

Санкт-Петербургский политехнический университет
Петра Великого

ГИДРОАЭРОДИНАМИКА
Методические указания к лабораторным работам

Санкт-Петербург 2016

ПРАВИЛА ТЕХНИКИ БЕЗОПАСНОСТИ

Для студентов, выполняющих учебные работы в лаборатории аэродинамики

1. Каждая учебная работа выполняется бригадой студентов в количестве 3 - 4 человек.
2. Каждая бригада имеет право выполнять только ту работу, которая назначена руководителем.
3. Студент должен являться на занятия, предварительно подготовившись к работе по литературе, указанной в программах учебных работ, и по записям лекций. Рекомендуется составлять конспект по теории, относящейся к предстоящей работе.
4. Бригада может приступить к производству измерений только после опроса руководителем по теории, относящейся к данной работе, и проверки собранной схемы. Без разрешения руководителя запрещается включение рубильников электромоторов и электрических схем.
5. Работа должна выполняться с приборами, для нее назначенными. Брать какие-либо другие приборы без разрешения руководителя воспрещается.
6. В случае порчи прибора или какой-либо детали установки, студент, не делая попыток к исправлению, должен немедленно сообщить об этом руководителю.
7. По окончании работы результаты наблюдений предъявляются руководителю. Для записи результатов наблюдений рекомендуется каждому студенту иметь особую тетрадь.
8. По окончании работы схема должна быть разобрана, приборы и модели сданы руководителю.
9. К началу следующей работы каждый студент должен представить преподавателю отчет.
10. Несоблюдение настоящих правил может повлечь за собой лишение студента права продолжать работу в лаборатории в данный день.

Внимание! Режимный микроманометр, измеряющий перепад давления в коллекторе (конфузоре), всегда подключен к аэродинамической трубе, его отключение запрещено!

ПРАВИЛА СОСТАВЛЕНИЯ ОТЧЕТОВ

1. Отчет о каждой работе должен представляться отдельно, а не в общей тетради отчетов.
2. В отчёте должно быть приведено следующее:
 - а) конспект по теории, относящейся к данной работе;
 - б) принципиальные схемы всех измерений и приборов, с которыми студент работал при выполнении данной работы;
 - в) перечень и подробные данные всех приборов, примененных в работе;
 - г) результаты наблюдений и последующих вычислений;
 - д) графики с кривыми, выражающими результаты измерений;
 - е) основные выводы, сделанные студентами в результате выполненной работы.
3. Результаты наблюдений и последующих вычислений выражаются таблицами, при составлении которых должны быть выполнены следующие требования:
 - а) над каждой таблицей должна быть надпись, указывающая, к какому опыту относятся наблюдения или расчет;
 - б) над каждым столбцом таблицы необходимо точно указать, какие величины приведены в столбце, и в каких единицах;
 - в) количество цифр каждого числа таблицы должно соответствовать точности, с которой выражена данная величина;
 - г) нужно привести все формулы, которыми пользовались при получении данных для таблицы.
4. На каждом графике с кривыми, выражающими результаты измерений, должны быть даны:
 - а) название опыта, выраженного данной кривой. Если же все кривые изображают результаты однородных наблюдений, сделанных при разных условиях, то должна быть общая надпись, а кривые должны отличаться одна от другой различными обозначениями нанесенных точек;
 - б) объяснения обозначений нанесенных точек;
 - в) если графики не прикреплены к отчёту, то на каждом из них дополнительно должны быть указаны фамилия, инициалы студента и номер группы, а также номер работы.
5. На осях координат должны быть указаны:
 - а) масштаб оси, который выражается цифрами, поставленными на крупных делениях сетки. Допускаются только масштабы, равные 1, 2 и 5, умноженные на 10, в целых положительных или отрицательных степенях;
 - б) наименование нанесенных величин и указание единиц, в которых они выражены; писать необходимо вдоль оси с наружной стороны, причем вдоль оси ординат следует писать снизу вверх.

Размеры масштабов должны соответствовать точности измеренных величин.

Ноль масштаба каждой оси координат обычно находится в начале координат, однако диапазон на графике отображаемых величин следует выбирать разумно.

Все точки, полученные при опыте, наносятся на график особыми значками, ясно обозначенными (точками, кружками и т. п.). Обобщающие кривые должны быть проведены плавно, и пройти через возможно большее число точек, но не обязательно через все.

Большинство результатов обработки измерений представляются в безразмерном виде.

РАБОТА 1. ТАРИРОВАНИЕ МИКРОМАНОМЕТРА МЕТОДОМ СРАВНЕНИЯ С ЭТАЛОННЫМ МИКРОМАНОМЕТРОМ И АБСОЛЮТНЫМ МЕТОДОМ

Задание

1. Проградуировать микроманометр методом сравнения с эталонным микроманометром.
2. Проградуировать микроманометр абсолютным методом.
3. Построить градуировочные кривые.
4. Построить кривые относительных погрешностей микроманометра.

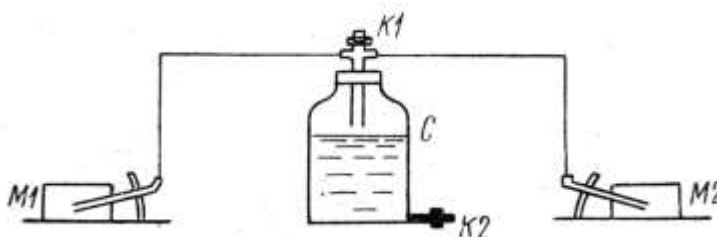


Рис. 1

Схема установки для градуировки методом сравнения дана на рис. 1. На схеме введены обозначения: $M1$ и $M2$ — эталонный и тарируемый микроманометры; $K1$ и $K2$ — краны; C — сосуд с жидкостью.

Порядок выполнения работы

1. Собирается схема согласно рис. 1 и фиксируются нулевые показания для эталонного и испытуемого микроманометров.

Создается все увеличивающееся разрежение в сосуде путем выпуска воды через кран K , и показания обоих микроманометров A_1 и A_2 записываются в табл.

Микроманометры: $M1$ марки _____ № _____
 $M2$ марки _____ № _____

$a_1=$ $a_2=$			$m_1=$ $m_2=$		$(A_2-a_2)_{\text{прив.}}$ мм
№ пп.	Эталонный		Испытуемый		
	A_1	A_1-a_1	A_2	A_2-a_2	
	мм		мм		

В таблице A_1, A_2 — показания микроанометров $M1$ и $M2$; a_1 и a_2 — начальные показания микроанометров $M1$ и $M2$; m_1, m_2 — масштабы микроанометров $M1$ и $M2$.

Если эталонный и испытуемый микроанометры имеют различные масштабы, следует показания испытуемого микроанометра привести к масштабу эталонного по формуле:

$$(A_2 - a_2)_{\text{прив}} = m_2/m_1(A_2 - a_2).$$

Опыт производится для различных масштабов испытуемого микроанометра. Для каждого масштаба строится тарировочная кривая.

Примечание. Тарировочный коэффициент эталонного микроанометра предполагается равным 1.

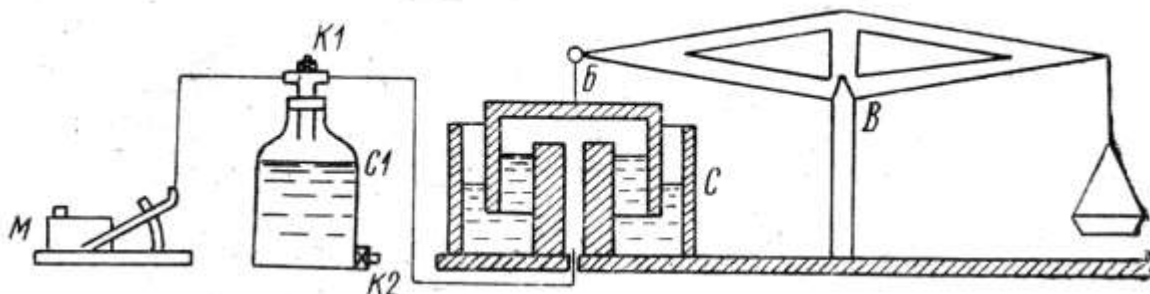


Рис. 2

2. Собирается схема согласно рис.2 (тарировка абсолютным методом), где приняты обозначения: B - колокол; B - весы; C - сосуд для изменения давления.

При открытом кране $K1$ уравниваются весы, записываются нулевое показание a микроанометра и величина груза G_0 на весах. После этого выпускается вода из сосуда $C1$, в результате чего колокол опускается и равновесие весов нарушается. Затем весы вновь приводят в начальное положение и тем самым создают разрежение под колоколом, которое передается на микроанометр.

При различных разрежениях под колоколом в табл. 2 записываются показания микроанометра A и величина груза G .

Величина груза $G - G_0$, необходимая для восстановления равновесия, пропорциональна разности $p - p_0$ между атмосферным давлением и давлением под колоколом.

Высота столба спирта в миллиметрах, эквивалентная созданному под колоколом разрежению $p - p_0$ (приведенная к масштабу испытуемого микроанометра), рассчитывается по формуле

$$A_{\text{абс}} = k(G - G_0), \text{ где } k = \frac{10}{\gamma F \left(1 + \frac{F_1}{F} \frac{\Delta F}{F_1 + F_2} \right)^m}.$$

здесь γ — удельный вес спирта в тарируемом микроманометре в г/см³; F — внутренняя площадь поперечного сечения колокола в см²; F_1 — площадь поверхности воды под колоколом в см²; F_2 — площадь поверхности воды в сосуде в см²; ΔF — кольцевая площадь поперечного сечения стенок колокола в см²; m — масштаб тарируемого микроманометра; $G-G_0$ — показания весов в г.

Примечание. Для имеющейся в ЛПИ установки $F = 78.18$ см²; $F_2 = 47.91$ см²; $F_1 = 39.69$ см²; $\Delta F = 3.14$ см².

Таблица 2

Микроманометр марки _____ № _____

$m =$ $k =$ $G_0 =$ $a =$ $\gamma =$

№ пп.	A	$A-a$	G	$G-G_0$	$A_{\text{абс}}$
	мм		г		

Для каждого масштаба испытуемого микроманометра строятся тарировочные кривые:

$$A-a = f(A_{\text{абс}})$$

- Для данного микроманометра строятся кривые относительных погрешностей при различных наклонах.

РАБОТА 2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕСТА РАСПОЛОЖЕНИЯ СТАТИЧЕСКОГО ОТВЕРСТИЯ СКОРОСТНОЙ ТРУБКИ

Задание

1. Измерить распределение давления по поверхности носика скоростной трубки.
2. Построить кривую безразмерного давления и определить место расположения статического отверстия.

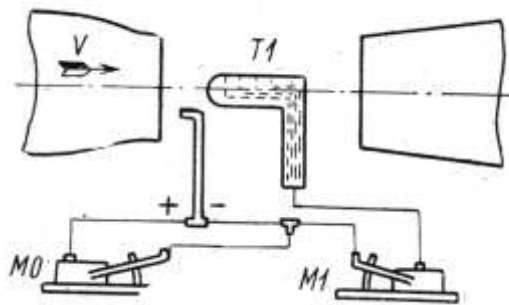


Рис. 3

Схема установки изображена на рис.3, где $T1$ - модель скоростной трубки; «тонкая трубка» - эталонная скоростная трубка; $M0$ — микроманометр для определения скоростного напора; $M1$ — микроманометр, к которому поочередно подключаются пронумерованные шланги для измерения распределения давления по корпусу модели. На рисунке не показан режимный микроманометр, подсоединенный к конфузору (например, он обозначен $M0$ на рис.4 далее).

Порядок выполнения работы

1. При одном режиме работы аэродинамической трубы (соответствующем показаниям режимного микроманометра 50-55 мм) измеряется распределение давления по корпусу модели трубки. Результаты записываются в таблицу.

$m_0 =$		$m_1 =$		$a_0 =$		$a_1 =$	
№		A_0	A_1	$A_0 - a_0$	$A_1 - a_1$		
точек	\bar{s}_i					\bar{p}_i	

В таблице A_o , A_I — показания манометров $M0$ и $M1$; S_i — безразмерная координата i -й точки, отсчитанная от носика трубки и отнесенная к диаметру трубки $d=20$ мм;

p_i - безразмерный коэффициент давления, рассчитываемый по формуле, равен

$$\bar{p}_i = \frac{p_i - p_0}{\rho V^2 / 2} = \frac{(A_1 - a_1)m_1\gamma_1}{(A_0 - a_0)m_0\gamma_0}$$

2. Строится график распределения давления: $\bar{p} = f(\bar{s})$.

3. Определяется область на носике трубки, где можно поместить щель.

Таблица 1. Расстояние от точек измерения давления до носика трубки

N _{точки}	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
S, мм	130	110	90	75	60	45	30	20	10	3
N _{точки}	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
S, мм	0	3	10	20	35	50	65	85	105	125

Примечание. Оптимальный режим работы трубы, расположенной ближе к окну - 50 мм по режимному манометру, для второй малой трубы – 55 мм.

Примечание 2. При измерении давления в окрестности носика трубки, в случае отрицательных его значений (мениск уходит вниз и не виден на шкале микроманометра) следует поменять местами шланги (подключение к M1) и изменить знак записываемых показаний. Обязательно уточните у преподавателя, как это правильно делать, чтобы жидкость не выплеснулась из микроманометра!

РАБОТА 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОПРАВочНОГО КОЭФФИЦИЕНТА НАСАДКА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТИ И ИЗУЧЕНИЕ ЗАВИСИМОСТИ ПОКАЗАНИЙ НАСАДКА ОТ УГЛА МЕЖДУ ЕГО ОСЬЮ И СКОРОСТЬЮ ПОТОКА

Задание

1. Проградуировать насадок методом сравнения с эталоном.
2. Определить зависимость показания насадка от угла между его осью и скоростью потока.

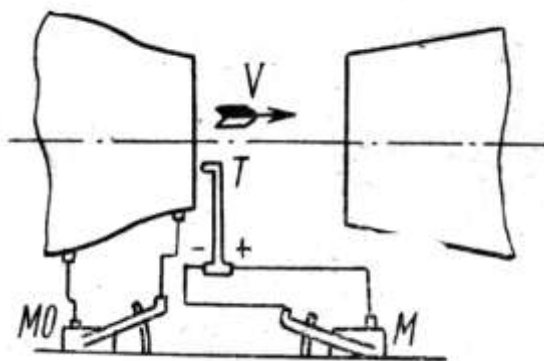


Рис. 4

Схема установки изображена на рис. 4.

Порядок выполнения работы

1. Устанавливается эталонный насадок согласно рис. 4 и фиксируются показания микроманометра M на различных режимах работы трубы, определяемых по режимному микроманометру $M0$.

На место эталонного насадка устанавливается испытуемый насадок, с которым повторяется та же операция. Отсчеты показаний насадков в обоих случаях ведутся по одному и тому же микроманометру.

Показания снимаются при 6 различных скоростях потока воздуха в трубе (примерно 10, 20 и т.д. до 60 мм по микроманометру $M0$) и записываются в табл. 1 и 2. Дополнительно записываются показания анемометра, напрямую измеряющего скорость потока в рабочей части аэродинамической трубы.

Таблица 1. Измерения для эталонной трубки

№ замеров	$m_0 =$	$a_0 =$	$m =$	$a =$
	A_0	$A_э$	$A_0 - a_0$	$A_э - a_э$
	Мм			

Таблица 2. Измерения для исследуемой трубки

$m_0 =$	$a_0 =$	$m =$	$a =$
A_0	A_u	$A_0 - a_0$	$A_u - a_u$
	мм		

В табл. 1 и 2 A_0 — показание микроманометра M_0 ; $A_э$ - показание микроманометра M при замерах эталонной трубкой; A_u - показание микроманометра M при замерах испытуемой трубкой.

1. Строятся графики величин $A_э - a$ и $A_u - a$ в зависимости от $A_0 - a_0$ и определяется поправочный коэффициент

$$\zeta = \zeta_{эм} \sqrt{\frac{A_э - a}{A_u - a}} \text{ по графически осредненным значениям } A_э - a \text{ и } A_u - a.$$

2. Вычисляются скорости потока, при которых производилась тарировка по формуле:

$$V = \zeta \sqrt{\frac{2(A_u - a)m\gamma}{\rho}} \text{ м/с.}$$

Полученные значения сравниваются с результатами прямых измерений.

3. Определяется зависимость показаний насадка от угла α между его осью и скоростью потока. Измерения производятся на той же установке с насадком, снабженным специальным лимбом для определения угла поворота. Угол и показания микроманометров записываются в табл. 3, где $[A - a]$ - приведенные к одному режиму показания микроманометра M ; $[A - a]_\alpha$ и $[A - a]_0$ - показания микроманометров при различных углах α и для $\alpha = 0$. Рекомендуется выполнить измерения при следующих значениях величины угла: 0, 2, 4, 6, 8, 10, 12, 15, 20, 25, 30, 35 и таких же отрицательных значениях (шаг 2° при $\alpha < 12^\circ$ и 5° при $\alpha > 15^\circ$). Положительным значением угла считать поворот трубки по часовой стрелке.

Таблица 3

№ замеров	$m_0=$	$a_0=$		$m=$	$a=$		Примечание
	α , град	A_0	A	A_0-a_0	$A-a$	$[A-a]$	
		мм		Мм		$\frac{[A-a]_\alpha}{[A-a]_0}$	
							$(A_0-a_0)*=$

Приведение показаний микроманометра M к одному режиму должно быть осуществлено в том случае, если во время работы скорость потока аэродинамической трубы менялась из-за случайных колебаний напряжения в электрической сети, питающей мотор трубы. Приведение показаний манометра M к одному режиму работы трубы, характеризующему некоторым перепадом давлений в коллекторе (A_0-a_0) , может быть сделано по закону прямой пропорции:

$$[A-a] = (A-a)n^2,$$

где $n^2 = \frac{(A_0-a_0)*}{A_0-a_0}$. Здесь $(A_0-a_0)*$ - показание режимного микроманометра,

выбранное самим учащимся (следует, как правило, выбирать наиболее часто повторяющееся в данном эксперименте значение режимного микроманометра M_0).

По данным табл.3 строится график $\frac{[A-a]_\alpha}{[A-a]_0} = f(\alpha)$.

РАБОТА 4. ИССЛЕДОВАНИЕ СКОРОСТНОГО ПОЛЯ В РАБОЧЕЙ ЧАСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ

Задание

1. Проанализировать поля скоростей и давлений (распределения величин) в рабочей части аэродинамической трубы:
 - а) у выхода потока из коллектора;
 - б) в среднем сечении;
 - в) у входа потока в диффузор;
 - г) вдоль по оси рабочей части трубы.
2. Построить графики скоростей и давлений.

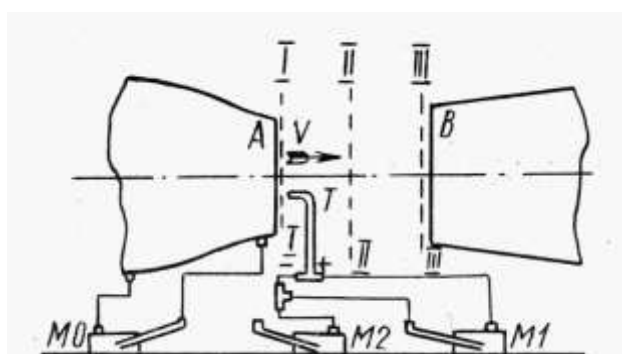


Рис. 5

На рис. 5, где приведена схема опыта, приняты обозначения: T — скоростная трубка; $M0$ — микроманометр, измеряющий перепад давления в коллекторе; $M1$ — микроманометр, измеряющий скоростной напор; $M2$ — микроманометр, измеряющий разность между статическим давлением в исследуемой точке потока и атмосферным давлением.

Порядок выполнения работы

1. Собирается схема согласно рис. 5. При постоянной скорости потока, поддерживаемой по перепаду давления в коллекторе $M0$, производятся измерения статического и динамического напоров в сечениях $I—I$, $II—II$ и $III—III$, а также вдоль оси трубы.

В каждом поперечном сечении замеры производятся при перемещении носика трубки по радиальному направлению от оси потока до внешней границы рабочей части трубы (на державке трубки нанесены деления через каждые 2.5 см, по которым следует фиксировать положение координатника). При измерениях вдоль оси трубы координатник перемещается с шагом 5 см (на балку нанесены карандашные отметки). Результаты измерений записываются в таблицу, в которой r — расстояние от оси трубы (или расстояние z от сечения $I—I$ вдоль оси); A_0 , A_1 , A_2 — соответственно показания микроманометров $M0$, $M1$, $M2$, $[A_1-a_1]$ и $[A_2-a_2]$ — приведенные к

одному режиму работы трубы показания микроманометров $M1$ и $M2$. Метод приведения к одному режиму указан в работе 3.

$m_0=$	$a_0=$	$m_1=$	$a_1=$	$m_2=$	$a_2=$				
r	A_0	A_1	A_2	A_0-a_0	A_1-a_1	$[A_1-a_1]$	$[A_2-a_2]$	\bar{V}	\bar{p}
мм									

2. Скорость и давление в любой точке потока будут равны:

$$V = \zeta \sqrt{\frac{2m_1\gamma_1[A_1-a_1]}{\rho}}; (1) \quad p - p_a = m_2\gamma_2[A_2-a_2]. (2)$$

Определяются относительные значения скорости $\bar{V} = V/V_0$ и давления $\bar{p} = \frac{p - p_a}{\rho V_0^2}$ (где V_0 - скорость в центре сечения) по формулам:

$$\bar{V} = \sqrt{\frac{[A_1-a_1]}{[A_1-a_1]_0}}; \quad \bar{p} = \frac{[A_2-a_2]}{[A_1-a_1]_0}.$$

Здесь $[A_1-a_1]_0$ — показание манометра $M1$ в центре сечения (при определении изменения скорости и давления вдоль оси трубы за V_0 принимается значение скорости в центре сечения $I—I$).

Строятся графики зависимости \bar{V} и \bar{p} от расстояния r или z . Вычисляются также абсолютные значения скорости и давления в центре сечения $I—I$ по формулам (1) и (2).

Примечание. На трубе, расположенной ближе к окну, рекомендуется установить режим 50 мм, ближе к двери – 55 мм.

РАБОТА 5. ИЗМЕРЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ СОПРОТИВЛЕНИЯ ХОРОШО И ПЛОХО ОБТЕКАЕМЫХ ТЕЛ

Задание

1. Измерить сопротивление хорошо обтекаемого тела дирижабельной формы и ряда плохообтекаемых тел (шара, пластины, конуса, конуса со сферической головкой) с одинаковыми миделевыми сечениями.
2. По данным эксперимента рассчитать коэффициенты сопротивления.
3. Составить таблицу коэффициентов сопротивления хорошо и плохо обтекаемых тел.
4. Провести анализ полученных результатов.

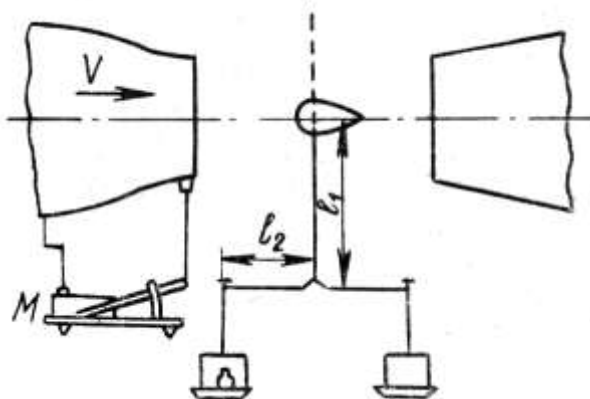


Рис. 6

Порядок выполнения работы на большой аэродинамической трубе

1. Собирается схема установки согласно рис.6.
2. На аэродинамических весах устанавливаются и уравниваются по очереди испытываемые модели.
3. Записывается начальное показание микроманометра.
4. При нескольких скоростях потока производятся измерения силы сопротивления различных моделей (диапазон скоростей дается руководителем).
5. Рассчитываются коэффициенты сопротивления моделей по формулам:

$$C_x = \frac{R_x}{\rho \frac{V^2}{2} S}$$

где R_x - сила сопротивления в Н (ньютон), S – площадь миделевого сечения модели,

$\rho \frac{V^2}{2}$ - скоростной напор.

Скоростной напор, измеряемый скоростной трубкой, определяется по формуле:

$$\rho \frac{V^2}{2} = \xi^2 m \gamma_{сп} (A_{ск} - a_{ск})$$

где $a_{ск}$ - начальное показание микроманометра,

m – масштаб микроманометра,

$\gamma_{сп}$ - удельный вес спирта в микроманометре,

ξ - тарировочный коэффициент скоростной трубки.

В лаборатории установлены английские аэродинамические весы, гири которых протарированы с учетом стандартного соотношения плеч весов непосредственно в фунтах: цифры, стоящие на гирях, показывают величину силы, действующей на модель в фунтах. Для перехода к технической системе единиц (Н) необходимо в расчетные формулы ввести поправочный коэффициент $K_x = 4.452 \text{ Н} / \text{фунт}$. Кроме того, на весах изменено первоначальное расстояние от оси трубы до центра качания весов. Таким образом, сила лобового сопротивления в Н определяется по формуле:

$$R_x = K_x R'_x \frac{L_{cm}}{L_n + \Delta l}$$

где R'_x - измеренная сила сопротивления в фунтах;

$L_{cm} = 1600 \text{ мм}$ – первоначальное расстояние, принятое при тарировке гирь;

$L_n = 1782 \text{ мм}$ – действительное расстояние центра весов от оси трубы;

Δl – смещение центра модели от оси аэродинамической трубы (определяется при установке модели в трубе).

6. Рассчитываются числа Рейнольдса по следующей формуле:

$$\text{Re} = \frac{V \cdot L}{\nu}$$

где L - характерный линейный размер модели;

ν - кинематический коэффициент вязкости.

За характерный линейный размер L принимается диаметр миделевого сечения модели (для используемых в большой аэродинамической трубе моделей $L=0.2 \text{ м}$).

Результаты опытов для каждой модели записываются в таблицы следующего вида:

Модель				Таблица			
$a_{ck} =$		$m =$	$\Delta l =$	$S =$	$L =$		
№№ пп	A_{ck}	R_x ', фунт		$A_{ck}-a_{ck}$	$\rho \frac{V^2}{2}$	V	C_x Re

После выполнения расчетов составляется сводная таблица коэффициентов сопротивления различных моделей.

7. Для шара отдельно построить график зависимости $C_x=f(Re)$. Сопоставить полученную зависимость с литературными данными, см. книгу Л.Г.Лойцянского. «Механика жидкости и газа», 2003 г., стр.602-603 (параграф «Переходные явления в пограничном слое»), сделать вывод о наличии кризиса сопротивления шара.

РАБОТА 6. ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ПО ПОВЕРХНОСТИ ТЕЛ С ПОДСЧЕТОМ КОЭФФИЦИЕНТОВ C_x и C_y

Задание

1. Измерить распределение давления по поверхности крылового профиля в потоке при нескольких углах атаки.
2. Построить диаграммы распределения давления по поверхности профиля при различных углах атаки.
3. Рассчитать коэффициенты подъемной силы и сопротивления давления профиля.

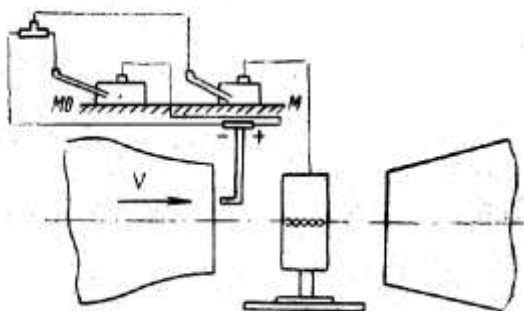


Рис. 7

На рис. 7, где показана схема установки: $M0$ — микроманометр для измерения скоростного напора; M — микроманометр, к которому поочередно подключаются трубочки (идущие от разных отверстий на крыле) для измерения распределения давления по поверхности крыла. На рисунке не показан режимный микроманометр, подсоединенный к конфузору (например, он обозначен $M0$ на рис.4).

Порядок выполнения работы

Собирается схема согласно рис. 7 и при разных углах атаки (например, при 0, 10 и 20 градусах) измеряется распределение давления по поверхности крыла. Результаты измерения записываются в табл. 1 для каждого угла атаки отдельно.

Таблица 1

№ пп.	$a_0=$ $a=$ $m_0=$ $m=$								Примечание
	s_i	$\overline{s_i} = \frac{s_i}{b}$	A_i	A_0	$A_i - a_0$	$A_0 - a_0$	$\frac{A_i - a}{A_0 - a_0}$	\overline{p}	
	мм		мм						
									b=

В таблице s_i — расстояние от передней кромки профиля до i -й точки, измеренное по обводу профиля; b — хорда профиля; A_i — показание микроманометра при подключении i -ой трубки в мм; A_0 — показание микроманометра MO в мм.

Производится расчет безразмерных коэффициентов давления по формуле:

$$\bar{p} = \frac{p - p_0}{\frac{\rho V_0^2}{2}} = \frac{(A_i - a)m\gamma}{(A_0 - a_0)m_0\gamma_0}.$$

По вычисленным \bar{p} строятся диаграммы распределения давления по поверхности крыла $p=f(s)$ для каждого угла атаки. Коэффициенты сопротивления давления C_{xd} (часто обозначается C_D , от Drag — сопротивление) и подъемной силы C_y (часто обозначается C_L , от Lift — подъемная сила) рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned} C_{xd} &= C_t \cos \alpha + C_n \sin \alpha; \\ C_y &= C_n \cos \alpha - C_t \sin \alpha, \end{aligned}$$

где C_t и C_n — коэффициенты составляющих R_t и R_n равнодействующей силы R по осям, связанным с профилем (рис. 8).

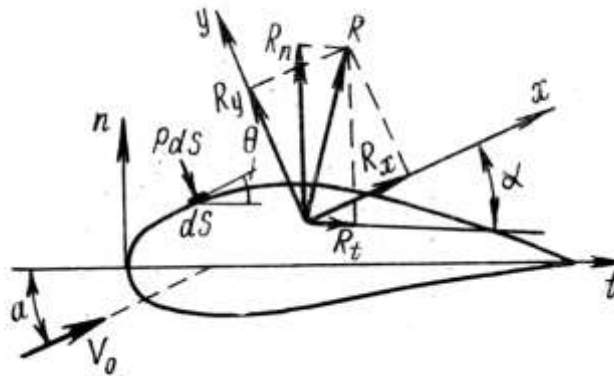


Рис. 8

Проекции вектора \vec{R} на оси t и n запишутся в следующем виде

$$\begin{aligned} R_n &= \oint (p - p_0) \cos \theta ds = \oint (p - p_0) dt \\ R_t &= -\oint (p - p_0) \sin \theta ds = -\oint (p - p_0) dn \end{aligned}$$

где t и n — координаты точек профиля, отложенные по хорде и по нормали к хорде профиля; θ — угол между касательной к профилю и хордой. Коэффициенты C_t и C_n рассчитываются интегрированием кривой распределения давления по следующим формулам:

$$C_t = -\frac{\oint (p - p_o) dn}{\frac{\rho V_0^2}{2} b} = -\oint \bar{p} d\bar{n}; C_n = \frac{\oint (p - p_o) dt}{\frac{\rho V_0^2}{2} b} = \oint \bar{p} d\bar{t}$$

где $\bar{n} = n/b$ и $\bar{t} = t/b$ — безразмерные координаты; b — хорда профиля. Безразмерные координаты \bar{t}_i , \bar{n} и \bar{s}_i тех точек профиля, в которых производилось измерение давления, записываются в табл. 2.

Таблица 2

Геометрические характеристики профиля							
Безразм. координ.	№ точек						
	1	2	3	i
\bar{s}_i							
\bar{t}_i							
\bar{n}_i							

Интегрирование может производиться графическим способом. Для этого строятся кривые $\bar{p}(\bar{t})$ и $\bar{p}(\bar{n})$ и определяются площади, ограниченные этими кривыми.

Примечание 1. Знаки в формулах для коэффициентов сопротивления и подъемной силы можно обосновать следующим образом. Условно упростим форму профиля до ромба и рассмотрим четыре его грани в системе координат, связанной с ромбом, при нулевом угле атаки (рис.8). Введем стандартные обозначения для координатных квадрантов и рассмотрим приращения координат, соответствующие обходу профиля против часовой стрелки, как приведены данные в таблицах 5 и 6:

Таблица 3

Квадрант	Знак t	Знак n	Знак dt	Знак dn	Вклад в C_t	Вклад в C_n
1	+	+	—	+	—	—
2	—	+	—	—	+	—
3	—	—	+	—	+	+
4	+	—	+	+	—	+

Анализируя таблицу 3, наблюдаем соответствие формулам (1). Например, в первом квадранте вклад в сопротивление отрицательный, потому что давление направлено против потока, и вклад в подъемную силу отрицательный, потому что давление действует вниз.

Примечание 2. Некоторая информация о прототипах профилей, экспериментально исследуемых в лаборатории кафедры гидроаэродинамики СПбПУ, приведена в таблице 4.

Таблица 4

Профиль	RAF-34	D-2
Относительная толщина профиля	16%	14%
Угол атаки, при котором подъемная сила максимальна α_{\max}	15°	17°
$C_y(\alpha_{\max})$	1.08	1.24
$C_x(\alpha_{\max})$	0.1	0.13

Далее приведены координаты измерительных отверстий на двух модельных профилях, исследуемых в учебной лаборатории кафедры гидроаэродинамики СПбПУ (для обоих профилей хорда $b=150$ мм, размах $l=375$ мм):

Таблица 5

Профиль RAF-34 («темный»)

№	s	t	n
1	157	150	0
2	134	127	3.72
3	111	105	8.16
4	95.5	90	11.14
5	80.5	75	13.7
6	65.5	60	15.3
7	50	45	15.8
8	35	30	14.65
9	20	15	10.94
10	11.5	7.5	7.78
11	6	2.6	4.39
12	0	0	0
13	5	2.6	-3.5
14	10.5	7.5	-5.32
15	18.5	15	-6.69
16	33.5	30	-7.89
17	48	45	-8.2
18	63	60	-8.21
19	78	75	-7.79
20	93	90	-6.98
21	108.5	105	-5.86
22	130.5	127.5	-3.5

Таблица 6

Профиль D-2 («светлый»)

№	s	t	n
1	158	150	0
2	135	127.5	3.03
3	112.5	105	7.32
4	97	90	10.3
5	82	75	12.95
6	67	60	15.18
7	51.5	45	16.45
8	37	30	16.32
9	21	15	13.2
10	12.5	7.5	9.5
11	6	2.6	5.36
12	0	0	0
13	4.5	2.6	-2.36
14	10	7.5	-3.34
15	16.5	15	-3.8
16	32	30	-4.21
17	47.5	45	-4.51
18	63	60	-4.61
19	77.5	75	-4.51
20	92.5	90	-4.32
21	107	105	-3.97
22	130	127.5	-2.87

РАБОТА 7. ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА

Задание

1. Измерить подъемную силу R_y , лобовое сопротивление R_x и момент M_z крыла заданного удлинения λ (хорда $b=0.145$ м, размах $l=0.6$ м) при различных углах атаки α (рекомендуются значения от -9° до 24° с шагом 3°).
2. По данным эксперимента рассчитать коэффициенты C_x , C_y , C_{mz} и коэффициент индуктивного сопротивления C_{xi} .
3. Построить графики $C_x=f_1(\alpha)$; $C_y=f_2(\alpha)$; $C_{mz}=f_3(\alpha)$; поляру крыла $C_y=f_4(C_x)$ и параболу индуктивного сопротивления $C_{xi}=f(C_y)$, причем C_{xi} рассчитывается по формуле $C_{xi}=\frac{1}{\pi\lambda}C_y^2$.

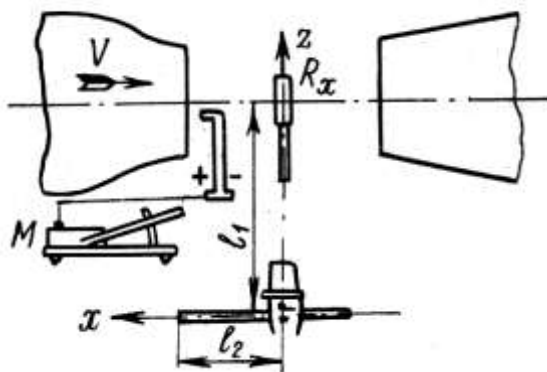


Рис. 9

Схема установки приведена на рис.9

Порядок выполнения работы

На аэродинамических весах устанавливается и уравнивается модель крыла. Измеряется начальный угол атаки и записывается начальное показание манометра (рекомендуется режим 36 мм). Затем при указанных преподавателем углах атаки измеряются скорость потока, подъемная сила, лобовое сопротивление и момент крыла.

Расчетные формулы:

$$C_x' = \frac{R_x}{\frac{\rho V^2}{2} S}; \quad C_y = \frac{R_y}{\frac{\rho V^2}{2} S}; \quad C_{mz} = \frac{M_z}{\frac{\rho V^2}{2} S b};$$

где C_x' — коэффициент лобового сопротивления крыла без учета влияния ограниченности потока; C_y — коэффициент подъемной силы крыла; C_{mz} —

коэффициент момента крыла; R_x — сила лобового сопротивления крыла в Н (ньютон); R_y — подъемная сила крыла в Н; M_z — момент крыла в Н·м; $\frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор, Н/м²; S — площадь крыла в м²; b — хорда крыла в м.

В лаборатории установлены аэродинамические весы английской конструкции, гири которых протарированы с учетом стандартного соотношения плеч весов непосредственного в фунтах и фунтах — фунтах; цифры, стоящие на гирях, показывают величину сил (или моментов), действующих на модель.

Для перехода к технической системе единицы (Н и Н·м) необходимо в формулы расчета ввести поправочные коэффициенты k_x, k_y, k_z .

Таким образом, $R_x = k_x R'_x$ — сила лобового сопротивления в Н; $R_y = k_y R'_y$ — подъемная сила в Н; $M_z = k_z M'_z$ — момент в Н·м; R'_x — сила лобового сопротивления в фунтах; R'_y — подъемная сила — в фунтах; M'_z — момент в фунтах·фунтах, где $k_x = k_y = 4.452$ Н/фунт; $k_z = 1.376$ Н·м/фунт·фут.

Скоростной напор, измеряемый скоростной трубкой, вычисляется по формуле

$$\frac{\rho V^2}{2} = \xi^2 m \gamma_{cn} (A_{ck} - a_{ck}).$$

Расчетные формулы записываются в виде:

$$C'_x = \frac{R_x}{\xi^2 m \gamma_{cn} (A_{ck} - a_{ck}) S} \frac{L_{cm}}{L_n + \Delta l};$$

$$C'_y = \frac{R_y}{\xi^2 m \gamma_{cn} (A_{ck} - a_{ck}) S} \frac{L_{cm}}{L_n + \Delta l};$$

$$C_{mz} = \frac{M_z}{\xi^2 m \gamma_{cn} (A_{ck} - a_{ck}) S b k},$$

где $h = L_{cm}/(L_n + \Delta l)$ — поправочный множитель к показаниям весов, возникающий за счет изменения расстояния от оси трубы до центра качания весов и неточной установки модели; $k = 7.87$ — поправочный коэффициент моментного прибора. Здесь $L_{cm} = 1600$ мм — расстояние, принятое при тарировке гирь; $L_n = 1783$ мм — действительное расстояние центра весов от оси трубы; Δl — смещение центра модели от оси аэродинамической трубы (определяется при установке модели в трубе).

$$C_x = C'_x - \Delta C_x; \quad \Delta C_x = \frac{1}{8} \frac{S}{F} C_y^2 (1 + \delta),$$

где $F = \pi R^2$ — площадь поперечного сечения рабочей части трубы.

Величина δ определяется в зависимости от отношения размаха крыла к диаметру сечения струи l/D по следующим данным:

l/D	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
$1+\delta$	1.0015	1.0050	1.0130	1.0255	1.0500

Расчетные данные записываются в предлагаемую ниже таблицу.

$a=$		$b=$		$\frac{l}{D}=$		$S=$		$G_l=$		$l_l=$					
$m=$		$D=$		$l+\delta=$		$F=$		$A-a$		$l_2=$					
α' °	R_x	R_y	M_z' Фун т- фунт	$A_{c\kappa}$	$A_{c\kappa}-a_{c\kappa}$	$\frac{\rho V^2}{2}$	$C_{x'}$	C_y	C_{mz}	$\Delta\alpha$	α	C_{y^2}	ΔC_x	C_x	C_{xi}
	фунт			мм											

Затем строятся экспериментальные кривые C_x , C_y , C_{mz} , как функций от угла α (рис. 10).

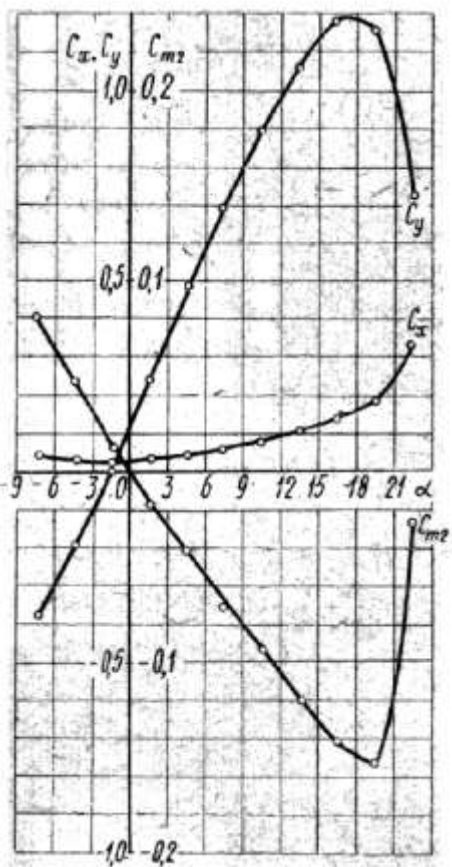


Рис. 10

РАБОТА 8. ТАРИРОВАНИЕ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО ЗОНДА

Задание

Протарировать цилиндрический зонд.

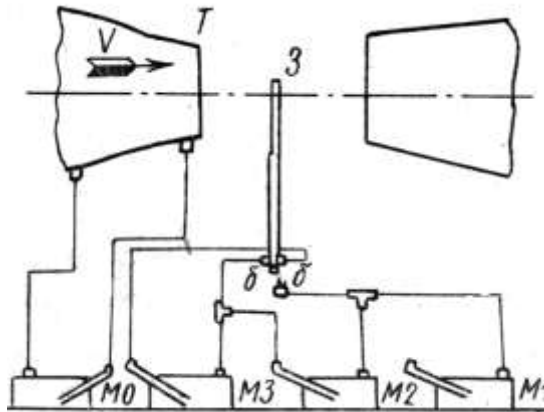


Рис. 11

Схема установки дана на рис. 11, где 3 — цилиндрический зонд; $M1$ — микроманометр, присоединенный к центральному отверстию зонда (A_1); $M2$ — микроманометр, присоединенный к центральному и одному из боковых отверстий зонда (A_2); $M3$ — микроманометр, присоединенный к боковым отверстиям зонда; $M0$ — микроманометр, измеряющий перепад давления в трубе (A_0).

Порядок выполнения работы

1. Собирается схема согласно рис. 11.
2. При различных скоростях потока, определяемых по перепаду давлений в трубе, записываются показания микроманометров $M1$ и $M2$, определяется нулевой угол φ_0 . Результаты опытов записываются в табл.1.

Примечание. У всех микроманометров должен быть общий масштаб. В противном случае показания приводятся к одному масштабу.

Таблица 1

$m_0 =$ $a_0 =$				$m_1 =$ $a_1 =$		$m_2 =$ $a_2 =$	
№	A_0	A_1	A_2	φ_0	$A_0 - a_0$	$A_1 - a_1$	$A_2 - a_2$
пп.				град	мм		

Перед каждой записью следует вращением зонда вокруг его оси добиваться нулевого показания микроманометра $M3$.

Строятся графики зависимости (рис. 12);

$$(A_1 - a_1) = f(A_0 - a_0); \quad (A_2 - a_2) = f(A_0 - a_0).$$

3. Цилиндрический зонд вынимается из координатника, и в том же месте потока укрепляется скоростная трубка. На тех же примерно скоростях, при которых производилась тарировка зонда, определяется скоростной напор и статическое давление (табл. 2) и строятся графики (рис. 12).

$$(A_{ск} - a_{ск}) = f(A_0 - a_0) \text{ и } (A_{ст} - a_{ст}) = f(A_0 - a_0).$$

Таблица 2

$a_0 =$ $m_{cm} =$	$a_{ск} =$	$a_{ст} =$	$m_0 =$	$m_{ск} =$
A_0	$A_{ск}$	$A_{ст}$	$A_0 - a_0$	$A_{ск} - a_{ск}$
ММ				

Здесь $A_{ск}$ - показания микроманометра, присоединенного к скоростной трубке;

$A_{ст}$ - показания микроманометра, измеряющего статическое давление;

A_0 - показания микроманометра, измеряющего перепад давления в трубе при определении скоростного напора и статического давления.

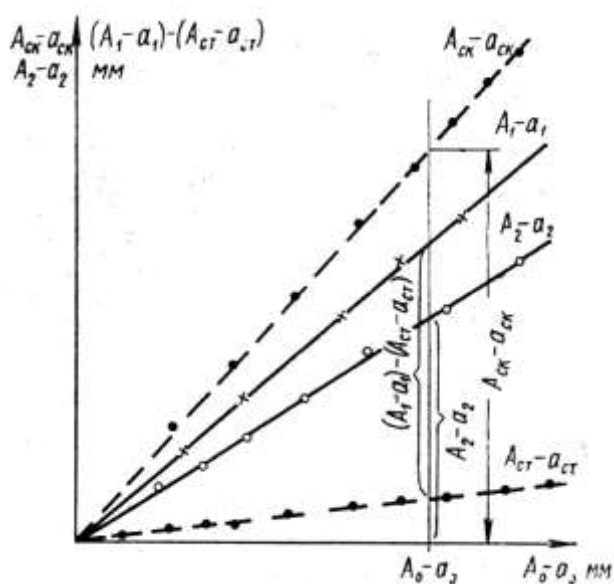


Рис. 12

При выбранном перепаде $[A_0 - a_0]$ с графиков (рис. 12) снимается значения скоростного напора $[A_{ск} - a_{ск}]$, статического давления $[A_{см} - a_{см}]$, перепадов давлений $[A_1 - a_1]$ и $[A_2 - a_2]$, по которым и производится расчет тарировочных коэффициентов K_u и $K_u - K_б$ с помощью формул:

$$K_u = \frac{[A_1 - a_1] - [A_{см} - a_{см}]}{[A_{ск} - a_{ск}]}, \quad K_u - K_б = \frac{[A_2 - a_2]}{[A_{ск} - a_{ск}]}.$$

Определяется среднее значение угла φ_0 , как среднее арифметическое значение углов в области перепадов давления $[A_0 - a_0]$, близких к выбранному перепаду $[A_0 - a_0]$.

РАБОТА 9. ТАРИРОВАНИЕ ШАРОВОГО ЗОНДА

Задание

Протарировать шаровой зонд и построить тарировочные кривые.

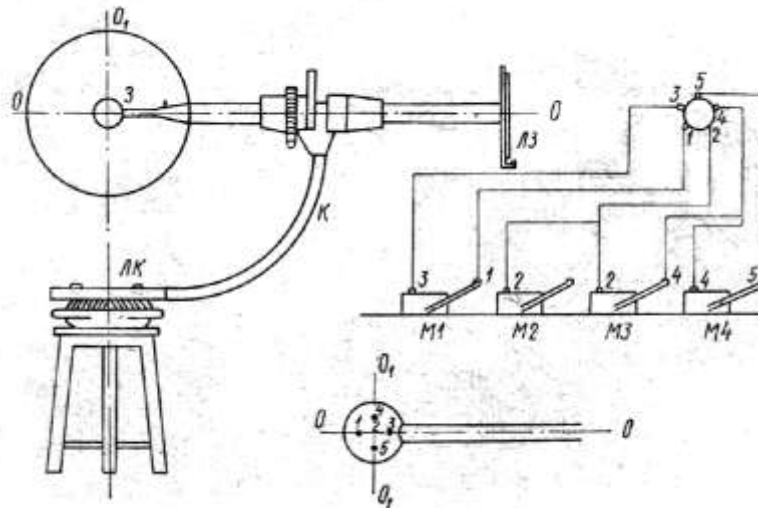


Рис. 13

Схема установки, показанная на рис. 13, содержит 3 — шаровой зонд; ЛЗ — лимб, неподвижно скрепленный с зондом; К — координатник; ЛК — лимб координатника, по которому производится отсчет угла δ , т. е. угла между осью центрального отверстия и вектором скорости в плоскости, проходящей через 1, 2 и 3-е отверстия зонда; М1 — микроманометр, присоединенный к 3 и 1-му отверстиям зонда (A_1); М2 — микроманометр, присоединенный ко 2-му отверстию зонда (A_2); М3 — микроманометр, присоединенный ко 2 и 4-му отверстиям зонда (A_3); М4 — микроманометр, присоединенный к 4 и 5-му отверстиям (контроль угла ϕ).

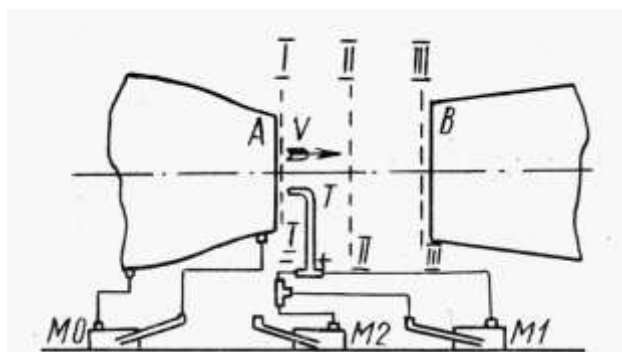


Рис. 13А

На рис. 13А (из работы 4) приведена схема подключения скоростной трубки (см.далее): Т — скоростная трубка; М0 — микроманометр, измеряющий перепад давления в коллекторе; М1 — микроманометр, измеряющий скоростной напор; М2 — микроманометр, измеряющий

разность между статическим давлением в исследуемой точке потока и атмосферным давлением.

Порядок выполнения работы

1. Собирается схема согласно рис. 13, причем зонд устанавливается так, чтобы вертикаль O_1O_1 проходила через центры зонда и лимба координатника.
2. Определяется угол φ_0 (см. обозначения рис.13Б)

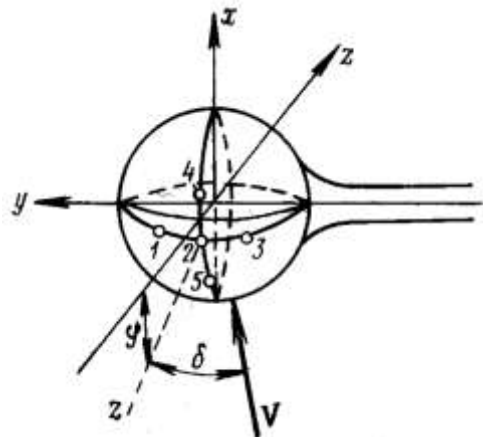


Рис. 13Б

3. Устанавливая по лимбу координатника шаровой зонд под различными углами δ (в пределах $\pm 45^\circ$ через 5°), записывают показания микроманометров $M1$, $M2$ и $M3$.

Кроме того, записывают показания микроманометра $M0$, измеряющего перепад давления в трубе (A_0).

Перед каждой записью следует вращением шарового зонда вокруг оси $O - O$ добиваться нулевого показания микроманометра $M4$.

4. Шаровой зонд вынимается из координатника, и в том же месте потока, где был центр шарового зонда, укрепляется скоростная трубка (см.рис.13А).

На тех же примерно скоростях, при которых производилась тарировка зонда, определяется скоростной напор ($A_{ск}$) и статическое давление ($A_{см}$) (табл.2).

Примечание. У всех микроманометров должен быть один масштаб. В противном случае все показания приводятся к одному масштабу.

Таблица 1

$a_0=$		$a_1=$				$a_2=$				$a_3=$					
$\varphi=$															
$m_0=$		$m_1=$				$m_2=$				$m_3=$					
N_0															
III.															
	δ	A_0	A_1	A_2	A_3	$A_0\text{---}a_0$	$A_1\text{---}a_1$	$A_2\text{---}a_2$	$A_3\text{---}a_3$	$[A_{c\kappa^-}-a_{c\kappa}]$	$[A_{cm^-}a_{cm}]$	K_6	$K_3\text{---}K_1$	K_2	
	°	MM													

Таблица 2

$a_0 =$	$a_{CK} =$	$a_{cm} =$	$m_0 =$	$m_{CK} =$	$m_{cm} =$
A_0'	A_{CK}	A_{cm}	$A_0' - a_0$	$A_{CK} - a_{CK}$	$A_{cm} - a_{cm}$
ММ					

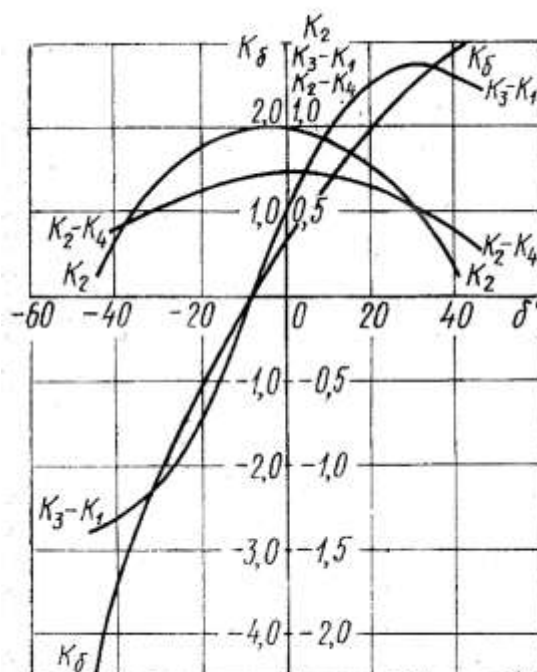


Рис. 14

В табл. 1 и 2: A_0' — показание микроманометра, измеряющего перепад давления в трубе при определении скоростного напора; $[A_{CK} - a_{CK}]$ — скоростной напор, приведенный к соответствующему перепаду $A_0 - a_0$; $[A_{cm} - a_{cm}]$ — статическое давление, приведенное к соответствующему перепаду $A_0 - a_0$.

Расчет тарировочных коэффициентов производится по формуле:

$$K_\delta = \frac{A_1 - a_1}{A_3 - a_3}; \quad K_3 - K_1 = \frac{A_1 - a_1}{[A_{CK} - a_{CK}]};$$

$$K_2 = \frac{(A_2 - a_2) - [A_{cm} - a_{cm}]}{[A_{CK} - a_{CK}]}; \quad K_2 - K_4 = \frac{A_3 - a_3}{[A_{CK} - a_{CK}]}.$$

Затем строятся тарировочные кривые (рис. 14).

Полученными тарировочными кривыми пользуются в дальнейшем при измерении зондом скоростей и давлений в каком-либо пространственном потоке.

Примечание 2. Зонд с зеленой меткой на державке используется на аэродинамической трубе, расположенной ближе к окну.

РАБОТА 10. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТЕЙ И ДАВЛЕНИЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКИМ ЗОНДОМ

Задание

Измерить поле скоростей цилиндрическим зондом.

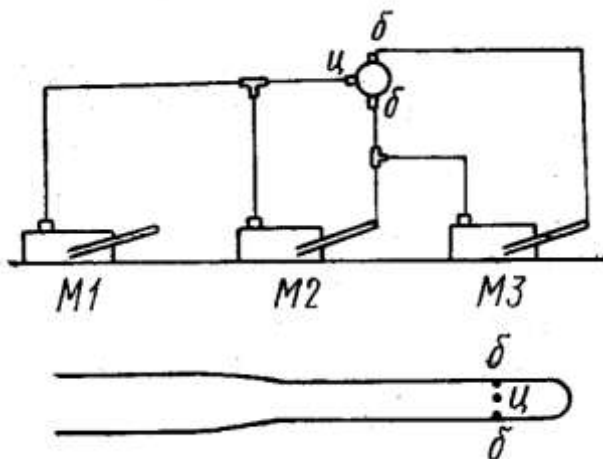


Рис. 15

На схеме установки на рис.15 обозначены следующие элементы: микроманометр, присоединенный к центральному отверстию зонда (A_1); $M2$ — микроманометр, присоединенный к центральному и одному из боковых отверстий зонда (A_2); $M3$ — микроманометр, присоединенный к боковым отверстиям зонда; не показан $M0$ — режимный микроманометр, присоединенный к коллектору трубы.

Порядок выполнения работы

1. Зонд помещается в то место потока, где хотят определить величину, направление скорости и давление; собирается схема согласно рис. 15.
2. Записываются показания микроманометров $M1$ и $M2$, и по лимбу определяется угол φ' . Перед каждой записью следует вращением зонда вокруг его оси возвращать показание микроманометра $M3$ на нуль. Результаты опытов записываются в таблицу.

Примечание. У микроманометров $M1$ и $M2$ должен быть один масштаб.

$a_1 =$			$a_2 =$			$a_0 =$			
$m_1 =$			$m_2 =$			$\varphi_0 =$			
№ ПП .	A_0	A_1	A_2	φ'	$A_1 - a_1$	$A_2 - a_2$	V	$p - p_a$	$\varphi = \varphi' - \varphi_0$
	мм			°	мм		м/с	Н/м ²	град

Расчет V и $p - p_a$ производится по формулам:

$$V = \sqrt{\frac{2(A_2 - a_2)m\gamma}{(K_u - K_{\phi})\rho}};$$

$$p - p_a = (A_1 - a_1)m\gamma - \frac{K_u}{K_u - K_{\phi}}(A_2 - a_2)m\gamma.$$

РАБОТА 11. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТЕЙ И ДАВЛЕНИЙ ШАРОВЫМ ЗОНДОМ

Задание

Измерить поле скоростей шаровым зондом.

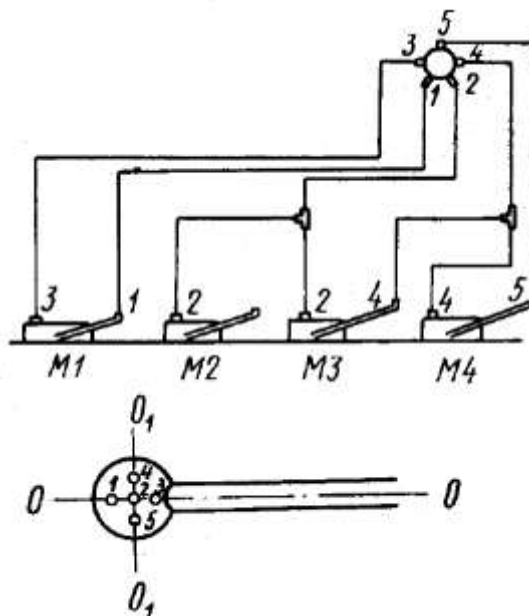


Рис. 16

Схема установки приведена на рис. 16. На схеме обозначены следующие элементы: $M1$ — микроманометр, присоединенный к 3 и 1-му отверстиям зонда (A_1); $M2$ — микроманометр, присоединенный ко 2-му отверстию зонда (A_2); $M3$ — микроманометр, присоединенный ко 2 и 4-му отверстиям зонда (A_3); $M4$ — микроманометр, присоединенный к 4 и 5-му отверстиям зонда; не показан $M0$ — режимный микроманометр, присоединенный к коллектору трубы.

Порядок выполнения работы

1. Зонд помещается в том месте потока, где хотят определить величину и направление скорости, а также давление; собирается схема согласно рис. 16.
2. Записываются показания микроманометров, и по лимбу определяется угол φ' ; перед каждой записью следует вращением зонда вокруг оси возвращать микроманометр $M4$ на начальный отсчет. Результаты опыта (для каждой из примерно 20 точек, соответственно насечкам на державке) записываются в таблицу.

Примечание. У микроманометров $M1$, $M2$ и $M3$ должен быть один масштаб.

$\varphi_0=$	$a_1=$	$m_1=$	$a_2=$	$m_2=$	$a_3=$	$m_3=$					
	$a_0=$	$m_0=$									
№	φ'	A_0	A_1	A_2	A_3	A_1-a_1	A_2-a_2	A_3-a_3	K_{ϕ}	δ	K_3-K_1
пп.	град	мм								град	

Продолжение

$K_2 - K_4$	K_2	V	$p - p_a$	φ	V_x	V_y	V_z
		м/с	Н/м ²	град	м/с		

На рис. 17 ось z находится в горизонтальной плоскости, ось z_1 проходит через отверстие 2. Вектор скорости V расположен в плоскости yz_1 ; если давление в отверстиях 4 и 5 одинаковы. Угол между вектором V и осью z_1 обозначен через δ , а угол между плоскостями yz и yz_1 через φ ,

$$\text{Здесь } K_\delta = \frac{A_1 - a_1}{A_3 - a_3}; \varphi = \varphi' - \varphi_0.$$

Расчет V и $p - p_a$, а также проекций скорости производится по формулам:

$$V = \sqrt{\frac{2m\gamma(A_3 - a_3)}{\rho(K_2 - K_4)}}; \quad p - p_a = m\gamma[A_2 - a_2 - \frac{K_2}{K_2 - K_4}(A_3 - a_3)];$$

При выборе осей x, y, z , указанном на рис. 17, имеем:

$$V_x = V \cos \delta \sin \varphi;$$

$$V_y = V \sin \delta;$$

$$V_z = V \cos \delta \cos \varphi.$$

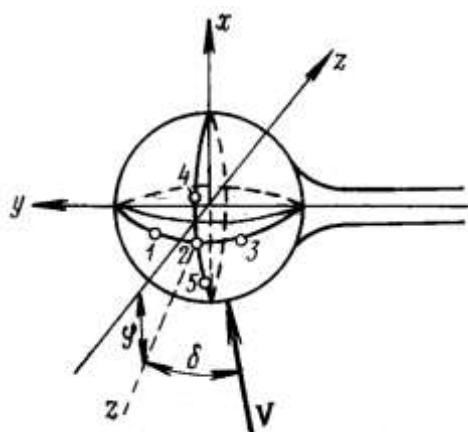


Рис. 17

РАБОТА 12. ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПЛАСТИНЕ

Задание

1. Измерить распределение скоростей по нормали к пластине в нескольких точках ее поверхности и построить профили скоростей.
2. По измеренным распределениям скоростей в этих точках рассчитать и провести кривые изменения характерных толщин пограничного слоя по длине пластины.
3. По кривой зависимости толщины потери импульса от x определить коэффициент местного трения C_f в каждой из точек и построить кривую $C_f(x)$.

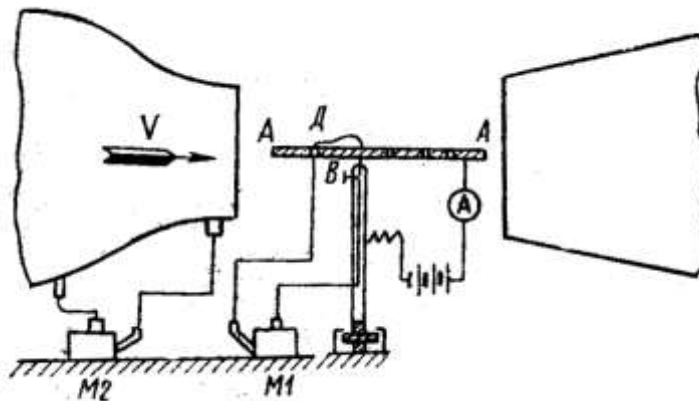


Рис. 18

На схеме установки (рис.18) показано: AA — плоская пластина; B — микротрубка полного напора; D — дренажное отверстие на пластине для определения статического давления; M1 и M2 — микроманометры; E — источник тока; A — миллиамперметр.

Порядок выполнения работы

1. Проверяется собранная схема. Вращением микрометрического винта координатника устанавливается начальный отсчет. Фиксирование начального отсчета производится с помощью электрической цепи.
2. Записываются показания микроманометров M1 и M2 при различных расстояниях носика трубки от пластинки.

Трубка перемещается до тех пор, пока показания микроманометра M1 не станут постоянными (при постоянном показании микроманометра M2); число точек надо брать достаточным для того, чтобы построить профиль скоростей (от 15 до 30). Режим, при котором производятся измерения, указывается преподавателем. Если режим во время работы меняется, то все показания микроманометра M1 приводятся к одному режиму.

3. Закончив измерения в одном сечении, микротрубку снимают и перемещают ее вместе с координатником в другое сечение, в котором производятся те же измерения. Распределение скорости должно иметь вид, показанный на рис.19.

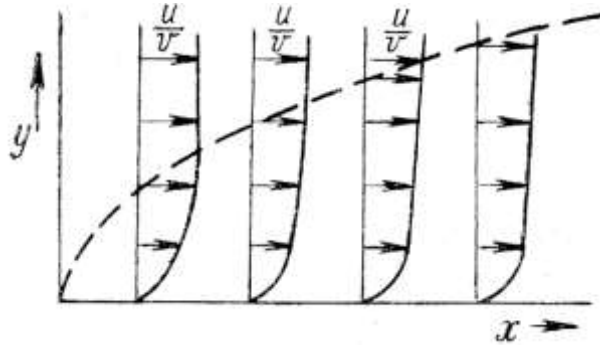


Рис. 19

Полученные результаты записываются в таблицу.

$a_1=$		$m_1=$		$a_2=$		$m_2=$	
№ замера	y	A_1	A_2	A_1-a_1	$[A_2-a_2]$	$\frac{[A_1-a_1]}{[A_1-a_1]_{\max}}$	$\frac{u}{U} = \sqrt{\frac{[A_1-a_1]}{[A_1-a_1]_{\max}}}$

По данным таблицы определяются: толщина пограничного слоя δ , толщина вытеснения δ^* , толщина потери импульса δ^{**} и форм-фактор H в точках, в которых производились измерения:

$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy; \quad \delta^{**} = \int_0^{\delta} \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy; \quad H = \frac{\delta^*}{\delta^{**}}.$$

Результаты работы оформляются в виде кривых:

1. $u/U = \varphi(y)$;
2. $u/U = f_1(y/\delta)$;
3. $\delta = f_2(x)$;
4. $\delta^* = f_3(x)$;
5. $\delta^{**} = f_4(x)$;
6. $H = f_5(x)$;

Профили скоростей сравниваются с профилями, построенными по параболическому и степенному законам.

Считая, что в области ламинарного пограничного слоя профиль скоростей близок к параболическому, т.е. $\frac{u}{U} = \frac{y}{\delta} \left(2 - \frac{y}{\delta}\right)$, а в турбулентном

слое – к степенному, т.е. $\frac{u}{U} = \left(\frac{y}{\delta}\right)^{1/7}$, путем сравнения этих профилей с экспериментальными устанавливают точку перехода.

Коэффициент местного трения

$$c_f = \frac{\tau_w}{\frac{\rho V^2}{2}}$$

вычисляется после определения трения на стенке τ_w из формулы:

$$\frac{d\delta^{**}}{dx} = \frac{\tau_w}{\rho V^2}.$$

Примечание. Если на небольшом расстоянии от пластины AA (см. рис. 18) установить криволинейную стенку, обращенную выпуклой стороной к пластине, то поток между пластиной и криволинейной стенкой будет иметь продольный перепад давлений. В этом случае все величины, определенные в пограничном слое на пластине AA , будут соответствовать тем же величинам в пограничном слое некоторого крылового профиля.

Изменением формы криволинейной стенки можно менять характер продольного перепада давлений, т. е. как бы форму крылового профиля. Напряжение трения на стенке τ_w в этом случае может быть определено по формуле:

$$\frac{d\delta^{**}}{dx} + \frac{U'\delta^{**}}{U}(2+H) = \frac{\tau_w}{\rho V^2}.$$

Примечание 2. Измерения профилей скорости рекомендуется выполнить в трех сечениях (при расстоянии до передней кромки пластины в диапазоне от 50 до 350 мм), например, в сечениях 100, 200 и 300 мм.

Рекомендованы следующие измерительные точки (расстояния от трубки до пластины): от 0 до 0.9 мм с шагом 0.1 мм, затем от 1.1 до 1.7 с шагом 0.2, от 2.0 до 3.5 и далее до внешней границы пограничного слоя с шагом 0.5 мм.

Следует обратить внимание, что диаметр трубки равен 0.3 мм, т.е. при обработке результатов к расстоянию от трубки до пластины следует прибавлять половину этой величины, 0.15 мм.

СОДЕРЖАНИЕ

ПРАВИЛА ТЕХНИКИ БЕЗОПАСНОСТИ	2
ПРАВИЛА СОСТАВЛЕНИЯ ОТЧЕТОВ	3
РАБОТА 1. ТАРИРОВАНИЕ МИКРОМАНОМЕТРА МЕТОДОМ СРАВНЕНИЯ С ЭТАЛОННЫМ МИКРОМАНОМЕТРОМ И АБСОЛЮТНЫМ МЕТОДОМ	5
РАБОТА 2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕСТА РАСПОЛОЖЕНИЯ СТАТИЧЕСКОГО ОТВЕРСТИЯ СКОРОСТНОЙ ТРУБКИ	8
РАБОТА 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОПРАВочНОГО КОЭФФИЦИЕНТА НАСАДКА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТИ И ИЗУЧЕНИЕ ЗАВИСИМОСТИ ПОКАЗАНИЙ НАСАДКА ОТ УГЛА МЕЖДУ ЕГО ОСЬЮ И СКОРОСТЬЮ ПОТОКА	10
РАБОТА 4. ИССЛЕДОВАНИЕ СКОРОСТНОГО ПОЛЯ В РАБОЧЕЙ ЧАСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ	13
РАБОТА 5. ИЗМЕРЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ СОПРОТИВЛЕНИЯ ХОРОШО И ПЛОХО ОБТЕКАЕМЫХ ТЕЛ	15
РАБОТА 6. ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ПО ПОВЕРХНОСТИ ТЕЛ С ПОДСЧЕТОМ КОЭФФИЦИЕНТОВ C_x и C_y	18
РАБОТА 7. ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА	22
РАБОТА 8. ТАРИРОВАНИЕ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО ЗОНДА	25
РАБОТА 9. ТАРИРОВАНИЕ ШАРОВОГО ЗОНДА	28
РАБОТА 10. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТЕЙ И ДАВЛЕНИЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКИМ ЗОНДОМ	31
РАБОТА 11. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТЕЙ И ДАВЛЕНИЙ ШАРОВЫМ ЗОНДОМ	33
РАБОТА 12. ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПЛАСТИНЕ	35

Восстановлено по изданию: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА. Методические указания к лабораторным работам. Ленинград, ЛПИ им. Калинина, 1976.

Дополнения: А.М.Левченя, версия от 24 января 2016 г.

Оригинальные «Методические указания...» предназначены для студентов, изучающих курс «Гидроаэродинамика». Рекомендованы указания кафедрой «Гидроаэродинамика» и утверждены методической комиссией физико-механического факультета.