

Здесь основным правилом подобия является правило подобия Маиевского. Для испытания моделей при больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях строят специальные скоростные трубы, в которых обычно испытываются небольшие по размерам модели, и следовательно, правило подобия Рейнольдса не выполняется, но зато достигается скорость такая же, какая предполагается у натурального объекта.

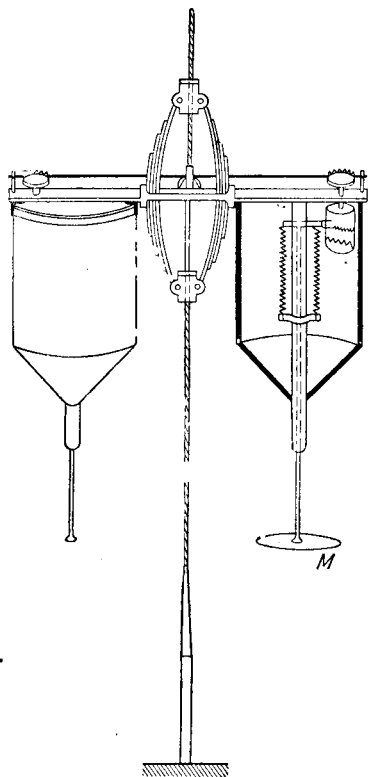


Рис. 3.4. Прибор Эйфеля для измерения сопротивления тела при падении.

многочисленными предшественниками, что испытываемая модель падает не свободно, а скользит по вертикально натянутой проволоке. В нижней части проволоки имеется утолщение, и это в соединении с пружинами рессорного типа, которыми снабжен прибор, позволяет

## § 6. Развитие способов испытания моделей. Аэродинамические трубы малых скоростей<sup>1)</sup>

Для испытания модели летательного аппарата естественно привести ее в движение в воздушной среде и при этом проводить необходимые наблюдения и измерения. Первоначально так именно и поступали.

Первые по времени эксперименты по определению силы сопротивления производились путем наблюдения над падением тел в воздухе с достаточно большой высоты (Галилей, 1638). Сопротивление определялось при этом по результатам измерения высоты и времени падения. Этот способ был развит Эйфелем (1905). Эйфель сконструировал самозаписывающий прибор, схематично изображенный на рис. 3.4, с помощью которого он измерял сопротивление тела при падении. В способе Эйфеля имеется то преимущество по сравнению с его

<sup>1)</sup> Более подробно читатель может познакомиться с техникой аэродинамического эксперимента по книгам:

Горлин С. М. и Слезингер И. И., Аэрогидромеханические измерения, «Наука», 1964.

Пэнкхёрст Р. и Холдер Д., Техника эксперимента в аэродинамических трубах, ИЛ, 1955.

Современное состояние аэродинамики больших скоростей, т. II, под общей редакцией Л. Хоурта, ИЛ, 1956.

вблизи земли затормозить спуск. Модель *M* с помощью жесткого стержня (державки) прикрепляется к пружинному динамометру, показания которого регистрируются на бумаге, накрунутой на вращающийся при падении барабан. Для опытов была использована Эйфелева башня в Париже. Испытываемые модели падали с высоты 115 м; скорости падения при этом достигали 40 м/сек.

Наряду с этим способом, в котором испытываемая модель движется в среде под действием силы тяжести, развивался и другой способ, в котором модель приводится в горизонтальное движение. Этот способ можно назвать способом протаскивания (или буксировки) моделей. Развитие этого способа связано с изысканиями наивыгоднейшей формы для корабля. Испытания моделей кораблей производились путем протаскивания их в воде в специальном бассейне.

В дальнейшем имели место неоднократные попытки распространить этот способ на испытания моделей в воздухе. Обычно поступали так: испытываемую модель устанавливали на тележку, которая двигалась по рельсам, и измеряли во время движения силы, действующие на модель. Однако все эти попытки оказались неудачными. Влияние громоздкой тележки вместе с находящимся на ней оборудованием на обтекание испытываемой модели обычно весьма существенно, и это не позволяет с достаточной точностью определить сопротивление самой модели. Но, кроме этого недостатка, в способе буксировки имеются еще и другие. Всякая неравномерность движения влечет за собой появление сил инерции, больших по сравнению с сопротивлением воздуха; эти силы вместе с сопротивлением регистрируются измерительными приборами и из полученной таким образом суммы весьма трудно определить затем с достаточной точностью искомое сопротивление. Если же отказаться от наблюдений во время ускоренного или замедленного периода движения, то, имея в виду большие скорости, которые должны иметь модели, приходим к необходимости огромной длины пробега тележки. Все это привело к тому, что в настоящее время способ буксировки в воздухе при помощи тележки почти совершенно не применяется. Наоборот, способ буксировки в воде оказался весьма удобным и в настоящее время получил всеобщее распространение как основной способ для испытания моделей судов, лодок, гидросамолетов, их поплавков и т. п. Эти модели протаскиваются в длинных (длиною до 0,5 км) бассейнах, называемых иначе гидроканалами; один из таких гидроканалов представлен на рис. 3.5. Для протаскивания служит тележка *T*, представляющая собой нечто вроде мостового крана, которая движется с помощью электромотора по рельсам, проложенным по обоим краям гидроканала. На тележке обычно находится и аппаратура для испытания модели. При таком устройстве в воде движется лишь испытываемая модель *M*. Державки, с помощью которых укрепляется модель на тележке, сама тележка и измерительная аппаратура движутся в воздухе и поэтому не влияют на обтекание модели водой.

В обоих способах, о которых до сих пор шла речь, в способе свободного падения и в способе буксировки, мы имеем дело с моделью, движущейся в спокойной среде. Однако известно (гл. II, § 6), что движение тела в среде, если оно равномерное и прямолинейное, может быть заменено обращенным движением, эквивалентным в силовом отношении. Это положение, которое можно рассматривать как формулировку классического принципа относительности Галилея применительно к вопросам аэродинамики, используется в настоящее время весьма широко не только в теории, но и в эксперименте. В технике эксперимента оно применяется давно: еще Мариотт (1686) измерял сопротивление движению плоской пластинки, помещая ее неподвижно в поток воды в канале. В дальнейшем Дюбуа (1779) применял тот же способ к измерению распределения давления по пластинке.

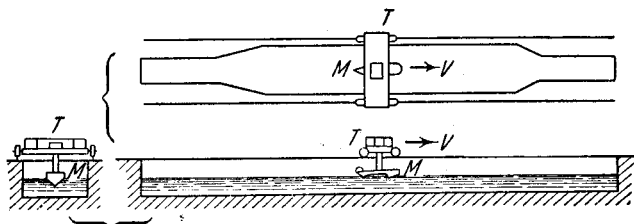


Рис. 3.5. Схема гидроканала.

С именем Дюбуа связано установление факта, который как будто противоречит принципу обращения движения. Сравнивая сопротивления пластинок, определенные по способу буксировки (протаскиванием в спокойной воде озера), с сопротивлениями, измеренными на неподвижных пластинках той же формы в проточной воде канала, Дюбуа нашел, что сопротивление неподвижной пластинки в канале примерно на 30% больше, чем сопротивление пластинки, движущейся в спокойной воде. Это явление получило в последующей литературе название парадокса Дюбуа. Объяснение этого парадокса впервые было дано Н. Е. Жуковским<sup>1)</sup>.

Причина парадокса Дюбуа заключается в том, что обращенное движение в эксперименте всегда отличается от обращенного движения, которое рассматривается в теории. В самом деле, обращенное движение в теории можно представить себе как результат прибавления скорости  $V$ , равной скорости движения тела, но противоположно ей направленной, ко всем частицам тела и среды. Таким образом, в обращенном движении рассматривается *безграничная среда*, имеющая во всех точках далеко перед телом одну и ту же скорость  $V$ . В эксперименте всегда, как бы ни был он поставлен, поток ограничен. Например, если пластинка, как это было в опытах Дюбуа, поме-

<sup>1)</sup> Жуковский Н. Е., Теоретические основы воздухоплавания, ГНТИ, Москва, 1925. (Первое издание было в 1912 г.)

шена в канал с проточной водой, то стенки этого канала и его дно представляют собою границы потока. Они тормозят движение жидкости и этим влияют на характер потока. В частности, скорость движения не постоянна по сечению потока, как это требуется по точному смыслу обращения явления, а изменяется от максимального значения на некоторой оси до нуля на границах. Изменение скоростей по сечению влечет за собою, как будет доказано в кинематике жидкости, вращение частиц. При больших значениях числа Рейнольдса это вращение [будет неустановившимся, так как поток турбулентен. Как увидим в дальнейшем, степень турбулентности потока существенно влияет на характер обтекания тела и на величину его сопротивления. Поэтому, когда тело движется в спокойной среде и, следовательно, вращение частиц на границах среды отсутствует, сопротивление тела, как это и наблюдал Дюбуа, будет меньшим, нежели в потоке, заполненном вращающимися частицами. Жуковский с помощью созданного им остроумного прибора показал на опыте, что если бы можно было привести в движение вместе с потоком и его границы, то сопротивление в прямом и обратном движении было бы одинаковым.

В период, когда начала развиваться авиация, экспериментаторы, в связи с указанными выше неудобствами метода буксировки в воздухе, стали все чаще прибегать к обращению движения, т. е. проводить испытания в естественном или искусственном потоке воздуха. Так, например, О. Лилянталь исследовал в 1874 г. крылья, испытывая их на естественном ветре. Сконструированный им прибор позволял измерять лобовое сопротивление крыла и его подъемную силу.

Но от испытания на естественном ветре скоро отказались, потому, что скорость ветра подвержена значительным колебаниям как по направлению, так и по величине; кроме того, на результатах измерения сказывается близость земли, и вообще испытание на естественном ветре зависит от условий погоды. Несколькими позже опытов Лилянталья (в 1884 г.) была построена аэродинамическая труба, в которой поток создавался искусственным путем (воздух нагнетался насосом). В дальнейшем (начиная с 1890 г.) в аэродинамических трубах начали применять для создания потока вентиляторы, нагнетавшие или всасывавшие воздух.

Систематическое опытное исследование сопротивления тел разной формы в аэродинамической трубе было впервые проведено знаменитым русским ученым К. Э. Циолковским в 1896 — 1897 гг. Для этой цели им была построена первая, по времени, в России аэродинамическая труба, названная им лопастной воздуходувкой, и изготовлены аэродинамические весы поплавкового типа, отличавшиеся большой точностью.

Первая аэродинамическая труба со всасыванием воздуха (т. е. с расположением вентилятора за моделью, считая по потоку) была построена Н. Е. Жуковским в Московском университете в 1902 г. Поле скоростей в такой трубе оказалось более равномерным и менее

завихренным, нежели в трубе с нагнетанием (в которой модель расположена за вентилятором). В 1904 г. в Кучине (под Москвой) по указаниям Н. Е. Жуковского был построен Аэродинамический институт и создана большая аэродинамическая труба диаметром в 1,2 м. В настоящее время аэродинамические трубы получили весьма широкое распространение: они имеются в научно-исследовательских институтах, работающих в области аэродинамики, авиационных вузах и иногда на авиационных заводах. Метод испытания моделей летательных аппаратов или их частей в искусственном потоке аэродинамической трубы стал в настоящее время одним из основных методов

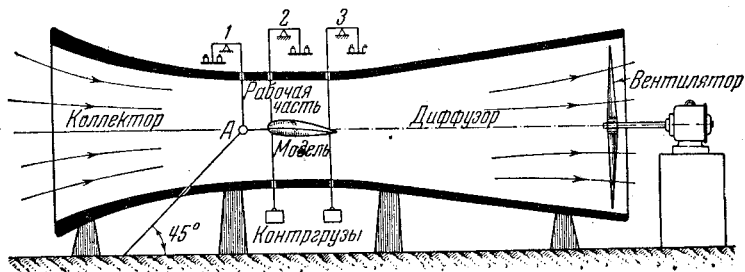


Рис. 3.6. Схема аэродинамической трубы.

эксперимента. Это объясняется возможностью получения в аэродинамических трубах больших скоростей потока, возможностью регулирования скорости, удобством измерения сил, действующих на покоящуюся модель, и, наконец, в высокой степени равномерным по сечению полем скоростей, достигаемым в современных конструкциях аэродинамических труб.

Простейшая схема аэродинамической трубы изображена на рис. 3.6. Воздух засасывается вентилятором через сужающийся насадок, который называется коллектором или соплом, затем проходит через рабочую часть, где помещается испытываемая модель, далее с помощью раструба, называемого диффузором, подводится к вентилятору и выходит наружу.

Назначение коллектора заключается в том, чтобы обеспечить плавный, без завихрений, вход потока в рабочую часть. В коллекторе частицы воздуха получают продольное ускорение. При этом тенденция их к поперечному перемешиванию уменьшается и, следовательно, степень турбулентности становится меньше.

Так как в рабочей части трубы весьма важно иметь поток с малой степенью турбулентности, то в современных аэродинамических трубах его подвергают в коллекторе большому сжатию: отношение входной и выходной площадей поперечного сечения коллектора берут равным пяти и выше.

Основное требование, которое предъявляется к потоку в рабочей части трубы, заключается в том, что он должен возможно ближе

соответствовать условиям обращенного движения, т. е. должен быть равномерным как в пространстве, так и во времени и векторы скорости в разных точках должны быть параллельны друг другу. В том месте рабочей части, где помещаются испытываемые модели («ядро» рабочей части), считаются недопустимыми изменения скорости при переходе от одной точки к другой или с течением времени, если эти изменения превышают  $1\%$  скорости. Отклонения вектора скорости потока от оси трубы (скос потока) в ядре рабочей части не должны превышать  $0,1^\circ$ .

Для того чтобы влияние границ потока не искажало результатов опыта (теоретически поток должен быть безграничным), площадь миделевого сечения модели в дозвуковых аэродинамических трубах не должна превосходить  $3\%$  площади поперечного сечения потока в рабочей части, если модель не имеет подъемной силы.

Если модель имеет подъемную силу, то даже и при этом условии в результаты опытов должны быть введены поправки на влияние границ потока.

В аэродинамических трубах больших скоростей влияние границ потока, кроме того, осложняется ударными волнами (скачками уплотнения), возникающими у поверхности модели (они будут рассмотрены в дальнейшем — гл. V).

Для того чтобы влияние стенок сверхзвуковой трубы не искажало результатов испытания, модель должна находиться внутри ромба, образованного ударными волнами, отходящими от носка модели и отраженными от стенок трубы (рис. 3.7).

Диффузор имеет своим назначением плавное уменьшение скорости потока при подходе его к вентилятору. Это уменьшение скорости позволяет снизить потери энергии на трение воздуха о стенки трубы и уменьшить расчетный перепад давления для вентилятора.

Однако угол конусности диффузора должен быть небольшим. Если этот угол больше, чем приблизительно  $7 - 10^\circ$ , то в диффузоре возникают поперечные колебания потока, которые могут нарушить равномерность его и в рабочей части.

Для измерения аэродинамических сил и моментов испытываемая модель укрепляется на приборе, который называется аэродинамическими весами. Крепление осуществляется с помощью проволоочной или ленточной подвески, или с помощью жестких стержней. На рис. 3.6 показана одна из возможных схем крепления с помощью проволоочной подвески. При такой схеме веса  $I$  измеряют силу лобового сопротивления (ибо если выделить узел А, то для натяжений проволок, которые в нем сходятся, получается силовой треугольник, у которого один угол прямой, а каждый из двух других равен  $45^\circ$ ). Сумма

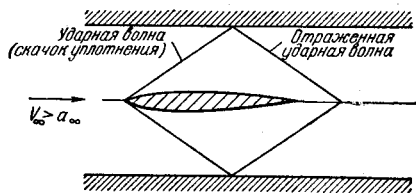


Рис. 3.7. В сверхзвуковой трубе модель должна находиться внутри ромба, образованного ударными волнами.

показаний весов 2 и 3 дает подъемную силу, а произведение показания весов 3 на расстояние между подвесками к весам 2 и 3 дает аэродинамический момент относительно носовой точки. Для того чтобы вся подвеска была в натянутом состоянии, к модели подвешиваются контргрузы; они вместе с моделью должны быть до опыта уравновешены на весах 2 и 3.

Присутствие в потоке ленточных подвесок и стержней, с помощью которых укрепляется испытываемая модель, вносит в поток значительные искажения, особенно существенные при испытании удобообтекаемой модели. Хотя при обработке результатов опыта всегда вводятся поправки на влияние системы крепления модели, однако полностью устранить эти влияния не удастся. Поэтому было бы весьма

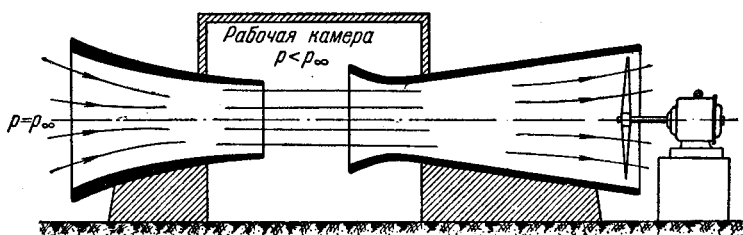


Рис. 3.8. Схема аэродинамической трубы Эйфеля с открытой рабочей частью.

желательно вообще избежать крепления модели с помощью стержней или подвесок. Это можно было бы осуществить, например, с помощью электромагнитного поля в рабочей части при изготовлении модели из магнитопроницаемого материала.

Аэродинамическая труба, изображенная на рис. 3.6, может быть названа трубой прямого действия с закрытой рабочей частью. Она имеет два существенных недостатка. Во-первых, так называемое прямое действие трубы, т. е. выбрасывание наружу прошедшего через трубу воздуха, приводит к неэкономичности трубы, так как энергия выброшенного воздуха здесь не используется. Во-вторых, закрытая цилиндрическая рабочая часть имеет тот недостаток, что давление вдоль потока в цилиндрической трубе, как известно из гл. II, убывает вследствие потерь на трение. Следовательно, помещенная в эту рабочую часть модель будет находиться в условиях переменного по ее длине давления, тогда как в полете давление воздуха, окружающего летательный аппарат на всем его протяжении, одинаковое. Это обстоятельство вносит погрешность в результаты опыта, особенно значительную при испытании моделей, длина которых велика по сравнению с их поперечными размерами (например, моделей фюзеляжей).

Можно устранить этот последний недостаток, если сделать рабочую часть открытой (рис. 3.8). Но так как при этом давление в свободной струе в рабочей части меньше давления  $p_{\infty}$  в помещении, из

которого засасывается воздух, то рабочая часть должна быть заключена в закрытую со всех сторон рабочую камеру. Такая аэродинамическая труба называется трубой Эйфеля.

Более экономичной, нежели труба Эйфеля, является аэродинамическая труба замкнутого типа (рис. 3.9); вместе с тем, при прочих равных условиях, она требует меньшего помещения. В аэродинамической трубе замкнутого типа частицы воздуха циркулируют по замкнутым траекториям. Пройдя через диффузор, воздух попадает в поворотные колена, затем в обратный канал (обратных каналов может быть два, симметрично расположенных относительно рабочей части) и, наконец, через два других поворотных колена — в коллектор. Для

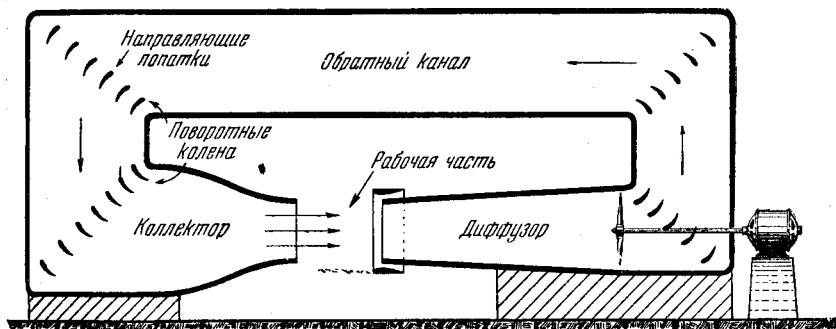


Рис. 3.9. Схема аэродинамической трубы замкнутого типа.

того чтобы при повороте потока уменьшить завихрения, в поворотных коленах устанавливаются направляющие лопатки.

Недостатком этой схемы является то, что от стенок аэродинамической трубы, ее вентилятора, системы направляющих лопаток и других деталей, ограничивающих поток, возникают неустановившиеся вихреобразования (турбулентность), которые влияют на величину сопротивления помещенной в потоке модели; с этой точки зрения следует отдать предпочтение трубе прямого действия, так как в рабочую часть этой трубы засасывается воздух непосредственно из атмосферы. Опыты показывают, что в современных аэродинамических трубах степень турбулентности, как правило, гораздо более высока, нежели в свободной атмосфере. Это является одной из причин несовпадения результатов испытания модели в аэродинамической трубе с результатами испытания натурального аппарата в полете. Часто оказывается, что по этой же причине не совпадают результаты испытания одной и той же модели в разных трубах (с разной степенью турбулентности). Таким образом, с парадоксом Дюбуа приходится встречаться и в современной технике эксперимента.

Для испытания моделей в условиях, близких к натуральным по степени турбулентности, построены специальные аэродинамические



трубы с малой турбулентностью. Конструктивная схема таких труб не отличается от схемы, изображенной на рис. 3.8. В этих трубах воздух также засасывается из атмосферы, но подвергается более сильному сжатию в коллекторе.

### § 7. Аэродинамические трубы больших скоростей<sup>1)</sup>

При больших дозвуковых и при сверхзвуковых скоростях полета основным правилом динамического подобия является правило Маиевского, согласно которому модель должна испытываться при тех же значениях числа  $M$ , что и натуральный объект. Для испытания моделей при больших скоростях строятся специальные аэродинамические трубы и установки; они позволяют изучать влияние сжимаемости среды на аэродинамические характеристики модели.

Аэродинамические трубы, в которых поток создается непосредственно вращением вентилятора или многоступенчатого осевого компрессора, называются *трубами непрерывного действия*. Однако для получения больших скоростей потока в трубах непрерывного действия требуются затраты больших мощностей (мощность приблизительно пропорциональна кубу скорости потока). Поэтому, наряду с трубами непрерывного действия, получили распространение аэродинамические трубы, не требующие такой большой мощности. В трубах этого типа поток создается разностью давлений между баллонами со сжатым воздухом и атмосферой или атмосферой и вакуумной емкостью, или баллонами со сжатым воздухом и вакуумом. Такие трубы называются *трубами кратковременного действия*, так как в этих случаях поток поддерживается в трубе непродолжительное время (от долей секунды до нескольких минут). При этом сжатие воздуха в баллонах или создание вакуума могут осуществляться компрессорами или вакуумными насосами значительно меньшей мощности, чем это потребовалось бы для трубы непрерывного действия.

Рассмотрим теперь основные типы аэродинамических труб больших скоростей.

#### а) Скоростные трубы переменной плотности

Для одновременного выполнения условий динамического подобия по сжимаемости и вязкости и определения зависимости аэродинамических характеристик летательных аппаратов или их частей от чисел  $M$  и  $R$  используются аэродинамические трубы переменной плотности.

Схема такой трубы дана на рис. 3.10. Изменяя с помощью компрессоров начальное давление в трубе, можно получить различные числа  $R$  модели, а изменяя скорости в рабочей части от малых до больших, можно изучить и влияние сжимаемости. Начальное давление

<sup>1)</sup> Этот параграф написан С. М. Горлиным.