

**МИНОБРНАУКИ РОССИИ**

Федеральное государственное бюджетное  
образовательное учреждение высшего образования  
«Тульский государственный университет»

Институт высокоточных систем им. В.П. Грязева

Кафедра «Ракетное вооружение»

Утверждено на заседании кафедры  
«Ракетное вооружение»  
« 19 » 01 2022 г., протокол № 5

/ И.о. зав. кафедрой

 А.В. Смирнов

**МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ  
по выполнению лабораторных работ  
по дисциплине (модулю)**

**«Механика жидкости и газа»**

**основной профессиональной образовательной программы  
высшего образования – программы специалитета**

по специальности

**24.05.02 Проектирование авиационных и ракетных двигателей**

со специализацией

**Проектирование ракетных двигателей твердого топлива**

Форма обучения: очная

Идентификационный номер образовательной программы: 240502-01-22

Тула 2022 год

**Разработчик методических указаний**

Дунаев В.А., профессор, д.т.н., профессор

---

*(ФИО, должность, ученая степень, ученое звание)*



---

*(подпись)*

## МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

Для проведения лабораторных работ используется лабораторный комплекс.

Все предлагаемые работы проводятся студентами самостоятельно под руководством преподавателя и в присутствии лаборанта. Студенты должны пройти инструктаж по технике безопасности, ознакомиться с методикой работы, ясно представлять объект исследования, устройство экспериментального стенда, порядок обработки полученных данных.

Перед новым занятием студенты изучают правила техники безопасности по инструкции для лаборатории, и после проверки ее усвоения преподавателем расписываются в специальном журнале.

Работа считается выполненной после того, как преподаватель, проверит отчет студента и правильность ответов на контрольные вопросы.

## СОДЕРЖАНИЕ

1. Лабораторная работа №1-2. Изучение устройства и функционирования стенда экспериментальных исследований ТМЖ-1М.....	5
2. Лабораторная работа №3-4. Экспериментальное исследование потери напора по длине трубопровода.....	10
3. Лабораторная работа №5-6. Экспериментальное исследование потери напора при внезапном изменении площади проходного сечения канала.....	17
4. Лабораторная работа №7-8. Экспериментальное исследование обтекания крылового профиля.....	23
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК .....	29

Лабораторная работа №1-2  
**Изучение устройства и функционирования стенда экспериментальных исследований ТМЖ-1М**

**Цель работы:**

1. Ознакомление с устройством и основами работы на стенде аэродинамическом ТМЖ-1М;
2. Изучение измерительного оборудования и порядка определения контролируемых параметров.

Аэродинамический стенд ТМЖ-1М предназначен для проведения лабораторных работ по курсам, изучающим разделы механики жидкости и газа («Аэрогазодинамика» и «Аэрогазодинамика»). С его помощью наглядно демонстрируются и экспериментально изучаются различные явления газовой динамики. В основу работ на установке положено исследование параметров воздуха, текущего вдоль тракта лабораторных модулей, при моделировании простейших аэродинамических процессов.

Общий вид стенда представлен на рис. 1.

Стенд состоит из нижней и верхней секций.

В состав нижней секции входят:

- вентилятор и электродвигатель (находятся внутри секции);
- всасывающий прямоугольный воздуховод с установленным в нем дроссельным клапаном для регулирования расхода. Открытие клапана осуществляется дискретно с помощью регулирующего механизма. В начале всасывающего воздуховода имеется фланец с сеткой и уплотнением для болтового присоединения исследуемых модулей;
- выпускной воздуховод, осуществляющий выброс осуществляющего выброс использованного газа в атмосферу;
- выдвижного стола для установки исследуемых модулей;
- лабораторного столика для записи результатов лабораторных исследований;
- органы управления электрической частью стенда.

В состав верхней секции с внешней стороны входит приборная часть, которая состоит:

- из 6-ти вертикальных пьезометров,
- 4-х наклонных пьезометров,
- 2-х опросных панелей для измерения параметров потока в 12-ти и 14-ти точках соответственно с помощью микроманометра,
- панели с 12-ю штуцерами,
- панели с 14-ю штуцерами,
- панели с 6-ю штуцерами,
- панели с 4-мя штуцерами.

В состав измерительных приборов входит микроманометр ММН-7, набор гидродинамических трубок.

Внутри верхней секции находятся:

- напорный воздуховод прямоугольного сечения;
- система пневмогидравлических соединений измерительных устройств.

На рис.2 представлена схема пневмогидравлических соединений на внутренней стороне левой панели верхней части стенда. Шесть магистралей (1) соединяют верхние концы вертикальных пьезометров со штуцерами. Двенадцать магистралей (2) соединяют отверстия на опросной панели со штуцерами. Шесть магистралей (3) соединяют баки с водой и нижние концы вертикальных пьезометров. Шесть секций бачков с водой соединены между собой в нижней части.

Схема для внутренней стороны правой панели стенда аналогична (рис. 3).

Измерение давления в большинстве работ производится посредством лабораторного микроманометра ММН-7.

Микроманометр многодиапазонный с наклонной трубкой предназначен для измерения избыточного, вакуумметрического давления и разности давлений. Устройство микроманометра показано на рис.4. На плите 21 укреплен резервуар 22, герметично закрытый крышкой 16. На ней расположены трехходовой кран 17, пробка 18, закрывающая отверстие для заливки и слива спирта, и регулятор нулевого положения мениска 19, служащий для установки мениска спирта в измерительной трубке против нулевого деления шкалы.

К стойке 14 плиты 21 конусной осью крепится кронштейн 6 с колодками 12 и 1, которые соединены стеклянной измерительной трубкой 5, снабженной защитным кожухом 4. Концы измерительной трубки 5 входят в отверстия колодок 12 и 1 и уплотнены с них сальниками с резиновыми уплотнительными кольцами 2 и зажимными штуцерами 10.

Левая колодка соединена резиновой трубкой 13 с резервуаром 22, правая колодка соединена резиновой трубкой 3 с трехходовым краном 17. Измерительная трубка 5 устанавливается так, что геометрическая ось вращения кронштейна 6 проходит через нуль шкалы. Шкала, нанесенная на стеклянную измерительную трубку, имеет длину 300 мм; наименьшее деление шкалы — 1 мм.

Для установки кронштейна с измерительной трубкой на требуемый угол наклона к плите 21 прикреплена дуга 20 с пятью отверстиями, соответствующими определенным значениям постоянной прибора  $K$ , величина которой обозначена на дуге против каждого отверстия. Кронштейн 6 фиксируется на дуге 20 в необходимом положении с помощью фиксатора 7, который укреплен во втулке кронштейна.

Для установки микроманометра и горизонтальное положение при градуировке и при замерах на плите установлены два уровня 8 и 9 с цилиндрическими ампулами. Прибор приводится в горизонтальное положение двумя регулировочными ножками 15.

Присоединяют прибор к местам замера резиновыми трубками, надеваемыми на штуцеры трехходового крана 17.

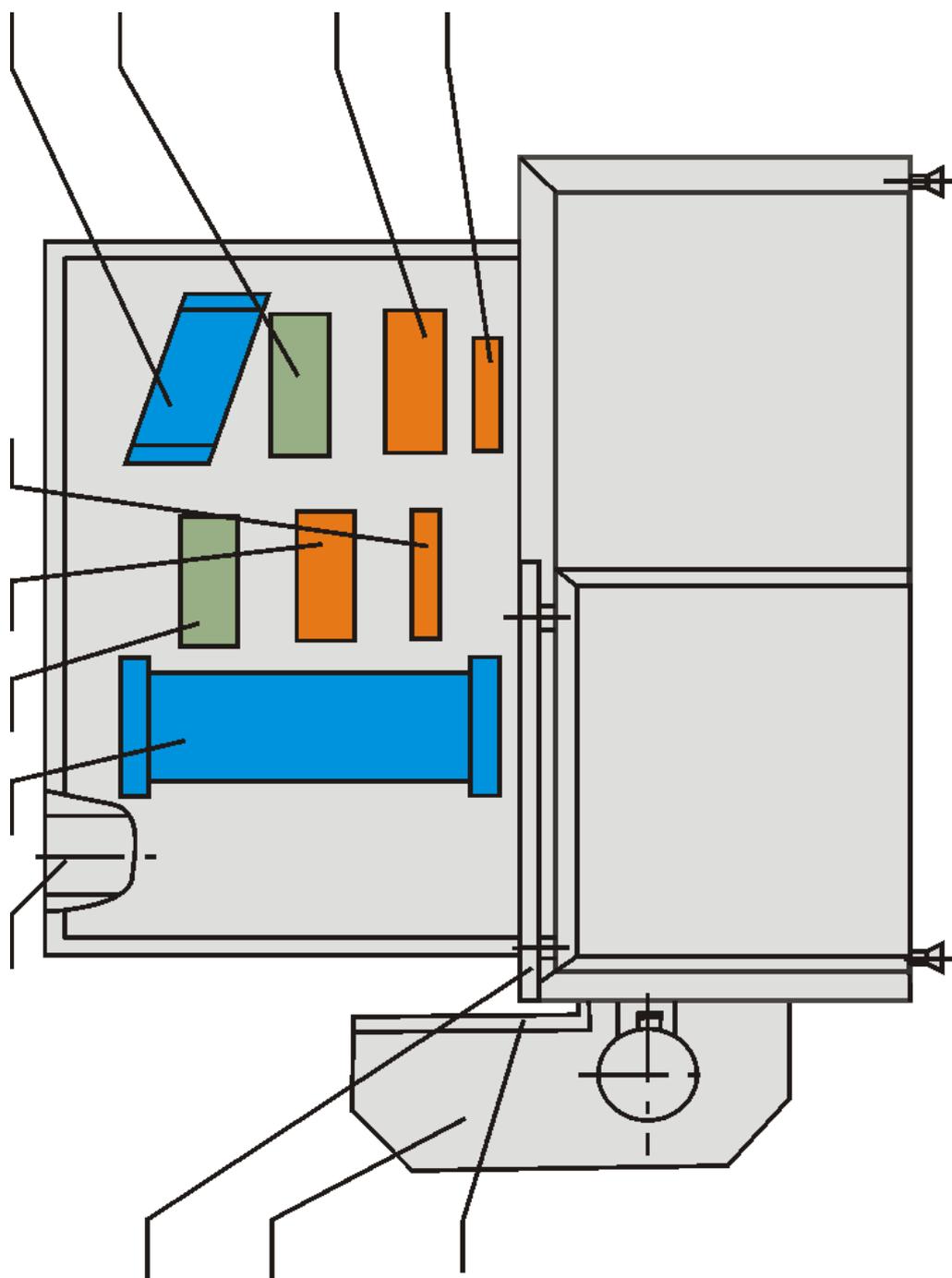
Штуцер **а** используется для постоянного соединения крана со стеклянной измерительной трубкой. При изменении избыточного давления резиновая трубка, идущая от места замера, надевается на штуцер **в**, а при измерении вакуумметрического давления на штуцер **б**. При измерении разности давления плюсовая трубка надевается на штуцер **в**, а минусовая — на штуцер **б**.

Каналы в трехходовом кране расположены так, что при повороте его пробки против часовой стрелки до упора резервуар и измерительная стеклянная трубка сообщается с атмосферой, а отверстия к штуцерам **б** и **в** перекрываются: при этом положении трехходового крана контролируется «нуль».

При повороте пробки по часовой стрелке до упора штуцер **в** сообщается с резервуаром, а штуцер **б** — со штуцером **а** и через него — со стеклянной измерительной трубкой; при этом положении трехходового крана производят замеры.

Принцип действия прибора основан на том, что измеряемое давление газа (или разность давлений) уравнивается давлением столба рабочей жидкости, который образуется в наклонной трубке (к трубке подводится меньшее давление). При этом условии уровень спирта в измерительной трубке будет повышаться, а в резервуаре - понижаться.

# ПРИЛОЖЕНИЕ



1. Всасывающий воздуховод
2. Фланец
3. Выдвижной стол
4. Вертикальные пьезометры
5. Наклонные пьезометры
- 6-7. Опорные панели
8. Панели с 12-ю штуцерами
9. Панели с 14-ю штуцерами
10. Панели с 6-ю штуцерами
11. Панели с 4-мя штуцерами
12. Напорный воздуховод

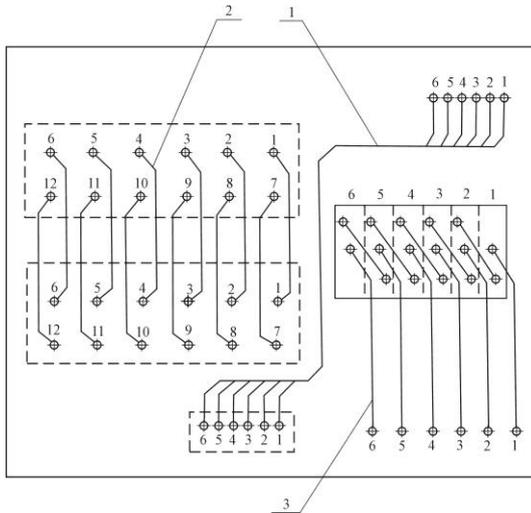


Рис. 2 Схема пневмогидравлических соединений на внутренней стороне левой панели верхней части стенда.

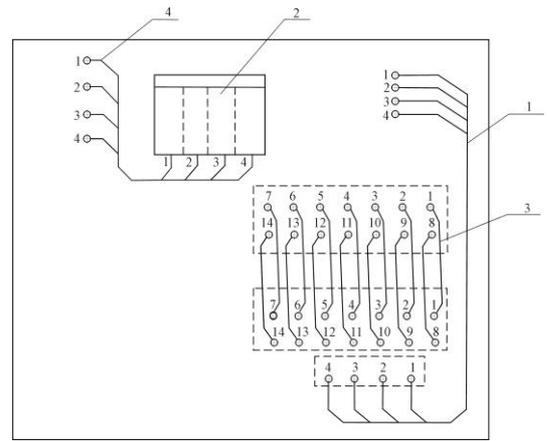


Рис. 3 Схема пневмогидравлических соединений на внутренней стороне правой панели верхней части стенда.

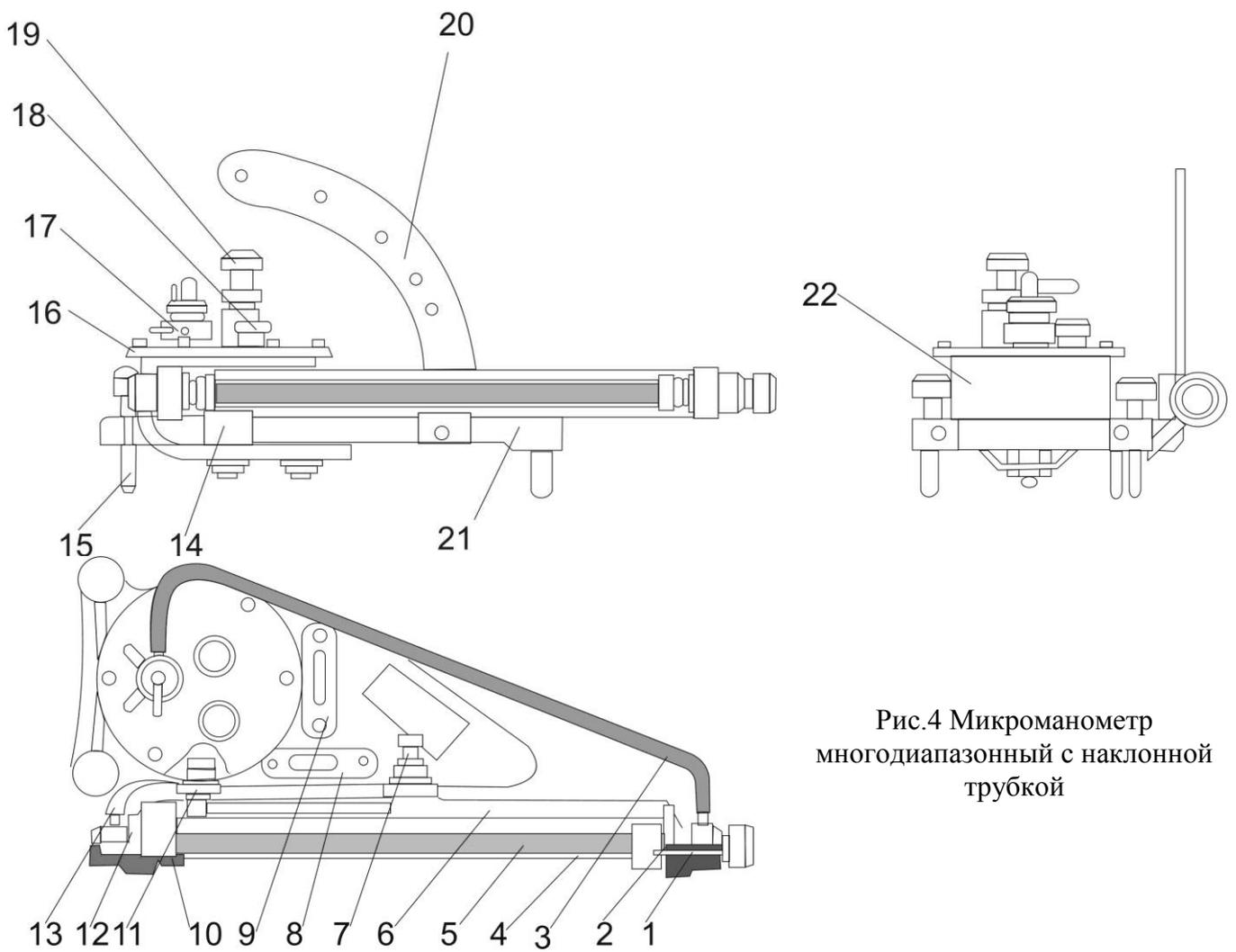
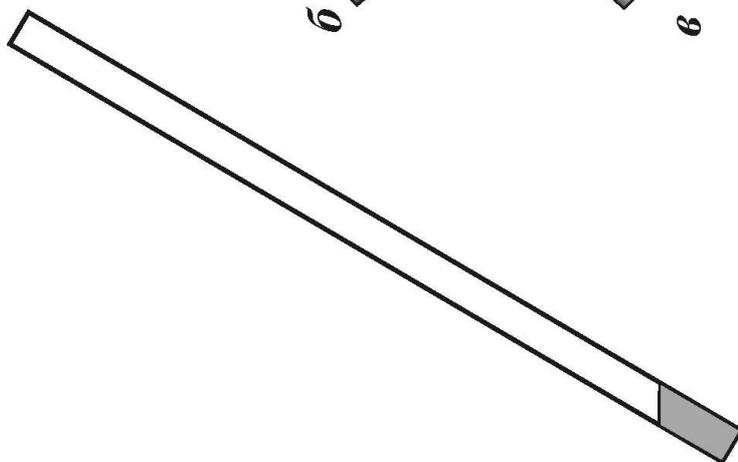
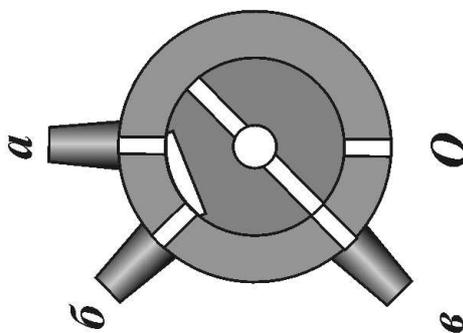
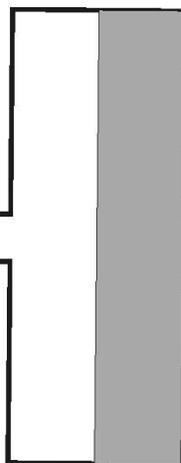
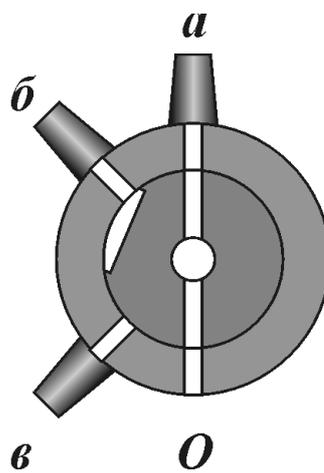
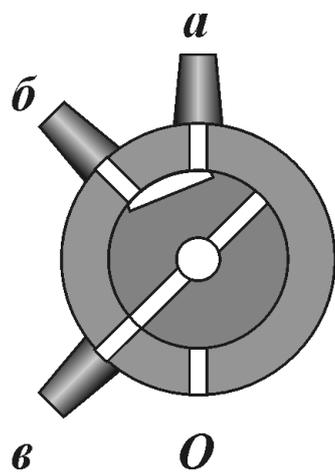


Рис.4 Микроманометр многодиапазонный с наклонной трубкой



## Экспериментальное исследование потери напора по длине трубопровода

Цель работы: Определение величины потерь полного давления и коэффициента гидравлических потерь на трение при течении в трубе постоянного сечения.

## 1. Теоретические положения

Для исследования стационарных течений жидкости (газа) по трубам и каналам различной конфигурации удобно использовать величину полного давления, так как оно связывает два фактора: скорость потока и давление в нем. Для капиллярных жидкостей, а также для газов, движущихся с относительно небольшими скоростями (т.е., практически несжимаемых) полное давление в потоке определяется соотношением:

$$p^* = p + \frac{\rho \cdot u^2}{2}, \quad (1)$$

где  $p$  - величина манометрического давления (статическая составляющая полного давления);

$\frac{\rho \cdot u^2}{2}$  - динамическая составляющая давления.

Из соотношения (1) следует, что если поток газа плотностью  $\rho$ , движущегося со скоростью  $u$  мгновенно затормозить без потерь, давление газа повысится на величину динамической составляющей. И наоборот, если газ в каком-либо резервуаре находится в состоянии покоя, величина манометрического давления в нем соответствует величине полного давления, и если газ приводится в движение (например, через воздушную магистраль осуществляется пуск газа в резервуар с меньшим давлением), то давление в струе движущегося газа будет меньше полного давления на величину  $\frac{\rho \cdot u^2}{2}$ .

Если рассматривать движение газа вдоль длинного канала круглого сечения, можно наблюдать равномерное падение величины полного давления по длине трубы. Как следует из уравнения Бернулли, изменение этой величины обусловлено работой внешних сил. В качестве таковых в первую очередь выступают силы трения газа о стенку трубы. Поэтому, на преодоление этих сил теряется часть импульса потока.

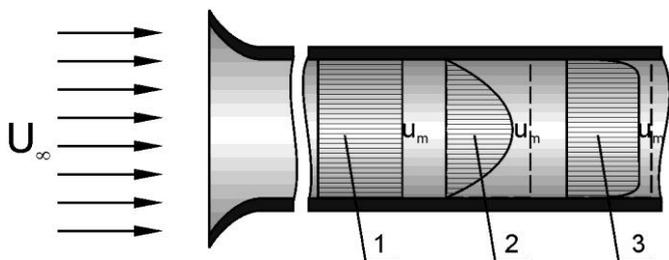


Рис. 1 Профиль скорости потока при движении по трубе круглого сечения:

- 1 – идеальное течение;
- 2 – ламинарное течение;
- 3 – турбулентное течение

Указанное явление объясняется следующими процессами, происходящими в потоке. Если трение жидкости (газа) о стенки трубы отсутствовало бы, распределение скорости потока вдоль поперечного сечения трубы, называемое **профилем скорости**, было бы постоянным по всему сечению (профиль 1 на рис.1). Однако наличие шероховатой стенки, а также, в связи с тем, что жидкость (газ) обладает **вязкостью**, приводит к затормаживанию потока в прилежащем к стенке слое. Таким образом, жидкость (газ) в этой зоне течения имеет практически нулевую скорость. Наличие вязких сил в потоке обуславливает также равномерный (в той или иной степени) рост скорости от нуля – на поверхности стенки до

величины  $u_m$ . Область поперечного сечения, где это происходит называется **пограничным слоем**. Профиль продольной скорости потока имеет вид, представленный на рис.1 (профили 2 и 3). Пунктирной линией здесь обозначен соответствующий профиль скорости газа, если бы отсутствовала сила трения. Видно, что площадь прямоугольника, изображенного пунктиром несколько больше площади фигуры, ограниченной реальным профилем. Таким образом, разность этих площадей обуславливается потерями импульса, идущего на преодоление сил трения.

Величина потерь полного давления, обусловленных силами трения, определяется по зависимости, называемой формулой Дарси-Вейсбаха:

$$\Delta p^* = p_0^* - p_1^* = \lambda \frac{l}{d} \cdot \frac{\rho \cdot u^2}{2}, \quad (2)$$

где  $p_0^*, p_1^*$  - величина полного давления в начале и в конце трубы соответственно;

$l$  - длина трубопровода;

$d$  - диаметр трубы;

$\lambda$  - коэффициент гидравлических потерь на трение.

Таким образом, величина потерь на трение прямо пропорциональна величине скоростного напора, а также протяженности трубопровода, а также, обратно пропорциональна его диаметру. Коэффициент пропорциональности, называемый **коэффициентом гидравлических потерь на трение**, зависит от множества факторов. Опыты, проводимые в трубах различной геометрии, степени шероховатости, и даже изготовленных из различного материала показали, что в той или иной степени перечисленные условия влияют на величину коэффициента. Однако наиболее сильно он зависит от характера движения. Выделяются 2 режима течения – ламинарный и турбулентный.

При **ламинарном** режиме струйки воздуха в значительной степени движутся упорядоченно, строго параллельно оси трубы. Поперечная составляющая скорости при таком режиме течения практически отсутствует, а характер изменения величины продольной скорости в поперечном направлении плавный (профиль 2 на рис.1).

Увеличение скорости движения потока приводит к тому, что элементарные струйки газа теряют, в конце концов, устойчивость. Появляются, а затем заметно нарастают поперечные составляющие скорости потока, струйки перемешиваются между собой, обмениваясь импульсом, и, целом, характер движения газа приобретает хаотичный характер. Такой режим течения называется **турбулентным**. За счет того, что струйки перемешиваются между собой профиль скорости газа в таком случае является более близок к прямоугольному (профиль 3 рис.1).

Существует параметр, с помощью которого можно приблизительно оценить характер движения. Он называется **числом Рейнольдса** и определяется по формуле:

$$Re = \frac{u \cdot d}{\nu}, \quad (3)$$

где  $\nu$  - коэффициент кинематической вязкости воздуха.

Принято считать, что если  $Re \leq 2000$  - режим течения газа ламинарный, тогда как при превышении данного порогового значения поток постепенно турбулизуется. При этом, происходит снижение величины коэффициента гидравлических потерь, вызванное тем, что наличие поперечной составляющей скорости потока способствует более плавному обтеканию потоком бугорков шероховатости.

Многочисленные опытные данные показывают, что в зависимости от величины числа  $Re$  значение коэффициента  $\lambda$  определяется выражениями:

$$\lambda = \frac{64}{Re} - \text{при } Re \leq 2000 \quad (4)$$

$$\lambda = \frac{0,3164}{Re^{0,25}} - \text{при } 2000 < Re \leq 10^5 \quad (5)$$

$$\lambda = \frac{1}{(1,8 \cdot \lg Re - 1,54)^2} - \text{при } Re > 10^5 \quad (6)$$

## 2. Постановка эксперимента

В основу экспериментальных исследований, проводимых в настоящей работе, положено измерение параметров дозвукового потока вдоль канала круглого сечения. Исследуемый модуль представляет собой протяженную гладкую трубу. В местах отбора параметров потока на трубе расположены штуцеры, соединяемые с группой штуцеров на передней панели стенда. Измерение давления в исследуемых точках производится через гнезда опросной панели с помощью универсального микроманометра.

Поскольку источником рабочего тела в работе является воздух, находящийся в помещении, полное (максимальное) давление будет равняться атмосферному. И в таком случае, как следует из формулы (1), манометрическое (статическое) давление в любой точке движущегося газа будет всегда меньше атмосферного на величину  $\frac{\rho \cdot u^2}{2}$ . Таким образом,

при определении параметров потока используется измерительная магистраль, связанная со штуцером б трехходового крана микроманометра (для измерения вакуумметрического давления).

Каждый резиновый шланг, соединяющий штуцер на панели стенда и штуцер, находящийся на трубе, если не осуществляется отбор давления в данной точке, должен быть пережат. Это делается для того, чтобы предотвратить дополнительный приток воздуха в систему через гнезда опросной панели, и, следовательно, сохранить постоянство массы газа в каждом сечении трубы.

Перед началом каждой серии измерений необходимо измерить скорость движения воздуха в трубе. Отметим при этом, что скорость эта постоянна на всем протяжении трубопровода. Это заключение следует из уравнения неразрывности:

$$\rho \cdot u \cdot F = const . \quad (7)$$

Поскольку скорости потока достаточно малы, газ в этом случае практически несжимаем, то есть на всем протяжении трубы  $\rho = const$ . Так как площадь поперечного сечения трубы также постоянна по всей длине, то для обеспечения справедливости выражения (7), должно выполняться условие  $u = const$ . Таким образом, чтобы знать скорость потока в трубе, достаточно измерить ее в каком-либо сечении.

Определить скорость потока можно путем регистрации полного давления и его статической составляющей в исследуемой точке течения. Согласно (1), разность этих параметров равна динамической составляющей полного давления. Следовательно, скорость потока в данной точке будет равна:

$$u = \sqrt{\frac{2 \cdot (p^* - p)}{\rho_{\Gamma}}}$$

Измерение полного и статического давления осуществляется при помощи датчика, представляющего собой двухканальный пневмонасадок (рис. 2). Датчик помещается внутрь исследуемой области отверстием  $A$  навстречу потоку (соответственно, отверстие  $B$  датчика устанавливается по течению). Газ при встрече с лобовой поверхностью датчика (в окрестности отверстия  $A$ ) полностью тормозится. Таким образом, в канале  $AA'$  создается давление, близкое к полному давлению набегающего потока, в то время как в канале  $BB'$  создается статическое давление набегающего потока. Как уже отмечалось ранее, полное давление пока равно атмосферному давлению. Поскольку микроманометром фиксируется разница между измеряемым давлением и давлением окружающей среды, то измерить входящую в последнее соотношение разность  $(p^* - p)$  можно через измерительную магистраль  $BB'$  датчика.

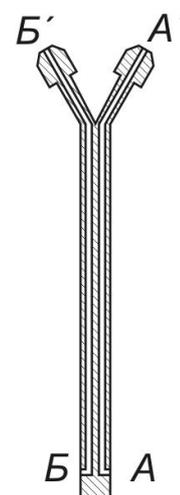


Рис. 2

На основе вышесказанного, скорость потока определяется зависимостью:

$$u = \sqrt{\frac{2 \cdot h \cdot k \cdot g \cdot \rho_B}{(1 + \alpha) \cdot \rho_G}} \quad (8)$$

где  $h$  - показания спиртового манометра;

$k = \frac{\rho_{\text{Н}}}{\rho_A} \sin \Theta$  - коэффициент приведения показаний спиртового манометра с наклонной под углом  $\Theta$  к вертикали трубки к показаниям водяного манометра с вертикальной трубкой;

$\rho_B, \rho_A$  - плотность воды и газа (воздуха) соответственно;

$\alpha = 0,64$  - точностная характеристика датчика.

После снятия показаний с напорного датчика, производятся измерения манометрического давления в исследуемых точках. Для этого, снимается зажим с соответствующей соединительной трубки, штуцер микроманометра соединяется с соответствующим гнездом опросной панели, фиксируются показания прибора. Манометрическое давление в этом случае будет равно:

$$p = p_0^* - \rho_B \cdot g \cdot k \cdot h \quad (9)$$

### 3. Порядок выполнения работы

1. При различных скоростях течения газа снять показания микроманометра на пневмодатчике и в паре точек модуля, которые указываются преподавателем.
2. По зависимости (8) определяется скорость потока в трубе
3. По зависимости (9) определяется манометрическое давление в исследуемых точках.
4. Определяется значение коэффициента гидравлических потерь на трение по зависимости:

$$\lambda = \Delta p \cdot \frac{d}{l} \frac{2}{\rho_r \cdot u^2}, \quad (10)$$

где  $\Delta p = p_1 - p_2$  - перепад давлений в точках трубы.

Результаты измерений и расчетов заносятся в таблицу 1 приложения

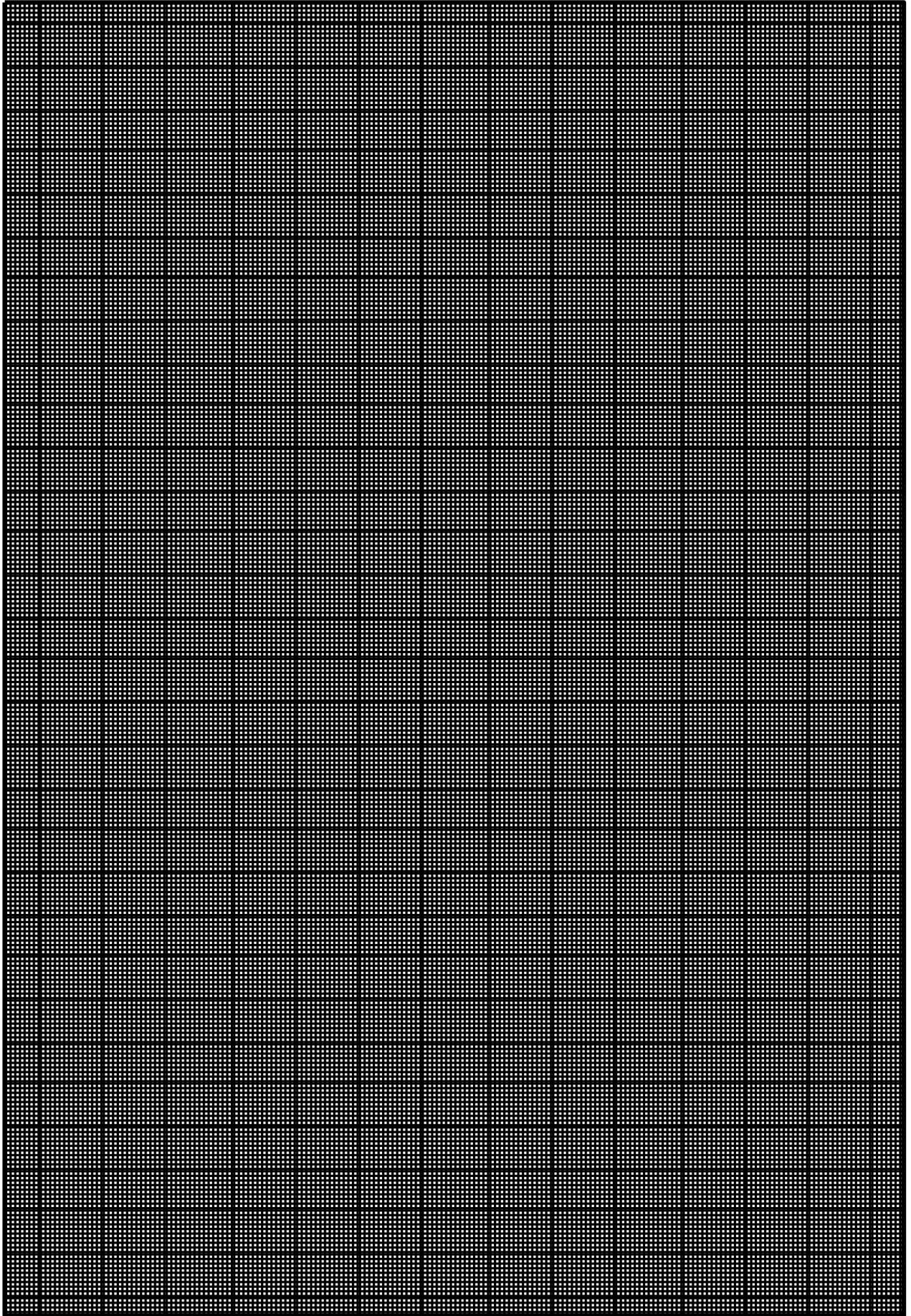
5. По зависимости (3), принимая  $\nu = 1,4 \cdot 10^{-5} \frac{\text{м}^2}{\text{с}}$ , определяется значение числа

Рейнольдса  $Re$ , и соответствующее ему теоретическое значение коэффициента  $\lambda$  (зависимости 4...6). По результатам расчета заполняется таблица 2 приложения

Согласно таблице строятся графики  $\lambda = f(Re)$ , куда наносятся экспериментальная и теоретическая кривые.

6. По результатам расчетов и измерений делаются выводы.





Лабораторная работа №5-6  
**Экспериментальное исследование потери напора  
при внезапном изменении площади проходного сечения канала**

Цель работы: Исследование влияния параметров канала прямоугольного сечения с мгновенным расширением (сужением) на величину потерь давления.

1. Теоретические положения

Гидравлические потери, возникающие в пределах локального участка канала, в результате которых полное давление снижается скачкообразно, называют **местными потерями**. Причиной возникновения местных сопротивлений является локальное изменение условий течения, обусловленное, как правило, местным изменением формы или размеров канала. Скачкообразно полное давление изменяется при возникновении на пути потока каких-либо препятствий (решеток, сеток, пористых слоев и т.п.), при внезапном изменении направления движения (в коленах и отводах), в местах слияния-разделения потоков (тройники, крестовины коллекторы).

Другим характерным случаем возникновения локального сопротивления является течение с внезапным изменением площади проходного сечения канала – при его сужении или расширении. Скачкообразное изменение площади проходного сечения трубы приводит к тому, что в непосредственной близости от зоны внезапного изменения скорости потока возникают **застойные зоны**. Это обусловлено тем, что мгновенное заполнение потоком вязкого газа (жидкости) всего поперечного сечения при изменении размеров канала физически невозможно. Газ плавно затекает в образовавшийся свободный объем при расширении; при сужении канала в потоке также возникает зона его предварительного поджатия, непосредственно предшествующая плоскости внезапного сужения. Появление указанных застойных зон приводит к тому, что поток здесь приобретает структуру, как показанную на рис. 1.

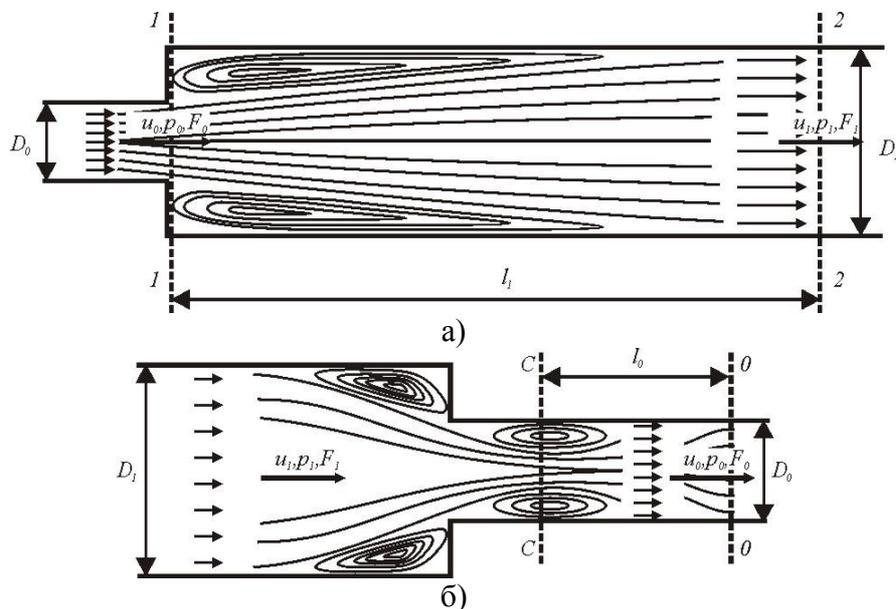


Рис 1. Схема движения потока при внезапном расширении (а) и внезапном сужении (б)

При внезапном расширении образуется струя, отделенная от остальной среды поверхностью раздела, которая распадается и свертывается в мощные вихри. Длина участка  $l_1$ , на котором происходит вихреобразование, постепенное рассасывание вихрей и полное растекание потока по сечению, составляет примерно  $8-12 D_{1\bar{A}}$  ( $D_{1\bar{A}}$  - гидравлический диаметр

широкого сечения). **Потери на удар** при внезапном расширении связаны с указанным вихреобразованием на участке  $l_1$ .

При внезапном сужении сечения наблюдаются в основном аналогичные явления, когда происходят потери на удар при внезапном расширении. Однако, в данном случае эти потери проявляются при расширении струи, сжатой после входа из широкого канала в узкий (сечение С-С), до полного сечения узкого канала (сечение О-О).

Коэффициент местного сопротивления удара при внезапном расширении в случае равномерного распределения скоростей по сечению узкого канала или в случае турбулентного течения зависит только от отношения площадей узкого и широкого сечений  $F_0/F_1$  (степени расширения  $n = F_0/F_1$ ) и вычисляется по формуле Борда-Карно:

$$\xi_M = \frac{\Delta p^*}{\rho u_0^2 / 2} = \left(1 - \frac{F_0}{F_1}\right)^2. \quad (1)$$

Суммарный коэффициент сопротивления участка с внезапным расширением

$$\xi = \frac{\Delta p^*}{\rho u_0^2 / 2} = \xi_M + \xi_{TP} = \xi_M + \frac{\xi'_{TP}}{n^2} \quad (2)$$

где 
$$\xi'_{TP} = \frac{\Delta p_{TP}^*}{\rho u_1^2 / 2} = \lambda \frac{l_1}{D_1 \bar{A}}$$

Коэффициент местного сопротивления внезапному сужению при больших числах  $Re$  может быть определен по расчетной формуле:

$$\xi_M = \frac{\Delta p^*}{\rho u_0^2 / 2} = 0,5 \left(1 - \frac{F_0}{F_1}\right)^{3/4} \quad (3)$$

при этом суммарный коэффициент сопротивления

$$\xi = \frac{\Delta p^*}{\rho u_0^2 / 2} = \xi_M + \xi'_{TP}, \quad (4)$$

где 
$$\xi'_{TP} = \frac{\Delta p_{TP}^*}{\rho u_0^2 / 2} = \lambda \frac{l_0}{D_0 \bar{A}}.$$

## 2. Постановка эксперимента

Настоящая лабораторная работа посвящена определению величины гидравлических потерь на удар при внезапном изменении скорости потока, вызванном скачкообразным увеличением (уменьшением) площади проходного сечения канала.

Величина полного давления, как и ранее, определяется как сумма статической и динамической составляющих:

$$p^* = p + \frac{\rho \cdot u^2}{2}, \quad (5)$$

а падение напора – как разность этих величин в начале и в конце канала. При этом, необходимо учитывать, что полученный в этом случае коэффициент сопротивления является суммарным, то есть определяет потери напора на трение и на удар при внезапном расширении (сужении). Поэтому, необходимо определить величину потерь на трение на каждом из участков канала, для того, чтобы исключить их из рассмотрения. С этой целью целесообразно произвести дополнительные измерения в сечениях, находящихся непосредственно перед и за границей раздела участков (соответственно, в конце первого и в начале второго участка).

Скорость потока на первом участке канала определяется по результатам измерения статического и полного давлений во входном сечении, осуществляемых посредством пневматического насадка:

$$u = \sqrt{\frac{2 \cdot h \cdot k \cdot g \cdot \rho_B}{(1 + \alpha) \cdot \rho_G}} \quad (6)$$

где  $h$  - показания спиртового манометра;

$k = \frac{\rho_{\bar{N}}}{\rho_{\bar{A}}} \sin \Theta$  - коэффициент приведения показаний спиртового манометра с наклонной под

углом  $\Theta$  к вертикали трубкой к показаниям водяного манометра с вертикальной трубкой;

$\rho_B, \rho_{\bar{A}}$  - плотность воды и газа (воздуха) соответственно;

$\alpha = 0,64$  - точностная характеристика датчика.

Скорость потока после внезапного изменения площади проходного сечения можно определить из уравнения неразрывности:

$$(\rho \cdot u \cdot F)_1 = (\rho \cdot u \cdot F)_2 = const \quad (7)$$

Делая допущение, что на исследуемом диапазоне скоростей течения газ практически несжимаем, т.е.  $\rho_1 = \rho_2 = const$ , скорость газа на участке после внезапного изменения площади поперечного сечения можно определить по зависимости:

$$u_2 = u_1 \cdot \frac{F_1}{F_2} \quad (8)$$

Определение манометрического давления в точках канала производится по аналогии с лабораторной работой №2:

$$p_i = p_{ATM} - \rho_B \cdot g \cdot k \cdot h_i \quad (9),$$

где  $h_i$  - показания микроманометра по результатам измерений в исследуемых точках;

$p_{ATM}$  - атмосферное давление, определяемое по барометру.

Плотность газа определяется по уравнению состояния:

$$\rho_{\bar{A}} = \frac{p_{ATM}}{RT}, \quad (10)$$

куда входят определяемые по термометру и барометру температура воздуха и атмосферное давление, а также газовая постоянная  $R = 300 \frac{J}{kg \cdot K}$ .

### 3. Порядок выполнения работы

1. Определить начальные условия эксперимента: атмосферное давление, температуру воздуха, а также по зависимости (10) – плотность.

2. Снимаются показания микроманометра на пневмодатчике, а также в паре точек до и паре точек после внезапного расширения (сужения).

3. По зависимости (9) определяются манометрические давления в исследуемых точках. По зависимостям (7) и (8) определяются скорости потока.

4. Рассчитываются значения полного давления в точках отбора:

$$p_i^* = p_i + \frac{\rho \cdot u_i^2}{2} \quad (11)$$

5. Определяется величина потерь на трение по зависимости:

$$\xi_{TP}^* = \frac{\Delta p_1^* + \Delta p_2^*}{\rho_{\bar{A}} u_0^2 / 2}, \quad (12)$$

где  $\Delta p_1^*, \Delta p_2^*$  - перепады давлений в парах точек до и после расширения (сужения)

соответственно.

6. По зависимости

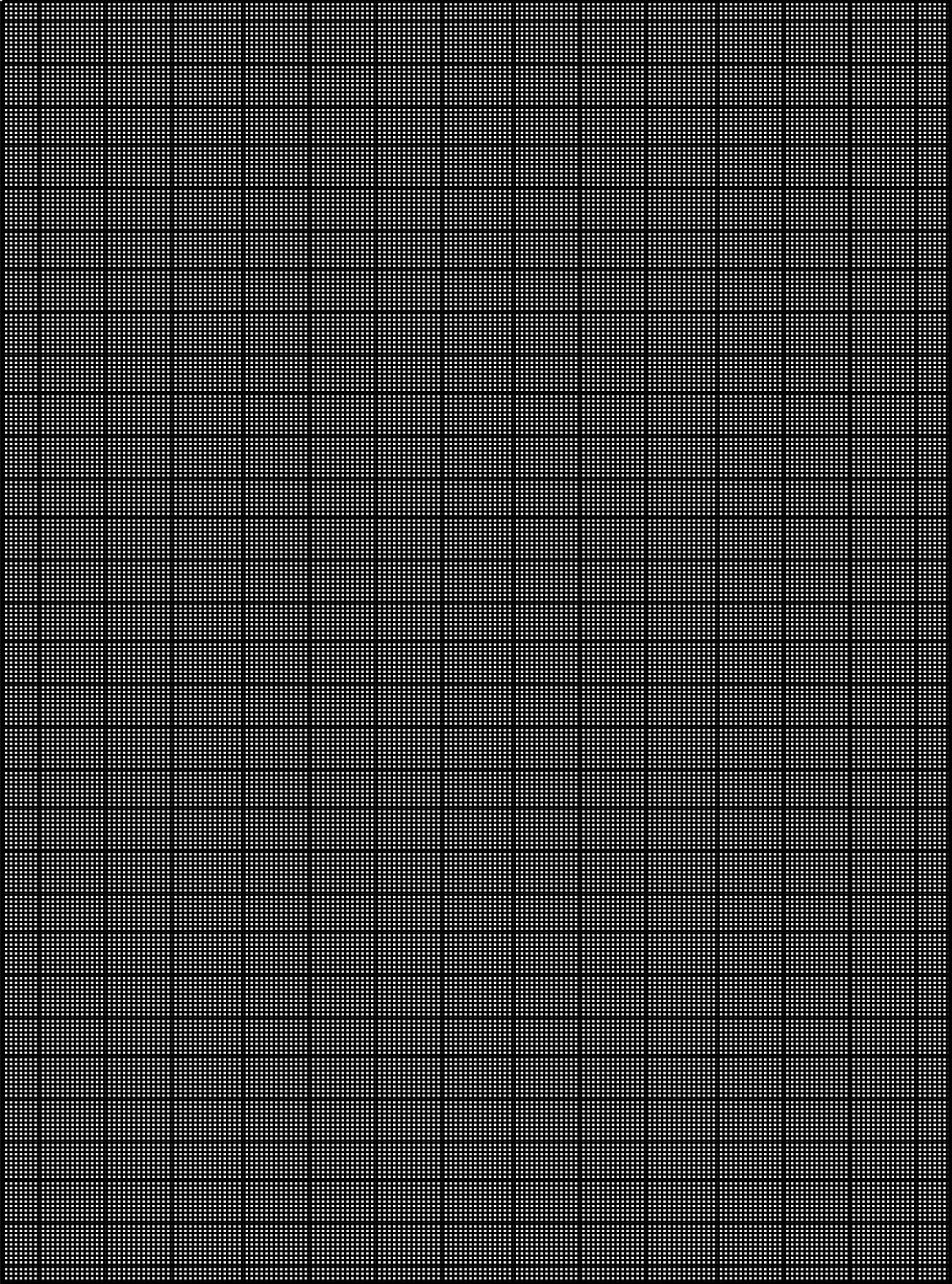
$$\xi_M = \frac{p_1^* - p_4^*}{\rho \bar{A} u_0^2} - \xi'_{TP} \quad (13)$$

определяется величина местных потерь на удар. Величины давлений  $p_1^*$ ,  $p_4^*$  - это давления в начале и конце измеряемого участка канала.

8. Результаты расчетов и измерений заносятся в таблицы 1 и 2 приложения

9. По результатам последней таблицы строится экспериментальная кривая  $\xi_M = f(n)$ , а также кривая теоретических значений коэффициента местного сопротивления на удар, рассчитанных по зависимости (1) или (3). Делаются выводы.





Лабораторная работа №7-8  
**Экспериментальное исследование обтекания крылового профиля**

Цель работы: исследование влияния угла атаки на аэродинамические силы, действующие на дозвуковой крыловой профиль.

1. Теоретические положения

Под **крыловым профилем** понимается плавный, вытянутый в направлении набегающего на него потока, замкнутый и самонепересекающийся геометрический контур с закругленной передней кромкой («лоб» профиля) и заостренной задней кромкой («хвост» профиля). Отрезок прямой, соединяющей некоторую точку передней кромки с вершиной угла на задней кромке, называют **хордой крылового профиля** (выбор хорды может быть весьма разнообразен), а длину хорды — **длиной профиля**; максимальную толщину профиля в направлении, перпендикулярном к хорде, называют **толщиной профиля**, а отношение толщины к длине — относительной толщиной крылового профиля. Угол, образованный вектором скорости набегающего потока вдалеке от профиля (вектором скорости «на бесконечности») и направлением хорды, носит наименование **угла атаки**.

Теоретическое определение сил, действующих на такой профиль при обтекании его плоскопараллельным потоком жидкости может быть получено на основе теоремы Жуковского, устанавливающей вихревую природу этих сил, и связывающей их с циркуляцией скорости по контуру, охватывающему обтекаемое крыло. Физическая причина возникновения циркуляции связана с наличием в жидкости трения (вязкости). Частицы реальной жидкости, проходящие в непосредственной близости к поверхности профиля, образуют тонкий пограничный слой. В этой области движение жидкости будет вихревым, причем интенсивность вихрей может достигать больших значений, так как скорость частиц в пограничном слое резко меняется от нуля на поверхности обтекаемого тела до величины порядка скорости на бесконечности на внешней границе слоя. Так, например, на крыле самолета максимальная толщина пограничного слоя не превосходит нескольких сантиметров, в то время как разность скоростей на поверхности крыла и на внешней границе пограничного слоя достигает сотен метров в секунду. При таких значительных неоднородностях скоростного поля суммарная интенсивность вихрей в пограничном слое, а тем самым и циркуляция скорости по замкнутому контуру, охватывающему крыло, может достигать больших значений.

Согласно указанной теореме, величина главного **вектора аэродинамических сил**  $R$  равна произведению плотности жидкости на величину скорости набегающего потока и величину наложенной циркуляции (обозначаемой буквой «Г» и являющейся алгебраической величиной, которая может быть как положительной, так и отрицательной):

$$|R| = \rho u_\infty |\tilde{\Gamma}| \quad (1)$$

Направление вектора  $\vec{R}$  определяется поворотом на  $90^\circ$  вектора скорости набегающего потока  $u_\infty$  по часовой стрелке, если  $\Gamma > 0$ , и против часовой стрелки, если  $\Gamma < 0$ . Таким образом главный вектор  $\vec{R}$  является силой, поперечной к направлению набегающего потока или к направлению поступательного движения тела в обращенном движении. По формулировке Жуковского для получения направления главного вектора сил давления  $\vec{R}$  надо повернуть вектор скорости набегающего потока  $u_\infty$  на  $90^\circ$  в сторону, противоположную направлению циркуляции (см. рис. 1).

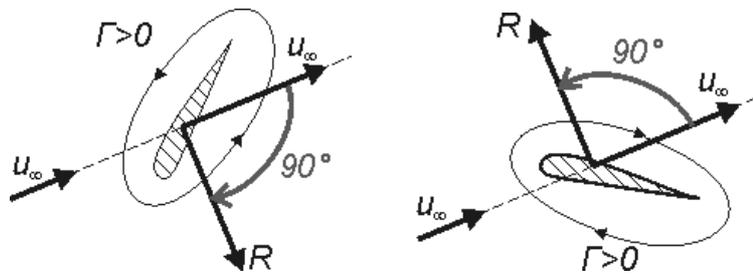


Рис. 1. Определение главного вектора сил давления.

Весьма существен тот факт, что единственной силой, действующей на профиль в плоскопараллельном безвихревом потоке идеальной несжимаемой жидкости, является перпендикулярная направлению набегающего потока или в обратном направлении, поперечная направлению движения профиля сила, которая может быть названа **подъемной силой**, так как именно эта сила обеспечивает подъем самолета в воздух, поддерживает его крыло при горизонтальном полете.

Из теоремы Жуковского вытекает выражение для определения величины подъемной силы в виде:

$$R = 4\pi a m_0 \rho |u_\infty|^2 \sin \alpha, \quad (2)$$

где  $\rho$  - плотность потока

$|u_\infty|$  - скорость потока

$\alpha$  - угол атаки.

Входящее в формулу произведение  $a m_0$  зависит от формы обтекаемого контура. В частности, при обтекании пластинки с плавным сходом струй с задней кромки  $a m_0 = \frac{1}{2}c$  ( $c$  - толщина профиля), а подъемная сила оказывается равной:

$$R = 2\pi c \rho |u_\infty|^2 \sin \alpha \quad (3)$$

Аэродинамические силы характеризуются безразмерными коэффициентами подъемной силы и силы сопротивления. **Коэффициент подъемной силы**, определяемый отношением силы  $R$  к скоростному напору набегающего потока  $\frac{1}{2}\rho u_\infty^2$  и длине хорды  $b$ , в таком случае будет равен:

$$C_y = \frac{R}{\frac{1}{2}\rho u_\infty^2 b} = 4\pi \bar{c} \sin \alpha, \quad (4)$$

где  $\bar{c} = \frac{c}{b}$  - относительная толщина профиля.

## 2. Постановка эксперимента

Схема модуля, на котором производятся исследования, аналогична схеме модуля №5, применявшегося в лабораторной работе №4 (Исследование обтекания кругового цилиндра). Внутри прямоугольного канала помещена модель дозвукового крылового профиля, внешние обводы которого приведены на чертеже (рис. 2).

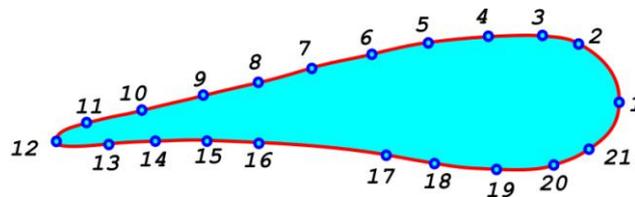


Рис. 2 Чертеж внешних обводов исследуемого крылового профиля

По периферии профиля расположено 21 контрольное отверстие, соединенное внутренними каналами со штуцерами, которые, в свою очередь, подсоединяются к гнездам опросной панели. Цель работы заключается в измерении статического давления на поверхности крыла при различных углах атаки, и определении по полученному распределению давления величин подъемной силы и силы сопротивления на профиле.

Очевидно, эти силы являются проекциями на ось скоростной системы координат равнодействующей сил давления. Ось  $OX$  скоростной системы координат параллельна скорости набегающего потока, а ось  $OY$  – параллельна ей. В таблице приводится расположение контрольных отверстий относительно системы координат, связанной с крылом. Такая система координат называется связанной. При этом, оси связанной и скоростной систем координат совпадают лишь при нулевом угле атаки профиля. В противном же случае скоростная система получается за счет поворота связанной относительно начала координат на угол  $\alpha$ .

# точки	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
x, мм	0	8	16	28	40	51	64	75	86	99	110
y, мм	14	26	28	28	27	24	21	18	15	12	10
# точки	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	
x, мм	116	106	96	85	74	48	38	26	14	7	
y, мм	6	5	6	6	6	3	1	0	1	4	

Согласно уравнению аналитической геометрии, если в исходной системе координат некоторая точка имеет координаты  $(x, y)$ , то при повороте осей на угол  $\alpha$  координаты точки станут равны:

$$\begin{cases} x' = x \cdot \cos \alpha + y \cdot \sin \alpha \\ y' = -x \cdot \sin \alpha + y \cdot \cos \alpha \end{cases} \quad (5)$$

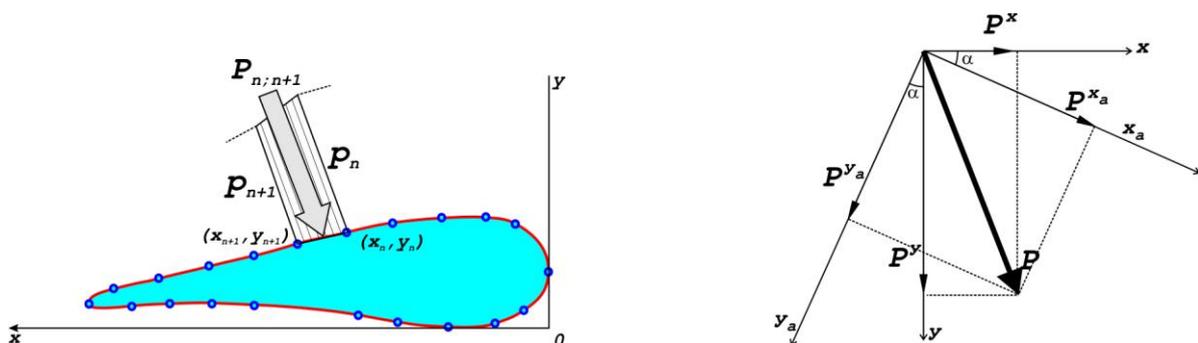


Рис. 3. К определению сил, действующих на крылового профиль.

Как указано выше, исходной информацией к расчету является распределение давления в точках отбора. Для определения интегральной силы давления, профиль условно делим на прямолинейные участки, границами которых являются две соседних точки отбора. Сделав допущение, что давление на каждом из участков (например, на участке между точками отбора  $n$  и  $n+1$ ) изменяется линейно от значения в точке отбора  $n$  до значения в точке отбора  $n+1$ , определяем силу давления  $P$ , действующую на этот участок (рис. 3). Проекции этой силы на оси связанной системы координат определяем по зависимостям:

$$\begin{cases} \pm P_{n..n+1}^x = \pm \frac{P_n + P_{n+1}}{2} \cdot (y_n - y_{n+1}) \\ \pm P_{n..n+1}^y = \pm \frac{P_n + P_{n+1}}{2} \cdot (x_n - x_{n+1}) \end{cases} \quad (6)$$

При этом, знак «+» или «-» выбирается в формулах таким образом, чтобы значение составляющей силы  $P$  было положительным, если она направлена вдоль оси, и отрицательным - если против оси.

После этого, определяется сумма проекций элементарных сил давления на оси связанной системы координат:

$$\begin{aligned} P^x &= \sum P_{n..n+1}^x \\ P^y &= \sum P_{n..n+1}^y \end{aligned}, \quad (7)$$

и, наконец, по зависимости (5) определяются значения этой пары сил в скоростной системе координат. Осуществив поворот осей на угол атаки, получим:

$$\begin{cases} P^{x_a} = P^x \cdot \cos \alpha + P^y \cdot \sin \alpha \\ P^{y_a} = -P^x \cdot \sin \alpha + P^y \cdot \cos \alpha \end{cases}. \quad (8)$$

### 3. Порядок выполнения работы

1. При различных углах атаки профиля снять показания микроманометра на напорной датчике и в точках отбора давления.

2. Определяются значения скорости набегающего потока:

$$u = \sqrt{\frac{2 \cdot h \cdot k \cdot g \cdot \rho_B}{(1 + \alpha) \cdot \rho_A}}, \quad (9)$$

и давления в точках отбора:

$$p = p_a - \rho_{\Gamma} \cdot g \cdot k \cdot h. \quad (10)$$

2. По зависимости (8) определяются проекции на оси связанной системы координат сил давления, действующих на элементарные участки.

3. Определяются проекции на оси связанной системы координат равнодействующей силы давления (зависимость (7)).

4. Определяются значения силы лобового сопротивления и подъемной силы, как проекции равнодействующей силы давления на оси скоростной системы координат (зависимость (8)).

5. По результатам расчетов и измерений заполняются таблицы приложения. Строятся графики зависимости сил от угла атаки и делаются выводы по работе.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Студент \_\_\_\_\_ Группа \_\_\_\_\_

Атмосферное давление \_\_\_\_\_ Температура воздуха \_\_\_\_\_

$\rho_{г}$  \_\_\_\_\_

№ точки	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21
$x, мм$	0	8	16	28	40	51	64	75	86	99	110	116	106	96	85	74	48	38	26	14	7
$y, мм$	14	26	28	28	27	24	21	18	15	12	10	6	5	6	6	6	3	1	0	1	4
$\alpha_1 =$																					
$\alpha_2 =$																					
$\alpha_3 =$																					
$\alpha_1 =$																					
$\alpha_2 =$																					
$\alpha_3 =$																					

№ участка	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10	10-11	11-12	12-13	13-14	14-15	15-16	16-17	17-18	18-19	19-20	20-21	21-1
$\alpha_1 = P_{n..n+1}^x$																					
$\alpha_1 = P_{n..n+1}^y$																					
$\alpha_2 = P_{n..n+1}^x$																					
$\alpha_2 = P_{n..n+1}^y$																					
$\alpha_3 = P_{n..n+1}^x$																					
$\alpha_3 = P_{n..n+1}^y$																					

$\alpha$	$\alpha_1$	$\alpha_2$	$\alpha_3$
$P^x$			
$P^y$			
$P^{x_a}$			
$P^{y_a}$			

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

### Основная литература

1. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа: учебник для вузов.-7-е изд., испр. - М.: Дрофа, 2003-840с.
2. Калугин В.Т. Аэродинамика органов управления полетом летательных аппаратов: Учеб.пособие для вузов. – М.: Изд-во МГТУ им.Н.Э. Баумана, 2004. – 688с.
3. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Ч. 2: 5-е изд., перераб. и доп.— М.: Наука. Гл. ред. физ-мат. лит, 1991. - 304 с.

### Дополнительная литература

1. Аржаников Н.С. Аэродинамика летательных аппаратов: учебник для вузов. – М., Высш.школа, 1983, 359с.
2. Швыдкий, В.С. Механика жидкости и газа : учеб.пособие для вузов / В.С.Швыдкий [и др.];под ред.В.С.Швыдкого. М. : Академкнига, 2003. 464с. : ил.