

Санкт-Петербургский Государственный
Политехнический Университет

ГИДРОАЭРОДИНАМИКА

Руководство к лабораторным работам по общему курсу
гидроаэродинамики

Санкт-Петербург 2010

Предисловие к предыдущему изданию

Руководство к лабораторным работам по общему курсу гидроаэродинамики представляет значительную переработку имевшегося ранее руководства, составленного впервые профессором И.Л.Повхом в 1955 году:

Устаревший, не соответствующий современным программам материал опущен, ряд глав существенно переработан или составлен вновь.

В руководстве изложены основы аэродинамического эксперимента при малых дозвуковых скоростях. Описаны различные схемы аэродинамических труб и области их применения, манометры для измерений давления в условиях аэродинамического эксперимента, способы их тарировки и учет погрешности измерений, аэродинамические весы для измерения сил и моментов, возникающих при обтекании тел потоком воздуха. Рассмотрена теория измерений скорости и давления скоростной трубкой, цилиндрическим и шаровым зондами. Проанализированы возможные причины погрешностей при измерениях этими приборами и способы устранения этих погрешностей.

Предназначено для студентов физико–механического факультета, изучающих курс «Механика жидкостей и газов».

Ленинградский политехнический институт
имени М. И. Калинина, 1976 г.

*Николай Иванович Акатнов, Иван Лукич Повх, Евгения Петрова
Сизьмина, Лорен Гаевич Степанянц*

Основные обозначения, принятые в руководстве

Наименование величин	Обозначения	Размерно в старой технической системе	Размерность в системе «СИ»	Перевод из старой а систему «СИ»
1. Длина	l, L	м	м	
2. Диаметр	d, D	м	м	
3. Радиус	r	м	м	
4. Площадь	S, F	м ²	м ²	
5. Объем	τ	м ³	м ³	
6. Высота	H, h	мм	мм	
вертикального столба жидкости				
7. Давление, выраженное длиной спиртового столба микроманометра при данном наклоне	A	мм	мм	
8. Нулевое показание микроманометра	a	мм	мм	
9. Масштаб микроманометра (синус угла трубки микроманометра над горизонтом)	m			
10. Удельный вес	γ	кГ/м ³ , г/см ³	Н/м ³	
11. Массовая плотность	ρ	кГ·сек ² /м ⁴	кГ/м ³	
12. Динамический коэффициент вязкости	μ	кГ·сек/м	Н·с/м	
13. Кинематический коэффициент вязкости	ν	м ² /сек	м ² /с	
14. Скорость потока в данной точке	V	м/сек	м/с	
15. Давление	p	кГ/м ²	Н/м ²	кГ/м ² =9,81Н/м ²
16. Скорость потока на бесконечности	V_l	м/сек	м/с	
17. Давление на бесконечности	p_i	кГ/м ²	Н/м ²	кГ/м ² =9,81Н/м ²

Наименование величин	Обозначения	Размерно в старой технической системе	Размерность в системе «СИ»	Перевод из старой а систему «СИ»
18. Безразмерный коэффициент давления	$\bar{p} = \frac{p - p_1}{\rho V_1^2}$			
19. Напряжение трения на стенке	τ_w	кГ/см	Н/см ²	
20. Сила	R	кГ	Ньютон	кГ=9,8 Н
21. Сила лобового сопротивления	R_x	кГ	Ньютон	кГ=9,8 Н
22. Подъемная сила	R_y	кГ	Ньютон	кГ=9,8 Н
23. Безразмерный коэффициент лобового сопротивления	$C_x = \frac{R_x}{\frac{\rho V_1^2}{2} S}$			
24. Безразмерный коэффициент подъемной силы	$C_y = \frac{R_y}{\frac{\rho V_1^2}{2} S}$			
25. Момент	M	кГм	Н·м 1Н·м=1 Дж	кГм=9,81 Дж
26.Безразмерный коэффициент момента	$C_{mz} = \frac{M}{\frac{\rho V_1^2}{2} S b}$			
27. Энергия	E	кГм	Н·м 1Н·м=1 Дж	1кГм=9,81 Дж
28. Объемный секундный расход жидкости	Q	м ³ /сек	м/с	
29. Коэффициент расхода	$K = \frac{Q_{действ}}{Q_{теор}}$			
30. Угол атаки	α	градус, радиан	градус, радиан	
31. Хорда крыла	b	м	м	
32. Абсолютная температура	T	К	К	
33. Скорость звука	a	м/сек	м/с	
34. Число Маха	$M=V/a$			
35. Число Рейнольдса	$Re=Vl/\nu$			

ГЛАВА I. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ

Методы аэродинамического эксперимента можно разделить на две основные категории. К первой категории отнесем такие методы исследований, при которых объект, исследования движется в покоящейся среде, а ко второй – методы, при которых, наоборот, изучаемый объект неподвижен, а среда движется.

Методы первой категории в свою очередь можно разделить на:

а) методы, основанные на изучении прямолинейного движения объекта. Это исследования, проводимые при горизонтальном перемещении по тросу или рельсовому пути тела, погруженного в сопротивляющуюся среду. Последний способ получил применение в гидравлических каналах и судовых бассейнах;

б) методы, основанные на изучении кругового движения) тела, главным образом на использовании ротативных машин, применяемых для исследования как в воздухе, так и в воде;

в) натурные испытания самолётов, судов, снарядов и ракет, получившие в последнее время широкое распространение.

Ко второй категории относятся методы, использующие искусственный поток воздуха или воды, создаваемый соответственно вентилятором или насосом.

Установки, работающие по последнему принципу, называются для воздуха – аэродинамическими трубами, а для воды – гидрлотками, гидродинамическими и кавитационными трубами.

В настоящем руководстве будут рассмотрены лишь аэродинамические трубы,

1. Классификация аэродинамических труб

Конструкция и размеры аэродинамических труб чрезвычайно разнообразны и зависят прежде всего от задач эксперимента, проводимого в данной трубе. В зависимости от того, какие явления необходимо моделировать, решают вопрос о конструкции трубы и ее размерах.

По конструктивным особенностям существующие трубы делятся на два типа:

- 1) прямые, т. е. трубы с незамкнутым потоком (рис. 1);
- 2) замкнутые, т. е. трубы, у которых воздух циркулирует по замкнутому каналу (рис. 2).

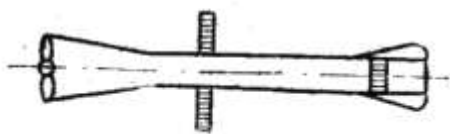


Рис. 1

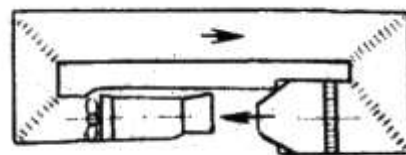


Рис. 2

Главным недостатком незамкнутых труб является необходимость иметь для них большие помещения. Для того чтобы скорость воздуха в помещении была минимальной, поперечное сечение помещения во много раз должно превосходить площадь сечения трубы. Существенным недостатком незамкнутых труб является низкий коэффициент полезного действия их, так как кинетическая энергия потока вся теряется при выходе воздуха из трубы в помещение. Этот недостаток устраняется в трубах замкнутого типа. Однако замкнутость потока приводит к тому, что возмущения, возникающие за винтом, а также на поворотах, распространяются по потоку в обратном канале и достигают рабочей части, делая поток в ней неоднородным. Избежать этого можно значительным расширением потока в обратном канале, устройством лопаток на повороте, значительным поджатием потока перед рабочей частью и рядом других способов.

В зависимости от того, ограничена ли рабочая часть твердыми стендами или нет, все аэродинамические трубы делятся на трубы с закрытой рабочей частью и трубы с открытой рабочей частью.

2. Требования, предъявляемые к аэродинамическим трубам

Теория подобия установила законы моделирования изучаемых явлений. Соблюдение динамического подобия требует равенства критериев подобия для натуры опыта. Наиболее важными для экспериментальной аэродинамики являются критерии: число Рейнольдса и число М. Последнее в зарубежной литературе называется числом Маха.

Для того чтобы представить себе, каким требованиям должны удовлетворять аэродинамические трубы, приведем значения чисел Рейнольдса, имеющих место в натуре (табл. 1).

Таблица 1

Объект	Скорость	Длина	Среда	Температура, °C	Число Рейнольдса
Океанское пассажирское судно	45 км/ч	200 м	Вода	15	$3 \cdot 10^9$
Пассажирский самолет	1000 км/ч	40 м	Воздух	0	$9 \cdot 10^8$
Лопатка компрессора осевого	300 м/с	5 см	Воздух	100	$7 \cdot 10^5$

Основное требование, предъявляемое к трубам, заключается в том, что числа Рейнольдса и М при эксперименте в трубе должны равняться соответствующим числам в натуре.

Так как число Рейнольдса равно произведению скорости движения V на характерный линейный размер l , деленному на кинематическую вязкость среды ν , т. е. $Re = Vl/\nu$, то, очевидно, что для получения больших чисел Рейнольдса в аэродинамических трубах надо делать большими l и V и малой величину кинематической вязкости ν .

Для получения больших значений числа M , равного отношению скорости движения V к скорости звука в движущемся газе a , т.е. $M=V/a$, необходимо строить трубы с большими скоростями потока.

При моделировании движения судов числа M очень малы, значительно меньше единицы. При таких величинах чисел M они не могут влиять на обтекание тел. Число Рейнольдса в этих случаях является решающим. Следовательно, для исследования соответствующих моделей необходимо иметь в аэродинамических трубах большие числа Рейнольдса при малых числах M , т.е. при малых скоростях потока. Это можно осуществить только в трубах с большим диаметром рабочей части или при значительном снижении величины кинематической вязкости. Величина кинематической вязкости определяется как отношение коэффициента вязкой μ к массовой плотности ρ , т.е. $\nu = \mu / \rho$; $\rho = p / RT$.

Для воздуха коэффициент вязкости по Милликену будет:

$$\mu = 1.712 \cdot 10^{-5} + 4.93 \cdot 10^{-8} t \text{ Н} \cdot \text{с} / \text{м}^2,$$

где t – температура в градусах столбчатой шкалы. Плотность воздуха в $\text{кг} / \text{м}^3$ можно вычислить по формуле:

$$\rho = \rho_0 [1 + 0.0013(B - 1760) - 0.0036(t + 15^\circ)].$$

Здесь $\rho_0 = 1.225 \text{ кгс} / \text{м}^3$ – плотность воздуха при стандартных давлении и температуре, т.е. $B=760 \text{ мм рт. ст.}$ и $t=15^\circ\text{C}$: B – давление в мм рт. ст. Таким образом, мы видим, что величину кинематической вязкости воздуха можно уменьшить, либо понижая температуру, либо повышая давление. Вторым методом уменьшения величины кинематической вязкости послужил основанием для проектирования труб переменной плотности, точнее, аэродинамических труб с увеличенным давлением.

Трубы такого типа имеют давления до 25 атм, скорости до 40 м/с и диаметр рабочей части около 2 м. Если в такую трубу поместить модель корабля длиной 3 м при температуре воздуха в трубе $t=77^\circ$, то получим число Рейнольдса $Re=1.4 \cdot 10^8$, имеющее такой же порядок, как число Re в натуральных условиях.

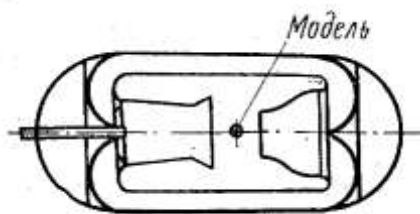


Рис. 3

Схема трубы переменной плотности показана на рис. 3. Внешний корпус такой трубы должен быть очень прочным. Толщина стальных стенок наружного кожуха у существующих уже труб достигает 50 мм.

Получение в аэродинамических трубах больших чисел M приводит к необходимости строить трубы с большими скоростями, а следовательно, и огромными потребными мощностями. Для снижения потребной мощности можно прибегнуть к созданию в трубе вакуума, что нетрудно получить в трубах переменной плотности. В настоящее время существуют трубы с вакуумом до 0,1 атм.

С целью повышения чисел M в аэродинамических трубах в последнее время в качестве рабочей сред иногда применяется не воздух, а газ, в котором скорость звука значительно меньше, чем в воздухе.

Величина скорости звука равна $a = \sqrt{kRT}$, где $R=848\text{г/м}^3=8310\text{м/м}^3$; k – показатель адиабаты, равный для двухатомных газов 1.41; g – ускорение силы тяжести; m – молекулярный вес. Отсюда

$$a = \sqrt{8310 \frac{kT}{m}}.$$

Следовательно, скорость звука будет малой в газе с большим молекулярным весом или в обычном газе при очень низких температурах; число M будет:

$$M = \frac{V\sqrt{m}}{\sqrt{8310kT}}.$$

В качестве рабочей среды может быть использован «фреон–12», в котором скорость звука равна 120 м/с ($t=15^\circ\text{C}$).

Из приведенных формул видно, что проще моделировать явления, которые происходят при высоких температурах, так как проводя опыты при нормальной температуре и при соблюдении равенства V , l и ν , будем получать числа Re и M большие, чем в натуре.

Моделирование явлений в трубах при значительных числах Рейнольдса и M пока неизбежно приводит к постройке гигантских труб с огромными скоростями; в настоящее время имеются трубы с диаметром рабочей части 10–20 м и потребляемыми мощностями значительно более 100 тыс. кВт.

3. Основные части аэродинамических труб

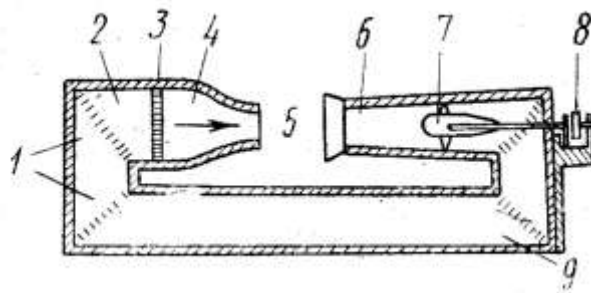


Рис. 4

Аэродинамические трубы (рис. 4) имеют следующие части: 1 – поворотные лопатки, 2 – канал, 3 – решетки или сетки, 4 – коллектор, 5 – рабочая часть, 6 – диффузор, 7 – вентилятор, 8 – мотор, 9 – обратный канал.

Коллектор или конфузор. Коллектор предназначен для того, чтобы сделать поток в рабочей части однородным и благодаря сужению значительно увеличить скорость потока в рабочей части по сравнению со скоростью в обратном канале. Многочисленные исследования показали, что в процессе поджатия струи снижаются неравномерность и турбулентность потока.

Основной характеристикой коллектора является степень поджатия n , равная отношению площади входа F в коллектор к площади сечения выхода F_0 из коллектора $n=F/F_0$.

Для круглых труб поджатие n можно выразить через диаметры наибольшего и наименьшего сечений коллектора следующим образом: $n=(D_{\text{макс}}/D_{\text{мин}})^2$.

В существующих трубах величина поджатия обычно изменяется в пределах от 3 до 10.

Имеются трубы и с большим поджатием.

Определяющее значение для потока в рабочей части имеет форма кривой обвода коллектора.

В практике пользуются расчетной формулой, предложенной в 1924 г. Витошинским:

$$R = \frac{R_0}{\sqrt{1 - \left[1 - \left(\frac{R_0}{R_1} \right)^2 \right] \frac{\left(1 - \frac{3z^2}{a^2} \right)^2}{\left(1 + \frac{z^2}{a^2} \right)^3}}},$$

где R , R_0 и R_1 – текущий, выходной (в рабочей части) и входной радиусы коллектора; z – координаты вдоль оси коллектора.

Величина a , имеющая линейный размер, выражается через длину конфузора L , и обычно принимают;

$$a = \sqrt{3L}.$$

Если входное сечение не круглое, то за величину радиуса R_1 можно брать расстояние от ося конфузора до данной точки поперечного сечения. Тогда образующих кривых будет столько, сколько взято точек на контуре входного сечения. Длина L обычно выбирается равной двум диаметрам рабочей части.

Существуют более новые строгие теории построения обводов конфузоров [1, с. 340]

Проектирование коллектора можно свести к двум самостоятельным частям – аэродинамическому расчету и профилированию обводов.

Аэродинамический расчет коллектора в свою очередь состоит из расчета потерь энергии, расчета выравнивающего поток действия и расчета детурбулизирующего действия коллектора.

Потери энергии при протекании воздуха через коллектор не имеют большого значения и составляют 1.5–2% от скоростного напора в рабочей части.

На абсолютные значения неравномерности потока коллектор никакого влияния не оказывает, т. е. в сходственных точках форкамеры и рабочей части абсолютная неравномерность поля скоростных напоров одинакова. Относительная же неравномерность поля скоростных напоров в рабочей части пропорциональна относительной неравномерности в форкамере и обратно пропорциональна квадрату поджатия.

Детурбулизирующее действие коллектора сводится к тому, что турбулентность потока в рабочей части трубы по сравнению с турбулентностью потока в форкамере снижается пропорционально квадрату степени поджатия.

Следует отметить вместе с тем, что в случае, если по каким-либо причинам (вращение винта и др.) в коллектор входит закрученный поток, коллектор усиливает вращение потока (в силу сохранения момента количества движения).

Рабочая часть. В рабочую часть аэродинамической трубы помещают объект, обтекание которого исследуют. Поток в рабочей части при обычных исследованиях должен быть по возможности стационарным, с наиболее однородным по величине и по направлению полем скоростей, а также иметь степень турбулентности, приближенную к натуре.

Существует два типа рабочей части: закрытая (см. рис. 1) и открытая, со свободным потоком (см. рис. 2).

Первый тип рабочей части представляет собой цилиндрическую трубу, в которую через отверстия вставляется исследуемая модель. Боковые стенки обычно имеют застекленные окна для наблюдения.

Преимущество открытой рабочей части перед закрытой заключается в том, что модель во время опыта легко доступна для экспериментатора. Недостатками открытой рабочей части являются большие потери (40–60% мощности, подводимой к вентилятору трубы, что примерно в 10 раз больше, чем в закрытой рабочей части) и быстрое убывание по длине рабочей части невозмущенного однородного ядра потока.

В большинстве труб длина рабочей части составляет 1.4–1.5 диаметра ее; в закрытых трубах она больше, чем в открытых. Сечения рабочей части труб могут быть различными, чаще всего круглым или эллиптическим.

Диффузор. С целью повышения экономичности трубы промежуточную часть между местом испытания модели и вентилятором делают диффузной, т. е. расширяющейся от рабочей части к вентилятору. Обычно эта часть является диффузором с прямолинейной образующей. Угол конусности диффузора принимается от 7 до 10 градусов. Превышение этих значений ухудшает работу трубы, так как вызывает в диффузоре отрыв пограничного

слоя и, следовательно, значительное увеличение потерь и нарушение однородности потока.

Потери энергии в диффузоре довольно велики и колеблются в различных трубах от 10 до 30% скоростного напора в рабочей части трубы.

Поворотные колена. Поворот потока осуществляется в прямоугольных коленах, имеющих направляющие лопатки.

Поперечные сечения поворотных колен бывают квадратные или прямоугольные. Опыты ЦАГИ показали, что круглые поперечные сечения не дают каких-либо улучшений по сравнению с прямоугольными.

Решетки. Для получения более однородного поля и снижения степени турбулентности в рабочей части современные трубы имеют при входе в коллектор решетку или сетку.

Установка решетки перед коллектором целесообразна не только потому, что потери при этом сводятся к минимуму, но, главным образом, из-за наличия за сеткой поджатия потока, значительно снижающего относительную неоднородность поля за решеткой. Теоретические соображения и результаты эксперимента показывают, что наибольшее выравнивание поля скоростей достигается сеткой, у которой сопротивление на единицу площади равно удвоенному динамическому напору ρV^2 .

Качеством аэродинамической трубы называют отношение кинетической энергии потока в рабочей части трубы к энергии, затрачиваемой на вращение вентилятора.

Кинетическая энергия потока в рабочей части равна

$$E = \frac{1}{2} m V_0^2,$$

где m – секундная масса.

Так как $m = \rho_0 F_0 V_0$, то

$$E = \frac{1}{2} \rho_0 V_0^3 F_0,$$

где ρ_0 – плотность воздуха в рабочей части; F_0 – площадь поперечного сечения рабочей части трубы; V_0 – скорость потока в рабочей части.

Если мощность мотора (в киловаттах), вращающего вентилятор, обозначить через N , то качество трубы K будет:

$$K = \frac{100E}{N} = 500 \frac{\rho_0 F_0 V_0^3}{N}.$$

Обычно величина качества трубы больше единицы, так как кинетическая энергия в рабочей части может быть увеличена за счет сужения трубы.

В современных трубах качество трубы достигает значения, равного четырем и больше.

Коэффициент полезного действия трубы η можно представить в виде:

$$\eta = \frac{E - N}{N} = 1 - \frac{1}{K} = 1 - \frac{N}{500 \rho_0 F_0 V_0^3}.$$

Аналогичным образом вводят понятие о качестве K_0 и коэффициенте полезного действия η_0 аэродинамической трубы с учетом потерь вентилятора.

В этом случае за качество собственно трубы принимают отношение кинетической энергии в рабочей части ее к энергии, сообщаемой воздуху вентилятором, т.е.

$$K_0 = \frac{1000E}{N\eta_1} = 500 \frac{\rho_0 F_0 V_0^3}{N\eta_1}.$$

4. Поправки на ограниченность потока

Ограниченность размеров потока в рабочей части трубы не позволяет использовать получаемые безразмерные коэффициенты непосредственно для расчета сил, действующих на объект, который движется в неограниченном пространстве. Для того чтобы учесть влияние ограниченности потока на аэродинамические характеристики моделей и иметь возможность сравнивать результаты испытаний в разных аэродинамических трубах, необходимо ввести поправки на ограниченность потока. Такие поправки существенны и при сравнении результатов испытания, полученных в одной и той же трубе, но с различными по величине моделями. Только в случае, когда размеры модели весьма малы по сравнению с поперечным сечением рабочей части трубы, таких поправок на ограниченность потока можно не вводить. Влияние ограниченности несущественно, если площадь модели в свету составляет не более 3% площади сечения трубы.

Рассмотрим значения величин поправок для различных аэродинамических труб [7].

Величина поправки зависит не только от соотношения геометрических размеров модели и потока, но и от формы сечения рабочей части и от того, закрыта рабочая часть или открыта, т. е. ограничена струя твердыми стенками или нет.

Для пластинки, крыла или самолета, испытываемых в трубе круглого сечения с закрытой рабочей частью, необходимость введения поправок может быть объяснена простыми рассуждениями. Крыло при наличии подъемной силы будет отклонять поток от его первоначального направления. В безграничном пространстве отклонение потока по мере удаления от крыла будет уменьшаться, и на сравнительно большом расстоянии от крыла линии тока станут вновь параллельными.

В трубе с закрытой рабочей частью стенки трубы препятствуют свободному отклонению потока за крылом, и линии тока становятся параллельными раньше, чем в неограниченном потоке. Поэтому угол скоса,

создаваемый крылом, в этом случае становится меньше истинного, и, следовательно, сопротивление крыла будет меньше действительного.

При нахождении истинного угла атаки надо к полученному углу атаки прибавить угол

$$\Delta\alpha = C_y \frac{S}{8S_0} (1 + \delta).$$

При определении коэффициента сопротивления измеренный коэффициент сопротивления C_x должен быть увеличен на

$$\Delta C_x = C_y^2 \frac{S}{8S_0} (1 + \delta).$$

где S_0 – площадь сечения рабочей части; C_y – коэффициент подъемной силы; δ – величина, зависящая от отношения размаха крыла l к диаметру трубы D .

Значения $1 + \delta$ следующие.

$\frac{l}{D}$	0.30	0.40	0.50	0.60	0.70
$1 + \delta$	1.0015	1.0050	0.0130	1.0255	1.0500

В случае открытой рабочей части приведенные поправки имеют такую же величину, но не прибавляются к измеренной величине, а вычитаются, т.к. свободная граница струи будет способствовать увеличению угла отклонения потока за крылом.

В практике [8] широко используются и другие формулы для указанных поправок, например:

$$\Delta\alpha = 57.3(\delta_1 + \delta_2) \frac{S}{S_0} C_y;$$

$$\Delta C_y = C_y^2 \delta_1 \frac{S}{S_0},$$

где $\delta_2 = 0.062 \frac{l}{D}$ – для закрытой трубы; $\delta_2 = -0.050 \frac{l}{D}$ – для открытой трубы.

Величина δ_1 может быть определена по одной из кривых, показанных на рис. 5. Здесь представлены кривые $\delta_1 = f(l/D)$ для равномерного распределения нагрузки I , эллиптического II , а также для удлинений крыла λ , изменяющихся в пределах от 2 до 10.

Для трубы с прямоугольным сечением поправки могут быть определены по формулам:

$$\Delta\alpha = C_y \frac{S}{S_0} \varepsilon \text{ и } \Delta C_x = C_y^2 \frac{S}{S_0} \varepsilon.$$

На рис. 6 приведены значения ε для открытой и закрытой рабочей части в зависимости от L/h и l/L для труб с различными отношениями сторон (L – ширина рабочей части, h – высота ее). Из рассмотрения приведенных кривых видно, что знаки у поправок для закрытого и открытого потока различны, так же как и для круглых сечений труб. Рассмотренные поправки вводятся при испытании крыла или самолета.

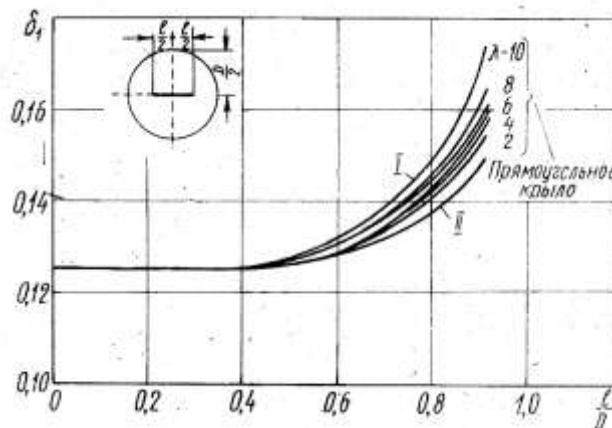


Рис. 5

Для случая, когда испытываемый объект не имеет подъемной силы, теория поправок разработана менее детально.

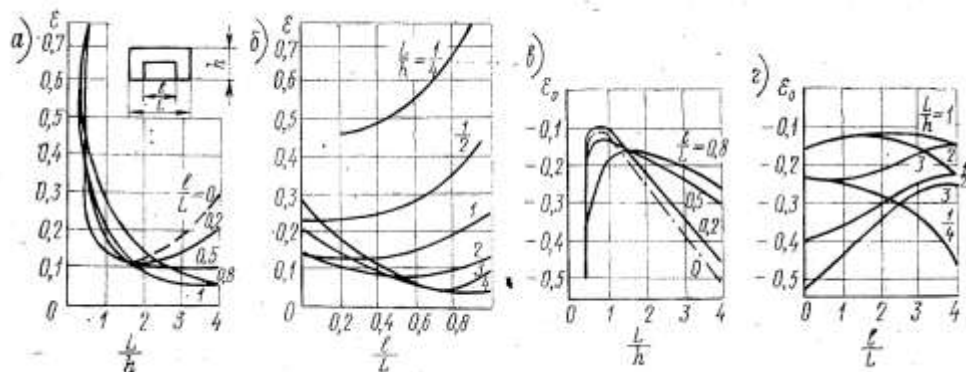


Рис. 6

Существуют теоретическое решение, проверенное на эксперименте, для плоской пластинки, поставленной нормально к направлению скорости в плоскопараллельном безграничном потоке. В этом случае поправка для нахождения коэффициента сопротивления в безграничном потоке вычитается из измеренного значения и равна:

$$\Delta C_x = 4 \frac{b_1}{H},$$

где H – ширина канала; b_1 – ширина пластинки.

При $C_x=2$ и $b_1/H=1/20$ поправка ΔC_x достигает 10% значения C_x .

Для тел, удлиненных вдоль оси потока и имеющих значительные объемы, существенное значение имеет поправка на падение давления вдоль по потоку. Это падение давления объясняется тем, что живое сечение вдоль по потоку за счет нарастания толщин пограничного слоя уменьшается.

Поправка на дополнительное лобовое сопротивление, возникающее из-за наличия градиента давления, вычитается из величины, полученной при опыте, и равна:

$$\Delta C_x = \frac{\frac{dp}{dx} A}{\rho \frac{V_1^2}{2} S},$$

где A – объем модели; dp/dx – градиент давления; S – площадь модели.

5. Турбулентность потока в аэродинамических трубах

В наиболее важных для техники случаях движения поток имеет беспорядочный характер перемещения частиц жидкости. В отличие от ламинарного течения (струйного, упорядоченного), такое неупорядоченное движение, называемое турбулентным, характеризуется тем, что в любой точке потока скорость беспорядочно изменяет свою величину и направление.

В ламинарном стационарном потоке скорость, измеренная в данной точке, остается постоянной величиной. При турбулентном режиме движение жидкости стационарно только в среднем (квазистационарно); безынерционный прибор покажет, что скорости в данной точке все время изменяются, пульсируют, колеблясь вокруг своего среднего значения.

На рис. 7 показано изменение истинной скорости в точке при турбулентном режиме. При этом истинная величина скорости может быть представлена в виде суммы двух слагаемых: осредненной скорости с составляющими \bar{u} , \bar{v} , $\bar{\omega}$ и скорости пульсаций с составляющими u' , v' , ω' : $u = \bar{u} + u'$ и т.д.

При этом величина средней скорости и определяется по формуле:

$$\bar{u} = \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} u dt,$$

где T – интервал времени, для которого берется среднее значение скорости.

Для установившихся средних скоростей величину T можно брать сколь угодно большой. В случае, когда средние скорости изменяются со временем, время осреднения надо брать настолько малым, чтобы можно было пренебречь изменением средних скоростей в этом промежутке времени.

Турбулентность потока может быть охарактеризована двумя величинами. Одна из них, определяющая относительную величину пульсационных скоростей, называется степенью турбулентности и равна корню квадратному из среднего значения квадратов скоростей пульсации, деленному на величину средней скорости.

Обозначив степень турбулентности потока, выраженную в процентах, через ε , будет иметь

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{u'^2}}{\bar{u}} 100\% .$$

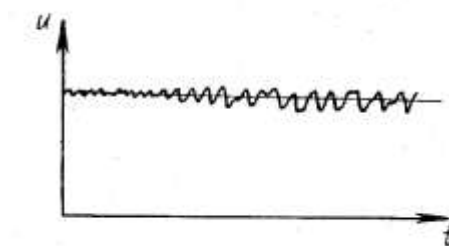


Рис. 7

В общем случае величины пульсаций оставляющих скоростей по трем перпендикулярным осям координат будут отличны между собой и, следовательно, степень турбулентности в каждой точке потока будет определяться тремя величинами: ε_x , ε_y , ε_z .

Величина, характеризующая структуру турбулентного потока, т.е. линейный размер тех возмущений, которые создают пульсацию скоростей, называется масштабом турбулентности. Обычно масштаб турбулентности определяется геометрией потока или геометрией элементов, образующих турбулентность.

В турбулентном потоке существуют возмущения с самыми различными характерными размерами. С этой точки зрения каждый турбулентный поток определяется некоторым диапазоном масштабов, а не одним значением величины масштаба. За масштаб турбулентности потока можно принять наиболее вероятную величину масштаба, определяемую линейными размерами, характерными для данного потока.

Так, для трубы масштаб турбулентности определяется радиусом трубы, а для турбулентного потока с турбулизирующими решетками – размерам ячеек или диаметром стержней решетки.

В общем случае движения степень турбулентности, а также любая другая функция от средних значений составляющих скоростей пульсаций и их производных по координатам в данной точке зависят от выбора осей координат. Во многих важных для практики случаях явление упрощается благодаря тому, что турбулентность является изотропной, т.е. все ее характеристики не зависят от направления.

Изотропная турбулентность имеет место в рабочей части аэродинамических труб, в обычных трубопроводах около оси грубы, в атмосфере на значительном удалении от земли, в потоках за решетками и т.д. Очевидно, что поток в непосредственной близости к стенке не может быть изотропным.

Турбулентность потока оказывает существенное влияние на сопротивление тел – меняется длина ламинарного участка пограничного слоя на поверхности обтекаемого тела. Увеличение степени турбулентности, при соблюдении всех других условий одинаковыми, ведет к уменьшению длины участка, занятого ламинарным пограничным слоем, и увеличению протяженности турбулентного пограничного слоя. Следовательно, точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный приближается к носику, если степень турбулентности набегающего потока увеличивается. Такое перемещение точки перехода к носику ведет к увеличению сопротивления трения обтекаемого тела.

Характер изменения полного сопротивления (сопротивление трения + сопротивление давления) с изменением турбулентности существенно зависит от формы тела. В случае хорошо обтекаемых тел, обтекание которых происходит без отрыва пограничного слоя, основной составляющей сопротивления является сопротивление трения и, следовательно, увеличение степени турбулентности набегающего потока приводит к увеличению полного сопротивления тела.

В обычных аэродинамических трубах изменение турбулентности потока оказывает значительное влияние на точку перехода и, следовательно, на сопротивление хорошо обтекаемых тел дирижабельной формы. Только при условии, что число Рейнольдса тела дирижабельной формы, подсчитанное по его длине, значительно больше $1.5 \cdot 10^6$, сопротивление его мало зависит от турбулентности.

Таким образом, для хорошо обтекаемых тел определять сопротивление в обычных аэродинамических трубах можно только при больших числах Рейнольдса, значительно превосходящих $1.5 \cdot 10^6$. Соблюдение этого условия необходимо для труб с малотурбулентным потоком. В трубах, степень турбулентности которых очень велика, результаты измерения становятся более достоверными и при меньших числах Re .

На сопротивление плохо обтекаемых тел турбулентность потока оказывает значительное влияние в окрестности критических чисел Рейнольдса. Величина критического числа Рейнольдса, а также характер изменения коэффициента сопротивления в области кризиса зависят от степени турбулентности набегающего потока.

Природа кризиса сопротивления заключается в том, что при переходе критического числа Re изменяется характер отрыва потока. Если при докритическом режиме имеется полностью ламинарный пограничный слой, то при закритическом режиме на поверхности обтекаемого тела появляется точка перехода; тело обтекается смешанным пограничным слоем.

Ввиду того, что отрыв ламинарного слоя происходит значительно раньше турбулентного, при переходе через кризис значительно убывает область отрыва, а следовательно, и сопротивление давления. Так как для плохо обтекаемых тел основной составляющей сопротивления является сопротивление давления, то его уменьшение приводит к значительному падению полного сопротивления, несмотря на то, что сопротивление трения растет.

Если при обтекании тела изменять турбулентность набегающего потока, то будет изменяться критическое число Рейнольдса. При этом, чем больше степень турбулентности потока, тем меньшим будет критическое число Рейнольдса. На рис. 8 приведены кривые сопротивления C_x шара, полученные в аэродинамических трубах с различной турбулентностью потока.

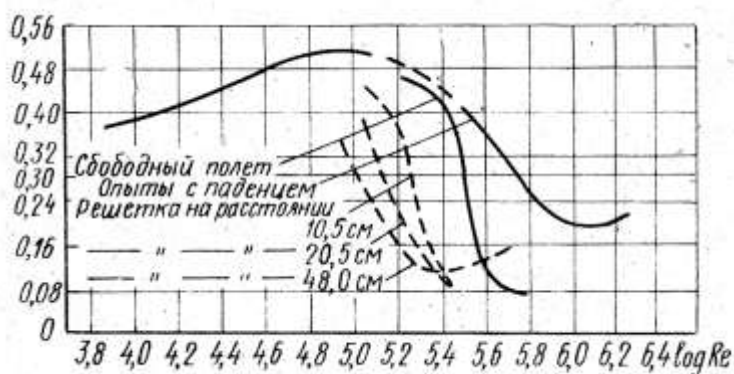


Рис. 8

В аэродинамической трубе Ленинградского политехнического института было исследовано изменение критического числа Re в зависимости от изменения степени турбулентности потока ε . Получены следующие результаты:

$\varepsilon \%$	0.4	1.1	1.5	1.85	2.8
$10^{-5} Re_{кр}$	2.9	2.0	1.7	1.5	1.0

На рис. 8 дана кривая зависимости $Re_{кр}$ для шара от степени турбулентности потока, построенная на основе многочисленных экспериментов в аэродинамических трубах. На этой же кривой нанесена точка, полученная при исследовании полета в атмосфере. Ей соответствует $Re_{кр}=385000$ и $\varepsilon \sim 0.3\%$.

Таким образом, можно сделать вывод: влияние турбулентности потока на сопротивление аналогично влиянию числа Рейнольдса.

Поэтому результаты опытов в аэродинамических трубах, обычно имеющих турбулентность выше атмосферной, будут соответствовать явлениям, происходящим при числах Re , больших, чем те, при которых производятся измерения в трубе.

Менее благоприятны условия, когда в трубе изучаются явления, происходящие в потоках с более высокой турбулентностью, чем турбулентность трубы. В этом случае результаты опытов будут соответствовать в натуре числам Re , меньшим, чем при опытах. Это имеет место при эксперименте в трубах с элементами паровых и газовых турбин, компрессоров и т.д.

Приведенный качественный анализ влияния турбулентности потока в аэродинамических трубах на характеристики может быть дополнен некоторыми попытками количественного учета влияния турбулентности. В авиационной практике широко пользуются коэффициентом турбулентности или так называемым эффективным числом Рейнольдса, полученным из следующих соображений.

Известно, что для равенства аэродинамических характеристик натуре и модели геометрически подобных крыльев необходимо соблюдение соотношений: $l_m/b_m = l_n/b_n$, где l_m и b_m – расстояние от носика до точки перехода ламинарного слоя в турбулентный и хорда модели крыла, а l_n и b_n – соответствующие величины натуре.

Приведенное равенство эквивалентно следующему:

$$Re_{tm}/Re_m = Re_{tn}/Re_n,$$

откуда

$$Re_n = Re_m \frac{Re_{tn}}{Re_{tm}},$$

где Re_{tm} , Re_{tn} , Re_m и Re_n – числа Рейнольдса, соответствующие точкам перехода модели и натуре и самой модели и натуре.

Так как истинные значения Re_{tn} и Re_{tm} неизвестны, то приближенно можно считать, что

$$Re_{tn}/Re_{tm} = Re_{крn}/Re_{крм}.$$

Тогда число Рейнольдса натуре будет равно:

$$Re_n = Re_m \frac{Re_{крn}}{Re_{крм}} = K_t Re_m, \quad (1)$$

где K_t есть отношение критических чисел Рейнольдса для шара в натуре и в данной трубе, называемое коэффициентом турбулентности.

При изучении движений, происходящих в атмосфере, величина K_t всегда больше единицы, так как критическое число во всех существующих трубах меньше $Re_{кр}$ атмосферы. Для обычных аэродинамических труб коэффициент турбулентности изменяется в пределах от 1.2 до 2.6. С помощью

искусственных турбулизаторов величина K_t может быть доведена до значений 5–6 и более.

Очевидно, что коэффициент турбулентности K_t будет меньше единицы в том случае, когда турбулентность в натурном потоке будет больше турбулентности потока в экспериментальной установке. Такой случай может иметь место при исследовании на статических установках направляющих аппаратов, рабочих колес и других элементов турбомашин.

Число Re_n , полученное по формуле (1), обычно называют эффективным числом Рейнольдса. Зная эффективное число Re_n , можно по существующим кривым зависимости ΔC_y от Re_n для отдельных типов крыльев и других тел определить коэффициенты аэродинамических сил.

Все существующие методы теоретического учета влияния турбулентности на аэродинамические характеристики еще весьма приближенны и поэтому, строго говоря, при моделировании следует соблюдать равенство степени турбулентности потоков в натуре и в экспериментальной установке.

В трубах могут исследоваться потоки, происходящие в натуре при самых различных степенях турбулентности. Установившихся взглядов на то, какова должна быть степень турбулентности в аэродинамических трубах, не существует. Можно привести ряд доводов в пользу того или иного решения. Наиболее убедительными, как нам представляется, являются доводы о необходимости постройки труб с минимальной турбулентности, которую можно по мере надобности увеличивать различными искусственными турбулизаторами.

6. Об изменении степени турбулентности аэродинамических труб

Имея трубу с минимальной турбулентностью, всегда можно получить поток с более высокой степенью турбулентности с помощью постановки турбулизирующих решеток. Меняя расстояние тела от решетки или густоту решеток и размеры стержней, можно менять степень турбулентности потока, обтекающего данную модель.

Так, по опытам Политехнического института решетка из круглых металлических стержней диаметром в 8 мм и с расстоянием между стержнями в 16 мм вносила изменения в турбулентность потока (табл. 2).

Таблица 2

Расстояние решетки от лба шара, мм	$Re_{кр}$ для шара	Степень турбулентности, %
1975	$20.8 \cdot 10^4$	1.00
1475	$15.4 \cdot 10^4$	1.80
975	$13.6 \cdot 10^4$	2.20
490	$9.7 \cdot 10^4$	3.25

Затухание турбулентности за решеткой выражается формулой

$$\frac{1}{\varepsilon} = \frac{5x}{AM_1} + const,$$

где A — некоторая постоянная, определенная экспериментально; M_1 — линейный размер ячейки решетки.

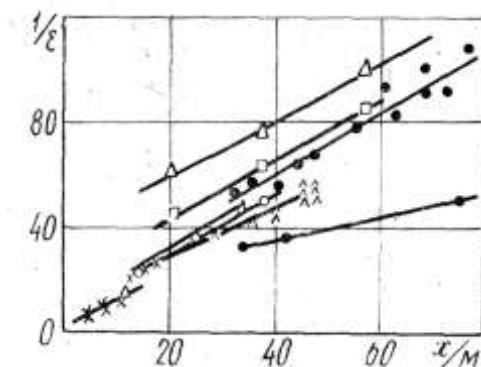


Рис. 9

Размеры ячеек M_1 менялись в довольно широком диапазоне от 15 до 125 мм. Несмотря на это, величина A , как видно на рис. 9, изменяется в относительно малых пределах, от 1.95 до 2.20.

Так как в этих опытах толщина стержней, образующих решетку, оставалась почти одинаковой, можно полагать, что степень турбулентности зависит от размера ячейки и не зависит от толщины стержней, образующих решетку.

Таким образом, с помощью решеток можно повышать степень турбулентности потока в рабочей части. Минимальная же степень турбулентности трубы определяется всей конструкцией трубы.

Для понижения степени турбулентности в аэродинамической трубе рекомендуется:

- 1) по всему каналу трубы свести к минимуму причины, вызывающие нарушения однородности потока. В особо важных случаях применяется отсасывание наиболее неоднородной части потока, расположенной у стенок;
- 2) делать как можно большее поджатие конфузора, добиваясь вместе с тем однородного потока при выходе из конфузора. Последнему оказывает значительное содействие установка при входе в конфузор сеток или решеток.

Для характеристики турбулентности трубы следует указать, что степень турбулентности потока в рабочей части зависит от величины скорости; при этом как в закрытой, так и в открытой рабочей части с увеличением скорости турбулентность потока уменьшается.

7. Влияние сужения на турбулентность потока

Расчет влияния сужения на турбулентность потока в рабочей части построен на следующих допущениях.

Обозначив все величины при входе в сопло индексом 1, а при выходе индексом 0 и считая, как обычно, величину пульсационной скорости u' пропорциональной поперечному градиенту осредненных скоростей $\partial u/\partial y$, т. е.

$$u' = l \frac{\partial u}{\partial y},$$

где l – путь перемешивания, получим

$$k_1 = \frac{l_1}{u_1} \frac{d\bar{u}_1}{dy} \text{ и } k_0 = \frac{l_0}{\bar{u}_0} \frac{d\bar{u}_0}{dy}.$$

Отсюда найдем отношение величины k_0 и k_1

$$\frac{k_0}{k_1} = \frac{l_0}{l_1} \frac{\bar{u}_1}{\bar{u}_0} \frac{\frac{\partial \bar{u}_0}{\partial y}}{\frac{\partial \bar{u}_1}{\partial y}}$$

Можно показать, что в сходственных точках потока имеет место равенство:

$$\frac{\frac{\partial \bar{u}_0}{\partial y}}{\frac{\partial \bar{u}_1}{\partial y}} = \frac{\bar{u}_1}{\bar{u}_0}$$

Тогда

$$\frac{k_0}{k_1} = \frac{l_0}{l_1} \frac{\bar{u}_1^2}{\bar{u}_0^2}.$$

Если считать, что средние во времени величины скоростей равны средним скоростям потока в каждом сечении V_1 и V_0 , то

$$\frac{k_0}{k_1} = \frac{l_0}{l_1} \frac{V_1^2}{V_0^2} = \frac{l_0}{l_1} \frac{1}{n^2}.$$

Из экспериментальных исследований потоков в трубах при больших числах Рейнольдса известно, что можно положить

$$\frac{l_0}{l_1} = \frac{\text{Re}_0}{\text{Re}_1} = \frac{1}{\sqrt{n}},$$

тогда

$$\frac{k_0}{k_1} = \frac{1}{n^{3/2}}. \quad (2)$$

Если считать, что в относительно коротких соплах турбулентность еще не станет установившейся, то можно положить $l_0=l_1$, следовательно,

$$\frac{k_0}{k_1} = \frac{1}{n^2}. \quad (3)$$

К сожалению, опытных данных по определению степени турбулентности в конфузорах очень мало. Существуют результаты измерений только при малых значениях чисел Рейнольдса.

Ниже в таблице приведены результаты опытов при различных степенях поджатия и при числах Re от 14000 до 21000.

Из табл. 3 видно, что результаты расчета по формуле (2) значительно отличаются от опытов, в то время как расчет по формуле (3) дает вполне удовлетворительное совпадение с опытом. Следовательно, допущение о том, что турбулентность не успевает устанавливаться в относительно коротких конфузорах или, что то же самое, что длина пути перемешивания не успевает изменяться, вполне оправдывает себя.

Таблица 3

n	Опыт	$\frac{V_0}{V_1}$	Расчет	
			$\frac{k_0}{k_1} = \frac{1}{n^2}$	$\frac{k_0}{k_1} = \frac{1}{n^{3/2}}$
1	1.0	1.0	1.0	1.0
2.64	5.0	2.42	5.8	9.4
3.54	8.2	2.92	8.8	16.5

Об этом свидетельствует и тот факт, что в рабочей части непосредственно за коллектором происходит резкое падение турбулентности. Затем, как это видно на рис. 10, вдоль оси трубы устанавливается постоянная турбулентность.

Приведенный расчет говорит о том, что в бестурбулентных или малотурбулентных трубах степень поджатия в коллекторе должна быть довольно большой.

В последующих опытах показано, что уменьшение турбулентности в конфузорах с поджатием более 4 не подчиняется приведенным закономерностям и значительно менее интенсивно, а при очень больших поджатиях $n>12$ турбулентность потока на выходе из конфузора больше чем на входе.

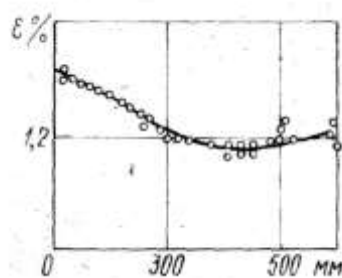


Рис. 10

8. Аэродинамические трубы ЛПИ

В лаборатории аэродинамики ЛПИ работают две трубы диаметром рабочей части 0.5 м и одна диаметром 2.0 м. Последняя была построена в 1957 г. силами рабочих и студентов. Основные геометрические размеры трубы приведены на рис. 11. Мощность привода 110 кВт, максимальная скорость потока 50 м/с.

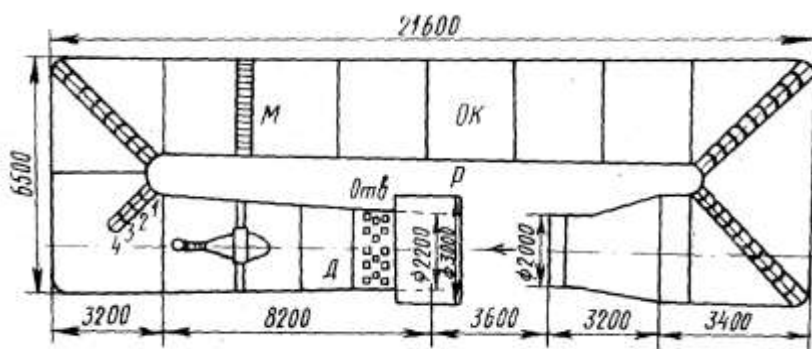


Рис. 11

Для уменьшения пульсаций потока в трубе предусмотрена замена части деревянной стенки обратного канала ОК матерчатой стенкой М (см. рис. 11), установка раструба Р и наличие отверстий Отв в стенке диффузора Д.

Результаты исследования [9] показали неэффективность матерчатой стенки в обратном канале и сильное влияние положения раструба и величины отверстий.

На рис. 12 показано изменение амплитуды колебаний (увеличенной в 6 раз) стенки трубы в начале обратного канала при различном положении раструба в зависимости от скорости потока. Для каждой кривой дается среднее по скорости значение частоты f колебаний в Гц. Как видно, лучшим вариантом расположения раструба, приведшим при $V = 35$ м/с к уменьшению амплитуды в 5 раз по сравнению с первым, оказался вариант, когда раструб выдвинут от начала диффузора в сторону коллектора на 850 мм, но качество трубы снизилось до значения $K = 1.2$ по сравнению со случаем $h = 0$, когда $K = 1.6$. Выдвижение раструба к коллектору на еще большее расстояние привело к значительному падению качества трубы, поэтому исследования при большем выдвижении раструба не производились. Уменьшение вибрации посредством установки раструба оказалось недостаточным, к тому же качество трубы уменьшилось, вследствие этого был применен известный

способ уменьшения вибрации за счет перфорации стенок диффузора. Отверстия в стенке диффузора были сделаны последовательно в четырех сечениях диффузора – по 12 отверстий в каждом сечении (в одном из вариантов в 3–м ряду было сделано 24 отверстия). Схема расположения отверстий показана на рис. 13. Отверстия 1–го ряда имеют размер 180х240 мм, отверстия последующих рядов – 90х240 мм. Суммарная площадь отверстий 1–го ряда составляет 16.4% площади выходного сечения коллектора. Суммарная площадь отверстий каждого из последующих рядов (при двенадцати отверстиях в 3–м ряду) равняется 8.2% площади выходного сечения коллектора. Измерения амплитуды и частоты вибраций стенки трубы производились при различном количестве рядов и отверстий в них. Одновременно исследовалось влияние перемещения раструба. Величины амплитуд вибраций в зависимости от скорости потока, а также качества трубы для некоторых характерных вариантов даны в табл. 4. Следует отметить, что частота колебаний стенок трубы почти не менялась от варианта к варианту и составляла в среднем 16–17 Гц.

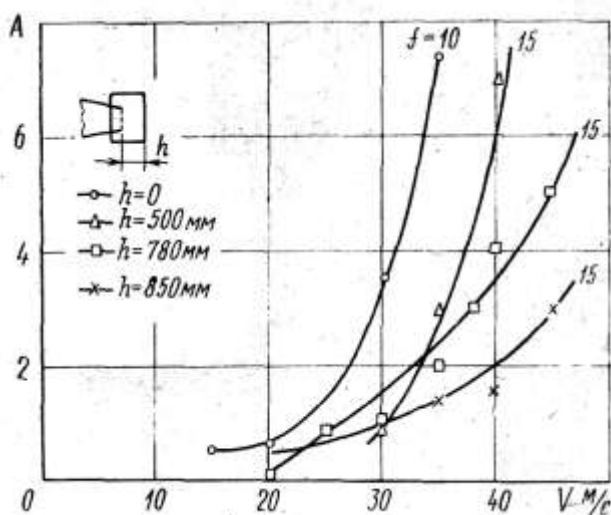


Рис. 12

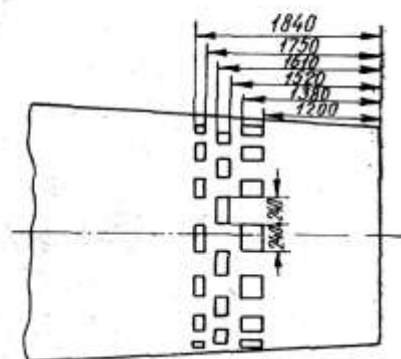


Рис. 13

Таблица 4

№ вар.	Количество отверстий				Расстояние переднего края раструба от среза диффузора	6А _{max} . мм (V=50 м/с)	К
	№ ряда						
	1	2	3	4			
6	12	—	—	—	400	1.9	1.77
12	12	12	—	—	400	1.9	1.86
14	12	12	12	—	300	1.0	1.81
15	12	12	12	—	400	1.1	2.00
17	12	—	12	—	400	1.4	1.96
19	12	12	12	—	500	1.5	1.83
21	12	12	24	—	400	1.5	1.80
27	—	12	24	—	400	2.0	1.87
31	12	12	23	12	400	3.0	1.82

Как видно из таблицы, лучшим вариантом оказался 15-й, с тремя первыми рядами отверстий по 12 отверстий в каждом ряду. Общая площадь всех отверстий составляет 33% площади выходного сечения коллектора. Расстояние переднего края раструба от среза диффузора равняется 400 мм. В этом варианте при наибольшей скорости потока ($V=50.5$ м/с) возникающие малые вибрации стенок трубы лишь в очень незначительной степени передаются стенам здания. Качество трубы $K=2$ оказалось наибольшим из всех рассмотренных вариантов (см.табл. 4). Вариант 15 принят как окончательный.

Поле скоростей очень хорошее. Степень турбулентности в рабочей части 1.22%.

ГЛАВА II. МИКРОМАНОМЕТРЫ

Всякое измеряющее устройство можно разделить на две части: приемную и регистрирующую. Приемными устройствами для измерения давления в потоке обычно являются насадки, трубки Пито, трубки Прандтля, цилиндрические и шаровые зонды и другие приборы. Регистрирующими устройствами являются различного рода манометры.

Величины давлений, измеряемых при выполнении аэродинамических экспериментов, меняются в очень широких пределах, почти от полного вакуума до давлений в несколько атмосфер. Ни один манометр не может работать во всем диапазоне измеряемых давлений с достаточной степенью точности. Поэтому каждый прибор применяется для измерения давлений в ограниченном интервале.

Огромное разнообразие условий, при которых работают различные измерители, делают невозможным создание универсального измерителя давлений, поэтому конструктивное оформление их чрезвычайно разнообразно, и дать описание существующих типов манометров не представляется возможным.

Большинство манометров применяются для измерения разности давлений. Абсолютное давление, т. е. давление, отнесенное к полному вакууму, определяется через атмосферное давление, обычно измеряемое барометром.

При современных экспериментальных исследованиях все указанные приборы находят применение, но в обычных аэродинамических измерениях наибольшее распространение получили жидкостные микроманометры. В этой главе дано описание наиболее распространенных жидкостных микроманометров. Пределы измеряемых давлений зависят от конструкции прибора и от физических характеристик, главным образом, удельного веса используемых жидкостей.

Чувствительность микроманометра будем определять размерной величиной, равной отношению величины отсчета на шкале прибора H в мм, соответствующей величине измеряемого давления h в мм водяного столба, т.е. $K = H/h$ мм/мм вод. ст.

Для малочувствительных приборов значение K меньше единицы, а для высокочувствительных, как будет показано далее, величина K достигает 100 и более.

Так как все нами описываемые микроманометры работают на тех же принципах, что и обычная U-образная трубка, то и главу эту начнем с описания U-образной трубки.

1. U-образная трубка

Наиболее простым типом манометра являются U-образная трубка, заполненная жидкостью (рис. 14). Разность давлений Δp , измеряемая U-образной трубкой и выраженная в Н/м², определяется формулой:

$$\Delta p = \gamma_1 h = \gamma H \quad \text{или} \quad h = \frac{\gamma}{\gamma_1},$$

где H – разность уровней в коленях трубки, отсчитываемая по вертикали в м, γ и γ_1 – удельные веса жидкости, заполняющей трубку, и воды в Н/м³.

Чувствительность обычной U-образной трубки определяется, как видно, из предыдущей формулы:

$$K = \frac{H}{h} = \frac{\gamma_1}{\gamma}$$

обратной величиной удельного веса или так называемым удельным объемом манометрической жидкости. При заполнении трубки ртутью $K=0.07$, а для спирта $K = 1.25$.

В зависимости от величины измеряемой разности давлений U-образную трубку заполняют жидкостью с разным удельным весом.

Обычно в качестве жидкости, заполняющей манометры, используется вода, но кроме нее широко используется спирт и ряд других веществ, часть из которых помещена в табл. 5.

Таблица 5

Вещество	Удельный вес при 15 ⁰ С, Н/м ³
Вода	9797
Спирт	7846
Ртуть	133000
Керосин	8532
Хлороформ	14510

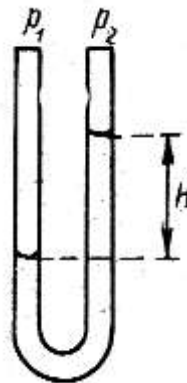


Рис. 14

Керосин и хлороформ употребляются, как правило, с водой. При употреблении воды следует учесть, что она обладает значительным поверхностным натяжением: в трубке, диаметр которой равен d мм, вода, вследствие капиллярности, поднимается на высоту h в мм

$$\Delta h = -\left(\frac{32.26}{d} - \frac{1}{6}d\right). \quad (4)$$

Для спирта поверхностное натяжение меньше воды и Δh равно:

$$\Delta h = -\left(\frac{12.9}{d} - \frac{1}{6}d\right). \quad (5)$$

Поверхностное натяжение ртути уменьшает истинную высоту столба, в то время как вода спирт ее увеличивают. Для ртути Δh будет:

$$\Delta h = \left(\frac{6.45}{d} - \frac{1}{3}d\right). \quad (6)$$

На величину и форму мениска существенно влияют степень чистоты стенок трубки и температура жидкости. Из формул (4) – (6) очевидно, что для правильности отсчета необходимо, чтобы внутренний диаметр трубки был строго одинаков, так как в противном случае высота мениска из-за поверхностного натяжения будет иметь различные значения по высоте трубки.

Для увеличения точности отсчета U-образная трубка иногда снабжается ползушкой с нониусом. Для устранения параллакса ползушки снабжены стеклянными трубочками, на которых сделаны круговые риски. Отсчет

делается в тот момент, когда плоскость, проведенная через круговые риски, коснется мениска. U-образная трубка монтируется на доске, снабженной отвесом и регулировочными винтами для установки трубки в вертикальном положении.

2. Микроманометры с вертикальными шкалами

Чтобы избежать необходимости делать отсчет по двум менискам, одно из колен U-образной трубки должно быть значительно шире другого (рис. 15), так что изменением уровня в широкой трубке и соответствующей поправкой на высоту мениска можно пренебречь.

При особо точных измерениях изменение уровня жидкости в широком колене можно легко учесть. Обозначив площадь поперечного сечения широкого колена через S_1 , а площадь поперечного сечения узкого колена через S_2 , получим, что изменение уровня в широком колене ΔH (рис. 15) и перемещение мениска в узком колене H связано следующей формулой:

$$S_1 \Delta H = S_2 H$$

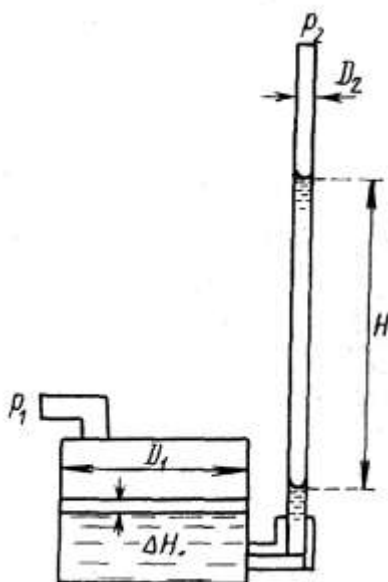


Рис. 15

Измеряемая разность давлений будет

$$h\gamma_1 = (p_1 - p_2) = (\Delta H + H)\gamma$$

или

$$p_1 - p_2 = H(1 + n^2)\gamma, \quad (7)$$

где n – равно отношению диаметров узкого и широкого колен. Следовательно, чем меньше величина n , тем больше оснований для пренебрежения этой поправкой (см. формулу (7)).

В 1921 году Л.Прандтль предложил усовершенствованную конструкцию микроманометра. Преимущество этого микроманометра заключается в

применении оптического приспособления с нониусом для точного отсчета положения мениска в узком колене.

Микроманометр Л.Прандтля состоит в основном из бачка и жестко связанной с ним стеклянной трубки. Параллельно трубке укреплена стойка с миллиметровыми делениями и зубчатой рейкой. По рейке с помощью колеса перемещаются каретка, несущая оптическое приспособление для наблюдения мениска, зеркало, нониус и лупа для отсчета по нониусу. Последняя укреплена на двух шаровых шарнирах так, что можно рассмотреть любое место нониуса. При помощи этой лупы отмечается положение мениска с точностью до 0.05 мм.

Отсчет производится следующим образом: каретку ставят в такое положение, чтобы наблюдаемый через оптическое приспособление мениск соприкоснулся с его перевернутым отображением в зеркале.

Если приходится измерять среднюю величину пульсирующего давления, то можно при помощи особого крана включать демпфирующие приспособления, состоящие из системы капилляров. В качестве заполняющей жидкости употребляется неподкрашенный спирт–ректификат. Наличие оптического приспособления позволяет измерять разности давлений в весьма широких пределах – от 4 до 200 мм водяного столба с погрешностью, не превышающей одного процента.

Недостаток микроманометра Л.Прандтля состоит в том, что требуется сравнительно много времени для производства отсчета, что, помимо прочего, утомительно для глаз. Неудобства усугубляются, когда приходится одновременно снимать показания нескольких приборов.

Так как у микроманометра Прандтля $n^2=0.0064$, то поправка на изменение уровня в баке равна 0.6% и при точных измерениях ее следует учитывать.

Чувствительность микроманометра с вертикальной шкалой определяется величиной:

$$K = \frac{1}{1 + n^2}.$$

Так как значение n обычно невелико, то чувствительность таких приборов мало отличается от единицы.

Большое распространение получили микроманометры, в которых увеличение точности отсчета положения мениска достигается не с помощью оптического, или других приспособлений, а применением конструкции с наклонными трубками.

3. Микроманометры с наклонными трубками

Принципиальная схема микроманометра с наклонной трубкой приведена рис. 16.

Увеличение чувствительности и точности отсчета достигается тем, что вертикальный столб жидкости H , соответствующий измеряемой разности

давлений ($p_1 - p_2$), заменяется наклонным столбом A , причем $A = H / \sin \alpha$. Обычно $\sin \alpha$ называют масштабом микроманометра и обозначают буквой m .

Очевидно, что угол α должен быть тем меньше, чем меньше разность давлений, подлежащая определению. Зависимость между отсчетом на трубке микроманометра A и измеряемым давлением выражается следующим образом:

$$p_1 - p_2 = (A - a) \gamma m, \quad (8)$$

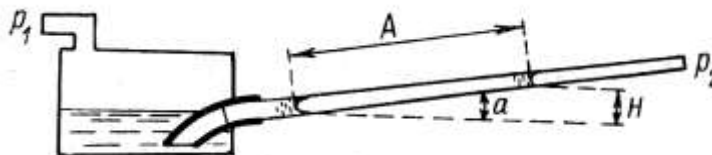


Рис. 16

где a — начальный отсчет по трубке.

Диаметр трубки микроманометра должен быть порядка 3–4 мм, так как при более узких трубках сильно сказывается влияние капиллярных сил, а при более широких трубках положение отсчета неопределенно вследствие большой протяженности. Чувствительность микроманометра с наклонной шкалой равна $K = 1 / \gamma m$.

Для данной манометрической жидкости чувствительность зависит только от величины масштаба и для $\gamma = 0.8$ составит:

m	1	0.25	0.2	0.1	0.04
K	1.25	2.5	6.3	12.5	31.2

Практически микроманометры такого типа выполняются в виде приборов самых разнообразных конструкций. Здесь опишем только два прибора, а именно — микроманометр типа ЦАГИ и микроманометр аэродинамической лаборатории Ленинградского политехнического института имени М.И.Калинина. Микроманометр ЛПИ (рис. 17) состоит из бачка 2 и присоединенной к нему измерительной трубки 3. Эта трубка может вращаться вокруг поперечной оси и с помощью штифта и дуги 4 фиксироваться в определенных положениях. Положения эти соответствуют масштабам микроманометра: 0.5; 0.2; 0.1; 0.04.

Измерительная трубка 3 снабжена демпфером 1, который дает возможность производить измерений пульсирующих давлений. Весь прибор установлен на металлическом основании 5, горизонтальное положение которого обеспечивается установочными винтами 6 и уровнями 7.

Микроманометр заливается спиртом–ректификатом. Для облегчения расчета спирт подкрашивается фуксином (бактериологическим) или каким-либо другим веществом, не дающим в течение продолжительного времени осадка.

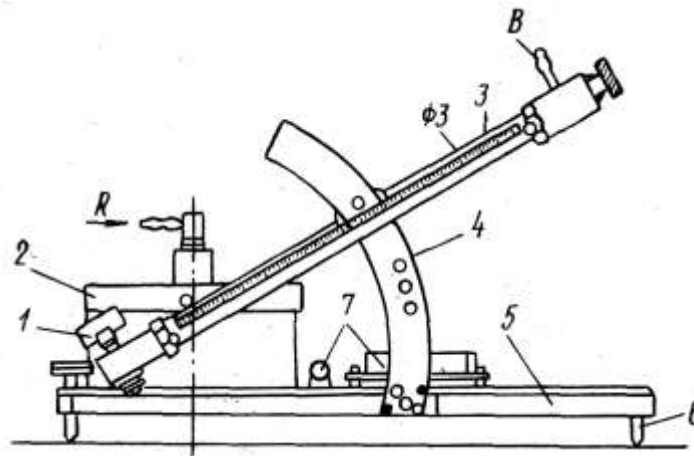


Рис. 17

Так как по миллиметровой шкале можно делать отсчет с точностью до 0.5 мм, то микроманометр дает возможность измерять давления от 2 мм вод. ст. с точностью до 1%. В микроманометре ЛПИ $n^2 = 0.0009$, т.е. изменение уровня спирта в бачке микроманометра можно не учитывать, ибо поправка меньше 0.1%.

Ввиду того, что трубка не строго прямолинейна и сечение ее по длине может быть непостоянным, а также потому, что отверстие в дуге не всегда просверлено достаточно точно, прибор необходимо тарировать. Остальные конструкции микроманометров с поворачивающейся трубкой не отличаются существенно от описанной.

Микроманометр ЦАГИ (см. рис. 18) отличается от перечисленных конструкций тем, что измерительная трубка скреплена с баком неподвижно. Наклон трубки производится вращением бака 1 в обойме 2. Такая конструкция дает возможность избежать пробки в месте соединения трубки с баком (рис. 18). Масштабы микроманометров ЦАГИ: 0.5; 0.250; 0.125. Формула (8) не учитывает изменение уровня жидкости в бачке микроманометра.

Разность давлений, измеряемая микроманометром при любом наклоне с учетом изменения уровня высоты жидкости в бачке прибора, определяется по формуле:

$$p_2 - p_1 = [(A - a)m + \Delta H]\gamma. \quad (9)$$

Пользуясь теорией погрешности, нетрудно определить относительную ошибку δ , имеющую место при использовании формулы (9).

Она будет равна

$$\delta = \frac{\Delta(p_2 - p_1)}{p_2 - p_1} = \frac{\Delta[\gamma(A - a) \sin \alpha + (\Delta H \gamma)]}{p_2 - p_1} \quad (10)$$

или, так как приближенно

$$p_2 - p_1 = \gamma(A - a)m,$$

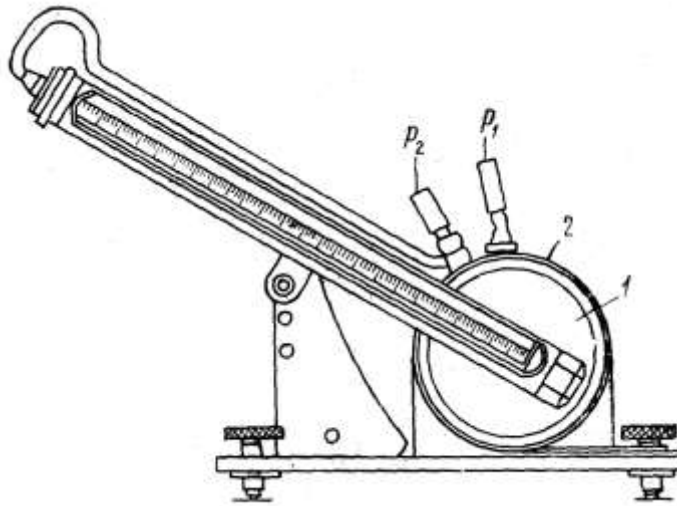


Рис. 18

то

$$\delta = \frac{\Delta[\gamma(A-a)m + \gamma(\Delta H)]}{\gamma(A-a)m}, \quad (11)$$

но

$$\frac{\Delta[\gamma(A-a)m]}{\gamma(A-a)m} = \frac{\Delta\gamma}{\gamma} + \frac{\Delta(A-a)}{A-a} + \frac{\Delta m}{m}.$$

Тогда, очевидно, относительная погрешность микроманометра будет складываться из относительных погрешностей:

1) измерения удельного веса спирта $\delta_c = \Delta\gamma / \gamma$;

2) отсчета по шкале микроманометра $\delta_m = \frac{\Delta(A-a)}{A-a}$;

3) измерения угла наклона микроманометра $\delta_n = \Delta m / m$;

4) погрешности, связанной с изменением уровня в бачке микроманометра,

$$\delta_\gamma = \frac{\Delta(\Delta H)}{(A-a)m}.$$

Следовательно,

$$\delta = \delta_c + \delta_m + \delta_n + \delta_\gamma. \quad (12)$$

Величина удельного веса спирта определяется обычным поплавковым ареометром с точностью до 0.0001 г/см^3 , и тогда для спирта, удельный вес которого колеблется в пределах от 0.800 до 0.820 г/см^3 , относительная погрешность при определении удельного веса спирта будет:

$$\delta_c = \frac{\Delta\gamma}{\gamma} = \frac{0.001}{0.8} = 0.125\%.$$

Очевидно, что величина не зависит от прибора, которым измеряется давление.

Относительная погрешность измерения показания шкалы микроманометра зависит от самой величины $A - a$ и от точности отсчета. При обычной миллиметровой шкале без каких-либо оптических приспособлений точность отсчета будет в лучшем случае 0.2, а в худшем 0.5 миллиметра. При наличии оптических приспособлений для отсчета демпфера, гасящегося колебания столба спирта, ошибка при определении показаний микроманометра не будет более 0.05 миллиметра. При пользовании микроскопом можно достигать точности до 0.01 миллиметра и даже выше. Следовательно, относительная погрешность при непосредственном измерении показаний микроманометра будет изменяться в пределах от $\frac{0.01}{A - a}$ до $\frac{0.5}{A - a}$ и будет тем меньше, чем больше длина трубки микроманометра, заполняемой при измерении давления спиртом.

Относительная погрешность определения угла наклона трубки, включая ошибки на неточность установки и уровня, не превышает для хороших приборов 0.2%, и, следовательно,

$$\delta = \frac{\Delta(\sin \alpha)}{\sin \alpha} \approx 0.2\%. \quad (13)$$

Относительная погрешность, возникающая из-за перемещения уровня жидкости в бачке микроманометра,

$$\delta_y = \frac{\Delta(\Delta H)}{(A - a)\sin \alpha} = \frac{S_2}{S_1} \frac{1}{\sin \alpha}. \quad (14)$$

Величина S_2/S_1 постоянна для каждого микроманометра и равна для прибора типа ЦАГИ 0.0014; для прибора типа Прандтля 0.0064; для прибора типа ЛПИ 0.0009.

Для вертикального положения шкалы микроманометра относительная погрешность δ_y будет определяться полностью величиной S_2/S_1 , так как в этом случае $\sin \alpha = 1$.

По мере уменьшения наклона шкалы микроманометра $\sin \alpha$ будет убывать, а относительная погрешность расти. Величина этой погрешности в процентах для микроманометра ЦАГИ и ЛПИ представлена в табл. 6.

Таблица 6

Тип минометра	S_2/S_1	Относительная погрешность					
ЦАГИ	0.0014 {	$\sin \alpha$	1	0.5	0.25	0.125	-
		$\delta_y \%$	0.14	0.29	0.57	1.14	
ЛПИ	0.0009 {	$\sin \alpha$	1	0.5	0.2	0.1	0.04
		$\delta_y \%$	0.09	0.18	0.45	0.90	2.25

Очевидно, что приборы с очень малыми уклонами $\sin\alpha < 0.05$ весьма неточны. Так, при $S_2/S_1=0.001$ прибор, у которого $\sin\alpha=0.02$ будет иметь только погрешность δ_y , равную 5%.

После вышеприведенного анализа расчета относительной погрешности δ по формулам (10)–(14), нетрудно определить относительную погрешность любого микроманометра в процентах.

Так, считая $\delta_c = 0.125\%$ и $\delta_n = 0.15\%$, получим, что:

$$\delta = \frac{\Delta(p_2 - p_1)}{p_2 - p_1} \leq \left(0.275 + \frac{\Delta(A - a)}{A - a} 100\% + \frac{S_2}{S_1} \frac{100}{\sin \alpha} \right). \quad (15)$$

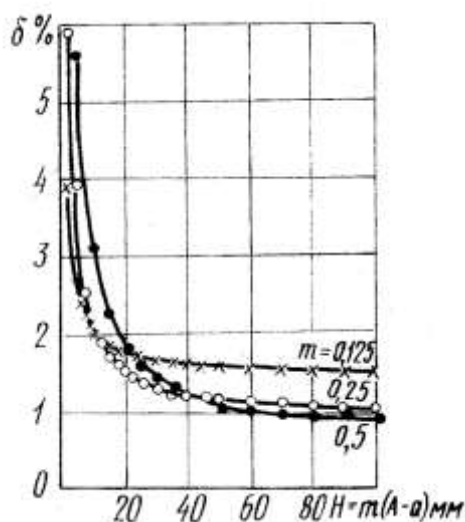


Рис. 19

На рис. 19 построены графики для определения относительной погрешности микроманометра ЛПИ. По оси абсцисс отложена измеряемая величина в мм вод. ст., а по оси ординат — относительная погрешность в процентах для различных наклонов шкалы микроманометра (δ рассчитана по формуле (15)).

Из рассмотрения кривых видно, что при измерении давлений до 1 мм вод. ст. погрешности велики и наименьшие — для наклона $m=0.04$; при h от 1 до 2 мм вод. ст. наименьшие погрешности будут при $m=0.1$; при h от 2 до 12 мм вод. ст. наилучшим будет $m=0.2$ и т. д. С уменьшением измеряемой величины уменьшается наклон микроманометра, имеющий наименьшие относительные погрешности.

4. Тарировка микроманометров

Как уже указывалось, наиболее распространенные и удобные при обычных аэродинамических измерениях манометры с наклонной трубкой и непосредственным отсчетом не являются абсолютными приборами и нуждаются в тарировке.

Тарировку микроманометров можно осуществлять тремя способами:

- Сравнением показаний тарируемого микроманометра и эталонного прибора при параллельном их присоединении к общему источнику разности давления (сравнительный метод).
- Сравнением показаний тарируемого микроманометра с известным давлением, подаваемым на микроманометр (абсолютный метод).
- Измерением перемещений мениска в трубке при наливании жидкости в бак (способ сообщающихся сосудов).

Сравнительный метод. Этот метод тарировки наиболее прост, но дает надежные результаты только при соблюдении особых предосторожностей. Схема соединения приборов показана на рис. 20 и настолько проста, что не требует никаких пояснений.

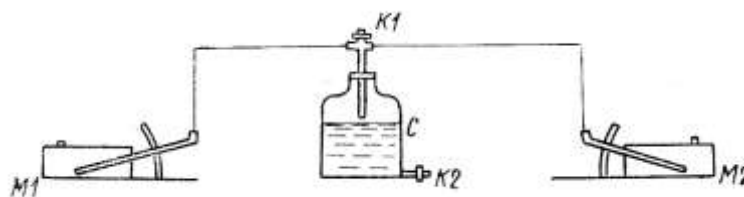


Рис. 20

Тарировка производится следующим образом: действуя кранами $K1$ и $K2$, наблюдатель создает в сосуде C общее для обоих приборов разрежение и в нужном положении закрывает краны. Когда уровни жидкости в трубках микроманометров устанавливаются, записывают показания обоих приборов – эталонного и градуируемого.

Так как при такой схеме в приборах образуются небольшие замкнутые объемы воздуха, то даже незначительные изменения температуры воздуха, случайные изменения давления из-за сквозняка, открывания дверей и т. д. могут изменять показания микроманометров. Влияние случайных изменений давления можно исключить, если соединить баки приборов резиновой трубкой, снабженной краном. Кран нужно закрывать сразу после создания разрежения в сосуде C , и таким образом отделить приборы от атмосферы. Для уменьшения влияния колебаний температуры тарировку желательно проводить в изолированном помещении, вдали от печей и отопительных батарей. Желательно также отделить приборы от наблюдателя стеклянным экраном.

Абсолютный метод. Схема присоединения тарируемого микроманометра к источнику с известным давлением изображена на рис. 21, где M – микроманометр; C – сосуд с жидкостью; B – колокол; $C1$ – сосуд для измерения давления в микроманометре под напором; B – весы; $K1$ и $K2$ – краны. Тарировка производится в следующем порядке.

С помощью кранов $K1$ и $K2$ в трубке микроманометра и под колоколом B создается некоторое разрежение, уравниваемое на весах грузом $G - G_0$. Вес колокола и его начальная Архимедова сила предварительно уравновешены грузом G_0 .

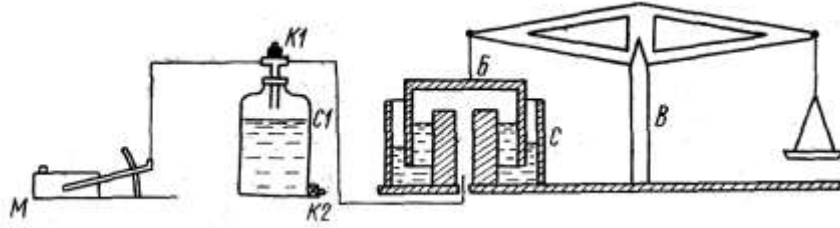


Рис. 21

Если не учитывать гидростатических сил, действующих на колокол, то разрежение

$p_a - p_0$ будет равно $\frac{G - G_0}{F}$ где F – площадь дна колокола (внутренняя).

Учет гидростатических сил дает следующее выражение для $p_a - p$:

$$p_a - p = \frac{G - G_0}{F \left(1 + \frac{F_1}{F} \frac{\Delta F}{F_1 + F_2} \right)}, \quad (16)$$

где F_1 – площадь поверхности воды под колоколом; F_2 – площадь поверхности воды вне колокола; ΔF – площадь поперечного сечения стенок колокола.

Формула (16) выводится следующим образом. Напишем условие равновесия колокола в начальном положении:

$$G_0 = G_K - \gamma h_0 \Delta F, \quad (17)$$

где G_K – вес колокола; h_0 – глубина погружения колокола в начальном положении; γ – удельный вес воды.

Условие равновесия колокола в рабочем положении (рис. 22) запишется в виде:

$$G = G_K + (p_a - p)F - (h_0 - h_2)\gamma \Delta F. \quad (18)$$

Подставляя (17) в (18), получим

$$G - G_0 = (p_a - p)F + h_2 \gamma \Delta F. \quad (19)$$

Далее из условия равновесия столба жидкости, поднявшегося под колоколом, будем иметь

$$(h_1 + h_2)\gamma = p_a - p \quad (20)$$

и из условия сохранения объема жидкости

$$F_1 h_1 = h_2 F_2 \quad (21)$$

Исключая из равенства (19), (20) и (21) h_1 и h_2 , найдем

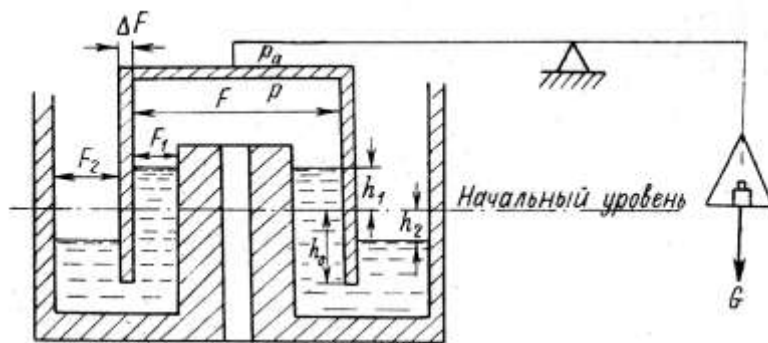


Рис. 22

$$G - G_0 = (p_a - p)F + (p_a - p) \frac{F_1}{F_1 + F_2} \Delta F,$$

откуда легко получить (16). А так как, с другой стороны $p_a - p = m(A - a)\gamma_c$, то получаем формулу для определения m :

$$m = \frac{G - G_0}{(A - a)\gamma_c F \left(1 + \frac{F_1}{F} \frac{\Delta F}{F_1 + F_2} \right)}. \quad (22)$$

Определенные значения m по формуле (22) учитывают также влияние капиллярности и кривизны трубки микроманометра.

Гидростатический метод. В бачок микроманометра вливают определенное количество жидкости. Объем влитой жидкости Q определяется либо точной мензуркой, либо взвешиванием. В последнем случае необходимо определить с достаточной точностью удельный вес жидкости. Далее вычисляют изменения уровня жидкости в баке H по сравнению с начальным положением, исходя из величины площади поперечного сечения бака S : $H = Q/S$.

Вливая различные объемы жидкости, получим ряд значений H . Сравнивая H с перемещением мениска спирта в трубке, получим значения масштабов m микроманометров при различных наклонах: $m = \frac{H}{A - a}$.

Этот метод пригоден для тарировки на больших наклонах.

5. Общие указания при работе с микроманометрами

Перед началом работы следует проверить герметичность микроманометра. Наиболее просто это можно сделать следующим образом: в баке прибора создают повышенное давление, которое поднимает уровень спирта в трубке, предварительно приведенной в вертикальное положение. Закрыв отверстие штуцера трубки, нужно проследить за положением уровня спирта: если уровень не спускается, то трубка исправна. Аналогичным образом проверяется бачок.

Перед началом работы следует также проверить, нет ли в спирте пузырьков воздуха. Их присутствие легко обнаружить наклоном бачка в

сторону трубки так, чтобы спирт дошел до последнего деления шкалы. Обнаруженные пузырьки можно устранить, перемещая мениск взад и вперед вдоль по трубке.

Для присоединения манометра к источнику давления применяются резиновые шланги. Перед измерениями следует присоединить шланг к штуцеру трубки микроманометра и проверить его на герметичность.

Рекомендуется применять эластичные толстостенные шланги (толщина стенок 2–3 мм). Следует обратить внимание на состояние шлангов в местах присоединения к штуцерам приборов. Резина в этих местах напряжена и иногда лопаётся. В таких случаях нужно аккуратно срезать поврежденную часть шланга и произвести соединение заново. Необходимо также следить за тем, чтобы в шлангах не было капелек воды или спирта. Новые, еще не бывшие в употреблении шланги нужно просушить и продуть насосом. Если во время работы залило микроманометр и есть опасение, что спирт попал в соединительные шланги, то схему надо разобрать, шланги сильно продуть насосом и просушить.

Если в рабочем помещении температура непостоянна, то шланги, идущие к одному и тому же микроманометру, прокладывают таким образом, чтобы они находились при одной и той же температуре.

ГЛАВА III. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТЕЙ И ДАВЛЕНИЙ В ПОТОКАХ

Из всех измерений, производимых в экспериментальной механике жидкостей и газов, измерения скоростей и давлений являются наиболее важными и наиболее широко применяемыми. Существует очень много исследований, посвященных разработке различных методов измерения скоростей и давлений, создано огромное количество конструкций приборов для таких намерений.

Из всех методов, применяемых к практике для измерения скоростей, укажем на следующие:

Механический, при котором используются приборы типа вертушек, анемометров, доска Вильда и пр. В основе этого метода лежит непосредственное механическое воздействие потока на приемный элемент прибора;

Пневматический, в котором применяется большое число различных насадков (трубки, цилиндрические и шаровые зонды и др.). В этих приборах принимающим и передающим элементом является некоторый объем жидкости или газа, а значение скорости вычисляется по величине измеренного давления;

Метод измерения *по скорости движения частиц среды или субстанции*, так называемый кинематический метод. Сюда надо отнести приборы, позволяющие определять скорость переноса ионизированных и тепловых облачков, освещенных и светящихся частиц и др.;

Способ определения скоростей по количеству тепла, снятого с приемника. К таким приборам надо отнести, прежде всего, различного вида термоанемометры;

Метод определения скоростей путем измерения давлений электрическими датчиками. Здесь используются пьезоэлектрические, индуктивные, емкостные, магнитострикционные и др. датчики;

Акустические, позволяющие определять потока по распределению звука в потоке;

Непосредственно оптические методы измерения.

Этот перечень не является исчерпывающим и приведен лишь для того, чтобы показать разнообразие существующих методов измерения.

Каждый из указанных способов имеет свои преимущества и недостатки. Выбор метода измерения зависит от особенностей поставленной задачи. Так, например, очевидно, что для измерения местных скоростей, быстро изменяющихся во времени, нельзя использовать приборы, работающие по первым трем способам. Акустический и оптический методы наиболее эффективны при изучении потоков со сверхзвуковыми скоростями. Кинематический метод может с успехом применяться как абсолютный метод при тарировке приборов.

Среди применяющихся в практике различных методов определения скоростей и давлений наибольшее значение в экспериментальной аэродинамике имеет так называемый «пневматический» способ, который основан на измерении давления в определенных точках на поверхности измерительных приборов, внесенных в поток. Такие приборы называют насадками или зондами.

Основное требование к ним заключается в том, что возмущения, создаваемые внесенным в поток прибором, должны быть малы. Так как для данного насадка размеры области возмущения (т. е. области, вне которой поля скоростей давлений мало отличаются от имеющих место при отсутствии прибора) находятся в прямой зависимости от размеров прибора, то указанное условие сводится обычно к требованию уменьшения отношения размеров (поперечного сечения) прибора к размерам поперечного сечения потока.

1. Измерение давлений на поверхности тел

При определении давления нужно различать два случая: определение давлений, возникающих на поверхности твердых тел при обтекании их потоком (внешняя задача) или на поверхности стенок русла, в котором течет жидкость (внутренняя задача); определение давления в точках, расположенных в потоке, т. е. давления в точках движущейся жидкости.

Измерение давления осуществляется с помощью дренирования стенок канала или обтекаемого твердого тела. Для получения надежных результатов при дренировании тел следует соблюдать следующие условия: 1) диаметр высверленного в стенке отверстия не должен превышать 1.5 мм; лучше всего следует делать отверстия диаметром 0.5 мм; 2) кромки отверстия

изготавливаются без выступов и заусениц; 3) ось измерительного отверстия должна быть нормальна к поверхности стенки.

Штуцер, через который давление передается на манометр, можно ставить на резьбе или пайке. Если из-за опасности деформации или недостаточной толщины стенок невозможно применить резьбу или пайку штуцера, то его можно крепить на обойме.

Для измерения давления в каналах с деревянными стенками или для изучения распределения давления по поверхности деревянных моделей следует врезать в деревянные поверхности шлифованные металлические пластинки достаточных размеров и в них сверлить измерительные отверстия. Если дерево крепкое или эксперименты непродолжительны, то штуцер для измерения давлений можно ставить без металлической пластинки.

В каждой точке поверхности измеряется не абсолютная величина давления, а разность его с атмосферным давлением или с давлением, имеющим место вдалеке от исследуемого тела p_1 . Для того чтобы кривую давления по поверхности тела сделать не зависящей от величины скорости, указанную разность давлений относят к величине скоростного напора невозмущенного потока $\rho \frac{V_1^2}{2}$. Эта безразмерная величина, называемая коэффициентом давления, равна:

$$\bar{p} = \frac{p - p_1}{\rho \frac{V_1^2}{2}}. \quad (23)$$

С помощью формулы (23) можно вычислить давление \bar{p} .

На рис. 23 представлены графики распределения безразмерного давления \bar{p} в точках на поверхности шара (а) и цилиндра (б) при различных числах Рейнольдса $Re = V_i D / \nu$.

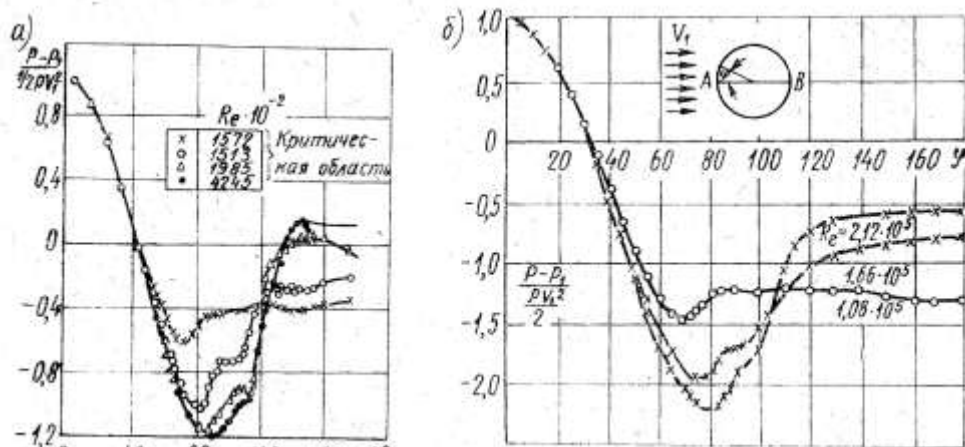


Рис. 23

В точке поверхности, где скорость равна скорости заторможенного газа, т. е. $V_I = 0$ (такая точка называется критической), давление p равно полному напору, а следовательно,

$$\overline{p}_{кр} = 1.0.$$

В точке, где величина давления p_i равна давлению невозмущенного потока, т. е. $p_i = p_I$, безразмерное давление $\overline{p} = 0$.

В лабораторной практике часто давление невозмущенного потока называют статическим давлением. На поверхности моделей, где давление меньше давления невозмущенного потока, \overline{p} – отрицательная величина.

При течении несжимаемой жидкости в аэродинамических трубах используют частный вид интеграла Бернулли, который устанавливает связь между давлением и скоростью для данной линии потока, а именно

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = p_0,$$

где p_0 – полный напор; p – давление в точке потока; $\rho V^2 / 2$ – скоростной напор.

Из рис. 23 видно, что цилиндр и шар могут быть использованы для измерения полного напора, давления и скорости движущейся жидкости.

2. Скоростная трубка Пито – Прандтля

Простейшим прибором для измерения скорости и давления в потоке газа или жидкости является скоростная трубка или трубка Пито–Прандтля. Применять её можно лишь тогда, когда известно направление скорости в том месте потока, где производится измерение. Измеряющий элемент трубки представляет собой длинный цилиндр–насадок с полусферическим носиком, прикрепленный к державке под прямым углом (рис. 24).

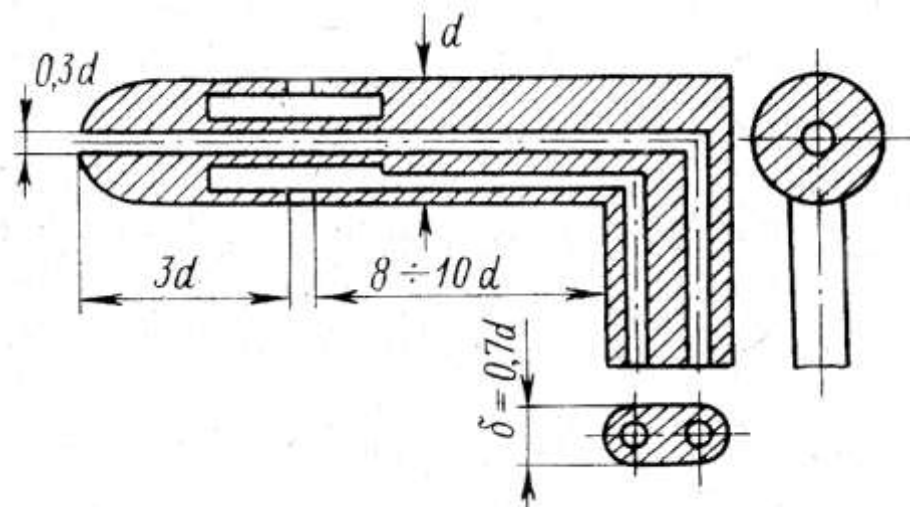


Рис. 24

На носике насадки имеется отверстие, называемое центральным, от которого внутри насадки и державки проведена тонкая трубка, соединенная

на конце державки со штуцером. Этот штуцер обозначают знаком плюс. На цилиндрической поверхности насадка, на некотором удалении от носика, в сечении, перпендикулярном к оси насадка, имеется кольцевая щель, которая соединена с другим штуцером на конце державки. Резиновыми шлангами штуцеры соединяются с микроманометрами. Таким образом, могут быть измерены давления на поверхности насадка около центрального отверстия и в месте расположения щели.

Насадок устанавливают в поток так, чтобы его ось была параллельна вектору скорости, а носик повернут навстречу потоку. В этом случае критическая точка совпадает с положением центрального отверстия и микроманометр, присоединенный к этому отверстию, показывает давление, равное полному напору p_0 . Допустим пока для простоты, что насадок обтекается стационарным потоком идеальной несжимаемой жидкости. Тогда имеет место интеграл Бернулли и вдоль линий тока, проходящих через критическую точку и идущих далее вдоль цилиндрической поверхности насадка, выполняется соотношение

$$p_0 = p + \frac{\rho V^2}{2}. \quad (24)$$

Если на поверхности насадка найти такое место, где давление p равно давлению невозмущенного трубкой потока, то, расположив в этом месте дренажное отверстие и измерив давление p , с помощью формулы (24) можем вычислить скорость

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_0 - p)}. \quad (25)$$

Особенности формы скоростной трубки позволяют найти такое расположение бокового отверстия, при котором давление, устанавливающееся в нем, очень близко к давлению в потоке, невозмущенном присутствием трубки.

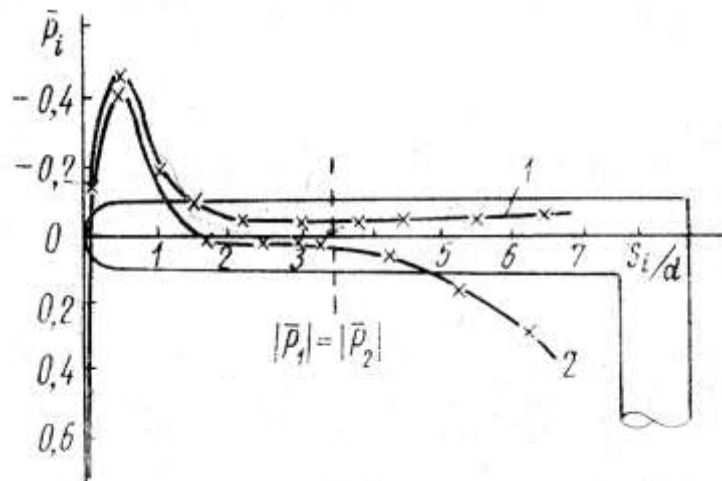


Рис. 25

Чтобы найти место расположения бокового отверстия, изготавливают макет насадка с державкой, и поверхность насадка дренируют вдоль линии, лежащей в плоскости, проходящей через оси насадка и державки. Часть линии дренажных отверстий, расположенную со стороны державки условно назовем нижней, а противоположную часть – верхней. На рис. 25 представлено распределение коэффициента давления \bar{p} вдоль верхней и нижней линий отверстий на одном из макетов скоростной трубки. Распределение этого коэффициента, измеренного по верхней линии, изображено графиком 1, а по нижней стороне графиком 2. Рис. 24 показывает, что наибольшие возмущения давления имеют место возле носика насадка, и в этой области кривые распределения давления практически совпадают. По мере удаления от носика возмущения уменьшаются, и давление приближается к давлению невозмущенного трубкой потока, но при этом оказывается, что давление на верхней линии несколько ниже давления p ($\bar{p} < 0$), а на нижней линии несколько выше. Увеличение давления на нижней линии объясняется тем, что державка подтормаживает поток, его скорость уменьшается, а давление в соответствии с теоремой Бернулли увеличивается. Найдем теперь такое сечение насадка плоскостью, перпендикулярной его оси, в котором избыток давления на нижней линии равен недостатку давления на верхней линии. Если в этом сечении на верхней и нижней сторонах насадка сделать отверстия и соединить их с одним манометром (рис. 26), то избыток и недостаток давления скомпенсируют друг друга, и манометр покажет давление, близкое к давлению невозмущенного потока. Практически, в найденном таким образом сечении делают не два, а несколько отверстий, или же, как это имеет место в трубках, применяемых в лаборатории аэродинамики ЛПИ, кольцевую щель.

Практика показывает, что для цилиндрического насадка с полусферическим носиком отношение длины насадка l к его диаметру d должно быть $\approx 8-10$, а расстояние щели $x_{отв}$ от носика примерно $3d$.

Таким образом, скоростная трубка позволяет измерить полный напор p_o , давление p и скорость V . Теоретически трубку можно сделать бесконечно малой и, следовательно, измеренные ею величины p , p_o и V будут соответствовать той точке потока, где находится трубка.

Однако при воплощении рассмотренной теоретической схемы в конкретный измерительный прибор и при измерениях возникает ряд отклонений от исходной схемы, которые должны быть устранены, компенсированы или учтены, чтобы прибор функционировал в соответствии с принятой схемой. Ниже рассмотрены некоторые причины отклонений и способы их учёта.

Влияние размеров насадка. Реальный насадок всегда имеет конечные размеры и эти размеры должны быть во много раз меньше характерных размеров потока, в котором производятся измерения. Точнее, изменения скорости потока в пределах длины и толщины насадка должны быть малыми, чтобы фактически существующее распределение скоростей и давлений в

области, занятой насадком, можно было заменить некоторым их средним значением, именно тем, которое показывает насадок.

Вопрос о допустимых размерах трубки следует решать для каждого конкретного экспериментального исследования.

В некоторых случаях, когда требуется получить особенно точные результаты, влияние размеров трубки можно исключить следующим приемом. Одни и те же измерения производить несколькими геометрически подобными трубками, но разных размеров (от более крупных до возможно малых). Затем строить графики показаний трубок в зависимости от их размеров и экстраполировать графики на нулевые размеры трубки. Этот прием позволяет устранить влияние размеров трубки. Эффективность его зависит от многих причин и, в частности, от того, сколько и каких размеров выбраны трубки, какой вид имеют экстраполируемые кривые и т. д. Очевидно, что этот прием может быть применен для учета размеров не только скоростной трубки, но и других описываемых ниже измерительных приборов, таких как цилиндрический и шаровой зонды, микротрубка и т. д.

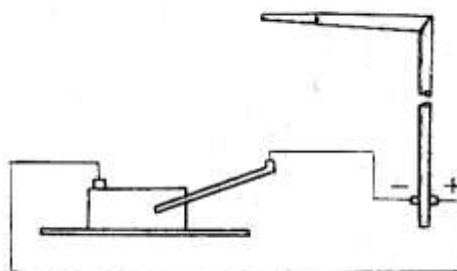


Рис. 26

Влияние угла поворота насадка на его показания. Для того, чтобы трубка давала правильные показания, ось насадка должна быть параллельна вектору скорости в данной точке потока. При этом положение критической точки будет совпадать с положением центрального отверстия на носике трубы. Однако заранее направление вектора скорости потока может быть известно лишь приблизительно. Поэтому важно знать, какая погрешность в измерениях V и p будет допущена, если ось насадка составит некоторый угол с вектором скорости. Чтобы установить это, скоростную трубку укрепляют на специальном поворотном устройстве с угломерным приспособлением и помещают насадок в центре рабочей части аэродинамической трубы, где вектор скорости параллелен геометрической оси трубы. Затем при угле α между вектором скорости и осью насадка скоростной трубки, равном нулю, измеряют давление p_0 и p и те же величины при других углах α . Значения p_0

и p , соответствующие $\alpha \neq 0$, обозначим $p_{0\alpha}$ и p_α . Величины $\frac{p_0 - p_{0\alpha}}{\rho V^2 / 2}$

(кривая 1); $\frac{p - p_\alpha}{\rho V^2 / 2}$ (кривая 2), представленные на рис. 27, строят в

зависимости от угла α . Графики типичных зависимостей, представленные на рис. 27, показывают, что для углов $\alpha \leq \pm 5^\circ$ показания скоростной трубки практически не зависят от угла α . Таким образом, при измерениях скоростной трубкой направление потока должна быть заранее известно с точностью $\pm 5^\circ$.

Обычно принимают, что точность замера давления насадком не должна быть ниже 1% величины скоростного напора. Угол отклонения насадка, при котором ошибка не превышает эту величину, называют углом нечувствительности. Для скоростной трубки описанного выше вида угол нечувствительности может быть сильно увеличен, если применять насадки с протоком, когда трубка для измерения давления p_a или отверстие для измерения давления помещаются внутри более широкой трубки-протока. На рис. 28, а показана трубка с протоком для измерения давления полного напора, а на рис. 28, б для измерения давления. Угол нечувствительности таких трубок увеличивается по сравнению с обычными трубками до $\pm 50 \div 60^\circ$.

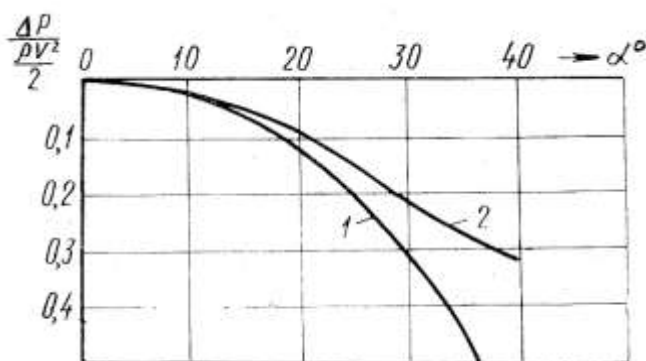


Рис. 27

Влияние вязкости на показания скоростной трубки. Теоретическая схема измерений скоростной трубкой построена в предположении, что насадок обтекается потоком идеальной жидкости. Однако воздух, в котором производятся измерения, обладает вязкими свойствами. Если обтекание насадка происходит с достаточно большой скоростью, то вязкие свойства воздуха проявляются лишь в очень тонком пограничном слое на поверхности насадка, а вне пограничного слоя течение жидкости можно считать потенциальным. Толщина пограничного слоя зависит от величины числа Re . Чем больше Re , тем более тонок пограничный слой. Если число Re , определенное по скорости набегающего потока и диаметру насадка, более 200, то пограничный слой на поверхности насадка оказывается настолько тонким, что практически не влияет на картину потенциального обтекания насадка. Давление поперек пограничного слоя не меняется, поэтому принятая выше теоретическая схема в этом случае останется в силе. Если же число Re менее 200, то при достаточно малых его значениях влияние вязкости на показания скоростной трубки оказывается очень большим. Зависимость показаний скоростной трубки от числа Re при малых его значениях подробно проанализирована ранее [4]. Для трубок, применяющихся в описываемых

далее лабораторных работах и при скоростях потока более $5 \div 10$ м/с, показания скоростных трубок практически не зависят от числа Re.

Тарировка скоростной трубки. Кроме перечисленных выше, существует еще много других факторов, вносящих погрешности в измерения скоростной трубкой. Чтобы учесть все эти погрешности, в формулу (25) вводят тарировочный коэффициент ξ , записывая эту формулу в виде

$$V = \xi \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_0 - p)} \quad (26)$$

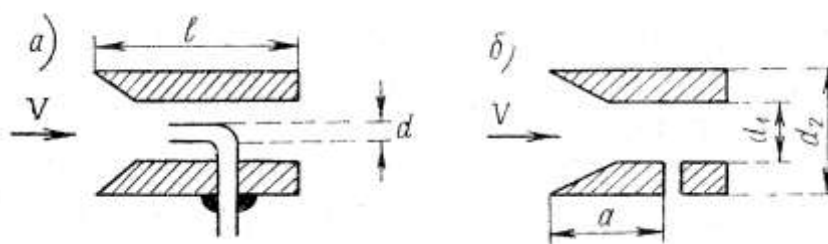


Рис. 28

Тарировочный коэффициент определяют, сравнивая измерения скорости V , произведенные с помощью данной трубки, с измерениями, сделанными каким-нибудь другим прибором, показания которого считаются достоверными. В лаборатории аэродинамики ЛПИ тарировку скоростной трубки производят, сравнивая её показания с показаниями эталонной скоростной трубки, для которой тарировочный коэффициент установлен в Палате мер и весов.

Испытуемую трубку устанавливают на оси аэродинамической трубы и производят замеры скорости и давления на нескольких режимах работы аэродинамической трубы. Затем на место испытуемой трубки ставят эталонную и на тех же режимах производят такие же замеры с помощью тех же манометров. Приравнивая значения скорости, вычисленные по формуле (26), при измерениях испытуемой и эталонной трубками, получают формулу для поправочного коэффициента

$$\xi_u = \xi \sqrt{\frac{(p_0 - p)_э}{(p_0 - p)_у}} = \xi_э \sqrt{\frac{A_{эм} - a}{A_u - a}}.$$

Поскольку измерения обычно производятся на нескольких режимах работы трубы, то для всех режимов нужно определить ξ_u и далее вычислить среднее значение ξ_u .

3. Измерение вектора скорости в плоском потоке. Цилиндрический зонд

В тех случаях, когда необходимо измерить не только величину давления и скорости, но и направление вектора скорости, скоростная трубка Пито–

Прандтля оказывается непригодной. Вообще говоря, приборов для измерения вектора скорости существует много. Одним из простейших является так называемый цилиндрический зонд, служащий для измерения давления и вектора скорости в плоском потоке. Плоским будем называть поток, в котором все векторы скоростей параллельны некоторой плоскости, которую далее будем называть плоскостью потока, причем во всех плоскостях, параллельных плоскости потока, распределения скоростей и давлений тождественны. Цилиндрический зонд (рис. 29) представляет собой тонкую длинную трубку 1, которая часто прикреплена соосно к другой более толстой и длинной трубке – державке 2 (см. рис. 29). На поверхности трубки 1 на некотором удалении от ее конца, имеются три небольших отверстия 3, расположенные в плоскости, перпендикулярной ее оси. Боковые отверстия расположены симметрично относительно центрального. Ось отверстия назовем радиус, проведенный в плоскости отверстий от оси трубки через середину отверстия. Углы между осями отверстий обычно составляют 40° .

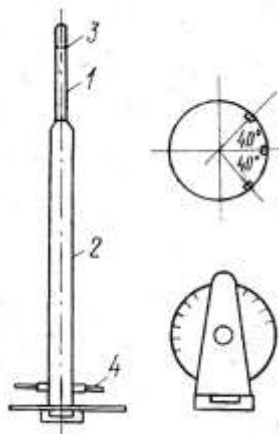


Рис. 29

Отверстия с помощью тонких трубок, проведенных внутри зонда, соединяются со штуцерами 4. С помощью резиновых шлангов, надетых на штуцеры, отверстия сообщаются с манометрами. Чтобы измерить направление вектора скорости в каком-то месте потока, зонд вводят в поток так, чтобы его ось была перпендикулярна плоскости потока. Положение плоскости потока должно быть известно заранее. Отверстия зонда помещаются в том месте, где следует произвести замер, причем отверстия должны быть со стороны набегающего потока. Затем зонд поворачивают относительно его продольной оси до тех пор, пока в боковых отверстиях давление не станет одинаковым, о чем можно судить по присоединенным к зонду манометрам. Если давления в боковых отверстиях одинаковы, то это значит, что цилиндр 1 обтекается потоком симметрично относительно оси центрального отверстия и, следовательно, вектор скорости направлен параллельно оси центрального отверстия. Отмечая направление оси центрального отверстия с помощью какого-нибудь угломерного приспособления, можно, таким образом, определить направление вектора

скорости. Вследствие симметрии обтекания зонда критическая точка совпадает с центральным отверстием, и манометр, присоединенный к этому отверстию, покажет полный напор p_a . Далее необходимо измерить или вычислить давление в не возмущенном зондом потоке p . На рис 23,б показано измеренное распределение коэффициента давления \bar{p} по поверхности цилиндра в плоскости перпендикулярно его оси в зависимости от угла φ при разных числах Re . Из рисунка видно, что распределение давления в лобовой части цилиндра практически не зависит от числа Re , и что при угле $\varphi \approx 30 \div 35^\circ$ коэффициент давления \bar{p} обращается в нуль, т. е. в этой точке давление на поверхности цилиндра равно давлению невозмущенного зондом потока. Если в точках $\varphi = \pm(30 \div 35^\circ)$ расположить боковые отверстия, то теоретически можно измерять давление p . Но, как видно на рис. 23, вблизи угла $\varphi = 30^\circ$ кривая \bar{p} очень круто идет вниз, поэтому ошибка в выборе положения отверстия повлечет значительную погрешность в определении давления. Практика показала, что боковые отверстия лучше отодвигать немного дальше от центрального отверстия и располагать их под углом $\varphi = \pm 40^\circ$ по отношению к центральному отверстию. Давление p в этом случае определяется расчетным путем. Даже если давление в боковых отверстиях одинаково, то вследствие небольших неточностей изготовления зонда центральное отверстие может быть несколько смещено относительно критической точки. Поэтому давление в центральном отверстии может уже не быть равным p_0 , и его величину обозначим

$$p_u = p + K_u \frac{\rho V^2}{2} \quad (27)$$

Здесь K_u – некоторый безразмерный коэффициент, учитывающий несовпадение давления p_u с p_0 . Точно так же для бокового отверстия можем формально записать

$$p_o = p + K_o \frac{\rho V^2}{2}. \quad (28)$$

Коэффициенты K_u и K_o учитывают ту долю скоростного напора $\rho V^2 / 2$, которую воспринимает отверстие при заданном его положении на поверхности цилиндра. Эти коэффициенты определяются тарировкой, но пока будем считать их заданными величинами. Если давления p_u и p_o измерены с помощью микроманометров, то из уравнений (27) и (28) найдем выражения для V и p , а именно

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{p_u - p_o}{K_u - K_o}}; \quad p = p_u - \frac{K_u}{K_u - K_o} (p_u - p_o). \quad (29)$$

Практически измеряется не абсолютная величина давления, а разность $p-p_a$, где p_a – давление в покое воздуха помещения, где производят опыты. Поэтому формулу для давления (29) следует переписать так:

$$p - p_a = (p_u - p_a) - \frac{K_u}{K_u - K_6} (p_u - p_6). \quad (30)$$

Разность давлений $p_u - p_6$, измеренная микроманометром с наклонной трубкой, равна

$$p_u - p_6 = m\gamma(A - a). \quad (31)$$

Разность $p_u - p_a$, измеренная другим микроманометром, соответственно равна

$$p_u - p_a = m_1\gamma(A_1 - a_1). \quad (32)$$

Тогда, учитывая (31) и (32), формулы (29), (30) можно записать в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} V &= \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{m\gamma(A - a)}{K_u - K_6}}; \\ p - p_a &= m\gamma(A_1 - a_1) - \frac{K_u}{K_u - K_6} m\gamma(A - a). \end{aligned} \right\} \quad (33)$$

В формулах (33) коэффициенты K_u и $K_u - K_6$ определяются с помощью тарировки путем сравнения показаний зонда с показаниями другого прибора, например эталонной скоростной трубки. Для этого в середину рабочей части аэродинамической трубы помещают эталонную скоростную трубку и присоединяют к ней манометр, измеряющий разность давлений

$$p_0 - p = m\gamma(A_{ск} - a_{ск}) \quad (34)$$

и давление в потоке

$$p - p_a = m'\gamma(A'_{ск} - a'_{ск}). \quad (35)$$

Скорость, измеренная скоростной трубкой и вычисленная по формуле (34), равна

$$V = \xi \sqrt{\frac{2}{\rho} m\gamma(A_{ск} - a_{ск})} \quad (36)$$

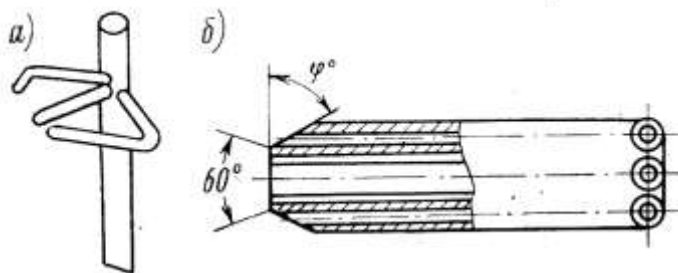
Далее вместо скоростной трубки устанавливается цилиндрический зонд, и на том же режиме работы трубы измеряют скорость и давление зондом. Приравняв величины $p - p_a$ и V , измеренные скоростной трубкой по формулам (35)–(36) и зондом, получим формулы для определения коэффициентов, а именно

$$K_u - K_6 = \frac{m\gamma(A - a)}{\xi^2 m_{ск} \gamma(A_{ск} - a_{ск})}; \quad (37)$$

$$\frac{K_u}{K_u - K_\phi} = \frac{m_1 \gamma (A_1 - a_1) - m' \gamma (A_{ск}' - a_{ск}')}{m \gamma (A - a)}. \quad (38)$$

С помощью формул (37), (38) вычисляются коэффициенты K_u и $K_u - K_\phi$. Цилиндрические зонды, применяющиеся в лаборатории аэродинамики ЛПИ, удобны для определения положения вектора скорости в том случае, когда плоскость потока вертикальна или отклонена от вертикали не более, чем на $40-50^\circ$. Для измерения углов в этом случае на торцевой части державки зонда имеется лимб, жестко соединенный с державкой, и рамка, поворачивающаяся относительно оси державки, с укрепленным на ней уровнем. При тарировке в аэродинамической трубе зонд располагают горизонтально и поворачивают вокруг оси до тех пор, пока давления в боковых отверстиях выравниваются. В этом случае ось центрального отверстия будет направлена горизонтально, поскольку в середине рабочей части аэродинамической трубы вектор скорости потока горизонтален. В этом положении устанавливают уровень горизонтально и против указателя на рамке считывают значение угла по лимбу. Это значение угла можно обозначить ϕ_0 . При измерениях в плоском потоке, плоскость которого вертикальна, ось зонда будет горизонтальной. Выровняв давление в боковых отверстиях лимба вращением зонда вокруг продольной оси, направим ось центрального отверстия параллельно вектору скорости. В этом положении зонда также снимем значение угла с лимба с помощью рамки и уровня. Значение этого угла пусть будет ϕ_1 . Тогда разность $\phi = \phi_1 - \phi_0$ будет представлять собой угол между вектором скорости и горизонтальной плоскостью. Когда нужно произвести измерения в потоке с горизонтальной плоскостью течения, ось зонда оказывается в вертикальном положении, и уровень не пригоден для отсчета углов. В этом случае для определения нулевого угла ϕ_0 необходимо делать специальную тарировку, т.е. в некоторой точке потока каким-то другим прибором нужно точно определить направление скорости потока, найти соответствующий угол ϕ_0 , и направление вектора скорости в других точках потока определять по отношению к заданному направлению.

Зонды для измерений в плоском потоке могут быть изготовлены в различных вариантах. Например, в виде хоботкового зонда (рис. 30, а) или трехканальной микротрубки (рис. 30, б). Последняя применяется в лаборатории аэродинамики для измерений скоростей в пограничном слое. Ширина носика L такой трубки около 3 мм, а толщина $H \approx 0.5$ мм.



4. Измерение вектора скорости в пространственном потоке. Шаровой зонд

Для измерения направления и величины скорости, а также давления в пространственном потоке можно пользоваться приборами, аналогичными тем, которые описаны в предыдущем параграфе, но имеющими не три, а пять приемных отверстий. Наиболее распространенным типом таких приборов является шаровой зонд (рис. 31).

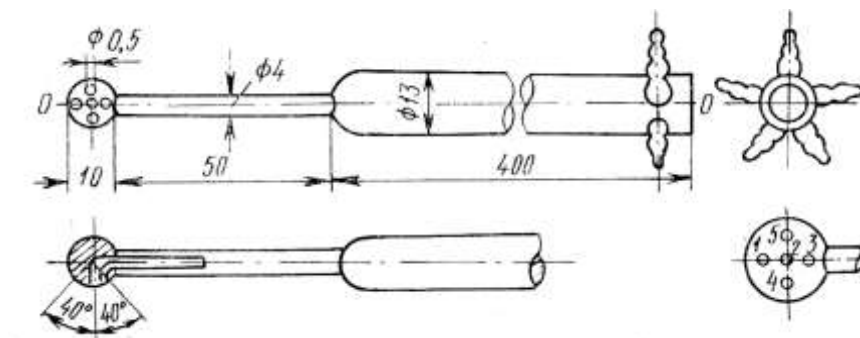


Рис. 31

Шаровой зонд представляет собой шарик с пятью отверстиями, просверленными в двух перпендикулярных друг к другу диаметральных плоскостях. Шарик помещен на цилиндрической державке так, как это показано на рис. 31. Угол между осями центрального и каждого из боковых отверстий составляет 40° . Каждое отверстие шарика соединяется тонкими трубками, проходящими внутри державки со штуцерами, имеющимися на противоположном конце державки. Обычно применяемые зонды имеют шарик диаметром 5–10 мм. Для измерений в щелях и зазорах и лаборатории аэродинамики ЛПИ изготавливались зонды с диаметром шарика 13 мм.

Принцип работы зонда основан на том, что в зависимости от направления потока, обтекающего шарик, в точках, где просверлены отверстия, будут устанавливаться некоторые давления. Эти давления могут быть измерены микроманометрами, присоединенными к штуцерам.

Определение направления скорости можно осуществить посредством поочередного вращения прибора в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях вокруг центра шарика. Вращение производится до тех пор, пока в каждой паре боковых отверстий 1, 3, и 4, 5 не установятся одинаковые давления. Тогда, очевидно, направление вектора скорости совпадает с осью центрального отверстия; точнее положение вектора скорости можно определить с помощью поправок, полученных тарировкой. Отсчет углов, определяющих положение вектора скорости в пространстве, производится по лимбам координатника. Величины скорости и давления вычисляются по формулам, аналогичным соответствующим формулам для двухмерных приборов. Изложенный способ измерения называется нулевым и является наиболее точным. Кроме того, он наиболее прост при обработке

экспериментальных данных. Большим недостатком данного способа является почти полная его неприменимость в условиях внутренней задачи, так как пришлось бы делать вырезы в стенках канала для перемещения державки прибора и координатника.

В другом методе углы, дающие положение вектора скорости в пространстве, находятся по показаниям манометров, присоединенных к боковым отверстиям *неподвижного* прибора. В этом случае необходима предварительная тарировка, т.е. установление связи между углами, величиной скорости и показаниями манометров. Тарировка приборов при такой методике измерений получается весьма сложной вследствие многозначности тарировочных кривых. Поэтому измерения скорости в трехмерном потоке неподвижными зондами практически не производится.

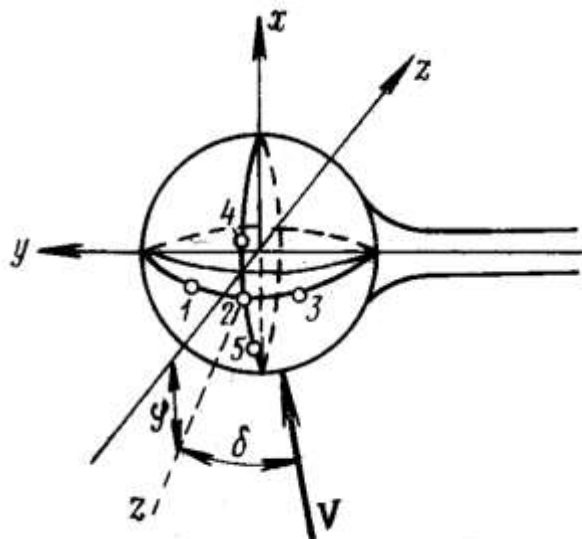
Наиболее удобным и широко распространенным способом является смешанный способ, при котором один из углов φ определяется вращением, а второй δ – по показаниям манометров (рис. 32).

Если обозначить отверстия на шарике 1, 2, 3, 4 и 5, как это показано на рис. 31, то, вращая шарик вокруг оси державки, при любом направлении потока в пространстве можно получить такое положение шарика, при котором давления в точках 4 и 5 будут равны. Очевидно, что при этом вектор скорости потока будет лежать в плоскости, проходящей через отверстия 1, 2 и 3, и задача будет сведена к определению его величины и направления в этой плоскости.

В зависимости от угла δ , образованного вектором скорости с осью отверстия 2 в плоскости 1, 2, 3, в каждом из указанных отверстий возникает давление, которое может быть формально представлено в виде суммы, составленной из давления в потоке и части скоростного напора:

$$p_n = p + K_n \frac{\rho V^2}{2},$$

где K_n – безразмерный коэффициент давления n -го отверстия, зависящий от угла δ .



Если присоединить n -е отверстие к баку микроманометра, трубка которого открыта на атмосферу, то

$$p - p_a + K_n \frac{\rho V^2}{2} = \gamma h_n, \quad (39)$$

где h_n – высота вертикального столба жидкости в трубке микроманометра.

Для любого i -го отверстия имеем

$$p - p_a + K_i \frac{\rho V^2}{2} = \gamma h_i. \quad (40)$$

Очевидно, что из этих двух уравнений можно определить скорость и давление. Вычитая (40) и (39), получим

$$(K_n - K_i) \frac{\rho V^2}{2} = \gamma(h_n - h_i), \quad (41)$$

откуда из (41)

$$V = \sqrt{\frac{2\gamma(h_n - h_i)}{\rho(K_n - K_i)}}$$

и

$$p - p_a = \gamma(h_n - K_n \frac{h_n - h_i}{K_n - K_i}).$$

Коэффициенты K_i и K_n в этих формулах являются неизвестными функциями от не определенного еще угла δ .

Угол δ можно определить по разности давлений $p_3 - p_1$, которая равна

$$p_3 - p_1 = (K_3 - K_1) \frac{\rho V^2}{2}.$$

Разделив последнее выражение на разность $p_2 - p_4$, получим безразмерный коэффициент

$$K_\delta = \frac{p_3 - p_1}{p_2 - p_4} = \frac{K_3 - K_1}{K_2 - K_4} = \frac{h_3 - h_1}{h_2 - h_4}, \quad (42)$$

который зависит только от угла δ .

Если тарировкой установить зависимость с K_δ , от угла δ , то в ходе эксперимента, вычислив K_δ по показаниям манометров (формула (42)), можно найти угол δ .

Положение вектора скорости в плоскости 1, 2, 3 определяется по лимбу при $h_4 = h_5$.

В формуле для вычисления скорости должны быть выбраны такие n и i , чтобы разность $h_n - h_i$ имела наибольшее значение.

Таким условиям удовлетворяют разности $h_2 - h_4$ и $K_2 - K_4$.

Тогда

$$V = \sqrt{\frac{2\gamma(h_2 - h_4)}{\rho(K_2 - K_4)}} \quad (43)$$

и

$$p - p_a = \left(h_2 - K_2 \frac{h_2 - h_4}{K_1 - K_4} \right) \gamma. \quad (44)$$

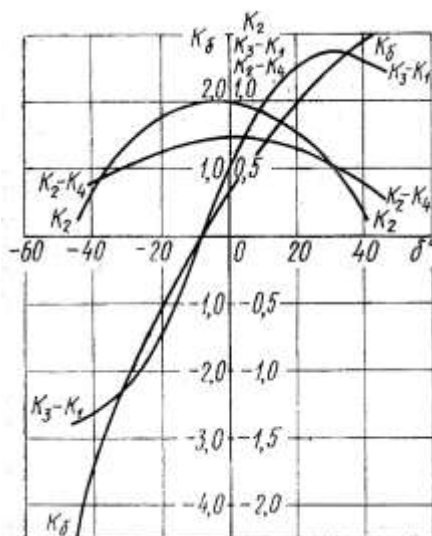


Рис. 33

Обычно интересно знать проекции вектора скорости на координатные оси. Если начало координат совместить с центром шарика, а оси координат расположить так, чтобы ось y была направлена по оси державки, z — в горизонтальной плоскости, а x — перпендикулярно плоскости yz , то для определения проекций вектора скорости получим следующие формулы:

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

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

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

Тарировочные кривые для зонда имеют вид, показанный на рис. 33, а установка для тарирования зондов и схема подключения отверстий 1–5 зонда к микроманометру показаны на рис. 34. Тарировочная установка должна обеспечить поворот шарика в направленном и заданном потоке вокруг двух осей y, z с фиксацией углов.

Тарировка зонда производится в однородном потоке с известными и постоянными по всему сечению давлением, а также направлением и величиной скорости. В такой поток помещается зонд с помощью

специального координатника, который дает возможность устанавливать зонд под любым углом δ . Пользуясь схемой соединения микроманометров и вычислив соответствующие коэффициенты для каждого значения угла δ , легко построить тарировочную кривую, т.е. K_6 , K_3-K_1 , K_2-K_4 и K_2 в зависимости от δ .

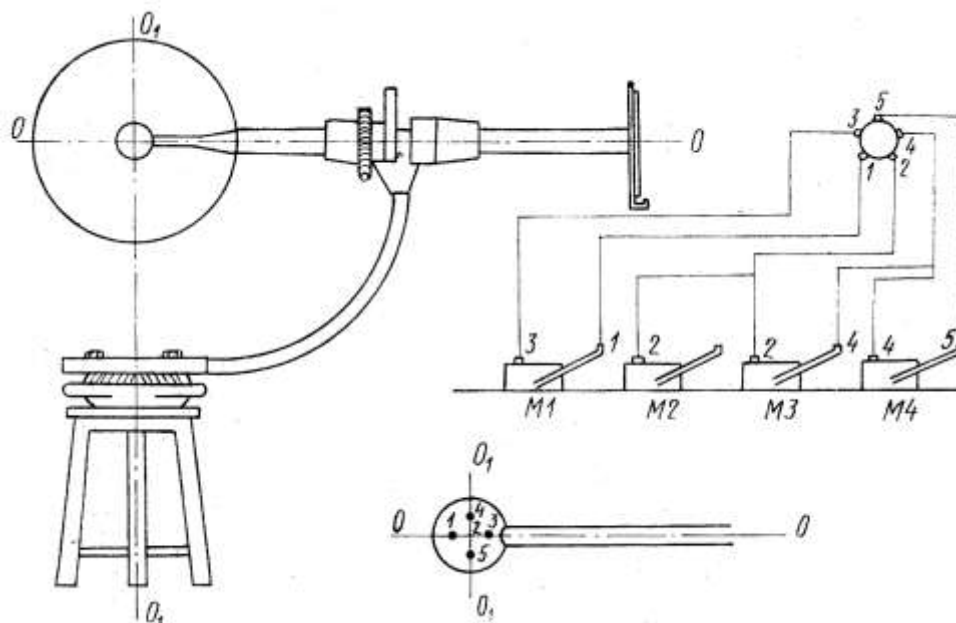


Рис. 34

Таким образом, чтобы найти направление и величину скорости, а также давление в данной точке пространства, достаточно, соединив микроманометры по схеме, измерить h_3-h_1 , h_2-h_4 и h_2 и затем рассчитать K_6 по (42) и по кривой $K_6=f(\delta)$ определить δ . Далее по кривым $K_2-K_4=f_1(\delta)$ и $K_2=f_2(\delta)$, полученным при тарировке зонда, найти K_2-K_4 и K_2 ; затем по формулам (43) и (44) вычислить V и $p-p_a$.

5. Измерение скоростей в пограничном слое. Микротрубки, поверхностные трубки

Во многих задачах практики необходимо знать распределение скоростей в пограничном слое. Для этого нужно производить измерения скорости на весьма небольших расстояниях от стенок, иногда порядка сотых долей миллиметра. Для таких измерений можно применять микротрубки полного напора, нагретые нити термоанемометра, а в непосредственной близости от тела – так называемые поверхностные трубки.

Основными требованиями, предъявляемым к приборам, которые предназначены для измерения вблизи стенки, являются: малые возмущения, вносимые приемным устройством прибора в исследуемую область потока; возможность наиболее близкого подхода к поверхности; малая инерционность.

Полное удовлетворение указанных требований возможно только при применении оптических методов измерения. В этом случае в поток ничего не

вносится, следовательно, возмущения отсутствуют, передача всех измерений скоростей мгновенна и можно приближаться к стенке на сколь угодно близкое расстояние. К сожалению, и трудности таких измерений так велики, что до настоящего времени еще практически пригодных приборов не существует.

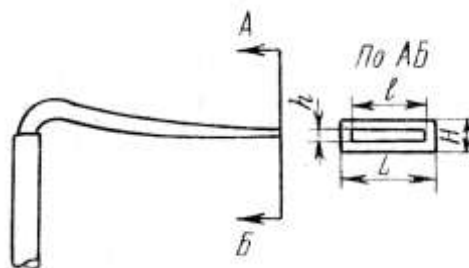


Рис. 35

В экспериментальной аэродинамике более часто применяются микротрубки и поверхностные трубки. Микротрубки полного напора по своему устройству не отличаются от обычных трубок, но приемное отверстие у них значительно меньше, чем у обычных (десятые доли миллиметра). Одна из таких трубок, применяемых в Ленинградском политехническом институте, показана на рис. 35. Как видно, торцевая часть утинообразного носика трубки имеет почти прямоугольную форму. В ЛПИ используются трубки размерами: $h=0.07-0.1$ мм и $H=0.25-0.30$ мм, $l=0.8-1.0$ мм.

Для того, чтобы микротрубка вносила наименьшие возмущения, носик хоботка трубки должен иметь минимальные размеры и находиться на значительном расстоянии от державки. Расстояние носика от державки, равное 20–30 мм, оказалось достаточным, чтобы исключить влияние ножки на работу трубки.

Однако размер носика трубки нельзя уменьшать беспрестанно в силу влияния вязкости. Установлено, что при скоростях потока, меньших чем некоторая величина, квадратичная зависимость между скоростью и давлением перестает существовать. Многочисленными опытами установлено, что квадратичный закон будет сохраняться и трубка будет правильно измерять полный напор до тех пор, пока число Рейнольдса VH/ν , рассчитанное по характерному размеру носика трубки, не станет меньше критического значения. Различные опыты показали, что критическое число колеблется в пределах от 60 до 250. Отсюда ясно, что при диаметре отверстия трубки в 1 мм трубка будет правильно показывать полный напор, начиная от скорости 0.9 м/с и выше.

Если число Re , построенное вышеуказанным способом, будет меньше $Re_{кр}$, то влияние вязкости может быть учтено введением добавочного

давления $p' = \frac{3}{2} \frac{\mu V}{r}$, и тогда $p - p_0 = \frac{\rho V^2}{2} + p'$.

К сожалению, определение этой поправки представляет большие трудности ввиду невозможности точного измерения весьма малых давлений.

Третье требование, предъявляемое к приборам для измерения вблизи стенки, – малая инерционность – противоречит первому, так как для его удовлетворения необходимо, чтобы входное отверстие и сечение всего трубопровода до самого микроманометра имели большой диаметр и, кроме этого, небольшую длину.

С помощью микротрубки можно измерять скорости в пограничном слое. В теории пограничного слоя принято, что давление остается постоянным внутри слоя вдоль нормали к обтекаемой поверхности. Следовательно, можно необходимое для определения скорости давление измерить при помощи отверстия в соответствующей точке поверхности модели.

Для перемещения микротрубки употребляют координатники, снабженные микрометрическими винтами. Так как при измерениях микротрубки важно точно определять расстояние центра отверстия трубки от стенки, то для фиксации момента соприкосновения трубки от стенки, (начальное положение) обычно пользуются либо микроскопом, либо электрической цепью, которая замыкается прикосновением носика трубки к поверхности. Предполагая, что центр давления, измеряемого трубкой полного напора, находится в середине отверстия носика трубки, получим расстояние начального отчета равным $H/2$.

Изготавливаются микротрубки из стальных или никелевых трубок. В лаборатории аэродинамики ЛПИ используются трубки, предназначенные для изготовления медицинских игл. При изготовлении носика трубки для наблюдения за его формой и возможным появлением заусениц и неровностей пользуются микроскопом. После изготовления трубок с помощью микрофотографии производится измерение размеров входного отверстия, затем трубки подвергаются тарировке и только после этого могут применяться для измерений.

В тех случаях, когда необходимо производить измерения в непосредственной близости от поверхности, включая ламинарный подслой, можно пользоваться поверхностными трубками. Как видно из рис. 36, поверхностная трубка представляет собой козырек, нижняя стенка которого является исследуемой поверхностью. Ширина козырька приблизительно равна 1.2 мм, толщина верхней стенки – 0.05 мм. Перемещается трубка по нормали к стенке с помощью микрометрического винта. Для определения расстояния, к которому надо относить результаты измерений (это расстояние мы называем эффективным центром), поверхностные трубки необходимо тщательно протарировать.

Тарирование такой трубки проводится в длинной трубе при установившемся ламинарном профиле. Зависимость эффективных центров h' от высоты отверстия h поверхностной трубки показана на рис. 37.

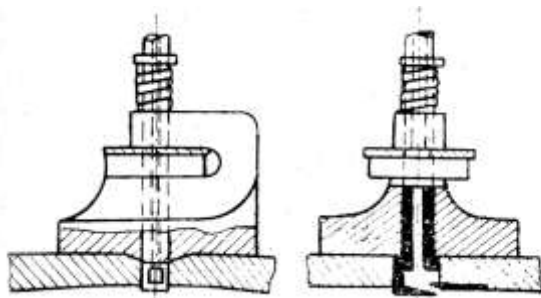


Рис. 36

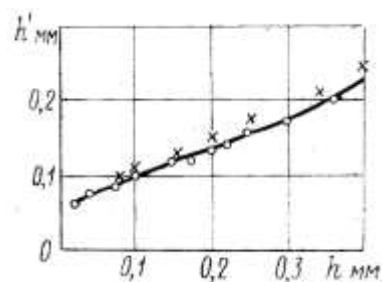


Рис. 37

Как легко видеть, при большой высоте отверстия приближенно $h' = 0.5h$. При малой высоте отверстия ($h = 0.0254$ мм) эффективный центр даже выходит за пределы трубки – это, несомненно, влияние вязкости.

Поверхностные трубки могут применяться только в той области чисел Рейнольдса, в которой они тарировались. Таким образом, поверхностные трубки, протарированные в ламинарном потоке, могут быть использованы для измерений либо в ламинарном слое, либо в ламинарном подслое турбулентного пограничного слоя.

ГЛАВА IV. ИЗМЕРЕНИЕ СИЛ И МОМЕНТОВ

При испытании в аэродинамической трубе любого объекта, последний будет находиться под действием аэродинамических сил и моментов, которые могут быть разложены на три составляющие силы по выбранным осям и три момента вокруг тех же осей. Обычно пользуются прямоугольной системой координат, при этом направление оси x совпадает с направлением потока, а направление оси y выбирают так, чтобы составляющая сила по этой оси была подъемной силой.

Прибор, измеряющий силы и моменты, называется аэродинамическими весами. В зависимости от того, сколько компонентов могут измерить данные весы одновременно, они будут называться одно-, двух-, трех- и т. д. (до шести) компонентными весами.

Аэродинамические весы должны удовлетворять, прежде всего, общим требованиям, предъявляемым ко всем весам, а именно: постоянством показаний, чувствительностью и верностью.

Первое предполагает неизменность показаний весов при повторных взвешиваниях в одних и тех же условиях. Чувствительность определяется способностью давать заметное отклонение от положения равновесия при относительно малых нагрузках, а верность или точность весов – максимальной величиной погрешностей измерения.

Особыми требованиями, предъявленными к конструкции аэродинамических весов, являются:

- 1) по возможности, одновременность измерения компонентов сил и моментов;
- 2) возможность установки модели под различными углами к потоку;

3) отсутствие или наименьшее число деталей, находящихся в потоке трубы, и их минимальное влияние на поток воздуха вблизи исследуемого объекта;

4) достаточная инерционность весов при взвешивании стационарных сил и их полная безынерционность при измерениях нестационарных сил и моментов.

По конструкции все существующие типы аэродинамических весов могут быть разделены на:

а) весы, у которых модель крепится на жесткой державке (конструкции Эйфеля, NPL, ЛПИ, ЦАГИ и др.);

б) весы, у которых модель подвешена на проволоках (у весов этого типа силы и моменты передаются с помощью той же проволоочной подвески).

Описать или даже перечислять все существующие конструкции аэродинамических весов невозможно, так как для решения наиболее важных задач почти в каждом отдельном случае могут быть применены и часто применяются различного рода подвески и приспособления, позволяющие измерять с большой точностью необходимый для исследования компонент.

Все описываемые ниже конструкции рассчитаны на измерения в аэродинамических трубах с горизонтальным потоком в рабочей части трубы. Для определения сопротивления тел и сил трения хорошо обтекаемых тел часто применяют метод, использующий теорему об изменении количества движения.

Измерения нестационарных сил и моментов производятся обычно на весах, использующих безынерционные электрические схемы. Конструкция таких весов значительно усложняется при изучении сложных движений тел в потоках.

1. Однокомпонентные весы

Чаще всего для практических задач необходимо определять только величину лобового сопротивления тела. В аэродинамических трубах лобовое сопротивление может быть измерено как на весах с проволоочными подвесками, так и на весах с жесткой связью с объектом.

Проволоочные подвески. Наиболее простой тип подвески для измерения лобового сопротивления показан на рис. 38.

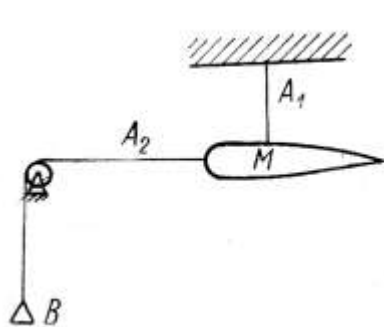


Рис. 38

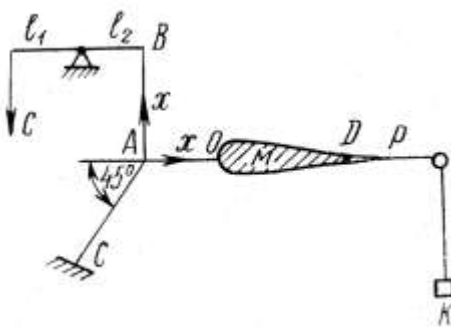


Рис. 39

Испытываемая модель M подвешивается на проволоке A_1 к жесткой опоре, находящейся вне потока аэродинамической трубы. Вторая проволока A_2 , прикрепленная к модели и перекинутая через блок, расположенный перед моделью (как можно дальше), имеет на конце чашку весов B .

Если модель длинная, то можно сделать несколько растяжек A_1 . Зафиксировав начальное положение (без потока) проволоки A_2 (или чашки весов B), возвращают к нему модель в потоке воздуха с помощью гирь, накладываемых на чашку B . Неточность измерений получается за счет влияния блока, расположенного впереди модели, учесть которое не представляется возможным.

Другой тип подвески, с которой можно производить более точные измерения, показан на рис. 39. К хвостовой части модели M крепится небольшой стержень DP , от конца которого отходит проволоочная растяжка с грузом K . К носу модели прикрепляют растяжку OA с отходящими от точки A проволоками: AC , закрепленной неподвижно в точке C (вне потока), и AB , соединявшей модель с рычагов весов. Расположив растяжку AC так, чтобы угол между ее направлением и горизонталью был равен 45° , получим, что сила сопротивления без искажения передается на правый конец рычага весов. Если обозначим нагрузку на весах при отсутствии потока через G_0 , величину сопротивления растяжек через X_p и нагрузку при испытании модели в потоке через G , найдем лобовое сопротивление модели:

$$X = (G - G_0) \frac{l_1}{l_2} - X_p,$$

где l_1 и l_2 – длина плеч весов.

Сопротивление подвесок может быть определено продувкой модели с заранее известным лобовым сопротивлением или, если модель достаточно длинна, дублированием подвески.

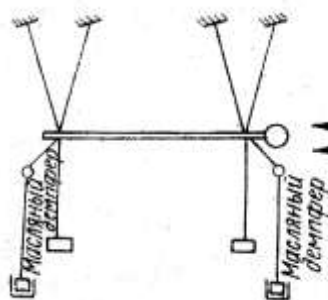


Рис. 40

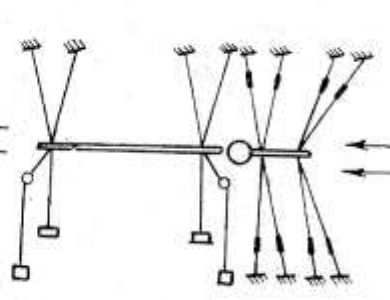


Рис. 41

В первом случае, имея показания весов G и зная X , сопротивление X_p можно определить по формуле (45); во втором случае указанные на рис. 39 подвески дополняются точно такой же системой «фальшивых» проволок, с которой и производится новая продувка; если показания весов при втором измерении обозначить через G_2 , то

$$X = 2X_p + (G_2 - G_0) \frac{l_1}{l_2}.$$

Последнее уравнение совместно с предыдущим дает искомую величину:

$$X_p = (G_2 - G_1) \frac{l_1}{l_2},$$

где G_1 – показание весов при первом измерении.

Второй способ определения сопротивления растяжек можно применять только в том случае, если расстояния между двумя системами растяжек достаточно велики, и можно пренебречь их влиянием друг на друга.

Для наиболее точных измерений сопротивления применяется тип подвески, при котором все проволоки расположены за телом (в области «мертвой» зоны потока) и на характер обтекания не влияют (рис. 40). Принцип работы такой подвески ясен из схем.

Модель подвешивается в потоке с помощью связанного с ней стержня C . Сопротивление стержня с растяжками X_p может быть легко получено измерением X_p в присутствии модели, как показано на рис. 41. Для нахождения силы сопротивления модели X можно пользоваться формулой (45).

В первых двух вариантах подвесок для определения силы сопротивления с помощью нагрузки на чашку весов приводят модель в положение, в котором она была в отсутствии потока. В третьем случае сила сопротивления находится по отклонению модели от положения равновесия.

Весы с жесткой связью с моделью. Примером весов с жесткой связью с объектом являются учебные однокомпонентные весы аэродинамической лаборатории Ленинградского политехнического института им. М. И. Калинина.

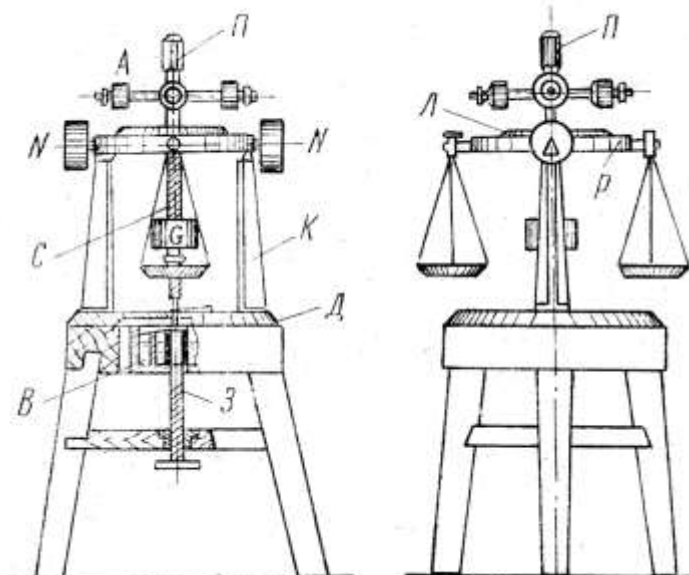


Рис. 42

Весы проектировались для аэродинамической трубы диаметром рабочей части в 500 мм. Общий вид весов показан на рис. 42. На деревянной подвеске помещен круглый массивный диск *Д*. На диске укреплены два кронштейна *К* с опорами, поддерживающими рамку *Р*, которая может колебаться вокруг оси. Рамка *Р* имеет чаши для взвешивания. На рамке *Р* находится лимб *Л* и нониус, позволяющий отсчитывать углы с точностью до 0.1 град. На вертикальном стержне лимба находится патрон *П* для укрепления державки испытываемой модели. На этом же стержне на четырех горизонтальных плечах, поворачивающихся вместе с лимбом, расположены передвижные грузы *А*. Снизу на рамке *Р* в ее центре укреплен стержень *С*, на котором находится подвижной груз *Г*, предназначенный для регулирования положения центра тяжести всей качающейся системы (вместе с моделью) по высоте.

Конец стержня *С* колеблется между двумя контактами, как показано на рис. 43. Стержень и контакты составляют электрическую цепь с двумя лампочками, дающими возможность фиксировать состояние равновесия модели. При отклонении стержня *С* он касается одного из контактов и, замыкая электрическую цепь, зажигает одну из электрических лампочек (3–5 В), для удобства наблюдения окрашенных в разные цвета; равновесие весов определяется нагрузкой на чаши весов, при которой обе лампочки погашены.

Если поток пульсирует и попеременно загорается то одна, то другая лампочка, включается демпфер *В* (см. рис. 42). Последний представляет собой наполненный вязким маслом цилиндрический сосуд с несколькими концентрическими перегородками, укрепленными на стержне.

Вторая часть демпфера имеет такую же форму, но другие диаметры и, будучи опрокинута в первую, плавает в ней. Так как стержень *С* вставлен в плавающую часть демпфера как поводок, то при колебаниях его все

перегородки верхней части демпфера перемещаются в масле и тем самым гасят колебания.

Принцип измерения лобового сопротивления ясен из рис. 43. Если на модель и державку, расположенную в потоке, действует сила сопротивления X_1 , то, очевидно, момент ее вокруг оси NN равен $X_1 l_1$, где l_1 – расстояние от оси вращения до центра давления аэродинамических сил на систему (модель+державка).

Для определения сопротивления только модели необходимо знать поправку к X_1 , связанную с наличием в потоке державки.

Величина поправки ΔX в этом случае состоит из: сопротивления самой державки ΔX_1 ; дополнительного сопротивления державки, возникающего от влияния на нее модели ΔX_2 , и дополнительного сопротивления модели, возникающего от влияния на нее державки ΔX_3 , т.е.

$$X = X_1 - \Delta X = X_1 - (\Delta X_1 + \Delta X_2 + \Delta X_3).$$

Существует несколько способов измерения вредных сопротивлений ΔX . Наиболее грубый учет поправки заключается в том, что после испытания модели ее снимают и определяют сопротивление одной державки, пренебрегая величинами ΔX_2 и ΔX_3 . Второй способ заключается в том, что после продувки модели в трубе ее отделяют от державки и с помощью второй, расположенной сверху державки, устанавливают в том же положении, как при испытании: так определяется сопротивление державки с учётом влияния на нее модели. Этот способ, дающий возможность найти сумму сопротивлений $\Delta X_1 + \Delta X_2$, точнее первого и дает вполне удовлетворительные для практики результаты.

Для учета влияния державки на модель измеряют сопротивление последней в присутствии второй державки, укрепленной сверху модели, но не касающейся ее. Последний замер с достаточным приближением дает величину:

$$X_2 = X_1 + \Delta X_3 = X + \Delta X_1 + \Delta X_2 + 2\Delta X_3.$$

Тогда лобовое сопротивление модели вычисляется по формуле:

$$X = 2X_1 - X_2 - (\Delta X_1 + \Delta X_2).$$

Исследования моделей различных крыльев показали, что величина ΔX_3 очень мала и составляет 4–5% от ΔX . Для повышения точности измерений необходимо добиваться, чтобы величина вредного сопротивления ΔX была как можно меньше. Одной из мер уменьшения ΔX является помещение большей части державки в обтекатель, так что в потоке незакрытым остается только небольшой ее участок.

Необходимо иметь в виду, что при опытах измеряют не сами силы X_1 , X_2 и $\Delta X_1 + \Delta X_2$, а их моменты относительно оси качания весов.

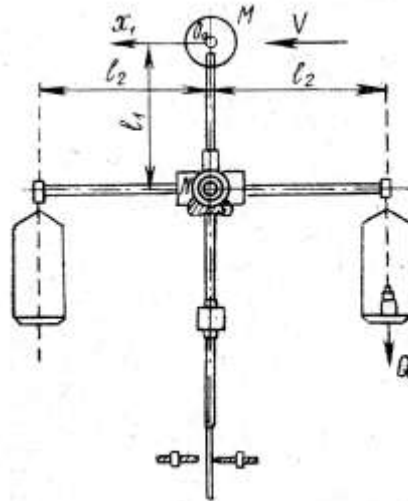


Рис. 43

Приведенные выше измерения дают уравнения моментов с учетом ΔX_3 :

$$\left. \begin{aligned} (X + \Delta X_3)l_1 + (\Delta X_1 + \Delta X_2)b &= G_1 l_2 \\ (X + 2\Delta X_3)l_1 + (\Delta X_1 + \Delta X_2)b &= G_2 l_2 \\ (\Delta X_1 + \Delta X_2)b &= G_d l_2, \end{aligned} \right\} \quad (45)$$

без учета ΔX_3 :

$$\left. \begin{aligned} Xl_1 + (\Delta X_1 + \Delta X_2)b &= G_1 l_2 \\ (\Delta X_1 + \Delta X_2)b &= G_d l_2, \end{aligned} \right\} \quad (46)$$

где l_1 – расстояние от оси качания весов до центра давления модели; b – расстояние от оси качания весов до центра давления державки; l_2 – горизонтальное плечо весов; G_1 и G_2 – нагрузка на чашку соответственно при первом и втором (с дублированной державкой) измерениях; G_d – показания весов при определении сопротивления державки.

В этих уравнениях известны G_1 , G_2 и G_d ; расстояние от оси NN до центра модели l_1 может быть приближенно определено простыми измерениями в предположении, что центр давления модели совпадает с центром тяжести миделевого сечения. Получив таким образом величину l_1 из уравнений (45) и (46), можно определить лобовое сопротивление модели X :

$$1) X = (2G_1 - G_2 - G_d) \frac{l_2}{l_1}; \quad 2) X = (G_1 - G_d) \frac{l_2}{l_1}.$$

В тех случаях, когда требуется большая точность результатов, можно применить следующий метод для определения расстояния от оси качания до центра давления модели. Для этого, помимо указанных выше измерений, дающих два уравнения моментов:

$$\begin{aligned} Xl_1 + (\Delta X_1 + \Delta X_2)b &= G_1 l_2; \\ (\Delta X_1 + \Delta X_2)b &= G_d l_2, \end{aligned}$$

производят измерения сопротивления, выдвинув из патрона весов модель с державкой на высоту h мм, причем уравнение моментов напишется в виде:

$$X(l_1 + h) + (\Delta X_1' + \Delta X_2') \left(b + \frac{h}{2} \right) = G_1' l_2.$$

Измерение сопротивления выдвинутой державки в присутствии модели дает:

$$(\Delta X_1' + \Delta X_2') \left(b + \frac{h}{2} \right) = G_d' l_2.$$

Из этих уравнений можно определить l_1 .

Решив написанное выше уравнение, получим

$$l_1 = \frac{G_1 - G_d}{(G_1' - G_d) - (G_1 - G_d)} h.$$

На весах ЛПИИ можно измерить и подъемную силу Y , если повернуть диск D на 90° так, чтобы ось NN совпала с направлением потока. При этом для сохранения того же положения модели в трубе, которое она занимала до поворота диска, лимб с моделью поворачивают на 90° в противоположном направлении.

При испытании модели в таком положении весов мы получим $Yl_1 = Gl_2$, отсюда

$$Y = G \frac{l_2}{l_1}.$$

Расстояние от центра давления до оси качания может быть определено дополнительным опытом – выдвигают модель с державкой из патрона на h мм и измеряют подъемную силу:

$$Y = G' \frac{l_2}{l_1 + h},$$

где G' – показание весов при втором измерении.

Решая это уравнение совместно с предыдущим, получим

$$l_1 = \frac{G}{G' - G} h.$$

Надо иметь в виду, что определение положения центра давления модели указанным способом связано со значительными погрешностями, так как при небольшом h , как это обычно бывает, $G' - G$ является малой разностью больших чисел. Более точное определение положения центра давления может быть произведено на весах другой конструкции с помощью специального моментного прибора.

На весах ЛПИ можно также измерять составляющие аэродинамических сил по нормали и хорде крыла R_n и R_t .

Такое измерение сил производится так же, как измерение X и Y , но с той лишь разницей, что изменение угла атаки производится не поворотом модели вместе с лимбом, а вращением диска D вместе с лимбом и моделью, т.е. поворотом оси NN .

Комбинация проволоочной растяжки с жесткой державкой является распространенным методом измерения сопротивления хорошо обтекаемых тел вращения (эллипсоиды, дирижабли и т.д.).

С помощью одной или нескольких подвесок (число их зависит от формы и веса модели) модель подвешивается в рабочей части трубы. С-образной скобкой модель соединяется с весами (рис. 44 и 45). При измерении сопротивления с помощью этой подвески паразитические сопротивления будут состоять из:

- 1) сопротивления державки;
- 2) сопротивления проволоочной подвески;
- 3) дополнительного сопротивления державки, возникающего из-за влияния на нее модели;
- 4) дополнительного сопротивления модели из-за влияния на нее державки и проволоочной подвески.

Все указанные составляющие, за исключением влияния державки на модель, которое при таком ее расположении ничтожно мало, могут быть получены следующим образом:

- 1) производится обычное измерение по указанной выше схеме;
- 2) измеряется сопротивление державки при наличии модели после ее отделения от модели, т.е. после снятия С-образной скобы и закрепления модели на дополнительных растяжках;
- 3) измеряется сопротивление модели с дублированной проволоочной подвеской.

Если обозначим результаты первого измерения через $X_1 = X + X_d + X_{\Pi}$, второго через $X_2 = X$ и третьего через $X_3 = X + X_d + 2X_{\Pi}$, то сила сопротивления модели X будет: $X = 2X_1 - X_2 - X_3$. Здесь X_d и X_{Π} — соответственно сопротивления державки и подвески при наличии модели.

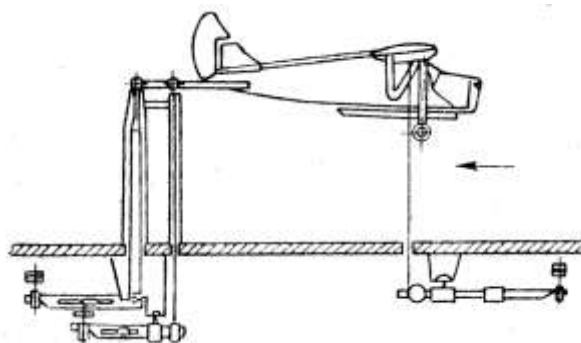


Рис. 44

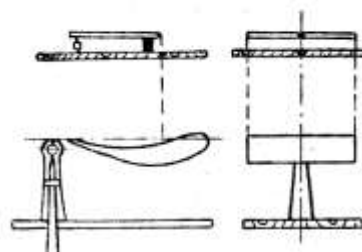


Рис. 45

Точность измерения сопротивления с помощью такой схемы для обычных целей вполне достаточна.

2. Четырехкомпонентные весы с жесткой связью

В аэродинамической лаборатории ЛПИ имеются весы жесткой связью с моделью, которые позволяют измерить четыре компоненты; все три составляющие силы X , Y , Z и момент относительно вертикальной оси M_z .

С помощью этих весов можно мерить, хотя и не одновременно, все шесть компонент.

На рис. 46 представлен общий вид четырехкомпонентных весов. Основная часть весов, состоящая из трех взаимно-перпендикулярных стержней, пересекающихся в одной точке, помещена на неподвижное острие, укрепленное на станине. Станина крепится болтами к бетонному основанию. Массивное основание и большой вес станины гарантируют неподвижность острия, на котором помещена колеблющаяся система с испытываемой моделью, и всех вспомогательных деталей, жестко скрепленных со станиной.

Принципиальная схема измерения трех компонентов X , Y и M_z показана на рис. 47. На верхнем конце вертикального плеча OA помещена испытываемая во время опыта модель. На стержне OA находится лимб, с помощью которого можно менять угол установки модели в горизонтальной плоскости.

Все детали весов, за исключением верхнего конца плеча OA , находятся вне потока воздуха. Направление горизонтального плеча OB совпадает с направлением скорости потока. Плечо OC перпендикулярно к плечам OA и OB .

Если после закрепления модели на плече OA колеблющаяся система будет отрегулирована так, что ее центр тяжести будет находиться на оси плеча OA , но ниже неподвижного острия, то вся она будет пребывать в состоянии устойчивого равновесия. Очевидно, чем меньше будет расстояние между острием и центром тяжести колеблющейся системы, тем чувствительнее будут весы.

При воздействии потока на модель, по грузам, подвешенным на концах плеч OB и OC , мы определим две составляющие X и Y силы, действующие на данную модель. Груз на конце плеча EF даст возможность вычислять момент силы относительно вертикальной оси M_z . На весах данной конструкции обычно маркировка гирь учитывает соотношение плеч весов так, что цифры, стоящие на гирях, показывают величину сил (или моментов), действующих на модель.

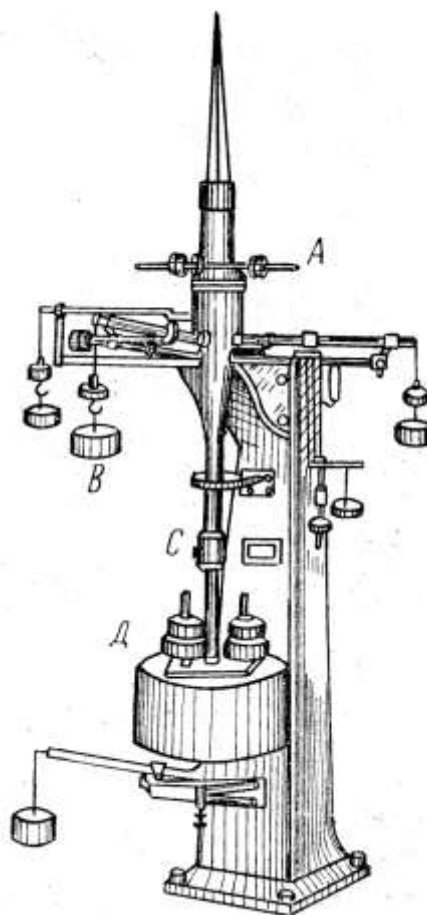


Рис. 46

Схема измерения третьей составляющей силы показана на рис. 48. Для возможности измерения силы Z плечо OA сделано пустотелым, и в нем помещен стержень, который опирается на конец d плеча df . Плечо df опирается на острие e , прикрепленное к станине и расположенное между концами плеча.

На весах этого типа измерение силы Z производится взвешиванием всех весов до и во время опыта.

В том случае, когда имеются моменты M_x , M_y и составляющие X , Y , то значения M_x и M_y могут быть определены следующим образом.

Если начало координатной системы расположить в точке испытываемой модели (рис. 49), то моменты грузов G_1 и G_2 , помещенных на концах балок OB и OC , будут равны:

$$M_1 = -M_y + Xl; M_2 = M_x + Yl,$$

где l – расстояние OO_0 .

При повороте на 180° вокруг оси O_0X новые грузы дадут моменты:

$$M_1' = M_y + Xl; M_2' = M_x - Yl.$$

Отсюда можно найти:

$$X = \frac{M_1 + M_1'}{2l}; Y = \frac{M_2 - M_2'}{2l}; M_x = \frac{M_2 + M_2'}{2}; M_y = \frac{M_1' - M_1}{2}$$

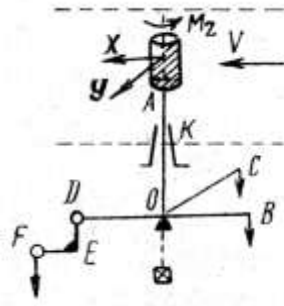


Рис. 47

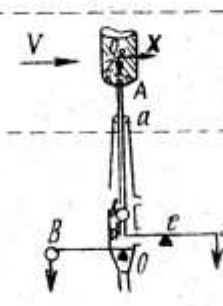


Рис. 48

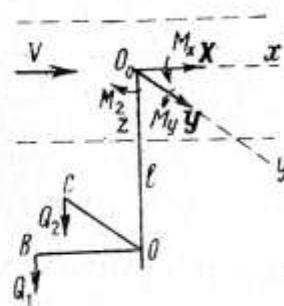


Рис. 49

Так как при повороте модели около оси O_oX ось OY меняет свое направление на обратное, то M_2 и M_2' имеют разные знаки, а M_1 и M_1' – одинаковые; следовательно, M_x и M_y определяются как малая разность двух больших чисел. Очевидно, что погрешность при определении M_x и M_y может быть достаточно большой.

Более точное измерение моментов M_x и M_y может быть сделано с помощью специального моментного прибора. Следует иметь в виду, что крепление испытываемой модели на весах с помощью державки, часть которой находится в потоке, позволяет производить измерение только тех составляющих аэродинамической силы, величина которых значительно больше величины соответствующего компонента державки.

Весы находятся в равновесии, если визир, закрепленный на конце неподвижного плеча, и его отражение в зеркале на качающемся плече совпадает с чертой, проведенной на том же зеркале. Так как при больших действующих силах нагрузки на весах довольно велики, то при этом качающиеся стержни под влиянием веса гирь могут прогибаться. Для устранения ошибки, связанной с таким прогибом плеч, визир, закрепленный на неподвижном плече, может перемещаться по вертикали. При прогибе плеч выключают весы и перемещают визир книзу на величину прогиба.

Регулирование положения центра тяжести колеблющейся системы производится так же, как и на однокомпонентных весах ЛПИ. Положение центра тяжести в горизонтальной плоскости устанавливается с помощью двух систем грузов A и B , показанных на рис. 49. Грузы A расположены выше лимба, определяющего угол атаки модели, и поворачиваются вместе с моделью при установке угла атаки. Грузы B находятся ниже лимба на стержнях, служащих для измерения X и Y , и поэтому не зависят от положения модели в потоке.

Перемещение центра тяжести по вертикальной оси производится грузами C и D , показанными на рис. 46.

Следует заметить, что конструкция весов такова, что испытания должны производиться всегда при одном и том же отношении плеч, т.е. центр давления модели всегда расположен на одной высоте по отношению к точке качания весов. Отсюда очевидно, что до начала эксперимента необходимо подобрать державку такой длины, чтобы она, будучи ввинченной в

вертикальное плечо весов, давала возможность поместить центр давления на упомянутой ранее высоте.

Для того чтобы не вводить соотношение плеч и при определении вредного сопротивления державки, только малая часть которой расположена в потоке, необходимо при нахождении величины ΔX поместить державку в обтекатель так, чтобы центр давления державки был расположен на той же высоте, что и центр давления модели. Тогда, если обтекатель поставить в такое положение, при котором длина державки, находящейся в потоке, будет такой же, как и при испытании модели, учитывать соотношение плеч не нужно.

ЛИТЕРАТУРА

Общие курсы

1. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. «Наука», 1973.
2. Кочин М. Е., Кибель И. А., Розе Н. В. Теоретическая гидромеханика. Физматиздат, 1963.
3. Прандтль Л. Гидроаэромеханика, М, ИЛ, 1951.

Экспериментальная аэродинамика

1. Краснов Н. Ф. и др. Прикладная аэродинамика, М., «Высшая школа», 1974.
2. Мартыанов А. К. Экспериментальная аэродинамика. Оборонгиз, 1958.
3. Мартынов А. К., Горшенин Д. С. Руководство к практическим занятиям в аэродинамической лаборатории. М., «Машиностроение», 1967.
4. Повх И. Л. Аэродинамический эксперимент в машиностроении. Л., «Машиностроение», 1974.
5. Попов С. Г. Некоторые задачи и методы экспериментальной аэромеханики. Гостехиздат, 1952.
6. Пэнхёрст Р., Холдер Д. Техника экспериментов на аэродинамических трубах. М., ИЛ, 1955.
7. Справочник авиаконструктора. М., ЦАГИ, 1943.
8. Горлин С. М. Экспериментальная аэромеханика. М., «Высшая школа», 1970.
9. Бушмарин О. Н., Ткаченко Г. М. Новая аэродинамическая труба кафедры гидроаэродинамики ЛПИ. – Сб. научных работ студентов физико-механического факультета. Вып. II. ЛПИ, 1959.

Верстка (2010 г.): А.М.Левченя

СОДЕРЖАНИЕ

Основные обозначения, принятые в руководстве	3
ГЛАВА I. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ.....	5
1. Классификация аэродинамических труб.....	5
2. Требования, предъявляемые к аэродинамическим трубам	6
3. Основные части аэродинамических труб.....	8
4. Поправки на ограниченность потока.....	12
5. Турбулентность потока в аэродинамических трубах	15
6. Об изменении степени турбулентности аэродинамических труб	20
7. Влияние сужения на турбулентность потока	21
8. Аэродинамические трубы ЛПИ	24
ГЛАВА II. МИКРОМАНОМЕТРЫ	26
1. U-образная трубка.....	27
2. Микроманометры с вертикальными шкалами.....	29
3. Микроманометры с наклонными трубками.....	30
4. Тарировка микроманометров	35
5. Общие указания при работе с микроманометрами	38
ГЛАВА III. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТЕЙ И ДАВЛЕНИЙ В ПОТОКАХ	39
1. Измерение давлений на поверхности тел.	40
2. Скоростная трубка Пито – Прандтля	42
3. Измерение вектора скорости в плоском потоке. Цилиндрический зонд....	47
4. Измерение вектора скорости в пространственном потоке. Шаровой зонд	52
5. Измерение скоростей в пограничном слое. Микротрубки, поверхностные трубки	56
ГЛАВА IV. ИЗМЕРЕНИЕ СИЛ И МОМЕНТОВ	59
1. Однокомпонентные весы	60
2. Четырехкомпонентные весы с жесткой связью	68
ЛИТЕРАТУРА	72