: Высшая школа, 1974. 732 с.
187. 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.
188. Andrew B. Freeborn, Paul I. King, Mark R. Gruber. Swept-Leading-Edge Pylon Effects on a Scramjet Pylon-Cavity Flameholder Flowfield // *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 3 (2009), pp. 571-582.
189. Adela Ben-Yakar, Ronald K. Hanson. Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview // *Journal of Propulsion and Power* 01/2001; 17(4). pp. 869-877.



190. Wei Huang, ShiBin Luo, Jun Liu, ZhenGuo Wang. Effect of cavity flame holder configuration on combustion flow field performance of integrated hypersonic vehicle // Science China Technological Sciences, October 2010, Volume 53, Issue 10, pp. 2725-2733.
191. 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.
192. Memrecam HX-4 Data Sheet. NAC High Speed Camera System Specification. 2013.
193. Товстоног В.А., Чирин К.В., Мерзликин В.Г. Экспериментальная установка для моделирования комбинированных тепловых воздействий // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана #2(63)/2006.
194. Товстоног В.А., Томак В.И., Цветков С.В., Чирин К.В. Экспериментальный комплекс для теплопрочностных испытаний материалов и элементов конструкций при высокоинтенсивном нагреве // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана #1(74)/2009.
195. Volf Ya.Borovoy, Ivan V.Egorov, Arkady S.Skuratov, Irina V.Struminskaya. Two-Dimensional Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction in the Presence of Entropy Layer // AIAA JOURNAL Vol.51, No.1, January 2013, pp. 80-93.
196. Optronis CamRecord Серия CR. Руководство Пользователя. 80 с.
197. Djadkin A., Beloshitsky A., Shuvalov M., Surzhikov S. Nonequilibrium Radiative Gasdynamics of Segmental-Conical Space Vehicle of Large Size. AIAA 2011- 0453. 2011. 29 p.
198. Surzhikov S.T. Computing System for Mathematical Simulation of Selective Radiation Transfer // AIAA Paper №2000-2369. 2000. 15 p.
199. 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.

200. 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.
201. Barth T.J., Jespersen D.C. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes // AIAA Paper No. 1989-0366, Jun 1989.
202. Michalak C., Ollivier-Gooch C. Accuracy preserving limiter for the high-order accurate solution of the Euler equations // Journal of Computational Physics, Vol. 228, 2012, pp. 8693-9711.
203. Shu C.-W., Osher S., Efficient Implementation of Essentially Non-Oscillatory Shock-Capturing Schemes II // Journal of Computational Physics, Vol. 83, 1989, pp. 32–78.
204. Приказ МЧС РФ от 31 декабря 2002 г. № 630 "Об утверждении и введении в действие Правил по охране труда в подразделениях Государственной противопожарной службы МЧС России (ПОТРО-01-2002)".
205. Каталог ООО "Мониторинг Вентиль и Фитинг". "Рукава высокого давления. Металлорукава. Полимерные трубы". 32 с.
206. Описание ИАБ-451. Завод-Изготовитель. 1949. 39 с.
207. Программное обеспечение TimeBench. Руководство пользователя. Optronis GmbH. 69 с.
208. Nikon 80-200mm f/2.8D ED AF Zoom-Nikkor User's Manual. Nikon Corporation.
209. ГОСТ 11141-84. Детали оптические. Классы чистоты поверхностей. Методы контроля.
210. ГОСТ 23136-93. Материалы оптические. Параметры.
211. ГОСТ 3514-94. Стекло оптическое бесцветное. Технические условия.
212. Технический паспорт. Редукторы высокого давления РВ-90, РК-70. ОБРАЗЕЦ ПАСПОРТА 186-0000ПС. 4 с.
213. ГОСТ 4543-71. Прокат из легированной конструкционной стали. Технические условия.

214. ГОСТ 11269-76. Прокат листовой и широкополосный универсальный специального назначения из конструкционной легированной высококачественной стали. Технические условия.
215. Калугин В. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 688 с.
216. Баничук Н.В., Карпов И.И., Климов Д.М., Маркеев А.П., Соколов Б.Н., Шаранюк А.В. Механика больших космических конструкций. М.: Факториал, 1997. 296 с.
217. Surzhikov S.T. 2D CFD/RGD Model of Space Vehicles //Proc. of the Int. Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry. October 2003, Lisbon, Portugal, European Space Agency, SP-533, 2003. – P.95-102
218. Surzhikov S.T. Numerical Simulation of Heat Generated by Entry Space Vehicle // AIAA 2004-2379, 2004, 11 p.
219. SolidWorks. Практическое руководство. М.: Бинوم, 2004.
220. Дударева Н.Ю., Загайко С.А. SolidWorks 2011. БХВ-Петербург, 2014. 496 с.
221. Алямовский А.А. Инженерные расчеты в SolidWorks Simulation. М.: ДМК-Пресс, 2010. 464 с.
222. Reubush D.E., Nguyen L.T., Rausch V.L., Review of X-43A Return to Flight Activities and Current Status // AIAA 2003-7085. 2003. 12 p.
223. Engelund W.C., Holland S.D., Cockrell C.E. et all. Propulsion System Airframe Integration Issues and Aerodynamic Database Development for the Hyper – X Flight Research Vehicle // ISOABE 99-7215. 1999. 12 p.
224. Железнякова А.Л., Суржигов С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. I. М.: ИПМех РАН, 2013. 160 с.
225. Железнякова А.Л., Суржигов С.Т. Расчет гиперзвукового обтекания тел сложной формы на неструктурированных тетраэдральных сетках с использованием схемы AUSM // ТВТ, 2014, т. 52, № 2, с. 283–293.

226. 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, Том 7, 2008 г.
227. Котов М.А., Кузенов В.В., Сыздыков Е.К. Способы геометрического моделирования поверхности перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов // Изобретательство. 2012. Т. 12, N 6. с. 31-46.
228. 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.
229. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43 / Препр. ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН. № 950. 2010. 82 с.
230. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43 // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. "Машиностроение". 2010. №1 с. 3–19.
231. Charles E. Cockrell. Interpretation of Waverider performance data using computational fluid dynamics. // AIAA Paper 93-2921. 1993. 11 p.
232. CD X-51A FIRST FLIGHT May 2010. V1.exb1. Pratt & Whitney A United Technologies Company.
233. Canan W.J. Breathing new hope into hypersonics. // AEROSPASE, November 2007. 26 p.
234. Пащенко Ф.Ф., Круковский Л.Е., Торшин В.В. Реактивный двигатель нового поколения // Изобретательство, ноябрь 2009. с. 28-32.