

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования
«НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»



Институт: Энергетический
Специальность: 13.04.01 Теплоэнергетика и теплотехника
Кафедра: Атомных и тепловых электростанций

МАГИСТЕРСКАЯ ДИССЕРТАЦИЯ

Тема работы
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА ПРИ ОБТЕКАНИИ МОДЕЛЕЙ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ

УДК 533.6.011.5.001.5

Студент

Группа	ФИО	Подпись	Дата
5БМ4Б	ИОНОВА Ирина Александровна		

Руководитель

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент кафедры атомных и тепловых электростанций	Е.А. Маслов	к.ф.-м.н.		

КОНСУЛЬТАНТЫ:

По разделу «Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение»

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент кафедры менеджмента	А.А. Фигурко	к.э.н.		

По разделу «Социальная ответственность»

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент кафедры ЭБЖ	М.В. Василевский	к.т.н.		

По нормоконтролю

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Ст. преподаватель	М.А. Вагнер	-		

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ:

Зав. кафедрой	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
атомных и тепловых электростанций	А.С. Матвеев	к.т.н., доцент		

Томск – 2016 г.

**Запланированные результаты обучения выпускника образовательной программы
магистра по направлению 13.04.01 «Теплоэнергетика и теплотехника»**

Код резу- ль- тата	Результат обучения (выпускник должен быть готов)	Требования ФГОС, критериев и/или заинтересованных сторон
Универсальные компетенции		
Р1	Использовать представления о методологических основах научного познания и творчества, анализировать, синтезировать и критически оценивать знания	Требования ФГОС (ОК- 8, 9; ПК-4), Критерий 5 АИОР (п.2.1), согласованный с требованиями международных стандартов <i>EUR-ACE</i> и <i>FEANI</i>
Р2	<i>Активно</i> владеть <i>иностраным языком</i> на уровне, позволяющем работать в иноязычной среде, разрабатывать документацию, презентовать и защищать результаты инновационной инженерной деятельности.	Требования ФГОС (ОК-3; ПК-8, 24), Критерий 5 АИОР (п.2.2), согласованный с требованиями международных стандартов <i>EUR-ACE</i> и <i>FEANI</i>
Р3	Эффективно работать индивидуально, в качестве <i>члена и руководителя группы</i> , состоящей из специалистов различных направлений и квалификаций, демонстрировать ответственность за результаты работы и готовность <i>следовать корпоративной культуре</i> организации, осуществлять педагогическую деятельность в области профессиональной подготовки	Требования ФГОС (ОК-4, 5; ПК-3, 16, 17, 25, 27, 28, 32), Критерий 5 АИОР (пп.1.6, 2.3), согласованный с требованиями международных стандартов <i>EUR-ACE</i> и <i>FEANI</i>
Р4	Демонстрировать глубокие знания социальных, этических и культурных аспектов инновационной инженерной деятельности, компетентность в вопросах устойчивого развития.	Требования ФГОС (ОК-7), Критерий 5 АИОР (пп.2.4, 2.5), согласованный с требованиями международных стандартов <i>EUR-ACE</i> и <i>FEANI</i>

P5	Самостоятельно учиться и непрерывно повышать квалификацию в течение всего периода профессиональной деятельности.	Требования ФГОС (ОК-1, 2, 6), Критерий 5 АИОР (п.2.6), согласованный с требованиями международных стандартов <i>EUR-ACE</i> и <i>FEANI</i>
	Профессиональные компетенции	
P6	Использовать <i>глубокие</i> естественнонаучные, математические и инженерные <i>знания</i> для создания и применения <i>инновационных</i> технологий в теплоэнергетике	Требования ФГОС (ПК-1, 5), Критерии 5 АИОР (п.1.1), согласованные с требованиями международных стандартов <i>EUR-ACE</i> и <i>FEANI</i>
P7	Применять <i>глубокие знания</i> в области современных технологий теплоэнергетического производства для постановки и решения задач <i>инженерного анализа</i> , связанных с созданием и эксплуатацией теплотехнического и теплотехнологического оборудования и установок, с использованием системного анализа и моделирования объектов и процессов теплоэнергетики	Требования ФГОС (ПК-2, 7, 11, 18 – 20, 29, 31), Критерий 5 АИОР (пп.1.1, 1.2, 1.5), согласованный с требованиями международных стандартов <i>EUR-ACE</i> и <i>FEANI</i>
P8	Разрабатывать и планировать к разработке технологические процессы, <i>проектировать</i> и использовать <i>новое теплотехнологическое</i> оборудование и теплотехнические установки, в том числе с применением компьютерных и информационных технологий	Требования ФГОС (ПК-9, 10, 12 – 15, 30), Критерий 5 АИОР (п. 1.3), согласованный с требованиями международных стандартов <i>EUR-ACE</i> и <i>FEANI</i>
P9	Использовать современные достижения науки и передовой технологии в теоретических и экспериментальных научных исследованиях, интерпретировать и представлять их результаты, давать практические рекомендации по внедрению в производство	Требования ФГОС (ПК-6, 22 – 24,), Критерий 5 АИОР (п. 1.4), согласованный с требованиями международных стандартов <i>EUR-ACE</i> и <i>FEANI</i>

Р10	Применять методы и средства автоматизированных систем управления производства, обеспечивать его <i>высокую эффективность</i> , соблюдать правила охраны здоровья и безопасности труда на теплоэнергетическом производстве, выполнять требования по защите окружающей среды.	Требования ФГОС (ПК-21, 26), Критерий 5 АИОР (п. 1.5), согласованный с требованиями международных стандартов <i>EUR-ACE</i> и <i>FEANI</i>
Р11	Готовность к педагогической деятельности в области профессиональной подготовки	Требования ФГОС (ПК-32), Критерий 5 АИОР (п. 1.5), согласованный с требованиями международных стандартов <i>EUR-ACE</i> и <i>FEANI</i>

Министерство образования и науки Российской Федерации
федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего
образования
**«НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»**

Институт Энергетический
Направление подготовки **13.04.01 Теплоэнергетика и теплотехника**
Кафедра «Атомных и тепловых электростанций»

УТВЕРЖДАЮ:
Зав. кафедрой АТЭС ЭНИН
А.С. Матвеев

(Подпись)

(Дата)

ЗАДАНИЕ
на выполнение выпускной квалификационной работы

В форме:

магистерской диссертации

(бакалаврской работы, /работы, магистерской диссертации)

Студенту:

Группа	ФИО
5БМ4Б	Ионовой Ирине Александровне

Тема работы:

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ТЕЧЕНИЯ
ВОЗДУШНОГО ПОТОКА ПРИ ОБТЕКАНИИ МОДЕЛЕЙ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ**

Утверждена приказом директора (дата, номер)

20.04.16, 3057/с

Срок сдачи студентом выполненной работы:

20 мая 2016 года

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ:

Исходные данные к работе

(наименование объекта исследования или проектирования; производительность или нагрузка; режим работы (непрерывный, периодический, циклический и т. д.); вид сырья или материал изделия; требования к продукту, изделию или процессу; особые требования к особенностям функционирования (эксплуатации) объекта или изделия в плане безопасности эксплуатации, влияния на окружающую среду, энергозатратам; экономический анализ и т. д.).

Экспериментальное исследование обтекания моделей сложной формы имеет важное прикладное значение. Целью работы является практическая реализация основных видов аэродинамических исследований при условиях быстропротекающего физического эксперимента в широком диапазоне изменения характеристик набегающего сверхзвукового потока при обтекании моделей сложной формы.

<p>Перечень подлежащих исследованию, проектированию и разработке вопросов</p> <p><i>(аналитический обзор по литературным источникам с целью выяснения достижений мировой науки техники в рассматриваемой области; постановка задачи исследования, проектирования, конструирования; содержание процедуры исследования, проектирования, конструирования; обсуждение результатов выполненной работы; наименование дополнительных разделов, подлежащих разработке; заключение по работе).</i></p>	<ol style="list-style-type: none"> 1 Разновидности и принцип действия аэродинамических труб 2 Принцип работы модельной аэродинамической установки 3 Методы экспериментальных исследований в аэродинамических трубах 4 Разработка стенда для поверки датчиков давления 5 Проведение поверки измерительных устройств 6 Расчёт числа Маха 7 Весовые испытания моделей 8 Дренажные испытания моделей 9 Визуализация быстропротекающих процессов 10 Заключение
--	---

<p>Перечень графического материала</p> <p><i>(с точным указанием обязательных чертежей)</i></p>	
--	--

Консультанты по разделам выпускной квалификационной работы
(с указанием разделов)

Раздел	Консультант
Финансовый менеджмент	Фигурко А.А., доцент кафедры менеджмента
Социальная ответственность	Василевский М.В., доцент кафедры экологии и безопасности жизнедеятельности
Раздел ВКР, выполненный на иностранном языке	Кобенко Ю.В., доцент кафедры иностранных языков энергетического института

Названия разделов, которые должны быть написаны на русском и иностранном языках:

<p>Введение Разновидности и принцип действия аэродинамических труб Описание модельной аэродинамической установки Методы исследования</p>

<p>Дата выдачи задания на выполнение выпускной квалификационной работы по линейному графику</p>	<p>28 декабря 2015 года</p>
--	------------------------------------

Задание выдал руководитель:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент кафедры АТЭС	Маслов Е.А.	к.ф.-м.н.		

Задание принял к исполнению студент:

Группа	ФИО	Подпись	Дата
5БМ4Б	Ионова И.А.		

ЗАДАНИЕ ДЛЯ РАЗДЕЛА «СОЦИАЛЬНАЯ ОТВЕТСТВЕННОСТЬ»

Студенту:

Группа	ФИО
5БМ4Б	Ионовой Ирине Александровне

Институт	ЭНИН	Кафедра	АТЭС
Уровень образования	Магистр	Направление/специальность	Теплоэнергетика и теплотехника

Исходные данные к разделу «Социальная ответственность»:

<p>Характеристика объекта исследования (прибор, алгоритм, методика, рабочая зона) и области его применения</p>	<p>В работе выполняется исследование обтекания тел сверхзвуковым потоком на модельной аэродинамической установке кратковременного действия. Испытания в аэродинамических трубах позволяют получить дешёвые и надёжные экспериментальные данные, используемые при разработке двигательных установок.</p> <p>Работы выполняются в лаборатории аэродинамических исследований. Большая часть работы – регистрация и обработка результатов – выполняется за компьютером.</p>
--	---

Перечень вопросов, подлежащих исследованию, проектированию и разработке:

<p>1. Производственная безопасность</p> <p>1.1. Анализ выявленных вредных факторов при разработке и эксплуатации проектируемого решения.</p> <p>1.2. Анализ выявленных опасных факторов при разработке и эксплуатации проектируемого решения.</p>	<ul style="list-style-type: none"> – Анализ вредных проявлений факторов производственной среды (освещение, шумы, вибрации, электромагнитные поля, ионизирующие излучения) – Анализ опасных проявлений факторов производственной среды (электрической, пожарной и взрывной природы)
<p>2. Экологическая безопасность</p>	<ul style="list-style-type: none"> – анализ воздействия объекта на атмосферу; – анализ воздействия объекта на гидросферу; – анализ воздействия объекта на литосферу
<p>3. Безопасность в чрезвычайных ситуациях:</p>	<ul style="list-style-type: none"> – перечень возможных ЧС на объекте; – выбор наиболее типичной ЧС; – разработка превентивных мер по предупреждению ЧС; – разработка мер по повышению устойчивости объекта к данной ЧС; – разработка действий в результате возникшей ЧС и мер по ликвидации её последствий
<p>4. Правовые и организационные вопросы обеспечения безопасности</p>	<ul style="list-style-type: none"> – рациональная компоновка рабочей зоны исследователя; – области охвата социальной ответственности применительно к работе в лаборатории

Дата выдачи задания для раздела по линейному графику	19.02.16
---	----------

Задание выдал консультант:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент каф. ЭБЖ	Василевский Михаил Викторович	к. т. н.		

Задание принял к исполнению студент:

Группа	ФИО	Подпись	Дата
5БМ4Б	Ионова Ирина Александровна		

**ЗАДАНИЕ ДЛЯ РАЗДЕЛА
«ФИНАНСОВЫЙ МЕНЕДЖМЕНТ, РЕСУРСОЭФФЕКТИВНОСТЬ И
РЕСУРСОСБЕРЕЖЕНИЕ»**

Студенту:

Группа	ФИО
5БМ4Б	Ионовой Ирине Александровне

Институт	Энергетический	Кафедра	ЭНИН
Уровень образования	Магистр	Направление/специальность	Теплоэнергетика и теплотехника

Исходные данные к разделу «Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение»:

<i>Стоимость ресурсов</i>	<i>Зарботная плата инженера (дипломника) 122,435 руб., руководителя – 60298, надбавка за повышенную интенсивность труда – 2200 руб.</i>
<i>Нормы и нормативы расходования ресурсов</i>	<i>Отчисления во внебюджетные фонды – 30 % от оплаты труда, накладные расходы – 80 % от размера заработной платы</i>

Перечень вопросов, подлежащих исследованию, проектированию и разработке:

<i>Технико-экономическое обоснование технического проекта</i>	<i>Перечень этапов, работ и распределение исполнителей по данным видам работ. Составление диаграммы Исикавы. Формирование сметы проекта по статьям затрат.</i>
---	--

Дата выдачи задания для раздела по линейному графику	19.02.16
---	----------

Задание выдал консультант:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Доцент каф. менеджмента	Фигурко Аркадий Альбертович	к.э.н.		

Задание принял к исполнению студент:

Группа	ФИО	Подпись	Дата
5БМ4Б	Ионова Ирина Александровна		

РЕФЕРАТ

Выпускная квалификационная работа: 116 с., 36 рис., 14 табл., 35 источников, 3 прил.

Ключевые слова: аэродинамическая установка, число Маха, сверхзвуковой поток, ударная волна.

Объектом исследования является сверхзвуковое обтекание воздушным потоком моделей тел, имеющих широкое распространение в конструкциях летательных аппаратов.

Цель работы – практическая реализация основных видов аэродинамических исследований при условиях быстропротекающего физического эксперимента в широком диапазоне изменения характеристик набегающего сверхзвукового потока при обтекании моделей сложной формы.

В процессе исследования проводились аэродинамические испытания моделей сложной формы с помощью аэродинамической установки кратковременного действия

В результате исследования получены значения коэффициентов сопротивления для модели в виде конуса и для модели сложной формы. Проведено сравнение обтекания и распределения давлений на поверхности моделей в виде клина и в виде конуса.

В будущем планируется проведение экспериментальных исследований моделей с более сложной геометрией тела.

Определения, обозначения, сокращения

число Маха: отношение скорости потока к местной скорости звука

ударная волна или скачок уплотнения: резкое сжатие среды, в результате которого на границе между сверхзвуковой и следующей за ней дозвуковой областями возникает скачкообразное повышение давления и плотности

присоединённый скачок: скачок уплотнения вплотную придвинутый к носу заострённого тела

угол атаки: угол между направлением скорости набегающего на тело потока (жидкости или газа) и характерным продольным направлением, выбранным на теле

Оглавление

Введение	13
1 Разновидности и принцип действия аэродинамических труб	15
2 Описание модельной аэродинамической установки	19
3 Методы исследования	23
3.1 Баллистический метод	23
3.2 Дренажные исследования	23
3.3 Динамометрический метод	24
3.4 Метод визуализации	26
4 Измерительные устройства	30
4.1 Тензометрические весы	30
4.2 Устройства для измерения давления	31
4.3 Реализация метода визуализации в модельной аэродинамической установке	34
5 Разработка и реализация стенда для контроля работы используемых датчиков давления	36
6 Поверка измерительных устройств	38
6.1 Поверка тензометрических весов	38
6.2 Поверка датчиков давления	43
7 Измерение числа Маха	47
8 Весовые испытания модели	51
8.1 Расчёт коэффициента сопротивления	51
8.2 Обработка результатов весовых испытаний	54
9 Дренажные испытания	56
10 Визуализация	62
11 Обтекание тела сложной формы	64
12 Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение	66
Социальная ответственность	72
Заключение	91
	11

Список публикаций	93
Список источников	94
Приложение А	97
Приложение Б	113
Приложение В	115

Введение

В настоящее время возрастают требования к точности определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов. Задачи сверхзвуковой аэродинамики будут актуальными, пока будет существовать потребность в применении летательных аппаратов, движущихся с большими скоростями в атмосфере Земли.

Развитие ракетной, авиационной и космической техники связано с экспериментальными исследованиями, проводимыми в аэродинамических трубах. Все вновь проектируемые летательные аппараты, прежде чем будут построены, обязательно проходят тщательное исследование в аэродинамических трубах. Вопросы аэродинамических исследований актуальны для всех технических областей: начиная от профилирования лопаточного аппарата турбинной решётки и заканчивая строительством высотных зданий.

Перспективным направлением развития аэродинамики на сегодняшний день является создание газодинамических установок кратковременного действия с высокими эксплуатационными и метрологическими характеристиками. В этом направлении сегодня работают ведущие страны мира. Существует необходимость совершенствования средств и методов исследования.

Непосредственно летные эксперименты представляют собой наиболее дорогой путь накопления практического знаний. При испытаниях в аэродинамических трубах можно получать дешевые и надежные данные, которые обеспечивают проверку численных методов и накопление базовых знаний, служащие основой для подготовки финальных летных экспериментов.

Целью работы является практическая реализация основных видов аэродинамических исследований при условиях быстропротекающего физического эксперимента в широком диапазоне изменения характеристик набегающего сверхзвукового потока при обтекании моделей сложной формы.

Объект исследования данной работы – сверхзвуковое обтекание воздушным потоком моделей тел, имеющих широкое распространение в конструкциях летательных аппаратов.

В работе представлены результаты экспериментального исследования структуры течения и основных параметров воздушного потока при обтекании моделей различной формы.

Эксперименты проводились на модельной аэродинамической установке, позволяющей исследовать реальные процессы при сверхзвуковом обтекании на открытом воздухе при атмосферном давлении. Основной функцией аэродинамической установки является создание кратковременного сверхзвукового потока газа для проведения аэродинамических и аэрофизических исследований.

1 Разновидности и принцип действия аэродинамических труб

На сегодняшний день получили широкое распространение различные численные методики, основанные на анализе течения газа с использованием газодинамических пакетов. Однако численные методы, применяемые при проектировании, ввиду ряда упрощений и допущений не отражают реальную газодинамику потока и, соответственно, вносят погрешность в оценку внедряемых конструкторских решений. Для повышения точности конструкторского проектирования необходимо иметь надёжную экспериментальную базу. Следовательно, методы вычислительной аэрогазодинамики требуют обязательной проверки путем сравнения с надёжными результатами физического эксперимента.

Раздел аэродинамики, изучающий движение тел в воздухе опытным путём, называется экспериментальной (опытной) аэродинамикой. В экспериментальной аэродинамике изучение законов обтекания производится или с помощью специальных установок, называемых аэродинамическими трубами, или с помощью летающих моделей. Реализация прямых лётных экспериментов, даже для небольших моделей, связана с большими материальными затратами. При испытаниях в аэродинамических трубах можно получать дешёвые и надёжные данные.

В настоящее время наша страна располагает большой сетью аэродинамических лабораторий, как для учебных, так и для практических целей.

С каждым годом всё больше увеличивается разнообразие опытов в аэродинамических трубах и к их услугам прибегают не только авиастроители. Строители метро хотят знать сопротивление, оказываемое воздухом при движении в тоннеле поезда, а также степень вентиляции вагонов; спортсмены-горнолыжники хотят с помощью моделей подробнее знать о воздушных силах, действующих на лыжника при спуске с трамплина со скоростью 100 км/час; инженеры, занимающиеся проектированием автомобилей, уделяют

значительное внимание аэродинамическим показателям модели, влияющим на топливную экономичность и курсовую устойчивость; строители высотных зданий хотят знать силы давления урагана (скорость 120 км/час) на их здания; проектировщики ветряных двигателей продувают модели ветряков; специалистов вентиляционной техники интересует совершенство их вентиляторов [1].

Одним из мировых лидеров по оснащению экспериментальными установками для проведения аэродинамических испытаний является Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, комплекс аэродинамических труб и газодинамических устройств которого содержит более 60 установок. Установки обеспечивают моделирование условий полета при скоростях от 10 м/с до чисел, соответствующих $M = 25$. Натурные дозвуковые аэродинамические трубы Т-101 и Т-104 позволяют проводить испытания крупногабаритных моделей тяжелых летательных аппаратов и их элементов, маневренных самолетов с различным составом вооружения, натуральных крылатых ракет с работающим двигателем, а также исследование аэродинамики, устойчивости, управляемости и флаттера различных летательных аппаратов при дозвуковых скоростях [2].

При испытании моделей в потоке, скорость которого близка к скорости распространения звука или больше её, основным является правило подобия Маиевского, согласно которому модель должна испытываться при тех же значениях числа Маха, что и натуральный объект. Соппротивление здесь определяется в значительной степени сжимаемостью среды. Для испытания моделей при больших скоростях строятся специальные аэродинамические трубы и установки; они позволяют изучать влияние сжимаемости среды на аэродинамические характеристики модели [3, 4].

Аэродинамические трубы зависимости от диапазона чисел Маха M , который в них можно осуществить, разделяются на дозвуковые ($M = 0,15 - 0,7$), трансзвуковые ($M = 0,7 - 1,3$), сверхзвуковые ($M = 1,3 - 5$) и гиперзвуковые ($M = 5 - 25$); по принципу действия делятся на трубы непрерывного действия

(компрессорные) и баллонные с повышенным давлением; по компоновке контура – на замкнутые и незамкнутые.

Важнейшие характеристики аэродинамических труб – это качество потока в испытательной камере и эффективность работы. Чтобы их определить обычно используются три основных критерия: максимально достижимая скорость, однородность потока и уровень турбулентности. Поэтому, цель разработки аэродинамической трубы, состоит в получении в испытательной камере потока с качественными параметрами, которым можно управлять [5].

В дозвуковых аэродинамических трубах исследуются аэродинамические характеристики дозвуковых самолетов, вертолетов а также характеристики сверхзвуковых самолетов на взлетно-посадочных режимах. Кроме того, они используются для изучения обтекания автомобилей и других наземных транспортных средств, зданий, монументов, мостов и др. [1]. Аэродинамические трубы низкой скорости важны и незаменимы во время исследований и проектирования.

Аэродинамические трубы, в которых поток создаётся непосредственно вращением вентилятора или многоступенчатого осевого компрессора, называются трубами непрерывного действия (замкнутого типа). Компрессорные трубы имеют высокий КПД, они удобны в работе, но требуют создания уникальных компрессоров с большими расходами газа и большой мощности. Но для получения больших скоростей потока в трубах непрерывного действия требуются затраты больших мощностей (мощность примерно пропорциональна кубу скорости потока).

Наряду с трубами непрерывного действия, получили распространение аэродинамические трубы, не требующие такой большой мощности. В трубах этого типа поток создаётся разностью давлений между баллонами со сжатым воздухом и атмосферой или атмосферой и вакуумной ёмкостью, или баллонами со сжатым воздухом и вакуумом. Такие трубы называются трубами кратковременного действия, так как в этих случаях поток поддерживается в трубе непродолжительное время (от долей секунды до нескольких минут) [3].

Продолжительность работы баллонных аэродинамических труб ограничена запасом газа в баллонах. При этом сжатие воздуха в баллонах или создание вакуума могут осуществляться компрессорами или вакуумными насосами значительно меньшей мощности, чем это потребовалось бы для трубы непрерывного действия. Широкое распространение баллонных аэродинамических труб обусловлено тем, что они проще по конструкции, а мощности компрессоров, необходимые для наполнения баллонов, относительно малы. Баллонные аэродинамические трубы по сравнению с компрессорными менее экономичны, поскольку при дросселировании газа часть энергии теряется. В сверхзвуковых трубах при числах Маха, больших четырёх, воздух необходимо подогревать, во избежание конденсации газов, входящих в его состав. Такой подогрев в трубах кратковременного действия осуществляется пропусканием воздуха через обычно электрические подогреватели, устанавливаемые перед форкамерой. Форкамера предназначена для дальнейшего выравнивания потока, снижения уровня турбулизации и неожнородностей среды [6, 7].

Размер испытательной камеры должен быть определен согласно главным техническим требованиям аэродинамической трубы, которые также включают рабочую скорость и желаемое качество потока. Размер испытательной камеры и скорость определяют максимальный размер моделей и максимально достижимое число Рейнольдса [5].

Сопло – самая главная часть в конструкции аэродинамической трубы; оно оказывает самое большое влияние на качество потока в испытательной камере. Его цель состоит в том, чтобы ускорить поток от форкамеры до рабочей части.

Основной функцией диффузоров является восстановление статического давления с целью повышения эффективности в аэродинамической трубе. Диффузор играет важную роль в обеспечении необходимого качества потока в рабочей камере [5].

2 Описание модельной аэродинамической установки

Аэродинамическая труба – установка создающая поток газа (воздуха) с целью изучения воздействия его на обтекаемый объект, а также для изучения аэродинамических явлений.

С помощью аэродинамической трубы определяются силы, возникающие при полёте или движении объекта, исследуются их устойчивость, оптимальные формы. В специальных аэродинамических трубах исследуется нагревание и теплозащита объектов.

Опыты в аэродинамической трубе основаны на принципе обратимости согласно которому перемещение тела относительно воздуха (или жидкости) можно заменить движением воздуха, набегающего на тело.

Модельная аэродинамическая установка (МАУ) представляет особый интерес для научных исследований в малых аэродинамических лабораториях и, в частности, для обучения студентов. Установка характеризуется широким диапазоном реализуемых режимов работы, простотой конструкции, чрезвычайно низкими расходами сжатого газа и электроэнергии [8].

Основной функцией МАУ является создание кратковременного сверхзвукового или гиперзвукового потока газа, который может использоваться для разнообразных аэродинамических и аэрофизических исследований. МАУ создаёт поток газа с хорошими метрологическими характеристиками, которые являются сравнимыми с соответствующими характеристиками рабочего потока в современных аэродинамических трубах. Аэродинамическая труба МАУ служит для получения сверхзвукового и гиперзвукового потока с числами Маха от 2 до 4 без нагревателя или с числами Маха от 2 до 7 с использованием нагревателя. Создаваемый поток имеет диаметр 100 мм. Суммарная масса запасаемого воздуха 56 кг: $8 \times 40 \text{ дм}^3$ в баллонах с давлением 15.0 МПа. Расход сжатого газа до 5 кг/с.

Установка состоит из следующих основных частей: рама, основной клапан, 8 баллонов с ручными вентилями, рассекатель, диффузор, рабочая

часть, сопло, форкамера, электрический нагреватель, источник питания. Перед экспериментом рабочий газ находится в 8 баллонах (4) с суммарным объемом 320 дм при давлении до 15.0 МПа. Для пуска установки основной клапан (3) включается с пульта управления (6) и рабочий газ из баллонов поступает в электрический нагреватель (12) и форкамеру (11). Осесимметричное сменное сопло (10) по контуру состыковано с фланцем форкамеры. Герметичная рабочая часть (9) представляет собой прямоугольную камеру с внутренними размерами 360*226*200 мм. Имеется отверстие диаметром 140 мм в стенке, где размещён выход сопла. В противоположной стенке также имеется отверстие, где размещён вход диффузора. В боковых стенках установлены два оптических окна (диаметр «в свету» 100 мм) для визуализации протекающих процессов (толщина стекла 10 мм). Провода от используемых датчиков проходят через стенку при помощи четырёх 24-х штырьковых герметизированных разъёмов. Исследуемая модель помещается и фиксируется на основании рабочей части. На этом же основании измерительные датчики могут быть помещены рядом с моделью.

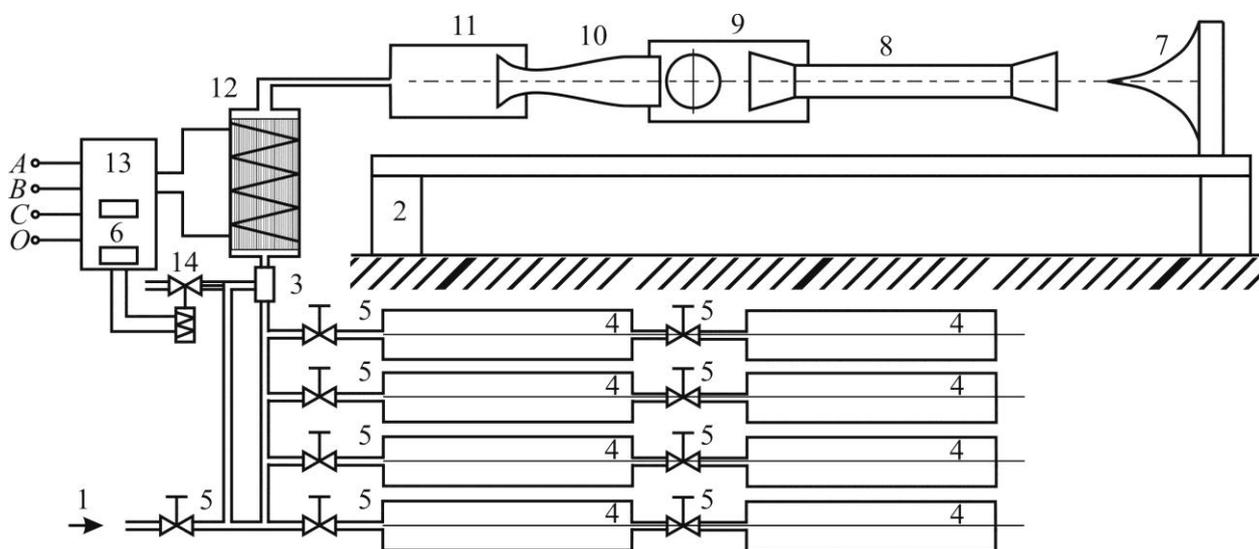


Рисунок 2.1 – Схема модельной аэродинамической установки: 1 – подвод воздуха; 2 – рама; 3 – основной клапан; 4 – баллоны со сжатым воздухом ; 5 – ручные вентили; 6 – пульт управления; 7 – рассекатель; 8 – диффузор; 9 – рабочая часть; 10 – профилированные сопла ; 11 – форкамера; 12 – электрический нагреватель; 13 – источник питания 20 кВт; 14 – управляющий клапан

Для создания сверхзвукового потока в установке используются осесимметричные профилированные сопла с диаметром выходного сечения 100 мм. В сверхзвуковой части сопел поток разгоняется до требуемого значения скорости в центрированной волне разрежения около угловой точки, расположенной сразу за критическим сечением сопла. Далее следует профилированный выравнивающий участок, который переводит поток в равномерное течение, параллельное оси сопла. Резкий поворот потока на большие углы в районе критического сечения и разгон потока на малой длине могут приводить к большим градиентам давления с отрывом потока от стенок и искажению поля потока на выходе [8].

Все сопла выполнены из стали 30ХГСА. Контур сопла выдерживался с точностью 0,02 мм. Средняя высота микронеровностей 0,002 мм. Для чисел Маха два и три конструкция сопла изображена на рисунке 2.2. Для упрощения обработки сопла с числом Маха $M \geq 4$ выполнены составными из двух частей.

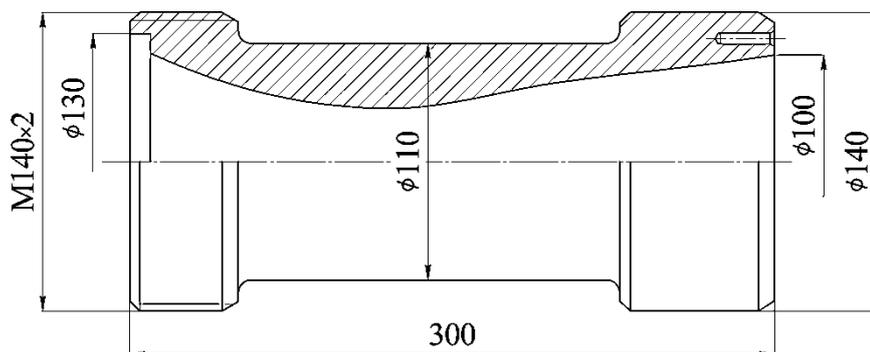


Рисунок 2.2 – Сопло $M=2$ ($M=3$)

Для обеспечения правильного срабатывания МАУ необходимо знать два исходных параметра: давление в баллонах и температуру нагревателя. Давление выбирается в соответствии с данными рисунка 2.3, температура нагревателя в соответствии с графиком, изображённом на рисунке 2.4.

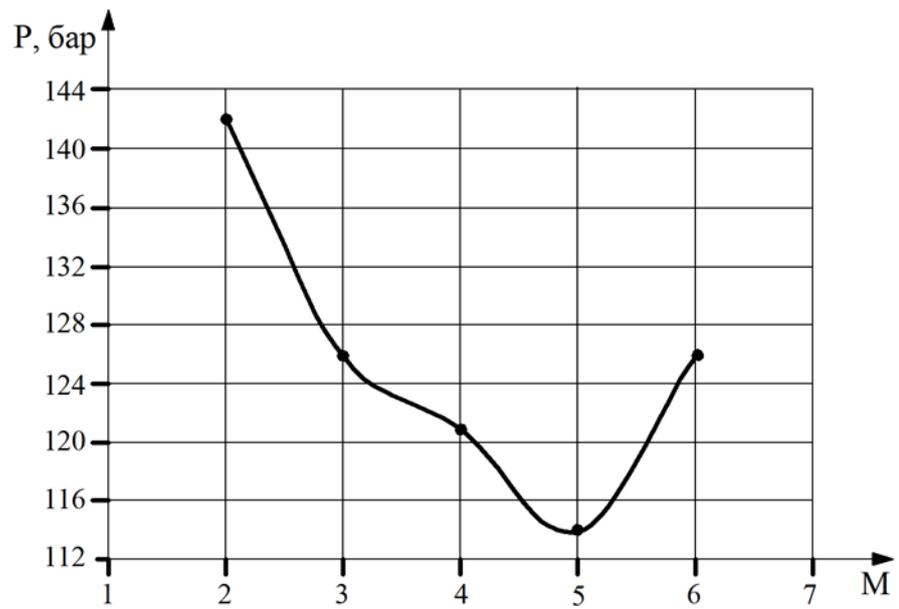


Рисунок 2.3 – Значения давлений, необходимых для формирования рабочего режима

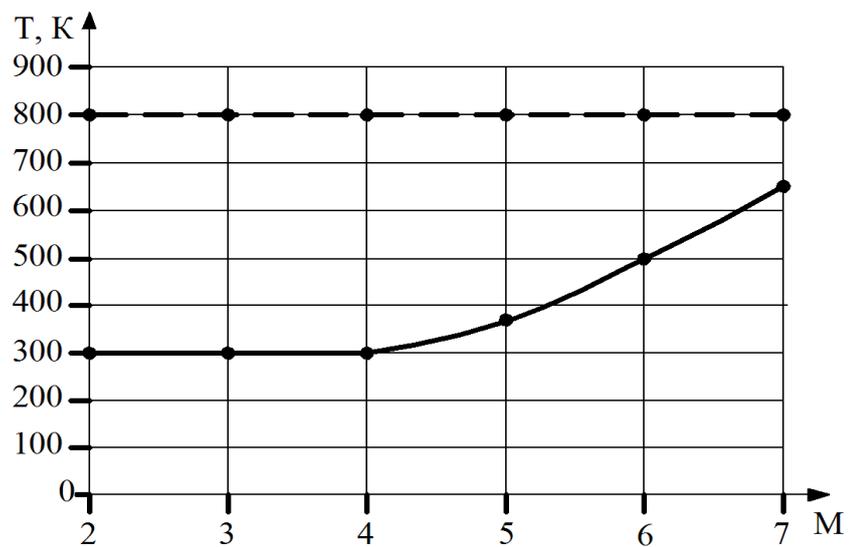


Рисунок 2.4 – Значения температур нагрева воздуха в подогревателе, необходимые для формирования рабочего режима

3 Методы исследования

Выделяют две группы методов аэрофизического эксперимента. Первая группа – это баллистические методы, с их помощью моделируется обтекание моделей при их полёте, подобном реальному движению исследуемых тел. Вторая группа – это методы, реализуемые в аэродинамических трубах. Здесь измерение силового воздействия потока на модель основывается на принципе замены прямого движения (полет тела в неподвижной среде) движением среды относительно неподвижно установленного тела. В свою очередь аэродинамические исследования делятся на дренажные, весовые и методы визуализации.

3.1 Баллистический метод

Метод состоит в том, что модель выстреливается обычно с помощью ракеты в атмосферу, и затем её движение фиксируется при помощи фото или видеосъёмки. Знание траектории позволяет вычислить скорости и ускорения модели, а по ускорениям – определить действующие на модель аэродинамические силы. Баллистический метод особенно удобен для изучения аэродинамических сил и моментов при движении с переменной линейной и угловой скоростью, в частности при криволинейном движении. Он пригоден также для изучения устойчивости и управляемости модели [3].

Особенность баллистического метода при проведении аэробаллистических исследований обусловлена тем, что модель перемещается в пространстве, а длительность наблюдаемых процессов мала.

3.2 Дренажные исследования

Для измерения нормальных напряжений (давлений) на поверхности испытываемого тела делают небольшие отверстия (диаметром 0,5 мм), оси которых нормальны к поверхности. К этим отверстиям присоединяют трубочки (металлические или резиновые), которые другим концом подведены к микроманометрам. Каждое такое отверстие с присоединённой к нему трубочкой является приёмником статического давления на поверхности тела.

Модель, внутри которой проложены трубочки называется дренированной моделью.

Особенность дренажных испытаний состоит в том, что по их результатам определяется лишь та составляющая полной аэродинамической силы, которая обусловлена давлением. Силы трения в этом случае не могут быть измерены.

3.3 Динамометрический метод

Динамометрический метод или метод весовых испытаний позволяет с наименьшими затратами и наиболее точно получать аэродинамические характеристики модели при продувках в аэродинамических трубах. Эти испытания являются одним из важнейших и наиболее распространенных видов исследований в экспериментальной аэродинамике.

Этот метод состоит в том, что испытываемую модель присоединяют к динамометрам (аэродинамическим весам) и приводят в движение в воздушной среде или помещают в поток среды, например, в аэродинамической трубе. Этот метод позволяет непосредственно и наиболее быстро определить аэродинамические силы и моменты, и поэтому он применяется чаще, чем другие методы. Его недостаток заключается в том, что стержни (державки), на которых крепится модель, не только создают дополнительное сопротивление, которое передаётся на динамометры, но в той или иной мере искажают поток и, следовательно, изменяют аэродинамические силы и моменты, действующие на модель.

В общем случае аэродинамические весы должны измерять составляющие полной аэродинамической силы в проекциях на три взаимно перпендикулярные оси (X , Y , Z) и три составляющие полного аэродинамического момента относительно этих осей (M_x , M_y , M_z). Определив проекции полной аэродинамической силы и момента в координатной системе данных аэродинамических весов, можно пересчитать их в другую координатную систему, начало которой можно поместить в произвольной точке модели, например, в центре тяжести самолёта или ракеты.

Основной характеристикой аэродинамических весов является число измеряемых составляющих (компонентов) полной аэродинамической силы и полного аэродинамического момента. В зависимости от решаемых задач число компонентов весов может меняться от одного до шести.

В зависимости от расположения аэродинамические весы можно разделить на три типа:

- весы, располагаемые вне модели и рабочей части аэродинамической трубы;
- весы, располагаемые вне модели в рабочей части аэродинамической трубы;
- весы, располагаемые внутри модели или поддерживающей её в потоке стойке.

В весах первого типа разложение полной аэродинамической силы и момента на составляющие осуществляется при помощи различных рычажных механизмов. Модель устанавливается в рабочей части трубы при помощи поддерживающих устройств, соединённых с этими механизмами. Весы такого типа принято называть механическими весами. Достоинством механических весов является стабильность и высокая точность измерений (-0.1%); недостатком – сравнительно большой вес и габариты элементов весов и большая инерционность, вследствие чего такие весы не могут применяться в трубах с малой продолжительностью действия.

В весах второго и третьего типа разложение полной аэродинамической силы и момента осуществляется за счёт использования различных упругих систем, деформации отдельных элементов которых пропорциональны компонентам полной аэродинамической силы и момента, действующих на модель. Эти деформации измеряются при помощи тензодатчиков сопротивления, которые преобразуют деформацию упругого элемента весов в изменение электрического сопротивления – отсюда и общее название весов данного типа как тензометрические.

Современные тензовесы несколько уступают в точности механическим весам. Однако они имеют небольшие размеры, сравнительно дешевы, более удобны в эксплуатации, а за счёт малой инерционности обеспечивают измерения не только статических, но и динамических нагрузок. Поэтому

тензометрические весы находят широкое применение в практике аэродинамического эксперимента.

3.4 Метод визуализации

По визуализированной картине можно изучать возмущенный поток, а именно – характер, структуру и координаты этих возмущений, и по ним восстанавливать силовое воздействие на модель [9].

Для исследования оптических неоднородностей используются теневые методы визуализации. Принцип действия теневых и интерференционных приборов основывается на использовании одного и того же физического явления – реакции светового пучка на изменение показателя преломления среды. Показатель преломления потока (n) однозначно связан с его плотностью формулой Гладстона – Дейла [10]:

$$k = (n - 1) / r,$$

где k – постоянный коэффициент для данного газа и для данной длины волны.

Принцип предложенного Л. Фуко первого теневого метода до сих пор остается основным для проведения качественных измерений. Он заключается в следующем: на некотором расстоянии от исследуемого объектива, рефлектора или рефрактора O_1 помещается точечный источник света И (рисунок 3.1), а в том месте, где объектив дает изображение этой точки, ставится диафрагма Н – пластинка с острым прямолинейным краем, называемая ножом Фуко. Если объектив не имеет aberrаций и выходящая из него волна строго сферична, то при движении ножа перпендикулярно оптической оси картина мгновенно и равномерно гаснет, как только нож закрывает изображение источника света. Если же некоторые участки объектива искажают волновой фронт, то идущий от этих участков свет дает изображение светящейся точки в другом месте; поэтому в тот момент, когда все поле будет казаться темным, так как основное изображение источника света перекрыто ножом, лучи, идущие из оптической неоднородности, будут еще попадать в глаз наблюдателя. Неоднородность будет казаться освещенной на темном поле. При повороте ножа на 180° и

движении его к оптической оси неоднородность затемняется первой и будет казаться темной на светлом фоне [11].

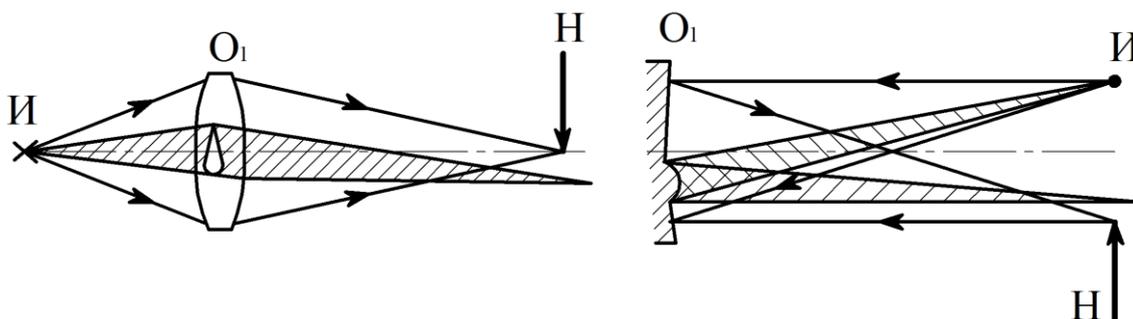


Рисунок 3.1 – Принцип теневого метода

Если взять не точечный, а протяженный источник света, то перекрытие его изображения ножом будет происходить не мгновенно, а постепенно. Поэтому точки поля, отклоняющие световые лучи на разные углы, будут различаться между собой по освещенности. При этом, чем меньше диаметр источника света, тем отношение освещенности этих точек гораздо больше, тем чувствительнее становится метод. Так как смещение изображения источника света зависит от значения угла отклонения световых лучей в неоднородности, то появляется возможность по распределению освещенности в теневой картине судить об изменении формы световой волны, которое является результатом действия исследуемого объекта. Следует заметить, что на освещенность изображения влияет только смещение изображения источника перпендикулярно краю ножа. При смещении изображения вдоль лезвия изменения освещенности не наблюдается. Поэтому оптические схемы с ножом Фуко позволяют отличать места, которые имеют различные значения проекции угла отклонения света на плоскость, перпендикулярную кромке ножа. Смещение изображения источника света из-за изменения формы волнового фронта может вызываться любой оптической неоднородностью, через которую проходит световой поток. Различные участки такой неоднородности кажутся по-разному освещенными в зависимости от того, как они отклоняют световые лучи.

Имеется много оптических схем, позволяющих проводить измерения методом Теплера. Их разнообразие обусловлено широким кругом решаемых задач и различием в требованиях, предъявляемых к результатам измерений. Схема прибора зависит и от его чувствительности. Если исследуются неоднородности (например, ударные волны), сильно отклоняющие световые лучи, то используются простейшие устройства с минимальным числом сравнительно грубых деталей. При изучении слабых неоднородностей, оптическая схема и ее конструкторская реализация существенно усложняются. Схемы большинства приборов значительно сложнее представленной на рисунке 3.2. Почти в каждом из них дополнительно введен объектив, дающий на экране или на фотопленке изображение неоднородности. Кроме того, для получения теневых снимков высокого качества требуется источник света с прямолинейно ограниченными краями, имеющий высокую яркость. Это достигается тем, что вводят конденсорный узел, с помощью которого образуют промежуточное изображение источника, ограниченное щелью (рисунок 3.2). Использование сходящегося или расходящегося пучка света неудобно для количественных исследований, так как одинаковые неоднородности дают разные смещения изображения щели в зависимости от того, в каком месте пучка света находятся. Поэтому наиболее распространенными являются устройства, в которых неоднородность располагается в параллельном пучке света (рисунок 3.2) [11].

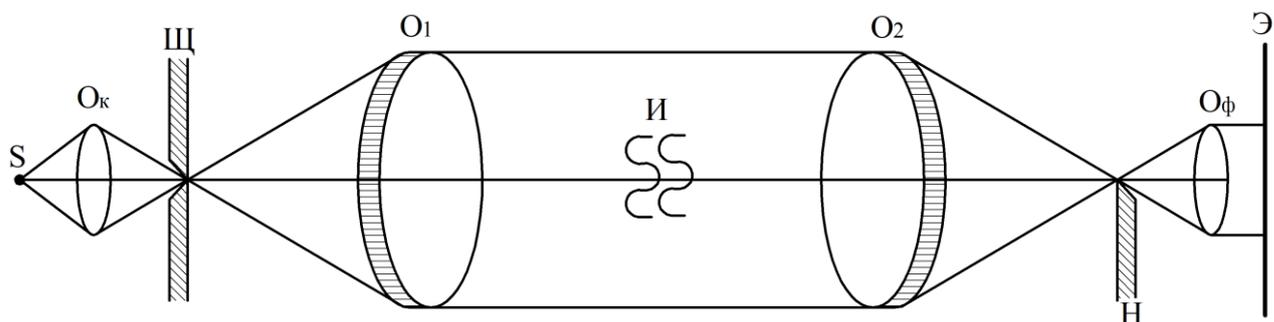


Рисунок 3.2 – Оптическая схема прибора Теплера с параллельным ходом лучей: O_k – объектив конденсора; Щ – щель, ограничивающая изображение источника света; O_1 и O_2 – основные объективы; И – исследуемая неоднородность; O_ϕ – фотографический объектив; Э – экран; S – источник света; Н – нож Фуко

Теневые приборы, использующие метод Теплера, обычно имеют большие размеры и вес. Поэтому их установка на баллистических трассах или в аэродинамических установках сопряжена со значительными трудностями. Для придания прибору компактности прибегают к многочисленным ломаниям светового луча с помощью поворотных плоских зеркал. Однако это ведет к ухудшению чувствительности прибора, усложняет его настройку, усиливает действие вибраций. Поэтому, если позволяют геометрические размеры экспериментальной установки, необходимо использовать наиболее простые оптические схемы [11].

4 Измерительные устройства

4.1 Тензометрические весы

Для измерения аэродинамических сил (продольной силы X , подъемной силы Y) и момента тангажа M_z аэродинамическая установка оснащена аэродинамическими весами.

Данные аэродинамические весы представляют собой конструкцию, основой которой, является тензометрический динамометрический блок (рисунок 4.1), оборудованный чувствительными тензоэлементами.

Динамометрический блок закрепляется между основой и платформой, и воспринимает нагрузку, передаваемую от модели через пилон, закрепленный на платформе. Вся конструкция, включая пилон, закрывается кожухом, для исключения влияния потока на элементы тензовесов.

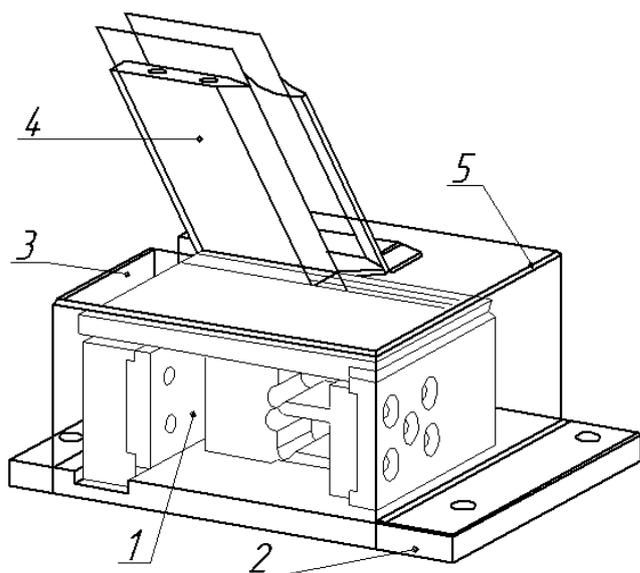


Рисунок 4.1 – Тензометрические весы

1 – динамометрический блок; 2 – основа; 3 – платформа; 4 – стойка; 5 – кожух;

Основные характеристики тензовесов

1. Рабочий диапазон: X : 0 – 50 кг; Y : 0 – 50 кг; M_z : ± 500 кг·м.
2. Допустимая перегрузка, не более 10 %.
3. Питание мостов $U \sim 3$ В.
4. Сопротивление изоляции, МОм – > 1 .

5. Основная погрешность, % - <2.

На динамометрическом блоке изготовлен ряд, специальным образом сориентированных упругих систем, на балках которых наклеены полупроводниковые тензорезисторы. Они скоммутированы в три независимые мостовые схемы, предназначенные для измерения двух компонент (X, Y) полной аэродинамической силы и компоненты (M_z) полного аэродинамического момента, воспринимаемых моделью в связанной с весами системе осей координат (ГОСТ 20058-80). Электрические провода выведены из весов отдельным жгутом и распаяны на разъём (рисунок 4.2).

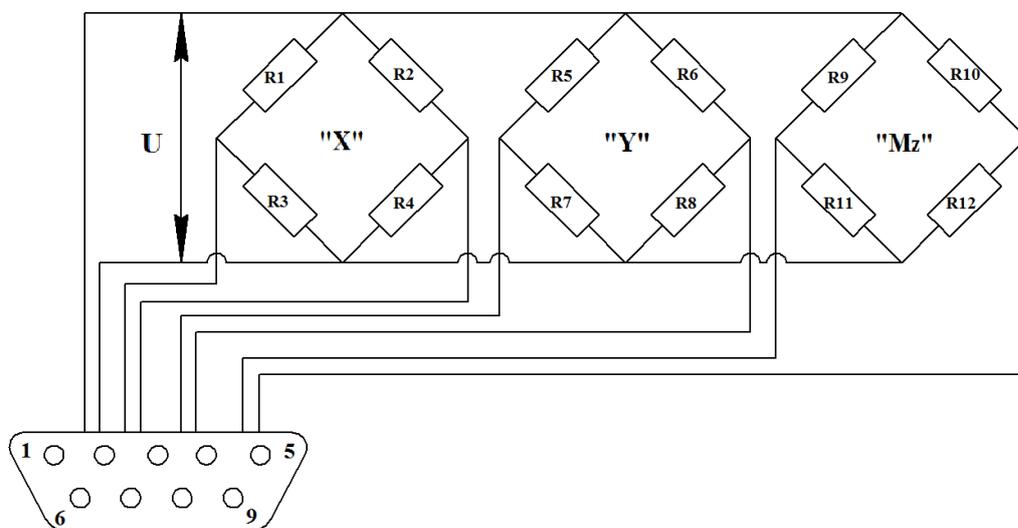


Рисунок 4.2 – Электрическая схема подключения тензоэлементов

4.2 Устройства для измерения давления

Для измерения давлений в поток вводят специальные приемники, которые в зависимости от назначения разделяют на приемники полного и статического давления. В ЦАГИ были разработаны комбинированные приемники полного и статического давления, которые дают возможность измерять оба давления одновременно. Конструкция такого малогабаритного комбинированного приемника (рисунок 4.3) используется на МАУ.

Все датчики давления подключены к цифровой регистрирующей системе. Во время выполнения пуска трубы через заданные интервалы времени Δt производится измерение амплитуды поступающих от датчиков сигналов.

Результаты измерений записываются в отдельный файл, а затем, производится их обработка.

С целью оснащения модельной аэродинамической установки необходимыми инструментами исследования течений используются два блока датчиков давления (рисунок 4.4). Каждый блок содержит пять приёмников (датчиков) для подключения измерительных трасс. Блоки оборудованы датчиками давления типа ТДМ2-А (рисунок 4.5, 4.7).

Параметры работы датчиков следующие:

Диапазон измеряемых давлений	0...0,6 МПа (Блок 1) 0...1 МПа (Блок 2)
------------------------------	--

Напряжение питания	$5 \pm 0,25$ В
--------------------	----------------

Номинальный выходной сигнал	50...80 мВ
-----------------------------	------------

Нелинейность выходного сигнала	$< 0,2\%$
--------------------------------	-----------

Начальный разбаланс моста	< 3 мВ/В
---------------------------	------------

Диапазон рабочих температур	-50...+85 °С
-----------------------------	--------------

Температурный уход чувствительности	$< 0,3 \%$ /°С
-------------------------------------	----------------

Температурная погрешность нуля	$< 0,2 \%$ /°С
--------------------------------	----------------

Изготовитель: г. Москва, Зеленоград, ООО «Инновационный центр новых технологий».

Для измерения давления в форкамере используется датчик давления типа ДМ 5007 А – ДИ У2 (рисунок 4.6).

Схема подключения датчиков давления для проведения экспериментов на МАУ показана на рисунке 4.8.

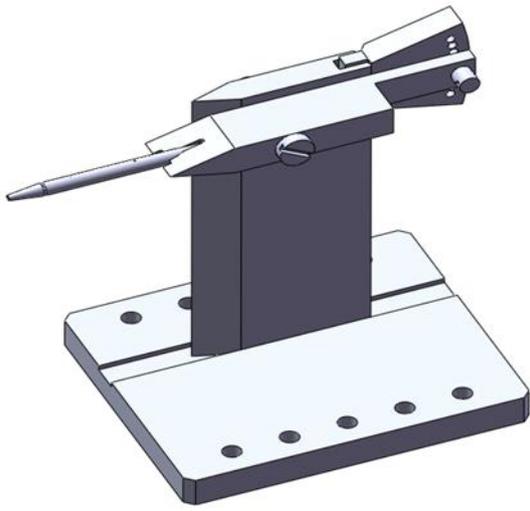


Рисунок 4.3 – Трубка Пито



Рисунок 4.4 – Блок датчиков давления



Рисунок 4.5 – Тензомодуль
абсолютного давления



Рисунок 4.6 – Датчик давления ДМ
5007 А – ДИ У2

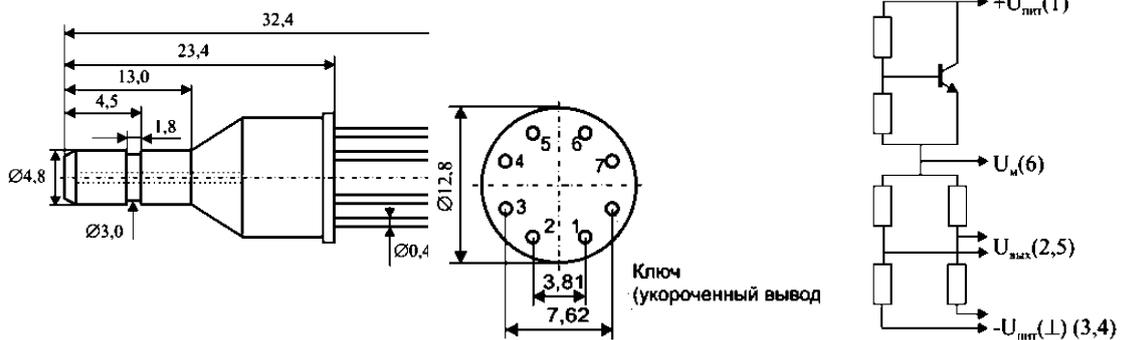


Рисунок 4.7 – Схема тензомодуля и его включения в электрическую цепь

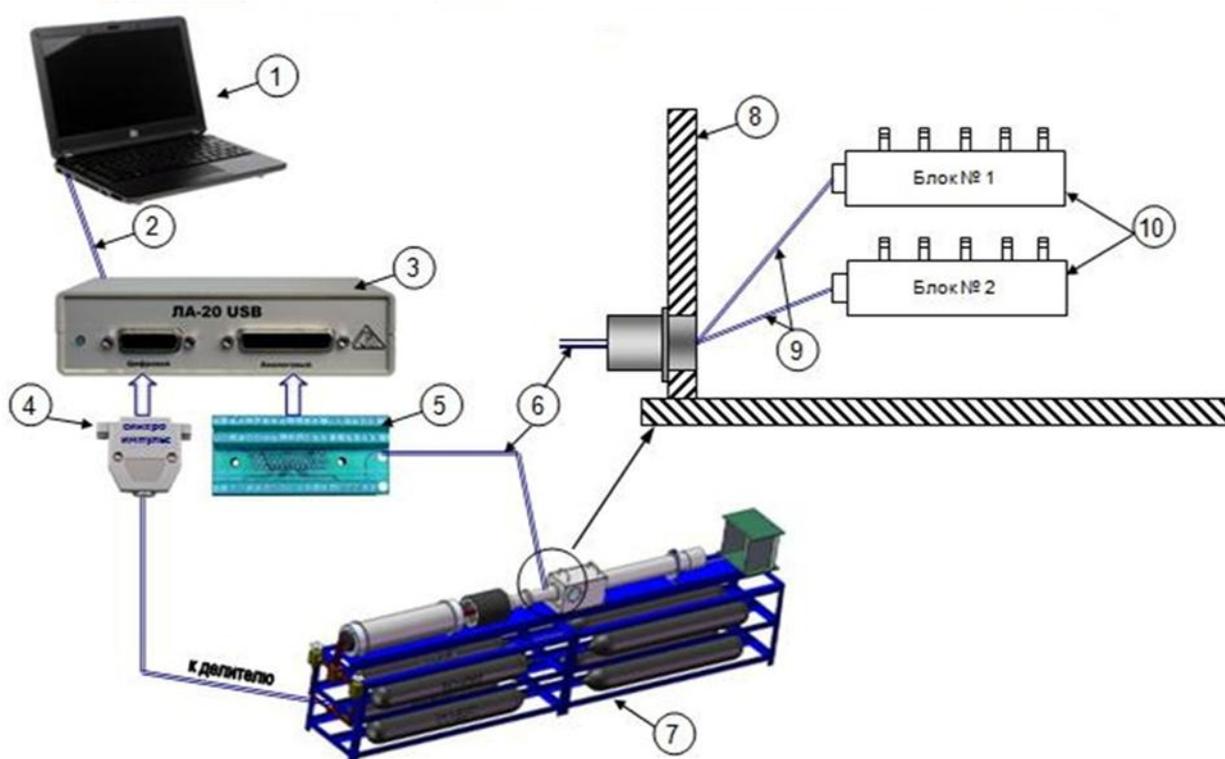


Рисунок 4.8 – Схема подключения датчиков давления для проведения эксперимента: 1 – ноутбук; 2 – кабель USB; 3 – измерительная система ЛА-20USB; 4 – разъем синхроимпульса; 5 – коммутационная плата ЛА-ТК6; 6 – кабель №2; 7 – аэродинамическая установка (МАУ); 8 – рабочая часть МАУ; 9 – кабель №1; 10 – блок с датчиками давления

4.3 Реализация метода визуализации в модельной аэродинамической установке

Модельная аэродинамическая установка оснащена оборудованием для визуализации процессов обтекания газами исследуемых тел по методу Теплера с параллельным пучком лучей. На рисунке 4.9 представлена фотография и схема теневого прибора.

Настройка теневого прибора начинается с установки точечного источника света (1) в окуляр телескопа «Тал-100SR» (2). От точечного источника света луч проходит через телескоп (2), преобразуется в параллельный поток и попадает в рабочую часть (3). В рабочей части (3) пучок параллельных лучей освещает исследуемый объект. Затем пучок параллельных лучей попадает в телескоп «Тал-100SR» (4), где параллельные лучи собираются

в фокусе и попадают на кромку ножа Фуко (5), который закреплен в фокусе телескопа. При помощи ножа Фуко регулируется интенсивность светового потока. Луч попадает в объектив видеорегистратора (6), где можно наблюдать изображение исследуемого тела. В качестве видеорегистратора используется высокоскоростная видеокамера «Phantom v711». Использование высокоскоростной видеокамеры дает возможность более детально рассмотреть картину обтекания модели газом, а также позволяет соотнести полученные видеокadres с показаниями датчиков, так как инициирование видеосъемки, запуск измерительной системы и открытие электромагнитного воздушного клапана происходит одновременно от одного источника сигнала.

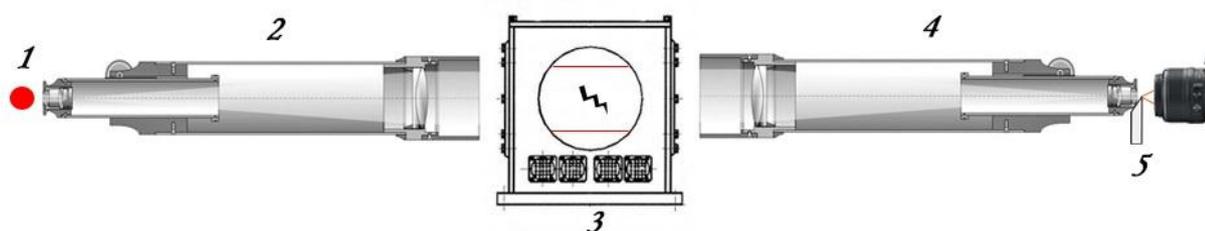


Рисунок 4.9 – Фотография и схема теневого прибора

1 – точечный источник света; 2, 4 – телескоп «Тал-100SR»; 3 – рабочая часть;
5 – нож Фуко; 6 – видеорегистратор

5 Разработка и реализация стенда для контроля работы используемых датчиков давления

Поверка средств измерения – это выполнение ряда операций, позволяющих определить метрологические характеристики поверяемого прибора. Цель поверки – определение пригодности поверяемого прибора к использованию путем сравнения его точностных характеристик с заявленными в технической документации. Эксплуатация средств измерения, не прошедших своевременную поверку, может приводить к получению ложной информации о ходе технологического процесса.

В целях контроля точности измеряемых результатов был разработан и собран стенд для поверки используемых датчиков давления. На стенде производится поверка датчика, измеряющего давления в форкамере (4), типа ДМ 5007 А – ДИ У2, и датчиков, собранных в блоке №1 (5), типа ТДМ2-А. Стенд для поверки датчиков давления показан на рисунке 5.1.

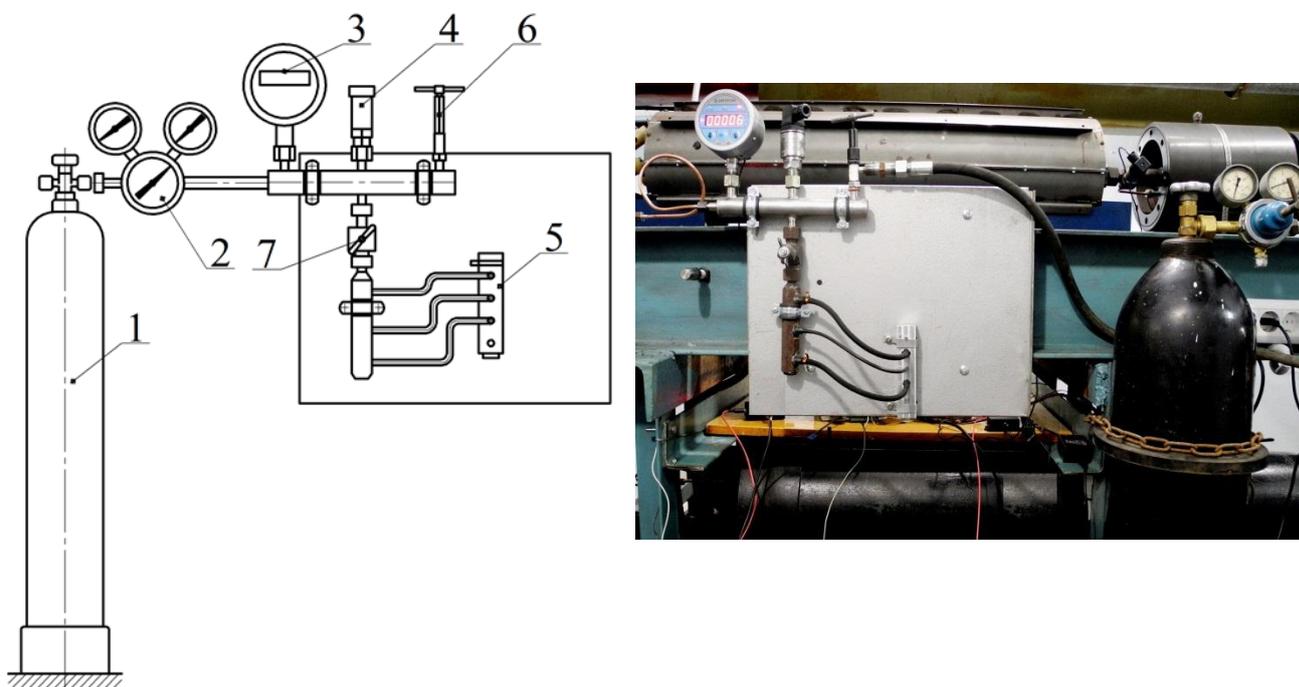


Рисунок 5.1 – Схема и фотография стенда для контроля используемых датчиков давления: 1 – баллон со сжатым воздухом, 2 – редуктор, 3 – цифровой манометр, 4 – датчик давления в форкамере, 5 – блок с датчиками давления, 6 и 7 – регулирующие вентили

В реализованном стенде используется цифровой манометр ДМ5002М, предел допускаемой основной погрешности измерений которого составляет $\pm 0,25$ %.

Сначала производится поверка датчиков давления, собранных в блоке №1 (5). Одновременная поверка блока датчиков и датчика давления в форкамере невозможна, поскольку их рабочий диапазон отличается. Датчики, собранные в блоке работают при давлении от 0 до 0,6 МПа, а рабочий диапазон датчика ДМ 5007 А – ДИ У2 лежит в пределах от 0 до 10 МПа.

Входы №2, №3, №4 блока датчиков давления №1 (5) присоединены шлангами к измерительному каналу. Для проведения поверки измерительных датчиков давления в систему с помощью редуктора (2) подаётся воздух из баллона (1). Давление в системе возрастает. Для контроля величины давления используется цифровой манометр (3). При поверке блока датчиков (5) вентиль (7) открыт. Нужный уровень давления в системе достигается регулированием вентиля (6). Сигнал, регистрируемый датчиками, поступает на АЦП, соединенный с компьютером. Компьютер регистрирует величину в вольтах.

Затем по аналогичному алгоритму производится поверка датчика давления в форкамере (4). При этом вентиль (7) закрыт во избежание выхода из строя блока датчиков давления.

6 Поверка измерительных устройств

6.1 Поверка тензометрических весов

Испытания проводились при температуре воздуха в помещении 19 °С и атмосферном давлении 755 мм.рт.ст.

Сначала были определены массы грузов на электронных весах, погрешность которых составляет 2 г. Перед началом работы весы были выставлены по уровню. Правильность работы электронных весов проверена при взвешивании эталонного груза массой 2 кг (показание прибора 2000 г).



Рисунок 6.1 – фотография электронных весов

Тензовесы закреплялись в вертикальном положении по уровню. Таким образом, продольная сила (X -я компонента) направлена вертикально вниз. Нагружение осуществлялось установкой грузов на дисковой площадке, усилие с которой передавалось на динамометрический блок. Масса груза последовательно увеличивается: 0 г, 536 г, 1072 г, 1610 г, 2148 г, 2000 г, 3992 г, 4528 г, 5064 г. Данный эксперимент повторяется 3 раза.

Сигнал, регистрируемый тензорезисторами, поступает на АЦП, соединенный с компьютером. Компьютер регистрирует величину в вольтах. Сигнал, полученный с АЦП, обрабатывается в специальной программе (ADCLab), которая записывает дискретные данные с выбранной частотой (в нашем случае с частотой 2 кГц) зависимости напряжения (вольты) от времени (миллисекунда).

При работе в программе ADCLab в окне «Настройка» необходимо выбрать режим «Дифференциальный вход» во вкладке «Вход». На вкладке «оси» следует выбрать «отсчёты» для горизонтальной оси. Для вертикальной оси выбрать «милливольты». Каналы регистрации сигнала: 4, 5, 6, 7. Коэффициент усиления для четвертого канала устанавливаем равным 40, для остальных каналов – 1. Т.к. измеряется только продольная составляющая усилия.

На вкладке «Файл» выбрать место сохранения документа. Включить «автосохранение». Включить кнопку «Пуск». Сохранить документ в формате csv.

В таблице 6.1 приведены результаты измерений напряжений для трёх серий опытов (U_1, U_2, U_3, B) при увеличении нагрузки на весы ($M, г$). После трёх серий опытов проведено осреднение результатов для каждого значения массы по формуле (6.1). При отсутствии нагружения определено значение напряжения соответствующее нулевой массе. Это значение U_0 принято за начало отсчёта.

Таблица 6.1 – результаты измерений

$M, кг$	$U_1, В$	$U_2, В$	$U_3, В$	$U_{cp}, В$	$U_i=U_{cp}-U_0, В$
0,000	0,010953	0,010976	0,010990	0,010973	0,000000
0,536	0,006885	0,006922	0,006937	0,006915	-0,004059
1,072	0,002868	0,002882	0,002899	0,002883	-0,008090
1,610	-0,001340	-0,001340	-0,001340	-0,001341	-0,012314
2,148	-0,005420	-0,005420	-0,005400	-0,005414	-0,016387
2,000	-0,004300	-0,004300	-0,004270	-0,004289	-0,015262
3,992	-0,019380	-0,019380	-0,019360	-0,019370	-0,030343
4,528	-0,023440	-0,023430	-0,023410	-0,023428	-0,034401
5,064	-0,027500	-0,027500	-0,027490	-0,027495	-0,038468

Т.к. измерение напряжения для каждой массы проводилось три раза, следует определить величину случайной погрешности.

Среднее арифметическое значение напряжения:

$$U_{cp} = \frac{U_1 + U_2 + U_3}{3}, \quad (6.1)$$

где U_{cp} – осреднённое значение напряжения по трём измерениям, В;

$$\sum_{i=1}^n (\Delta M_i)^2 = \sum_{i=1}^n [(aU_i + b) - M_i]^2 = F(a, b). \quad (6.5)$$

Необходимо минимизировать сумму квадратов отклонений экспериментальных и вычисленных значений функции, поэтому исследуем на экстремум функцию двух переменных $F(a, b)$.

Необходимые условия экстремума дают

$$\begin{cases} \frac{\partial F(a, b)}{\partial a} = 2 \sum_{i=1}^n [(aU_i + b) - M_i] \cdot U_i = 0 \\ \frac{\partial F(a, b)}{\partial b} = 2 \sum_{i=1}^n [(aU_i + b) - M_i] = 0 \end{cases} \quad (6.6)$$

Сокращаем (6.6) на 2 и преобразуем уравнение к виду

$$\begin{cases} a \sum_{i=1}^n U_i + b \sum_{i=1}^n U_i = \sum_{i=1}^n U_i M_i \\ a \sum_{i=1}^n U_i + bn = \sum_{i=1}^n U_i \end{cases} \quad (6.7)$$

Решая систему (6.7), получим

$$a = \frac{n \sum_{i=1}^n U_i M_i - \sum_{i=1}^n U_i \sum_{i=1}^n M_i}{n \sum_{i=1}^n U_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n U_i \right)^2}, \quad b = \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^n U_i - a \sum_{i=1}^n U_i \right). \quad (6.8)$$

Подставляя в (6.8) значения из таблицы 6.1, получаем $a=131,46$, $b=2,602$. График зависимости напряжения от массы груза, построенный с помощью программы Microsoft Excel, представлен на рисунке 6.2.

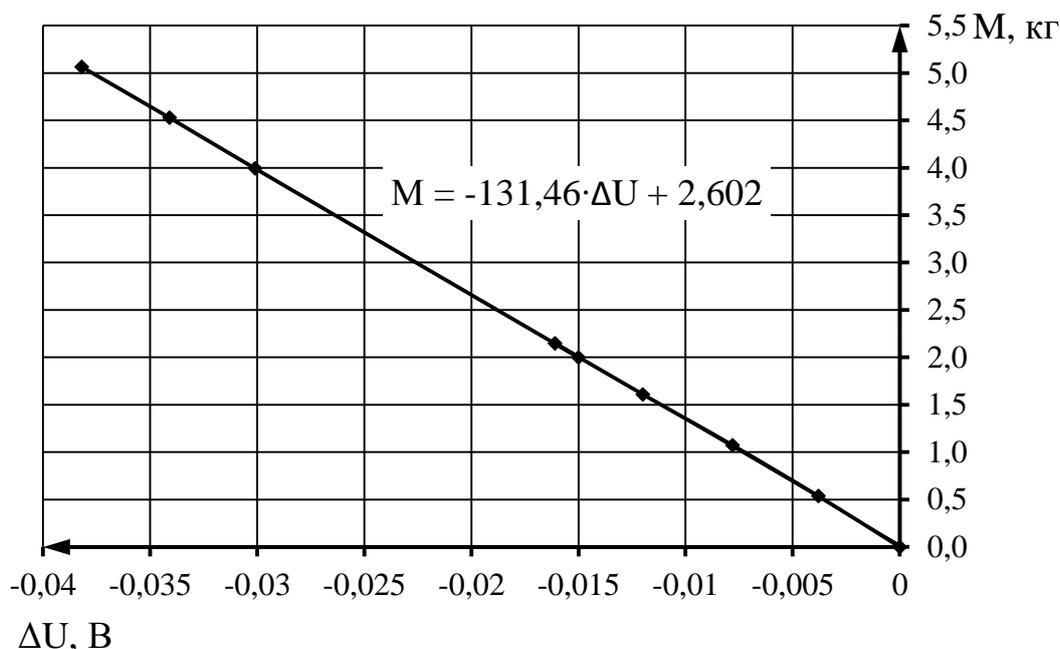


Рисунок 6.2 – зависимость массы от напряжения

Для аэродинамических весов получена зависимость:

$$M = -131,46 \cdot \Delta U + 2,602. \quad (6.9)$$

Зависимость проверена путём измерения грузов с другой массой. Для каждой массы определено соответствующее значение напряжения $U_i, \text{ В}$. Значение напряжения при массе равной 0 г: $U_0 = 0,010838 \text{ В}$. Масса $M_{\text{расч}}$ посчитана по зависимости (6.9). Результаты представлены в таблице 6.3.

Таблица 6.3 – результаты проверки тарировочного коэффициента весов

M изм, г	$U_i, \text{ В}$	$(U_i - U_0), \text{ В}$	M расч, г	$\Delta M, \text{ г}$	$\delta M, \%$
296	0,008587	-0,002251	295,90	0,097	0,033
2290	-0,006582	-0,017420	2289,99	0,006	0,001
2586	-0,008831	-0,019668	2585,61	0,392	0,015
6878	-0,041342	-0,052180	6859,60	18,404	0,268
9464	-0,061046	-0,071884	9449,82	14,182	0,150

$$\text{Абсолютная погрешность измерения: } \Delta M = M_{\text{изм}} - M_{\text{расч}}, \text{ г.} \quad (6.10)$$

$$\text{Относительная погрешность равна } \delta M = (\Delta M / M_{\text{изм}}) \times 100\%. \quad (6.11)$$

Максимальная относительная погрешность получена при массе равной 6878 г, которая составила 0,27 %. Во всех остальных измерениях относительная погрешность не превышает 0,27 %, что говорит о высокой точности полученной зависимости.

6.2 Поверка датчиков давления

В разделе 5 уже было сказано, что сначала производится поверка блока датчиков давления.

Для поверки блока выбраны следующие значения давлений: 100 кПа, 200 кПа, 300 кПа, 400 кПа, 450 кПа. Поверка осуществлялась в порядке от меньшего к большему значению. Для каждого значения давления напряжение регистрируется 6 раз.

Для расчёта давление используется среднее значение напряжения. В каждом опыте за 3 секунды регистрируется 7600 точек. Среднее арифметическое значение напряжения находится в интервале точек от 1000 до 2000, оно используется в дальнейших расчётах. Для каждого значения давления проводилось 6 замеров напряжения, поэтому целесообразно рассчитывать случайную погрешность измерений. При нулевом значении давления произведено три измерения напряжения, среднее арифметическое которых U_0 принято за начало отсчёта. Результаты расчёта приведены в приложении Б. Средняя относительная погрешность для всех каналов не превышает 0,19 %.

Среднеарифметическое значение напряжения по результатам одного замера:

$$U_{cp\ i}^{арифм.} = \sum_{1000}^{2000} U_i / 1000, B, \quad (6.12)$$

где U_i – значение напряжения в одной точке регистрации, В.

Среднее значение напряжения по шести измерениям:

$$U_{cp} = \sum_{i=1}^n U_{cp\ i}^{арифм.} / 6, \quad B \quad (6.13)$$

Абсолютное значение напряжения найдено как $U - U_0$, В.

Среднеквадратичное отклонение:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n \cdot (n-1)} \sum_{i=1}^n (U_{cp} - U_{cp\ i}^{арифм.})^2}, B \quad (6.14)$$

где n – число измерений давления ($n=6$).

Относительная погрешность измерения:

$$\delta = \frac{\sigma}{U_{cp}} \cdot 100, \% \quad (6.15)$$

Абсолютная погрешность измерения:

$$\Delta U = \sigma \cdot t_{\alpha n}, B, \quad (6.16)$$

где $t_{\alpha n}$ – коэффициент Стьюдента.

Для $n=6$ (шесть измерений) и доверительной вероятности $\alpha=0,95$ коэффициент Стьюдента равен 2,571.

Построены математические модели зависимостей средних значений напряжения (U_{cp}) от давления для каждого входа:

$$\text{датчик №2: } P = 29,727 \cdot (U - U_0) - 0,027 \quad (\text{рисунок 6.3}); \quad (6.17)$$

$$\text{датчик №3: } P = 30,29 \cdot (U - U_0) - 0,0364 \quad (\text{рисунок 6.4}); \quad (6.18)$$

$$\text{датчик №4: } P = 29,591 \cdot (U - U_0) - 0,0267 \quad (\text{рисунок 6.5}). \quad (6.19)$$

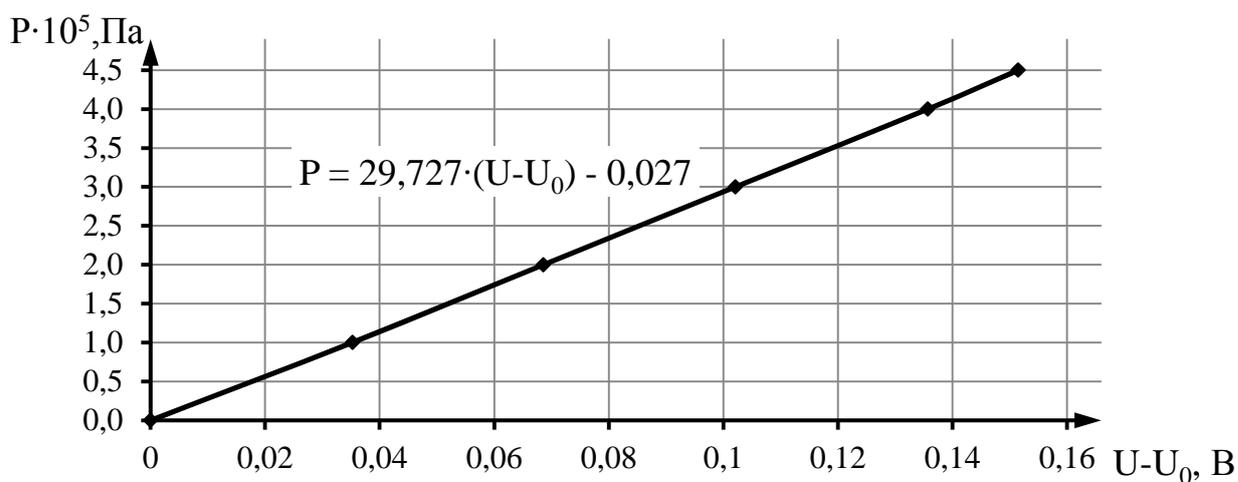


Рисунок 6.3 – тарировочная кривая для датчика №2

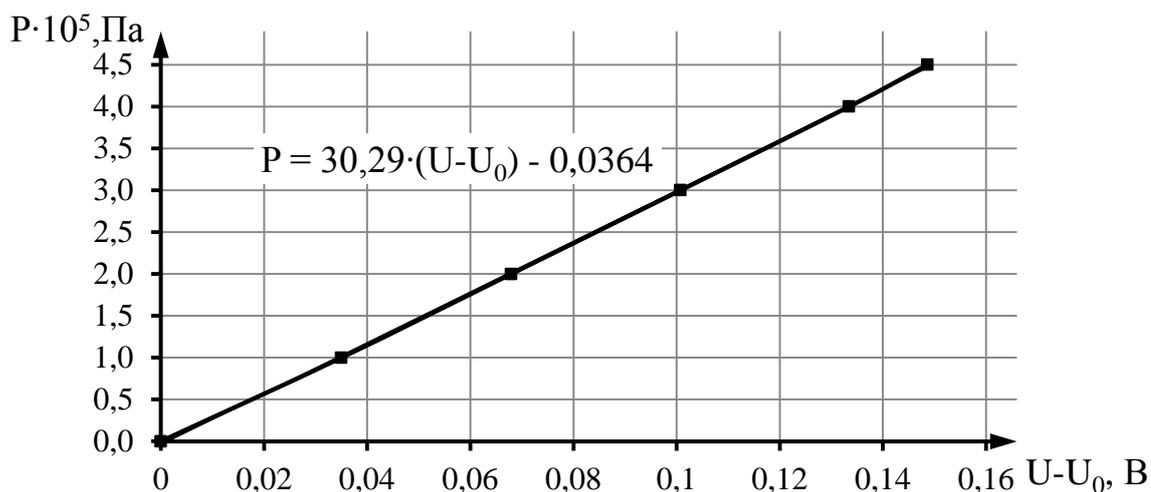


Рисунок 6.4 – тарировочная кривая для датчика №3

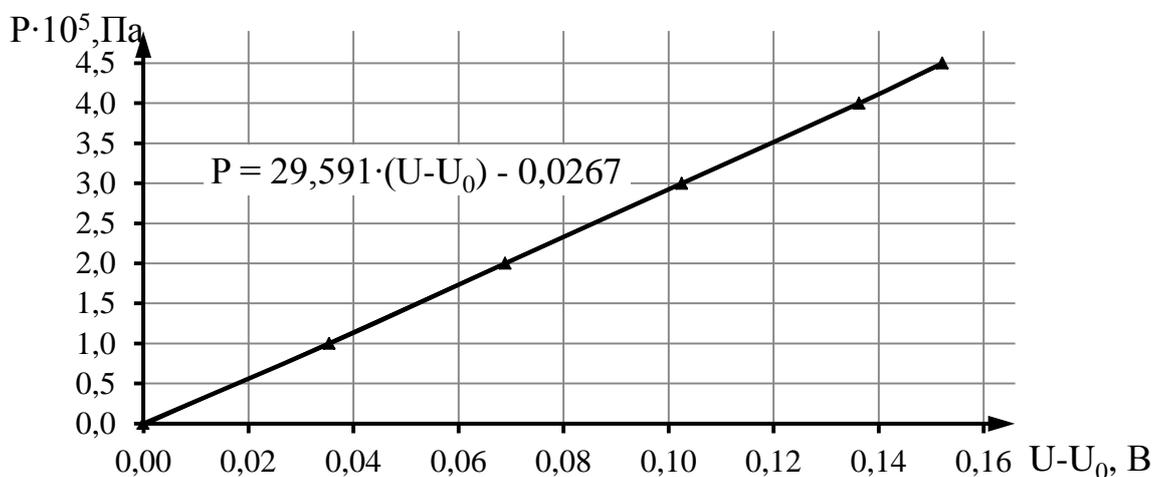


Рисунок 6.5 – тарировочная кривая для датчика №4

Тарировка датчика давления в форкамере проводилась аналогично тарировки блока №1. Результаты расчёта приведены в приложении В. Средняя относительная погрешность составила 0,142 %. Для датчика в форкамере получена зависимость:

$$P = -19,955 \cdot U - 10,01 \quad (\text{рисунок 6.6}). \quad (6.20)$$

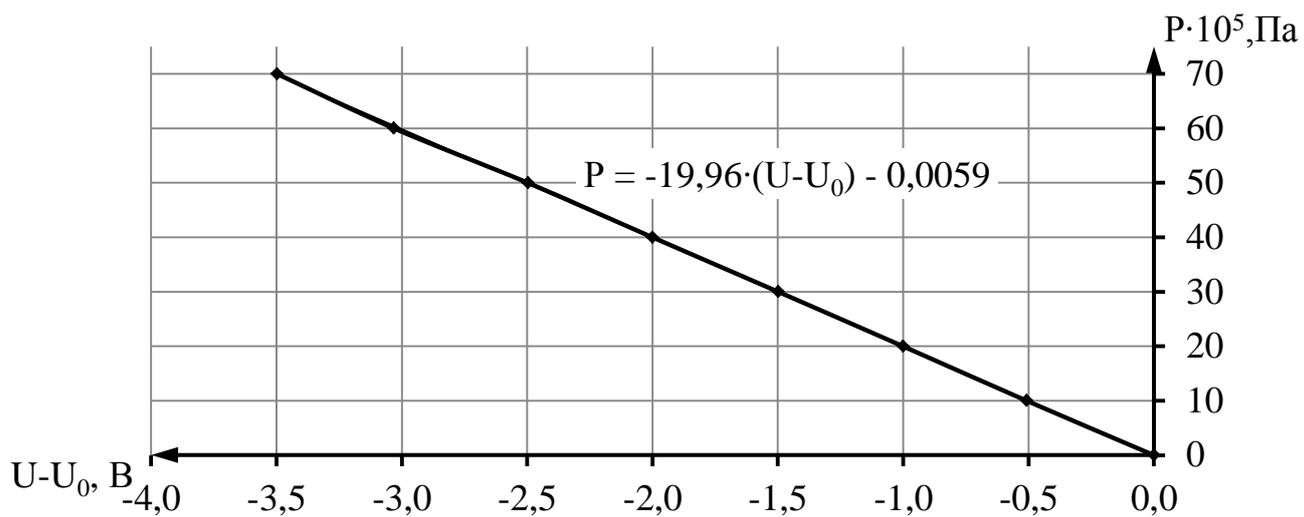


Рисунок 6.6 – Тарировочная кривая для датчика давления в форкамере

7 Измерение числа Маха

Для создания сверхзвукового потока в установке используются осесимметричные сменные сопла, каждое из которых соответствует определённому числу Маха. Для проверки правильности работы установки отдельно проводились эксперименты по определению числа Маха в потоке.

В настоящее время наиболее распространёнными и наиболее точными методами определения числа M являются косвенные методы, основанные на измерении давлений в потоке газа.

Основным уравнением, на котором базируются способы определения числа M по измерениям давления, является уравнение Бернулли для адиабатического течения идеального сжимаемого газа:

$$\frac{k}{k-1} \frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} = const; \quad (7.1)$$

где P – статическое давление в i -й точке потока, Па;

ρ – плотность газа в этой точке, кг/м³.

Из уравнения (7.2) выразим связь между параметрами газа в произвольной i -точке потока и параметрами в точке торможения:

$$\frac{k}{k-1} \frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{P_0}{\rho_0}; \quad (7.2)$$

где V – скорость потока, м/с;

P_0 – давление в точке торможения, Па;

ρ_0 – плотность в точке торможения, кг/м³.

Отсюда

$$\frac{V^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{P}{\rho} \left(\frac{P_0}{\rho_0} \cdot \frac{\rho}{P} - 1 \right). \quad (7.3)$$

Подставляем в (7.3):

а) уравнение адиабаты

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{1}{k}};$$

б) уравнение состояния

$$\rho = \frac{P}{RT};$$

в) выражение для скорости звука

$$a = \sqrt{kRT},$$

после чего получаем:

$$V = \sqrt{\frac{2kRT}{k-1} \left[\left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}; \quad (7.4)$$

$$M = \frac{V}{a} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}; \quad (7.5)$$

Выражение (7.5) часто встречается в другом виде:

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (7.6)$$

Из (7.5) видно, что для определения числа M в заданной точке достаточно измерить отношение статического давления P и давления торможения P_0 для этой точки потока. Следует обратить внимание на то, что температура потока не используется при определении числа M (7.5), а это существенно упрощает измерения.

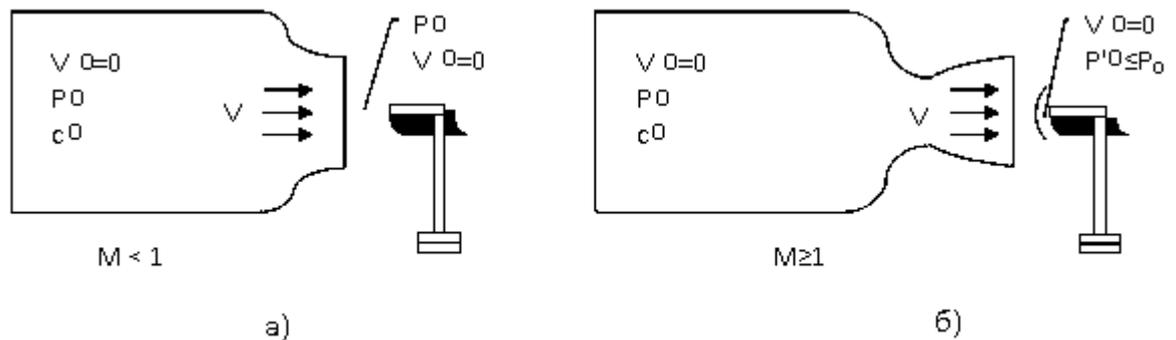


Рисунок 7.1 – Установка трубки Пито за соплом МАУ.

Для получения давления торможения в заданной точке потока используется тот факт, что при размещении в потоке затупленного тела на его лобовой поверхности всегда можно найти одну или несколько точек, в которых поток тормозится до нулевой скорости. Для измерения давления торможения P_0 в дозвуковом потоке достаточно приемное отверстие разместить в этой точке и соединить его с датчиком давления (рисунок 7.1,а). В сверхзвуковых потоках перед затупленным телом обязательно возникает прямой скачок уплотнения (рисунок 7.1,б), в котором давление торможения потока резко уменьшается, поэтому измеряемое на поверхности тела давление P_0' будет гораздо меньше действительного давления торможения P_0 в невозмущенном потоке перед скачком. Известно, что потери давления торможения на прямом скачке можно найти по формуле Релея [13]:

$$\frac{P_0'}{P_0} = \frac{\frac{2k}{k+1}M^2 - \frac{k-1}{k+1}}{\left[\frac{4k}{(k+1)^2} - \frac{2(k-1)}{(k+1)^2 M^2} \right]^{\frac{k}{k-1}} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}} \quad (7.7)$$

Выражая P_0 из (7.7) и подставляя его в (7.6), получим следующее неявное соотношение для определения числа M в сверхзвуковом потоке:

$$\frac{P}{P_0'} = \frac{\left[\frac{4k}{(k+1)^2} - \frac{2(k-1)}{(k+1)^2 M^2} \right]^{\frac{k}{k-1}}}{\frac{2k}{k+1}M^2 - \frac{k-1}{k+1}} \quad (7.8)$$

При использовании соотношения (7.8) необходимо в одной точке измерить два параметра P и P_0' . Довольно часто на практике как в сверхзвуковых, так и в дозвуковых потоках предполагается отсутствие потерь давления вдоль линий тока. В хорошо спроектированных аэродинамических трубах это предположение выполняется с высокой точностью. Тогда за P_0 можно принимать давление торможения в форкамере (ресивере, откуда

вытекает газ), а в потоке выполнять только одно измерение P_0' или P . В этом случае определение числа M производится по формуле (7.5), если измеряется давление P , или по формуле Релея (7.7), если измеряется P_0' .

В данной работе измерялись давление в форкамере – давление перед скачком, статическое и динамическое давление в потоке. Давление в форкамере измерялось датчиком давления типа ДМ 5007 А – ДИ У2. Для измерения статического и динамического давления в рабочей части аэродинамической трубы устанавливалась трубка Пито (рисунок 4.3).

Для каждого сопла производилось по три эксперимента. Число Маха рассчитывалось по формулам 7.7 и 7.8. Результаты расчёта представлены в таблице 7.1.

Таблица 7.1 – Результаты расчёта числа Маха

M2		M3		M4		M5	
2,289	2,061	3,215	2,908	4,061	3,993	5,210	5,014
2,323	2,110	3,239	2,902	4,060	4,012	5,174	4,996
2,296	2,078	3,208	2,913	4,051	4,025	5,163	4,987
$M_{cp} = 2,19$		$M_{cp} = 3,06$		$M_{cp} = 4,03$		$M_{cp} = 5,09$	
$\Delta M = 0,13$		$\Delta M = 0,18$		$\Delta M = 0,03$		$\Delta M = 0,11$	
$\delta M = 5,7 \%$		$\delta M = 5,8 \%$		$\delta M = 0,7 \%$		$\delta M = 2,1 \%$	

Значения числа Маха, рассчитанные по статическому и динамическому давлениям по формуле 7.8, получились больше значений чисел Маха, рассчитанных по давлениям в форкамере и динамическому по формуле 7.7. Всякий приёмник статического давления осуществляет измерение со свойственными ему систематическими погрешностями, величина которых определяется геометрическими параметрами приёмника и скоростью потока. Причиной погрешности служат явления, происходящие в пограничном слое жидкости или газа, примыкающем к стенкам приёмной части, и непараллельность вектора скорости частиц жидкости плоскостям сечений приёмных отверстий [14].

Средние значения чисел Маха соответствуют заявленным для каждого сопла с небольшим отклонением в пределах погрешности.

8 Весовые испытания модели

В настоящей работе представлены результаты экспериментального исследования параметров сверхзвукового потока в диапазоне чисел $M = (2 \div 5)$ при обтекании моделей в виде конуса, клина и тела сложной формы.

Одной из важнейших является задача определения коэффициента сопротивления тела при обтекании сверхзвуковым потоком. Определение значений коэффициента сопротивления в диапазоне чисел Маха обтекающего потока $M > 1$ в условиях натурных испытаний двигательных установок связано с большими материальными затратами. Более целесообразно для получения объективной экспериментальной информации проводить исследования на модельных двигательных установках.

Эксперименты по определению коэффициента сопротивления тела при обтекании сверхзвуковым потоком проводились на модельной аэродинамической установке (МАУ) [8] на открытом воздухе при атмосферном давлении с измерениями давления и визуализацией структуры потока. Для контроля значения числа Маха в испытаниях на МАУ дополнительно применялся пневмометрический метод, который заключается в измерении полного, статического давлений потока и давления в форкамере с последующим вычислением числа Маха.

Для получения коэффициента сопротивления тела применялся метод весовых измерений. В процессе экспериментов с помощью тензометрических весов непрерывно измерялась сила, действующая на поверхность модели при обтекании сверхзвуковым потоком. При значениях чисел Маха (2; 3; 4; 5) на модели в виде конуса было поставлено по три эксперимента. Результаты экспериментов обрабатывались численно.

8.1 Расчёт коэффициента сопротивления

Для расчёта коэффициента сопротивления модели необходимо знать параметры воздушного потока и силу, с которой поток воздействует на испытываемую модель.

8.1.1 Вычисление параметров потока в рабочей части трубы

Давление в форкамере трубы:

$$P_0 = k_{P0} \cdot \Delta U_{P0}, \quad (8.1)$$

где k_{P0} – коэффициент датчика P_0 , получаемый в процессе тарировки, бар/В,

ΔU_{P0} – разность между осреднённым и нулевым показанием датчика полного давления, В.

$$\Delta U_{P0} = (U_{P0})_{cp} - (U_{P0})_0, \quad (8.2)$$

где $(U_{P0})_{cp}$ – осреднённое показание датчика полного давления в рабочем интервале времени $\Delta \tau_p$ на режиме работы трубы, В;

$(U_{P0})_0$ – осреднённое нулевое показание датчика полного давления в интервале времени $\Delta \tau_0$ – до запуска трубы, В.

Статическое давление в потоке P определяется из изэнтропического соотношения:

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (8.3)$$

где P – статическое давление в потоке, бар;

M – число Маха – выбирается в соответствии с установленным на трубе соплом;

k – показатель адиабаты воздуха, принимается равным 1,4.

Скоростной напор:

$$q = 0,7 \cdot P \cdot M^2, \quad (8.4)$$

8.1.2 Вычисление измеренных тензометрическими весами сил и моментов

$$(-x) = k_x \left[(U_x)_{cp} - (U_x)_0 \right];$$

$$y = k_y \left[(U_y)_{cp} - (U_y)_0 \right]; \quad (8.5)$$

$$M_z = k_{Mz} \left[(U_{Mz})_{cp} - (U_{Mz})_0 \right];$$

где U_x, U_y, U_{Mz} – измеренные тензометрическими весами показания, В;

k_x, k_y, k_{Mz} – коэффициенты преобразования тензометрических весов по соответствующим компонентам, определяемые при тарировке весов. Размерность коэффициентов для сил – Н/В; для моментов – Н·м/В;

$(U_i)_{cp}$ и $(U_i)_0$ – осреднённые значения напряжений датчиков «i-вых» компонент тензометрических весов на интервалах времени $\Delta\tau_p$ (во время процесса) и $\Delta\tau_0$ (без потока) соответственно, В.

8.1.3 Вычисление аэродинамических коэффициентов

Коэффициент продольной силы:

$$C_x = \frac{x}{q \cdot S}. \quad (8.6)$$

Коэффициент нормальной силы:

$$C_y = \frac{y}{q \cdot S}. \quad (8.7)$$

Коэффициент момента тангажа:

$$m_z = \frac{M_z}{q \cdot S \cdot b \cdot a}, \quad (8.8)$$

где S – площадь миделевого сечения модели, m^2 .

Для осесимметричных моделей площадь миделевого сечения равна:

$$S = \frac{\pi \cdot d^2}{4}, \quad (8.9)$$

где d – диаметр модели, м.

Коэффициент лобового сопротивления:

$$C_{xa} = C_x \cos \alpha + C_y \sin \alpha, \quad (8.10)$$

где α – угол атаки модели.

В данной работе исследования проводились под углом атаки равным нулю. Т.к. угол атаки $\alpha = 0^\circ$, то $\cos \alpha = 1$, $\sin \alpha = 0$, значит коэффициент лобового сопротивления $C_{xa} = C_x$.

Коэффициент аэродинамической подъёмной силы:

$$C_{ya} = C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha. \quad (8.11)$$

Аэродинамическое качество модели:

$$k = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}. \quad (8.12)$$

8.2 Обработка результатов весовых испытаний

Для каждого значения числа Маха равного: 1; 2; 3; 4 было произведено по три измерения продольной силы и соответственно рассчитано по три значения коэффициента сопротивления.

Среднее значение коэффициента сопротивления:

$$C_{xcp.} = \frac{\sum C_{xi}}{n}, \quad (8.13)$$

где C_{xi} – значение коэффициента сопротивления для одного измерения;

n – число измерений продольной силы при одном числе Маха.

Среднеквадратичное отклонение:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n \cdot (n-1)} \sum_{i=1}^n (C_{xcp.} - C_{xi})^2}, B \quad (8.14)$$

Относительная погрешность измерения:

$$\delta = \frac{\sigma}{C_{xcp.}} \cdot 100, \% \quad (8.15)$$

Абсолютная погрешность измерения:

$$\Delta C_x = \sigma \cdot t_{\alpha n}, B, \quad (8.16)$$

где $t_{\alpha n}$ – коэффициент Стьюдента.

Для $n=3$ (три измерения) и доверительной вероятности $\alpha=0,95$ коэффициент Стьюдента равен 4,3.

Результаты расчёта погрешности определения коэффициента сопротивления модели в виде конуса для каждого числа Маха приведены в таблице 8.1. График зависимости коэффициента сопротивления в зависимости от числа Маха приведён на рисунке 8.1.

Сравнение полученных результатов с данными других авторов показало удовлетворительное согласование: в диапазоне $M = (2 \div 4)$ максимальное

отличие от данных [15] составило меньше 15 % максимальное отличие от данных [16] – меньше 8 %.

Таблица 8.1 – Результаты обработки экспериментальных данных

Число Маха	C_x	$C_{x\text{ ср.}}$	СКО	ΔC_x	$\delta, \%$
2	0,4651	0,46793	0,0036	0,0153	3,27
	0,4750				
	0,4637				
3	0,3261	0,32437	0,0014	0,0060	1,85
	0,3254				
	0,3216				
4	0,2833	0,28297	0,0003	0,0014	0,51
	0,2823				
	0,2833				
5	0,1877	0,18077	0,0038	0,0161	8,93
	0,1748				
	0,1798				
	$\delta_{\text{ср}}, \%$				3,64

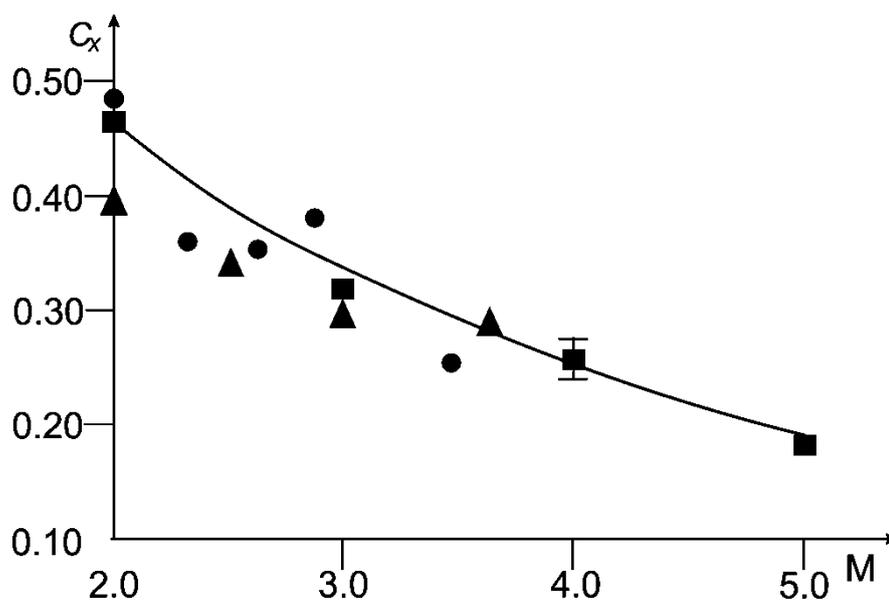


Рисунок 8.1 – Коэффициент сопротивления модели в виде конуса: ■ – результаты экспериментов; ● – данные [15]; ▲ – данные [16]

9 Дренажные испытания

Дренажные испытания проводились на двух видах моделей – в виде клина и в виде конуса. Угол полураствора составлял моделей 15° . Угол атаки воздушного потока равен 0° . Модели с помощью державки крепились на штативе, позволяющем варьировать угол тангажа. На рисунке 9.1 приведены фотографии моделей.



а)



б)



в)



г)

Рисунок 9.1– Фотографии испытываемых моделей:

а) общий вид модели клина; б) клин на державке; в) общий вид модели конуса; г) конус на державке

Статическое давление измерялось с помощью отборной трубки, соединяющей отверстие на поверхности исследуемой модели с тензомодулем. Для отбора газа на поверхности моделей были выполнены отверстия. Отверстия на поверхности выполнялись в характерных фиксированных точках

(рисунки 9.2, 9.3), удалённых на одинаковое расстояние от вершины для конуса и от ребра, лежащего на пересечении плоскостей, образующих угол 30 градусов, для клина. Каждая дренированная модель имеет по два дренажных отверстия. Отверстия для обеих моделей симметричны относительно горизонтальной плоскости. В экспериментах отбор давления в двух противоположных точках необходим для контроля точности определения угла тангажа.

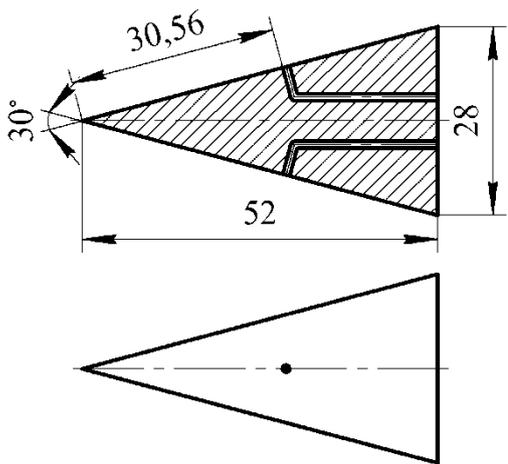


Рисунок 9.2 – Схема модели в виде конуса

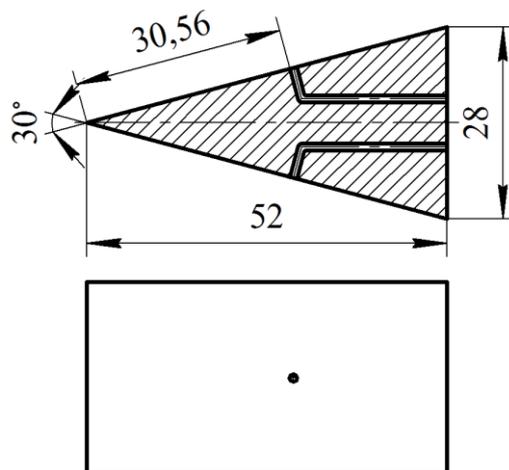


Рисунок 9.3 – Схема модели в виде клина

Эксперименты проводились при обтекании моделей сверхзвуковым потоком воздуха в диапазоне чисел Маха, равном $(2 \div 5)$.

На рисунках 9.4, 9.5, 9.6 представлены осциллограммы для давлений форкамере и на поверхности модели в виде конуса при числе Маха, равном $M = 3$. Изображены зависимости давлений на протяжении времени регистрации сигнала. Осциллографом регистрируется значение параметров давления в форкамере и давления в дренажных отверстиях модели. Частота каждого поступающего сигнала составляла 500 Гц. Регистрация сигналов производилась в файл данных на компьютере. Для обработки полученных данных использовалась разработанная авторами программа, позволяющая пересчитывать полученные значения напряжений в значения давления (бары).

По осциллограммам можно проследить поведение воздушного потока на протяжении испытания. Так видно, что в начальный момент времени после

открытия электромагнитного клапана воздух из баллонов поступает в форкамеру, где происходит резкое повышение давления. Датчики давления, соединённые с отверстиями на поверхности модели, регистрируют скачок сигнала (рисунок 9.6 а). Этот момент соответствует проходу ударной волны по дренажному отверстию. Затем давление в форкамере достигает максимума и держится на примерно постоянном уровне. Течение воздуха устанавливается. Наблюдается выравненный участок осциллограммы. Именно этот участок и используется для обработки. С помощью дренажных отверстий регистрируется статическое давление потока, поэтому во время установившегося процесса в рабочей части, давление в отборных трубках ниже атмосферного. Далее при закрытии клапана снова регистрируется сигнал в виде пика (рисунок 9.6 б), поскольку идёт обратный скачок давления и проход ударной волны по отверстию повторяется. В форкамере давление снижается.

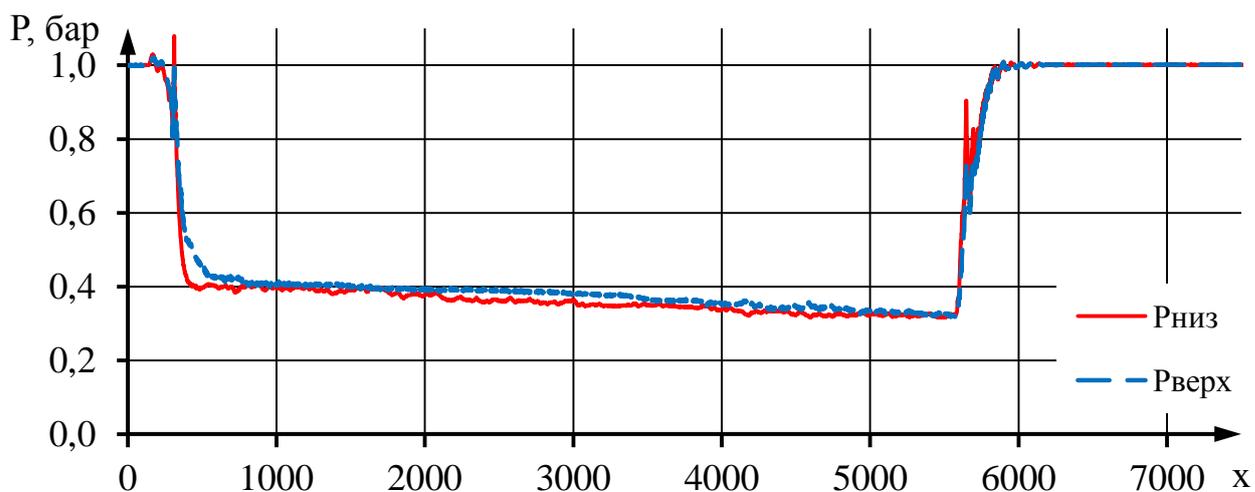


Рисунок 9.4 – Давление на поверхности конуса при $M = 3$

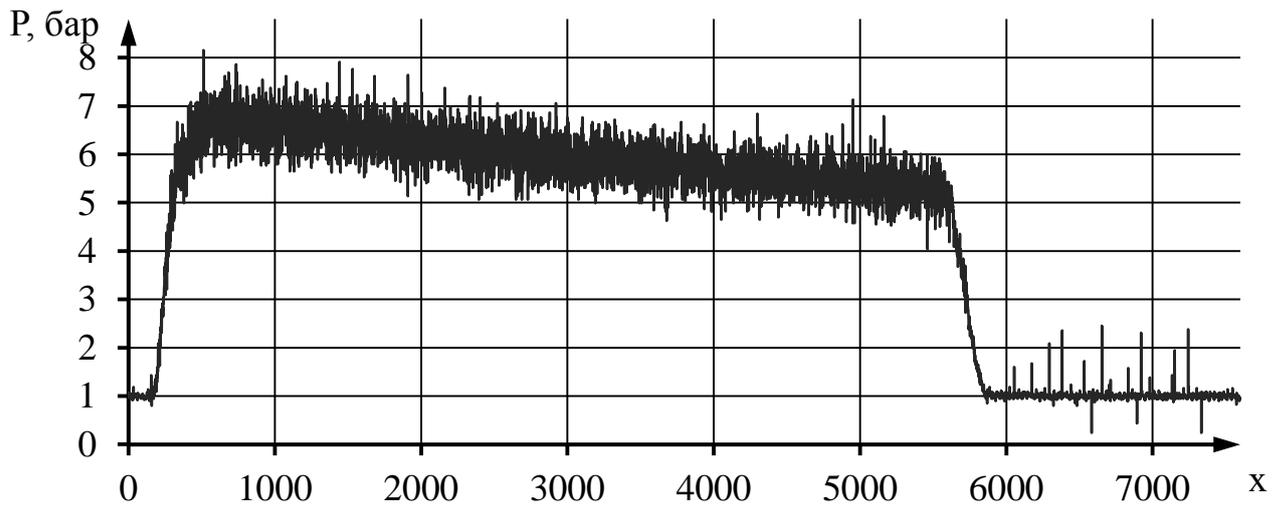


Рисунок 9.5 – Регистрация давления в форкамере

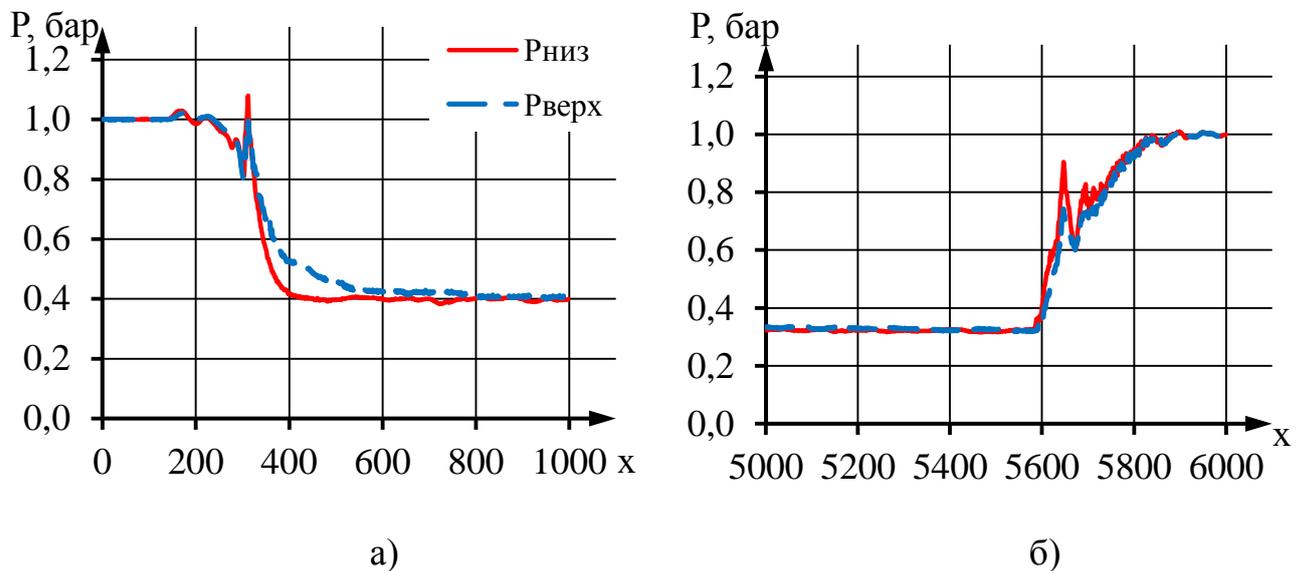


Рисунок 9.6 – Начало (а) и окончание (б) регистрации давлений

Для каждого числа Маха: два, три, четыре и пять для каждой модели было проведено по 3 эксперимента, в каждом из которых регистрировалось по 2 значения давлений. Давления, зарегистрированные при помощи нижнего и верхнего дренажных отверстий, обозначены соответственно $P_{\text{низ}}$ и $P_{\text{верх}}$.

Случайная погрешность рассчитана по формулам 9.1 – 9.4.

Среднее значение статического давления при одном числе Маха:

$$P_{\text{ср.}} = \left(\sum_{i=1}^n P_i \right) / n, \quad (9.1)$$

где n – число измерений давления.

Среднеквадратичная ошибка среднего:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n \cdot (n-1)} \sum_{i=1}^n (P_{cp.} - P_i)^2}. \quad (9.2)$$

Доверительный интервал ΔP ($1 \cdot 10^5$ Па) рассчитан при доверительной вероятности, равной $\alpha=0,95$ и коэффициенте Стьюдента для шести измерений, равном $t_{\alpha,n} = 2,571$:

$$\Delta P = \sigma \cdot t_{\alpha,n}. \quad (9.3)$$

Относительная погрешность измерения:

$$\delta = \frac{\sigma}{P_{cp.}} \cdot 100, \%. \quad (9.4)$$

Зарегистрированные значения давлений и результаты расчёта случайной погрешности для моделей в виде клина и в виде конуса приведены в таблице 9.1.

Таблица 9.1 – Результаты обработки экспериментальных данных

Конус	2М	Клин	2М
$P_{верх} \cdot 10^{-5}, \text{ Па}$	$P_{низ} \cdot 10^{-5}, \text{ Па}$	$P_{верх} \cdot 10^{-5}, \text{ Па}$	$P_{низ} \cdot 10^{-5}, \text{ Па}$
0,481624	0,479207	0,574965	0,563934
0,479238	0,479660	0,579344	0,576328
0,468006	0,472046	0,637952	0,609726
P=0,477±0,006		P=0,59±0,03	
δ, %	1,18	δ, %	4,96
3М		3М	
0,343914	0,360694	0,460008	0,484881
0,343264	0,361073	0,455181	0,486678
0,345963	0,375112	0,45783	0,483059
P=0,36±0,01		P=0,47±0,02	
δ, %	3,78	δ, %	3,35
4М		4М	
0,261789	0,285589	0,377201	0,385696
0,260218	0,284599	0,369283	0,378602
0,267185	0,278304	0,367542	0,374043
P=0,27±0,01		P=0,375±0,007	
δ, %	4,36	δ, %	1,86
5М		5М	
0,25731	0,254046	0,315566	0,321083
0,272261	0,269288	0,315906	0,312888
0,269618	0,271661	0,32232	0,319923

Конус	5М	Клин	5М
P=0,266±0,008		P=0,318±0,004	
δ , %	3,13	δ , %	1,22
$\delta_{\text{ср.}}$, %	3,11	$\delta_{\text{ср.}}$, %	2,85

Средняя относительная погрешность регистрации давлений для обеих моделей составила порядка 3 % при доверительной вероятности 0,95, что говорит о хорошей повторяемости результатов экспериментов.

Анализ полученных результатов показал различие значений давления на поверхности клина и конуса в рассматриваемом диапазоне скоростей обтекания. Так, для каждого значения скорости давление на поверхности клина принимает большие значения, чем на поверхности модели в виде конуса. Отмеченный эффект объясняется тем, что обтекание конуса носит пространственный характер. Это способствует более плавному изменению направления течения газа по сравнению с обтеканием клина [17]. Следует отметить, что различие значений давлений при обтекании плоской и осесимметричной моделей уменьшается с ростом скорости обтекающего потока. Зависимость давления на поверхности модели от скорости обтекающего потока для обеих моделей показана на рисунке 9.7.

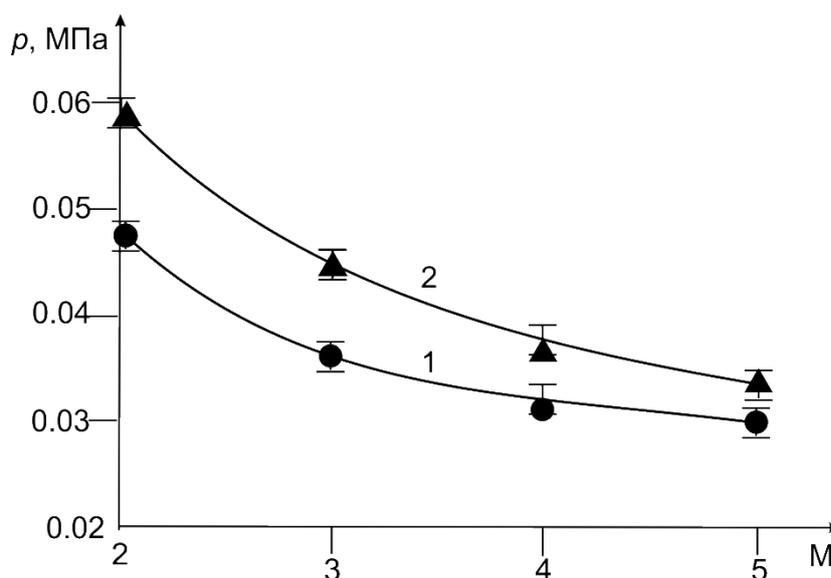


Рисунок 9.7 – Давление в фиксированной точке на боковой поверхности моделей: 1 – конус; 2 – клин

10 Визуализация

В процессе испытаний, как уже было сказано в разделе 2.4, синхронизировано с весовыми и дренажными испытаниями проводилась визуализация процесса при помощи высокоскоростной видеокамеры.

Ударные волны можно непосредственно наблюдать и фотографировать, т.к. изменение плотности воздуха, происходящее в скачке, влечёт за собой изменение его коэффициентов преломления.

Также как и на осциллограммах, на видео чётко различимы несколько этапов процесса. При срабатывании электромагнитного клапана воздух из баллонов начинает поступать в форкамеру и затем в рабочую часть, проходя сверхзвуковое сопло. Одновременно с открытием клапана включается видеокамера, регистрирующая протекание процесса.

Длительность видео составляет 3 секунды. На рисунке 10.1 показаны кадры видеосъёмки при испытании модели в виде конуса. Для каждого кадра указано, в какой момент времени он зарегистрирован. Первая строка кадров – это начало процесса. Ударная волна только начинает формироваться. Вторая строка соответствует установившемуся течению: наблюдается постоянство в картине обтекания. Ударная волна в виде конической поверхности, так называемый конус Маха, садится на вершину модели. Чётко различим ромб Маха. И третья строка кадров видеосъёмки соответствует завершению процесса при закрытии клапана и снижению давления в рабочей части установки. Снова, как и в начале процесса, наблюдается неустановившееся течение. Ударная волна отходит от модели.

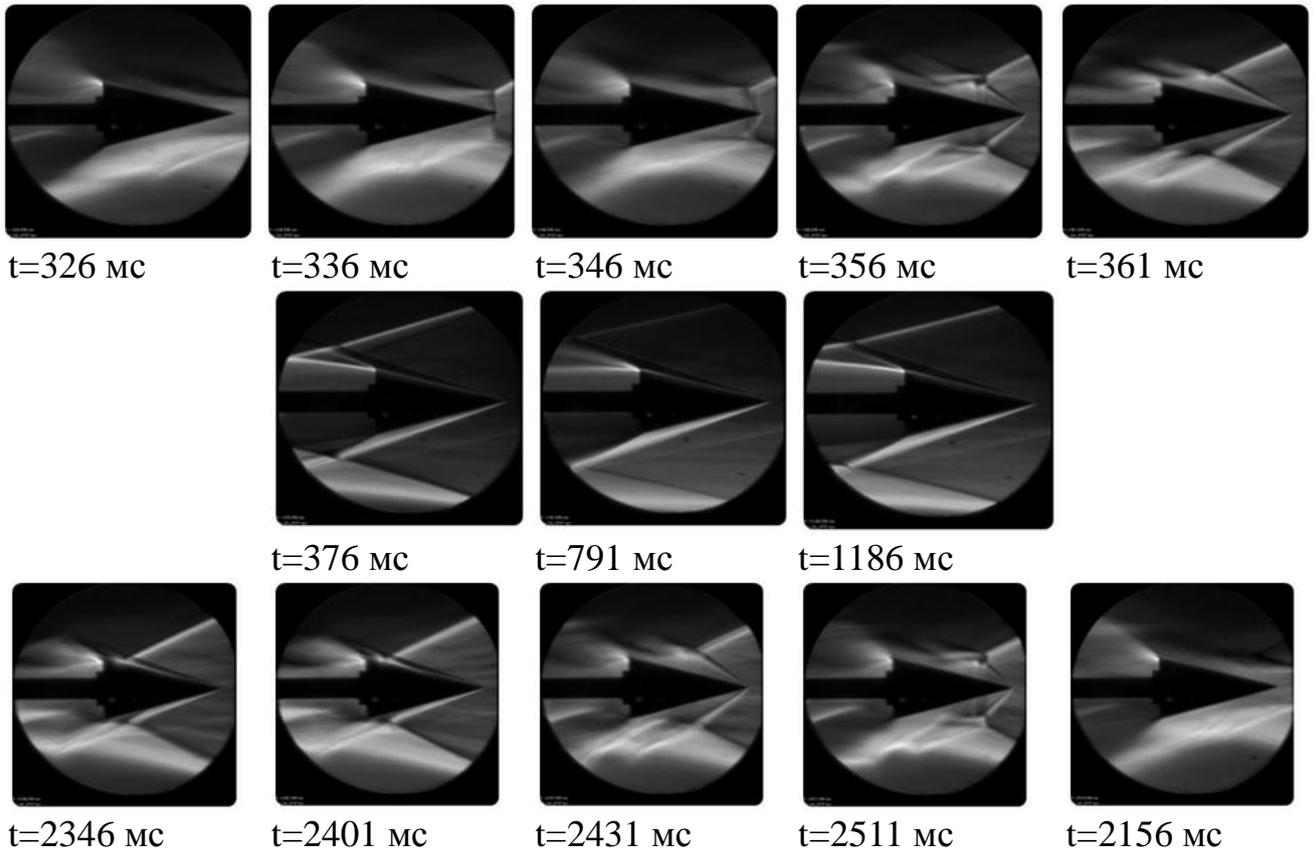


Рисунок 10.1 – Кадры видеосъёмки при обтекании модели в виде конуса для $M=5$ в разные моменты времени испытания

11 Обтекание тела сложной формы

12 Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение

Для создания новых сверхзвуковых летательных аппаратов необходимо глубокое знание процессов, имеющих место при обтекании их в натуральных условиях. Путь к этим знаниям идёт через создание аэродинамических труб, в которых возможно воспроизведение условий, адекватных натурным.

С наименьшими затратами и наиболее точно аэродинамические характеристики модели можно получить при продувках в аэродинамических трубах. Эти испытания являются одним из важнейших и наиболее распространенных видов исследований в экспериментальной аэродинамике.

Экспериментальное исследование проводилось в аэродинамической трубе кратковременного действия – модельной аэродинамической установке (МАУ) с измерениями давления и визуализацией структуры потока.

Результаты экспериментальных исследований могут быть интересны: разработчикам и конструкторам авиационной техники; инженерам-исследователям в области аэродинамики.

Для отражения цели работы и понимания того, что необходимо сделать для ее достижения, составим диаграмму Исикавы (рисунок 12.1). Диаграмма Исикавы – инструмент, обеспечивающий системный подход к определению фактических причин возникновения проблем. В левой части диаграммы указана цель, которую следует достичь в результате выполнения всех необходимых работ. К центральной линии подведены стрелки с указанием необходимых факторов, влияющих на достижение цели.

В рамках данного раздела также необходимо определить ключевые события проекта и оценить продолжительность их выполнения. Эта информация приведена в таблице 12.1. На рисунке 12.2 изображена диаграмма Ганта, наглядно показывающая последовательность и длительность выполнения этапов выполнения магистерской диссертации.

Таблица 12.1 – Перечень работ

Наименование работ	Состав исполнителей	Продолжительность, дней
Получение задания	Инженер	1
Обзор литературы	Инженер	20
Тарировка измерительных устройств	Инженер; научный руководитель	10; 7
Проведение экспериментальных исследований	Инженер; научный руководитель	20; 20
Обработка результатов экспериментальных исследований	Инженер	15
Составление письменных отчетов	Инженер	5
Консультации, собеседования	Научный руководитель	10
Написание и перевод статей	Инженер; научный руководитель	10; 3
Подготовка и участие в конференциях	Инженер	4
Написание раздела «Социальная ответственность»	Инженер	7
Написание раздела «Финансовый менеджмент»	Инженер	5
Заключение, обобщение результатов	Инженер	3
Оформление пояснительной записки ВКР	Инженер	20
Подготовка презентации и доклада для защиты ВКР	Инженер	20
Защита ВКР	Инженер	1
Итого:	Инженер	153
	Научный руководитель	35



Рисунок 12.2 – Диаграмма Ганта

Смета затрат на проект складывается из следующих составляющих

$$K_{\text{пр}} = U_{\text{мат}} + U_{\text{ам}} + U_{\text{зп}} + U_{\text{со}} + U_{\text{накл.}}$$

А) Материальные затраты, складывающиеся из канцелярских принадлежностей, составляют $U_{\text{мат}} = 700$ руб.

Б) Амортизационные отчисления по оборудованию, использовавшемуся при проведении исследовательских работ

$$U_{\text{ам}} = \frac{T_{\text{исп.кт}}}{T_{\text{кал}}} \cdot C_{\text{кт}} \cdot \frac{1}{T_{\text{сл}}} = \frac{86}{365} \cdot 25 \cdot \frac{1}{8} = 0,736 \text{ т.р.};$$

где $T_{\text{исп.кт}} = 86$ дней – время использования компьютерной техники (КТ);

$T_{\text{сл}} = 8$ лет – срок службы КТ;

$C_{\text{кт}} = 25$ т.р. – стоимость КТ;

$T_{\text{кал}} = 365$ дней.

В) Заработная плата $U_{\text{зп}}$

$$\text{Инженер: } U_{3П}^{мес} = 3П_0 \cdot K_1 \cdot K_2 = 14,5 \cdot 1,1 \cdot 1,3 = 20,735 \text{ т.р.};$$

где $3П_0 = 14,5$ т.р. – месячный оклад инженера 10 разряда;

$K_1 = 1,1$ (10 %) – коэффициент, учитывающий отпуск;

$K_2 = 1,3$ (30 %) – районный коэффициент;

$$U_{3П}^{\Phi.инж.} = \frac{U_{3П}^{мес}}{21} n = \frac{20,735}{21} 124 = 122,435 \text{ т.р.};$$

где n – количество отработанных дней по факту.

Научный руководитель:

$$U_{3П}^{мес} = (3П_0 \cdot K_1 + Д) \cdot K_2 = (23,3 \cdot 1,1 + 2,2) \cdot 1,3 = 36,179 \text{ т.р.},$$

где $3П_0 = 23,3$ т.р. – месячный оклад преподавателя 15 разряда;

$Д = 2,2$ т.р. – доплата за интенсивность труда.

$$U_{3П}^{\Phi.НР} = \frac{U_{3П}^{мес}}{21} n = \frac{36,179}{21} 35 = 60,298 \text{ т.р.};$$

Фактическая заработная плата

$$\Phi.3П = U_{3П}^{\Phi.инж.} + U_{3П}^{\Phi.НР} = 122,435 + 60,298 = 182,733 \text{ т.р.}$$

Г) Отчисления на социальные нужды во внебюджетные фонды (пенсионный фонд, фонд обязательного медицинского страхования и пр.) равны 30% от фактической заработной платы

$$U_{со} = 0,3 \cdot 182,733 = 54,82 \text{ т.р.}$$

Д) Накладные расходы $U_{накл.}$ составили около 80 % от $\Phi.3П$;

$$U_{накл} = 0,8 \cdot 182,733 = 146,186 \text{ т.р.}$$

Таблица 12.2 – Смета затрат

Элементы затрат	Стоимость, т.р.
Материальные затраты	0,7
Амортизация	0,736
Заработная плата	182,733
Социальные отчисления	54,820
Накладные расходы	146,186
Итого	385,175

Исследование процессов аэродинамики аэродинамическими методами экономически более целесообразно, чем применение для тех же целей

баллистических методов. Т.к. для реализации баллистического испытания необходимо наличие протяжённых баллистических трасс, для размещения которых обычно требуются целые полигоны, наличие метательной установки.

В разделе рассчитана смета затрат, необходимых при выполнении исследовательской работы, т.к. расчёт экономического эффекта от использования аэродинамического метода экспериментальных исследований выходит за рамки данной магистерской диссертации.

13 Социальная ответственность

Заключение

В процессе работы над магистерской диссертацией рассмотрены существующие виды экспериментальных аэродинамических установок. Затем изучен принцип работы модельной аэродинамической установки и освоена методика проведения испытаний. Осуществлены все виды экспериментов, которые являются типовыми для исследований в аэродинамических трубах. А именно: визуализация течения, весовые и дренажные испытания.

Перед проведением непосредственно экспериментов обязательно проводилась поверка тензометрических весов и датчиков давления. От получаемых в результате поверки коэффициентов напрямую зависит точность экспериментальных данных. Для поверки датчиков давления был разработан стенд, который позволяет быстро и эффективно производить процедуру поверки.

Весовые испытания проводились для модели в виде конуса, а также для модели тела сложной формы. Определялся коэффициент лобового сопротивления. Сравнение полученных результатов для конуса с известными данными литературных источников свидетельствует о достоверности результатов проведенных экспериментов.

Для модели тела сложной формы получено значение коэффициента сопротивления равное 0,36 в эксперименте с соплом, соответствующим числу Маха равному пяти. В эксперименте с другим соплом не получено достоверного результата, поскольку модель выходит за пределы ромба Маха.

Для моделей в виде клина и в виде конуса проведены дренажные испытания. Модели имели одинаковые размеры в продольном сечении. Но эксперимент показал отличие в значениях давления на поверхности конуса от значений давления в соответствующих точках на поверхности клина.

Наряду с дренажными и весовыми испытаниями для всех моделей проводился качественный метод исследования – визуализация процесса обтекания. По визуализированной картине можно было проследить все этапы

испытания и соотнести их с результатами количественных измерений.

Таким образом, в ходе исследований на аэродинамической установке отработаны все виды экспериментов с получением достоверных результатов. Поэтому в перспективе возможна реализация аэродинамических испытаний для моделей с еще более усложненной геометрией тела.

Список публикаций

1. Экспериментальное исследование гиперзвукового обтекания модельных ПВРД. Ионова И.А., Маслов Е.А., Золотарёв Н.Н., Чижов С.Ю. Материалы конференции / под ред. М.Ю. Орлова, – Томск. Вайар. 2015. – 144 с.
2. Участие в конференции «Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики – 2015» с докладом «Экспериментальное исследование гиперзвукового обтекания модельных ПВРД». 25 – 27 ноября 2015 г.
2. Участие в конференции: «Тепломассоперенос в системах обеспечения тепловых режимов энергонасыщенного технического и технологического оборудования» с докладом: «Экспериментальное исследование определения коэффициента сопротивления тела сложной формы при обтекании сверхзвуковым потоком». Апрель, 2016.

Список источников

1. Аэродинамика в природе и технике [Электронный ресурс]: <http://aerodinamika-v-tehnike.ru/aerodinamika-tehnike/aerodinamicheskie-truby>. Дата обращения: 20.04.2016.
2. Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского [Электронный ресурс]: <http://www.tsagi.ru/institute/>. Дата обращения: 20.04.2016
3. Фабрикант Н.Я. Аэродинамика. Общий курс. М.: Наука, 1964 г., 816 с.
4. Zieper, Jürgen: Ähnlichkeitsgesetze und Modellrege der Strömungslehre: 1 Tabelle / Jürgen Zieper. 3., überarb. Aufl. – Karlsruhe: Braun, 1991 (Wissenschaft + Technik: Taschenausgabe)
5. Wind Tunnel Designs and Their Diverse Engineering Applications. Edited by N. A. Ahmed: Published by InTech Janeza Trdine 9, 51000 Rijeka, Croatia, 2013, 218 p.
6. J. B. Barlow, W. H. Rae, and A. Pope. Low-Speed Wind Tunnel Testing. John Wiley and Sons, Inc., New York, NY, 3rd edition, 1999.
7. Wind Tunnels and Experimental Fluid Dynamics Research. Edited by Jorge Colman Lerner and Ulfilas Boldes / First published July, 2011 Printed in Croatia Published by InTech Janeza Trdine 9, 51000 Rijeka, Croatia
8. Модельная Аэродинамическая Установка / Институт Теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича – Новосибирск 2009 – 48 с.
9. Иншаков С.И. Визуализация структуры газовых потоков теньевыми и интерференционными методами // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, № 2, 2007.
10. Toepler A. Beobachtungen nach einer neuen optischen Methode – Ein Beitrag zur Experimentalphysik. Bonn: M. Cohen & Son, 1864.
11. Васильев Л.А. Теньевые методы. М.: Наука, 1968 г., 400 с.
12. Архипов В.А., А.П. Березиков. Основы теории инженерно-физического эксперимента: учебное пособие – Томск: Изд-во Томского

политехнического университета, 2008. – 206 с.

13. Дунаев Ю.А. Аэрофизические исследования сверхзвуковых течений. – М., – Л.: Наука, 1967. – 302 с

14. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока (приёмники давления и скоростного напора). М., «Машиностроение», 1972, 332 с.

15. Артонкин В.Г., Леутин П.Г., Петров К.П. и др. Аэродинамические характеристики острых и притупленных конусов при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях // Тр. ЦАГИ. - 1972. – Вып. 1413. – 92 с.

16. Шелудько Ю.В. Измерение донного давления осесимметричных тел малого удлинения // Физико-газодинамические баллистические исследования / Под ред. Г.И. Мишина. – Л.: Наука, 1980. – С. 68 – 77.

17. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н. и др. Аэродинамика в вопросах и задачах. – М.: Высш. школа, 1985. – 759 с.

18. Коновалов А.А., Ю.В. Николаев. Внешняя баллистика. 1979.

19. Гаврикова Н.А. Финансовый менеджмент, ресурсоэффективность и ресурсосбережение: учебно-методическое пособие / Н.А. Гаврикова, Л.Р. Тухватулина, И.Г. Видяев: Томский политехнический университет. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2014. – 73 с.

20. ГОСТ 12.1.038 – 82 ССБТ. Электробезопасность. Предельно допустимые уровни напряжений прикосновения и токов.

21. СанПиН 2.2.1/2.1.1.1278 – 03. Гигиенические требования к естественному, искусственному и совмещённому освещению жилых и общественных зданий.

22. СП 52.13330.2011 Естественное и искусственное освещение.

23. СанПиН 2.2.4.548 – 96. Гигиенические требования к микроклимату производственных помещений

24. СанПиН 2.2.4.1191 – 03. Электромагнитные поля в производственных условиях.

25. СанПиН 2.2.2/2.4.1340 – 03. Санитарно – эпидемиологические

правила и нормативы «Гигиенические требования к персональным электронно-вычислительным машинам и организации работы».

26. Федеральный закон от 22.07.2013 г. №123 – ФЗ. Технический регламент о требованиях пожарной безопасности

27. ГОСТ 12.1.003 – 83 ССБТ. Шум. Общие требования безопасности

28. СН 2.2.4/2.1.8.566. Производственная вибрация, вибрация в помещениях жилых и общественных зданий. – М.: Минздрав России, 1997.

29. ГОСТ 12.1.012 – 90 ССБТ. Вибрационная болезнь. Общие требования.

30. Асатуров М.Л. Загрязнение окружающей среды при авиатранспортных процессах: Учебное пособие / Университет ГА. С.-Петербург, 2010.

31. ГН 2.2.5.1313 – 03. Предельно допустимые концентрации (ПДК) вредных веществ в воздухе рабочей зоны.

32. СанПиН 2.2.1/2.1.1.1200 – 03. Санитарно-защитные зоны и санитарная классификация предприятий, сооружений и иных объектов.

33. ГН 2.1.5.1315 – 03. Предельно допустимые концентрации (ПДК) химических веществ в воде водных объектов хозяйственно-питьевого и культурно-бытового водопользования.

34. Охрана труда и безопасности жизнедеятельности [Электронный ресурс]: <http://ohrana-bgd.narod.ru>. Дата обращения: 28.03.2016

35. ГОСТ Р ИСО 26000-2012. Руководство по социальной ответственности.

Приложение А

(обязательное)

- 1 Die Typen und das Funktionsprinzip der Windtunnelanlagen
- 2 Die Beschreibung der aerodynamischen Modelanlage
- 3 Die Forschungsmethoden

Студент:

Группа	ФИО	Подпись	Дата
5БМ4Б	Ионова Ирина Александровна		

Консультант кафедры иностранных языков энергетического института:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Профессор	Кобенко Юрий Викторович	Доктор филологических наук, доцент		

Консультант – лингвист кафедры иностранных языков энергетического института:

Должность	ФИО	Ученая степень, звание	Подпись	Дата
Профессор	Кобенко Юрий Викторович	Доктор филологических наук, доцент		

Einleitung

Zurzeit steigen die Genauigkeitsanforderungen der Bestimmung von aerodynamischen Charakteristiken der Flugapparate an. Die Aufgaben der Überschallaerodynamik werden aktuell sein, solange das Bedürfnis nach der Anwendung der sich mit großer Geschwindigkeit in der Erdatmosphäre bewegenden Flugapparate existieren wird.

Die Entwicklung der Raketen-, Flug- und Raumtechnik ist mit den experimentalen Forschungen verbunden, die in den Windtunnelanlage durchgeführt werden. Bevor neue Flugapparate gebaut werden können, müssen sie unbedingt einer sorgfältigen Untersuchung in einer Windtunnelanlage unterzogen werden. Daher sind aerodynamische Untersuchungen für alle technischen Gebiete aktuell: von der Profilbildung des Schaufelapparats eines Turbinengitters bis hin zu dem Bau der Hochhäuser.

Eine aussichtsreiche Richtung der Entwicklung der Aerodynamik ist heute die Bildung der gasdynamischer Anlagen der kurzzeitigen Handlung mit hohen Leistungsparametern und messtechnischen Merkmalen. In dieser Richtung arbeiten heute führende Länder der Welt. Die Notwendigkeit der Vervollkommnung der Forschungsmittel und -methoden bleibt bestehen.

Die Flugerprobungen stellen den teuersten Weg der Ansammlung praktischen Wissens dar. Bei den Prüfungen in den Windtunnelanlagen kann man billige und sichere Daten für die Kontrolle der numerischen Methoden und die Ansammlung des grundlegenden Wissens bekommen.

Das Arbeitsziel ist praktische Realisation der Hauptarten von aerodynamischen Untersuchungen unter den Bedingungen eines kurzzeitigen Experiments im breiten Umfang der Veränderung der Charakteristiken der Anblaseströmung beim Windabfluss der Modelle der komplexen Form.

Das Forschungsobjekt ist die Überschallströmung der Modelle, die die Verbreitung in den Konstruktionen der Flugapparate haben.

In der Arbeit sind Ergebnisse der experimentalen Erforschung der Strömungsstruktur und der Hauptparameter des Luftstroms beim Windabfluss der Modelle verschiedener Form dargestellt.

Die Experimente wurden auf der aerodynamischen Modelanlage durchgeführt, die reale Prozesse bei der Überschallanströmung in der offenen Luft beim atmosphärischen Druck zu untersuchen ermöglichte. Die Hauptfunktion der aerodynamischen Anlage ist die Bildung des kurzzeitigen Überschallstroms des Gases für die Durchführung der aerodynamischen und luftphysischen Forschungen.

1 Die Typen und das Funktionsprinzip der Windtunnelanlagen

Heute kommen verschiedene numerische Methoden zum Einsatz, die auf der Analyse des Gasstroms mit der Benutzung gasdynamischer Funktionen basieren. Allerdings spiegeln die Digitalverfahren, die bei der Projektbearbeitung verwendet werden, realistische Gasdyn und sorgen für Fehleinschätzung der eingeführten Konstruktionslösungen. Für die Genauigkeitssteigerung der Konstruktionsprojektbearbeitung muss eine zuverlässige experimentelle Basis herangezogen werden. Folglich erfordern Methoden numerischer Strömungsmechanik eine obligatorische Prüfung aufgrund eines Vergleiches mit den zuverlässigen Ergebnissen des physischen Experimentes.

Das Teilgebiet der Aerodynamik, das die Bewegung der Körper in der Luft erfahrungsmäßig studiert, heißt experimentelle Aerodynamik. Die Erforschung der Strömungsgesetze in der experimentellen Aerodynamik erfolgt durch spezielle Anlagen – Windtunnelanlagen oder mit Hilfe der Flugmodelle. Die Möglichmachung der Flugerprobung ist sogar für kleinere Modelle kostenaufwändig. Bei Versuchen in Windtunnelanlagen können preisgünstige und zuverlässige Daten zutage gefördert werden. Derzeit verfügt unser Land über ein großes Netzwerk von Strömungslaboratorien sowohl für Übungs-, als auch für Praxisziele.

Mit jedem Jahr steigt die Vielfalt der Versuche in den Windtunnelanlagen, und nicht nur von seiten der Flugzeughersteller. Die U-Bahn-Ingenieure wollen den Widerstand wissen, der durch die Luft bei der Bewegung eines Zuges im Tunnel erzeugt wird, sowie den Ventilationsgrad der Wagen. Die Schussfahreren wollen mit Hilfe Modellen von den Luftkräften ausführlicher wissen, die auf den Schiläufer bei der Abfahrt vom Sprungbrett mit der Geschwindigkeit 100 Kilometer je Stunde einwirken. Die entwerfende Autos Ingenieure sorgen um die einwirkende auf die Brennstoffwirtschaftlichkeit und auf die Spurstabilität aerodynamische Daten. Die Bauarbeiter wollen die Druckkräfte auf die Hochhäuser wissen. Die Entwerfer der Windkraftmaschinen blasen die Modelle aus. Eine Musterhaftigkeit der Ventilator interessiert die Spezialisten von der Lüftungstechnik.

Einer der aus Weltführers nach der Ausstattung von den experimentelle Luftstromanlage für die Durchführung der aerodynamischen Erforschung ist das Gukovski-Institut für Aerodynamik, ein Komplex der Windtunnelanlagen und der gasdynamische Anlage dessen mehr 60 Anlage umfasst. Die Anlagen bieten die Simulation der Fluganforderungen bei den Geschwindigkeiten von 10 m/s bis zu den Mach-Zahl $M=25$. Der Prüflauf von überdimensionalen Modellen schwer Flugapparat und ihre Bestandteile erfolgt in subsonische Windtunnelanlagen T-101 und T-104.

Bei der Prüfung der Modelle im Strom, dessen Geschwindigkeit der Schallgeschwindigkeit nahe oder höher ist, ist die Ähnlichkeitsregel von Maevski grundsätzlich. Laut dieser Regel soll das Modell bei denjenigen Bedeutungen der Mach-Zahlen untersucht werden, wie ein reales Objekt erforscht wird. Der Widerstand klärt sich hier in bedeutendem Grade von der Kompressionsfähigkeit des Mediums. Für die Erforschungen der Modelle bei den großen Geschwindigkeiten werden die speziellen aerodynamischen Rohre und die Anlagen gebaut; sie lassen den Einfluss der Kompressionsfähigkeit des Mediums auf die aerodynamischen Charakteristiken des Modells zu studieren.

Die Windtunnelanlagen werden je nach dem Gebiet der Mach-Zahlen , dessen man in ihnen verwirklichen kann, auf subsonisch ($M = 0,15 - 0,7$), transonic ($M = 0,7 - 1,3$), supersonisch ($M=1,3 - 5$) und hypersonisch ($M=5 - 25$) geteilt; nach dem Funktionsprinzip teilen sich in die Anlage der ununterbrochenen Handlung (kompressor) und ballonene mit dem erhöhten Druck; nach der Zusammenstellung der Kontur – auf geschlossen und ungeschlossen.

In subsonisch Windtunnelanlagen werden die aerodynamischen Charakteristiken subsonisch der Flugzeuge, der Hubschrauber sowie der Charakteristik der Überschallflugzeuge auf den Rollbahnregimes untersucht. Außerdem werden sie für das Studium des Umfließen der Autos und anderer Landfahrzeuge, der Gebäude, der Denkmäler, der Brücken verwendet u.a. [1]

Die Windtunnelanlagen, in denen der Strom unmittelbar vom Drehen des Lüfters oder des mehrstufigen axialen Kompressors entsteht, heißen die Rohren der

ununterbrochenen Handlung (dem geschlossenen Typ). Die Kompressorrohre haben den hohen Wirkungsgrad, sie sind in der Arbeit bequem, aber fordern die Entwicklungen der einzigartigen Kompressoren mit den großen Gasverbräuchen und hochleistungsfähige. Aber die Aufwände der großer Leistungen werden für das Erhalten der großen Geschwindigkeiten des Stroms in den Rohren der ununterbrochenen Handlung gefordert (die Leistung ist zum Kubus der Geschwindigkeit des Stroms etwa proportional).

Neben den Rohren der ununterbrochenen Handlung, haben die Ausbreitung die aerodynamischen nicht fordernde solchen Leistung Rohre bekommen. In den Rohren dieses Typs entsteht der Strom von der Verschiedenheit der Drücke zwischen den Ballons mit der zusammengepressten Luft und der Atmosphäre oder der Atmosphäre und der Vakuumpkapazität, oder den Ballons mit der zusammengepressten Luft und dem Vakuum. Solche Rohre heißen von den Rohren der kurzzeitigen Handlung, da für diese Fälle der Strom im Rohr die kurze Zeit (von den Anteilen der Sekunde bis den einigen Minuten unterstützt wird). Die Dauer der Arbeit ballonene der aerodynamischen Rohre ist vom Vorrat des Gases in den Ballons beschränkt. Dabei können sich die Kompression der Luft in den Ballons oder die Bildung des Vakuums von den Kompressoren oder den Vakuumpumpen wesentlich der minderen Leistung verwirklichen, als es für das Rohr der ununterbrochenen Handlung gefordert würde.

Der breite Vertrieb der aerodynamischen Ballonsrohre ist davon bedingt, dass sie nach der Konstruktion und die Leistung der Kompressoren, die für die Füllung der Ballons notwendig ist einfacher sind, ist verhältnismäßig klein. Die aerodynamischen Ballonsrohre sind im Vergleich zu Kompressorrohre weniger rentabel, da sich bei der Drosselwirkung des Gases der Teil der Energie verliert.

In den supersonischen Rohren bei den Mach-Zahlen mehr vier, die Luft muss man aufwärmen, zur Vermeidung der Kondensation die Gase, die in seinen Bestand eingehen. Solche Anwärmung in den Rohren der kurzzeitigen Handlung verwirklicht sich vom Durchlaß der Luft durch die gewöhnlich elektrischen Heizapparate, die vor der Beruhigungskammer einstellbar werden.

2 Die Beschreibung der aerodynamischen Modelanlage

Das aerodynamische Rohr ist die schaffende den Strom des Gases (die Luft) Anlage zwecks des Studiums seiner Einwirkung auf das windschnittiges Objekt, sowie für das Studium der aerodynamischer Erscheinungen.

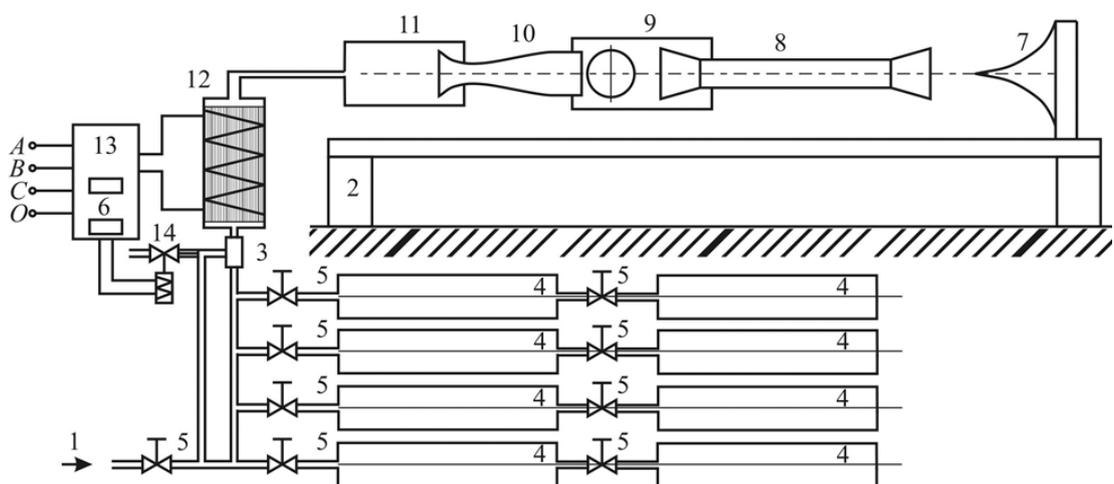
Mit Hilfe des aerodynamischen Rohres klären sich die Kräfte, die beim Flugen oder die Bewegungen des Objektes entstehen, seine Beständigkeit und die optimalen Formen werden untersucht. In den speziellen aerodynamischen Rohren werden das Erwärmen und der Wärmeschutz der Objekte untersucht.

Die Experimente im aerodynamischen Rohr sind auf dem Prinzip der Umkehrbarkeit gegründet, laut dessen die Fortbewegung des Körpers bezüglich der Luft (oder der Flüssigkeit) kann man der Bewegung der Luft, der auf den Körper anblasen, ersetzen.

Die aerodynamische Modelanlage ist interessante für die wissenschaftlichen Forschungen in den kleinen aerodynamischen Laboren und, insbesondere für die Ausbildung der Studenten. Die Anlage wird mit dem breiten Umfang der realisierten Betriebsarten, der Einfachheit der Konstruktion, den außerordentlich niedrigen Verbräuchen des zusammengepressten Gases und der Elektroenergie charakterisiert [4].

Die Hauptfunktion der aerodynamischen Modelanlage ist die Bildung des kurzzeitigen supersonisch oder hypersonisch Stroms des Gases, der für die vielfältigen aerodynamischen und luftphysischen Forschungen verwendet werden kann. Die Modelanlage schafft den Strom des Gases mit guten metrologischen Charakteristiken, die vergleichbar mit den entsprechenden Charakteristiken des Arbeitsstroms in den modernen aerodynamischen Rohren sind. Das aerodynamische Rohr dient für das Erhalten des supersonisch oder hypersonisch Stroms mit den Mach-Zahlen von 2 bis zu 4 ohne Erhitzer oder mit Mach-Zahlen von 2 bis zu 7 unter Ausnutzung des Erhitzers. Der geschaffene Strom hat den Durchmesser 100 mm. Die summarische Masse der versorgten Luft 56 kg: 8*40 Dezimeter in den Ballons mit dem Druck 15.0 MPa. Der Verbrauch des zusammengepressten Gases bis zu 5 kg/s.

Die Anlage besteht aus den folgenden Hauptteilen: der Rahmen, das Hauptventil, 8 Ballons mit den Handventilen, das Verteilereinsatz, den Diffusor, der Arbeitsteil, den Lufttrichter, die Beruhigungskammer, den elektrischen Erhitzer, die Energiequelle. Vor dem Experiment befindet sich das Arbeitsgas in 8 Ballons (4) mit dem summarischen Umfang die 320 Dezimeter beim Druck bis zu 15.0 MPa. Für den Start der Anlage das Hauptventil (3) ist von dem Bedienungspult (6) eingearbeitet und das Arbeitsgas aus den Ballons tritt in den elektrischen Erhitzer (12) und der Beruhigungskammer (11) auf. Achsensymmetrisch ersetzbar Lufttrichter (10) nach der Kontur zusammengekoppel mit dem Flansch der Beruhigungskammer. Der dichte Arbeitsteil (9) stellt die rechteckige Kamera mit den inneren Umfängen 360*226*200 mm dar. Es gibt die Lücht vom Durchmesser 140 mm in der Wand, wo der Ausgang den Lufttrichter aufgestellt ist. In der entgegengesetzten Wand gibt es die Lücht auch, wo der Eingang des Diffusors aufgestellt ist. In den Seitenwänden sind zwei optische Fenster (der Durchmesser "im Licht" 100 mm) für die Visualisierung der verlaufenden Prozesse (die Dicke des Glases 10 mm) installierte. Die Leitungen von den verwendeten Sensoren gehen durch die Wand mit Hilfe vier luftdichten der 24 Pfostenstecker. Das untersuchte Modell wird unterbracht und wird aufgrund des Arbeitsteiles fixiert. Aus dieser Gründung können die Messsensoren neben dem Modell unterbracht sein.



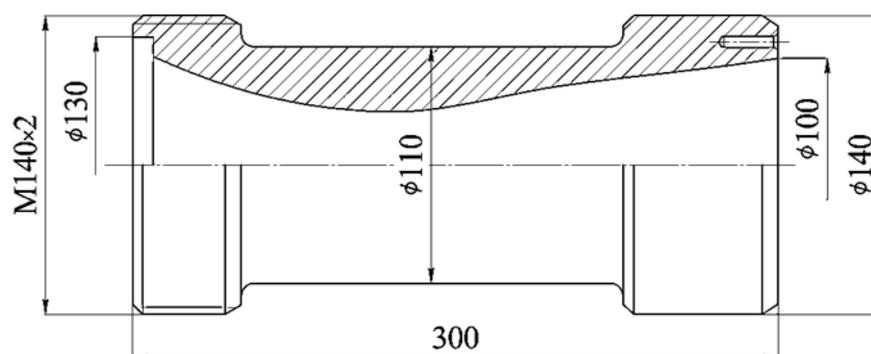
Die Abbildung 2.1 – Das Schema der aerodynamischen Modelanlage

1 – die Luftzuführung; 2 – der Rahmen; 3 – das Hauptventil; 4 – die Ballons mit der zusammengepressten Luft; 5 – die Handventile; 6 – das Bedienungspult; 7 – das

Verteilereinsatz; 8 – der Diffusor; 9 – der Arbeitsteil; 10 – die Konturdüse; 11 – die Beruhigungskammer; 12 – der elektrische Erhitzer; 13 – die Energiequelle die 20 Kilowatt; 14 – das verwaltende Ventil

Für die Bildung des supersonischen Stroms in der Anlage werden achsensymmetrisch Konturdüse mit dem Durchmesser des Ausgangsquerschnitt 100 mm verwendet. Im supersonischen Teil der Düse der Strom läuft bis zur geforderten Bedeutung der Geschwindigkeit in der zentrierten Welle der Verdünnung neben dem Winkelpunkt an, der sofort hinter der Düsenkehle gelegen ist. Weiter folgt konturiert die ebene Strecke, die den Strom parallel zu der Düsenachse in den Gleichstrom umwandelt. Die heftige Wendung des Stroms auf die großen Winkel im Raum der Düsenkehle und die Vertreibung des Stroms auf der kleinen Länge können zu den großen Gradienten des Drucks mit der Loslösung des Stroms von den Wänden und der Entstellung des Strömungsfeld auf dem Ausgang bringen [4].

Die Kontur der Düse wurde mit der Genauigkeit 0,02 mm ausgefüllt. Die mittlere Höhe der Mikrorauhigkeit ist 0,002 mm. Für die Mach-Zahlen $M=2$ und $M=3$ ist die Konstruktion der Düse auf der Abbildung 2.2 dargestellt. Für die Vereinfachung der Bearbeitung der Düse mit der Mach-Zahl $M \geq 4$ sind zusammengesetzt aus zwei Teilen erfüllt.



Die Abbildung 2.2 – die Düse $M=2$

3 Die Forschungsmethoden

Man unterscheidet zwei Gruppen der Methoden des luftphysischen Experimentes. Die erste Gruppe sind ballistische Methoden, mit deren Hilfe der Windabfluss der Modelle bei ihrem Flug simuliert wird, der einer realen Bewegung der untersuchten Körper ähnlich ist. Die zweite Gruppe bilden Methoden, die sich in den aerodynamischen Röhren realisieren. Hier basiert die Messung der Krafteinwirkung des Stroms auf das Modell auf dem Prinzip des Ersatzes der geraden Bewegung (der Flug des Körpers im bewegungsunfähigen Medium) durch die Bewegung des Mediums gegenüber dem bewegungslos angebracht Körpers gegründet. Seinerseits teilen sich aerodynamischen Forschungen auf Drainage-, Gewichts- und die Methoden der Visualisierung ab.

3.1 Die ballistische Methode

Die Methode besteht darin, dass das Modell gewöhnlich mit Hilfe der Rakete auf die Atmosphäre geschossen wird, und dann ihre Bewegung wird mit Hilfe der Foto- oder Videoaufnahme fixiert. Das Wissen der Flugbahn lässt zur Geschwindigkeit und der des Modells auszurechnen, und nach Beschleunigung die aerodynamischen geltenden Kräfte auf das Modell zu bestimmen. Die ballistische Methode ist besonders bequem für das Studium der aerodynamischen Kräfte und der Momente bei der Bewegung mit der variablen linearen und Winkelgeschwindigkeit, unter anderem bei der krummlinigen Bewegung. Er ist auch für das Studium der Stabilisation und der Lenkbarkeit des Modells brauchbar [3].

Die Besonderheit der ballistischen Methode ist bei der Durchführung der luftballistischen Forschungen davon bedingt, dass das Modell im Raum den Platz wechselt, und die Dauer der beobachteten Prozesse ist klein.

3.2 Die Drainage-Methode

Für die Messung der normalen Anstrengungen (die Drücke) auf der Oberfläche des erprobten Körpers machen die kleinen Öffnungen (den Durchmesser 0,5 mm), deren Achsen zur Oberfläche normal sind. An diese Öffnungen verbindet man die Röhren (metallisch oder gummi), die von anderem Ende zu den

Mikromanometern zugeführt sind. Jede solche Öffnung mit dem an ihm verbundenen Röhren ist eine statische Drucksonde auf der Oberfläche des Körpers. Das Modell, innerhalb dessen die Röhren angelegt, heißt vom dränen Modell.

Die Besonderheit der drainage Methoden besteht darin, dass sich durch ihre Ergebnisse nur jene Komponente der vollen aerodynamischen Kraft klärt, die vom Druck bedingt ist. Die Kräfte der Reibung in diesem Fall können nicht gemessen sein.

3.3 Die Dynamometrische Methode

Die dynamometrische Methode oder die gewichtse Methode erlaubt mit den kleinsten Aufwänden und am genauesten die aerodynamischen Charakteristiken des Modells beim Anblaseversuch in den aerodynamischen Rohren zu bekommen. Diese Prüfungen sind eine der wichtigsten und am meisten verbreiteten Arten der Forschungen in der experimentellen Aerodynamik.

Diese Methode besteht darin, dass das erprobte Modell an den Spannungsmesser (die aerodynamische Waage) verbindet man und bewegt man im Luftmedium oder unterbringt man in den Strom des Mediums, zum Beispiel im aerodynamischen Rohr. Diese Methode erlaubt unmittelbar und schneller, die aerodynamischen Kräfte und die Momente zu bestimmen, und deshalb öfter, als andere Methoden verwendet wird. Sein Nachteil besteht darin, dass die Pinnen (Haltevorrichtung), an die das Modell heftet man, nicht nur den zusätzlichen Widerstand, der auf die Dynamometer übergeben wird schaffen, aber teilweise entstellt den Strom, also ändern die aerodynamischen Kräfte und die Momente, die auf das Modell gelten.

Im allgemeinen Fall die aerodynamische Waage sollen die Komponenten der vollen aerodynamischen Kraft in den Projektionen an drei gegenseitig senkrechte Achsen (X, Y, Z) und drei Komponenten des vollen aerodynamischen Momentes bezüglich dieser Achsen (M_x , M_y , M_z) messen. Nach der Bestimmung der Projektionen der vollen aerodynamischen Kraft und des Momentes im Koordinatensystem der gegebenen aerodynamischen Waage, man kann sie in anderes

Koordinatensystem nachrechnen, deren eine Anfang man in einem willkürlichen Punkt des Modells unterbringen kann, zum Beispiel im Schwerpunkt des Flugzeuges oder der Rakete.

Eine Hauptcharakteristik der aerodynamischen Waage ist die Zahl der gemessen Komponenten der vollen aerodynamischen Kraft und des vollen aerodynamischen Momentes. Je nach den entschiedenen Aufgaben, deren muß man auflösen, die Zahl der Komponenten der Waage kann sich von einem bis zu sechs ändern.

Je nach der Anordnung der aerodynamischen Waage kann man auf drei Typen aufteilen:

- Die Waage, die außer dem Modell und dem Arbeitsteil des aerodynamischen Rohres liegend sind;
- Die Waage, die außer dem Modell im Arbeitsteil des aerodynamischen Rohres liegend sind;
- Die Waage, die innerhalb des Modells oder innerhalb unterstützende ihre im Strom des Gestells liegend sind.

Die Zerlegung der vollen aerodynamischen Kraft und des Momentes auf die Komponenten in der Waage des ersten Typs verwirklicht sich mit Hilfe verschiedener Hebelgestängen. Das Modell wird im Arbeitsteil des Rohres mit Hilfe der unterstützenden Einrichtungen festgestellt, die mit diesen Mechanismen verbunden sind. Die Waage solchen Typs ist es üblich, als die mechanische Waage zu nennen. Der Vorteil der mechanischen Waage ist die Stabilität und die hohe Genauigkeit der Messungen (-0.1%); der Nachteil ist das verhältnismäßig grosse Gewicht und die Abmessungen der Elemente der Waage und die grosse Trägheit, infolgedessen solche Waage in den Rohren mit der kleinen Dauer der Handlung nicht verwendet werden kann.

Die Zerlegung der vollen aerodynamischen Kraft und des Momentes in der Waage des zweiten und dritten Typs verwirklicht sich aufgrund der Nutzung verschiedener elastischer Systeme, die Deformationen abgesonderter Elemente deren sind zu den Komponenten der vollen aerodynamischen Kraft und des Momentes,

geltend auf das Modell proportional. Diese Deformationen werden mit Hilfe des Dehnungsmessers des Widerstands gemessen, die die Deformation des elastischen Elementes der Waage in die Veränderung des elektrischen Widerstands umwandeln. Daher allgemeinen Titel der Waage des gegebenen Typs ist wie tensometrisch.

Moderne Dehnungsmeßstreifenwaage stehen etwas in der Genauigkeit der mechanischen Waage nach. Jedoch haben sie die kleinen Dimensione, sind verhältnismäßig billig, sind im Betrieb bequemer, und aufgrund geringer Trägheit gewährleisten die Messungen nicht nur statisch, sondern auch der dynamischen Belastungen. Deshalb Dehnungsmeßstreifenwaage findet die breite Anwendung in der Praxis des aerodynamischen Experimentes.

3.4 Die Methode der Visualisierung

Nach dem sichtbar Bild kann man den empörten Strom studieren, und zwar – der Charakter, die Struktur und die Koordinaten dieser Empörungen, und nach ihm, die Krafteinwirkung auf das Modell herzustellen [5].

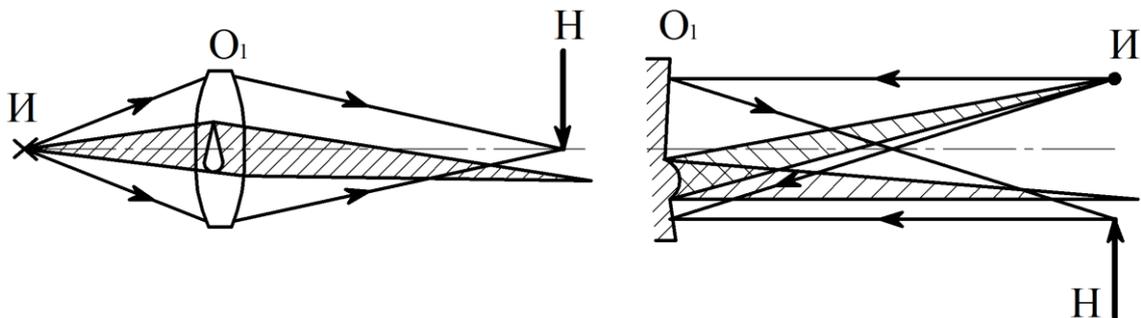
Für die Forschung optische Inhomogenität werden die Schlierenmethoden der Visualisierung verwendet. Das Funktionsprinzip Schlierengerät und Interferenzapparat wird auf der Nutzung einer physischen Erscheinung – die Reaktion des Lichtstreifens auf die Veränderung Brechungsvermögen des Mediums gegründet. Das Brechungsvermögen des Stroms (n) ist mit seiner Dichte von der Formel Gladstona - Dejla eindeutig verbunden: [6]

$$k = (n-1)/r,$$

wo k – der ständige Koeffizient für das gegebene Gas und für die gegebene Länge der Welle.

Das von L.Fukos angebotene Prinzip der ersten Schlierenmethode bleibt bis jetzt wesentlich für die Durchführung der Messungen. Er besteht im Folgenden: in einiger Entfernung vom untersuchten Objektiv des Reflektors oder Refraktor O_1 die punktförmige Lichtquelle H unterbracht wird (die Abbildung 3.1), und an jener Stelle, wo das Objektiv die Darstellung dieses Punktes gibt, Ablendung H – die Platte mit dem scharfen geraden Rand, deren Foucaultsche Messerschneide nennt man gestellt. Wenn das Objektiv die Aberrationen nicht hat und die aus ihm

hinausgehende Welle streng kugel ist, so bei der Bewegung des Messers senkrecht der optischen Achse das Bild augenblicklich und gleichmäßig erlischt, kaum schließt das Messer die Darstellung der Lichtquelle. Wenn einige Anteile des Objektivs die Wellenfront verzerren, so gehend von diesen Anteile das Licht die Darstellung des leuchtenden Punktes an anderer Stelle gibt; deshalb zu jenem Moment, wenn das ganze Feld dunkel scheinen wird, da die Hauptdarstellung der Lichtquelle abgeblendet vom Messer, die Strahlen, die aus der optische Inhomogenität gehen, ins Auge des Beobachters noch geraten werden. Die Inhomogenität wird beleuchtet auf dem dunklen Feld scheinen. Bei der Wendung des Messers auf 180° und bei der Bewegung es zur optischen Achse wird die Inhomogenität von erstem verdunkelt und wird dunkel auf dem hellen Hintergrund scheinen [7].



die Abbildung 3.1 – Das Prinzip der Schlierenmethode

Wenn nicht punktförmige, und ausgedehnte Lichtquelle zu nehmen, so wird die Überdeckung seiner Darstellung vom Messer nicht augenblicklich, und allmählich geschehen. Deshalb werden die Punkte des Feldes, die die Lichtstrahlen auf verschiedene Winkel ablehnen, untereinander nach der Beleuchtungsstärke unterschieden werden. Dabei, je es gibt mehrerer Durchmesser der Lichtquelle, desto die Beziehung der Beleuchtungsstärke diesen Punkte ist viel mehr, desto wird die Methode empfindlicher sein. Da die Absetzung der Darstellung der Lichtquelle von der Bedeutung des Winkels der Abweichung der Lichtstrahlen in der Inhomogenität abhängt, so erscheint die Möglichkeit nach der Verteilung der Beleuchtungsstärke im Schattenbild über die Veränderung der Form der Lichtwelle zu richten, die ein Ergebnis der Handlung des untersuchten Objektes ist. Es ist zu bemerken, dass auf die Beleuchtungsstärke der Darstellung nur die Absetzung der Darstellung der Quelle

senkrecht dem Rand des Messers beeinflusst. Bei der Absetzung der Darstellung entlang der Schneide der Veränderung der Beleuchtungsstärke wird nicht beobachtet. Deshalb lassen die optischen Schemen mit der Foucaultsche Messerschneide die Stellen zu unterscheiden, die verschiedene Bedeutungen der Projektion des Winkels der Abweichung des Lichtes auf die Ebene, die senkrecht der Kante des Messers ist, haben. Die Absetzung der Darstellung der Lichtquelle kann sich wegen der Veränderung der Form der Wellenfront von einer beliebigen optischen Inhomogenität bewirken, durch die den Lichtstrom geht. Verschiedene Anteile solcher Inhomogenität scheinen verschieden beleuchtet in Abhängigkeit davon, wie sie die Lichtstrahlen ablehnen.

Es gibt viele optische Schemen, die lassen die Messungen von der Töplersche Schlierenmethode durchzuführen. Ihre Vielfältigkeit ist von einer breiter Kreis der entschiedenen Aufgaben und dem Unterschied in den Forderungen, die zu den Ergebnissen der Messungen vorgelegt werden, bedingt. Das Schema des Gerätes hängt und von seiner Geräteempfindlichkeit ab. Wenn der Inhomogenität (zum Beispiel, die Schockwelle), die stark ablehnenden Lichtstrahlen untersucht werden, so werden die einfache Einrichtungen mit der minimalen Zahl der verhältnismäßig groben Details verwendet. Das optische Schema und ihre Konstruktionsrealisierung werden beim Studium der schwache Inhomogenitäten wesentlich komplizieren. Die Schemen der Mehrheit der Geräte ist wesentlich komplizierter als die, die auf der Abbildung 3.2. dargestellt sind. Fast in jedem von ihnen das Objektiv ist zusätzlich eingeführt, das am Bildschirm oder auf dem Fotofilm die Darstellung der Inhomogenitäten gibt. Außerdem wird für das Erhalten der Schattenaufnahmen der hohen Qualität die Lichtquelle mit den gerade begrenzten Rändern, habend die hohe Helligkeit gefordert. Außerdem wird die habende die hohe Helligkeit des Lichtquelles mit den geraden begrenzten Rändern für das Erhalten der Schattenaufnahmen der hohen Qualität gefordert. Es erreicht man, dass man die Teil des Kondensers einführt, mit Hilfe deren die Zwischenabbildung der Quelle, die der Spalt beschränkt, bildet man. (die Abbildung 3.2). Die Nutzung des konvergenten oder divergenten Lichtstreifens ist unpassend für die quantitative Forschungen, denn

die identische Inhomogenitäten geben verschiedene Absetzungen der Darstellung der Spalte in Abhängigkeit davon, an welcher Stelle die Lichtstreifen befinden sich. Deshalb sind am meisten verbreitet die Geräte, in denen die Inhomogenität im parallelen Lichtstreifen befindet sich (die Abbildung 3.2) [7].

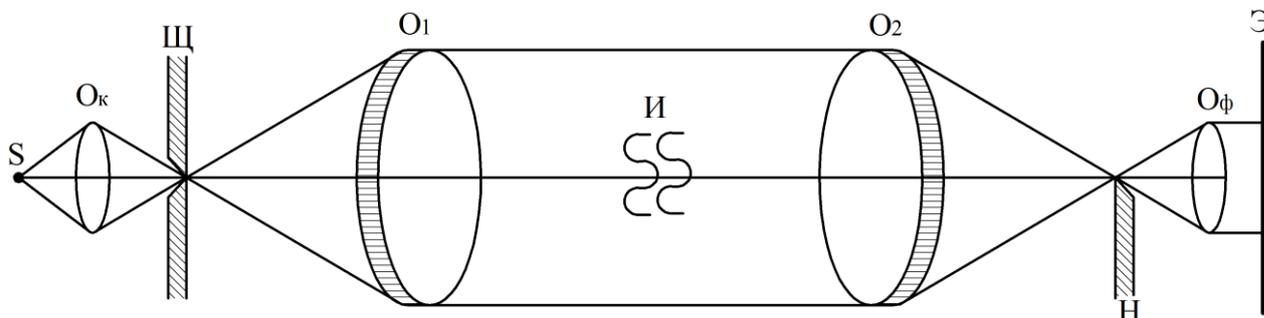


Abbildung 3.2 – Optisches Schema des Töplerschen Gerätes mit dem Parallelverlauf der Strahlen: O_K – das Objektiv des Kondensors; III – der Spalt, der die Darstellung des Lichtquelles beschränkt; O_1 и O_2 – die grundsätzliche Objektive; II – die erforschbare Inhomogenität; O_ϕ – photographisches Objektiv; Э – die Lichtbildwand; S – das Lichtquelle; H – die Foucaultsche Messerschneide

Die Schlierengeräte, die die Töplersche Schlierenmethode verwenden, haben gewöhnlich die großen Umfänge und das Gewicht. Deshalb ist ihre Aufstellung auf den ballistischen Trassen oder in den aerodynamischen Anlagen mit den bedeutenden Schwierigkeiten verknüpft. Für das Verleihen dem Gerät der Kompaktheit laufen zur zahlreicher Zerteilung des Lichtstrahls mit Hilfe der Drehplanspiegel herbei. Jedoch führt es zur Verschlechterung der Sensibilität des Gerätes, kompliziert seine Einstellung, verstärkt die Handlung der Vibrationen. Deshalb muss man die einfachsten optischen Schemen verwenden, wenn die geometrischen Dimensionen der experimentalen Anlage es zulassen [7].

Приложение Б

(обязательное)

Поверка блока датчиков давления №1

Таблица А.1 – Результаты расчёта для блока датчиков давления №1

	Вход 2	Вход 3	Вход 4	Вход 2	Вход 3	Вход 4
0 кПа	U, В					
1	0,0329684	0,0344290	0,0349148			
2	0,0329768	0,0344343	0,0349181			
3	0,0329803	0,0344374	0,0349191			
U ₀ , В	0,0329752	0,0344336	0,0349173			
100 кПа	U, В			U-U ₀ , В		
1	0,0681283	0,0693674	0,0702581	0,0351531	0,0349339	0,0353408
2	0,0678009	0,0690467	0,0699226	0,0348257	0,0346131	0,0350053
3	0,0687661	0,0699734	0,0708596	0,0357909	0,0355398	0,0359423
4	0,0681000	0,0693216	0,0702282	0,0351248	0,0348880	0,0353109
5	0,0682891	0,0694681	0,0703287	0,0353140	0,0350346	0,0354114
6	0,0683735	0,0696039	0,0704629	0,0353984	0,0351703	0,0355456
U _{ср} , В	0,0682	0,0695	0,0703	0,0353	0,0350	0,0354
σ, В	0,000132	0,000127	0,000126	0,000132	0,000127	0,000126
δ, %	0,193	0,183	0,180	0,374	0,362	0,356
ΔU, В	0,00034	0,00033	0,00033	0,00034	0,00033	0,00033
200 кПа	U, В			U-U ₀ , В		
1	0,1013895	0,1021743	0,1036144	0,0684143	0,0677408	0,0686971
2	0,1015470	0,1023213	0,1037573	0,0685719	0,0678878	0,0688400
3	0,1010853	0,1018977	0,1032949	0,0681102	0,0674642	0,0683776
4	0,1016376	0,1023975	0,1038410	0,0686625	0,0679639	0,0689237
5	0,1019077	0,1026661	0,1041215	0,0689326	0,0682326	0,0692042
6	0,1019990	0,1027714	0,1042262	0,0690238	0,0683378	0,0693089
U _{ср} , В	0,1016	0,1024	0,1038	0,0686	0,0679	0,0689
σ, В	0,000137	0,000131	0,000139	0,000137	0,000131	0,000139
δ, %	0,135	0,128	0,134	0,200	0,193	0,201
ΔU, В	0,00035	0,00034	0,00036	0,00035	0,00034	0,00036
300 кПа	U, В			U-U ₀ , В		
1	0,1353753	0,1354488	0,1377364	0,1024001	0,1010152	0,1028191
2	0,1350501	0,1352207	0,1374557	0,1020750	0,1007872	0,1025384
3	0,1345654	0,1347638	0,1369678	0,1015902	0,1003303	0,1020505
4	0,1352264	0,1353237	0,1376384	0,1022512	0,1008901	0,1027211
5	0,1353012	0,1354020	0,1376968	0,1023261	0,1009684	0,1027795
6	0,1349737	0,1350805	0,1374042	0,1019985	0,1006470	0,1024869

Продолжение таблицы А.1

	Вход 2	Вход 3	Вход 4	Вход 2	Вход 3	Вход 4
U_{cp}, B	0,1351	0,1352	0,1375	0,1021	0,1008	0,1026
σ, B	0,000120	0,000104	0,000116	0,000120	0,000104	0,000116
$\delta, \%$	0,089	0,077	0,085	0,118	0,103	0,113
$\Delta U, B$	0,00031	0,00027	0,00030	0,00031	0,00027	0,00030
400 кПа	U, B			U-U ₀ , B		
1	0,1690547	0,1682646	0,1716501	0,1360795	0,1338310	0,1367328
2	0,1698412	0,1689836	0,1724224	0,1368660	0,1345501	0,1375051
3	0,1687084	0,1679363	0,1712429	0,1357332	0,1335028	0,1363256
4	0,1683359	0,1675538	0,1708861	0,1353608	0,1331202	0,1359688
5	0,1683098	0,1675239	0,1708580	0,1353347	0,1330903	0,1359406
6	0,1679524	0,1672123	0,1704877	0,1349773	0,1327788	0,1355704
U_{cp}, B	0,1687	0,1679	0,1713	0,1357	0,1335	0,1363
σ, B	0,000275	0,000261	0,000283	0,000275	0,000261	0,000283
$\delta, \%$	0,163	0,155	0,165	0,203	0,195	0,208
$\Delta U, B$	0,00071	0,00067	0,00073	0,00071	0,00067	0,00073
450 кПа	U, B			U-U ₀ , B		
1	0,1844753	0,1831127	0,1870938	0,1515002	0,1486791	0,1521765
2	0,1845654	0,1832323	0,1872139	0,1515903	0,1487988	0,1522966
3	0,1844361	0,1830823	0,1870362	0,1514609	0,1486488	0,1521189
4	0,1847169	0,1833491	0,1874728	0,1517418	0,1489156	0,1525555
5	0,1841708	0,1828582	0,1867721	0,1511957	0,1484246	0,1518548
6	0,1844653	0,1831178	0,1870809	0,1514902	0,1486842	0,1521636
U_{cp}, B	0,1845	0,1831	0,1871	0,1515	0,1487	0,1522
σ, B	0,000073	0,000067	0,000094	0,000073	0,000067	0,000094
$\delta, \%$	0,040	0,037	0,050	0,048	0,045	0,062
$\Delta U, B$	0,000188	0,00017	0,00024	0,00019	0,00017	0,00024
$\delta_{cp}, \%$				0,189	0,180	0,188

Приложение В

(обязательное)

Поверка блока датчика давления в форкамере

Таблица Б.1 – Результаты расчёта для датчика давления в форкамере

0 кПа			U_{cp} , В	-3,214	-2,000
1	-1,2135729		σ , В	0,000707	0,000707
2	-1,2134558		δ , %	-0,022	-0,035
U_0 , В	-1,2135143		ΔU , В	0,0018	0,0018
1 МПа	U , В	$U-U_0$, В	5 МПа	U , В	$U-U_0$, В
1	-1,73242725	-0,51891291	1	-3,70076680	-2,48725247
2	-1,72979429	-0,51627995	2	-3,71194530	-2,49843097
3	-1,71863287	-0,50511854	3	-3,71230889	-2,49879455
4	-1,71704187	-0,50352754	4	-3,71244554	-2,49893120
5	-1,71562656	-0,50211223	5	-3,71491501	-2,50140067
6	-1,71430154	-0,50078721	6	-3,71369003	-2,50017570
U_{cp} , В	-1,721	-0,508	U_{cp} , В	-3,711	-2,497
σ , В	0,003175	0,003175	σ , В	0,002097	0,002097
δ , %	-0,184	-0,625	δ , %	-0,057	-0,084
ΔU , В	0,0082	0,00816240	ΔU , В	0,0054	0,0054
2 МПа	U , В	$U-U_0$, В	6 МПа	U , В	$U-U_0$, В
1	-2,21931759	-1,00580325	1	-4,24214895	-3,0286346
2	-2,21569147	-1,00217713	2	-4,24434024	-3,0308259
3	-2,21452750	-1,00101317	3	-4,24574334	-3,0322290
4	-2,21382717	-1,00031283	4	-4,24647784	-3,0329635
5	-2,21310243	-0,99958810	5	-4,24603372	-3,0325194
6	-2,21159928	-0,99808494	6	-4,24701956	-3,0335052
U_{cp} , В	-2,215	-1,001	U_{cp} , В	-4,245	-3,031
σ , В	0,001084	0,001084	σ , В	0,000729	0,000729
δ , %	-0,049	-0,108	δ , %	-0,017	-0,024
ΔU , В	0,0028	0,00278731	ΔU , В	0,0019	0,0019
3 МПа	U , В	$U-U_0$, В	7 МПа	U , В	$U-U_0$, В
1	-2,71253290	-1,49901856	1	-4,71152363	-3,4980093
2	-2,71464121	-1,50112688	2	-4,71064028	-3,4971259
3	-2,71518294	-1,50166860	3	-4,71208976	-3,4985754
4	-2,71239625	-1,49888191	4	-4,71123569	-3,4977214
5	-2,70427531	-1,49076097	5	-4,71115028	-3,4976359
6	-2,71513169	-1,50161736	6	-4,71129669	-3,4977824
U_{cp} , В	-2,712	-1,499	U_{cp} , В	-4,711	-3,498
σ , В	0,001696	0,001696	σ , В	0,000194	0,000194
δ , %	-0,063	-0,113	δ , %	-0,004	-0,006
ΔU , В	0,0044	0,00435931	ΔU , В	0,0005	0,0005

Продолжение таблицы Б.1

4 МПа	U, В	U-U ₀ , В			
1	-3,21340795	-1,99989361			
2	-3,21256364	-1,99904931			
3	-3,21140699	-1,99789266			
4	-3,21547479	-2,00196045			
5	-3,21581641	-2,00230208			
6	-3,21467929	-2,00116495			