

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение  
высшего образования

**Пермский национальный исследовательский политехнический университет**

Факультет: Аэрокосмический  
Специальность: 24.05.02 Проектирование авиационных  
и ракетных двигателей  
Специализация: Проектирование авиационных двигателей  
и энергетических установок  
Кафедра: Авиационные двигатели

**Отчет по лабораторной работе №1 по дисциплине  
«Механика жидкости и газа»**

На тему: Измерение полного и статического давлений

Студенты Гафурова Эльнара Маратовна ( \_\_\_\_\_ )  
Максимов Даниил Антонович ( \_\_\_\_\_ )  
Шамсутдинов Альмир Марисович ( \_\_\_\_\_ )  
Группа АД-20-2с

Принял: Матюнин В.П.

Дата: \_\_\_\_\_

## СОДЕРЖАНИЕ

Цели и задачи работы.....	3
Введение.....	3
1 Краткая теория измерения давлений.....	4
2 Описание лабораторной установки и измерительного оборудования.....	6
2.2 Объект исследования – трубка пито.....	7
3 Физическая модель изменения измеряемого давления при различных углах скоса.....	8
3.1 Краткое теоретическое обоснование.....	8
3.2 Физическая модель для вторичной обработки.....	9
4 Порядок проведения эксперимента.....	10
5 Результаты прямых измерений.....	10
5.1 Основные данные.....	10
5.2 Результаты первичной статистической обработки измерений.....	11
6 Вторичная обработка результатов измерения.....	12
6.1 Математическая модель теоретической чувствительности к углу скоса потока.....	12
6.2. Расчёт чувствительности к углу скоса потока и ошибок данного расчёта.....	13
7. Результаты измерения и теоретического расчёта. Анализ результатов.....	14
Заключение.....	17
Приложения.....	18

## ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ РАБОТЫ

*Цель работы:* ознакомиться с методами и средствами измерения давления, характеристиками приёмников давления.

*Задачи работы:*

– ознакомиться с лабораторной установкой и правилами техники безопасности при работе с ней;

– осуществить систематические измерения полного и статического давлений при различных углах скоса потока;

– провести первичную обработку измерений, начиная со статистической обработки;

– в дополнение к экспериментальной определить и теоретическую зависимость измеренных давлений от угла скоса потока: провести анализ результатов и выяснить причины различия экспериментальной и теоретической чувствительности к углу скоса потока.

## ВВЕДЕНИЕ

Множество измерений, выполняемых в экспериментальных исследованиях, связаны с измерением давления. Давление – основной параметр рабочей машины в гидрогазодинамике. Точность измерения этого параметра сильно влияет на аэродинамические и технические характеристики самолетов, работу их силовых установок. Помимо этого, давление используется в косвенных измерениях других технологических параметров рабочего тела, таких как расход, температура, скорость, плотность и т.д.

В авиации довольно часто необходимо измерять давление воздуха, газов, топлива в силовых установках или в бортовых системах (системе запуска двигателя, тормозной, противопожарной, кислородной, системе выпуска и уборки шасси, закрылков, предкрылков). В поршневых двигателях требуется знать давление воздуха или смеси во всасывающих патрубках. Кроме того, для контроля за режимом работы газотурбинного двигателя надо измерять давление масла в главной масляной магистрали; значения абсолютного и избыточного давления масла в двигателе, перепад давлений на масляном фильтре. Определяется давление топлива, подступающего к форсункам, или на выходе из топливного насоса; на топливном фильтре (значения не должны превышать определённый предел). Также, определяется перепад давлений в турбине, давление воздуха, входящего в компрессор и отбираемого из него, давление выходящих газов и давление в воздушном клапане стартера. В турбовальных двигателях требуется знать значение давления масла в трансмиссии; в измерителе крутящего момента.

Кроме того, при обтекании тел потоком жидкости или газа возникает сопротивление, которое складывается из нескольких составляющих. Одной из наиболее существенных потерь является профильное сопротивление, которое состоит из сопротивления трения и давления. Причина первого – действие сил вязкого трения между телом и жидкостью. А сопротивление

давления возникает из-за разности давлений на передней и задней поверхностях тела, которая создаёт равнодействующую силу, препятствующую движению тела. Для того, чтобы узнать значение этой разности давлений, надо определить значения давлений, действующих на переднюю и заднюю кромки обтекаемого тела; измерение этих давлений также необходимо проводить с помощью приёмников давления.

Исследование распределения давления по поверхности крыла является одной из наиболее часто встречающихся задач в практике аэродинамических лабораторий. Это исследование позволяет уточнить условия обтекания крыла, даёт данные для расчёта его на прочность, а, следовательно, подбора материалов и выбора силовой схемы крыла. Также целью таких исследований является определение аэродинамического качества профиля, являющегося отношением коэффициента подъёмной силы к коэффициенту аэродинамического сопротивления. Исследование распределения давлений по профилю под разными углами даёт представление о применимости данного крыла.

Получение закона распределения давления набегающего воздушного потока по поверхность крыла самолета является важной задачей аэродинамики. А зная перепад давлений, измеряемый с помощью трубки Пито, можно определить скорость этого набегающего потока, произведя расчет по уравнению Бернулли.

## **1 КРАТКАЯ ТЕОРИЯ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЙ**

Приемники давления используются для измерения как полного, так и статического давления. Для измерения полного давления  $P^*$  используются точки изоэнтропного торможения, а для измерения статического - точки чисто диссипативного торможения. Однако для определения распределения статического давления вдоль поверхности можно просто расположить отверстия малого диаметра вдоль поверхности и произвести измерения. Если необходимо узнать значение давления в конкретной точке внутри потока, то нужно знать механизм преобразования кинетической энергии во внутреннюю или потенциальную энергию в энтальпию, а также распределение давления по обводам цилиндра.

Отверстия в приёмном устройстве расположены с учётом того, что поток может огибать его. Поэтому отверстие для измерения полного давления расположено на профиле при угле атаки  $\alpha = 0$  строго параллельно потоку, чтобы поток попадал, не искажаясь. В то время как отверстие для измерения статического давления находится перпендикулярно к линии тока, исключая возможность попадания динамической составляющей.

Основным требованием к отверстию является его расположение. Отверстие полного давления должно находиться строго на линии, совпадающей с направлением потока. Отношение расстояния от начала приёмника давления до точки, в которой измеряется полное давление, к диаметру трубки должно быть равно трём, не меньше.

Эксперимент не может быть проведён идеально, присутствуют погрешности. Это и инструментальные погрешности, связанные с приёмниками полного и статического давления: качество исполнения, изготовления приёмников давления и элементов измерительной системы влияет на результат измерения. Кроме того, так как определение плотности воздуха производится косвенным путём, появляется ошибка косвенных измерений. Также ошибки измерений появляются в ходе выполнения работы. К ним можно отнести погрешность методическую (неправильное считывание показаний со шкалы, установка приёмника под углом «на глаз»), инерционность механизма, также немалую роль играет то, что сигнал от точки фактического измерения передаётся не мгновенно до считывающего устройства.

Из-за наличия погрешностей измерений появляется коэффициент сохранения полного давления, оценивающий газодинамические потери в процессе торможения воздушного потока. Но так как в данном эксперименте происходит плавное торможение, то можно считать, что потерь нет, кинетическая энергия переходит полностью в энергию давления.

Подробно рассмотреть давление невозмущенного потока можно на рисунке 1. Так, невозмущённый поток подходит с постоянной скоростью, перед трубкой давление увеличивается до значения давления торможения  $P^*$ , затем появляется ускорение в точке А, поток прижимается к трубке, статическое давление уменьшается. В точке В происходит выравнивание струйки и статическое давление возрастает. После точки В поток развивается в зависимости от наличия дефлектора. Если он имеется, то скорость по сечению канала увеличивается и статическое давление выравнивается с давлением невозмущённого потока. График на рис. 1 представлен для случая без дефлектора, когда статическое давление, проходя приёмное отверстие, продолжает увеличиваться.

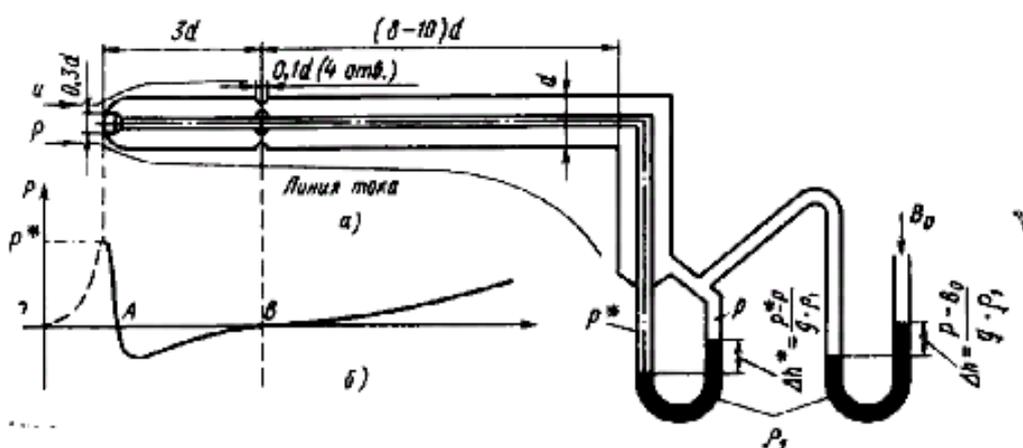


Рисунок 1 - Изменение давления по поверхности трубки

В лабораторной работе принимается, что течение установившееся и жидкость несжимаемая, поэтому закон сохранения энергии можно описать с помощью уравнения Бернулли:

$$p^* = p \frac{\rho^*}{\rho} \left( 1 + \frac{k-1}{k} \cdot \frac{\rho c^2}{2} \right), \quad (1)$$

где  $\rho$  - плотность воздуха,  $c$  - скорость потока,  $p$  - статическое давление,  $p^*$  - полное давление. Для формулы (1) с учётом сжимаемости предполагается, что преобразование статического давления в полное (измерение статического и полного давлений) происходит в одной точке.

Также, уравнение Бернулли может принимать следующий вид:

$$\frac{\rho c^2}{2} + \rho gh + p = const = p^* \quad (2)$$

где  $h$  - разность высот расположения точек измерения статического и полного давлений.

С учётом того, что эксперимент проводится на постоянной высоте, гидростатическое давление из уравнения обращается в ноль:

$$\frac{\rho c^2}{2} + p = const = p^* \quad (3)$$

В уравнении (3) первое слагаемое является динамической, а второе - статической составляющей полного давления. Таким образом, преобразование кинетической энергии потока в потенциальную происходит в соответствии с уравнением Бернулли при условии, что температура, плотность и объём воздушного потока в различных сечениях аэродинамической трубы постоянны, то есть внутренняя энергия в расчёте не учитывается.

## **2 ОПИСАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ УСТАНОВКИ И ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ**

Для создания воздушного потока, в котором можно осуществлять измерения полного и статического давлений, используется малая аэродинамическая труба (рисунок 2).

*Краткое описание трубы:*

Воздушный поток создаётся вентилятором 4, приводимым в действие электродвигателем 1, проходя через входное устройство 2, оканчивающееся защитной сеткой 3. Для укорочения пути выравнивания поля скоростей и давлений в полноразмерных (крупных) трубах может применяться турбулизатор 5. Для успокоения потока (уменьшения уровня турбулентности) и окончательного устранения закрутки потока применяется спрямляющая решётка 7. Всё закреплено в корпусе 6. В начале сопла 9 и в конце установлены приёмники 8 и 10 статического давления. Результат выводится на U-образные дифференциальные жидкостные манометры 11.

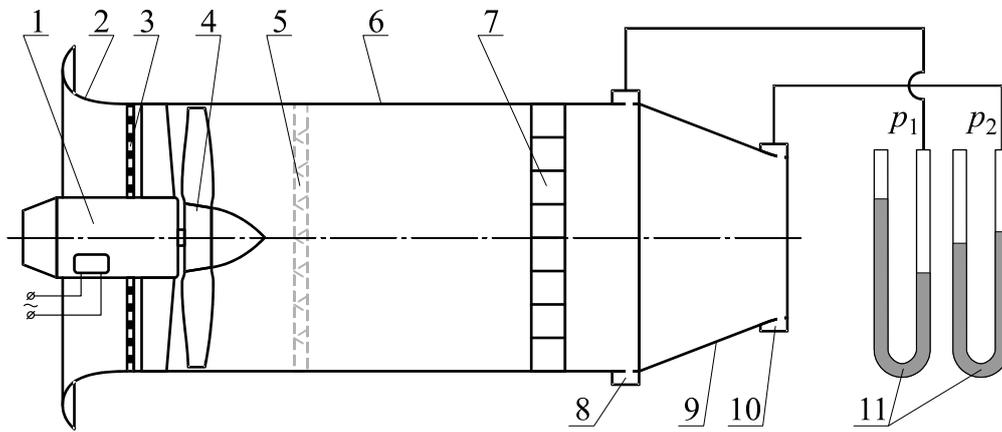


Рисунок 2 - Схема аэродинамической трубы НТБ-16

Так как сопло выполнено в форме конфузора, то поток на выходе будет иметь большую скорость, чем перед ним (то есть большее динамическое давление) и, соответственно, меньшее статическое давление. Действительно, согласно уравнению Бернулли, полное давление в аэродинамической трубе должно сохраняться, а значит, с увеличением динамической составляющей давления статическая уменьшается. Таким образом, статическое давление в сечении приёмника 8 будет больше, нежели чем в сечении 10. Поэтому не следует производить штатное измерение скорости потока, необходимой для теоретической зависимости измеряемых давлений от угла скоса потока.

## 2.2 ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ – ТРУБКА ПИТО

*Краткое описание трубки Пито (рисунок 3):* для измерения параметров потока (скорости, давления) используется приемник воздушного давления – модифицированная трубка Пито, соединенная с U-образными дифференциальными жидкостными манометрами (рисунок 2). Одна трубка (на рисунке 2 с приёмным отверстием на торце) воспринимает полное давление потока, другая трубка замеряет статическое давление потока. Шланги от обоих приёмников подведены к проградуированным шкалам, где наблюдатель засекает значения.

*Схемы подключения:* схемы возможного подключения трубки представлены на рисунке 3. По первой схеме производятся два разных замера: полное давление и статическое. По второй производится сразу замер разности. Во втором случае уменьшается погрешность, связанная со снятием показаний со шкалы, так как трубка только одна. Но вторая схема по определению предназначена для замера относительно постоянного давления в ламинарных течениях, и для замера изменяющегося давления в сужающемся сопле она непригодна.

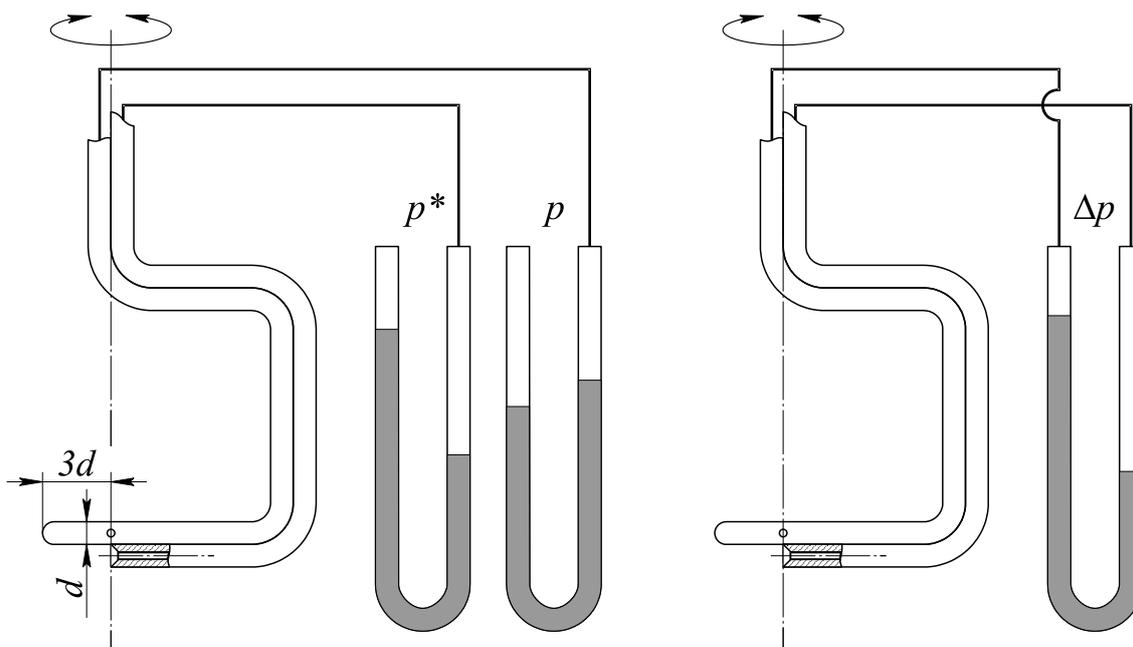


Рисунок 3 – Малоразмерная трубка Пито и схемы возможного подключения

### 3 ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ИЗМЕНЕНИЯ ИЗМЕРЯЕМОГО ДАВЛЕНИЯ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УГЛАХ СКОСА

#### 3.1 КРАТКОЕ ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ

Когда вектор скорости направлен параллельно приемнику полного давления, давление в этой точке будет равно давлению частичного торможения  $p_n^*$ , которая зависит от нормальной составляющей скорости потока (рисунок 4).

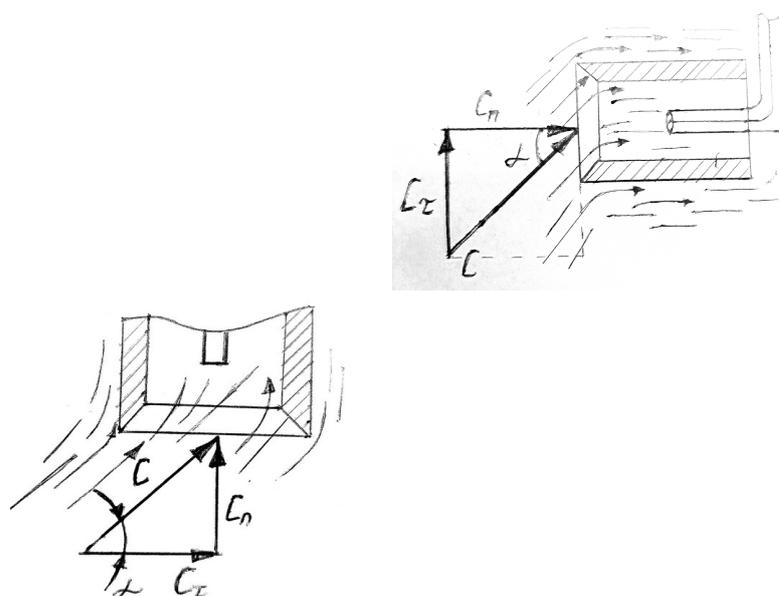


Рисунок 4 – Иллюстрация направления составляющих векторов скорости для а) статики и б) полного давления

*Чувствительность к углу скоса потока:* Происходит боковой обдув трубки. Вектор скорости изменяет своё положение относительно приёмника (меняется угол атаки), следовательно, изменяются и составляющие вектора скорости – нормальная и касательная. Так как нормальная составляющая будет принимать новое значение, изменится и зависящее от нее полное давление. Исходя из этого необходимо ввести такую характеристику, как чувствительность к углу скоса, которая равна  $\partial p_{\text{зам}}^* / \partial \alpha$ . По рисунку 4 можно определить зависимость нормальной составляющей от угла атаки для полного (4.1) и статического (4.2) давлений:

$$C_n = C \cos \alpha; \quad (4.1)$$

$$C_n = C \cos \alpha. \quad (4.2)$$

Можно построить график зависимости полного давления от угла скоса потока:

$$p^* = p_n + \frac{\rho c_n^2}{2} = p_n + \frac{\rho c^2 \cos^2 \alpha}{2}; \quad (5.1)$$

$$p = p_n + \frac{\rho c_n^2}{2} = p_n + \frac{\rho c^2 \sin^2 \alpha}{2}. \quad (5.2)$$

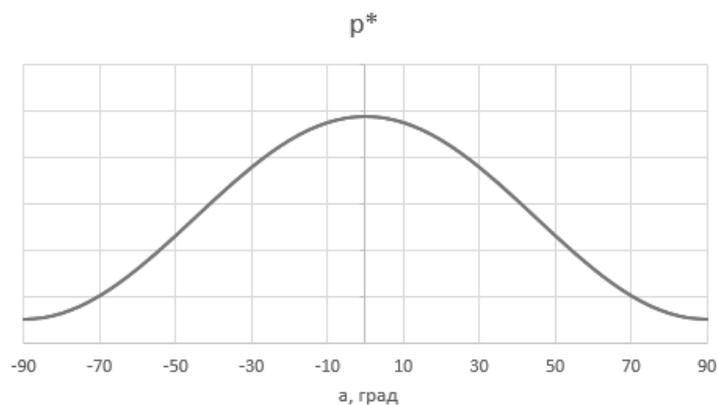


Рисунок 5 – График зависимости полного давления от угла скоса потока

*Нечувствительность к углу скоса потока:* из графика видно, что касательная, равная производной  $\partial p_{\text{зам}}^* / \partial \alpha$ , равна нулю при малых углах скоса потока  $\alpha \approx 2...3^\circ$ , следовательно, можно сказать, что диапазон нечувствительности к углу скоса потока лежит в этом малом интервале.

*Способы уменьшения чувствительности:* чувствительность к углу скоса напрямую зависит от конструкции приемника, следовательно, чтобы уменьшить влияние этой характеристики, необходимо применять дефлекторы, которые направляют поток куда нужно, или увеличить проходное сечение.

### 3.2 ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКИ

*Процессы в аэродинамической трубе:* Описать внутри трубы вентилятор создает вихрь атмосферного воздуха, который частично выравнивается благодаря турбулизатору и решетке. Трубка на выходе имеет сужающееся сопло, поэтому оно является конфузуром.

*Параметры потока:* скорость потока постоянна, т. к. режим работы стационарный. Скорость потока вдоль канала возрастает, а статическое давление и плотность уменьшаются. В поперечном сечении статическое давление остается постоянным, а полное давление у стенок меньше, чем по центру трубки из-за наличия потерь на трение в пограничном слое. В результате скорость течения у стенок канала тоже уменьшается.

*Модель течения:* принимается энергоизолированная, несжимаемая модель течения. Следовательно, следует пренебречь нагревом воздуха в аэродинамической трубе и повышением полного давления за счёт подвода механической энергии в вентиляторе аэродинамической трубы.

На основании этой модели должна быть разработана математическая модель расчёта теоретической зависимости полного и статических давлений от угла скоса потока.

### 4 ПОРЯДОК ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

1. Проверить схему подключения трубки Пито для отдельного измерения давлений.

2. Проверить отсутствие посторонних предметов в рабочей зоне аэродинамической трубы. Визуальным осмотром убедиться в отсутствии повреждений и неисправностей трубы и приёмников давления.

3. Записать в протокол измерений дату измерения и показания барометра-анероида (атмосферное давление и температура).

4. Включить электропитание установки и запустить аэродинамическую трубу.

5. Выждать несколько минут для установления потоков в рабочем помещении.

6. Установить угол скоса потока и снять замеры по левому и правому коленам U-образных жидкостных дифференциальных манометров для полного и статического давлений.

7. Повторить измерения для нескольких углов скоса потока от 0 градусов до 90 градусов.

8. Для накопления статистики сменить операторов (бригаду студентов) и повторить цикл измерений для тех же углов скоса потока.

9. Выключить аэродинамическую трубу и электропитание установки.

## 5 РЕЗУЛЬТАТЫ ПРЯМЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

### 5.1 ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ

Измерения осуществлены:

- дата измерения – 18.03.22;
- атмосферное давление  $B = 759,9$  мм рт.ст;
- атмосферная температура  $t = 31$  °С.

Прямые измерения уровней жидкости в левом и правом коленах U-образных дифференциальных манометров приведены в приложении А.

### 5.2 РЕЗУЛЬТАТЫ ПЕРВИЧНОЙ СТАТИСТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ИЗМЕРЕНИЙ

После проведения измерения давлений нужно получить зависимость давлений от угла скоса – теоретическую и экспериментальную.

Полученные экспериментальные значения следует подвергнуть первичной обработке. Ведь проведенные нами измерения являются косвенными – функциями одной или нескольких величин. Поэтому нужно найти абсолютную и относительную ошибки этой функции, если известны ошибки независимых переменных. Учитываются систематические и случайные ошибки.

Первым делом следует определить давление невозмущенного потока, то есть атмосферное (перевод из мм рт.ст. в Па):

$$p_H = \rho_{\text{рт}} g B = 13,5951 \cdot 9,80665 \cdot 759,9 = 101311,68 \text{ Па.} \quad (6)$$

Из уравнения Бернулли можно вывести формулы определения полного и статического давлений:

$$\frac{c_1^2}{2} + gh_1 + \frac{p_1}{\rho} = \frac{c_2^2}{2} + gh_2 + \frac{p_2}{\rho}. \quad (7)$$

Индекс 1 – величина для полного давления, индекс 2 – величина для статического давления. Учитывая, что  $c_1 = 0$ ;  $c_2 = 0$ ;  $p_1 = p^*$ ;  $p_2 = p_H$ :

$$\bar{p}^* = p_H + \rho g \Delta \bar{h}_{\text{изм}}, \quad (8)$$

где  $\bar{p}^*$  – среднее значение измеренного полного давления,  $p_H$  – атмосферное давление.  $\Delta \bar{h}_{\text{изм}}^*$  – среднее значение изменения высоты уровня жидкости, которое определяется выражением вида:

$$\Delta \bar{h}_{\text{изм}}^* = \bar{h}_{\text{лев}}^* - \bar{h}_{\text{пр}}^*. \quad (9)$$

Если принять во внимание значение плотности воды, равное  $1 \text{ г/см}^3$ , то выражение (3) можно записать следующим образом:

$$\bar{p}^* = p_H + g \Delta \bar{h}_{\text{изм}}^*. \quad (10)$$

Для статического давления вывод формулы происходит таким же образом, что и для полного, поэтому итоговое выражение для статического давления принимает вид:

$$\bar{p} = p_n + g\Delta\bar{h}_{\text{изм}}. \quad (11)$$

Результаты расчетов  $\Delta\bar{h}_{\text{изм}}^*$  для различных значений угла скоса представлены в Приложении А.

Вывод формул для расчета ошибок представлен в Приложении Б.

## 6 ВТОРИЧНАЯ ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЯ

Основная задача вторичной обработки – получить теоретическую зависимость полного и статического давлений от угла скоса потока. Расчёт теоретических значений давлений отличается от формул (10) и (11). Давление частичного торможения рассчитывается по следующей формуле:

$$p_{\text{теор}}^* = p_n + \frac{\rho C^2}{2}. \quad (12)$$

Если учесть зависимость скорости потока от угла скоса и принять, что  $p_n$  – атмосферное давление, рассчитанное в выражении (6), то формула (12) принимает вид для полного и статического давлений соответственно:

$$p_{\text{теор}}^* = p_n + \frac{\rho C_n^2 \cos^2 \alpha}{2}; \quad (13.1)$$

$$p_{\text{теор}} = p_n + \frac{\rho C_n^2 \sin^2 \alpha}{2}. \quad (13.2)$$

### 6.1 МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ К УГЛУ СКОСА ПОТОКА

Для применения формул (13.1) и (13.2) требуется знать неизвестные величины: плотность воздуха и скорость воздушного потока.

Нахождения неизвестных величин можно осуществить с помощью уравнения состояния атмосферного воздуха и формулы скорости воздушного потока соответственно (вычисление скорости производится при нулевом угле скоса потока):

$$\rho_B = \frac{p_H}{RT_B} = \frac{101311,682}{287 \cdot 304,15} = 1,1606 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}; \quad (14)$$

$$C_B = \sqrt{\frac{2(\bar{p}^* - \bar{p})}{\rho_B}} = \sqrt{\frac{2(101526,7 - 101308,9)}{1,1606}} = 19,3786 \text{ м/с} \quad (15)$$

Частная производная  $\partial p / \partial \alpha$  показывает чувствительность к углу скоса потока. Следовательно, производные по углу скоса от формул (13.1) и (13.2) выглядят следующим образом:

$$\frac{\partial p_{\text{теор}}^*}{\partial \alpha} = 0 - \frac{\rho_B C_B^2}{2} 2 \cos \alpha \sin \alpha; \quad (10.1)$$

$$\frac{\partial p_{\text{теор}}}{\partial \alpha} = 0 + \frac{\rho_B C_B^2}{2} 2 \cos \alpha \sin \alpha. \quad (10.2)$$

## 6.2. РАСЧЁТ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ К УГЛУ СКОСА ПОТОКА И ОШИБОК ДАННОГО РАСЧЁТА

Результат расчета теоретического полного давления и теоретического статического давления для угла скоса  $\alpha = 15^\circ$ :

$$p_{\text{теор}}^* = 101311,7 + \frac{1,16022 \cdot 19,3786^2 \cos^2(15^\circ)}{2} = 101514,937 \text{ Па}; \quad (11.1)$$

$$p_{\text{теор}} = 101311,7 + \frac{1,16022 \cdot 19,3786^2 \sin^2(15^\circ)}{2} = 101326,275 \text{ Па}. \quad (11.2)$$

Результат расчета чувствительности к углу скоса  $\alpha = 15^\circ$ :

$$\frac{\partial p_{\text{теор}}^*}{\partial \alpha} = 0 - \frac{1,16022 \cdot 19,3786^2}{2} \cdot 2 \cos(15^\circ) \cdot \sin(15^\circ) = -108,92; \quad (10.1)$$

$$\frac{\partial p_{\text{теор}}}{\partial \alpha} = 0 + \frac{1,16022 \cdot 19,3786^2}{2} \cdot 2 \cos(15^\circ) \cdot \sin(15^\circ) = 108,924. \quad (10.2)$$

Результаты расчета для других углов скоса представлены в Таблице 1.

Таблица 1

Расчет чувствительности к углу скоса

$\alpha$ , град	$\frac{\partial p_{\text{теор}}^*}{\partial \alpha}$	$\frac{\partial p_{\text{теор}}}{\partial \alpha}$
0	0	0
15	-108,92	108,924
30	-188,66	188,662

45	-217,85	217,848
60	-188,66	188,662
75	-108,92	108,924
90	-3E-14	2,7E-14

Результаты расчета показывают некоторую закономерность: при приближении угла скоса к 45 градусам значения чувствительности возрастают, а при удалении убывают. С математической точки зрения это объясняется тем, что произведение синуса и косинуса одного угла дают максимальное значение именно при 45 градусах. По таблице видно, что чувствительность при замере полного и статических давлений равны, но противоположны по знаку.

## 7. РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЯ И ТЕОРЕТИЧЕСКОГО РАСЧЁТА. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Результат расчетов представлен в табличном виде в Приложении А. На основании этих данных были построены графики: для сравнения полных давлений (экспериментального и теоретического), статических давлений (экспериментального и теоретического), экспериментальных (полного и статического).

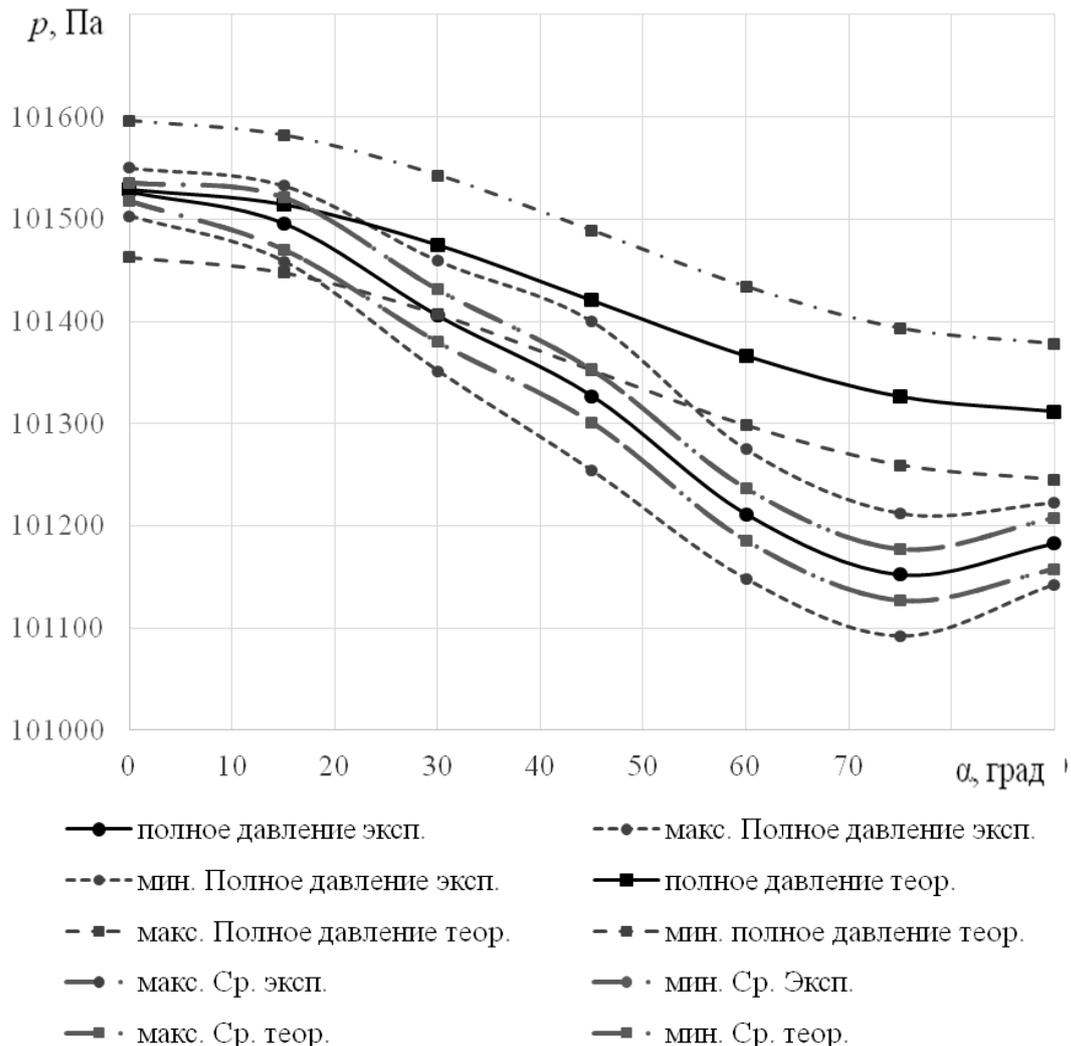


Рисунок 7 – Экспериментальное полное и теоретическое полное давления

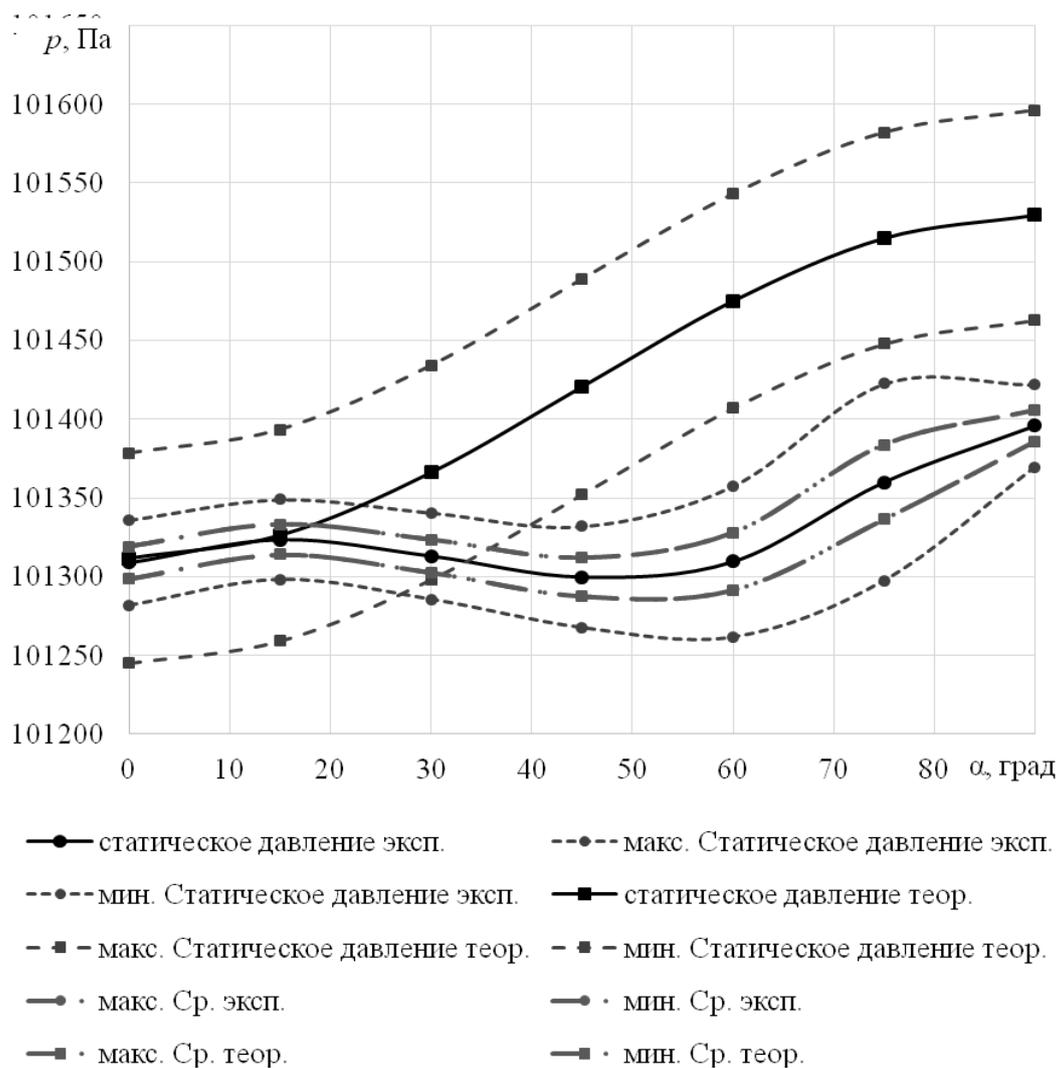


Рисунок 8 – Экспериментальное статическое и теоретическое статическое давления

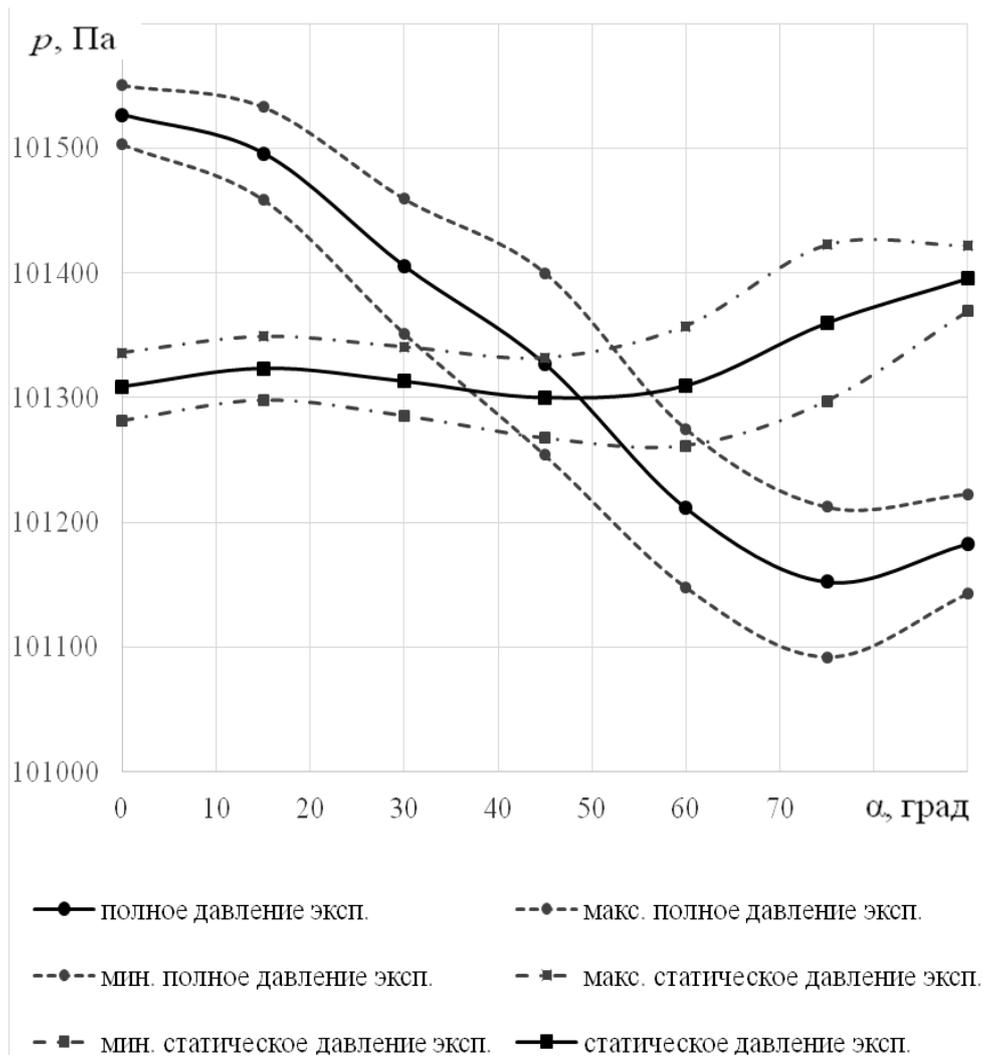


Рисунок 9 – Экспериментальное полное и экспериментально статическое давления

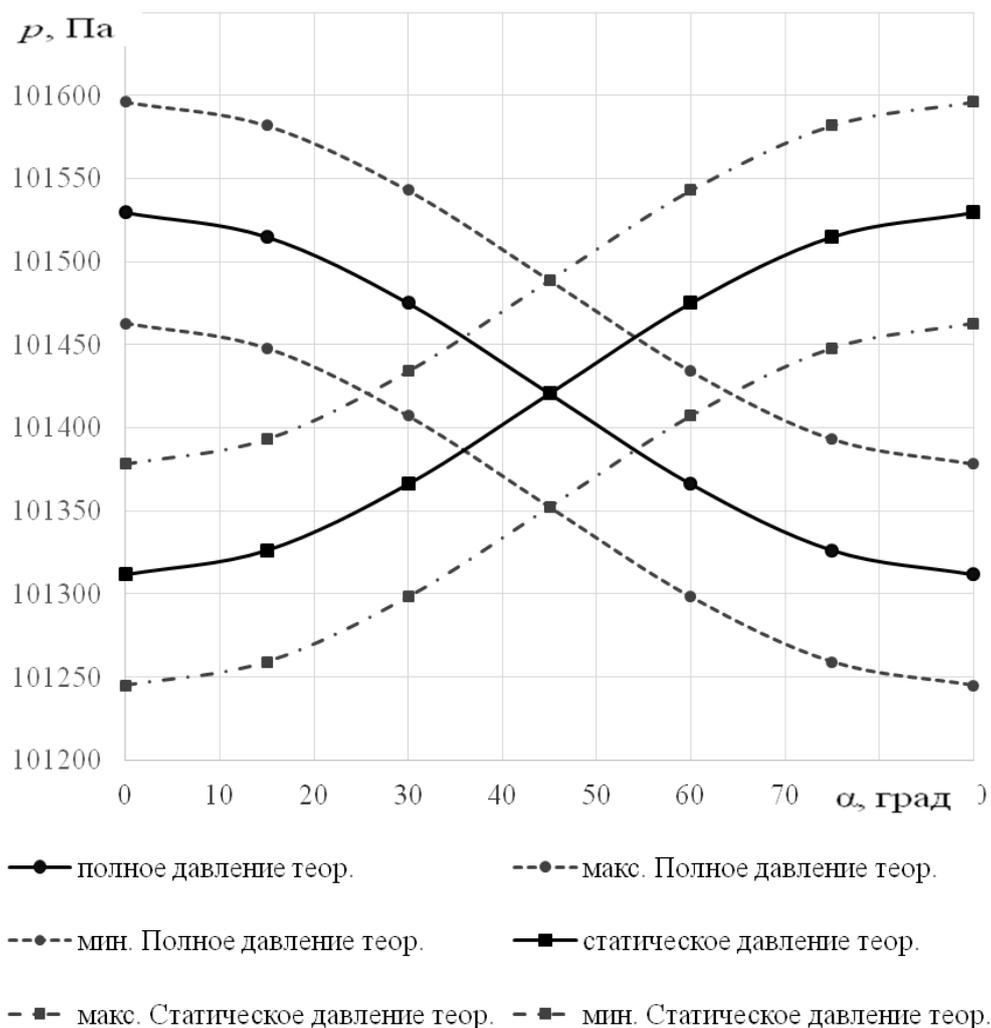


Рисунок 10 – Теоритическое полное и теоретическое статическое давление

Экспериментальный график статического давления проходит ниже графика полного давления, получается, что статика почти всегда будет меньше полного давления. Объясняет это конструкция трубки Пито и особенности её обтекания на разных углах скоса потока. Ведь если угол скоса потока равен 90 градусов, то трубка статического давления начинает измерять полное давление, а трубка полного – статическое, к тому же с разрежением, скоростным напором в придачу. Особенность конструкции трубки Пито в том, что отверстие трубки, измеряемой полное давление, расположено на расстоянии трех диаметров от трубки статического давления, в итоге трубка статического давления обтекается как профиль крыла – потоком, который сначала растекается, потом стекается. Так как же, как и при обтекании крыла, площадь струйки уменьшается, скорость увеличивается и давление за трубкой статического давления благополучно падает – возникает разрежение над отверстием полного давления. Таким образом, давление и становится и меньше, чем истинное статическое давление в потоке.

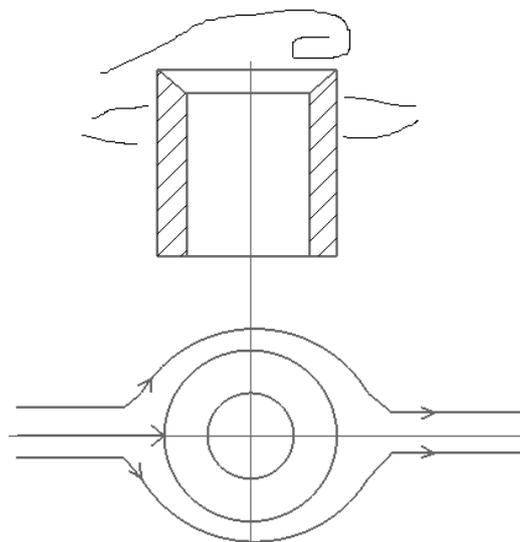


Рисунок 11 – Обтекание отдельно расположенной трубки полного давления

Убрав трубку статического давления, правильного измерения статического давления все равно не добиться. Из-за того, что трубка полного давления имеет цилиндрическую форму, обтекающий поток будет задевать край трубки. Здесь струйки так же будут поджиматься. Над торцом трубки поток проходит не по прямой линии, в передней точке трубки же давление полного торможения, а поток будет выходить в область низкого давления, что расположена под трубкой, то есть статического давления. Отдельно расположенная трубка полного давления так же будет принимать давление с учетом некоторого разрежения.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, по итогам проведенной работы можно сделать следующие выводы:

1. С помощью U-образного дифференциального манометра при различных углах скоса потока, варьирующихся от 0 до 90 градусов, были экспериментально получены значения полного и статического давлений.
2. Выведены формулы для определения погрешностей экспериментальных и теоретических значений полного и статического давлений, представленные в Приложении Б.
3. По зависимости полного давления от скоса потока можно сказать, что значения, полученные экспериментально, ниже, чем теоретические значения, что видно из графика. То же самое можно сказать и про зависимость статического давления от угла скоса потока. Обусловлено это возникающими погрешностями измерений.
4. Сравнивая экспериментальную зависимость полного и статического давления, можно сказать, что они пересекаются при угле скоса потока, равном 45 градусам. С точки зрения конструкции трубки Пито это было объяснено, а по особенностям угла скоса, стоит вспомнить, что полное давление изменяется по закону квадрата косинуса, а статическое давление – по закону квадрата синуса

Приложение А  
 Протоколы измерения полного и статического давлений

Таблица А.1

Замеры полного давления

$\alpha_{\text{скоса}}$	град	0	15	30	45	60	75	90
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-11	-11	-15	-19	-26	-31	-28
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-33	-33	-28	-25	-17	-12	-14
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-11	-12	-15	-19	-22	-27	-28
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-32	-31	-28	-25	-20	-14	-15
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-10	-12	-15	-19	-24	-28	-26
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-32	-30	-27	-24	-18	-13	-15
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-12	-12	-14	-20	-28	-32	-30
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-33	-33	-30	-24	-17	-14	-15
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-10	-10	-15	-20	-27	-28,5	-30
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-33	-30	-25	-22	-12	-13	-15
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-9	-10	-17	-19	-28	-27	-25
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-31	-30	-25	-22	-12	-13	-15
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-10	-13	-20	-25	-27	-26	-25
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-31	-28	-23	-15	-13	-14	-15
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-10	-10	-18	-24	-27	-25	-25
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-30	-30	-22	-16	-13	-15	-15
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-10	-12	-17	-18	-25	-28	-28
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-32	-30	-25	-23	-17	-13	-14
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-9	-12	-16	-21	-24	-29	-28
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-32	-30	-25	-23	-17	-13	-14
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-10	-12	-15	-21	-25	-29	-29
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-32	-32	-28	-25	-18	-13	-15
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-9	-11	-16	-19	-28	-34	-30
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-32	-30	-25	-22	-13	-7	-12
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-10	-12	-15	-20	-25	-30	-28
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-32	-31	-25	-20	-18	-11	-14
$h_{\text{лев}}^*$	ММ ВОД. СТ	-10	-14	-18	-20	-28	-30	-28
$h_{\text{пр}}^*$	ММ ВОД. СТ	-33	-28	-24	-20	-16	-12	-16
$\Delta h_{\text{ИЗМ}}^*$	ММ ВОД. СТ	21,929	18,786	9,571	1,571	-10,214	-16,25	-13,143

## Замеры статического давления

$\alpha_{\text{скоса}}$	град	0	15	30	45	60	75	90
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-19	-19	-18	-20	-20	-20	-16
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-19	-19	-20	-18	-19	-20	-24
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-21	-20	-21	-22	-21	-21	-17
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-21	-20	-19	-20	-20	-24
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-19	-19	-20	-21	-17	-16
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-21	-21	-20	-19	-23	-24
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-18	-19	-20	-20	-20	-16	-16
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-19	-18	-18	-17	-17	-22	-22
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-21	-20	-21	-22	-21	-15	-16
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-21	-21	-19	-20	-26	-26
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-21	-20	-20	-21	-20	-15	-15
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-18	-19	-19	-19	-19	-24	-24
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-21	-18	-20	-18	-15	-14	-15
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-19	-22	-19	-21	-25	-26	-23
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-18	-19	-21	-20	-21	-15	-14
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-22	-21	-19	-20	-19	-25	-26
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-21	-20	-20	-21	-20	-19	-16
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-19	-20	-20	-19	-20	-21	-24
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-19	-19	-22	-21	-17	-16
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-21	-21	-18	-20	-22	-25
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-19	-19	-21	-21	-17	-16
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-21	-21	-19	-19	-23	-24
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-18	-18	-20	-20	-19	-15
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-20	-19	-19	-18	-19	-24
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-19	-20	-20	-20	-20	-16
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-20	-20	-20	-21	-21	-24
$h_{\text{лев}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-18	-19	-18	-18	-18	-14
$h_{\text{пр}}$	ММ ВОД. СТ	-20	-20	-19	-20	-20	-20	-24
$\Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}^*$	ММ ВОД. СТ	-0,2857	1,2143	0,1429	-1,2143	-0,2143	4,9286	8,5714

Таблица А.3

## Результаты расчета полных давлений

$\alpha_{\text{скоса}}$	$p^*$	$\Delta p^*$	$p^*_{\text{max}}$	$p^*_{\text{min}}$	$p^*_{\text{теор}}$	$\Delta p^*_{\text{теор}}$	$p^*_{\text{теор.max}}$	$p^*_{\text{теор.min}}$
град	Па	Па	Па	Па	Па	Па	Па	Па
0	101526,7	23,66671	101550,4	101503,1	101529,53	66,7	101596,2	101462,9
15	101495,9	37,15109	101533,1	101458,8	101514,937	440,8	101955,7	101074,2
30	101405,5	54,00756	101459,6	101351,5	101475,068	757,6	102232,7	100717,5
45	101327,1	73,09767	101400,2	101254,0	101420,606	873,9	102294,5	100546,7
60	101211,5	63,52109	101275,0	101148,0	101366,144	757,6	102123,7	100608,6
75	101152,3	60,15872	101212,5	101092,2	101326,275	440,8	101767,0	100885,5
90	101182,8	40,07945	101222,9	101142,7	101311,682	66,6	101378,3	101245,0

Таблица А.4.

## Ошибки измерения и расчета полных давлений

$\alpha_{\text{скоса}}$	$\frac{\partial p^*_{\text{теор}}}{\partial \alpha}$	$\sigma_{p^*_{\text{теор}}}$	$\sigma_{p^*_{\text{теор ср}}}$	$p^*_{\text{ср теор max}}$	$p^*_{\text{ср теор min}}$	$\Delta p^*_{\text{ср. эксп. max}}$	$p^*_{\text{ср. эксп. max}}$	$p^*_{\text{ср. эксп. min}}$
град	Па	Па	Па	Па	Па	Па	Па	Па
0	0	33,3254	12,59583	101535,7	101517,8	8,9451761	101535,7	101517,8
15	-108,92	220,382	83,2965	101662,5	101329,3	166,59301	101662,5	101329,3
30	-188,66	378,792	143,1699	101691,9	101119,2	286,33972	101691,9	101119,2
45	-217,85	436,968	165,1583	101657,4	100996,8	330,31651	101657,4	100996,8
60	-188,66	378,792	143,1697	101497,9	100925,2	286,33948	101497,9	100925,2
75	-108,92	220,381	83,29614	101318,9	100985,7	166,59228	101318,9	100985,7
90	-3E-14	33,3181	12,59306	101208,0	101157,6	25,186111	101208,0	101157,6

Таблица А.5

## Результаты расчета статических давлений

$\alpha_{\text{скоса}}$ град	$p$ Па	$\Delta p$ Па	$p_{\text{max}}$ Па	$p_{\text{min}}$ Па	$p_{\text{теор}}$ Па	$\Delta p_{\text{теор}}$	$p_{\text{теор.max}}$	$p_{\text{теор.min}}$
0	101308,9	27,1	101336,0	101281,8	101311,7	0,5	101312,2	101311,2
15	101323,6	25,4	101349,0	101298,2	101326,3	435,7	101762,0	100890,6
30	101313,1	27,5	101340,6	101285,6	101366,1	754,6	102120,8	100611,5
45	101299,8	32,1	101331,9	101267,6	101420,6	871,4	102292,0	100549,2
60	101309,6	48,0	101357,6	101261,6	101475,1	754,6	102229,7	100720,4
75	101360,0	62,5	101422,5	101297,5	101514,9	435,7	101950,6	101079,2
90	101395,7	26,2	101421,9	101369,6	101529,5	1,7	101531,2	101527,9

Таблица А.6.

## Ошибки измерения и расчета статических давлений

$\alpha_{\text{скоса}}$ град	$\frac{\partial p_{\text{теор}}}{\partial \alpha}$ Па	$\sigma_{p_{\text{теор}}}$ Па	$\sigma_{p_{\text{теор ср}}}$ Па	$p_{\text{ср теор max}}$ Па	$p_{\text{ср теор min}}$ Па	$\Delta p$ ср. эксп. Па	$p$ ср. эксп. max Па	$p$ ср. эксп. min Па
0	0	0,25	0,094491	101319,1	101298,6	10,250749	101319,1	101298,6
15	108,924	217,848	82,33876	101333,2	101314,0	9,5965665	101333,2	101314,0
30	188,662	377,323	142,6149	101323,5	101302,7	10,396986	101323,5	101302,7
45	217,848	435,696	164,6775	101311,9	101287,6	12,151234	101311,9	101287,6
60	188,662	377,324	142,615	101327,7	101291,4	18,133427	101327,7	101291,4
75	108,924	217,849	82,33922	101383,6	101336,4	23,628405	101383,6	101336,4
90	2,7E-14	0,82697	0,312565	101405,6	101385,8	9,8909604	101405,6	101385,8

Вывод формул ошибок косвенных измерений

$$\sigma_f = \sqrt{\left(\frac{\partial f}{\partial x_1}\right)^2 \sigma_{x_1}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial x_2}\right)^2 \sigma_{x_2}^2 + \dots + \left(\frac{\partial f}{\partial x_n}\right)^2 \sigma_{x_n}^2} \quad (\text{Б.1})$$

**Б.1. Измеренные перепады давлений и измеренные давления**

Среднее значение измеренного полного давления:

$$\begin{aligned} \bar{p}^* &= p_H + \rho g \Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}^* \\ \bar{p}^* &= p_H + g \Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}^* \end{aligned} \quad (\text{Б.2})$$

Среднее значение изменения высоты уровня жидкости:

$$\Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}^* = \bar{h}_{\text{ЛЭСВ}}^* - \bar{h}_{\text{ИПР}}^* \quad (\text{Б.3})$$

Среднее значение статического давления:

$$\bar{p} = p_H + g \Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}. \quad (\text{Б.4})$$

Частные производные  $\bar{p}^*$ :

$$\frac{\partial \bar{p}^*}{\partial p_H} = 1; \quad (\text{Б.5})$$

$$\frac{\partial \bar{p}^*}{\partial \Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}^*} = g. \quad (\text{Б.6})$$

Среднеквадратичное отклонение среднего значения полного давления (ошибка измерения среднего значения полного давления):

$$\sigma_{\bar{p}^*} = \sqrt{\left(\frac{\partial \bar{p}^*}{\partial p_H}\right)^2 \sigma_{p_H}^2 + \left(\frac{\partial \bar{p}^*}{\partial \Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}^*}\right)^2 \sigma_{\Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}^*}^2} = \sqrt{\sigma_{p_H}^2 + g^2 \sigma_{\Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}^*}^2}. \quad (\text{Б.7})$$

Среднеквадратичное отклонение среднего значения статического давления (ошибка измерения среднего значения статического давления):

$$\sigma_{\bar{p}} = \sqrt{\left(\frac{\partial \bar{p}}{\partial p_H}\right)^2 \sigma_{p_H}^2 + \left(\frac{\partial \bar{p}}{\partial \Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}}\right)^2 \sigma_{\Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}}^2} = \sqrt{\sigma_{p_H}^2 + g^2 \sigma_{\Delta \bar{h}_{\text{ИЗМ}}}^2}. \quad (\text{Б.8})$$

## Б.2. Теоретическая чувствительность к углу скоса потока

### Б.2.1. Ошибка измерения атмосферных давления и температуры

Ошибка расчета температуры появляется после взятия производной от выражения:  $T_n = t + 273,15$

Ошибка расчета температуры:

$$\sigma_{T_n} = \sigma_t. \quad (\text{Б.9})$$

Атмосферное давление:

$$p_n = \rho_{\text{рт}} g B. \quad (\text{Б.10})$$

Так как  $\rho_{\text{рт}} = \text{const}, g = \text{const}$ . Тогда частную производную нужно взять по величине атмосферного давления:

$$\frac{\partial p_n}{\partial B} = \rho_{\text{рт}} g. \quad (\text{Б.11})$$

Тогда среднеквадратичное отклонение для величины  $p_n$ :

$$\sigma_{p_n} = \sqrt{\left(\frac{\partial p_n}{\partial B}\right)^2} \sigma_B = \rho_{\text{рт}} g \sigma_B. \quad (\text{Б.12})$$

### Б.2.2. Ошибка определения плотности воздуха

Плотность воздуха рассчитывается по следующей формуле :

$$\rho_B = \frac{p_n}{RT_n}. \quad (\text{Б.13})$$

Частные производные ( $R = \text{const}$ ) :

$$\frac{\partial \rho_B}{\partial p_n} = \frac{1}{RT_n}; \quad (\text{Б.14})$$

$$\frac{\partial \rho_B}{\partial T_n} = -\frac{p_n}{RT_n^2}. \quad (\text{Б.15})$$

Тогда согласно формуле нахождения среднеквадратичной погрешности:

$$\sigma_{\rho_B} = \sqrt{\left(\frac{\partial \rho_B}{\partial p_n}\right)^2 \sigma_{p_n}^2 + \left(\frac{\partial \rho_B}{\partial T_n}\right)^2 \sigma_{T_n}^2}; \quad (\text{Б.16})$$

$$\begin{aligned}\sigma_{\rho_B} &= \sqrt{\frac{1}{R^2 T_H^2} \sigma_{p_H}^2 + \frac{p_H^2}{R^2 T_H^4} \sigma_{T_H}^2} = \frac{p_H}{RT_H} \sqrt{\left(\frac{\sigma_{p_H}}{p_H}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{T_H}}{T_H}\right)^2} = \\ &= \rho \sqrt{\left(\frac{\sigma_{p_H}}{p_H}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{T_H}}{T_H}\right)^2}.\end{aligned}\quad (B.17)$$

### Б.2.3. Ошибка нахождения скорости потока

Из формулы полного давления можно выразить скорость потока:

$$C_B = \sqrt{2 \frac{p^* - p}{\rho_B}}. \quad (B.18)$$

По формуле среднеквадратичной погрешности:

$$\sigma_{C_B} = \sqrt{\left(\frac{\partial C_B}{\partial p^*}\right)^2 \sigma_{p^*}^2 + \left(\frac{\partial C_B}{\partial p}\right)^2 \sigma_p^2 + \left(\frac{\partial C_B}{\partial \rho}\right)^2 \sigma_\rho^2}. \quad (B.20)$$

Частные производные от скорости потока:

$$\frac{\partial C_B}{\partial p^*} = \frac{1}{2\sqrt{p_{ИЗМ}^* - p_{ИЗМ}}} \frac{2}{\rho}; \quad (B.21)$$

$$\frac{\partial C_B}{\partial p} = \frac{1}{2\sqrt{p_{ИЗМ}^* - p_{ИЗМ}}} \left(-\frac{2}{\rho}\right); \quad (B.22)$$

$$\frac{\partial C_B}{\partial \rho_B} = \frac{1}{2\sqrt{p_{ИЗМ}^* - p_{ИЗМ}}} 2(p_{ИЗМ}^* - p_{ИЗМ}) (-1) \frac{1}{\rho^2}. \quad (B.23)$$

$$\begin{aligned}\sigma_{C_B} &= \sqrt{\frac{1}{\rho_B^2 (p_{ИЗМ}^* - p_{ИЗМ})} \sigma_{p^*}^2 + \frac{1}{\rho_B^2 (p_{ИЗМ}^* - p_{ИЗМ})} \sigma_p^2 + \frac{(p_{ИЗМ}^* - p_{ИЗМ})^2}{\rho_B^4 (p_{ИЗМ}^* - p_{ИЗМ})} \sigma_{\rho_B}^2} = \\ &= \sqrt{\frac{1}{\rho_B^2 (p_{ИЗМ}^* - p_{ИЗМ})} \left( \sigma_{p^*}^2 + \sigma_p^2 + \frac{(p_{ИЗМ}^* - p_{ИЗМ})^2}{\rho_B^2} \sigma_{\rho_B}^2 \right)} = \\ &= \sqrt{\frac{2}{\rho_B^3 C^2} \left( \sigma_{p^*}^2 + \sigma_p^2 + \frac{C^4}{4} \sigma_{\rho_B}^2 \right)} = \frac{1}{\rho_B C} \sqrt{\frac{2}{\rho_B} \left( \sigma_{p^*}^2 + \sigma_p^2 + \frac{C^4}{4} \sigma_{\rho_B}^2 \right)} = \\ &= \frac{1}{\rho_B C} \sqrt{\frac{2}{\rho_B} \left( (g \sigma_{\Delta H_{ИЗМ}^*})^2 + (g \sigma_{\Delta H_{ИЗМ}})^2 + \frac{C^4}{4} \sigma_{\rho_B}^2 \right)}.\end{aligned}\quad (B.24)$$

### Б.2.4. Ошибки расчёта теоретической зависимости полного и статического давлений от угла скоса потока

Теоретическое статическое давление:

$$p_{\text{теор}} = p_{\text{н}} + \frac{\rho_{\text{в}} C_{\text{в}}^2 \sin^2 \alpha}{2} \quad (\text{Б.25})$$

Теоретическое полное давление:

$$p_{\text{теор}} = p_{\text{н}} + \frac{\rho_{\text{в}} C_{\text{в}}^2 \sin^2 \alpha}{2} \quad (\text{Б.26})$$

По формуле среднеквадратичной погрешности для статического теоретического давления погрешность равна:

$$\sigma_{p_{\text{теор}}} = \sqrt{\left(\frac{\partial p}{\partial p_{\text{н}}}\right)^2 \sigma_{p_{\text{н}}}^2 + \left(\frac{\partial p}{\partial \rho_{\text{в}}}\right)^2 \sigma_{\rho_{\text{в}}}^2 + \left(\frac{\partial p}{\partial C_{\text{в}}}\right)^2 \sigma_{C_{\text{в}}}^2 + \left(\frac{\partial p}{\partial \alpha}\right)^2 \sigma_{\alpha}^2} \quad (\text{Б.27})$$

По формуле среднеквадратичной погрешности для полного теоретического давления погрешность равна:

$$\sigma_{p_{\text{теор}}^*} = \sqrt{\left(\frac{\partial p}{\partial p_{\text{н}}}\right)^2 \sigma_{p_{\text{н}}}^2 + \left(\frac{\partial p}{\partial \rho_{\text{в}}}\right)^2 \sigma_{\rho_{\text{в}}}^2 + \left(\frac{\partial p}{\partial C_{\text{в}}}\right)^2 \sigma_{C_{\text{в}}}^2 + \left(\frac{\partial p}{\partial \alpha}\right)^2 \sigma_{\alpha}^2} \quad (\text{Б.28})$$

Частные производные для теоретического статического давления:

$$\frac{\partial p}{\partial p_0} = 1; \frac{\partial p}{\partial \rho_{\text{в}}} = \frac{C_{\text{в}}^2}{2} \sin^2 \alpha; \frac{\partial p}{\partial C_{\text{в}}} = C_{\text{в}} \rho_{\text{в}} \sin^2 \alpha; \frac{\partial p}{\partial \alpha} = \rho_{\text{в}} C_{\text{в}}^2 \cos \alpha \sin \alpha. \quad (\text{Б.29})$$

Для теоретического полного давления частные производные равны:

$$\frac{\partial p^*}{\partial p_{\text{н}}} = 1; \frac{\partial p^*}{\partial \rho_{\text{в}}} = \frac{C_{\text{в}}^2 \cos^2 \alpha}{2}; \frac{\partial p^*}{\partial C_{\text{в}}} = C_{\text{в}} \rho_{\text{в}} \cos^2 \alpha; \frac{\partial p^*}{\partial \alpha} = \rho_{\text{в}} C_{\text{в}}^2 \cos \alpha (-\sin \alpha). \quad (\text{Б.30})$$

По формуле среднеквадратичной погрешности для статического теоретического давления погрешность равна:

$$\sigma_p = \sqrt{\sigma_{p_{\text{н}}}^2 + \left(\frac{C_{\text{в}}^2}{2} \sin^2 \alpha\right)^2 \sigma_{\rho_{\text{в}}}^2 + (C_{\text{в}} \rho_{\text{в}} \sin^2 \alpha)^2 \sigma_{C_{\text{в}}}^2 + (\rho_{\text{в}} C_{\text{в}}^2 \sin \alpha \cos \alpha)^2 \sigma_{\alpha}^2}. \quad (\text{Б.31})$$

По формуле среднеквадратичной погрешности для полного теоретического давления погрешность равна:

$$\sigma_{p_{\text{теор}}}^* = \sqrt{\sigma_{p_H}^2 + \left(\frac{C_B^2}{2} \cos^2 \alpha\right)^2 \sigma_{\rho_B}^2 + (C_B \rho_B \cos^2 \alpha)^2 \sigma_{C_B}^2 + (\rho_B C_B^2 \cos \alpha (-\sin \alpha))^2 \sigma_{\alpha}^2}.$$

(Б.32)

### Б.3. Представление относительных погрешностей

$\sigma_B =$	0,25	мм.рт.ст.
$\sigma_t =$	0,5	°С
$\sigma_{p_H} =$	33,3180934	Па
$\sigma_{T_H} =$	0,5	К
$\sigma_{\rho_B} =$	0,0019451	кг/м <sup>3</sup>
$\sigma_{C_{\text{изм}}} =$	0,03107032	м/с
$\sigma_{\alpha_{\text{скоса}}} =$	2	рад