



Карл Винклер

**25**

**ОПЫТОВ**

**ПО**

**ФИЗИКЕ ПОЛЕТА**

**УЧПЕДГИЗ • 1965**

Карл Винклер

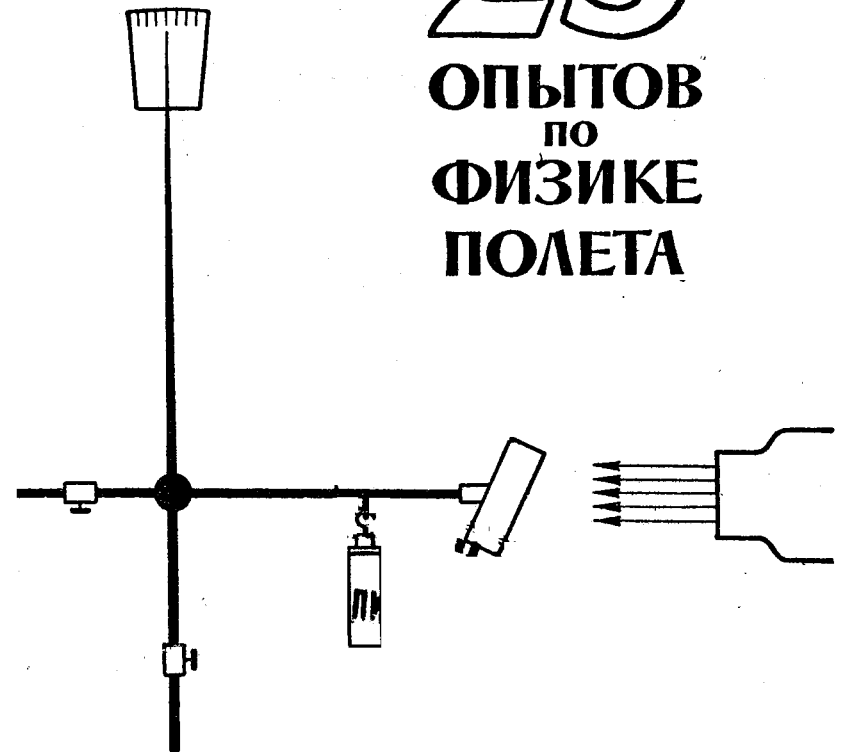
# 25

ОПЫТОВ  
по  
ФИЗИКЕ  
ПОЛЕТА

Винклер Карл "25 опытов по физике полета", Москва, "Учпедгиз", 1963г., стр.96.  
Основное издание дополнено приложениями А, Б, В и Г по конструкции  
аэродинамической трубы на 24 страницах. Всего эл. стр. 74.

В доступной форме даны материалы к проведению аэродинамических опытов, которые можно провести в домашних и школьных условиях с использованием самодельной аэродинамической трубы, измерительных устройств и моделей. В приложениях дана дополнительная информация по изготовлению аэродинамической трубы и оснащения к ней, что позволит изготовить более совершенное оборудование на базе современной элементарной базы (вентиляторов/импеллеров, бесколлекторных электродвигателей), значительно поднять верхнюю границу диапазона скоростей потока воздуха в трубе - до 70...100 м/с. Применение миниатюрных электронных датчиков давления позволит выполнять обработку результатов экспериментов на ПК.

Книга может быть полезна учащимся старших классов средней школы, интересующихся вопросами аэродинамики; учителям физики и руководителям кружков при подготовке и проведении демонстрационных опытов и модельных экспериментов; моделистам технических приложений.



ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
УЧЕБНО-ПЕДАГОГИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО  
МИНИСТЕРСТВА ПРОСВЕЩЕНИЯ РСФСР  
МОСКВА-1963

## 25 Versuche zur Flugphysik

Von Karl Winkler

Ausgabe 1956

VOLK UND WISSEN VOLKSEIGENER VERLAG  
BERLIN 1956

### ОТ ПЕРЕВОДЧИКА

Вниманию советского читателя предлагается перевод книги Карла Винклера «25 опытов по физике полета». Книга представляет интерес прежде всего для учащихся старших классов средней школы, желающих заниматься или занимающихся авиамоделированием как самостоятельно, так и в различного рода кружках.

На простых опытах автор книги знакомит читателя с некоторыми вопросами учения о потоке и физике полета, необходимыми для умелого конструирования авиамodelей. Большинство приборов, которые используются в опытах, можно изготовить самостоятельно или приобрести в магазинах учебно-наглядных пособий. Приведенные в книге расчеты не сложны и предполагают лишь знание математики в объеме средней школы.

Вместе с тем данное пособие своим содержанием и методикой изложения, опирающейся на эксперимент и опыт учащихся, представляет интерес для учителей физики и руководителей кружков авиамоделирования. Учителя найдут здесь и ряд полезных сведений, некоторый дополнительный материал по аэродинамике, нужный в учебной и внеклассной работе. Ряд опытов данного пособия может быть проведен на уроке как в форме демонстрационного, так и в форме лабораторного эксперимента. Большую пользу принесут и поставленные в конце каждого опыта вопросы и данные на них в конце книги ответы и замечания.

При переводе книги сохранены все ее особенности; в некоторых местах текст частично изменен и сокращен. Так, вместо единиц измерения силы «понд» и «килопонд», не принятых у нас, указаны «грамм» и «килограмм». Из авторского текста исключено несколько малоизвестных нашему читателю фамилий.

В конце книги указано некоторое оборудование по теме книги, которое можно приобрести в магазинах Главснабспроса.

Титов В. В.



### Опыт 1. Статическая подъемная сила

В 1783 году в Париже братьям Монгольфье удалось осуществить подъем экипажа на воздушном шаре, наполненном нагретым воздухом. Два человека из Парижа были первыми пассажирами. Сами братья Монгольфье не отважились лететь с ними.

В том же году французский физик Шарль впервые наполнил воздушный шар водородом. Этот аэростат также поднялся.

Чтобы понять, почему воздушный шар, наполненный газом, поднимается в воздух, мы должны знать закон Архимеда: *«На тело, погруженное в жидкость или газ, действует выталкивающая сила, направленная вертикально вверх. Эта сила равна весу жидкости или газа, вытесненных телом».*

**Задание.** Докажите наличие подъемной силы у полого тела, наполненного теплым воздухом.

**Приборы.** Чашечные весы, набор разновесок, деревянный брусок, бумажный фонарь, свеча (рис. 1).

**Выполнение задания.** Ставим чашечные весы на деревянный брусок, удаляем одну из двух чашек весов и на ее место подвешиваем бумажный фонарь («китайский фонарик») с от-

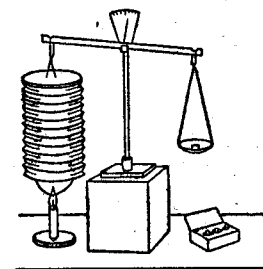


Рис. 1. Опытная установка для доказательства подъемной силы полого тела, наполненного теплым воздухом.



верстием. С помощью разновесок уравниваем весы. Затем ставим под отверстие бумажного фонаря горящую свечу.

**Результаты опыта и выводы.** Через несколько минут воздух внутри фонаря нагревается и равновесие весов нарушается. Фонарь («воздушный шар») поднимается вверх, так как вес нагретого воздуха меньше веса ненагретого воздуха того же объема. *Подъемная сила, действующая на покоящееся тело, называется статической подъемной силой  $A$ .* На тело действуют две силы: вес  $G$  и выталкивающая сила  $A$ , направленная вверх (рис. 2).

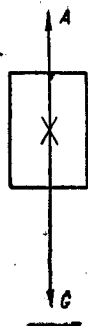


Рис. 2. На всякое тело, находящееся в воздухе или в жидкости, действуют две силы: подъемная сила  $A$  — вверх и сила тяжести  $G$  — вниз.

Мы различаем три случая:  $A$  меньше  $G$  — тело падает;  $A$  равно  $G$  — тело парит;  $A$  больше  $G$  — тело поднимается. Выталкивающая сила нашего фонаря не так велика, чтобы он мог летать. Однако, если мы построим воздушный шар, вес которого (включая оболочку воздушного шара, заключенный в нее газ, вспомогательное снаряжение и людей) будет меньше веса вытесненного воздуха, то есть, если выталкивающая сила будет больше веса шара, то воздушный шар поднимается вверх, он «летит». Подъемная сила в данном случае равна разности выталкивающей силы и веса воздушного шара.

Аэростаты строятся из очень легкого воздухопроницаемого аэростатного шелка и имеют форму близкую к шару. Наполняются воздушные шары легким газом — водородом.

Решим для примера следующую задачу.

Воздушный шар, оболочка которого вмещает  $1600 \text{ м}^3$ , наполнен водородом (удельный вес  $0,09 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ ). Оболочка воздушного шара, гондола и тросы весят  $1100 \text{ кг}$ . Рассчитайте подъемную силу (удельный вес воздуха  $1,3 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ ).

**Решение.**

Общий вес  $G$  свободного баллона состоит из веса заполняющего газа  $1600 \text{ м}^3 \cdot 0,09 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} = 144 \text{ кг}$ , веса оболочки

воздушного шара и тросов  $1100 \text{ кг}$  и равен  $G = 1244 \text{ кг}$ . Вес вытесненного воздуха (выталкивающая сила)  $A$  равен  $1600 \text{ м}^3 \cdot 1,3 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} = 1968 \text{ кг}$ ; итак,  $A = 1968 \text{ кг}$ , а  $G = 1244 \text{ кг}$ .

Это дает в итоге подъемную силу  $N$ :

$$N = A - G = 1968 \text{ кг} - 1244 \text{ кг} = 724 \text{ кг}.$$

Этой силой может быть поднят, например, груз из 3 человек, измерительных инструментов и многочисленных балластных мешков, наполненных песком.

В отличие от самолетов аэростаты не управляются, а гонятся в направлении ветра. Поэтому их нельзя использовать как средство сообщения. Очень удобны аэростаты для исследования стратосферы. В 1932 году швейцарский физик Пиккар<sup>1</sup> на воздушном шаре особой формы (с герметически закрытой кабиной) достиг высоты почти  $17\,000 \text{ м}$ , а в 1933 году советский ученый Прокофьев<sup>2</sup> —  $19\,000 \text{ м}$ . Воздушный шар, как регистрирующий прибор, поднимается ныне на высоту около  $36\,000 \text{ м}$ . Служба погоды применяет наполненные водородом аэростаты небольших размеров. Маленькие легкие радиопередатчики, которыми снабжены эти аэростаты, передают наземным станциям такие важные для предсказания погоды данные, как влажность и температура высоких слоев атмосферы. В последние сто лет строились также и управляемые воздушные шары — дирижабли. Развитие дирижаблестрое-

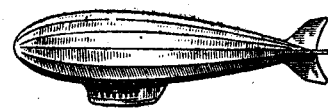


Рис. 3. Управляемый дирижабль. Жесткий алюминиевый каркас придает кораблю обтекаемую форму. Внутри размещены камеры из плотного шелка для газообразного водорода или гелия. В боковых гондолах расположены моторы для воздушных винтов, в передней гондоле есть место для пилота.

<sup>1</sup> Пиккар Огюст — швейцарский физик-стратонавт. В последнее время занимается проблемой изучения морских глубин. (Прим. перев.)

<sup>2</sup> Прокофьев Г. Н. (1902—1939) — советский стратонавт. С 1924 г. изучал вопросы полета на аппаратах легче воздуха. В 1933 г. на стратостате «СССР — 1» вместе с Э. К. Бирibaумом и К. Д. Годуновым совершил рекордный полет в стратосферу —  $19\,000 \text{ м}$ . (Прим. перев.)

ния связано с именами Жиффарда<sup>1</sup> (1852), Соковнина<sup>2</sup> (1866), Цепелина<sup>3</sup> (1895) и Парсевала<sup>4</sup> (1907).

На любое тело, погруженное в жидкость или газ, действует статическая подъемная сила. Последняя равна весу жидкости или газа, вытесненного телом (закон Архимеда). Если подъемная сила больше веса тела, то тело поднимается вверх.

#### Упражнения.

1. Почему детский воздушный шар, наполненный водородом, поднимается, а надутый воздухом — опускается?
2. Мыльные пузыри, наполненные воздухом, некоторое время поднимаются, потом опускаются на землю. Как объяснить это?
3. Какой груз дополнительно может нести наполненный водородом детский воздушный шар диаметром  $d = 20$  см, если оболочка шара весит 2,07 Г, а нить, к которой привязан груз, — 0,1 Г? (1 м<sup>3</sup> водорода весит 0,09 Г).

#### Опыт 2. Однородный воздушный поток

Маленькие тела, летающие в воздухе, не имеют существенного значения для современного воздухоплавания. Самолет значительно тяжелее воздуха. Чем объясняется то, что он все же может летать? Летать — давнее желание людей. Все попытки подражать полету птиц при помощи самодельных крыльев не дали результатов, так как сил человека недостаточно для собственного подъема. И только после исследования движения воздушных потоков и подъемных сил были осуществлены первые полеты человека. Большое значение имели исследования Отто Лилиенталя<sup>5</sup>, который в 1891 году выполнил первый полет на своем планере (рис. 4).

<sup>1</sup> Жиффард Анри (1825—1882) — французский конструктор. В 1852 г. на дирижабле (в 2500 м<sup>3</sup>) собственной конструкции совершил первый полет.

<sup>2</sup> Соковнин Н. М. — русский изобретатель в области воздухоплавания, вице-адмирал. В 1866 г. разработал проект управляемого аэростата (дирижабля). (Прим. перев.)

<sup>3</sup> Цепелин (1838—1917) — немецкий конструктор дирижаблей жесткой системы с металлическим каркасом, обтянутым тканью. (Прим. перев.)

<sup>4</sup> Парсеваль — французский математик. (Прим. перев.)

<sup>5</sup> Лилиенталь Отто — немецкий инженер, один из пионеров авиации. Он первым доказал преимущество выпуклой поверхности перед плоской (в потоке). Попутно следует указать, что первый

В начале XX столетия условия полета тел тяжелее воздуха исследовали во многих странах. Экспериментальные работы очень облегчились, когда установили следующий очень важный закон: *«Безразлично, движется ли тело через неподвижный воздух или покоящееся тело обтекается воздухом. Силы, действующие на тело, равны в обоих случаях».*

Аэродинамические экспериментальные установки работают с неподвижными телами в движущемся потоке воздуха.

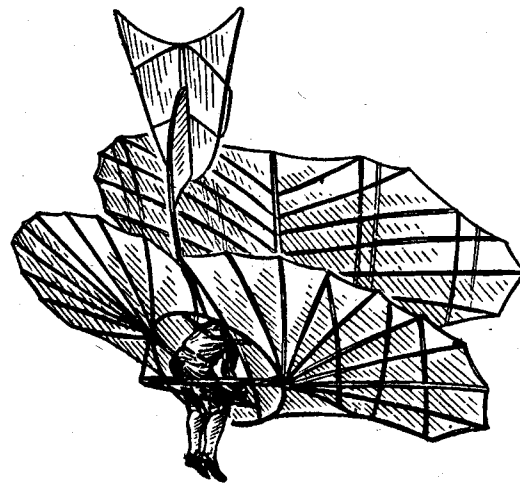


Рис. 4. Отто Лилиенталь планирует с помощью летательного аппарата.

ха. В аэродинамических трубах создают равномерный поток воздуха и устанавливают в него тело.

Чтобы исследовать условия полета и проводить измерения, мы также воспользуемся подобным устройством. Мы применяем генератор воздушного потока (аэродинамическую трубу), прибор, в котором пропеллер, вращаемый электромотором, создает искусственный поток воздуха.

**Задание.** Исследуйте поток в аэродинамической трубе.

**Приборы.** Аэродинамическая труба, зонд с одной нитью, с несколькими нитями, электрошнур, штатив.

самолет был построен в 1882 г. Можайским А. Ф. В том же году на этом самолете в России был совершен первый в мире полет, с которого начинается Великая история Авиации. (Прим. перев.)

### Выполнение задания.

а) Спереди аэродинамическая труба ограничена решеткой, на которую надето сопло. Решетку и сопло мы сначала снимаем. Затем подключаем аэродинамическую трубу к сети переменного тока напряжением 220 или 127 в (рис. 5).

На пути воздушного потока держим закрепленную на стержне шерстяную нитку (однонитяной зонд) и наблюдаем за ее движением.

б) Выключаем мотор, насаживаем сетку и прочно навинчиваем сопло. После включения мотора держим сначала

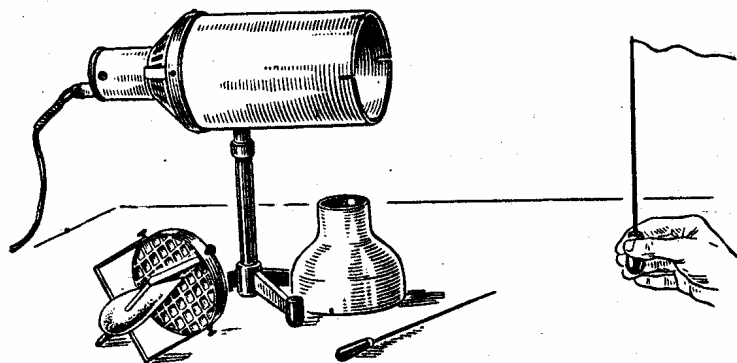


Рис. 5. Опытная установка для исследования вихревого потока воздуха.

однонитяной зонд на том же расстоянии от сопла, как прежде, а потом — многонитяной зонд в середине потока воздуха (рис. 6). Наблюдаем снова за движением шерстяных нитей и сравниваем опыты а и б.

**Результаты опыта и выводы.** В опыте а нитка зонда колеблется беспокойно. Воздушный поток приводит ее в винтообразное движение. Из этого мы заключаем, что воздушный поток имеет «нарезку», то есть обладает вращательным движением. Поток воздуха с винтообразным движением, однако, не пригоден для наших исследований и измерений. Он должен быть «разглажен» (выпрямлен). Это достигается установкой в сопле так называемого выпрямителя. Если поместить однонитяной зонд в поток воздуха (опыт б) после установки выпрямителя и сопла, то шерстяная нить устанавливается почти неподвижно в горизонтальном на-

правлении. Укрепленные друг около друга нити многонитяного зонда вытягиваются в одном направлении. Выпрямитель устранил нарезку и сделал воздушный поток однородным и прямолинейным. Все частицы однородного потока воздуха движутся с одинаковыми скоростями по параллельным путям. Все последующие опыты мы будем выполнять в однородном воздушном потоке.

Первые опыты в искусственно созданном однородном потоке воздуха выполнил французский инженер фон Эйфель (1832 — 1923, строитель Эйфелевой башни).

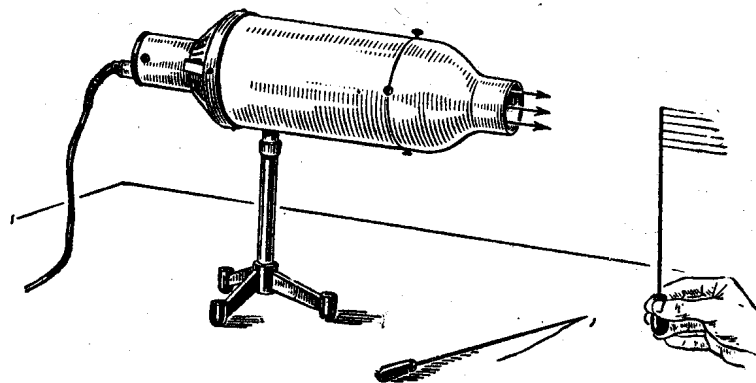


Рис. 6. Опытная установка для исследования однородного потока воздуха.

Для исследования поведения тел в движущемся воздухе применяют однородный воздушный поток. Воздушный поток однороден, если все его частицы движутся с одинаковыми скоростями по параллельным прямолинейным траекториям.

### Упражнения.

1. Почему понижается скорость потока воздуха при увеличении расстояния от сопла аэродинамической трубы?
2. Почему мы должны устанавливать обтекаемое тело всегда на одинаковом расстоянии от сопла при выполнении сравнительных измерений в искусственном воздушном потоке?
3. Имеет ли движущийся в свободном пространстве воздух (ветер) однородный поток?

### Опыт 3. Линии тока

При малых скоростях и при условии, что газы также несжимаемы, как и жидкости, законы для движущихся газов приблизительно совпадают с законами для движущихся жидкостей. Основываясь на этом, мы можем проводить наши опыты не в потоке воздуха, а, например, в потоке воды.

Поэтому в дальнейшем мы не будем делать особых ссылок на это обстоятельство.

Создадим однородный (гомогенный) поток воды «гидродинамической трубой» (рис. 7).

**Задание.** Пронаблюдайте за движением частиц воды в гидродинамической трубе сначала в равномерно расширенном, а затем в суженном канале.

**Приборы.** Небольшая гидродинамическая труба, дубовые стружки, два профильных тела для сужения канала.

**Выполнение задания.** Наполним гидродинамическую трубу до самого края водой. Чтобы следить за ходом потока, внесем в воду небольшое количество мелких дубовых стружек. Для создания потока воды труба снабжена пульверизатором («груша»).

Зажмем выведенную наружу трубку зажимом и накачаем нижним резиновым мячом верхний мяч. Если немного ослабить зажим трубки, то воздух, накопленный в верхнем резиновом мяче, равномерно потечет в гидродинамическую трубу и приведет воду в движение. В «окно» трубы видно, как вода течет сверху вниз. Такой, заключенный в трубку поток называют замкнутым потоком в противоположность свободному потоку, посылаемому, например, аэродинамической трубой.

Движение воды мы отмечаем по плывущим в воде дубовым стружкам. Зажим трубки дает нам возможность изменять скорость текущей воды. Мы то позволяем воде течь через канал беспрепятственно, то сужаем канал в середине

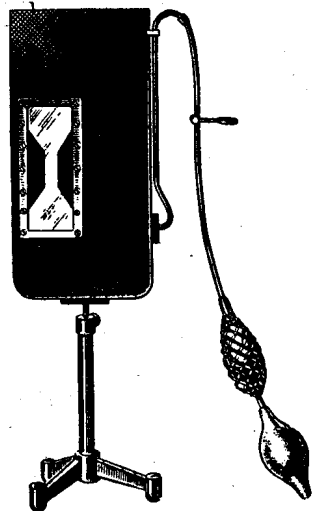


Рис. 7. Гидродинамическая труба показывает нам движение частиц воды.

окна, вставляя сверху, справа и слева от края стеклянного окна два профильных тела с помощью длинных проволоочных держателей. Поперечный разрез трубы похож тогда на сопло. Опишите и зарисуйте путь дубовых стружек.

**Результаты опыта и выводы.** Путь частичек жидкости называют линиями тока. Мы наблюдали неизменный вид линий тока (рис. 8), так как каждая последующая частичка жидкости бежит по тому же пути, что и предыдущая.

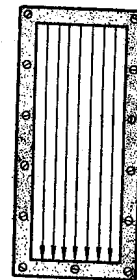


Рис. 8. Простейший пример стационарного потока.

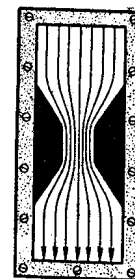


Рис. 9. Другой пример стационарного потока.

Если поток проходит через суженный канал, то линии тока в узком месте сжимаются (рис. 9). Если форма линий тока остается неизменной, то поток называют *стационарным*. В дальнейшем мы будем пользоваться только стационарными потоками.

Путь частичек потока называют линиями тока. Линии тока стационарного потока не изменяют своей формы с течением времени.

### Опыт 4. Скорость движения потока и его поперечное сечение

Вам, наверное, приходилось наблюдать, как повышается скорость текущей воды в узком месте реки. Листья на воде движутся быстрее, когда они проплывают у быка моста, и медленнее в широкой части реки. Гидродинамическая труба должна показать нам зависимость скорости потока от его поперечного сечения.

**Задание.** Проследите за движением частичек воды при уменьшении поперечного сечения в гидродинамической трубе.

**Приборы.** Небольшая гидродинамическая труба, дубовые стружки, 2 профильных тела.

**Выполнение задания.** Воду, перемешанную с дубовыми стружками, пропустите через суженный канал (сравните с опытом 3). Наблюдайте за движением замкнутого потока перед сужением, в сужении и после сужения поперечного сечения. Зарисуйте картину обтекания.

**Результаты опыта и выводы.** В верхней части перед соплом линии тока располагаются далеко друг от друга: дубовые стружки движутся, но медленно. В месте уменьшения поперечного сечения, где линии тока сгущаются, более

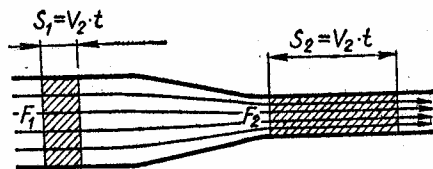


Рис. 10. К выводу уравнения потока.

высокая скорость движения воды вызывает более быстрое движение дубовых стружек. В нижней половине сопла движение воды снова замедляется. Итак, скорость потока повышается при уменьшении поперечного сечения трубы и уменьшается при увеличении поперечного сечения. В месте большей скорости линии тока располагаются плотнее, чем в месте меньшей скорости. По линиям тока можно судить о скорости движения жидкости.

Связь между поперечным сечением и скоростью стационарного замкнутого потока можно найти и рассуждением.

Через любое поперечное сечение в одинаковое время протекает один и тот же объем жидкости  $V$ . Через поперечное сечение  $F$  трубы за время  $t$  жидкость перемещается на отрезок пути  $s$  (рис. 10):

$$V = F \cdot s.$$

При равномерном движении жидкости отрезок пути  $s$  заменяется также через произведение скорости  $v$  и времени  $t$ , так как преобразование формулы «скорость =  $\frac{\text{путь}}{\text{время}}$ »,

или  $v = \frac{s}{t}$ , дает «путь = скорость  $\times$  время», или  $s = v \cdot t$ . Мы получаем (уравнение движения потока):

$$V = F \cdot v \cdot t.$$

Это уравнение справедливо для любого поперечного сечения потока. За одно и то же время  $t$  через большее поперечное сечение  $F_1$  со скоростью  $v_1$  и через меньшее поперечное сечение  $F_2$  со скоростью  $v_2$  протекает одинаковое количество воды. Поэтому

$$V = F_1 \cdot v_1 \cdot t = F_2 \cdot v_2 \cdot t.$$

Отсюда получается:  $F_1 \cdot v_1 = F_2 \cdot v_2$ , и если обе части уравнения разделить на  $F_2 \cdot v_1$ , то

$$\frac{F_1 \cdot v_1}{F_2 \cdot v_1} = \frac{F_2 \cdot v_2}{F_2 \cdot v_1}.$$

Сокращая, получаем:  $\frac{F_1}{F_2} = \frac{v_2}{v_1}$ .

Теперь становится понятным значение сопла в воздействии на поток воды или воздуха (рис. 7). Благодаря ему поперечное сечение потока сужается и скорость потока возрастает.

Чем уже сечение трубы, тем больше скорость протекающей через него жидкости или газа. При увеличении скорости потока линии тока сгущаются, при уменьшении разрежаются.

#### Упражнения.

1. Для чего на конец садового или противопожарного шланга навинчивается сопло? Как можно пользоваться садовым шлангом, если нет сопла?

2. Через трубопровод поперечным сечением  $7,5 \text{ см}^2$  течет вода со скоростью  $3 \frac{\text{м}}{\text{сек}}$ . Как велика станет скорость потока, если поперечное сечение трубопровода уменьшится до  $5,0 \text{ см}^2$ ?

#### Опыт 5. Напорное (динамическое) давление

Если вода попадает на препятствие, то она оказывает на препятствие давление, которое называется *напорным* или *динамическим*.

Напорное давление воды используется, например, для приведения в движение водяных колес и лопастей турбин, для очистки кузовов автомобилей от прилипшей грязи и пыли (рис. 11). Напорное давление струи воды, а также струи воздуха мы можем почувствовать ясно на себе.



В воздушный поток пескоструйного аппарата, который применяется для чистки фронтонов облицованных естественным камнем зданий и для удаления ржавчины со стальных частей, добавляется мелкий песок, который повышает очищающее действие потока воздуха.

Напорное давление может быть измерено так же, как и давление воздуха или давление пара в котле.

Для измерения напорного давления в свободных потоках применяют трубку Пито (названа по имени ее изобретателя

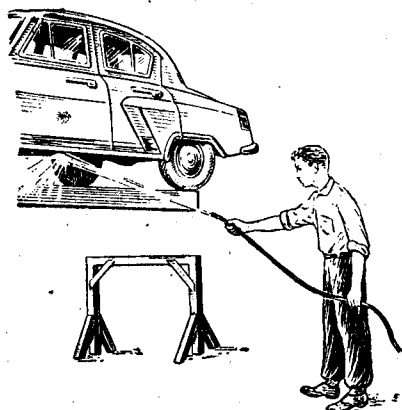


Рис. 11. Струя воды смывает с автомобиля прилипшую грязь.

французского математика, физика и гидротехника Пито), соединенную с открытым манометром.

**Задание.** Трубкой Пито измерьте напорное давление в свободном потоке воздуха аэродинамической трубы при различных скоростях потока.

**Приборы.** Аэродинамическая труба со штативом, открытый манометр, микроманометр, трубка Пито со штативом, резиновая трубка,

электрошнур, переменное сопротивление (400 ом, 1 а).

**Выполнение задания.** а) Изготавливаем трубку Пито из стеклянной трубки длиной 20 см, внутренним диаметром около 5 мм, сгибая ее под прямым углом (на расстоянии 5 см от конца) на пламени Бунзеновской горелки<sup>1</sup>. Стеклянную трубку длиной 30 см (того же диаметра) сгибаем в форме буквы V и закрепляем несколькими проволочными петлями на толстом картоне, покрытом миллиметровой бумагой. Наполнив трубку до половины подкрашенной водой, будем использовать ее как простой манометр (измеритель давления, рис. 12).

Теперь соединим длинный конец трубки Пито резиновым патрубком с коленом V-образной трубки. С помощью

зажима штатива устанавливаем трубку Пито на расстоянии 20 см от аэродинамической трубы так, чтобы короткий (открытый) конец трубки Пито был направлен параллельно и навстречу воздушному потоку. Включаем аэродина-

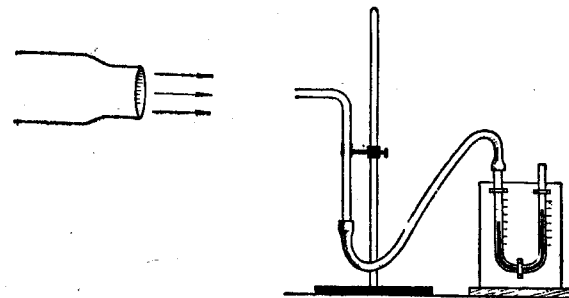


Рис. 12. Трубкой Пито можно измерить напорное давление.

мическую трубу и наблюдаем, как изменяется уровень жидкости в трубке манометра. Часть воздушного потока попадает в отверстие отогнутого под прямым углом конца трубки. Уровень жидкости в левом колене манометра понижается, в то время как в правом колене поднимается. Измеряем разность высот с помощью приклеенной миллиметровой бумаги. Но изменение в высоте столбов жидкости так мало, что его едва можно заметить, тем более отсчитать.

б) Однако чувствительность манометра можно повысить, если правое, открытое колено отогнуть, пока оно не займет почти горизонтальное положение. Тогда отклонение столба жидкости в правой стеклянной трубке скажется на значительно большем расстоянии и будет легче определить изменение уровней жидкости.

По этому принципу строим второй манометр (рис. 13). Наклоняем правую стеклянную трубку настолько, чтобы

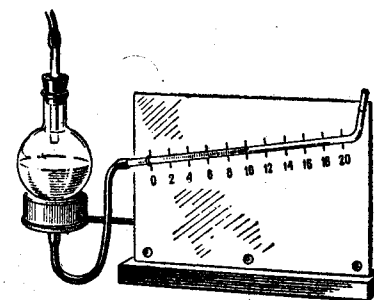


Рис. 13. Самодельным микроманометром можно измерять разность давлений в одну десятую миллиметра водяного столба.

<sup>1</sup> Горелка названа по имени ее изобретателя немецкого химика Бунзена (1811—1899). (Прим. перев.)

на отрезке длиной 20 см разность уровней составляла 2 см; итак, подъем составляет 2 : 20 или 1 : 10. Левую стеклянную трубку заменяем сосудом (или стеклянной воронкой шарообразной формы), который вмещает большое количество жидкости. Сосуд и трубку соединяем резиновым шлангом. Благодаря такому устройству уровень жидкости при колебаниях давления на правой стороне меняется сильно, на левой стороне, напротив, незаметно. Поэтому мы можем пренебречь разностью высот между обеими поверхностями и принимаем во внимание только изменение у наклонно лежащего колена. Расстояния, определяемые в наклонно лежащем колене, измеряем по сантиметровой шкале, наклеенной на картон.

Изменение уровня жидкости в наклонно лежащей трубке на 1 см соответствует разности высот в  $\frac{1}{10}$  см, или в 1 мм.

Такой измеритель давления называется *микроманометром*. Им можно определять отклонения высот в десятых долях миллиметра.

в) Соединяем микроманометр с трубкой Пито и измеряем напорное давление потока воздуха на расстоянии 20 см от отверстия сопла до и после включения электрического сопротивления, сначала — при быстротекущем, потом — при медленнотекущем воздухе.

**Результаты опыта и выводы.** При неподвижном воздухе на оба колена манометра действует атмосферное давление. После включения аэродинамической трубы в трубке Пито возникает, вследствие добавляющегося напорного давления, избыточное давление. Оно вызывает отклонение столба жидкости в правом колене манометра. Напорное давление указывается в мм водяного столба (мм в. ст.). Водном из опытов были получены следующие данные:

Воздушный поток	Отклонение водяного столба вправо, см	Напорное давление, мм в. ст.
Быстротекущий (без включенного сопротивления)	8,7	8,7
Медленнотекущий (с включенным сопротивлением)	4,3	4,3

Измерения показывают, что напорное давление зависит от скорости потока воздуха.

Давление, измеряемое водяным манометром, указывается в мм в. ст. (мм водяного столба). 1 мм в. ст. равен давлению, которое столб воды высотой 1 мм оказывает на свое основание.

Мы предполагаем, что над горизонтальной поверхностью сечением  $F = 1 \text{ м}^2$  находится столб воды высотой 1 мм (0,001 м). Это количество воды имеет объем  $1 \text{ м}^2 \times 0,001 \text{ м} = 0,001 \text{ м}^3$  и соответственно вес  $G = 1 \text{ кг}$ , так как 1 м<sup>3</sup> воды весит 1000 кг. Давление, которое оказывает столб воды на основание, есть

$$\frac{G}{F} = \frac{1 \text{ кг}}{1 \text{ м}^2} = 1 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}.$$

Итак, 1 мм в. ст.  $\triangleq$  1  $\frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$ . Это означает: размерности

мм в. ст. и  $\frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$  можно взаимозаменять.

*Связь между давлением напора и скоростью.*

По расчетам, которые здесь не приводятся из-за их сложности, давление напора  $q$  зависит от плотности  $\rho$  и скорости  $v$  потока следующим образом:

$$q = \frac{\rho}{2} \cdot v^2.$$

Давление напора пропорционально плотности текущей жидкости и квадрату скорости (при увеличении скорости потока в 2 раза давление увеличивается в 4 раза). Для воздушного потока берут среднее значение плотности воздуха

$$\rho = \frac{1}{8} \frac{\text{г}}{\text{см}^3} \left( \frac{1 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4} \right)$$

и, принимая во внимание единицы измерения, получают:

$$q \left[ \text{мм в. ст. или} \frac{\text{кг}}{\text{м}^2} \right] = \frac{\left( v \left[ \frac{\text{м}}{\text{сек}} \right] \right)^2}{16}. \quad (1)$$

<sup>1</sup> Значок  $\triangleq$  означает соответствие. (Прим. перев.)

Применяя эту формулу, мы можем рассчитать следующую таблицу, которая для скоростей от  $2 \frac{м}{сек}$  до  $12 \frac{м}{сек}$  содержит значения, соответствующие давлению  $q$ .

$v, м/сек$	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$q, мм в. ст.$	0,2	0,5	1	1,5	2,2	3,1	4	5	6,2	7,5	9

По формуле (1) можно найти  $v$  и затем из давления напора определить скорость воздушного потока:

$$v \left[ \frac{м}{сек} \right] = 4 \sqrt{q [мм в. ст.]}. \quad (2)$$

Пример. Двум давлениям напора  $q_1 = 8,7 мм в. ст.$  и  $q_2 = 4,3 мм в. ст.$  соответствуют скорости потока:

$$v_1 = 4 \sqrt{8,7} \frac{м}{сек} \approx 11,8 \frac{м}{сек},$$

$$v_2 = 4 \sqrt{4,3} \frac{м}{сек} \approx 8,3 \frac{м}{сек}.$$

Давление напора, или динамическое давление, увеличивается пропорционально квадрату скорости потока.

#### Упражнения.

1. Проверьте табличные значения скорости расчетами.
2. Измерьте скорость искусственного воздушного потока на расстоянии 20, 40, 60 и 80 см от сопла аэродинамической трубы.

#### Опыт 6. Статическое давление

Кто хочет в летние каникулы предпринять велосипедную прогулку, должен заранее основательно отремонтировать свой велосипед. Вместе с тем, чтобы велосипед не ржавел в дождливую погоду, его покрывают тонким слоем керосина. Для этого надо воспользоваться воздушным насосом и резервуаром для керосина (рис. 14). Воздушный насос дает сильный поток воздуха, который, пролетая над керосином, увлекает его за собой и распыляет. Мы хотим знать, каким образом воздушный поток извлекает жидкость из резервуара и распыляет ее, и нас интересует существующее внутри воздушного потока давление. Это дав-

ление называют *статическим* давлением жидкости или газа. Последнее можно измерить, например, с помощью маленького, движущегося вместе с потоком, манометра или с помощью диска (рис. 15).

**Задание.** Через трубку Вентури<sup>1</sup> направьте искусственно созданный поток воздуха и измерьте статическое давление в узкой и широкой частях трубки.

**Приборы.** Аэродинамическая труба, трубка Вентури с двумя открытыми манометрами, электрошнур.



Рис. 14. С помощью распылителя велосипеда и автомобиля опрыскивают керосином, чтобы предохранить их от ржавчины.

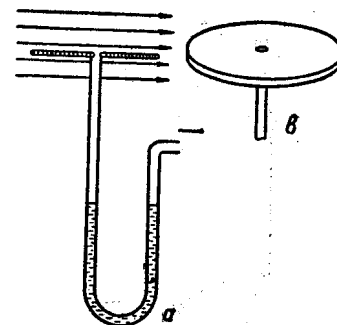


Рис. 15. Манометр  $a$  и диск  $b$ .

**Выполнение задания.** Трубка Вентури в двух местах различного сечения соединяется резиновой трубкой с двумя V-образной формы стеклянными трубками (открытыми манометрами), которые до половины заполнены подкрашенной водой.

На сопло аэродинамической трубы насаживаем картонную воронку (в данном случае пакетик из прочного картона), которую удерживаем резиновым кольцом, чтобы весь поток воздуха проходил в трубку Вентури (рис. 16). Устанавливаем, какое давление показывают оба манометра.

**Результаты опыта и выводы.** Так как ответвления трубок, ведущих к манометрам, заканчиваются стенкой трубки Вентури, то измеряется давление, которое оказывает

<sup>1</sup> Вентури Д. Б. (1746—1822) — итальянский ученый. Трубка его имени служит для измерения скоростей в воздушном и водяном потоке. (Прим. перев.)

поток воздуха вблизи ответвлений, у стенки трубки, и которое является также внутренним, то есть статическим, давлением текущего в этом месте воздуха. При этом мы должны отличать пониженное давление от повышенного. Манометр указывает пониженное давление, если столбик воды, обращенный к трубке Вентури, поднимается, и повышенное давление, если этот столбик воды падает. При пониженном давлении измеренное давление меньше, при повышенном больше, чем атмосферное давление воздуха. По-

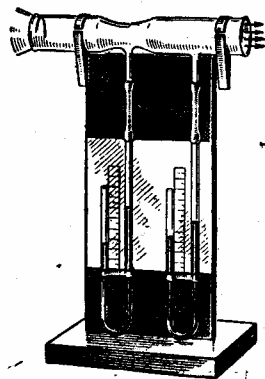


Рис. 16. Опытная установка для измерения соотношения давлений при суженном поперечном сечении (трубка Вентури).

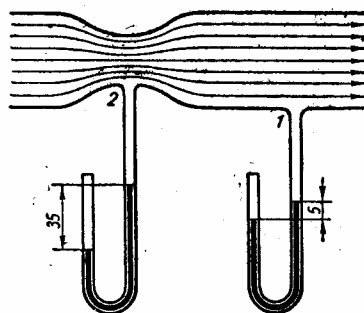


Рис. 17. Трубка Вентури с двумя жидкостными манометрами.

вышенное давление имеет положительный знак, пониженное — отрицательный. Снимаем показания приборов (рис. 17).

Место измерения	Статическое давление, мм в. ст.
1 большое поперечное сечение	—5
2 малое поперечное сечение	—35

Перед тем как воздух потечет через трубку Вентури, уровень воды в обоих манометрах одинаков, то есть давление на внутреннюю стенку трубки Вентури в области мест измерения 1 и 2 такое же, как и давление атмосферы.

При продувании воздуха через трубку Вентури столбик жидкости манометра поднимается в колене, соединенном с трубкой Вентури. Так как внешнее давление воздуха остается неизменным, то давление на внутреннюю стенку трубки Вентури в измеряемом месте должно уменьшаться. Внешнее давление воздуха преобладает и выталкивает столбик воды манометра к трубке Вентури. Разность высот столбов жидкости манометров указывает величину пониженного давления. Благодаря пониженному давлению

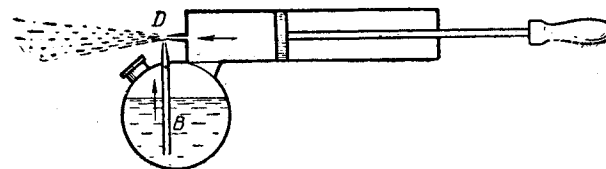


Рис. 18. Принципиальная схема форсунки для распыления керосина.

жидкость манометра частично засасывается воздушным потоком. Наши измерения показывают, что при уменьшении поперечного сечения потока статическое давление внутри него падает (скорость потока возрастает), а при увеличении поперечного сечения, напротив, статическое давление возрастает (скорость потока уменьшается). Понижение статического давления при повышении скорости потока и связанная с этим «тяга» часто используется в технике, например в распылителе, с действием которого мы познакомились на стр. 20. Поток воздуха, как видно на рисунке 18, проходит через узкое сопло. Благодаря этому скорость потока в области D резко возрастает и статическое давление падает. В области D давление потока воздуха меньше атмосферного. Поэтому частички воздуха вырываются из резервуара B с керосином. Стоящая в резервуаре трубка становится напорной или всасывающей трубкой. Пониженное давление оказывается настолько значительным, что керосин попадает в поток воздуха, увлекается им и распыляется.

В автоколонках для опрыскивания кузова автомобиля применяют распылитель, использующий сжатый воздух, который с большой скоростью выходит из форсунки и распыляет керосин из так называемого пульверизатора.

Следует также упомянуть горелку Бунзена (рис. 19). Через узкое сопло с большой скоростью выходит газ и через боковое отверстие засасывает воздух. Образуется смесь газа с кислородом. Если сужать или расширять боковое отверстие, то изменяется состав газовой смеси и, вследствие этого, температура пламени. При полностью закрытом боковом отверстии газ горит обычным светящимся пламенем.

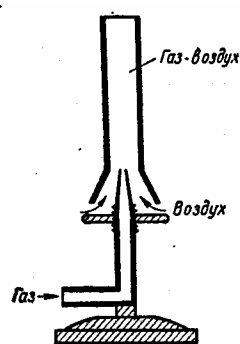


Рис. 19. В горелке Бунзена газовый поток, выходящий из сопла, создает пониженное давление, поэтому воздух (кислород) засасывается.

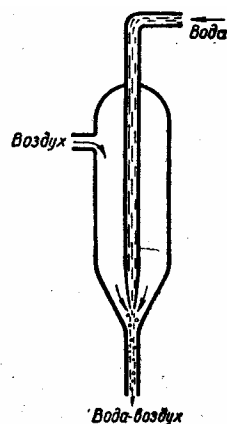


Рис. 20. В водоструйном насосе поток воды увлекает за собой частички воздуха.

По тому же принципу разреженное воздушное пространство можно создать водоструйным насосом (рис. 20). К боковому отверстию колбы при помощи резинового шланга присоединяется сосуд, из которого откачивается воздух. Вытекающий поток воды увлекает за собой воздух.

Установки для вентиляции воздуха на кораблях, в вагонах-ледниках и холодильниках также снабжаются соплами, благодаря которым ветер или движущийся поток воздуха оказывает всасывающее действие. На том же основании на дымовой трубе устанавливаются вращающиеся сопла, которые флюгером всегда ставятся в направлении ветра.

**Статическое давление<sup>1</sup> потока уменьшается с увеличением скорости потока. В этой области линии тока уплотняются.**

### Упражнения.

1. Опишите действие карбюратора двигателя внутреннего сгорания.
2. Какие вам известны приборы для измерения динамического и статического давления?

### Опыт 7. Аэродинамический парадокс

Как мы видели в опыте 6, статическое давление замкнутого воздушного потока при уменьшении его поперечного сечения понижается и вызывает на ограничивающих поверхностях силу тяги, которая действует перпендикулярно к потоку и направлена на последний. Благодаря этому у тел, которые попадают в свободный поток воздуха, часто и наблюдают удивительное, парадоксальное явление. Прибор, демонстрирующий подобное явление, построен Клеманом и Дезормом<sup>2</sup>.

**Задание.** На приборе для доказательства аэродинамического парадокса пронаблюдайте явление, вызываемое потоком воздуха.

**Приборы.** Прибор Клемана и Дезорма, аэродинамическая труба на штативе, штатив.

**Выполнение задания.** Прибор, построенный Клеманом и Дезормом, состоит из прочной круглой, просверленной посередине металлической шайбы, на которую насажена стеклянная воронка (рис. 21). На нижней стороне шайбы находятся 4 винта, которые служат как направляющие штифты тонкой подвижной алюминиевой шайбы.

Пронаблюдайте, что будет с шайбой, если в стеклянную воронку сверху дувается воздух.

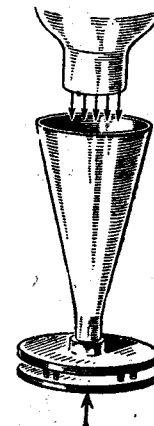


Рис. 21. Прибор для наблюдения аэродинамического парадокса.

<sup>1</sup> Зависимость между статическим и динамическим давлениями установлена швейцарским математиком Якобом Бернулли (1654—1705) в названном его именем законе. Закон Бернулли гласит: «В стационарном потоке сумма динамического и статического давлений в любом месте одинакова». (Прим. автора.)

<sup>2</sup> Н. Клеман-Дезорм и Ш. Дезорм — французские физики и химики. (Прим. перев.)



**Результаты опыта и выводы.** Если поток воздуха направить в стеклянную воронку, то подвижная (нижняя) алюминиевая шайба, против ожидания, движется вверх по направлению к укрепленной круглой пластинке. Как объясняется это явление? Скорость потока воздуха, выходя-

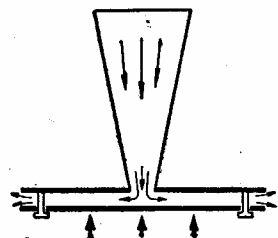


Рис. 22. Повышение скорости потока воздуха при выходе из воронки приводит к пониженному давлению, которое прижимает нижнюю подвижную пластинку к верхней.

щего из стеклянной воронки и сужающегося между шайбами, увеличивается (рис. 22). Но увеличение скорости внутри потока ведет к уменьшению статического давления. Давление, действующее на пластинку изнутри, меньше атмосферного давления. Поэтому подвижная пластинка поднимается вверх.

Явление аэродинамического парадокса можно пронаблюдать на таком простом опыте. Две согнутые алюминиевые пластинки или две почтовые карточки подвесим на расстоянии около 5 см между их выпуклостями. Направим поток воздуха сверху, с расстояния около 30 см в промежуток между двумя пластинками. Обычно ожидают расхождения пластин. Однако обе пластинки сближаются друг с другом. Подвижная пара пластин напоминает сопло Вентури из опыта 6. Поток воздуха сужается благодаря пластинам, изогнутым внутрь (рис. 23). В месте сужения статическое давление понижается. С наружной стороны на пластины действует более высокое атмосферное давление, и пластины движутся навстречу друг другу.

Если расстояние между пластинками уменьшить примерно до 3 см и продуть между ними воздух, то пластинки соединятся и поток воздуха прервется. Благодаря этому пластинки опять разойдутся. Теперь воздух опять протекает между ними и пластинки вновь соединятся. Эта установка представляет собой автоматический прерыватель воздушного потока.

Быстрые периодические прерывания потока воздуха лежат в основе возбуждения колебаний при помощи клапанов у многих музыкальных инструментов. У губной гармошки, гармони и аккордеона благодаря регулярным прерывам потока воздуха вибрируют металлические листочки;

у фюгата, габоа, кларнета и саксофона — тонкие листочки, изготовленные из сахарного тростника.

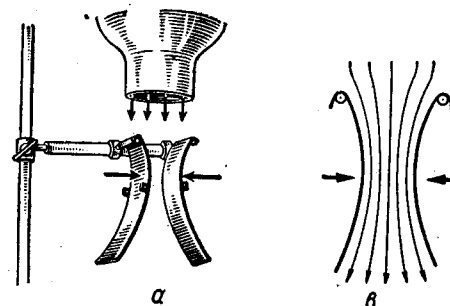


Рис. 23. Если продуть воздух между двумя выпуклыми пластинками, то они, против ожидания, приближаются друг к другу. а — общий вид, в — схема.

Подвесим теперь выпуклую алюминиевую пластинку на среднюю ведущую ось так, как показано на рисунке 24.

Пластинка поднимается в горизонтальное положение. Это явление вы легко объясните сами на основании вы-

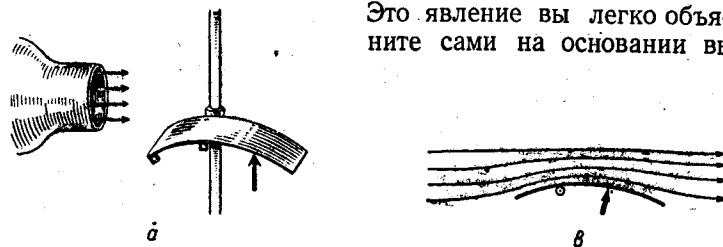


Рис. 24. Выпуклая алюминиевая пластинка поднимается в потоке воздуха. а — общий вид, в — схема.

шеизложенного.

Подробно объясните следующие явления, основанные на том же принципе.

а) Детский шар, надутый воздухом, «висит» в направленном наклонно вверх потоке воздуха, создаваемом аэродинамической трубой.

б) Ветер оказывает действие тяги при обтекании крыш (рис. 25).

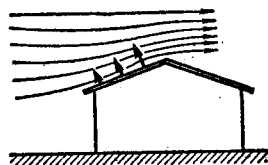


Рис. 25. Скорость ветра над гребнем дома повышается и возникает тяга.

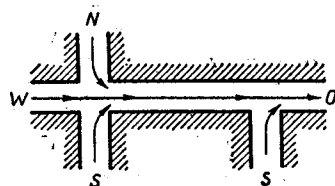


Рис. 26. Ветер, дующий с запада на восток, вызывает в боковых улицах тягу, перпендикулярную к главному направлению ветра.

в) В узких улицах города часто возникают потоки воздуха, которые сильно отклоняются от направления ветра (рис. 26).

Если скорость потока увеличивается, то статическое давление потока уменьшается. Оно может стать пониженным и вызвать силу тяги.

### Упражнение.

Как объяснить, что два корабля, стоящие рядом на якоре в текущей воде, сближаются?

### Опыт 8. Сопротивление воздуха (лобовое сопротивление)

Если мы едем на велосипеде или быстро бежим, то мы испытываем действие ветра, который тормозит наше движение. При беге против ветра мы склоняемся вперед, а в бурю наклоняем тело еще ниже.

Если быстро перемещать кусок картона в воздухе, то мы почувствуем силу, которая препятствует движению. Эту силу называют сопротивлением воздуха или лобовым сопротивлением.

**Задание.** Исследуйте соотношение движущихся потоков на передней и задней стороне тела.

**Приборы.** Аэродинамическая труба, свеча, вязальная спица, большая и две маленькие картонные шайбы, универсальный клей, штатив, зонд с одной нитью, соломинка.

**Выполнение задания.** а) На вязальную спицу прочно наклеим крупную картонную шайбу диаметром 5—6 см. Две маленькие картонные шайбы диаметром 2—3 см насаживаем на вязальную спицу на расстоянии 4—5 см спереди и сзади большой картонной шайбы (рис. 27). Чтобы ма-

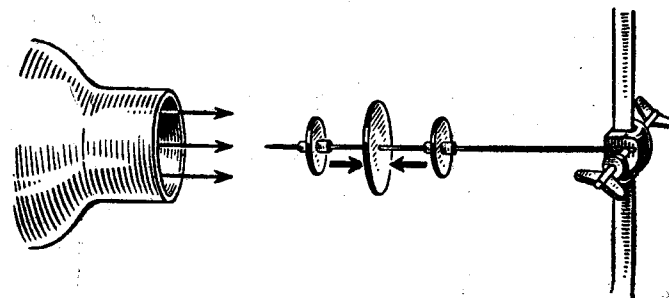


Рис. 27. Расположение приборов для доказательства лобового сопротивления.

ленькие картонные шайбы легко передвигались по спице, вставляем в отверстия шайб по кусочку соломинки в качестве направляющих вкладышей. Затем направляем аэродинамическую трубу на большую шайбу и наблюдаем, что происходит с маленькими шайбами.

б) Удаляем маленькие шайбы и ставим горящую свечу сначала перед, а потом за большой шайбой. После включения аэродинамической трубы наблюдаем за движением пламени.

в) Заменяем свечу зондом с одной нитью, располагая последнюю перед и позади большой шайбы, и наблюдаем за движением шерстяной нитки.

**Результаты опыта и выводы.** В опыте а передняя маленькая шайба движется в направлении воздушного потока на большую шайбу. Задняя маленькая шайба движется навстречу направлению потока также на большую картонную шайбу.

Так же ведут себя пламя свечи и нить зонда: перед шайбой они устанавливаются в направлении потока, за шайбой — навстречу потоку.

Чтобы объяснить движение обеих маленьких шайб, исследуем поток перед телом и сзади тела в гидродинамической трубе.

Наполним гидродинамическую трубу водой и насыплем в воду небольшое количество мелких дубовых опилок. Из профилей, которые прилагаются к прибору, выбираем прямоугольный плоский профиль (рис. 28). После того как вода успокоится, будем двигать тело через жидкость снизу вверх несколько раз с различными скоростями. Обращаем внимание на движение воды перед и позади тела. На перед-

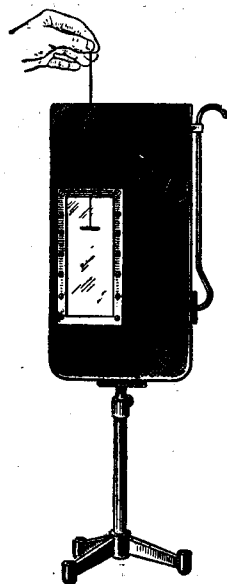


Рис. 28. За телом, движущимся в жидкости, образуются завихрения.

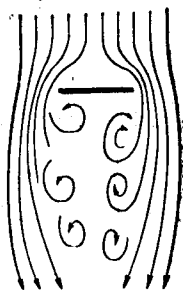


Рис. 29. Вихревая дорожка Кармана.

ней стороне движущегося тела частички воды разделяются и снова соединяются лишь на большом расстоянии за телом. Однако непосредственно за телом вода неспокойна: справа и слева от средней вертикальной линии образуются вихри, которые против ожидания вращаются навстречу друг другу (рис. 29). Эти вихри взаимно сменяются и отстают, чтобы уступить место вновь образующимся вихрям. За телом возникает длинная «дорожка» вихрей, которая

по имени ее открывателя называется вихревой дорожкой Кармана<sup>1</sup>. Энергия, необходимая для образования и смены вихрей, возникает за счет энергии движения. При этом возникает сила, направленная навстречу движению тела. Ее называют *лобовым сопротивлением*.

Теперь мы можем понять наши прежние наблюдения. Передняя маленькая шайба прижимается потоком к большой шайбе (рис. 30). Задняя маленькая шайба лежит в поле вихрей и придвигается обратными вихрями к большой шайбе. Подобное явление можно наблюдать сзади быстро движущегося автомобиля или поезда. Пыль завихряется за экипажем, и часть ее уносится в направлении движения.

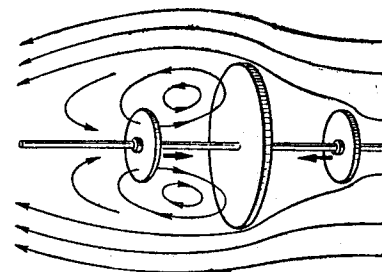


Рис. 30. Завихрения потока вокруг трех шайб.

Пение и жужжание телефонных проводов во время ветра также объясняется образованием вихрей.

На стороне проволоки, противоположной ветру, возникают вихри, которые взаимно сменяются. Каждый вихрь немного притягивает проволоку. Последняя вибрирует подобно струне скрипки и при этом создает гудящий тон, сила которого зависит от скорости ветра. При сильном ветре жужжание особенно сильно.

На движущееся в воздухе тело действует сила, препятствующая движению тела. Ее называют сопротивлением воздуха, которое складывается из действующей на переднюю поверхность тела силы давления и из действующей на его заднюю поверхность силы тяги.

### Упражнения.

1. Почему прут, находящийся в текущей воде, колеблется?
2. Чем объясняется колебательное движение (развевание) полотнища знамени, укрепленного на мачте?

<sup>1</sup> Карман Т. — немецкий ученый-механик. Им создана вихревая теория лобового сопротивления (вихри Кармана). (Прим. перев.)

3. На участках шоссе или железной дороги, особенно опасных для снежных заносов, зимой устанавливают так называемые снеговые решетки. Где они устанавливаются и как они действуют?

4. Как объясняется свист бури в дверных или оконных щелях?

### Опыт 9. Сопротивление воздуха и лобовое сечение

Сопротивление тела в воздушном потоке растет с поперечным сечением его «лобовой поверхности». На рисунке 31 показаны лобовые сечения некоторых тел.

**Задание.** С помощью аэродинамических весов найдите сопротивление тонких круглых шайб различного диаметра в воздухе.

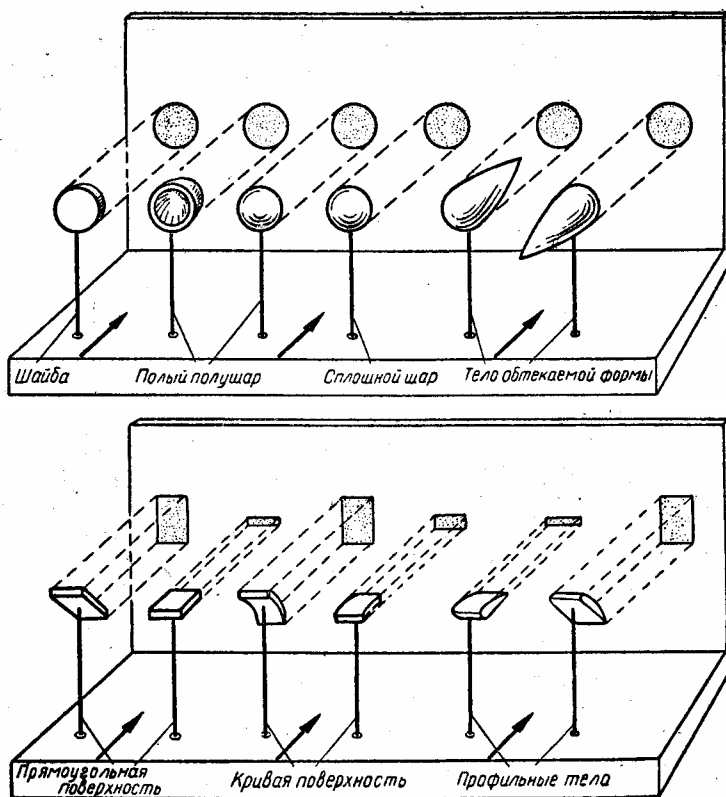


Рис. 31. Лобовые сечения тел различной формы.

**Приборы.** Аэродинамические весы, аэродинамическая труба, круглые металлические шайбы диаметром 5 см, 7 см, 8,5 см, штатив, динамометр, миллиметровая бумага.

**Выполнение задания.** а) Аэродинамические весы состоят из двух крестообразно расположенных рычагов  $H_1$  и  $H_2$  (рис. 33), которые прочно связаны друг с другом и могут

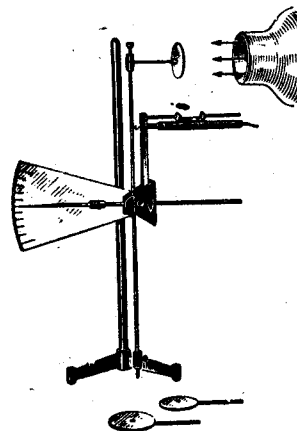


Рис. 32. Установка для измерения сопротивления воздуха круглой шайбы.

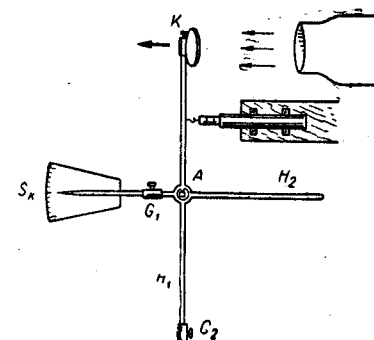


Рис. 33. Схематическое изображение установки.

вращаться вокруг оси  $A$ . Исследуемая круглая шайба зажимается в держателе  $K$ . Левое плечо рычага  $H_2$  служит указателем и свободно перемещается над шкалой  $Sk$ . В точке  $S$  рычага  $H_1$  имеется крючок, к которому прикрепляется динамометр на удерживающей планке. С помощью подвижных грузиков  $G_1$  и  $G_2$  указатель легко устанавливается в нулевое положение по шкале  $Sk$ .

Собираем установку по рисунку 32. Навинчиваем на верхний конец рычага  $H_1$  круглую шайбу диаметром 5 см и устанавливаем указатель прибора на нулевое деление шкалы. Воздушный поток аэродинамической трубы должен падать с расстояния 25 см перпендикулярно шайбе. (Обратите внимание, что шайба стоит посередине воздушного потока.) Под действием потока шайба отклоняется влево, а указатель вниз. Чтобы указатель снова занял нулевое по-

ложение, подействуем на рычаг  $H_1$  силой (через динамометр).

Сила  $W$ , отклоняющая шайбу влево (сопротивление воздуха), уравнивается силой  $P$  динамометра, направленной вправо (рис. 34). Так как точка приложения силы  $W$  удалена от оси вращения  $A$  вдвое дальше, чем точка при-

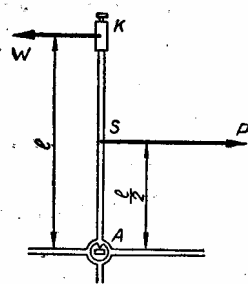


Рис. 34. По закону рычага  $W \cdot l = P \cdot \frac{l}{2}$ .

ложения силы  $P$ , то в случае равновесия (по закону рычага) сила  $W$  равна половине  $P$ , то есть

$$W = \frac{P}{2}.$$

Таким образом, динамометр показывает двойную величину силы, действующей на шайбу.

б) Заменяем первую шайбу второй диаметром 7 см и измерим силу давления.

в) Наконец, измеряем сопротивление воздуха для шайбы диаметром 8,5 см.

**Результаты опыта и выводы.** Мы получили следующие данные:

Радиус шайбы, см	Лобовое сечение $F$ , см <sup>2</sup>	Сила тяги $P$ , Г	Сопротивление воздуха $W$ , Г
2,5	19	24	12
3,5	38	48	24
4,25	57	72	36

Лобовое сечение  $F$  рассчитывается по формуле площади круга  $F = 3,14 \cdot r^2$ . Каждое из чисел четвертой колонки равно половине соответствующего числа третьей колонки. Измерения показывают, что сопротивление воздуха возрастает пропорционально лобовому сечению. Эту зависимость можно представить графически. На горизонтальной оси (абсцисс) прямоугольной системы координат наносим значения поперечного сечения круглой шайбы в см<sup>2</sup>, а на вертикальной оси (ординат) — значения сопротивления воздуха в Г (рис. 35). Три точки измерения лежат на прямой линии.

Беря отношения соответственно между числами лобового сечения и между числами сопротивления воздуха, мы найдем, что эти отношения одинаковы. Действительно:

$$F_1 : F_2 : F_3 = 19 : 38 : 57 = 1 : 2 : 3$$

$$W_1 : W_2 : W_3 = 12 : 24 : 36 = 1 : 2 : 3.$$

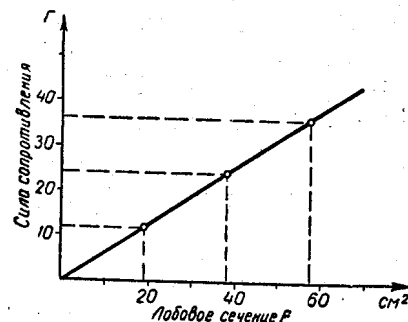


Рис. 35. Сопротивление растет пропорционально величине поверхности.

Следовательно,

$$W_1 : W_2 : W_3 = F_1 : F_2 : F_3.$$

**Сопротивление воздуха  $W$  пропорционально лобовому сечению:**  $W \sim F$  ( $\sim$  означает «пропорционально»).

**Упражнения:**

1. Как можно уменьшить сопротивление воздуха у больших рекламных щитов?
2. Почему гонщик наклоняется над рулем велосипеда?

#### Опыт 10. Сопротивление воздуха и скорость потока

Быстро ехать на велосипеде или бежать, если дует сильный встречный ветер, труднее, чем по ветру или в тихую погоду. Оказывается, сопротивление воздуха зависит не только от лобового сечения, но и от скорости движущихся тел или от скорости потока воздуха, направленного навстречу покоящемуся телу. Убедимся в этом.

**Задание.** Измерьте сопротивление воздуха при различных скоростях потока.

**П р и б о р ы.** Аэродинамические весы, аэродинамическая труба, динамометр, круглая шайба диаметром 5 см, переменное сопротивление (реостат), трубка Пито, микроманометр, резиновый шланг.



**Выполнение задания.** Конструкция измерительного прибора такая же, как в опыте 9. Необходима еще трубка Пито с микроманометром для определения скорости потока и реостат.

Электромотор аэродинамической трубы включается в сеть через реостат. Меняя сопротивление реостата, мы тем самым меняем число оборотов пропеллера трубы и, следовательно, скорость потока вытекающего воздуха.

а) Измерим сопротивление воздуха круглой шайбы при скорости потока  $v = 4 \frac{\text{м}}{\text{сек}}$ . Как видно из таблицы на странице 20, этой скорости соответствует динамическое давление  $q = 1 \text{ мм в. ст.}$  Отогнутое под прямым углом отверстие трубки Пито, находящейся на расстоянии 25 см от сопла аэродинамической трубы, направляем перпендикулярно к воздушному потоку. Меняя сопротивление реостата, добиваемся необходимой скорости потока ( $4 \frac{\text{м}}{\text{сек}}$ ), то есть микроманометр должен показать напорное давление в 1 мм в. ст.

Этот поток направляем на круглую шайбу диаметром 5 см, навинченную на аэродинамические весы, и измеряем сопротивление  $W$ , как в опыте 9.

б) Затем измеряем сопротивление воздуха круглой шайбы при скорости воздуха  $v = 8 \text{ м/сек}$ . По таблице на странице 20 соответствующее динамическое давление составляет  $q = 4 \text{ мм в. ст.}$

в) Таким же образом измеряем сопротивление воздуха при скорости потока  $v = 12 \text{ м/сек}$  (напорное давление  $q = 9 \text{ мм в. ст.}$ ).

Результаты заносим в таблицу.

Напорное давление, мм в.ст.	Скорость воздуха, м/сек	Сопротивление воздуха, Г
1	4	2
4	8	8
9	12	18

**Результаты опыта и выводы.** Для установления зависимости сопротивления воздуха от скорости потока возве-

$v^2$	$W$
16	2
64	8
144	18

дем числа второго столбика таблицы в квадрат (см. таблицу). Теперь

$$v_1^2 : v_2^2 : v_3^2 = 16 : 64 : 144 = 1 : 4 : 9$$

и

$$W_1 : W_2 : W_3 = 2 : 8 : 18 = 1 : 4 : 9.$$

Или

$$W_1 : W_2 : W_3 = v_1^2 : v_2^2 : v_3^2.$$

Сопротивление воздуха  $W$  пропорционально квадрату скорости потока  $v^2$ .

$$W \sim v^2.$$

Зависимость сопротивления воздуха от скорости графически дана на рисунке 36.

Сравнивая значения для напорного давления  $q$  (1 столбик) с соответствующими значениями для сопротивления воздуха (3 столбик), получаем:

$$q_1 : q_2 : q_3 = 1 : 4 : 9$$

и

$$W_1 : W_2 : W_3 = 1 : 4 : 9.$$

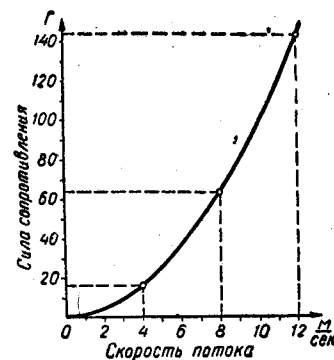


Рис. 36. Кривая показывает зависимость сопротивления от скорости (ветвь параболы).

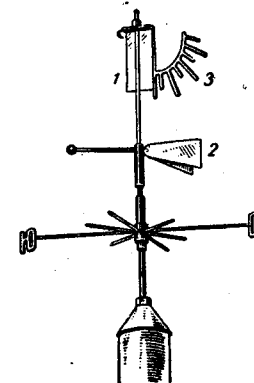


Рис. 37. Анемометр Вильда измеряет скорость ветра по углу отклонения пластины.

Сопротивление воздуха  $W$  пропорционально напорному давлению  $q$ .

$$W \sim \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \left( q = \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \right) \text{ (см. стр. 19).}$$

Зависимость между сопротивлением воздуха и скоростью движения потока используется в анемометре Вильда<sup>1</sup> — приборе для измерения скорости ветра. Легкоподвижная пластинка 1 (рис. 37), подвешенная вдоль одной из сторон, связана с ветровым флажком, который поворачивается всегда по ветру, поэтому пластинка постоянно стоит перпендикулярно к направлению ветра. Под действием ветра пластинка отклоняется на некоторый угол, определяемый по шкале 3. По величине угла можно судить о скорости ветра.

воздуха. Текущий воздух воздействует на пластинку и поднимает ее. При этом лобовое сечение пластинки уменьшается и, вследствие этого, уменьшается также сопротивление ее движению.

Круговая шкала анемометра Вильда содержит 8 меток, которые имеют следующие значения:

Место пластинки на круговой шкале	Соответствующая скорость ветра, м/сек	Сила ветра
1	0	штиль
2	2	легкий ветер
3	4	слабый ветер
4	6	умеренный ветер
5	8	свежий ветер
6	11	сильный ветер
7	14	сильный штормовой ветер
8	20	буря, сильный ураган

<sup>1</sup> Вильд Г. И. (1833—1902) — швейцарец по происхождению, физик и геофизик. С 1868 по 1895 г. руководил Главной физической обсерваторией Петербургской академии наук. (Прим. перев.)

### Упражнения.

1. На сколько увеличится сопротивление воздуха, если скорость автомобиля повысится на 50%?
2. Как объяснить, что дождевые капли падают с постоянной скоростью?

### Опыт 11. Сопротивление воздуха и форма тела

Для уменьшения сопротивления быстро движущихся автомобилей, поездов, самолетов им придают так называемую

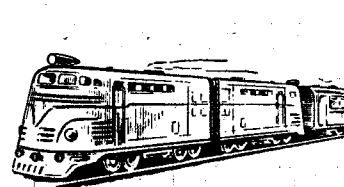


Рис. 38. Тепловозы и электропоезды делают обтекаемой формы.

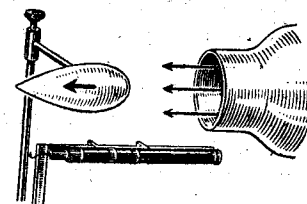


Рис. 39. Расположение приборов для измерения сопротивления воздуха в зависимости от формы тела.

ую обтекаемую форму. Исследуем, как меняется сопротивление движущихся тел в зависимости от их формы.

**Задание.** Измерьте сопротивление воздуха для различных тел с одинаковым лобовым сечением.

**Приборы.** Аэродинамические весы, аэродинамическая труба на штативе, динамометр от 0 до 100 Г, четыре различных тела с одинаковым лобовым сечением, реостат, трубка Пито, микроманометр.

**Выполнение задания.** Собираем установку, как показано на рисунке 39. Исследуемое тело насадим на плечо рычага аэродинамических весов на расстоянии 25 см от аэродинамической трубы (рис. 40).

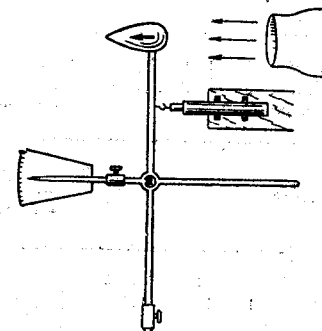














Рис. 40. Схематическое изображение установки.

После того как указатель весов поставлен в нулевое положение, включаем аэродинамическую трубу. Принимая во внимание последующий опыт 12, отрегулируем трубу так, чтобы скорость воздушного потока была равна 12 м/сек. Соответствующее напорное давление составляет 9 мм в. ст. (см. таблицу на стр. 20). По указанию, данному в опыте 9, измеряем силу сопротивления  $W$ . Обратите внимание, что динамометр дает удвоенное значение сопротивления воздуха.

Измеряем сопротивление воздуха для следующих тел с одинаковым лобовым сечением:

1. Полушарие (вогнутой стороной к воздушному потоку).
2. Круглая шайба.
3. Полушарие (выпуклостью к воздушному потоку).
4. Шар.

Форма тела	Сопротивление воздуха, Г	Диаграмма сопротивления воздуха в виде столбиков
Полушарие (вогнутой стороной к потоку воздуха) 	24	
Круглая шайба 	19	
Полушарие (выпуклой стороной к потоку воздуха) 	6	
Шар 	8	
Обтекаемое тело (острием к потоку воздуха) 	3	
Обтекаемое тело (выпуклостью к потоку воздуха) 	1	

5. Обтекаемое тело (острием к воздушному потоку).
  6. Обтекаемое тело (выпуклостью к воздушному потоку).
- Результаты опыта и выводы.** Хотя лобовые сечения у всех тел равны, сопротивление воздуха меняется в зависимости от формы тела.

Особенно странным кажется результат измерения для шара или полушария, которые своими выпуклыми сторонами обращены к потоку, в сравнении с результатами для обтекаемого тела (выпуклостью к потоку). Из трех названных тел обтекаемое тело имеет значительно меньшее сопротивление.

Из проделанного опыта следует, что воздушное сопротивление зависит не только от лобового сечения тел, но особенно от формы задней поверхности тела. Сопротивление,

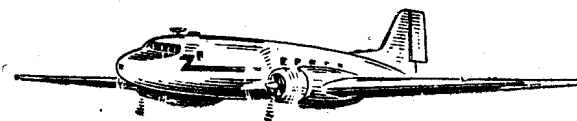


Рис. 41. У современных самолетов, как правило, шасси вытягивается. На снимке один из винтовых самолетов.

обусловленное формой тела, называют *профильным* сопротивлением.

Тяга, создаваемая вихрями сзади движущегося тела, тормозит его поступательное движение. У шара сопротивление воздуха больше, чем у обтекаемого тела, выпуклая поверхность которого направлена к потоку воздуха. Каплевидная форма предотвращает образование вихрей. Теперь понятно, почему автомобилям или самолетам (рис. 41) придают обтекаемую форму. Такая форма уменьшает сопротивление и за счет одной и той же энергии можно достичь больших скоростей.

Сопротивление воздуха зависит от формы тела. Из всех тел с одинаковым лобовым сечением обтекаемое тело имеет наименьшее сопротивление.

#### Упражнения.

1. Почему доколки мостовых опор делают обтекаемой формы?
2. Почему не имеет смысла делать форму трактора обтекаемой?
3. Как плывущий «стилем брасс» держит ладони при движении рук вперед?

## Опыт 12. Формула сопротивления

Из опытов 9 и 10 мы знаем, что сопротивление тела зависит от величины его лобового сечения и от скорости движения потока или тела. Сопротивление воздуха  $W$  увеличивается пропорционально лобовому сечению  $F$  и квадрату скорости  $v^2$  (или динамическому давлению  $q = \frac{\rho}{2} \cdot v^2$ , то есть

$$W \sim \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot F.$$

Однако это выражение не учитывает зависимость сопротивления воздуха от формы тела. Поэтому надо правую часть выражения умножить на коэффициент сопротивления  $c_w$ , значение которого для каждого тела вполне определено. Тогда получим:

$$W = \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot F \cdot c_w.$$



Формула упрощается, если подставить среднее значение плотности воздуха





$$\rho = 0,125 \text{ г/см}^3 \frac{(1 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2)}{8 \text{ м}^4}.$$

$$W [\text{кг}] = \frac{\left( v \left[ \frac{\text{м}}{\text{сек}} \right] \right)^2}{16} \cdot F [\text{м}^2] \cdot c_w.$$

Коэффициент сопротивления размерности не имеет. Он определяется экспериментально и указывается в специальной литературе.

Наши исследуемые тела имеют примерно следующие коэффициенты сопротивления:

Форма тела	Коэффициент сопротивления
Полушарие (вогнутой стороной к воздушному потоку) 	1,35
Круглая шайба 	1,11

Полушарие (выпуклой стороной к воздушному потоку) 	0,35
Шар 	0,45
Обтекаемое тело (острием к воздушному потоку) 	0,18
Обтекаемое тело (выпуклостью к воздушному потоку) 	0,05

**Задание.** Проверьте 6 значений сопротивления, найденных экспериментально в опыте, применив данную формулу.

**Выполнение задания.** Сопротивление воздуха в опыте 11 измеряется при скорости потока  $v = 12 \text{ м/сек}$ . Лобовое сечение у всех тел — круг диаметром  $d = 5 \text{ см}$ . Следовательно,

$$F = \frac{3,14 \cdot d^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 25 \text{ см}^2}{4} \approx 19 \text{ см}^2 \approx 0,0019 \text{ м}^2.$$

Подставляя значения  $v$ ,  $W$  и  $c_w$  в упрощенную формулу сопротивления, получим значения для сопротивления воздуха, определенные экспериментально.

**Результаты опыта и выводы.** Рассчитаем вначале сопротивление воздуха  $W$  полушария (вогнутой стороной к потоку воздуха).

В упрощенную формулу сопротивления подставим  $v = 12 \text{ м/сек}$  и  $F = 0,0019 \text{ м}^2$ .







$$W = \frac{12^2}{16} \cdot 0,0019 \cdot c_w = \frac{12^2}{16} \cdot 0,0019 \cdot 1000 \cdot c_w.$$

$$W = 17,1 \cdot c_w \text{ Г}.$$

Так как  $c_w$  для данного тела равно 1,35, то

$$W = 17,1 \text{ Г} \cdot 1,35 = 23,1 \text{ Г}.$$

Лобовое сечение  $F$  и скорость потока  $v$  меняются, поэтому при расчете значения  $W$  для остальных тел надо 17,1 Г умножить на соответствующий коэффициент сопротивления  $c_w$ .

Форма тела	$\left( v \left[ \frac{м}{сек} \right] \right)^2$ 16	$F [м^2]$ 1000	$c_w$	$W$
Полушарие (вогнутой стороной к потоку воздуха) 	17,1		1,35	23,1
Круглая шайба 	17,1		1,11	19,0
Полушарие (выпуклой стороной к потоку воздуха) 	17,1		0,35	6,0
Шар 	17,1		0,45	7,7
Обтекаемое тело (острием к потоку воздуха) 	17,1		0,18	3,1
Обтекаемое тело (выпуклостью к потоку воздуха) 	17,1		0,05	0,9

Сравнивая вычисленные значения  $W$  со значениями, полученными в опыте 11, мы убеждаемся, что они довольно точно совпадают.

Самый маленький коэффициент сопротивления (или самое небольшое значение сопротивления) имеют обтекаемые тела. Поэтому обтекаемая форма является самой подходящей формой для всех быстро движущихся тел.

Иногда, наоборот, желая повысить сопротивление воздуха, форму тел делают необтекаемой. Например, раскрытый парашют имеет большую поверхность сопротивления, поэтому и опускается он почти равномерно.

У некоторых растений, например у одуванчика, семена напоминают форму парашюта. После созревания семена далеко относятся ветром от материнского растения.

Коэффициент сопротивления  $c_w$ , входящий в формулу, справедлив только для тел с гладкой внешней поверхностью. Значение коэффициента повышается, если тело имеет шероховатую поверхность. Для доказательства намажем использованное в опыте 11 обтекаемое тело нерастворимым в воде клеем, посыпем его опилками и измерим сопротивление тела (рис. 42). Сопротивление значительно увеличи-



Рис. 42. Сопротивление воздуха увеличивается, если поверхность тела сделать шероховатой.

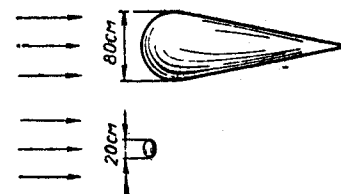


Рис. 43. Хотя обтекаемое тело имеет в четыре раза больший диаметр, чем круглая шайба, его сопротивление воздуху меньше.

лось. В аэродинамике тела с шероховатой поверхностью не используются.

Решим задачу.

Рассчитать сопротивление воздуха круглой шайбы диаметром  $d_1 = 20$  см и обтекаемого тела (выпуклостью к потоку воздуха) диаметром  $d_2 = 80$  см, если скорость текущего воздуха  $v = 10 \frac{м}{сек}$  (рис. 43).

Решение. Скорость потока для обоих тел одна и та же.

Коэффициент сопротивления для шайбы  $c_w = 1,11$ . Лобовое сечение

$$F_1 = \frac{3,14 \cdot d_1^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 400 \text{ см}^2}{4} = 314 \text{ см}^2 = 0,0314 \text{ м}^2.$$

Коэффициент сопротивления для обтекаемого тела  $c_w = 0,05$ . Лобовое сечение



$$F_2 = \frac{3,14 \cdot d_2^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 1600 \text{ см}^2}{4} = 5024 \text{ см}^2 = 0,5024 \text{ м}^2.$$

Значения скорости, коэффициента сопротивления и лобового сечения для каждого тела подставляем в формулу и находим сопротивление воздуха  $W$ .

тела	$\frac{(v [\text{м/сек}])^2}{16}$	$F [\text{м}^2] \cdot 1000$	$c_w$	$W [\Gamma]$
1	$\frac{100}{16}$	$0,0314 \cdot 1000$	1,11	218
2	$\frac{100}{16}$	$0,5024 \cdot 1000$	0,05	157

Числа в последнем столбце есть произведения из чисел трех предыдущих столбцов.

Сопротивление обтекаемого тела меньше, чем круглой шайбы; хотя его диаметр вчетверо больше диаметра шайбы.

Сопротивление воздуха  $W$  зависит от величины лобового сечения  $F$ , скорости потока воздуха  $v$ , плотности воздуха  $\rho$  и коэффициента сопротивления  $c_w$ .

#### Упражнения.

1. Рассчитайте, какое сопротивление оказывает поток воздуха полушарию диаметром 6 см, если оно повернуто к потоку один разполой стороной, другой раз — выпуклой стороной. Скорость потока составляет 10 м/сек  $\left(\rho = \frac{1 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2}{8 \text{ м}^4}\right)$ .

2. Как велико сопротивление круглой шайбы радиусом 6 см? Скорость потока равна 5; 10; 15 м/сек.

3. Почему отверстие должно находиться на вершине парашюта и какое значение имеет величина отверстия?

### Опыт 13. Обтекаемая форма

Транспортным машинам, движущимся с большими скоростями, придают такую форму, которая уменьшает образование тормозящих вихрей. Поэтому надо хорошо знать условия возникновения вихрей. Рассмотрим еще несколько примеров обтекания и обратим внимание особенно на момент образования вихрей.

Опыты будем проводить в гидродинамической трубе (сравните опыт 3) на различных профилях, лобовые сечения которых одинаковы (рис. 45).

**Задание.** Пронаблюдайте процессы движения потока, особенно образование вихрей у тел различной формы с одинаковым лобовым сечением.

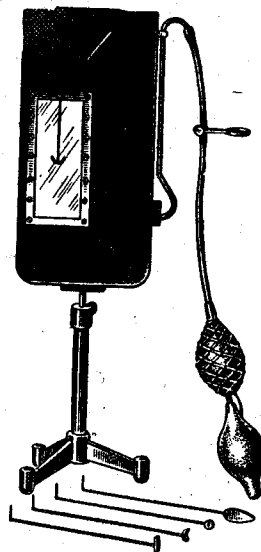


Рис. 44. В гидродинамической трубе можно наблюдать обтекание тел различной формы.

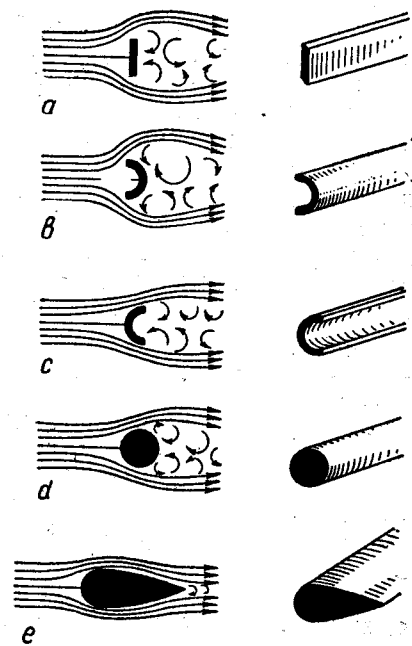


Рис. 45. Картина обтекания нескольких профилей: а) прямоугольный профиль, б) полукруглый профиль (вогнутой стороной к потоку), в) полукруглый профиль (выпуклостью к потоку), г) круглый профиль, д) обтекаемый профиль (выпуклостью к потоку).

**Приборы.** Гидродинамическая труба, дубовые стружки, тела различного профиля (прилагаемые к гидродинамической трубе).

**Выполнение задания.** Наполним гидродинамическую трубу водой и прибавим в воду небольшое количество мелких дубовых стружек. Затем тела различного профиля при

помощи латунной проволоки вводим в середину трубы и с помощью «груши» создаем равномерный поток воды. Скорость движения потока регулируется зажимом трубки. Обратите внимание на движение дубовых стружек и на линии тока перед и сзади профильного тела. Картины обтекания для тел различного профиля зарисуем (рис. 45, слева.)

Профильные тела в этом опыте ограничиваются двумя параллельными стеклянными стенками окна гидродинамической трубы. Поэтому картину обтекания можно мысленно продолжить (рис. 45, справа). Для каждого сечения, параллельного плоскости рисунка, получается одинаковая картина обтекания.

**Результаты опыта и выводы.** Рисунок 45 примерно воспроизводит картину обтекания. Точка *S* на передней стороне обтекаемого тела, в которой поток делится пополам, называется напорной точкой. В этой точке поток полностью затормаживается и его динамическое давление резко возрастает. На обтекаемых краях тела линии тока сближаются, так как скорость становится больше, чем в свободном потоке. В этом случае получается даже пониженное давление.

Рассматривая дальнейший ход потока у прямоугольного профиля (*a*), мы видим, что поток не обтекает края, а отклоняется наружу. В пространстве позади тела образуются вихри. Они являются причиной уже упомянутой в опыте 8 тяги. Вихри постоянно образуются и уходят вместе с потоком.

Давление на переднюю поверхность тела также зависит от вихрей. Чем шире область вихрей, то есть чем дальше от тела расходятся линии тока, тем больше область с высоким давлением в пределах напорной точки и тем больше сила давления на переднюю поверхность тела.

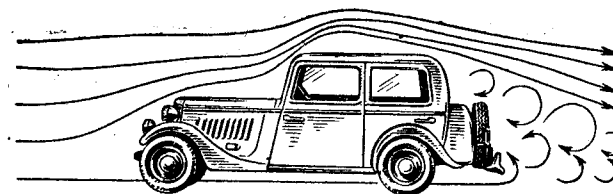
У полушария, расположенного вогнутой стороной к потоку (*a*), линии тока отклоняются еще больше. В этом случае, в соответствии с предыдущим рассуждением, получается большое сопротивление. Если полушарие направлено к потоку выпуклостью (*c*), то область вихрей становится уже и сопротивление уменьшается. Но, несмотря на это, образование вихрей и сопротивление еще велики.

А возможно ли сделать такой профиль тела, при обтекании которого линии тока почти полностью сходятся и образование вихрей уменьшается? В первую очередь обычно думают о круглом профиле. Однако, как показывает опыт,

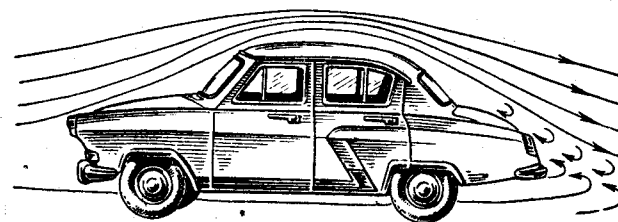
(рис. 45, *d*), в этом случае возникает примерно такая же картина линий тока, как у полушария выпуклостью к потоку.

Таким образом, поток, разделяющийся на передней стороне тела, не так просто соединить сзади тела: на острых краях и углах поток отклоняется; он также не может следовать большой кривизне.

Следовательно, профиль тела должен быть таким, чтобы поток постепенно обтекал тело. Тогда образование вихрей



*a) Старая форма*



*б) Современная форма*

Рис. 46. Обтекание автомобиля: *a*) старой формы, *б*) современной формы.

уменьшается и сопротивление падает. Тела, у которых выполнены эти условия, называют обтекаемыми (рис. 45, *e*).

Форму современных автомобилей (рис. 46), дирижаблей (рис. 3) и др. делают обтекаемой. Благодаря этому лобовое сопротивление, а также тяга, возникающая за счет образования вихрей, насколько возможно, снижаются.

Сопротивление воздуха зависит от формы обтекаемого тела. У обтекаемого профиля сопротивление наименьшее, так как такой профиль позволяет потоку спокойно обтекать тело и уменьшает образование вихрей.

### Упражнения.

1. Приведите примеры применения обтекаемых форм.
2. Почему в гонках «за лидером» гонщик держится всегда вплотную за мотоциклистом, который едет впереди?

**Постройка прибора дымового потока.** Повторим предыдущие опыты с потоком воздуха. Для этого построим прибор, который благодаря струям дыма делает поток воздуха наглядным (рис. 47).

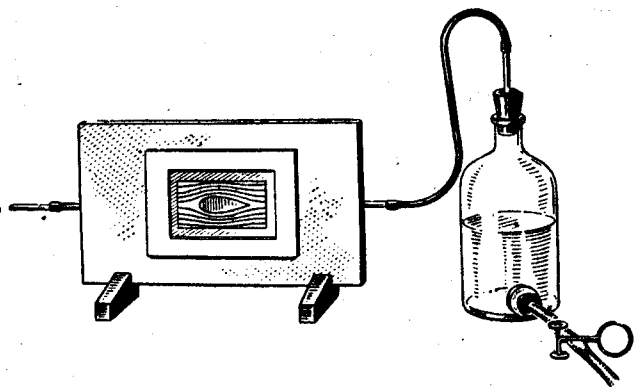


Рис. 47. В самодельном приборе дымового потока можно сделать видимым воздух, текущий вокруг профиля тела.

Для изготовления прибора нужно: картон различной толщины (3 мм, 2 мм и 0,2 мм), 2 стеклянные пластинки (9 × 12 см), два картонных мундштука для сигарет, лейкопластырь, резиновая трубка, 2 резиновые пробки, 2 стеклянные трубки (диаметр 8 мм, длина 10 см), 1 литровая бутылка (бутылка Мариотта), профили тел из картона.

По размерам, данным на рисунке 48, вырезаем из картона толщиной 3 мм и картона толщиной 0,2 мм по 2 рамки. Рамки (а) и (б) по одной склеиваем друг с другом. Затем из картона толщиной 2 мм вырезаем две полосы (с) и наклеиваем их на рамку одной из склеенных карто-

ных пар. Получается канал, через который потом будет проходить воздух.

Во избежание натяжения и коробления картонок их надо после оклеивания прессовать до тех пор, пока они полностью не высохнут. Потом на боковые каналы с помощью

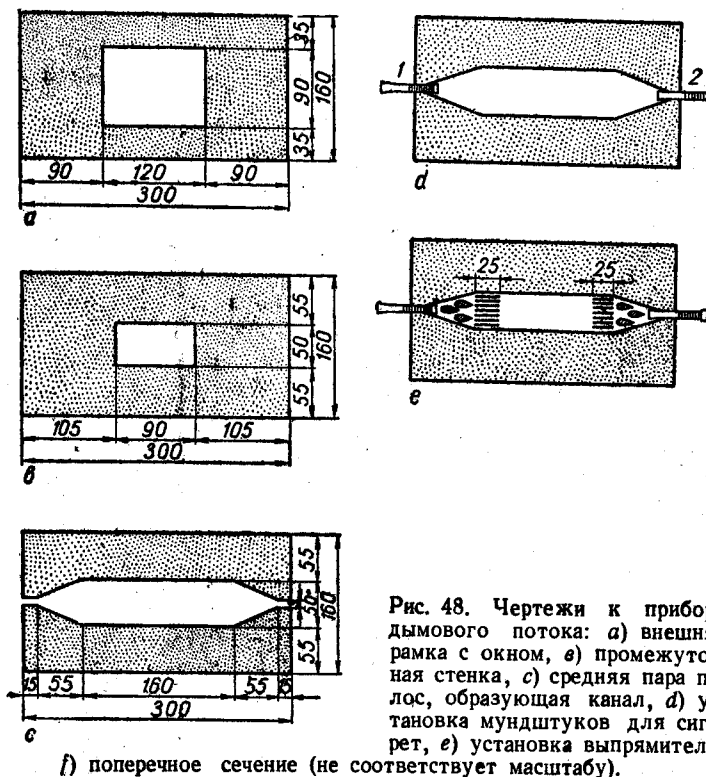


Рис. 48. Чертежи к прибору дымового потока: а) внешняя рамка с окном, б) промежуточная стенка, с) средняя пара полос, образующая канал, д) установка мундштуков для сигарет, е) установка выпрямителя,

д) поперечное сечение (не соответствует масштабу).

острого ножа насаживаем два картонных мундштука (а), из которых один 1 направлен тонким концом внутрь, другой 2 — наружу.

Чтобы получить однородный воздушный поток, изготавливаем «сетку» следующим образом. Из картона толщиной 2 мм вырезаем 34 полосы шириной 2 мм и длиной 25 мм. Эту работу необходимо проводить острым ножом, чтобы получить гладкие поверхности сечения и чтобы не было изгибания картонных полос при резании. Вместо картонных по-

лос можно использовать также четырехгранные спички. Полосы наклеиваем на рамку (в) по (д) в подготовленном канале потока. Соседние полосы удалены на 1 мм, крайние, напротив, лежат непосредственно на краю канала. Полосы закрыты широкой стороной окна рамки (в). Таким образом, получился «выпрямитель» потока воздуха.

Для равномерного распределения дыма перед выпрямителем вклеиваем с двух сторон между сеткой и мундштуком по одной большой и две маленькие обтекаемые поверхности толщиной 2 мм.

Вторую пару рамок наклеиваем так, чтобы рамка (в) приходилась как раз внутрь. Следующие друг за другом отдельные слои картона можно видеть на рисунке 48, е.

В вырез задней рамки (а) вставляем стеклянную пластинку (отмытую фотопластинку) одинакового размера с рамкой и герметически закрываем края пластырем.

В вырез передней рамки (а) также вставляем стеклянную пластинку. Эту пластинку обклеиваем полосками лейкопластыря, чтобы было удобно открывать и закрывать окно (вставлять в канал профильное тело).

Внешние края склеенных друг с другом картонных плоскостей намазываем клеем. Затем делаем две деревянные подставки с вырезами, чтобы прибор стоял вертикально.

Изготовленный прибор надо проверить на воздухопроницаемость. В мундштук 1 вставляем сигарету. На мундштук 2 насаживаем резиновую трубку длиной около 50 см. Зажигаем сигарету и сосем из резиновой трубки. После того как канал заполнится дымом, удаляем сигарету, запираем отверстие мундштука 1 пальцем и дуем через трубку в канал. Места просачивания дыма замазываем клеем.

При испытании мы устанавливаем, что во время всасывания через канал прибора протягиваются 16 параллельных дымовых струй. Мы получили однородный (разумеется, с малой скоростью) поток воздуха, который пригоден для наблюдения образования линий тока у тел различной формы. Отдельные профили тел представлены на рисунке 49. Их делают из картона, толщина которого соответствует расстоянию между обеими стеклянными пластинками. В данном случае мы достигаем нужной толщины благодаря наклеенным друг на друга картонкам различной толщины.

Чтобы поток воздуха по возможности равномерно проходил у окна канала, рекомендуется отсосы ртом заменить следующей установкой.

На горлышко бутылки надеваем свободный конец резиновой трубки. Нижнее боковое отверстие бутылки закрываем резиновой пробкой со стеклянной трубкой длиной 10 см. На стеклянную трубку надеваем резиновый шланг с зажимом. Если наполнить бутылку водой и ослабить зажим, то вода через нижний резиновый шланг будет стекать из бутылки в подготовленный сосуд, в то время как воздух отсасывается через верхнюю трубку из прибора. Поток воздуха протекает у окна с почти постоянной скоростью,

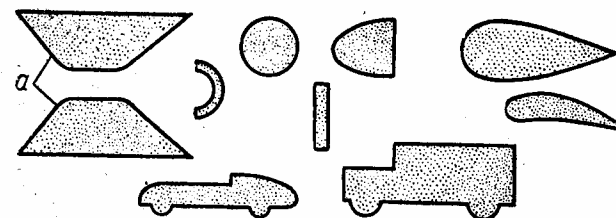


Рис. 49. Профили тел для прибора дымового потока. Поверхности а служат для того, чтобы наглядно показать поток в трубке Вентури. Другие поверхности дают наглядную картину обтекания.

поэтому хорошо заметны струи дыма. Зажимом можно регулировать скорость текущего воздуха.

С помощью построенного прибора наблюдайте, как обтекаются различные профили, и сравните результат с опытом, проведенным на гидродинамической трубе.

#### Опыт 14. Динамическая подъемная сила бумажного змея.

Самым простым летательным аппаратом является бумажный змей. Бумажные змеи были известны китайцам и японцам еще до нашего летоисчисления. Они запускали их в виде пестрых птиц, бабочек или драконов. Позднее бумажные змеи использовались также для научных целей. Вениамин Франклин<sup>1</sup> в 1752 году с помощью бумажного змея

<sup>1</sup> Франклин. Вениамин (1706—1790) — выдающийся американский политический деятель и крупный ученый, один из исследователей атмосферного электричества. (Прим. перев.)

доказал, что молния имеет электрическую природу. Бумажный змей, с прикрепленным железным стержнем, Франклин запускал в дождливую погоду. После того как пеньковый канат намокал, при помощи укрепленного на нижнем конце ключа можно было извлекать искру. Первые сведения о температуре, влажности и движении воздуха в нижних слоях атмосферы были получены с помощью бумажных змеев, которые снабжались измерительными приборами. Русский ученый А. С. Попов (1859 — 1905), изобретатель радио, в опытах с электромагнитными волнами также использовал бумажный змей. В качестве удерживающего шнура А. С. Попов использовал длинную проволоку, которая значительно увеличивала дальность радиопередачи. Сегодня бумажные змеи — любимое занятие для детей.

Из опыта мы знаем, что бумажный змей «поднимается» только тогда, когда есть ветер. В дни с очень слабым ветром бумажный змей в воздух не поднимается. В этом случае можно часто видеть, как дети, быстро разбегаясь, все же запускают змей.

**Задание.** Измерьте подъемную силу плоской поверхности, расположенной под углом  $45^\circ$  к потоку воздуха.

**П р и б о р ы.** Аэродинамическая труба, аэродинамические весы, динамометр  $0 — 100$  Г, плоская пластинка, угломер с отвесом, зонд с одной нитью, реостат, гидродинамическая труба или прибор для получения дымового потока.

**Выполнение задания.** Укрепляем на штативе аэродинамические весы (рис. 50) и закрепляем плоскую пластинку

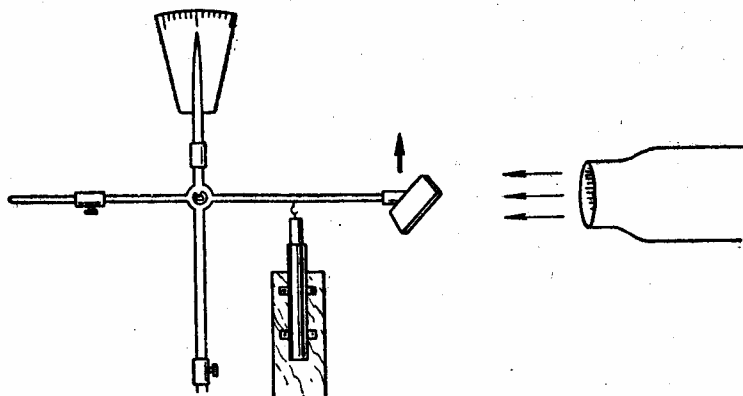


Рис. 50. Расположение приборов для измерения подъемной силы змея.

под углом  $45^\circ$  к потоку воздуха. (Угол определяется при помощи угломера с отвесом.) Затем, перемещая подвижные грузики ( $G_1$  и  $G_2$ ), приводим указатель весов в нулевое положение. Аэродинамическую трубу устанавливаем на расстоянии около  $25$  см так, чтобы на пластинку падал поток воздуха ( $v = 12$  м/сек, напорное давление  $q = 9$  мм в. ст.).

Под действием потока воздуха пластинка поднимается. Указатель весов отклоняется влево. Приводим его снова в нулевое положение и по динамометру определяем двойное значение силы, которая поднимает пластинку вверх.

Уменьшаем скорость потока воздуха (включением реостата) до  $v = 8$  м/сек ( $q = 4$  мм в. ст.) и снова измеряем подъемную силу.

**Результаты опыта и выводы.** Мы получили:

Напорное давление, мм в. ст.	Скорость воздуха, м/сек	Показание пружинных весов, Г	Подъемная сила, Г
9 4	12 8	26 14	13 7

Подъемная сила при скорости воздуха  $v = 12$  м/сек равна  $13$  Г. Она действует перпендикулярно к потоку. Так как эта сила возникает только во время движения, то ее называют динамической подъемной силой в противоположность статической подъемной силе, возникающей в покоящихся газах или жидкостях (опыт 1). При уменьшении скорости потока динамическая подъемная сила уменьшается. Например, для скорости  $8$  м/сек подъемная сила равна  $7$  Г. Чтобы сделать ход линий тока вокруг пластинки видимым, мы применяем гидродинамическую трубу или прибор дымового потока. Вставляем в окно профиль плоской пластинки под углом  $45^\circ$  и наблюдаем за ходом линий тока (рис. 51). (Как возникает подъемная сила, подробно объяснено в опыте 21.)

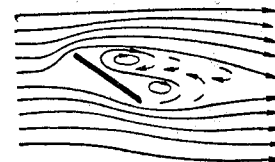


Рис. 51. Картина линий тока вокруг наклонной пластинки.

Мы убедились на опыте, что динамическая подъемная сила бумажного змея зависит от скорости текущего воздуха, то есть от силы ветра. Если скорость ветра снижается, то бумажный змей падает, так как его вес превышает подъемную силу.

На поставленную наклонно к потоку плоскую поверхность действует перпендикулярная к потоку сила. Она называется динамической подъемной силой. Динамическая подъемная сила увеличивается пропорционально скорости потока воздуха.

#### Упражнения.

1. В какой мере результаты, найденные в опыте, относятся также к крыльям ветряной мельницы?
2. Опишите конструкцию и поведение ранее употреблявшихся коробчатых змеев.

#### Опыт 15. Зависимость подъемной силы от угла атаки

Если вы когда-то сами строили змеев, то знаете, что между головой и концом хвоста змея натягивается нить, которую называют «весами». К этим весам, ближе к голове змея, прикрепляется удерживающий шнур. Если запустить змея с первой попытки не удастся, то шнур сдвигают вверх или вниз «весов». Благодаря этому меняется угол наклона плоскости змея к потоку воздуха.

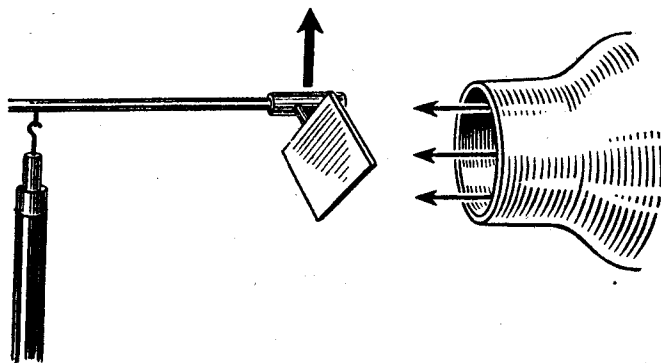


Рис. 52. Измерение подъемной силы пластинки, стоящей наклонно к потоку воздуха.

Исследуем зависимость между подъемной силой и наклоном плоскости в искусственном потоке аэродинамической трубы.

Угол наклона плоскости к направлению потока воздуха в аэродинамике называют углом атаки (рис. 53). Он может быть положительным или отрицательным.

**Задание.** Измерьте подъемную силу плоской поверхности при различных углах атаки.

**Приборы.** Аэродинамические весы, аэродинамическая труба, динамометр 0—100 Г, змейковая плоскость, угомер с отвесом.

**Выполнение задания.** Устанавливаем аэродинамические весы по рисунку 52. Включаем аэродинамическую тру-

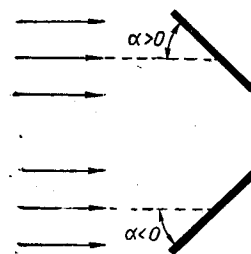


Рис. 53. Угол между пластинкой и направлением потока называют углом атаки. Он положителен при отсчете вниз.

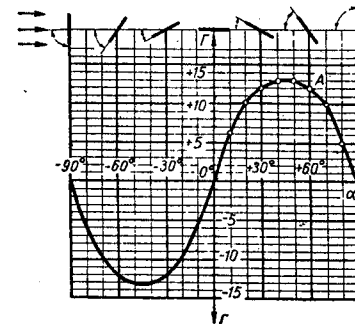


Рис. 54. Зависимость подъемной силы от угла атаки  $\alpha$  плоской поверхности.

бу и измеряем, как в опыте 14, подъемную силу при различных углах наклона пластинки. Начинаем с угла  $\alpha = 0^\circ$  (пластинка параллельна потоку), повышаем угол атаки после каждого измерения на  $10^\circ$ , пока не достигнем  $\alpha = 90^\circ$  (пластинка перпендикулярна к потоку).

#### Результаты опыта и выводы.

Результаты одного из опытов.

Угол атаки, град	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90
Подъемная сила, Г	0	6	10	12	13	13	12	10	5	0

По числам таблицы строим график (рис. 54). На миллиметровой бумаге начертим прямоугольную систему коор-

динат. На горизонтальной оси откладываем значения угла атаки, на вертикальной оси — значения подъемной силы. Полученные после соответствующего построения точки соединяем плавной кривой. Она отражает зависимость между подъемной силой и углом атаки. Над графиком для лучшего понимания через каждые  $30^\circ$  указано положение плоскости к воздушному потоку.

Угол атаки влияет на величину динамической подъемной силы. Плоская поверхность (поверхность змея) получает самую большую подъемную силу при угле атаки  $+45^\circ$ .

### Упражнение.

1. Скорость вращения крыльев ветряной мельницы зависит от скорости ветра. Как, несмотря на это, достигают равномерного хода мельницы?

### Опыт 16. Зависимость сопротивления воздуха от угла атаки

Пласти́нка, как нам известно из опыта 8, под действием потока воздуха испытывает сопротивление, которое складывается из давления на переднюю поверхность пластинки и тяги на заднюю поверхность. Сопротивление воздуха змеем делается заметным по тяговой нагрузке на удерживающий шнур. При сильном ветре и большой поверхности змея тяга часто так велика, что дети едва могут удержать змея за шнур или же шнур рвется.

Так как с увеличением угла атаки растет величина лобового сечения, то сопротивление при большем угле атаки также должно возрастать.

**Задание.** Измерьте сопротивление воздуха пластинки при различных углах атаки.

**Приборы.** Аэродинамические весы, аэродинамическая труба, динамометр 0 — 100 Г, плоская пластинка, угольник с отвесом.

**Выполнение задания.** Аэродинамические весы с плоской пластинкой и аэродинамическая труба устанавливаются по рисунку 55. С помощью подвижных грузов регулируем весы на нулевое положение и включаем аэродинамическую трубу. Под действием потока воздуха плоскость получает подъемную силу, которую мы измеряем, как в опыте 8.

Производим измерения при углах атаки  $0^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $20^\circ$  и т. д. до  $90^\circ$ . Результаты измерений заносим в таблицу.

Угол атаки, град	0	+10	+20	+30	+40	+50	+60	+70	+80	+90
Сопротивление воздуха, Г	1	1,5	2,5	4	8	15	18	21	23	24

По данным таблицы строим график (рис. 56). От угла атаки  $\alpha = 0^\circ$  до  $\alpha = 30^\circ$  сопротивление воздуха увеличи-

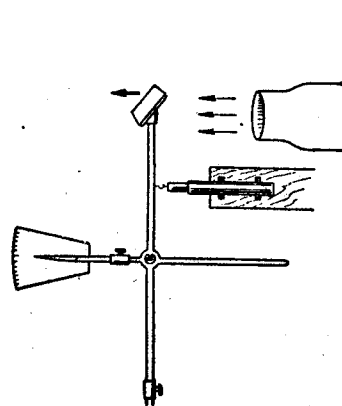


Рис. 55. Измерение сопротивления пластинки, стоящей наклонно к потоку.

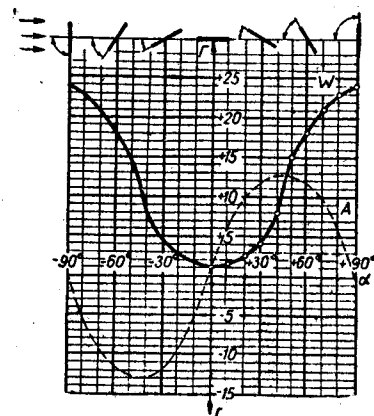


Рис. 56. Зависимость сопротивления воздуха  $W$  плоской поверхности от угла атаки  $\alpha$ . Для сравнения отмечается зависимость подъемной силы  $A$  от  $\alpha$  (пунктирная кривая).

вается постепенно, при большем угле атаки, напротив, очень быстро.

Дополняем график, как в опыте 15, отметками кривой сопротивления для отрицательных углов атаки.

Чтобы по графику можно было снимать показания подъемной силы и сопротивления воздуха для каждого угла атаки, наносим пунктирно кривую из графика рисунка 54.

Для угла атаки  $\alpha = 45^\circ$ , которому по опыту 15 соответствует наибольшая подъемная сила, получаем и относительно большое сопротивление воздуха. С уменьшением угла атаки уменьшается и сопротивление воздуха и подъемная

сила. Но сопротивление уменьшается быстро, а подъемная сила медленно.

С увеличением угла атаки увеличивается сопротивление воздуха плоской поверхности. Наименьшее значение сопротивления при угле атаки  $0^\circ$  и наибольшее — при  $90^\circ$ .

#### Упражнения.

1. Как легче держать большую пластинку при сильном ветре?
2. Если нить, натянутую между углами четырехугольного змея, обклеить широкой прочной бумажной полосой, то при подъеме змея возникает гудение, слышимое издали. Объясните причину этого явления.

#### Опыт 17. Полная сила (взаимодействие сил на бумажном змее, занимательный эксперимент)

Понаблюдайте за детьми, которые запускают змей, или вспомните время, когда вы сами бегали со змеем по полю. Если змей не хотел подниматься, то вы уменьшали вес, укорачивая хвост змея. Если же змей качался в воздухе, кружился или даже кубарем падал на землю, то вы, наоборот, привязывали к его хвосту бумагу или щетку. Ветер стихает, и надо опять уменьшать вес змея. Значит, вес змея должен быть соразмерен с силой ветра.

Теми приборами, которые мы применяли в предыдущих опытах, невозможно измерить динамическую подъемную силу  $A$  и лобовое сопротивление, или сопротивление  $W$  змея, парящего в воздухе.

**Задание.** С помощью рисунка определите действующие на плоскость змея подъемную силу  $A$  и сопротивление  $W$ , если известна сила тяги  $Z$ , приложенная к удерживающему шнуру, и вес змея  $G$ .

**Приборы.** Миллиметровая бумага, карандаш, линейка.

**Выполнение задания.** Чертим профиль плоскости  $F$  змея и принимаем среднюю точку  $S$  за центр тяжести плоскости (рис. 57).

Для простоты расчетов примем, что в точке  $S$  приложены силы  $A$ ,  $W$ ,  $G$  и  $Z$ ; сила тяжести  $G$  направлена вертикально вниз, сила тяги  $Z$  — наклонно вниз (по удерживающему канату). Пусть вес змея равен  $G = 40$  г. Сила тяги (измеряется динамометром) образует с горизонталью угол  $35^\circ$  и равна  $Z = 60$  г. Изображаем эти силы векторами, приложенными в точке  $S$ , в масштабе: 1 мм соответствует 3 г. Та-

ким образом, вектор  $G$  содержит  $13\frac{1}{3}$  мм, а вектор  $Z$  — 20 мм.

Силы  $Z$  и  $G$  по правилу параллелограмма сил можно заменить результирующей силой  $R$ . Для этого на концах векторов  $G$  и  $Z$  построим параллелограмм, диагональ которого и есть результирующая  $R$  силы тяги троса  $Z$  и веса змея  $G$ .

В случае равновесия, то есть если змей стоит спокойно в движущемся воздухе, в точке  $S$  на змее должна действовать сила, равная по величине  $R$ , но противоположно направленная. Начертим эту противоположную силу и обозначим

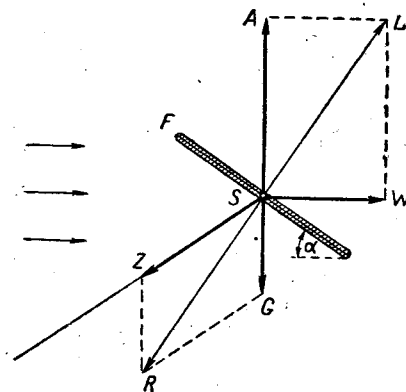


Рис. 57. Упрощенное изображение сил, действующих на плоскость змея.

ее  $L$ . Силу  $L$  можно разложить на горизонтальную и вертикальную составляющие. Горизонтальная составляющая — сопротивление воздуха  $W$ , а вертикальная составляющая — подъемная сила  $A$ .

Измерив длины векторов  $A$  и  $W$ , соответственно получаем: 24 мм и  $16\frac{2}{3}$  мм, или в переводе на единицы силы:  $A = 72$  г и  $W = 50$  г.

**Результаты опыта и выводы.** Если силы, действующие на змее, взаимно уравновешены, то змей в движущемся воздухе стоит спокойно. Тогда результирующая  $R$  веса змея и силы тяги противоположна и равна результирующей  $L$  подъемной силы и лобового сопротивления. Сила  $L$  называется полной аэродинамической силой.

Подъемная сила и лобовое сопротивление змея могут быстро меняться. Если ветер стихает, то подъемная сила



и сопротивление, а следовательно, и полная сила уменьшаются. Но так как вес змея остается неизменным, то змей начинает падать. Падение можно предотвратить, если бежать против ветра или же уменьшить вес змея. Если скорость ветра увеличивается, то полная сила  $L$  становится больше  $R$ . Тогда змей начинает беспокойно качаться. Чтобы избежать этого, нужно увеличить вес змея, утяжелая конец хвоста. Хвост змея служит не только для выравнивания веса, он препятствует опрокидыванию змея вперед и придает ему устойчивость во время полета.

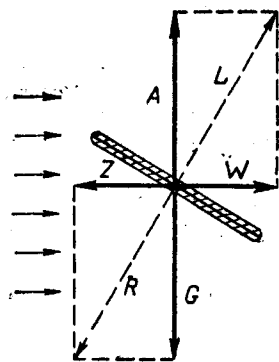


Рис. 58. Взаимодействие сил у змейкового самолета такое же, как и у шнурового змея.

В простейшем случае на крыле также сохраняется равновесие подъемной силы и веса самолета, с одной стороны, и сопротивление воздуха и тяги винта, с другой стороны, или равновесие  $L$  и  $R$  (рис. 58). Из-за относительно высокого сопротивления плоской, несущей поверхности такой самолет нужно снабдить мощным мотором (винтомоторной группой), что очень неэкономично.

Подъемная сила и сопротивление воздуха дают вместе полную силу, противодействующая которой является результирующей веса змея и тяги троса или винтомоторной группы.

Бумажного змея не разрешается запускать вблизи электрических проводов, на улицах и аэродромах.

#### Упражнения.

1. Проверьте на опыте со змеем зависимость между подъемной силой воздуха и весом змея.
2. Почему бумажный змей падает, если удерживающий шнур перерезается или удлиняется быстрым разматыванием?

#### Опыт 18. Выпуклая поверхность в воздушном потоке

В опыте 7 мы наблюдали, что выпуклая пластинка под действием потока воздуха поднимается.

Из опыта 13 нам стало известно, что выпуклое тело уменьшает образование вихрей.

Теперь можно предположить, что если заменить плоскую поверхность выпуклой, то подъемная сила возрастет, а сопротивление уменьшится (рис. 59).

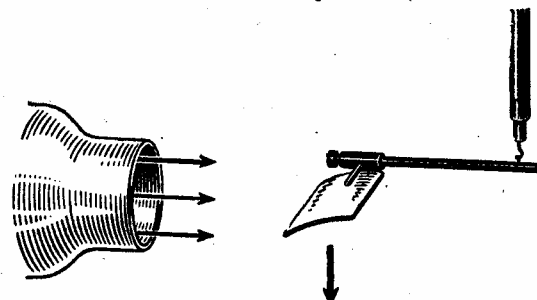


Рис. 59. Исследование выпуклой поверхности в потоке воздуха.

**Задание.** Измерьте подъемную силу и сопротивление воздуха выпуклой пластинки при различных углах атаки.

**Приборы.** Аэродинамические весы, аэродинамическая труба, динамометр, выпуклая пластинка, угломер с отвесом, штатив.

**Выполнение задания.** Угол атаки (рис. 60) образуется между направлением  $AO$  потока воздуха и хорды  $BO$  (кратчайшее расстояние между передним и задним краями пластинки). Он положителен, если обтекается вогнутая сторона пластинки, и отрицателен, если обтекается выпуклая сторона.

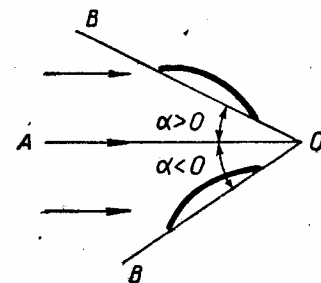


Рис. 60. Угол атаки у выпуклой поверхности.

Измерения подъемной силы начинаем с угла атаки  $\alpha = -90^\circ$ , то есть когда пластинка расположена выпуклос-

тью к потоку воздуха (хорда перпендикулярна к потоку).

Включаем аэродинамическую трубку и, уменьшая каждый раз угол атаки на  $10^\circ$  (сравните рис. 61, а), пока он не станет равным  $0^\circ$ , измеряем подъемную силу. Таким образом мы получим 10 значений.

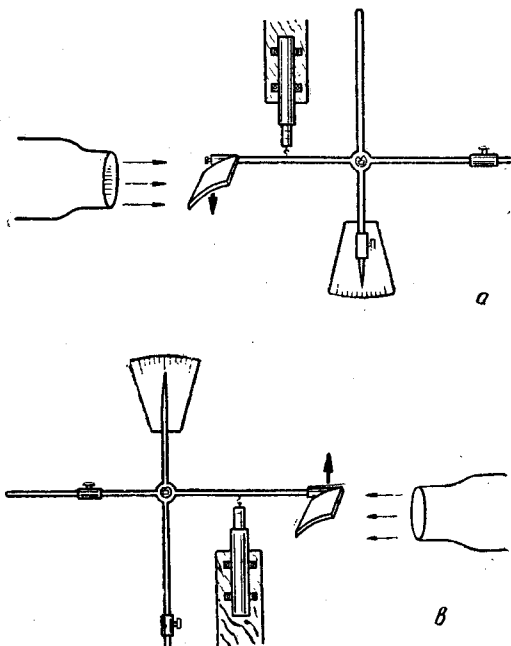


Рис. 61. Расположение приборов для измерения подъемной силы при отрицательном а и положительном в угле атаки.

Для положительных углов атаки аэродинамические весы устанавливаем, как показано на рисунке 61, в.

Аэродинамическая труба находится теперь справа от пластинки, которая укреплена вогнутой стороной к потоку.

Угол атаки постепенно увеличиваем от  $0^\circ$  до  $90^\circ$  (через каждые  $10^\circ$ ), пока плоскость не встанет перпендикулярно потоку.

Для измерения сопротивления воздуха аэродинамические весы располагаются по рисунку 62.

Полученные в опытах значения подъемной силы  $A$  и лобового сопротивления  $W$  заносим в таблицу.

Угол атаки, град	Подъемная сила, Г	Лобовое сопротивление, Г
-90	0	13
-80	-3	12
-70	-6	11
-60	-7	9
-50	-7,5	7
-40	-7	5
-30	-6	3
-20	-4,5	2
-10	-3	1
0	+4	0,5
+10	+12	1,5
+20	+20	2
+30	+21	4
+40	+19	7
+50	+16	13
+60	+13	17
+70	+9	22
+80	+6	26
+90	0	27

По этим данным можно построить в прямоугольной системе осей координат. На оси абсцисс откладываем значения углов атаки от  $-90^\circ$  (через  $0^\circ$ ) до  $+90^\circ$ ; на оси ординат — значения подъемной силы и значения лобового сопротивления ( $10^\circ \cong 6$  мм,  $1 Г \cong 3$  мм). Соединяем точки графика для подъемной силы сплошной, а для силы сопротивления пунктирной кривой (рис. 63).

Сравните полученные кривые с соответствующими кривыми плоской поверхности (рис. 57). В то время как кривые для плоской поверхности почти симметричны, кривые для выпуклой поверхности лишены симметричности.

Сравним сначала подъемную силу  $A$ . При угле атаки

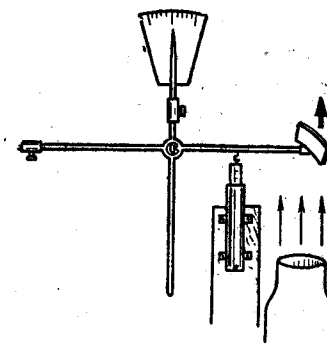


Рис. 62. Расположение опыта для измерения сопротивления воздуха выпуклой поверхности под различными углами атаки.

$\alpha = -50^\circ$  плоская поверхность имеет значительно большую подъемную силу, чем выпуклая поверхность. Подъемная сила плоской поверхности начинается при  $\alpha = 0^\circ$ , а выпуклой поверхности уже при угле атаки  $\alpha = -5^\circ$ . Максимального значения подъемная сила плоской поверхности достигает при  $\alpha = +45^\circ$ , у выпуклой поверхности при  $\alpha = +20^\circ$ . У выпуклой поверхности значение подъемной силы почти вдвое больше, чем у плоской. Кроме того, в области меньших углов атаки подъемная сила выпуклой поверхности падает круче, чем плоской. Незначительное изменение угла атаки в области между  $\alpha = -10^\circ$  и  $\alpha = +20^\circ$  ведет к значительному изменению подъемной силы. Уже при небольшом положительном угле атаки выпуклая поверхность имеет в сравнении с плоской соответственно большую подъемную силу.

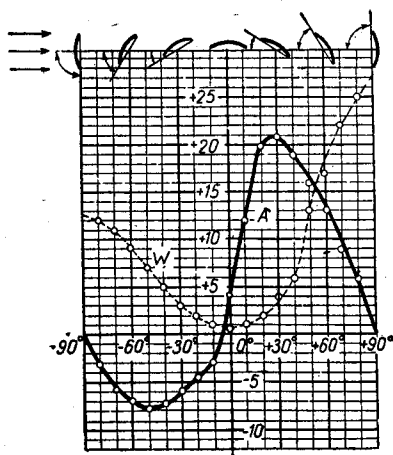


Рис. 63. По графику можно найти значения  $A$  и  $W$  для каждого угла атаки выпуклой поверхности.

Анализируя кривые сопротивления обеих поверхностей, мы убеждаемся, что в области углов от  $-30^\circ$  до  $+30^\circ$  сопротивление меняется незначительно. Вне этой области получаются более или менее большие различия, что можно объяснить предыдущими исследованиями о влиянии формы тела на сопротивление воздуха.

В качестве крыла летательного аппарата более подходящи выпуклые поверхности, так как при малом угле атаки они имеют большую подъемную силу и малое сопротивление воздуха.

На преимущество выпуклой поверхности указал еще Отто Лилиенталь в 1890 г. Он с успехом использовал ее в своих бесчисленных полетах.

**Выпуклые поверхности по сравнению с плоскими имеют большую подъемную силу и меньшее сопротивление.**

### Упражнение.

Как объясняется несимметричность кривых на рисунке 63?

### Опыт 19. Сопротивление и подъемная сила крыла

Большие скорости, необходимые для создания большой подъемной силы самолета, обычно приводят к непомерно большому сопротивлению воздуха. Поэтому конструктор самолета должен найти такую форму крыла, у которого подъемная сила возможно больше, а сопротивление — возможно меньше (рис. 64, 65).

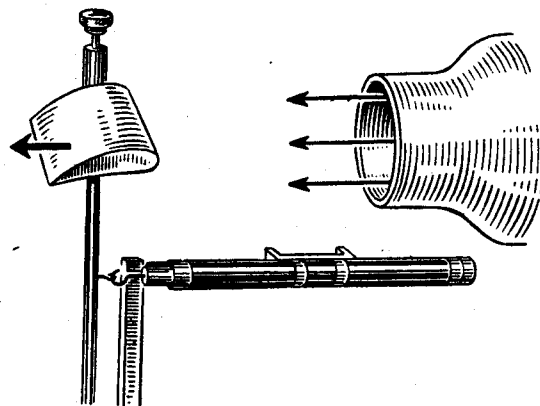


Рис. 64. Профиль крыла в потоке воздуха.

В предыдущих опытах мы видели, что наименьшее сопротивление воздуха имеют тела обтекаемой формы. Поэтому, естественно, надо крыло делать такой формы, которая объединяет в себе выпуклую поверхность с ее высоким значением подъемной силы и обтекаемое тело с его малым сопротивлением воздуха (рис. 66).

**Задание.** Исследуйте сопротивление и подъемную силу профиля крыла в зависимости от угла атаки.

**Приборы.** Аэродинамическая труба, аэродинамические весы, профиль крыла, динамометр 0 — 100 Г, угломер с отвесом.

**Выполнение задания.** Для измерения сопротивления профиля крыла приборы располагаем по рисунку 67. Для сравнения полученных результатов с результатами вы-

пуклой поверхности профиль крыла должен иметь такую же длину (размах) и ширину (глубину, рис. 66), как выпуклая поверхность, и обтекаться с такой же скоростью, как в опыте 18. Угол атаки изменяем также через  $10^\circ$ .

Измерения начинаем с  $\alpha = -90^\circ$  и заканчиваем углом  $\alpha = +90^\circ$ . Данные измерений заносим в таблицу.

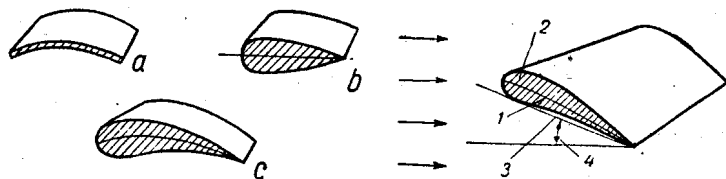


Рис. 65. Соединение выпуклой пластинки (a) и обтекаемого тела (b) дает профиль крыла (c).

Рис. 66. 1 — средняя линия профиля, 2 — сечение профиля, 3 — хорда профиля, 4 — угол атаки.

Для измерения подъемной силы крыла аэродинамические весы и аэродинамическую трубу располагаем по рисунку 68 и после каждого измерения изменяем угол атаки

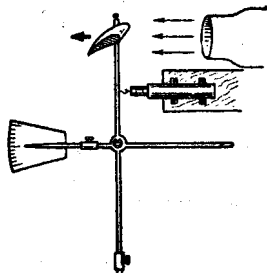


Рис. 67. Расположение приборов для измерения сопротивления профиля крыла при различных углах атаки.

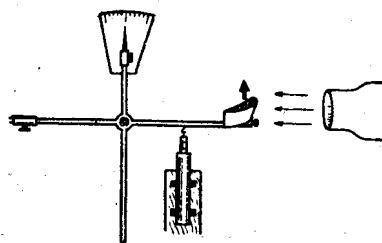


Рис. 68. Определение подъемной силы при отрицательном угле атаки.

на  $10^\circ$ . При таком расположении приборов сначала получаем отрицательные значения подъемной силы. После того как подъемная сила достигнет нулевого значения, меняем положение аэродинамических весов (рис. 69) и продолжаем измерения до  $\alpha = +90^\circ$ .

**Результаты опыта и выводы.** Измерения сопротивления и подъемной силы крыла в зависимости от угла атаки дают следующие значения:

Угол атаки, град	Сопротивление, Г	Подъемная сила, Г
-90	19	0
-80	18	-3
-70	16	-9
-60	14	-12
-50	11	-13
-40	7	-11
-30	4	-9
-20	2	-7
-10	0,5	0
0	0,7	+9
+10	2	+20
+20	3	+23
+30	5	+23
+40	7	+22
+50	9	+20
+60	13	+16
+70	19	+12
+80	24	+7
+90	26	0

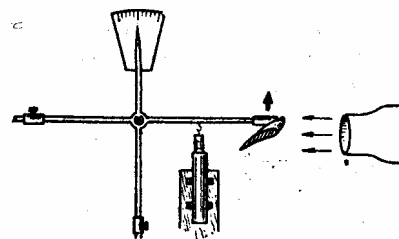


Рис. 69. Определение подъемной силы при положительном угле атаки.

По этим данным чертим кривые графиков для  $W$  и  $A$  (рис. 70) и сравниваем их с соответствующими кривыми для выпуклой поверхности (рис. 64).

Кривая сопротивления крыла похожа на кривую сопротивления выпуклой поверхности. Но в то время как выпуклая поверхность имеет наименьшее сопротивление при угле атаки

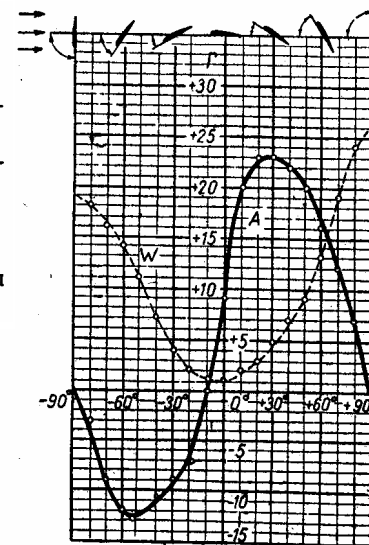


Рис. 70. График подъемной силы  $A$  и сопротивления  $W$  профиля крыла в зависимости от угла атаки.

$\alpha = 0^\circ$ , наименьшее сопротивление профиля крыла при  $\alpha = -10^\circ$ . Между  $\alpha = 10^\circ$  и  $\alpha = 0^\circ$  сопротивление изменяется незначительно.

Подъемная сила возрастает в области между  $\alpha = -10^\circ$  и  $\alpha = +10^\circ$  и уменьшается лишь при  $\alpha = 20^\circ$ . Для угла атаки  $\alpha = 0^\circ$  профиль крыла имеет большую подъемную силу, чем выпуклая поверхность. Этой силе соответствует сравнительно небольшое сопротивление воздуха.

Сравнивая кривые графиков, находим, что профиль крыла, как соединение выпуклой поверхности и обтекаемого тела, имеет сравнительно большую подъемную силу при небольшом сопротивлении воздуха. По графику определяется и наивыгоднейший угол атаки для исследуемой модели профиля крыла. Он лежит между  $0^\circ$  и  $10^\circ$ . Подъемная сила и сопротивление других тел (профилей) отклоняется в ту или другую сторону от найденных нами значений. Например, сильно выпуклые профили дают более высокое значение подъемной силы и имеют большее сопротивление, чем слабо выпуклые профили.

Профиль крыла есть соединение выпуклой поверхности и обтекаемого тела. Он объединяет в себе два качества: относительно большую подъемную силу выпуклой поверхности и относительно малое сопротивление обтекаемого тела. Угол атаки лежит между  $0^\circ$  и  $10^\circ$ .

#### Упражнения.

1. В чем состоит различие относительного сопротивления и подъемной силы между сильно выпуклым, толстым, слабо выпуклым и тонким профилями крыла?

2. Исследуйте поперечные сечения крыльев и маховых перьев птиц и зарисуйте их.

#### Опыт 20. Диаграмма поляр

Обе кривые, поясняющие зависимость подъемной силы и сопротивления воздуха профиля крыла от угла атаки, в практике сводятся к одной кривой. Такое графическое представление называют *диаграммой поляр*, самую кривую — *полярной кривой*. Отто Лилиенталь первым применил диаграмму поляр<sup>1</sup> для характеристики профилей различной формы.

<sup>1</sup> Поляра Лилиенталь (правильнее поляра самолета или поляра крыла в зависимости от того, о чем идет речь) — диаграмма связи между коэффициентами  $c_x$  лобового сопротивления и коэффициентами  $c_y$  подъемной силы самолета (крыла). Каждая точка этой кривой соответствует определенному углу атаки. (Прим. перев.)

**Задание.** Постройте полярную диаграмму для профиля крыла опыта 19.

**Приборы.** Миллиметровая бумага, карандаш, линейка.

**Выполнение задания.** На миллиметровой бумаге начертите прямоугольную систему осей координат (рис. 71). На вертикальной оси отложите значения подъемной силы  $A$  через каждые 5 Г на расстоянии 1 см друг от друга, а на горизонтальной оси — значения сопротивления  $W$  (1 Г на расстоянии 1 см друг от друга). Масштаб выбирается разный, так как значения подъемной силы (в среднем) во много раз больше значений сопротивления. Вследствие этого график «искажается».

Так как большие отрицательные и положительные углы атаки не имеют практического значения, то полярную кривую чертим только для углов атаки в области от  $\alpha = -30^\circ$  до  $\alpha = +30^\circ$ . Из таблиц опыта 19 для угла атаки, равного нулю, берем значения сопротивления и подъемной силы. Углу  $\alpha = 0^\circ$  соответствует  $W = 0,7$  Г и  $A = 9$  Г. Проведем через точку 0,7 Г оси абсцисс вертикальную прямую и через точку 9 Г оси абсцисс горизонтальную прямую. Точку пересечения обеих прямых отмечаем маленьким кружком и обозначаем ее  $0^\circ$ . Таким же образом используем остальные числа таблицы.

Полученные точки соединяем кривой. Это и есть кривая поляр, которая характеризует исследуемый профиль крыла.

**Результаты опыта и выводы.** По полярной кривой для экспериментальных углов атаки можно найти соответствующие значения подъемной силы и сопротивления воздуха, опуская из точки кривой перпендикуляры на ось  $W$  и ось  $A$ . Для значений  $\alpha$ , которые лежат между записанными значениями, можно легко определить подъемную силу и сопротивление. В то время как для  $\alpha_1 = 0^\circ$  имеем  $A_1 = 9$  Г,  $W_1 = 0,7$  Г, а для  $\alpha_2 = +10^\circ$  соответственно  $A_2 = 20$  Г,  $W_2 = 2$  Г, то для  $\alpha_3 = +5^\circ$  —  $A_3 = 15$  Г и  $W_3 = 1$  Г.

В аэродинамической трубе исследуются самые разнообразные профили, а результаты измерения представляются

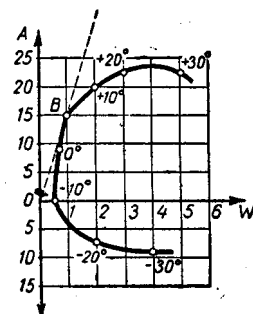


Рис. 71. По полярной диаграмме профиля крыла можно отсчитывать значения подъемной силы и сопротивления для различных углов атаки.

в диаграммах поляра. Различие профилей в толщине, выпуклости и пр. выражается в полярной диаграмме. Авиаконструктор на основе имеющейся диаграммы определяет свойства профиля.

Отношение  $\frac{W}{A}$  называется коэффициентом планирования  $\epsilon$ , который зависит от угла атаки.

Коэффициент планирования:  $\epsilon = \frac{W}{A}$ .

$$\frac{W_1}{A_1} = \frac{0,7 \Gamma}{9 \Gamma} = \frac{0,7}{9} \approx 0,8; \quad \frac{W_2}{A_2} = \frac{2 \Gamma}{20 \Gamma} = \frac{1}{10} = 0,1;$$

$$\frac{W_3}{A_3} = \frac{1 \Gamma}{15 \Gamma} = \frac{1}{15} \approx 0,07.$$

Важен такой угол атаки, при котором коэффициент планирования имеет наименьшее значение или сопротивление (в сравнении с подъемной силой) минимально. Это значение называют коэффициентом планирования  $\epsilon_{\min}$ ; оно свидетельствует о добротности крыла.

Мера добротности:  $\epsilon_{\min}$ .

Полярная диаграмма дает возможность определить и угол атаки. Для этого надо из начала координат (нулевой точки) провести касательную к полярной кривой (точка касания  $B$ ). На полярной диаграмме рисунка 71 этот угол составляет  $5^\circ$ .

Соответствующее отношение сопротивления к подъемной силе

$$\epsilon_{\min} = \frac{W}{A} = \frac{1 \Gamma}{15 \Gamma} = \frac{1}{15} \approx 0,07.$$

Подъемная сила при этом угле атаки в 15 раз больше сопротивления воздуха. Каждому крылу другой формы соответствует поляра с другим углом атаки.

Крыло к корпусу самолета прикрепляется так, чтобы угол между хордой профиля и осью корпуса, то есть установочный угол, был равен углу атаки при нормальном полете (рис. 72). Тогда корпус обтекает в направлении его оси и сопротивление оказывается наименьшим. Угол установочный и угол атаки в этом случае равны.

Значение коэффициента планирования обнаруживается непосредственно при планирующем полете моделей пла-

нера. Если в безветренную погоду запускать модель планера с  $\epsilon_{\min} = \frac{1}{10}$ , то отношение высоты взлета к дальности полета в горизонтальном направлении составляет также примерно 1 : 10. Последнее отношение называют отношением планирования. Если модель запускать с высоты 1 м, 2 м, 3 м, то дальность полета будет около 10 м, 20 м, 30 м. Коэффициент планирования и отношение планирования в этом случае имеют приблизительно одно и то же значение.



Рис. 72. Установочный угол есть угол между хордой профиля и осью корпуса.

Чем меньше коэффициент планирования планера, тем большее расстояние пролетает планер. Профили планеров выражаются коэффициентом планирования порядка  $\frac{1}{27}$ . Юному конструктору моделей планеров трудно добиться, чтобы отношение планирования его модели точно соответствовало коэффициенту планирования крыла. Корпус и руль модели ухудшают отношение планирования. Поэтому составляется полярная диаграмма для всего самолета.

По диаграмме поляра крыла можно определить значения сопротивления воздуха и подъемной силы для любого угла атаки. Отношение сопротивления  $W$  к подъемной силе  $A$  называется коэффициентом планирования  $\epsilon$ .

#### Упражнения,

1. Коэффициент планирования моторного самолета равен  $\epsilon_{\min} = \frac{1}{10}$ . На высоте 1000 м пилот выключил мотор. Какого радиуса окружность имеется в распоряжении пилота для вынужденной посадки?
2. По высоте старта и дальности полета определите коэффициент планирования сделанной вами авиамодели.
3. Как можно улучшить отношение планирования авиамодели?

## Опыт 21. Соотношение давлений на крыле

Часто можно слышать, что крыло самолета скользит вперед по воздуху, находящемуся под крылом, и что оно поддерживается этой «воздушной подушкой».

Но в опыте 7 мы наблюдали, что выпуклая пластинка в потоке воздуха поднимается вверх (рис. 23).

**Задание.** Определите давление на верхнюю и нижнюю поверхности профиля крыла при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ .

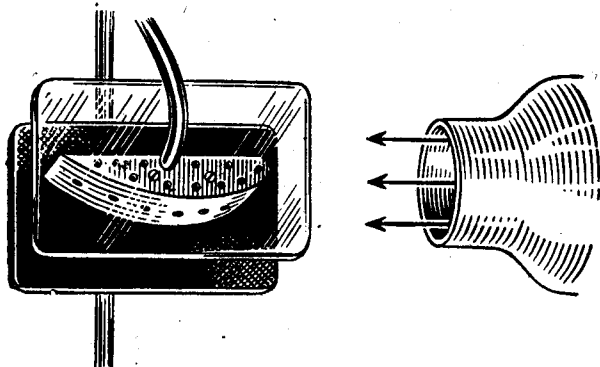


Рис. 73. Крыло с отверстиями для измерения давления.

**Приборы.** Крыло с отверстиями, аэродинамическая труба, микроманометр, резиновая трубка, угломер с отвесом.

**Выполнение задания.** Прикрепляем к штативу профиль крыла под углом  $0^\circ$  к потоку (рис. 73). Сбоку профиль крыла закрыт двумя параллельными пластинками, которые обеспечивают распределение давления. На боковых поверхностях профиля имеется 12 отверстий (рис. 74).

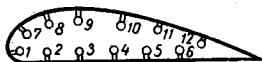


Рис. 74. Вид профиля крыла сбоку с 12 измерительными соплами.

Соединяем отверстие 1 с микроманометром, который наполнен подкрашенной водой, и отмечаем уровень жидкости при атмосферном давлении воздуха. Включаем аэродинамическую трубу и наблюдаем за изменением давления по манометру. По высоте поднятия жидкости определяем избыточное давление в мм в. ст.

Затем микроманометр присоединяем последовательно к отверстиям со 2 по 12 и определяем каждый раз давление.

В месте измерения преобладает избыточное давление, если уровень жидкости в наклонно лежащем колене манометра поднимается, и пониженное давление (тяга), если уровень жидкости падает. Избыточное давление считают положительным, пониженное — отрицательным.

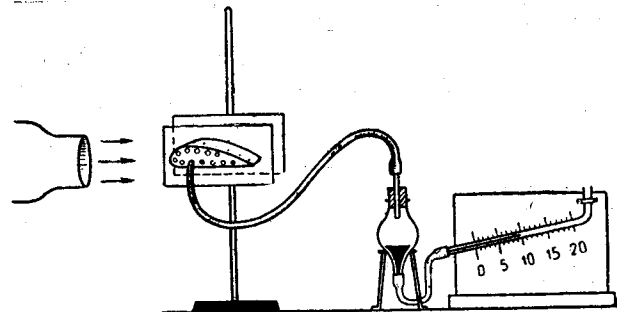


Рис. 75. Расположение приборов для измерения соотношения давлений на профиле крыла.

**Результаты опыта и выводы.** Получаются следующие данные.

Место измерения	№ отверстия	Разность давлений, мм в. ст.
Передняя поверхность	1	+2,7
	2	—0,5
Верхняя поверхность	3	—0,4
	4	—0,2
	5	+0,2
	6	+0,1
Нижняя поверхность	7	—0,7
	8	—1,5
	9	—1,8
	10	—1,4
	11	—0,9
	12	—0,3

В точках измерений перпендикулярно к периметру поперечного сечения начертим стрелки, длины которых соот-

ветствуют действительным значениям давлений (рис. 76). При избыточном давлении стрелка направлена к профилю крыла, при пониженном давлении от профиля крыла. Концы стрелок, направленных от крыла, соединяем кривой и получаем таким образом представление об областях давления и тяги. При угле атаки  $0^\circ$  избыточное давление приходится на переднюю сторону крыла. Над крылом давление ниже атмосферного. Вдоль нижней стороны область тяги

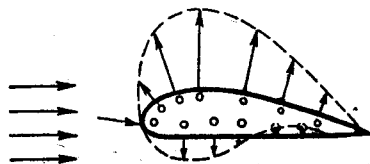


Рис. 76. Распределение давления на крыле.

(впереди) сменяется областью давления (позади). Причину такого распределения давления можно объяснить, используя данные, полученные в опытах с выпуклой пластинкой (рис. 23 и 24). Там с повышением скорости потока (сближение линий тока) уменьшалось статическое давление (пониженное давление), с уменьшением скорости потока (расширение линий тока) статическое давление увеличивалось (избыточное давление).

Крыло, как и выпуклая пластинка, изменяет скорость потока воздуха. На передней поверхности крыла воздух встречает наибольшее сопротивление, отчего давление повышается. Вдоль верхней поверхности скорость потока повышается (область тяги), а вдоль нижней сначала повышается, а потом опять падает до первоначального значения (область давления). На рисунке 76 видно, что профиль крыла получает динамическую подъемную силу. Поэтому верхняя поверхность крыла является более важной.

Если крыло попадает в поток воздуха, то в области обтекания скорость потока изменяется и, вследствие изменения статического давления, на верхнюю поверхность крыла действуют силы тяги и давления.

#### Упражнение.

Исследуйте, как изменится результат опыта, если скорость потока воздуха повысится.

#### Опыт 22. Распределение давления и угол атаки

В опыте 19 мы исследовали зависимость подъемной силы от угла атаки. В опыте 21 нашли соотношение давлений вдоль нижней и верхней поверхностей крыла при угле атаки  $0^\circ$ .

Рассмотрим теперь соотношение давлений при изменении угла атаки.

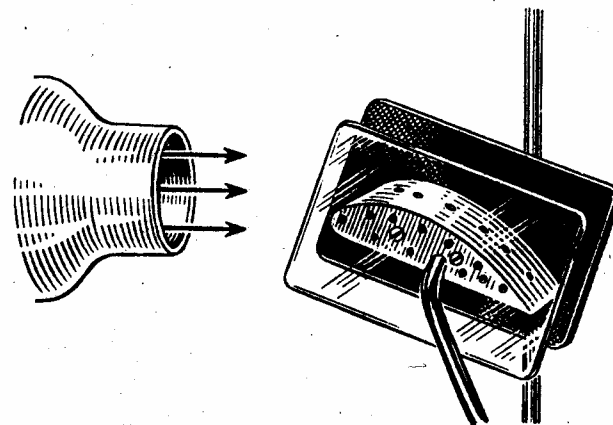


Рис. 77. Профиль крыла направлен к потоку под положительным или отрицательным углом атаки.

**Задание.** Установите распределение давлений на профиле крыла при различных углах атаки.

**Приборы.** Профиль крыла, аэродинамическая труба, микроманометр, резиновая трубка, угломер с отвесом.

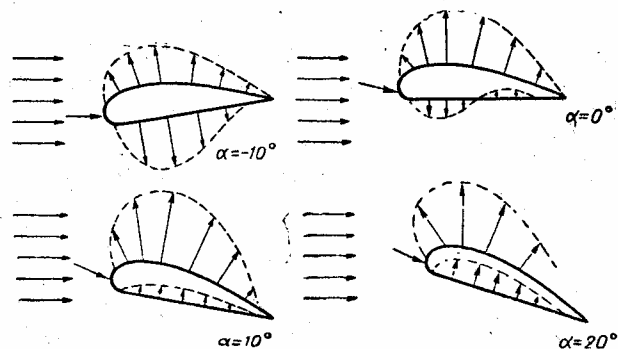


Рис. 78. Соотношение давлений на крыле при различных углах атаки.



**Выполнение задания.** Установка для эксперимента такая же, как в опыте 21. С помощью угломера устанавливаем профиль крыла под углами атаки  $-10^\circ$ ,  $+10^\circ$ ,  $+20^\circ$  и измеряем давления с 1 по 12 (рис. 77). Полученные значения заносим в таблицу. Для сравнения в таблице даны давления, полученные в опыте 21 для  $\alpha = 0^\circ$ .

Место измерения	№ отверстия	$\alpha = -10^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = +10^\circ$	$\alpha = +20^\circ$
Передняя поверхность	1	+2,9	+2,7	+2,1	+2,0
Нижняя поверхность	2	-1,5	-0,5	+0,3	+0,5
	3	-1,3	-0,4	+0,4	+0,7
	4	-0,9	-0,2	+0,4	+0,6
	5	-0,3	+0,2	+0,4	+0,5
	6	0	+0,1	+0,2	+0,2
Верхняя поверхность	7	-0,4	-0,7	-1,4	-1,7
	8	-0,9	-1,5	-2,2	-2,0
	9	-1,0	-1,8	-2,4	-1,7
	10	-0,8	-1,4	-2,0	-0,9
	11	-0,6	-0,9	-1,2	—
	12	-0,3	-0,3	-0,3	—

**Результаты опыта и выводы.** Представим распределения давления графически (рис. 78). Пользуясь таблицей и графиками, можно сделать следующие выводы.

При угле атаки  $\alpha = -10^\circ$  силы тяги на верхнюю поверхность в среднем меньше, чем при  $\alpha = 0^\circ$ . Силы тяги на нижнюю поверхность заметно увеличились. Напротив, при угле атаки  $\alpha = +10^\circ$  силы тяги на верхнюю поверхность повысились и сместились вперед. Область тяги на нижней поверхности превратилась в область давлений. При дальнейшем увеличении угла атаки силы тяги на верхнюю поверхность снова уменьшаются. Следовательно, наиболее выгодный угол атаки лежит вблизи угла  $+10^\circ$ . В то время как это положение в известных границах не зависит от скорости обдувания, отдельные

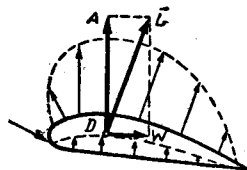


Рис. 79. Все действующие на профиль крыла силы можно мысленно представить, как полную силу  $L$ . Последняя приложена в центре давления  $D$ .

ные значения давления меняются даже с изменением относительной скорости потока либо движения самого крыла.

Силы, действующие на крыло, можно заменить одной силой — равнодействующей  $L$ , которая называется полной аэродинамической силой. Вертикальная составляющая этой силы — подъемная сила  $A$ , горизонтальная составляющая — сопротивление  $W$ . Точка приложения полной силы называется средней точкой давления или центром давления  $D$  (рис. 79). Положение центра давления зависит от формы профиля крыла и от угла атаки. При увеличении угла атаки центр давления передвигается вперед, при уменьшении угла атаки — назад. Имеются профили, у которых центр давления не перемещается. Центр давления, особенно его положение по отношению к центру тяжести, имеет большое значение для устойчивости самолетов.

С изменением угла атаки изменяется распределение давления на профиле крыла. Точку приложения полной силы, которая является суммой всех сил, действующих на крыло, называют центром давления.

#### Упражнения.

1. Почему нецелесообразно повышать установочный угол крыла у авиамоделей для получения большой подъемной силы?
2. Исследуйте распределение давления на крыле при угле атаки  $+30^\circ$ .

#### Опыт 23. Поток вокруг крыла

В предыдущих опытах мы измерили подъемную силу крыла и установили, что она в основном складывается из пониженного давления (тяги) на верхнюю поверхность и повышенного давления на нижнюю поверхность. Различие давлений связано с различием скоростей, с которыми воздух обтекает тело. Давайте теперь с помощью прибора дымового потока сделаем наглядной картину обтекания крыла.

**Задание.** Пронаблюдайте потоки вокруг крыла при различных углах атаки.

**Приборы.** Прибор дымового потока, профиль крыла, две резиновые трубки, сосуд Мариотта, стеклянная трубка длиной 10 см, стеклянная трубка, согнутая под прямым углом, две просверленные резиновые пробки, зажим для трубки, сигареты.

**Выполнение задания.** Собираем прибор дымового потока, как в опыте 13. В окно прибора вставляем профиль крыла под углом к потоку, протекающему слева направо, и наблюдаем, как струи дыма обтекают поперечное сечение профиля крыла.

Повторяем опыт для угла атаки около  $+30^\circ$  и снова следим за ходом дымовых струй.

**Результаты опыта и выводы.** Рассмотрим сначала обтекание крыла при угле атаки  $0^\circ$  (рис. 80). Вдоль выпуклой поверхности профиля мы замечаем отчетливое увеличение скорости потока. Поток с двух сторон прилегает к крылу. В этом случае мы называем его ненарушенным или спокойным потоком.

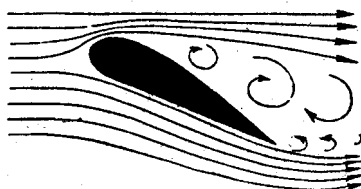
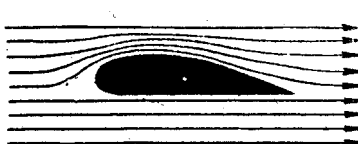
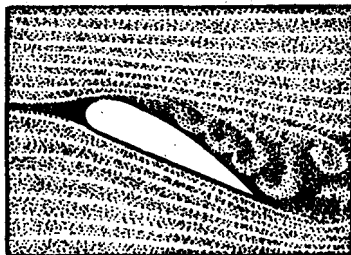
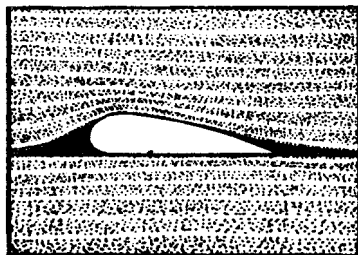


Рис. 80. Спокойный поток вокруг профиля крыла. Угол атаки  $\alpha = 0^\circ$ .

Рис. 81. Образование вихрей над профилем крыла при большом угле атаки  $\alpha$ . Спокойный поток нарушается.

При угле атаки  $\alpha = +30^\circ$  поток сильно тормозится вдоль нижней поверхности, так как крыло, вследствие его наклонного положения к потоку воздуха, представляет большое препятствие для потока. За крылом скорость потока опять возрастает. Но в опыте 22 мы установили, что давление на передней части крыла значительно возрастает, а на задней — убывает.

Над крылом заметная тяга имеется лишь на самом высоком месте. В местах измерения, расположенных в задней части крыла, давление принимает едва измеримые значения. По картине линий тока мы узнаем причину: поток отрывается сразу за вершиной крыла и завихряется. В этом случае мы говорим о нарушенном или разорванном потоке.

Раньше было доказано, что вихревое пространство за телом повышает сопротивление воздуха. При переходе ненарушенного потока в нарушенный сопротивление также увеличивается. Наименьший угол атаки, при котором поток «отрывается» от крыла и завихряется, называют критическим углом атаки; он лежит около  $15^\circ$ . Если угол атаки взлетающей модели превышает критический, то подъемная сила резко уменьшается, а сопротивление воздуха возрастает. Поэтому модель быстро падает. У самолетов такое явление возникает, если при малой скорости полета высотный руль «перетягивается».

При малом угле атаки образуется спокойный поток, прилегающий к верхней поверхности крыла. При повышении критического угла атаки поток отрывается и завихряется.

#### Упражнения.

1. На верхней поверхности профиля крыла с помощью одностороннего зонда проверьте вихри воздуха, образующиеся при большом угле атаки.

2. Шерстяные нитки длиной 2—5 см наклейте одним концом к верхней поверхности крыла так, чтобы свободные концы могли свободно колебаться в потоке воздуха. Внесите крыло в поток воздуха и определите по транспортеру, при каком угле атаки плавный поток меняется на нарушенный.

3. Вырежьте из картона профили крыльев различного поперечного сечения (плосковыпуклые, вогнутые с нижней стороны) и наблюдайте обтекание их в приборе дымового потока.

#### Опыт 24. Вихри у концов крыла

До сих пор мы интересовались исключительно поперечным сечением несущей плоскости, не обращая внимания на ее контур. Крылья нескоростных моторных самолетов часто имеют прямоугольную форму. В то же время современные планеры (рис. 82) имеют длинные, узкие, заостренные на концах крылья. Очевидно, улучшению динамических качеств крыла способствует также его контур.

**Задание.** Однонитяным зондом исследуйте поток воздуха на боковых поверхностях крыла.

**П р и б о р ы.** Аэродинамическая труба, профиль длинного крыла на штативе, однонитяной зонд.

**Выполнение задания.** С помощью крестообразной муфты привинчиваем к штативу крыло под углом атаки  $+5^\circ$  и устанавливаем аэродинамическую трубу так, чтобы крыло легло посередине воздушного потока. Включаем трубу и измеряем зондом нижнюю боковую кромку крыла (рис. 83). Обратите внимание на движение шерстяной нитки. Нить плотно примыкает к поверхности поперечного сечения и

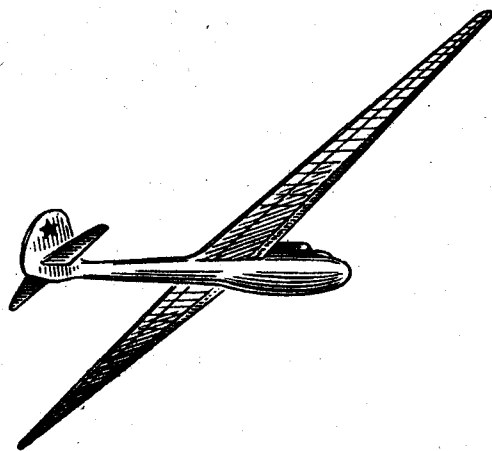


Рис. 82. Крылья планера длинные, узкие и заострены на концах.

направлена почти вертикально вверх. На конце крыла, а также еще на некотором расстоянии за ним нить сильно завихряется (рис. 84). Как возникают эти вихри? Из опыта 21 известно, что над крылом преобладает пониженное давление, а под крылом — повышенное. Постепенно разница давлений стирается, и воздух идет в направлении стрелок (рис. 85), снизу вверх над боковыми краями крыла. По инерции движение воздуха сохраняется еще некоторое время, и на концах крыла возникают вихри, называемые краевыми. Они развиваются в две длинные вихревые косы.

Сила, идущая на образование вихрей, уменьшает движущую силу самолета. Краевые вихри оказывают крылу

добавочное сопротивление. Оно называется *индуктивным сопротивлением*.

Теперь ясно, для чего в опыте 21 боковые поверхности профиля крыла мы закрывали параллельными пластинками. Они предотвращают выравнивание давления и образование краевых вихрей.

Чтобы уменьшить образование краевых вихрей, принимают следующие меры:

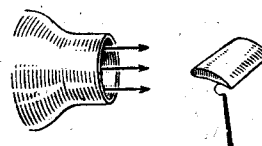


Рис. 83. Расположение приборов для доказательства краевого вихря на профиле крыла.

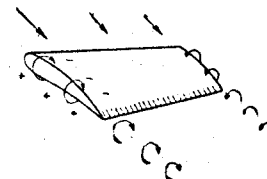


Рис. 84. Благодаря выравниванию давления под крылом и над крылом возникают краевые вихри, которые отрываются и уносятся назад.

1. Крыло делают удлиненным. Крыло тем изящнее, чем меньше отношение глубины крыла  $t$  к размаху  $b$ . Это отношение называют отношением сторон, его обратное значение — удлинением. У моторных самолетов удлинение, как правило, составляет 6—8, у планеров — 15 и бо-

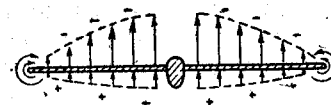


Рис. 85. Картина распределения давлений при образовании краевого вихря.

лее. (Удлинение 15 означает: размах равен 15-кратной глубине профиля.)

2. Концы крыла закругляют. С аэродинамической точки зрения более выгодны крылья эллиптической формы.

Но так как изготовление такой формы технически трудно, выбирают в большинстве случаев закругленные формы крыла, приближающиеся к эллиптической. На рисунке 86 показано несколько форм крыльев. Чем форма крыла ближе к эллиптической слева направо, тем качество крыла лучше.

3. Конец крыла закручивают (рис. 87). При этом угол атаки концов крыла уменьшается по сравнению с середи-

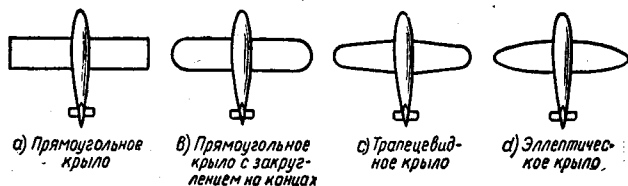


Рис. 86. Образование краевого вихря зависит от формы очертания крыла.

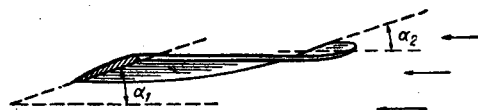


Рис. 87. Перекрученное крыло.

ной крыла ( $\alpha_1 > \alpha_2$ ); говорят, что крылья разведены. В этом случае разность между повышенным давлением под крылом и пониженным давлением над крылом становится так мала, что краевые вихри почти не образуются. Слишком сильное перекручивание снова повышает индуктивное сопротивление.

Таким образом, образование краевых вихрей уменьшается, если крыло удлинено, на концах закруглено и перекручено.

У парящих птиц, например у аиста, удлинение крыла равняется примерно 6. Крылья аиста длинные и на концах острые. У черного дрозда, у куропатки или у воробья удлинение крыльев составляет всего лишь 4.

На концах крыла возникают краевые вихри, которые создают добавочное индуктивное сопротивление. Образование

краевых вихрей можно уменьшить, делая крыло удлиненным, с закругленными и перекрученными концами.

#### Упражнения.

1. Зондом с одной нитью исследуйте силу краевого вихря на концах крыльев самодельной авиамодели.

2. Почему планеры имеют обычно большее удлинение крыла, чем транспортные самолеты?

3. Понаблюдайте за очертаниями крыльев у парящих птиц и зарисуйте их.

#### Опыт 25. Устойчивость полета

Юный авиаконструктор надеется, что построенная им авиамodelь будет хорошо летать. Если он правильно за-

пускает модель, то есть слегка толкает ее в немного наклонном вниз положении (рис. 88), то замечает, что, несмотря на хороший коэффициент планирования, модель качается и отклоняется порывами ветра от первоначального направления. Если пилот самолета может при помощи рулей уничтожить действие потоков воздуха, мешающих полету, то авиамodelь должна быть так сконструирована, чтобы сама могла бороться с порывами ветра. Если под действием порывов ветра модель спокойно планирует, то она имеет устойчивость полета.



Рис. 88. Испытывается модель планера.

Представим себе три оси, расположенные перпендикулярно друг к другу в центре тяжести S авиамodelи: поперечную, высотную и продольную (рис. 89). Соответственно движениям модели вокруг каждой из осей различают три вида устойчивости ее полета. Модель имеет продольную устойчивость, если она не вращается вокруг поперечной

оси; поперечную устойчивость, если не вращается вокруг продольной оси, и имеет устойчивость направления, или боковую устойчивость, если не вращается вокруг высотной оси.

**Задание.** С помощью простейших авиамоделей, изготовленных из почтовых открыток, исследуйте, как можно достичь устойчивости продольной, поперечной и по направлению.

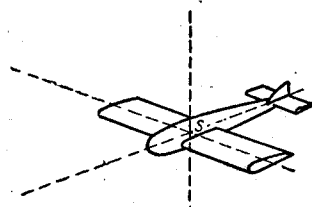


Рис. 89. Самолет может выполнять повороты вокруг поперечной, высотной и продольной осей.

**Приборы.** Почтовые открытки, канцелярские скрепки, ножницы, два карандаша одинаковой длины, две пустые спичечные коробки.

**Выполнение задания.** Запускаем модели, изготовленные в соответствии с рисунками 90 и 91.

**Запуск 1.** Почтовая открытка без утяжелений (рис. 91, а).

**Запуск 2.** Почтовая открытка, на широкой стороне которой симметрично расположены 1, 3 или 5 канцелярских скрепок (рис. 91, в — д).

**Запуск 3.** Почтовая открытка, широкий край которой согнут два раза по 1 см и заколот скрепкой (рис. 91, с).

**Запуск 4.** Контур крыла с одной канцелярской скрепкой (рис. 91, ф).

**Запуск 5.** Почтовая открытка, согнутая в форме V, утяжелена тремя скрепками (рис. 91, г, h).

**Результаты опыта и выводы.** Неутяжеленная почтовая открытка (запуск 1) падает на землю, раскачиваясь и перевертываясь. На нее действуют две силы: сила тяжести, приложенная в точке S (точка пересечения диагоналей), и сила потока воздуха, меняющая точку приложения в зависимости от положения открытки в воздухе. Обе силы создают вращающий момент, который вызывает раскачивание и перевертывание открытки.

Если мы вставим скрепку на середину широкого края открытки, то центр тяжести сместится примерно на 1 см в направлении скрепки (запуск 2). Насадив открытку на тупой конец карандаша, мы можем показать сдвиг центра тяжести (рис. 90). Если утяжелить открытку еще двумя симметрично расположенными скрепками, то центр тяжести почти совпадет с центром давления (сравните опыт 22). В этом

случае открытка планирует с небольшим вращением вокруг поперечной оси. Она получила продольную устойчивость. Если широкий край открытки нагрузить пятью скрепками,

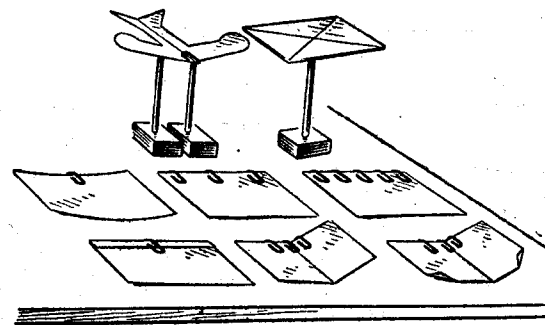


Рис. 90. С помощью почтовых открыток и канцелярских скрепок можно изготовить простые «планеры» для исследования устойчивости полета.

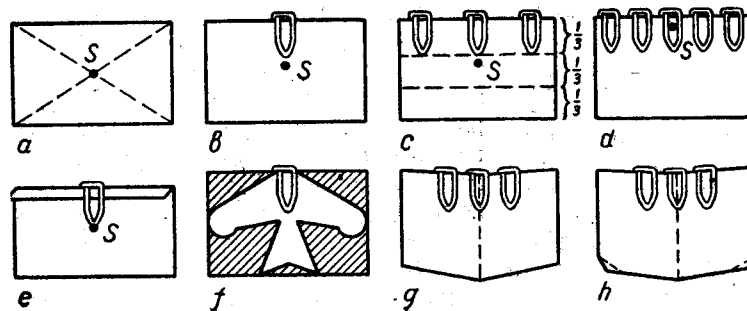


Рис. 91. Руководство для изготовления отдельных моделей.

то центр тяжести сместится слишком далеко вперед и открытка кубарем упадет на землю.

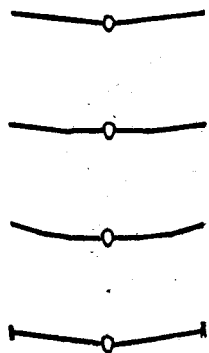
При двойном сгибе широкого края открытки и утяжелении только одной скрепкой центр тяжести располагается примерно на одной трети от согнутого края открытки. Эта модель продольно устойчива.

Для перенесения центра тяжести возможно ближе к центру давления авиамодель надо уравновесить. Для этого мы подпираем ее двумя карандашами, стоящими вертикально на спичечных коробках. Открытка должна принять

горизонтальное положение. Если бумажная модель наклоняется вниз, надо утяжелить вершину корпуса скрепкой, если отклоняется назад вниз, надо уменьшить грузик.

Несмотря на точное уравнивание крыла, модель крыла качается вокруг поперечной оси.

Модель с хвостовой плоскостью (запуск 4) не имеет волнообразных движений при парении, так как несущая



плоскость хвоста обеспечивает устойчивость полета. Несущую плоскость хвоста называют также стабилизирующей плоскостью или высотным рулем. На него, как на переднее несущее крыло, действует подъемная сила (или давление сверху вниз), которая хотя и мала из-за малой поверхности, но вследствие большого плеча рычага порождает выравнивающий вращающий момент вокруг поперечной оси и повышает продольную устойчивость.

Рис. 92. Крылья авиамодели получают поперечную устойчивость благодаря одно- или многократным изгибам V-образной формы.

При запусках с 1 по 4 модели крыла во время парения колеблются вокруг продольной оси. Их поперечная устойчивость мала. Отклонение несущей плоскости от горизонтального положения вызывает кривой полет модели, при котором одна из

сторон крыла попадает в «подвес». Если же крылья согнуты в форме V (запуск 5), то колебательное движение прекращается, так как накренившиеся стороны получают большую подъемную силу, отчего модель сама выравнивает свой полет. Наряду с V-образными конструкциями моделей применяют также продольные изгибы, которые повышают поперечную устойчивость (рис. 92). Поперечная устойчивость предотвращает кривой полет и гарантирует полет по прямой траектории. Таким образом поперечная устойчивость и устойчивость по направлению зависят друг от друга. Хорошая устойчивость по направлению достигается также двумя стабилизирующими плоскостями, стоящими перпендикулярно к хвостовой плоскости, которые называют боковыми рулями, а также ровной обшивкой корпуса.

**Самолет должен быть устойчивым продольно, поперечно и по направлению. Продольная устойчивость достигается правильным положением центра тяжести и рулем высоты; устойчивость поперечная и по направлению — изгибом V-образной формы несущей плоскости.**

#### Упражнения.

1. Почему вновь построенную авиамодель можно испытывать только в спокойном воздухе?
2. Почему самолет по своей конструкции не похож на авиамодель?
3. Какие допущены ошибки: а) модель поднимается после старта и сваливается затем «носом» на землю; б) модель после старта переходит в кривой полет; в) модель после старта летит по крутому, короткому пути к земле; г) модель падает набок?

## ОТВЕТЫ И ЗАМЕЧАНИЯ

1. 1. Вес шара, наполненного водородом, легче веса вытесненного воздуха. Поэтому шар поднимается. Вес шара, наполненного воздухом, больше веса вытесненного воздуха: шар падает.

1. 2. Воздух, вдываемый человеком в мыльный пузырь, теплый, поэтому его удельный вес меньше удельного веса окружающего воздуха. Поэтому мыльный пузырь сначала поднимается. Через некоторое время воздух в пузыре охлаждается и мыльный пузырь падает.

1. 3. Вес водорода в шаре равен произведению объема шара на удельный вес водорода:

$$G_1 = V \rho_1 = \frac{\pi d^3}{6} \cdot \rho_1 = \frac{\pi (20 \text{ см})^3}{6} \cdot 0,00009 \frac{\text{Г}}{\text{см}^3} = \frac{4}{3} \pi \cdot 0,09 \text{ Г} = 0,38 \text{ Г}.$$

Вес оболочки шара  $G_2 = 2,07 \text{ Г}$ , вес нити  $G_3 = 0,1 \text{ Г}$ .

Итак, общий вес равен

$$G = G_1 + G_2 + G_3 = 0,38 \text{ Г} + 2,07 \text{ Г} + 0,1 \text{ Г} = 2,6 \text{ Г}.$$

Выталкивающая сила равна весу вытесненного воздуха. Для последней получается:

$$A = \frac{\pi d^3}{6} \cdot \rho_2 = \frac{\pi (20 \text{ см})^3}{6} \cdot 0,0013 \frac{\text{Г}}{\text{см}^3} = \frac{4}{3} \pi \cdot 1,3 \text{ Г} = 5,4 \text{ Г}.$$

Полезный груз  $N$  вычисляется из разности веса и выталкивающей силы:  $N = A - G = 5,4 \text{ Г} - 2,6 \text{ Г} = 2,8 \text{ Г}$ .

Поднимаемый груз должен весить меньше 2,8 Г. (Можно подвесить почтовую открытку.)

2. 1. Воздух, выходящий из аэродинамической трубы, попадает на спокойный воздух окружающего пространства и тормозится.

2. 2. Сравнимые измерения должны проводиться с одинаковыми скоростями воздуха. С увеличением расстояния от сопла скорость уменьшается.

2. 3. Если ветер не отклоняется препятствием и сохраняет свою скорость, он может быть однородным. Однако скорость свободно текущего воздуха очень колеблется (шквал).

4. 1. Сопло уменьшает поперечное сечение потока, поэтому поток воды при выходе из сопла получает большую скорость, и вода очень далеко разбрызгивается. Такого же действия достигают, если конец шланга сдавливают пальцами.

4. 2. В уравнение  $F_1 \cdot v_1 = F_2 V_2$  подставляем  $F_1 = 7,5 \text{ см}^2, v_1 = 3 \frac{\text{м}}{\text{сек}}$ ,  $F_2 = 5,0 \text{ см}^2$  и решаем относительно неизвестной величины  $v_2$ .

$$7,5 \text{ см}^2 \cdot 3 \frac{\text{м}}{\text{сек}} = 5,0 \text{ см}^2 \cdot v_2; v_2 = \frac{7,5 \text{ см}^2}{5,0 \text{ см}^2} \cdot 3 \frac{\text{м}}{\text{сек}} = 4,5 \frac{\text{м}}{\text{сек}}.$$

В узкой части трубопровода вода течет со скоростью 4,5 м/сек.

5. 1. В формулу (1) на странице 19 подставляются отдельные значения таблицы.

$$\text{Для } v = 2 \text{ м/сек получается } q = \frac{2^2}{16} \text{ мм в. ст.} = 0,25 \text{ мм в. ст.}$$

и т. д.

5. 2. На расстоянии 20, 40, 60 и 80 см скорость воздуха примерно равна 12, 11, 10 и 8 м/сек.

6. 2. Трубка Пито, диск с манометром.

7. 1. Оба корабля уменьшают поперечное сечение текущей воды. Между кораблями вода течет с большой скоростью. Статическое давление воды в этой области уменьшается. Возникает тяга, которая сближает корабли.

8. 1. За прутком образуются вихри, возникает тяга, которая тянет прут назад. После отделения вихря упругий прут быстро возвращается в прежнее положение, и все начинается снова.

8. 2. На стороне древка знамени, обратной к потоку, образуются вихри, которые взаимно отделяются и уходят назад. В возникшую косу вихрей втягивается полотнище знамени; оно развевается.

8. 3. За снеговыми решетками возникает тяга, которая втягивает в это пространство снег и собирает его. Снеговые решетки должны быть установлены на небольшом расстоянии (около 10 — 15 м) от улиц или участков пути, доступных ветру.

8. 4. Если воздух течет через щель, то в пространстве, лежащем за нею, образуются вихри, которые вызывают колебание соседних частичек воздуха. Эти колебания мы воспринимаем как завывающий или свистящий тон. Свист губами на свистке или игра на органе основаны на том же явлении.

9. 1. Большие, свободно стоящие рекламные щиты, составляют из узких вертикальных или горизонтальных реек, между которыми остается небольшое пространство. Такая решетка лучше, чем рекламный щит, состоящий из сплошной плоскости.

9. 2. Если гонщик нагибается, его лобовое сечение уменьшает, и сопротивление воздуха падает.

10. 1. Если скорость возрастает на 50%, это означает, что ее значение увеличивается в 1,5 раза. Тогда сопротивление воздуха нужно умножить на  $1,5^2 = 2,25$ , то есть оно увеличивается на 125%.

10. 2. Сначала тело падает с ускорением. Однако сопротивление воздуха, растущее пропорционально квадрату скорости, быстро увеличивается, и через некоторое время сопротивление и сила тяжести уравниваются друг друга.

11. 1. Обтекаемая форма уменьшает сопротивление, которое оказывает бык текущей воде, и в половодье мост меньше подвергается опасности.

11. 2. Скорость трактора очень мала.

12. 1. В формулу  $W = c_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot F$  подставим отдельные зна-

чения. В обоих случаях  $v = 10 \text{ м/сек}$  и  $F = \pi \cdot 9 \text{ см}^2 = \pi \cdot 0,0009 \text{ м}^2 = 0,0028 \text{ м}^2$ .

Вогнутой стороной навстречу потоку ( $c_w = 1,35$ ):

$$W = 1,35 \cdot \frac{1}{2 \cdot 8} \cdot \frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}^4} \cdot \left(10 \frac{\text{м}}{\text{сек}}\right)^2 \cdot 0,0028 \text{ м}^2 = \frac{1,35 \cdot 0,28}{16} \text{ кг} = 0,0236 \text{ кг} \approx 24 \text{ Г.}$$

Выпуклостью к потоку воздуха ( $c_w = 0,35$ ):

$$W = \frac{0,35 \cdot 0,28}{16} \text{ кг} = 0,006 \text{ кг} = 6 \text{ Г.}$$

Сопротивление полого полушария равняется 24 Г, выпуклого полушария 6 Г. Благодаря различным значениям сопротивления, например, крестообразные чашки анемометра приводятся во вращение.

$$12.2. F = \pi \cdot 36 \text{ см}^2 = 113 \text{ см}^2 = 0,0113 \text{ м}^2.$$

Для  $v = 5 \frac{\text{м}}{\text{сек}}$ :

$$W = 1,11 \cdot \frac{1}{16} \cdot \frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}^4} \cdot \left(5 \frac{\text{м}}{\text{сек}}\right)^2 \cdot 0,0113 \text{ м}^2 = 20 \text{ Г.}$$

Для  $v = 10 \frac{\text{м}}{\text{сек}}$ :

$$W = 1,11 \cdot \frac{1}{16} \cdot 10^2 \cdot 0,0113 \text{ кг} = 78 \text{ Г.}$$

Для  $v = 15 \frac{\text{м}}{\text{сек}}$ :

$$W = 1,11 \cdot \frac{1}{16} \cdot 15^2 \cdot 0,0113 \text{ кг} = 176 \text{ Г.}$$

Квадраты скоростей ветра относятся как 1 : 4 : 9. Соответствующие сопротивления относятся приблизительно также.

12. 3. Через отверстие парашюта накопленный в куполе воздух выходит и предотвращает «опрокидывание» купола. Чем больше отверстие, тем быстрее падает купол.

13. 1. Скоростные автомобили, тепловозы, электровозы, пароходы и теплоходы, подводные лодки. У самолетов: корпус и поперечное сечение крыла. Дымовая труба океанского парохода.

13. 2. Лидер принимает на себя сопротивление воздуха; кроме того, возникающая за лидером тяга увлекает гонщика вперед.

14. 1. Коробчатый змей состоит из соединительных планок. Широкие и продольные поверхности обтягиваются бумагой или тонким легким материалом. Часто две или больше таких коробок объединяются в одну. Коробку змея, снабженную саморегулирующим прибором, можно применять для исследования атмосферы Земли.

14. 2. Плоскости крыльев ветряной мельницы так же, как плоскость змея, стоят под углом к потоку воздуха. Встречный ветер создает подъемную силу, которая вращает крылья.

15. Так как подъемная сила зависит от угла атаки, то угол атаки должен уменьшаться при большой скорости ветра и увеличиваться при меньшей скорости ветра. Поэтому крыло ветряной мельницы составляется из жалюзиобразно расположенных дощечек, угол наклона которых автоматически приспособляется к изменяющейся скорости ветра: при сильном ветре жалюзи открываются больше, при слабом ветре меньше.

16. 1. Пластика должна держаться параллельно направлению ветра.

16. 2. Бумажная полоса колеблется и ударяется о змей. Возникает гудящий шум.

17. 2. Змей движется по ветру. Вследствие этого относительная скорость между змеем и воздухом уменьшается, уменьшается и подъемная сила.

18. На одну и ту же величину положительного и отрицательного углов атаки к потоку один раз обращена вогнутая плоскость, один раз — выпуклая. Вследствие этого в первом случае сопротивление воздуха больше и поперечная передача (подъемная сила) положительна. Во втором случае сопротивление меньше и поперечная передача отрицательна (давление направлено сверху вниз).

19. 1. Сильно выпуклый толстый профиль крыла получает большую подъемную силу и большее сопротивление воздуха, чем слабо-выпуклые и тонкие крылья.

20. 1. Пилот может искать площадку для вынужденной посадки в окружности радиусом 10 км.

20. 2. Измерьте высоту старта и путь, пройденный в горизонтальном направлении, и из обоих значений составьте отношение.

20. 3. Уже при строительстве модели нужно обратить внимание, чтобы форма и поверхность корпуса, руля и крыла представляли малое сопротивление воздуху. При пробных полетах нужно искать благоприятный угол атаки.

21. Меньшая скорость воздуха дает меньшие значения подъемной силы.

22. 1. Если увеличивают установочный угол, то сопротивление воздуха также значительно повышается, и мощность модели падает.

22. 2. Получаются примерно следующие значения:

сопло 7: — 1,0 мм в. ст.  
сопло 8: — 0,5 мм в. ст.  
сопло 9: — 0,2 мм в. ст.  
сопло 2: + 0,9 мм в. ст.  
сопло 3: + 1,0 мм в. ст.  
сопло 4: + 1,0 мм в. ст.  
сопло 5: + 0,6 мм в. ст.

23. 1. При достаточно малом угле атаки шерстяная нитка плотно прижимается к верхней поверхности крыла. При большом угле атаки нитка отстает и завихряется.

23. 2. При угле атаки около + 20° поток отрывается и короткие шерстяные нитки начинают завихряться: сначала лежащие на нижнем крае, а потом по всей поверхности.

23. 3. Плосковыпуклые профили имеют на верхней поверхности лишь небольшое сужение линий тока.

24. 1. У заостренных крыльев образование краевых вихрей незначительно.



24. 2. Так как у транспортных самолетов нагрузка на плоскость велика, крыло должно иметь достаточно высокую прочность. Однако оно должно быть не слишком длинным и узким и должно иметь закругленную форму. Для планеров с малой нагрузкой разрешается применять длинные и узкие крылья.

25. 1. В штиль исключены все влияния воздуха, вредно действующие на полет модели.

25. 2. Для обеспечения устойчивости полета все части модели должны иметь размеры с запасом. У самолетов этого не делают, так как самолет управляется пилотом.

25. 3. а) Модель имеет хвостовую перегрузку и должна быть правильно «уравновешена».

Или: слишком круто стартует.

Или: руль высоты имеет слишком маленький (может быть даже отрицательный) установочный угол.

б) Стартдан не в горизонтальном, а в наклонном положении крыла. Модель будет вращаться вокруг продольной оси.

Или: боковой руль не параллелен продольной оси модели.

Или: несущие плоскости покорились. Оба несущих крыла имеют неодинаковый установочный угол.

Или: несущее крыло образует с продольной осью модели неверный угол, сидит косо на корпусе.

в) Модель имеет утяжеленную «голову». Необходимо заново уравновесить ее.

Или: руль высоты имеет слишком большой установочный угол.

г) Несущее крыло покорилено, боковой руль не параллелен продольной оси, это вызывает противодействие, которое препятствует полету по кривой.

Или: корпус модели покорилен.

### Учебные средства для опытов

Приводим перечень приборов, необходимых для проведения указанных выше опытов и выпускаемых промышленностью Главучтехпрома.

1. Аэродинамическая труба.
2. Аэродинамические весы.
3. Набор по аэродинамике.
4. Манометр демонстрационный открытый.
5. Насос водоструйный.
6. Прибор для демонстрации зависимости давления текущей жидкости от сечения трубы.
7. Прибор для демонстрации ламинарного и турбулентного движения.
8. Прибор для демонстрации обтекания тел.
9. Флюгер школьный.

Следует отметить, что перечисленные приборы отличаются по конструкции от приведенных и описанных автором книги.

### СОДЕРЖАНИЕ

От переводчика . . . . .	3
Опыт 1. Статическая подъемная сила . . . . .	5
Опыт 2. Однородный воздушный поток . . . . .	8
Опыт 3. Линии тока . . . . .	12
Опыт 4. Скорость движения потока и его поперечное сечение . . . . .	13
Опыт 5. Напорное (динамическое) давление . . . . .	15
Опыт 6. Статическое давление . . . . .	20
Опыт 7. Аэродинамический парадокс . . . . .	25
Опыт 8. Сопротивление воздуха (лобовое сопротивление) . . . . .	28
Опыт 9. Сопротивление воздуха и лобовое сечение . . . . .	32
Опыт 10. Сопротивление воздуха и скорость потока . . . . .	35
Опыт 11. Сопротивление воздуха и форма тела . . . . .	39
Опыт 12. Формула сопротивления . . . . .	42
Опыт 13. Обтекаемая форма . . . . .	46
Опыт 14. Динамическая подъемная сила у бумажного змея . . . . .	53
Опыт 15. Зависимость подъемной силы от угла атаки . . . . .	56
Опыт 16. Зависимость сопротивления воздуха от угла атаки . . . . .	58
Опыт 17. Полная сила (взаимодействие сил на бумажном змее, занимательный эксперимент). . . . .	60
Опыт 18. Выпуклая поверхность в воздушном потоке . . . . .	63
Опыт 19. Сопротивление и подъемная сила крыла . . . . .	67
Опыт 20. Диаграмма поляра . . . . .	70
Опыт 21. Соотношение давлений на крыле . . . . .	74
Опыт 22. Распределение давления и угол атаки . . . . .	76
Опыт 23. Потoki вокруг крыла . . . . .	79
Опыт 24. Вихри у концов крыла . . . . .	81
Опыт 25. Устойчивость полета . . . . .	85
Ответы и замечания . . . . .	90
Учебные средства для опытов . . . . .	94

*Карл Винклер*

**25 ОПЫТОВ ПО ФИЗИКЕ ПОЛЕТА**

Редактор *Л. С. Маслов*  
Художник *Л. М. Чернышев*  
Художественный редактор *Б. Л. Николаев*  
Технический редактор *М. С. Дранникова*  
Корректор *В. Г. Соловьева*

Сдано в набор 19/VII-1963 г. Подписано к печати 22/X-1963 г.  
84 × 108<sup>1</sup>/<sub>32</sub> Печ. л. 6(4,92) Уч.-изд. л. 4,55  
Тираж 30 тыс. экз.

Учпедгиз. Москва, 3-й проезд Марьиной рощи, 41.  
Полиграфкомбинат Приволжского совнархоза  
Саратов, ул. Чернышевского, 59.

Заказ № 341.

Цена 11 к.

# АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА

**АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА** - установка, создающая поток газа (в большинстве случаев воздуха) с целью изучения воздействия его на обтекаемый объект - самолёт, ракету, автомобиль, корабль, спускаемый космич. аппарат, мост, здание и др., а также эксперим. изучения аэродинамич. явлений.

А. Т. - основное оборудование аэродинамических центров и лабораторий. Принцип обратимости движения, согласно к-рому перемещение тела в неподвижном воздухе может быть заменено движением воздуха относительно неподвижного тела, при соблюдении условий подобия теории позволяет получать значение силовых и тепловых нагрузок, действующих на летат. аппарат, испытывая его модель в А. Т. Геометрически подобная натурному изделию модель устанавливается в рабочую часть А. Т.

Для того чтобы безразмерные значения *аэродинамических сил и моментов* - *аэродинамические коэффициенты*, полученные в А. Т., были равны аналогичным величинам для натурального объекта в полёте, необходимо:

- исключить или максимально ослабить влияние ограниченности потока - стенок А. Т. или границ свободной струи;

- обеспечить в рабочей части А.Т. перед моделью равномерный, однородный поток и те же значения критериев подобия - Маха числа  $M = v/a$ , Рейнольдса числа  $Re = v\rho l/\mu$ , а для полёта на больших высотах и Кнудсена числа  $Kn = \lambda/l$ , что и для натурального объекта (здесь  $l$  - характерный размер модели,  $v$  - скорость движения газа,  $a$  - скорость звука,  $\rho$  - плотность,  $\mu$  - коэффициент динамической вязкости,  $\lambda$  - длина свободного пробега молекул газа перед моделью).

Существующие А. Т. можно разделить на группы по числу  $M$  перед моделью: дозвуковые с числами  $M < 1$ , сверхзвуковые с числами  $M > 1$  и трансзвуковые с числами  $0,8 < M < 1,2$ . Кроме того, иногда в особую группу выделяют ударные, импульсные и электродуговые А.Т., обеспечивающие большие значения числа  $M$  при высоких температурах торможения рабочего газа, а также А.Т., в которых моделируется обтекание тел на больших высотах.

## Дозвуковые аэродинамические. трубы.

Дозвуковая А.Т. постоянного действия (рис. 1) состоит из рабочей части 1, обычно имеющей вид цилиндра с поперечным сечением в форме круга или прямоугольника (иногда эллипса или многоугольника).

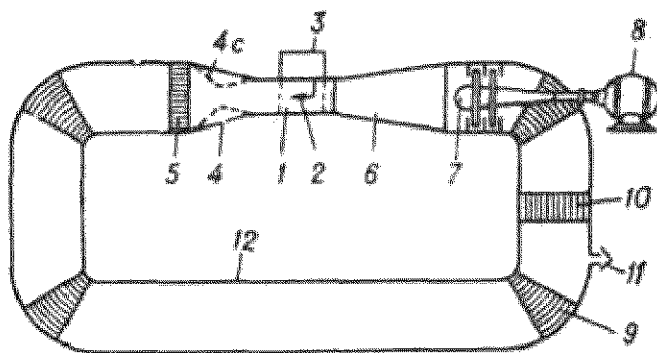


Рис. 1. Дозвуковая аэродинамическая труба.

Исследуемая модель 2 крепится спец. державками к стенке рабочей части А.Т. или к аэродинамическим весам 3. Перед рабочей частью расположено сопло 4, обеспечивающее поток газа с заданными и постоянными по сечению величинами скорости, плотности и температуры. Для выравнивания потока перед соплом, гашения вращательных скоростей и уменьшения турбулентности служит выравнивающая решётка (хонейкомб) 5.

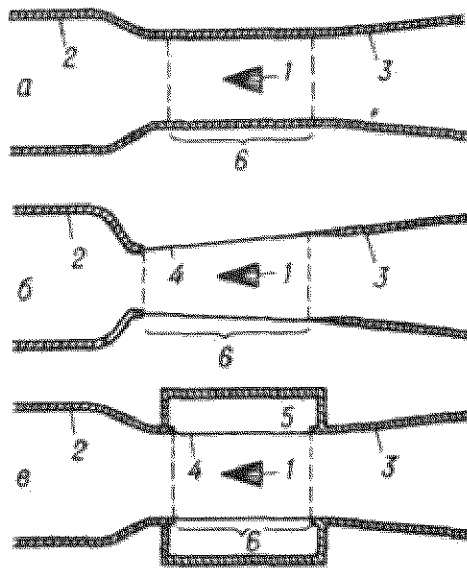


Рис. 2. Схема рабочей части аэродинамической трубы (а - закрытая, б - открытая, в - открытая рабочая часть с камерой Эйфеля): 1 - модель; 2 - сопло; 3 - диффузор; 4 - струя газа, выходящего из сопла; 5 - камера Эйфеля; 6 - длина рабочей части.

Диффузор 6 уменьшает скорость и повышает давление потока, выходящего из рабочей части.

Компрессор (вентилятор) 7, приводимый в действие силовой установкой 8, компенсирует потери энергии, направляющие лопатки 9 уменьшают потери; 12 - обратный канал. Радиатор 10 обеспечивает постоянство температуры газа в рабочей части. Если в к-л. сечении канала А.Т. статическое давление должно равняться атмосферному, в нём устанавливается клапан 11.

В зависимости от конструктивного оформления различают А.Т. с закрытой или открытой рабочей частью (рис. 2, а и б). Если необходимо создать А.Т. с открытой рабочей частью, статическое давление в которой не равно атмосферному, струю в рабочей части отделяют от атмосферы так называемой камерой Эйфеля (рис. 2, в).

А.Т., схема которой приведена на рис. 1, относится к типу т. н. замкнутых А.Т. Существуют также разомкнутые А.Т., в которых газ к соплу подводится из атмосферы или специальных ёмкостей. Если статическое давление потока после диффузора ниже атмосферного, то воздух выпускается в газгольдер низкого давления или его давление повышается до атмосферного компрессором или эжектором. Размер сечения рабочей части дозвуковых А.Т. колеблется в широком диапазоне - от больших А.Т. для испытаний натурных объектов до миниатюрных настольных установок. На малых моделях в А.Т. невозможно обеспечить подобие по числу  $Re$ , т. к. пропорционально уменьшению линейного размера необходимо увеличивать плотность или скорость потока. Существенная особенность дозвуковых А.Т. - возможность изменения скорости газа в рабочей части за счёт изменения перепада давления, даваемого компрессором.

Мощность энергетической установки А. Т. определяется формулой, в которую входят критерии подобия  $M$  и  $Re$ :

$$P = \frac{1}{K_y} \frac{S}{2l^3} Re^2 M \frac{\mu^2 a^2}{kp}, \quad (1)$$

где  $K_y = \eta_b K_T$  - качество установки;

$\eta_b$  - КПД вентилятора;

$K_T = \frac{0,5 \rho S v^3}{\Sigma \text{потери}}$  - качество А.Т., т. е. отношение кинетич. энергии массы газа, протекающего через рабочее сечение в 1 с, к сумме потерь энергии, возникающих при течении газа по всей А.Т.;

$S$  - площадь сечения рабочей части;

$k = c_p / c_v$  - отношение уд. теплоёмкостей;

$p$  - статич. давление газа в рабочей части.

Качество установки характеризует совершенство конструктивной схемы А.Т. У дозвуковых А.Т. больших размеров с закрытой рабочей частью  $K_y$  достигает 8; А.Т. с открытой рабочей частью диаметром около 2 м имеют  $K_y=3$ .

## ЭКСПЕРИМЕНТ

## МОДЕЛЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ И ОПЫТЫ С НЕЮ

И. М. Малышев

(Ленинград, Городской институт усовершенствования учителей).

1. В современной промышленной и военной технике борьба за скорость наземных, водных и воздушных средств передвижения, дальнотойных и бронированных снарядов имеет актуальное значение.

Вести борьбу за скорость приходится главным образом с сопротивлением среды, в которой движутся тела, обычно с сопротивлением воды и воздуха.

Небольшое сравнительно сопротивление

При изучении в 8-м классе средней школы темы «Движение жидкости и газа» необходимо учащимся не только рассказать о физических основах проблемы борьбы за скорость, но наглядно продемонстрировать методы исследования удобообтекаемых форм.

Для этого надежнее всего построить упрощенную действующую модель аэродинамической трубы с набором тел различной формы.

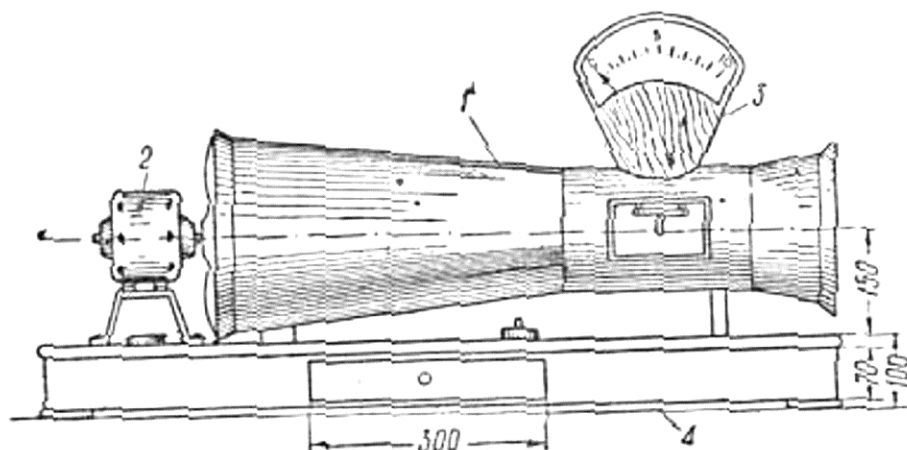


Рис. 1

воздуха медленно движущимся телам быстро возрастает с увеличением их скорости и при больших скоростях становится непреодолимым препятствием к дальнейшему ее увеличению.

Главнейшим средством для уменьшения сопротивления среды движению является придание движущимся телам удобообтекаемой формы. Энергия движущегося в среде тела расходуется на преодоление так называемого лобового сопротивления и на образование турбулентного движения частиц среды позади тела.

Необходимо прежде всего свести до минимума турбулентные движения и лобовое сопротивление. Как зависит сопротивление движению от формы тела при одной и той же скорости воздушного потока, можно изучить с помощью аэродинамической трубы.

Такая учебная модель аэродинамической трубы была мною сконструирована и построена еще в 1936 г. и в свое время неоднократно демонстрировалась учащимся средней школы и преподавателям физики в Ленинградском институте усовершенствования учителей.

Рассмотрим устройство модели аэродинамической трубы и опыты с нею.

2. Модель аэродинамической трубы состоит из трубы 1 (рис. 1), электромотора с воздушным винтом 2, динамометра для измерения сопротивления 3 и основания с ящиком, в котором хранятся тела различной формы 4.

Труба может быть изготовлена из прочного картона или из тонкой прессованной фанеры. В том и другом случае нужно предварительно изготовить болванки из поленьев: две конические и одну цилиндрическую.

Размеры корпуса трубы представлены на рис. 2, где изображен вид трубы сверху.

После того, как части корпуса изготовлены и сняты с болванок, они склеиваются столярным клеем в косую нахлестку.

Небольшой вентиляторный моторчик ватт на 40—50. На ось мотора насаживается воздушный винт — пропеллер с таким направлением лопастей, чтобы воздух всасывался в трубу, а не нагнетался<sup>1</sup>.

Провода от мотора подводятся под доской основания к штепсельной короб-

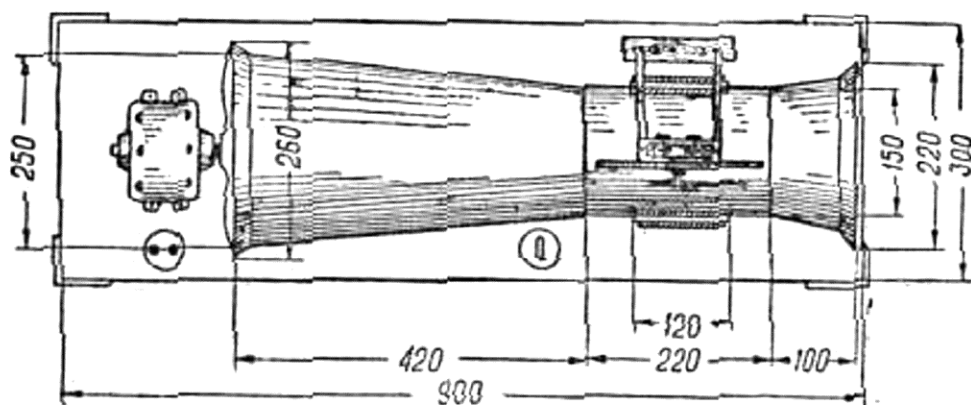


Рис. 2

Развороты на краях конических частей трубы можно также сделать из фанеры, а лучше из кровельной жести. Это придает трубе жесткость и прочность.

С боков цилиндрической части трубы проделаны отверстия  $120 \times 60$  мм, закрываемые рамками с вставленным в них целлулондом толщиной 0,6—0,8 мм.

Эти окошки предназначены для наблюдения за тем, какую форму имеет испытуемое тело, а также для удобства подвеса и съема тела с динамометра.

Сверху цилиндрической части делается прорез  $80 \times 6$  мм, через который проходит подвес от динамометра.

Труба укрепляется на основании с помощью деревянных стоек, как это ясно видно из рис. 1. Крепить стойки к основанию следует на клею или вдолбив их в верхнюю доску или же прихватив изнутри шурупами.

Крепить же трубу к стойкам нужно изнутри трубы с помощью небольших шурупов для того, чтобы при надобности трубу легко можно было отделить от основания. Внутренность трубы желательно окрасить светлой эмалевой краской, наружную стальной эмалевой или же светлорусой. Основание протравить бейцем, а после достаточной просушки обработать светлой политугой или натереть воском.

Мотор для трубы берется мощностью в 30 ватт с коллектором, на напряжение 120 вольт. Можно, конечно, использовать

ке через выключатель, как указано на рис. 1 и 2.

Наиболее сложной для изготовления частью трубы является динамометр, схема которого изображена на рис. 3.

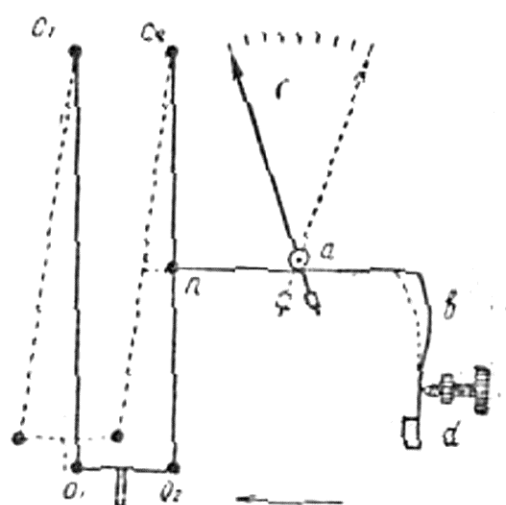


Рис. 3

В точках  $C_1$  и  $C_2$  на шарнирах закреплены два стержня, противоположные концы которых скреплены перемычкой так, что в точках  $O$  и  $O_2$  образуются шарниры. На перемычке имеется вилка (от штепсельной вилки) для насадки на нее испытуемых тел.

Такая конструкция подвеса сделана для того, чтобы при отклонении тела в

<sup>1</sup> Как изготовить правильно пропеллер, можно прочесть в книжке: Э. Б. Микиртумов, «Простейшие расчеты летающих моделей», Онти. 1945.

трубе ось его оставалась параллельна первоначальному ее положению, т. е. не изменялась площадь вертикального сечения тела.

От подвеса идет тяга из шелковой нитки к блочку (а) стрелки с противовесом и далее к плоской пружинке (b).

Напряжение может регулироваться винтом (d).

На рис. 4 изображена вся конструкция динамометра с обратной стороны шкалы.

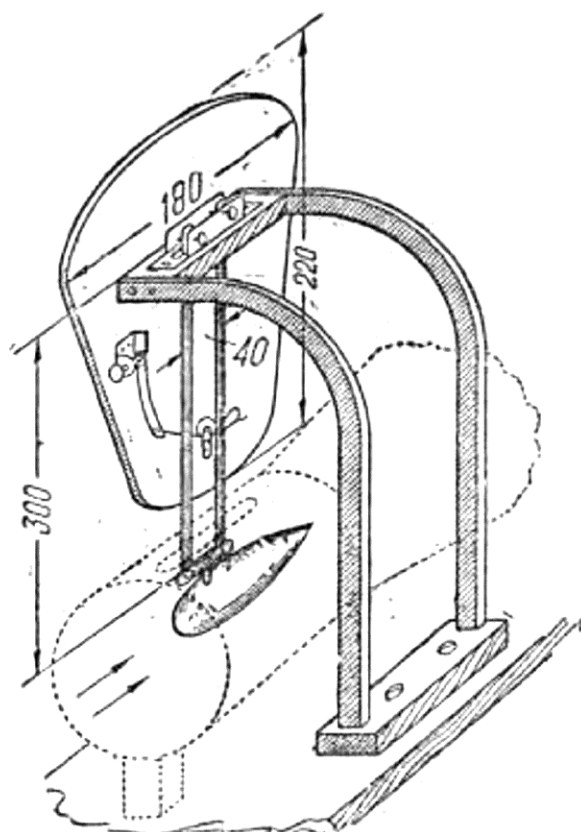


Рис. 4

Подвес устраивается из полосового дюралюминия или алюминия толщиной 0,8—1 мм. Ширина полосы 6 мм, длина 300 мм.

На стойке подвес укрепляется на центрах; противоположные концы соединяются латунной перемычкой с помощью легких заклепок, которые дают возможность отклоняться подвесу свободно без трения. К перемычке припаивается вилка (один из штырьков от штепсельной вилки). Ножки вилки должны быть раскрыты и должны хорошо пружинить. На эту вилку будут укрепляться испытуемые тела.

Вес динамометра крепится на изогнутых железных стойках, сделанных из углового или таврового железа шириной 15 мм.

На рис. 4 пунктиром показана цилиндрическая часть трубы с подвешенным в ней телом удобообтекаемой формы.

На этом рисунке достаточно ясно видно устройство и монтаж деталей динамометра, поэтому более подробное его описание излишне.

Рис. 5 изображает набор тел для аэродинамической трубы. Тела изготовляются из сухого соснового дерева и окрашиваются темной краской.

В каждом теле просверливается отверстие диаметром 4 мм и глубиной 15—20 мм.

В эти отверстия вилка подвеса должна входить с некоторым трением, чтобы тела не сваливались с нее.

Вес тел 1—6 должен быть одинаков, для чего в высверленное по центру тяжести углубление (с противоположной стороны отверстия для вилки) запрессовывается нужное количество свинца; отверстие закрывается пробкой и заливается менделеевской замазкой или парафи-

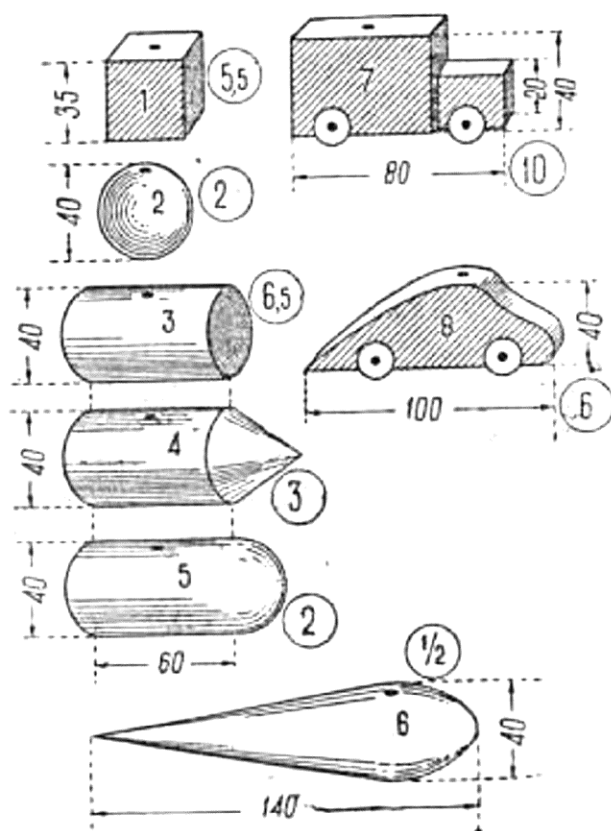


Рис. 5

ном заподлицо с поверхностью тела. Тела 7 и 8 также должны иметь одинаковый вес, но необязательно такой же, как и тела 1—6.

На рис. 5 цифры в кружках около каждого из тел обозначают число делений по шкале динамометра, которое

мною было получено в опытах с описанной моделью аэродинамической трубы.

Опыты нужно производить так. Установив трубу при выключенном моторе, подвешиваем через окошечко и коническую часть трубы тело / (куб). При этом нужно подвес отвести в сторону, противоположную отклонению его под действием потока, для того, чтобы стрелка во время укрепления тела не болталась по шкале. Укрепив тело по оси трубы, включаем мотор и наблюдаем показание стрелки динамометра.

Результат записываем

При демонстрации опытов с аэродинамической трубой в классе нужно испытываемое тело зарисовать сначала на доске; затем, после опыта, показание стрелки динамометра записать напротив рисунка, как это сделано на рис. 5.

Испытание тел желательно производить в указанном порядке.

Изготовление модели аэродинамической трубы преподаватель может поручить учащимся или заняться этим с ними в порядке кружковой работы. При этом конструкция трубы может быть изменена, а число испытываемых тел увеличено.

Описанная модель позволяет определять только лобовое сопротивление и не дает возможности измерять подъемную силу на крыле самолета при различных углах атаки. Для этого необходимо изменить конструкцию динамометра, что может явиться предметом для проявления изобретательской мысли учащихся.

Автору будет весьма интересно знать о всех усовершенствованиях, произведенных в конструкции описанной аэродинамической трубы, о чем просьба сообщить в редакцию журнала «Физика в школе».



## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ВЕСЫ И ТРУБА

Н. И. Зыкин

(г. Ижевск, 20-я средняя школа)

Для изучения темы «Движение жидкости и газа» необходимо иметь аэродинамические весы и воздушную дувку. С этой целью в качестве аэродинамической трубы мы испытали вентилятор от учебного киноаппарата 16-НП-6 и сконструировали к нему простые аэродинамические весы.

В этом киноаппарате имеется вентилятор для охлаждения проекционной лампы. Крыльчатка его закреплена на оси электромотора. На той же оси насажен резиновый шкивок, связанный с валом редуктора, который приводит в движение зубчатые барабаны и грейферный механизм. При помощи рукоятки включения мотор может быть отсоединен от вала редуктора. Число оборотов мотора при этом значительно увеличивается. По техническим данным киноаппарата вентилятор должен подавать до  $1 \text{ м}^3$  воздуха в минуту, что при диаметре выходного отверстия в  $6,5 \text{ см}$  дает скорость воздушного потока  $5 \text{ м/сек}$ . При выключенном редукторе и нормальном напряжении  $110 \text{ в}$  эта скорость достигает  $14 \text{ м/сек}$ . Изменяя напряжение на входе киноаппарата от  $110$  до  $60 \text{ в}$ , можно изменять скорость воздушного потока примерно от  $14 \text{ м/сек}$  до  $6 \text{ м/сек}$ . Это дает возможность продемонстрировать зависимость аэродинамического сопротивления от скорости потока.

Определение скорости воздушного потока при различных напряжениях производилось при помощи кататермометра, а контрольные измерения — при помощи трубки Прандтля. Результаты измерений представлены на рисунке 1. Если считать, что киноаппараты 16-НП-6 идентичны, то учитель может воспользоваться этим графиком. Скорость потока определялась на высоте  $5 \text{ см}$  над выходным отверстием. На этой же высоте лучше всего продемонстрировать зависимость аэродинамического сопротивления от скорости потока,

площади сечения и формы тела. Однако опыты показали, что поток над выходным отверстием недостаточно однороден: его скорость на оси несколько больше, чем по краям. Кроме того, поток является

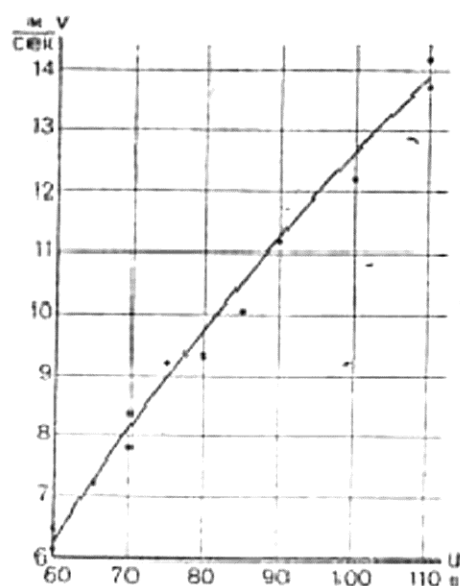


Рис. 1.

слегка расходящимся. Эти причины дают погрешности измерений, достигающие до  $10-25\%$ . Для грубых опытов можно ограничиться и этой степенью точности. Значительно лучшие результаты получаются, если насадку на выходное отверстие заменить специальным диффузором и удалить проекционную лампу.

Диффузор изготовлен в форме бидончика без дна, верхняя цилиндрическая часть которого имеет диаметр  $100 \text{ мм}$  и высоту  $120 \text{ мм}$ . Далее идет коническая часть и, наконец, цилиндрическая горловина диаметром  $75 \text{ мм}$  и высотой около  $2 \text{ см}$ . Этой горловиной диффузор вставляется на место светозащитной насадки. Применение диффузора несколько снизило скорости потока, но зато сделало его более однородным. На графике (рис. 2) приведена зависимость скорости воздушного потока от напряжения на входе киноаппарата с диффузором и при вынужденной проекционной лампе.

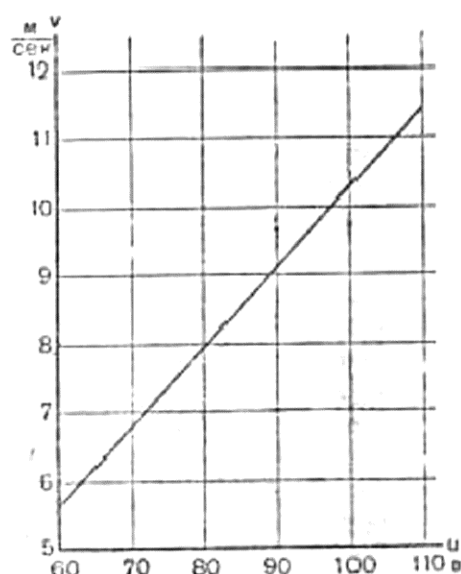
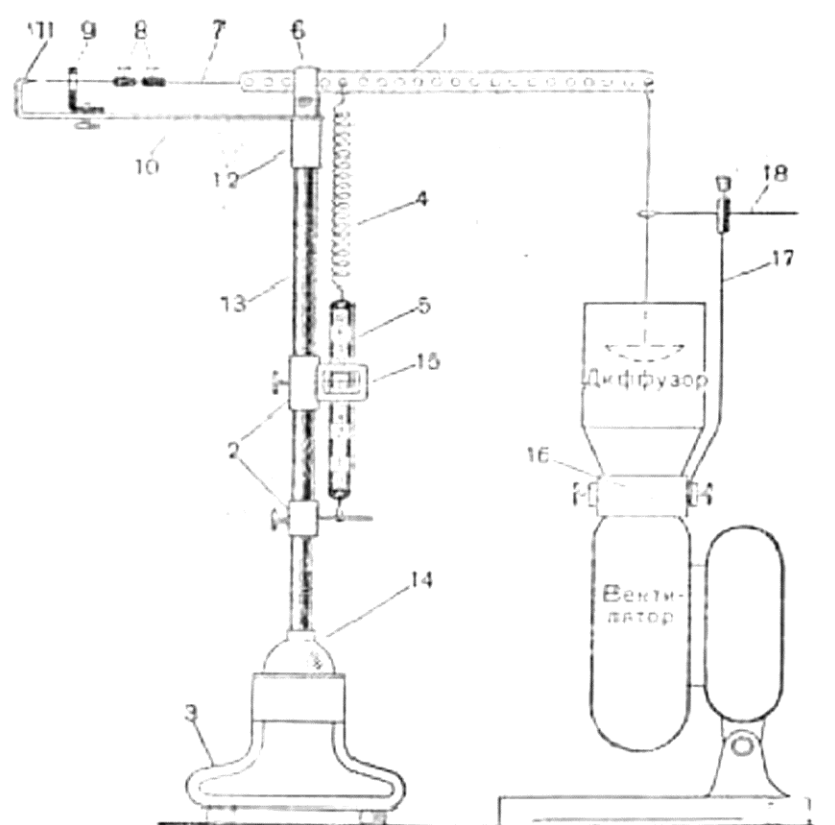


Рис. 2.

Для измерения сопротивлений нами сконструированы простые аэродинамические весы (рис. 3). Основные части весов: коромысло 1, колонка с двумя муфточками 2, установленная на массивном основании 3, спиральная пружина 4 и шкала 5. Коромысло изготовлено из железной полосы, взятой из набора деталей конструктора (она имеет 25 отверстий).

На конце коромысла, в первое отверстие, при помощи крючка подвешена проволока диаметром 3 мм. Другой конец проволоки имеет винтовую нарезку для навинчивания на нее испытуемых тел (можно каждое тело снабдить индивидуальным подвесом). В 21-е отверстие коромысла вставлен стержень от клеммы и закреплен в нем при помощи двух гаек. Он является осью, вокруг которой вращается коромысло. Для уменьшения трения ось снабжена цапфами, изготовленными из стальной иглой диаметром 0,8—1 мм. Для этого короткие куски иглы впаяны в отверстия на концах стержня, просверленные вдоль его оси (диаметр отверстий 1,5—2 мм). Цапфы-оси вставляются в отверстия опорной скобы 6. На коротком конце коромысла запрессована и запаяна оловом стальная спица 7 диаметром 3 мм и длиной около 15 см. На спицу надевается один или два противовеса 8 — латунные цилиндры с отверстиями вдоль оси. Противовесы имеют стопорные винты, которыми они закрепляются на спице на том или ином расстоянии от



опоры. Свободный конец спицы пропущен сквозь отверстие съемной пластинки — ограничителя 9, диаметр которого около 10 мм. Он привинчивается болтиком к длинной (23 см) и негибкой планке 10 (железная, толщиной около 3 мм и шириной 1,5—2 см). Вместе с ограничителем зажат указатель 11. Планка вместе с опорной скобой привинчена к охотничьей стреляной гильзе 12-го калибра 12. В донышке гильзы просверлено отверстие, сквозь которое пропущен болтик, а на него надеты отверстиями планка и опорная скоба и зажаты гайкой. Гильза надета на конец латунной трубки (колонки) 13 длиной около 65 см и диаметром 2 см. Другой конец трубки вставлен в гильзу 14 того же калибра, укрепленную на массивном основании (например, чугунный диск от настольной лампы). Обе гильзы закрепляются на колонке (латунной трубке) стопорными винтами или шпильками.

Вдоль колонки перемещаются две муфты 2, изготовленные также из отрезков гильзы и снабженные стопорными винтами (на гильзе сверлится отверстие и против него припаивается гайка с нарезкой на 3 или 4 мм, в которую заворачивается стопорный винт; при пайке вставляется алюминиевая проволока в отверстие гайки, чтобы оно не запаивалось оловом). На первой муфте припаян указатель в форме двойной рамки 15, посередине которой натянута тонкая проволока. Рамка одновременно является направляющей для шкалы (рис. 3).

Весьма важной и ответственной деталью весов является спиральная пружина. Нами применен отрезок пружины от автоматически накручи-

вающихся штор (квадратный профиль  $1 \times 1$  мм, диаметр витков 15 мм, число витков 150). Удлинение пружины на 1 см соответствовало нагрузке в 25 г. Хорошо подойдет также пружина от ведерка Архимеда. Она зацепляется за 19-е отверстие коромысла. Ее можно зацеплять также за 23-е отверстие, т. е. по другую сторону от опоры; в этом случае пружина прикрепляется при помощи короткой проволоки, пропущенной сквозь отверстие в планке 10 (такое расположение пружины применяется при определении подъемной силы).

В том и другом случае отношение плеч равно 0,1, поэтому сила, действующая на пружину, будет в 10 раз больше, чем на подвесе. Это дает возможность применить сравнительно грубую пружину, не понижая точности измерений. К свободному концу пружины подвешивается шкала длиной 15—20 см (рис. 3), изготовленная из жестяной или латунной пластинки, на которую наклеена бумажная шкала с сантиметровыми делениями. Свободный конец шкалы зацепляется колечком за ушко нижней муфты.

Вспомогательной деталью является круглый хомут 16 из листового железа, надеваемый на корпус вентилятора. К хомуту на диаметрально противоположных сторонах припаяны два ушка с диаметром отверстий 5 мм, снабженные стопорными винтами. В ушки вставляются и закрепляются стопорными винтами на нужной высоте специальные стержни с клеммой на конце 17.

В клемму стержня может быть вставлен и зажат короткий стержень 18 с ушком на конце, служащий направляющим для подвеса.



## Малоразмерная аэродинамическая труба

Мы расскажем, как устроена и работает самодельная малоразмерная аэродинамическая труба.

Труба сделана и эксплуатируется авторами - непрофессионалами в области аэродинамики. Располагается она в лаборатории одного полуживого Российского научного учреждения и служит для удовлетворения любопытства авторов за собственный счет. Цель ее создания - проведение исследований для экспериментального обоснования некоторых идей, которые могут быть с пользой реализованы как в авиамоделировании, так и в малой авиации.



С точки зрения моделиста - это действующая модель аэродинамической трубы.

Здесь и далее моделью будем называть то, что приготовлено для исследования в аэродинамической трубе. Крыло создаваемой авиамодели будем называть просто крылом, а авиамодель - летательным аппаратом (ЛА)

### Историческая справка

Первую в России аэродинамическую трубу построил в 1871 году инженер В. А. Пашкевич для исследования сопротивления снарядов. Вторую - К.Э. Циолковский в 1897 году, для изучения движения тел в воздухе с малыми скоростями. Потом - Н.Е. Жуковский, в Кучино, МГУ, ИМТУ (МВТУ), далее - трубы ЦАГИ, ВВА им. Н.Е.Жуковского, ИТПМ СО РАН, ЦНИИ КРЫЛОВА, другие НИИ, многие учебные заведения - СГУ, ЛГУ МАТМЕХ, МАИ, ХАИ, СГАУ и так далее. Всего списка мы не знаем и не можем знать. История вопроса в одной только России богатейшая, трубы есть во многих организациях, связанных не только с авиацией.

## Задача

К сожалению, ни к одному из этих замечательных инструментов, действующих сейчас, доступа у нас нет. Вот и пришлось делать свою экспериментальную трубу.

В нашем случае аэродинамическая труба (АТ) должна была обеспечить изучение поведения аэродинамических свойств адаптивного крыла при изменении его формы. В соответствии с задачей была составлена и приблизительная программа исследований, которая, естественно, менялась в зависимости от результатов проведенных экспериментов.

Для моделей крыла исследуемой конструкции необходимо было провести замеры аэродинамических коэффициентов  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $M_z$ , построить поляры, сравнить с полярами известных профилей. Следовало также оценить преимущества и недостатки крыльев с выбранным вариантом формообразования по сравнению с традиционными жесткими и разрезными механизированными крыльями.

Основные требования к установке были сформулированы так:

1. Рабочая часть АТ должна обеспечивать продувку моделей крыльев площадью не менее 100 кв. см.
2. АТ должна обеспечивать проведение продувок с числами Рейнольдса  $Re$  не ниже 100000, где  $Re=69 \cdot V \cdot b$ ,  $V$  - скорость потока м/сек,  $b$  - хорда профиля мм. То есть, например, если выбрана модель крыла с хордой 100 мм., то в трубе должна обеспечиваться скорость потока не менее 15 метров в секунду.
3. Конструкция установки должна обеспечивать непосредственное наблюдение и фотосъемку процессов в рабочей части трубы.
4. Точность измерений должна быть не менее 5%

### Устройство аэродинамической трубы

В соответствии со сложившейся терминологией наша АТ представляет собой трубу прямого действия с закрытой рабочей частью постоянного сечения.

Она состоит из трех основных частей:

- аэродинамического канала с коллектором, рабочей частью и диффузором;
- вентилятора;
- измерительно - регистрирующей системы.

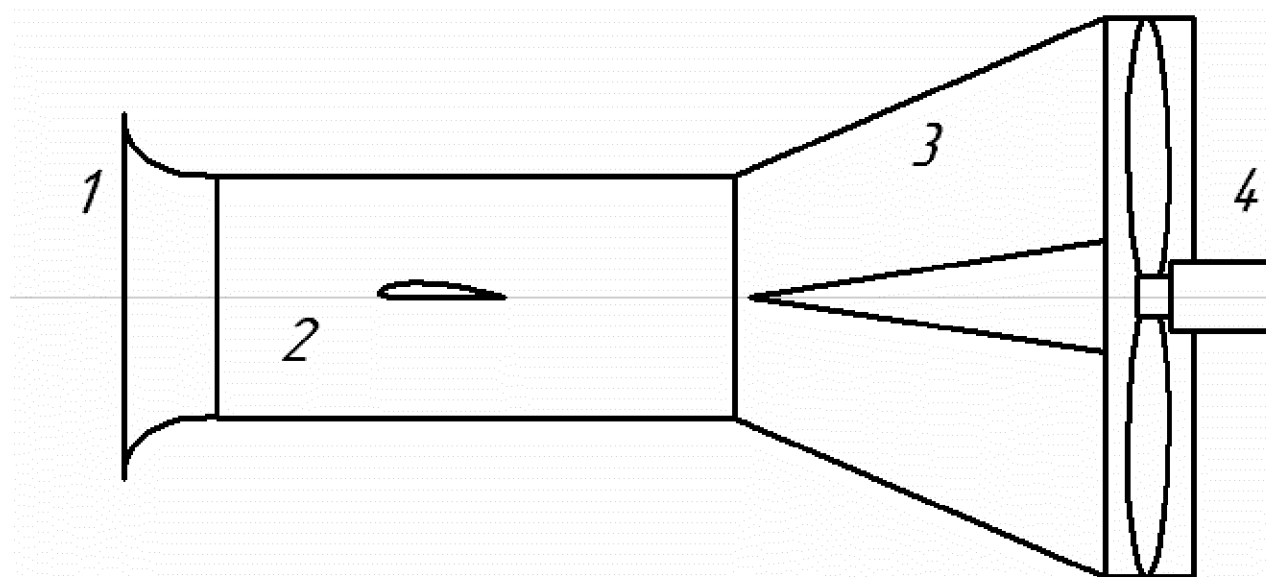
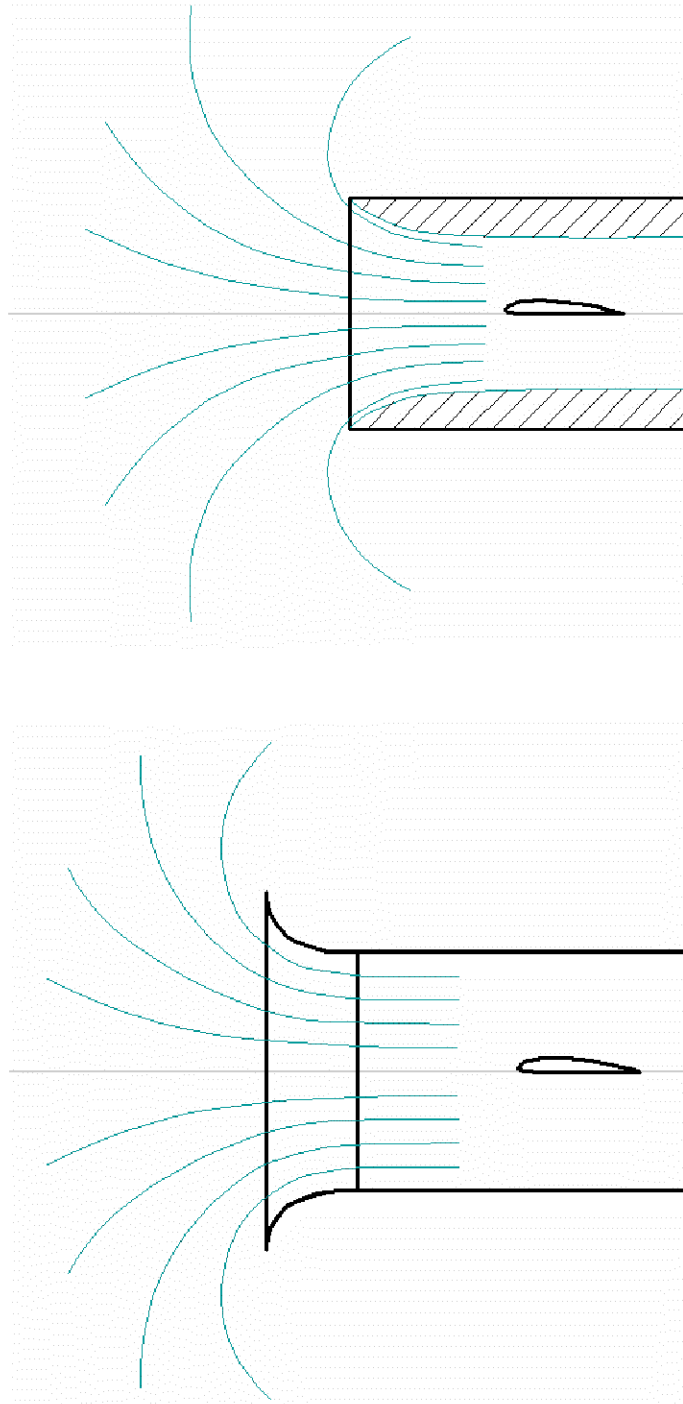


Рис.1 Схема АТ. 1- Коллектор; 2- Рабочая часть; 3- Диффузор; 4- Вентилятор

Аэродинамический канал имеет круглое сечение и состоит из входного коллектора, рабочей части и диффузора.

## Входной коллектор

Входной коллектор представляет собой профилированный раструб, внутри которого расположен крестообразный воронкогаситель. Входной коллектор служит для упорядочивания потока на входе в рабочую область трубы.



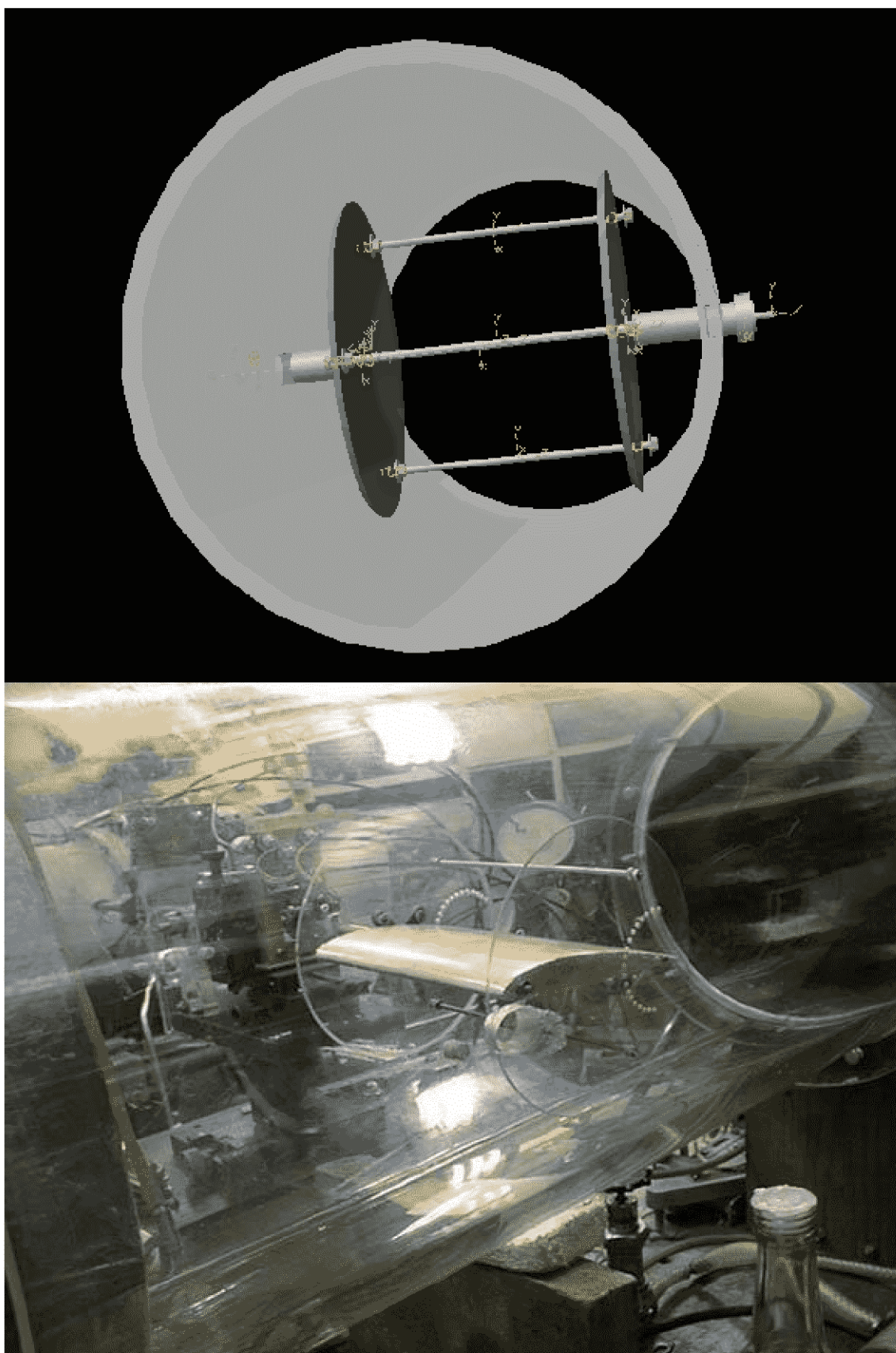
*Рис.2 Влияние входного коллектора на эффективный диаметр рабочей части трубы.*

Он дает уменьшение входного сопротивления трубы, то есть существенный прирост скорости потока.



### Рабочая часть трубы

Корпусом рабочей части АТ служит круглая труба из прозрачного оргстекла с внутренним диаметром 260мм.



*Рис.3 Рабочая часть трубы с устройством крепления модели.*

Через боковое отверстие диаметром 15 мм в средней части трубы в рабочую зону вводится стержень - коромысло рычажных весов. На конце коромысла закрепляется исследуемый объект.

## **Диффузор**

Выходная часть рабочей области трубы соединяется с диффузором, который является согласующим элементом между рабочей областью трубы и обечайкой вентилятора - частями канала с разным диаметрами сечения.

Внутри диффузора на оси канала расположен конус - обтекатель привода вентилятора. Он дает существенный прирост скорости как за счет снижения сопротивления опоры и привода вентилятора, так и за счет предотвращения диффузорного эффекта - срыва потока на расширяющихся стенках диффузора, то есть стабилизации потока перед вентилятором.

Общая длина аэродинамического канала составляет 2200мм.

## **Силовая установка**

Вентилятор, создающий поток воздуха в рабочей части нашей трубы, работает на вытяжку. Четырехлопастная крыльчатка вентилятора имеет диаметр 440 мм. Вентилятор приводится во вращение трехфазным электродвигателем мощностью 350Вт.

Блок питания двигателя вентилятора KEB Combivert позволяет пользоваться однофазной сетью 220V 50Гц и имеет возможность управления скоростью вращения за счет изменения частоты питания двигателя от 0 до 66Гц. К сожалению, из-за небольшой мощности двигателя держать максимальную скорость вращения можно только очень короткие промежутки времени. Поэтому обычно для продувок используется частота 30Гц.

Скорость потока в рабочей части трубы во время продувки обычно составляет около 15 метров в секунду. Максимальная скорость - до 20 м./сек., величиной хорды 100 мм при числах Рейнольдса до 140000. Таким образом, конструкция аэродинамического канала и силовая установка позволяют исследовать модели крыльев с величиной хорды 100 мм при числах Рейнольдса до 140000.

## **Измерительно - регистрирующая система**

Результаты эксперимента фиксируются измерительно - регистрирующей системой, которая включает:

- трехкомпонентные аэродинамические весы для измерения подъемной силы, силы сопротивления и момента тангажа;
- датчики усилий, давления, и группа приборов, отображающих показания датчиков;
- регистрирующая подсистема для записи показаний приборов, включающая три графопостроителя зависимостей.

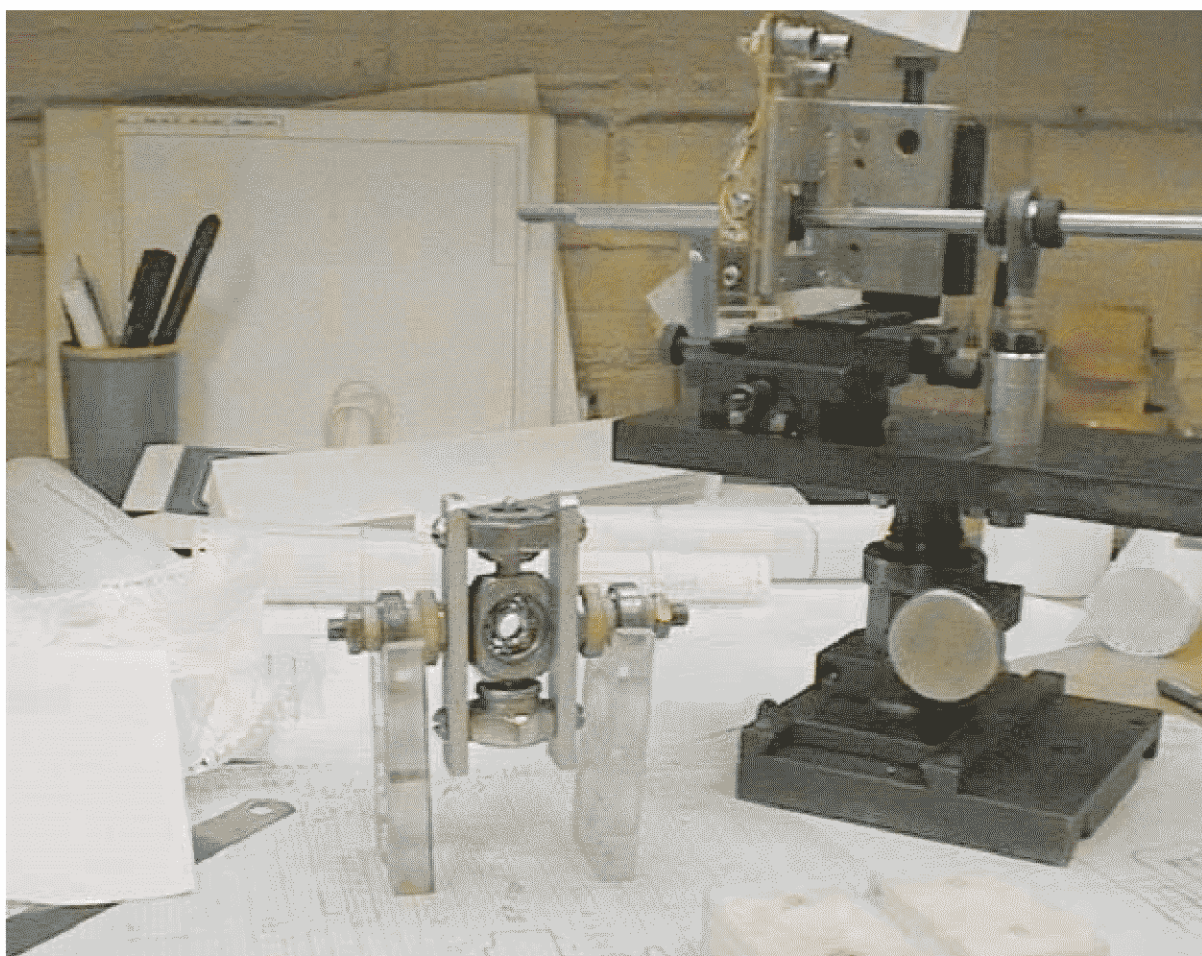
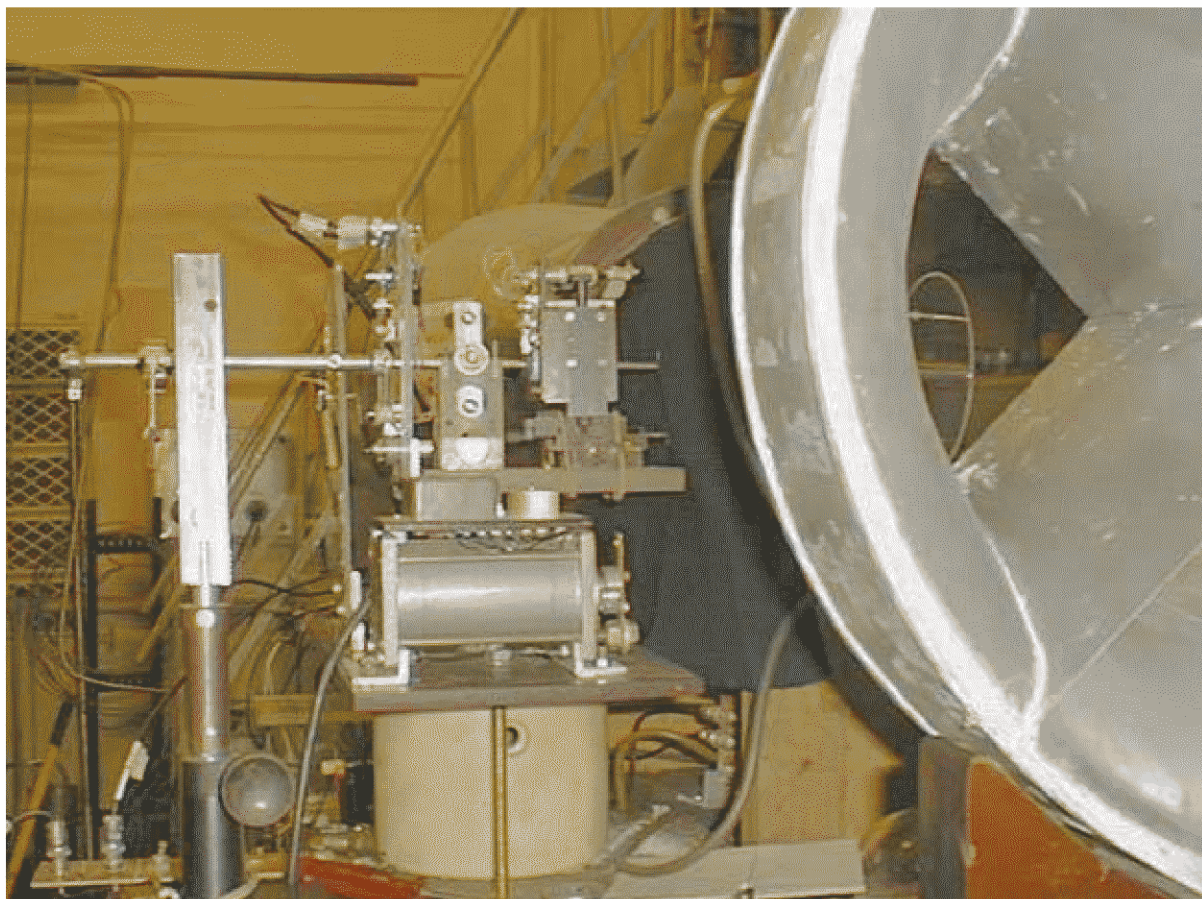
Аэродинамические весы имеют рычажную конструкцию. Центральный подвес аэродинамических весов представляет собой шарнир, поддерживающий стержень - коромысло. Одно плечо коромысла располагается в рабочей части трубы. На нем закрепляются исследуемые модели. Второе плечо передает силы, возникающие на модели, на упоры, ограничивающие движение коромысла по продольной оси, по вертикали и вращательное движение вокруг оси коромысла. Упоры оснащены датчиками усилия, дающими на выходе электрический сигнал. Сигналы контролируются цифровыми вольтметрами и регистрируются графопостроителями.

Основные сложности в изготовлении весов лежат в том, что передавать усилия необходимо строго вдоль оси измерения. Это нужно для того, чтобы уменьшить воздействие одной измеряемой величины на датчик, предназначенный для измерения другой величины. Особенно важно исключить неравномерность взаимного влияния измеряемых величин, так как сложно вводить нелинейные поправочные коэффициенты в алгоритмы обработки данных.

Модели закрепляются на аэродинамических весах с помощью поддерживающего устройства. Конструкция весов позволяет изменять угол установки модели в рабочей части трубы, чтобы исследовать аэродинамические характеристики модели на разных углах атаки.

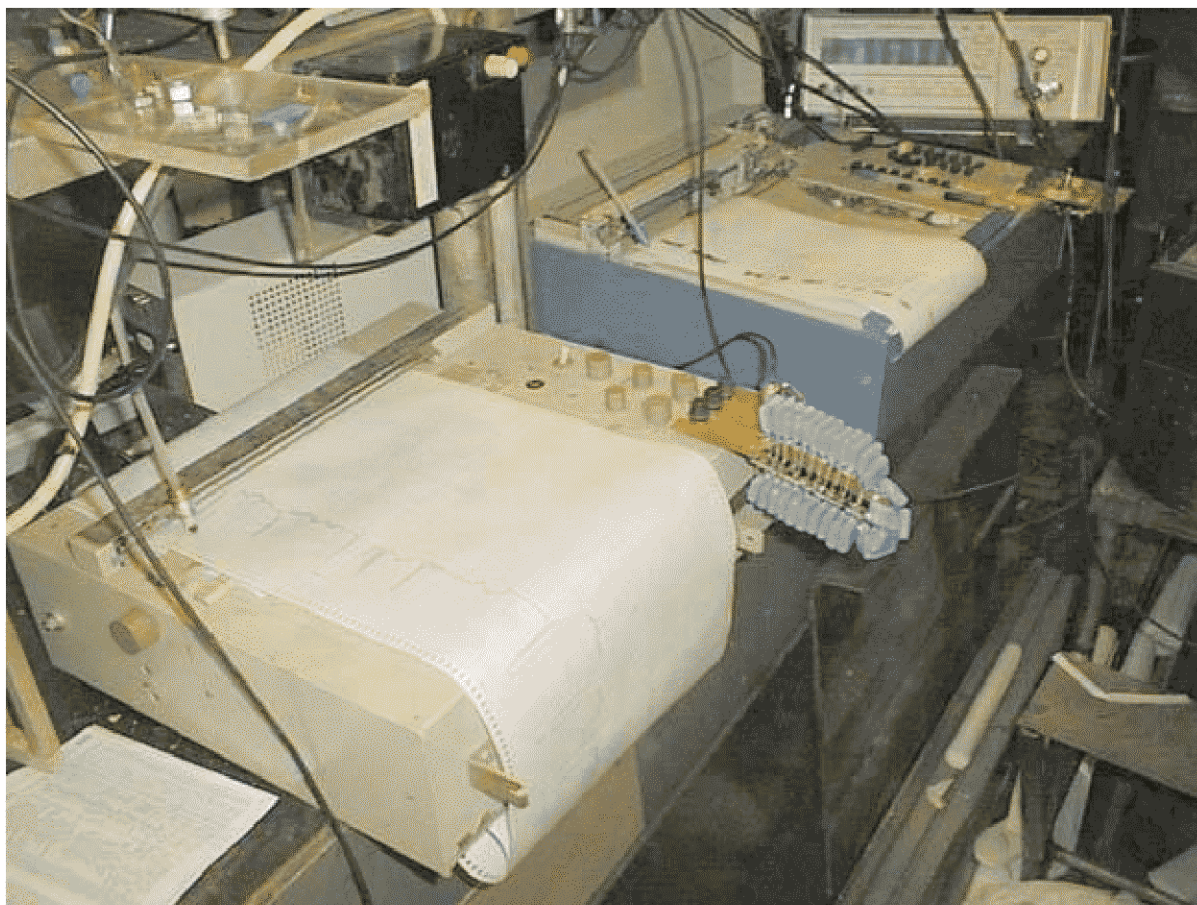
Во время продувок варьируются два параметра - угол атаки и скорость полета. Угол атаки менялся за счет изменения угла установки поддерживающего устройства модели.



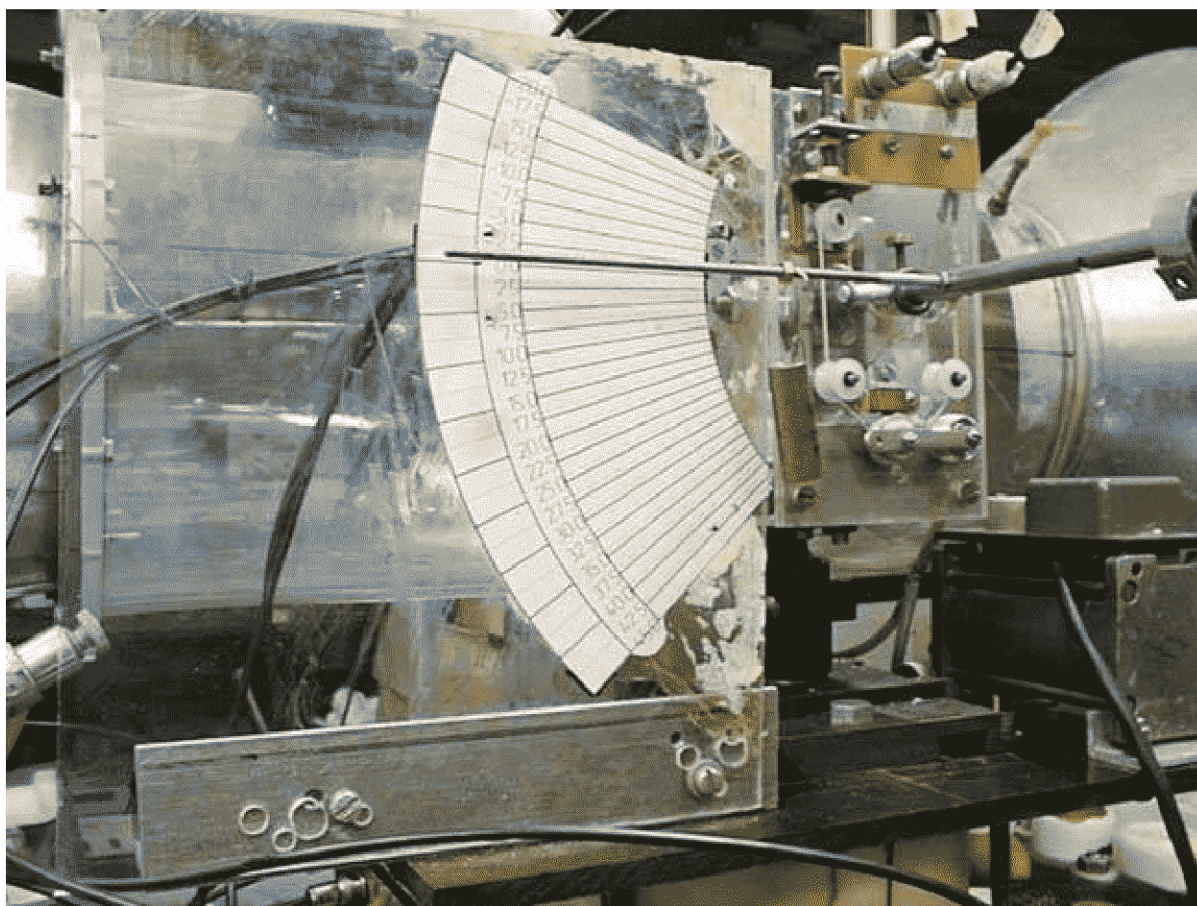


*Рис.4 Аэродинамические весы.*





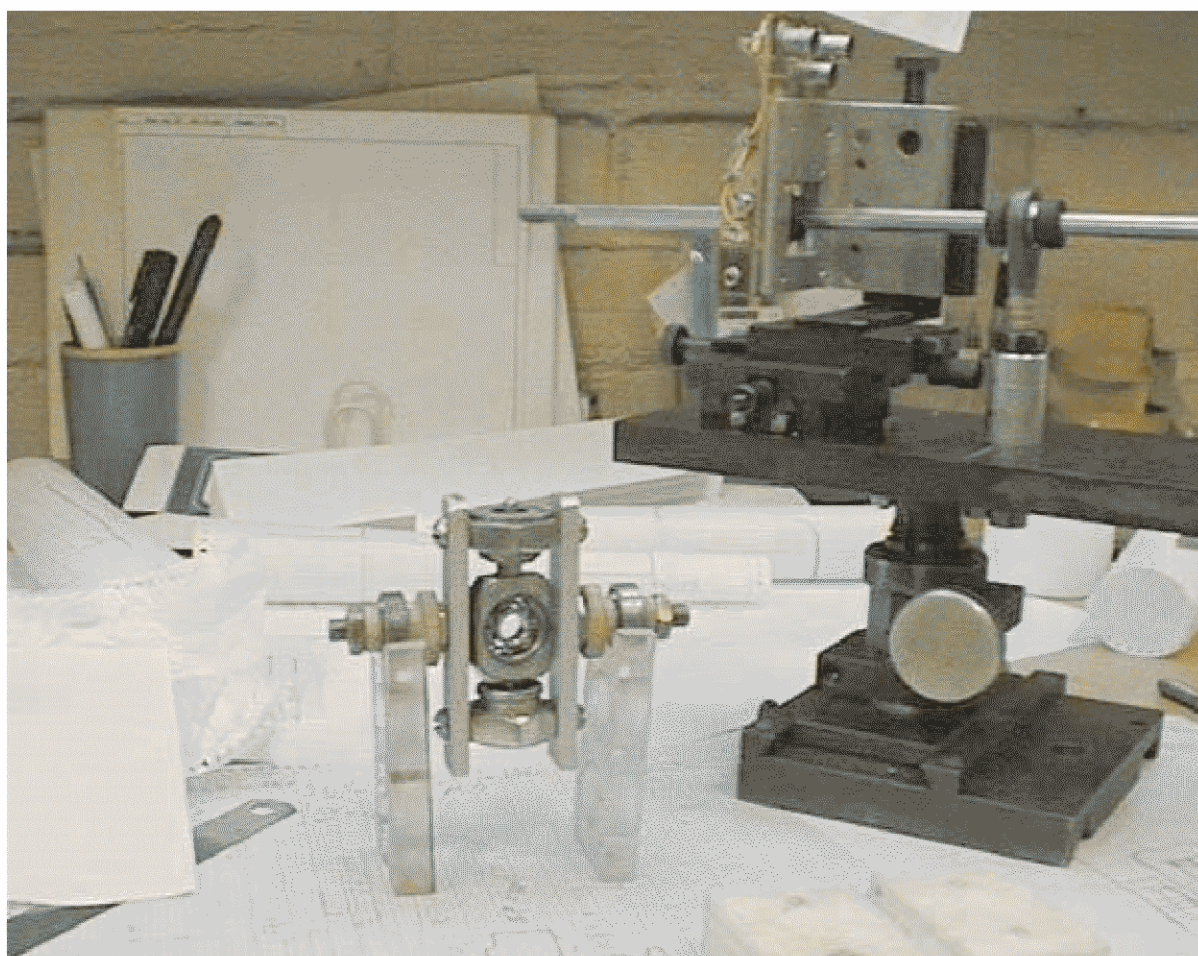
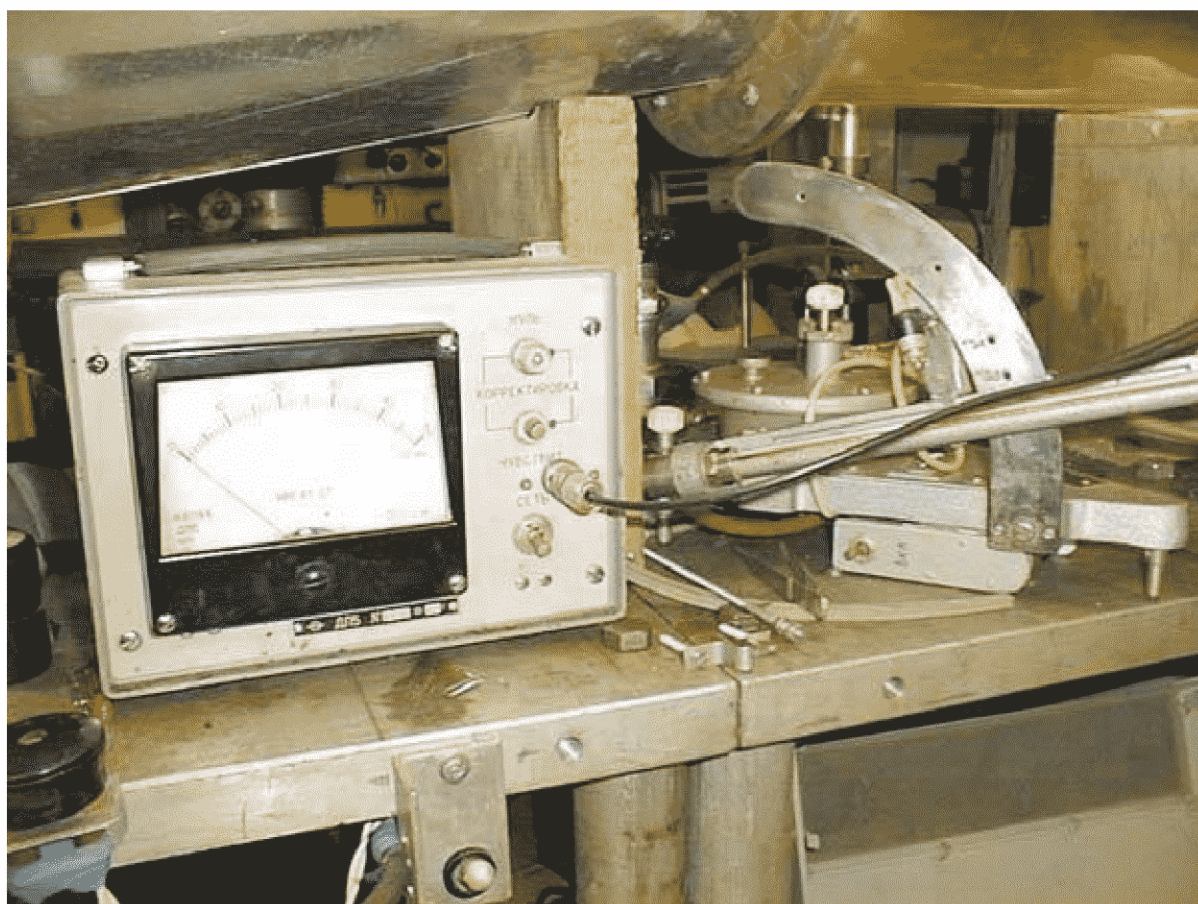
*Рис.5 Регистрация экспериментальных данных.*



*Рис.6 Фиксация угла установки модели.*



Изменению скорости полета соответствует изменение скорости воздушного потока в трубе, которая достигается путем управления режимом работы вентилятора с помощью блока управления питанием.



*Рис. 7 Измерение и регулировка скорости потока.*



Скорость потока в трубе вычисляется по закону Бернулли на основе регистрируемого скоростного напора. Для измерения скоростного напора используется манометр с приемником статического и полного воздушного давления. Скоростной напор равен их разности.

Аэродинамические коэффициенты вычисляются как отношение измеряемой силы к площади и скоростному напору.

Наши исследования направлены в первую очередь на определение тенденций изменения аэродинамических параметров в зависимости от изменения геометрии адаптивных крыльевых поверхностей. Поэтому проводимые исследования не требовали получения абсолютных значений аэродинамических коэффициентов с точностью выше 5%. Данная точность была принята в качестве ширины коридора разброса значений, позволяющего целостно интерпретировать данные продувок и сделать необходимое обобщение результатов.

Следует отметить, что достижение необходимой точности измерений является лишь частью мер по обеспечению достоверности полученных данных.

Дело в том, что измеряемые данные всегда точно относятся только именно к данному эксперименту, проводимому на данной установке. То есть, в нашем случае, к данной трубе, конкретной модели и текущим условиям (влажность, давление, температура и пр.).

Обобщение же результатов, интерпретация их как набора свойств, присущих объектам, подобным исследуемому, требует разработки методик обеспечения достоверности данных.

### **Методика обеспечения достоверности**

Объективная интерпретация полученных характеристик заключается в получении аэродинамических характеристик свободнолетающей модели на основе анализа данных эксперимента. То есть, проще говоря, необходимо учесть и исключить из анализа, помимо ошибок измерений, влияние на обтекание моделей самой экспериментальной установки - стенок трубы, поддерживающего устройства, турбулентности потока, и пр.

Если нужно распространить результаты эксперимента на модели, летающие на других скоростях и имеющие другие размеры, то для анализа необходимо привлекать критерии подобия.

Для примера упрощенно рассмотрим методику исключения влияния стенок трубы на процесс измерений.

Помещение любого объекта в трубу привносит ряд искажений. Например при помещении модели в поток в трубе, меняет его сечение в загроможденной моделью части скорость интегрально увеличивается. Вычислить действительную скорость потока в районе модели не просто, ввиду того, что поле скоростей потока вокруг модели искажено неравномерно. Также на процесс обтекания модели влияют не только сечение, но и турбулентность потока в трубе, отдельно влияют боковые, верхние и нижние стенки, и узел крепления модели.

Для того, чтобы не вводить массу поправок на влияние отдельных факторов был использован метод ввода корректирующих коэффициентов, полученных на основе калибровочных продувок - продувок эталонных тел, имеющих известные аэродинамические характеристики.

Мы предполагали использовать точные данные, полученные из литературы, для хрестоматийно известных тел и профилей. Сравнение этих данных с результатами обработки данных, полученных на нашей установке позволяет установить ограничения на размер моделей и ввести поправочные коэффициенты к результатам продувок.

Для использования в качестве эталонных моделей были изготовлены крылья с профилями Clark-Y, диски диаметром от 30 до 140 миллиметров, прямоугольные пластины и другие объекты.

Продувка дисков, установленных в плоскости поперечного сечения трубы, позволяет определить предельную величину загромождения трубы. Она показала, что существенные для данного исследования искажения (более 5%) возникают при площади загромождения рабочей части трубы, составляющей более 8% площади ее сечения. Поскольку обтекание дисков симметричное, оно дает лишь крайний предел для установления размеров модели. Обтекание моделей крыльев подвергается искажениям в результате несимметричного взаимодействия (посредством воздействия на поток) со стенками трубы.

Для изучения искажений, специфических для объектов, создающих подъемную силу, были изготовлены эталонные модели крыла различных размеров. При этом учитывалось ограничение на площадь лобовой проекции, определенное при продувке дисков.

Модели были исследованы, построены графики  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $M_z$ , качества и поляры. По результатам были введены ограничения на размеры крыла - на хорду и размах.

Аналогично выведены корректировочные формулы для устранения влияния на характеристики моделей узла крепления и поддерживающего устройства.

### **Исследования моделей с помощью АТ**

Практика работы с авиатехникой показывает, что летательные аппараты, с виду очень похожие, могут летать совершенно по-разному. Пользуясь АТ можно определить количественные значения аэродинамических характеристик нужных моделей и оценить, насколько полезны те или иные изменения в форме - как локальные, касающиеся формы тела, так и конструктивные - относящиеся к компоновке модели.

Кроме того, пользуясь прозрачностью рабочей области можно непосредственно - визуально - наблюдать некоторые аэродинамические явления, происходящие на модели.

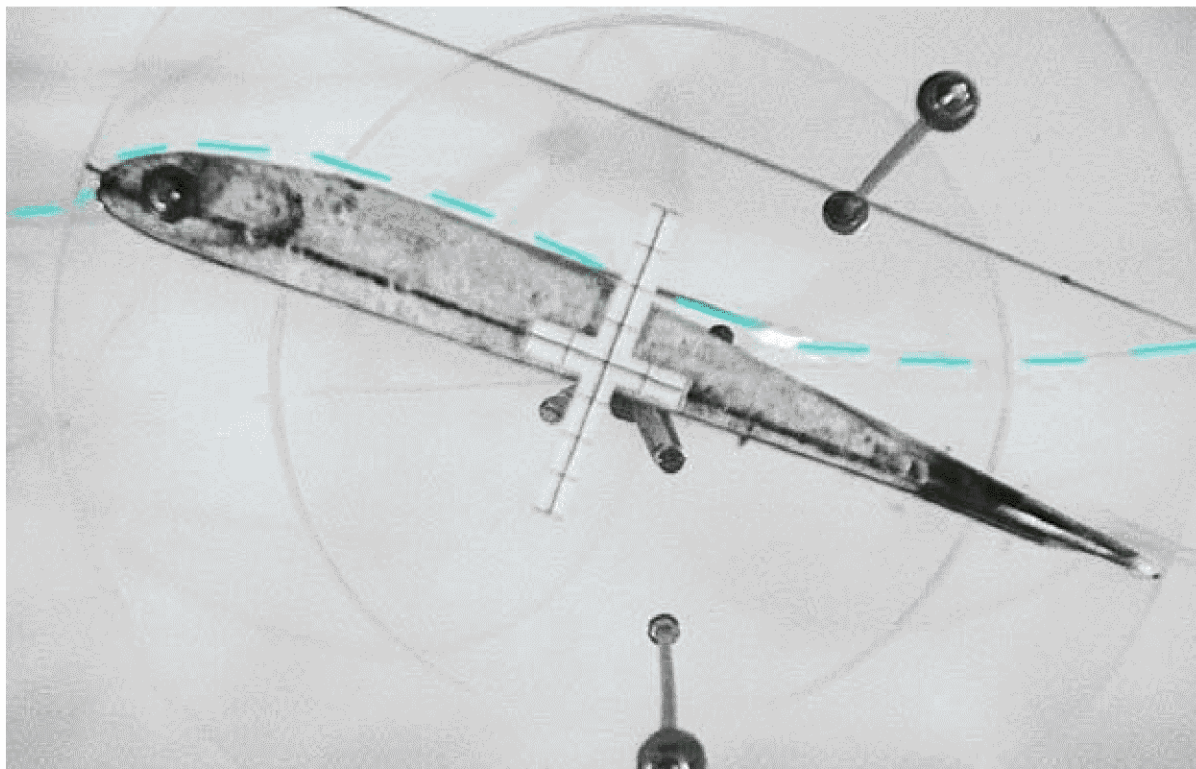
### **Наблюдение**

Непосредственное наблюдение за поведением модели при обдувке дает представление о деформациях обтяжки крыла и вибрациях, возникающих при обтекании крыла на больших углах атаки.

В частности, продувка частей комнатных моделей позволяет получить понимание аэроупругих явлений, сопровождающих их полет.

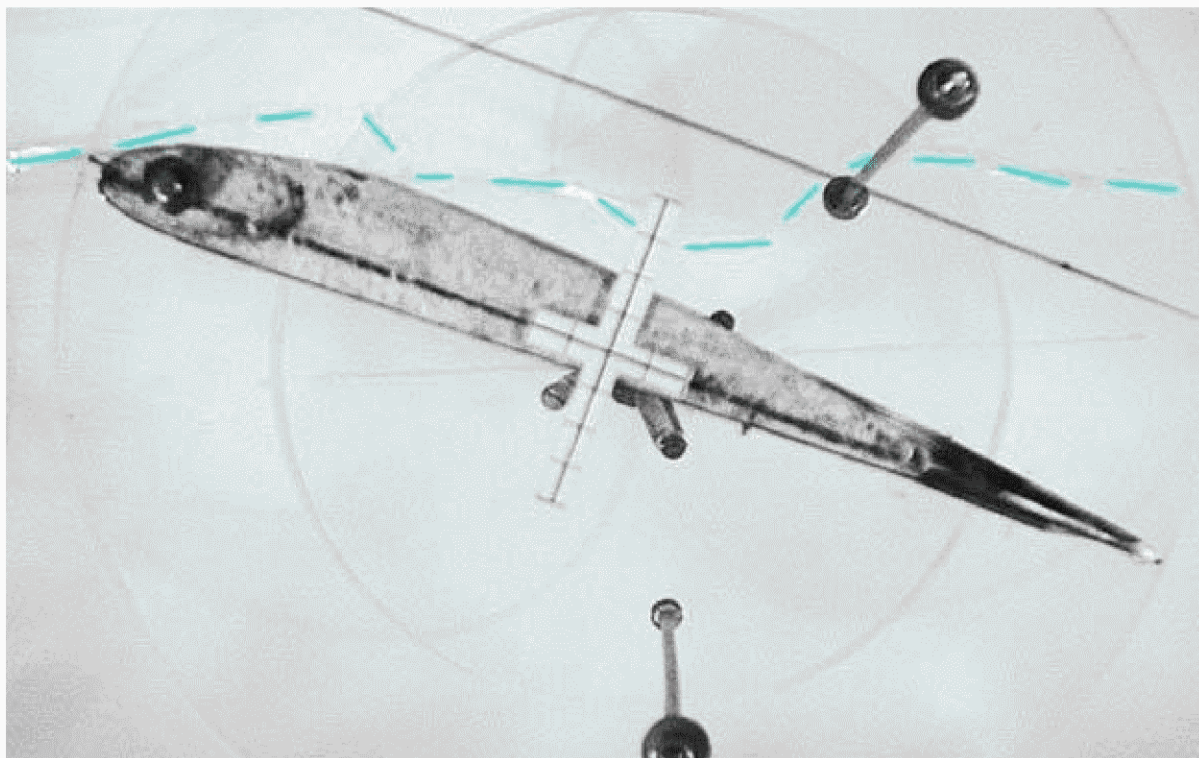
Воздушный поток, обтекающий модель, можно увидеть. Чтобы это сделать, можно, например, подкрасить поток струей дыма. Если к модели приклеить ворсинки и нити, можно наблюдать картину обтекания крыла сразу в нескольких точках. Хорошие снимки можно получить, поместив в поток гибкую контрастную ленту.

На рисунках 10-12 приведены снимки, полученные визуализацией обтекания с помощью тонкой блестящей лавсановой ленты.

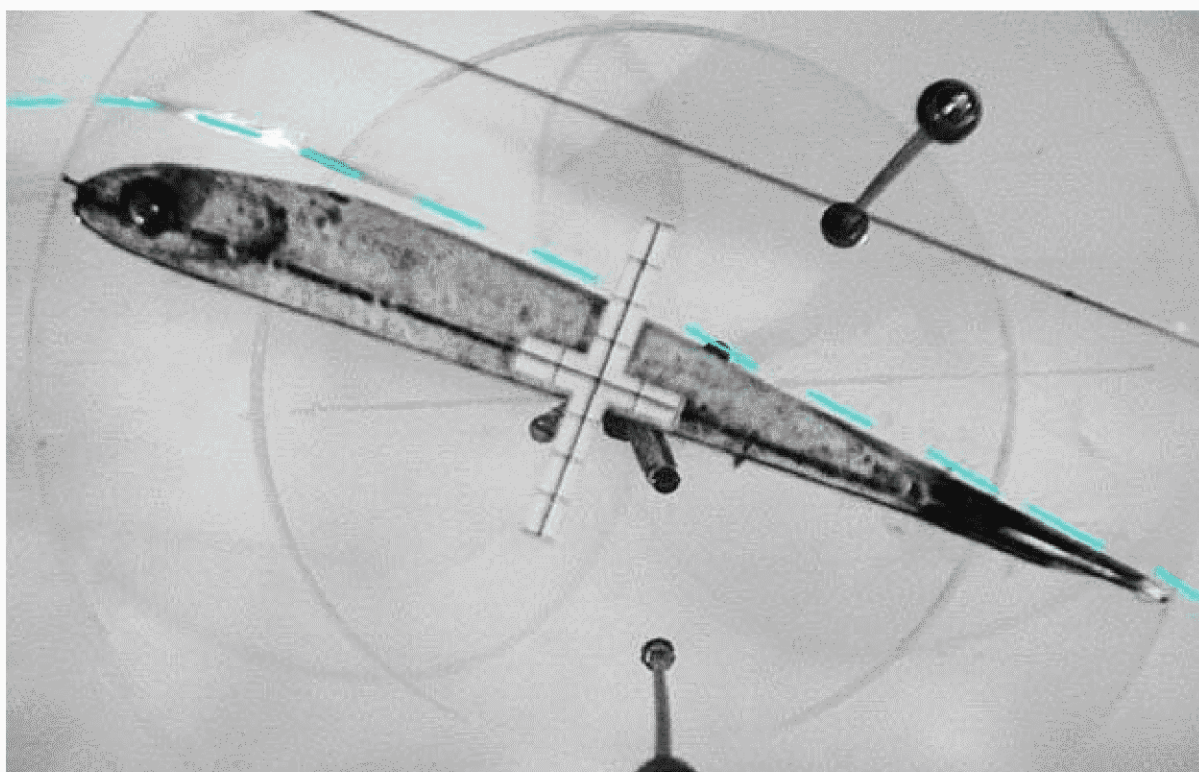


*Рис. 10а Поведение пограничного слоя на критическом угле атаки.*

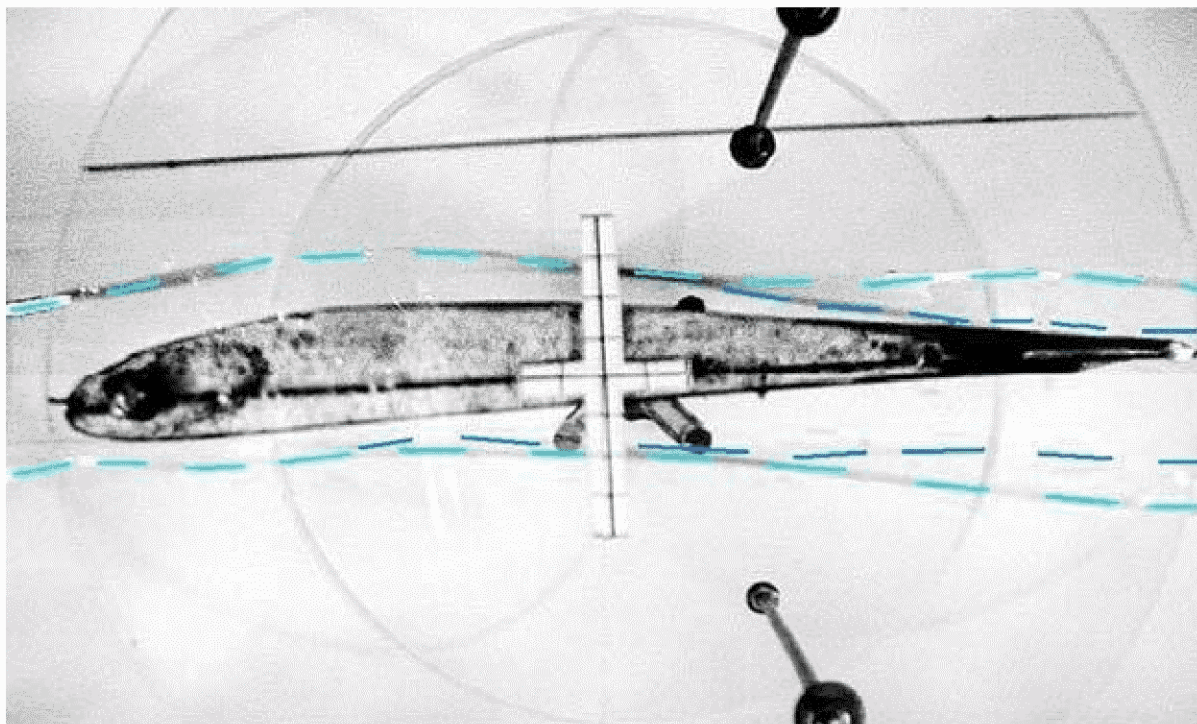




*Рис. 106 Поведение пограничного слоя на критическом угле атаки.*



*Рис.11 Скос и сужение потока под крылом*



*Рис.12 Обтекание крыла на малом отрицательном угле атаки.*

## Измерения

Рассмотрим количественное исследование модели крыла.

Модель следует изготовить в соответствии с ограничениями к размерам, наложенным размерами рабочей части трубы. На ней нужно предусмотреть отверстия для фиксации модели в поддерживающем устройстве. Модель монтируется на поддерживающем устройстве с нулевым углом установки.

Критически важным параметром продувки является скорость потока. Скорость потока в рабочей части трубы выбирается так, чтобы характер обтекания модели при продувке был подобен характеру обтекания ЛА.

Для этого размеры модели и скорости потока при продувке модели должны соотноситься с размерам ЛА и скоростям его полета, в соответствии с критериями подобия.

Для моделирования прямолинейного полета при низких скоростях существенно соблюсти соответствие чисел Рейнольдса  $Re$ , вычисленных для предполагаемого полета ЛА и продуваемой модели.

Наша АТ позволяет получить числа  $Re$  до 140000. Достичь равенства чисел  $Re$  продувки в нашей трубе, числу Рейнольдса предполагаемого полета, возможно для многих режимов большого числа летающих моделей. Главное ограничение - размер модели. В нашей АТ невозможно продувать целиком модели, имеющие размах крыла более 200мм. Для большинства моделей возможно исследование только их частей.

После выбора скорости потока проводится продувка модели, во время которой ступенчато меняется ее угол установки. В нашем случае мы проводили измерения с интервалом в 2.5 градуса.

Усилия, развиваемые потоком на исследуемом крыле, прорисовываются графопостроителями. Графики оцифровываются и усредняются вручную.

При проведении измерений нужно следовать установившейся методике, изложенной в специальной литературе.



## Обработка

Дальнейшая обработка данных заключается в получении значений аэродинамических сил, которые вычисляются как произведение оцифрованных значений, чувствительности датчиков и отношения плеч аэродинамических весов. Аэродинамические коэффициенты получаются делением сил на площадь модели и скоростной напор. По результатам строятся графики  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $M_z$  и качества от угла атаки, а также поляра и зависимость качества от  $C_y$ .

Приведем без комментариев графики по серии продувок нескольких моделей с различными профилями. Анализ и выводы по конкретным моделям - это уже материал для другого отчета.

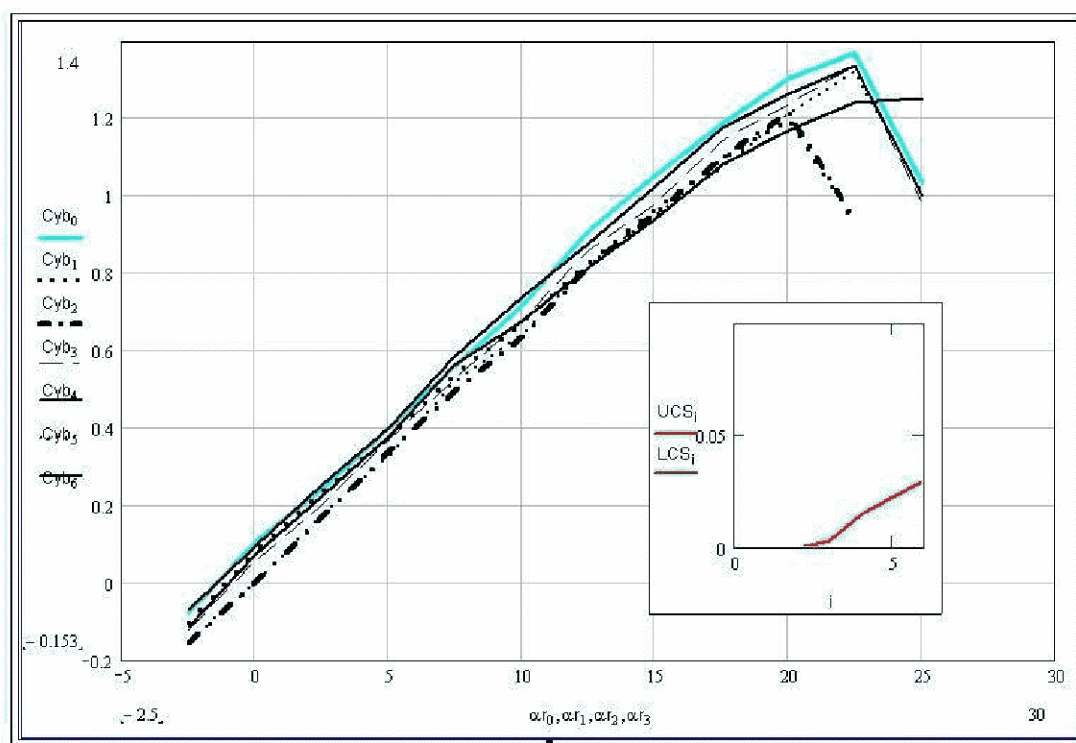
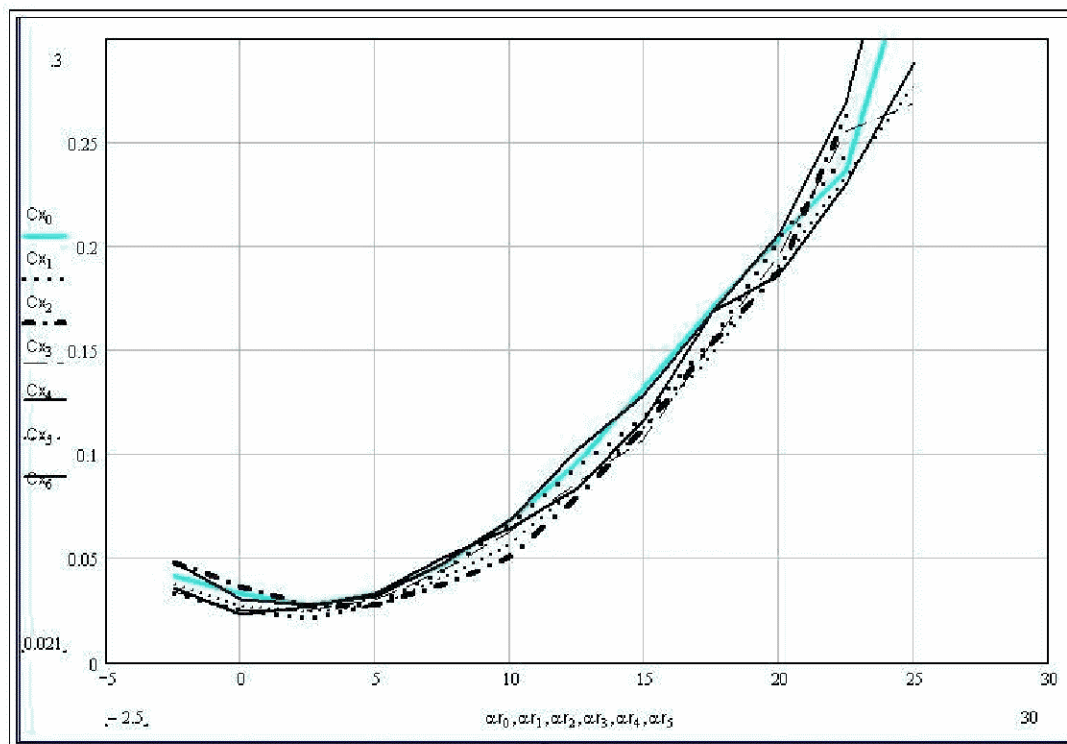


Рис. 13 Графики зависимости коэффициентов сопротивления  $C_x$  и подъемной силы  $C_y$  от угла атаки.



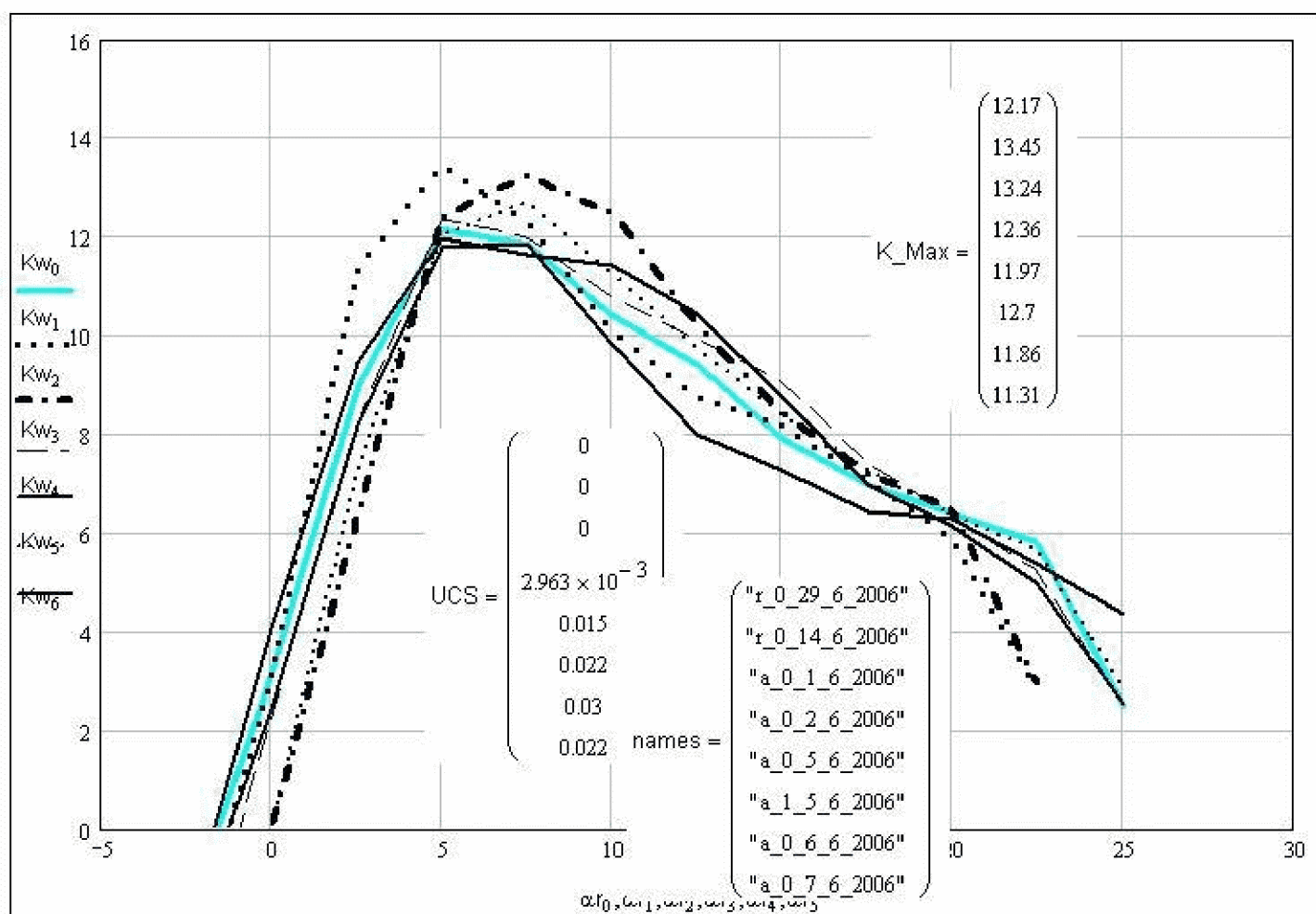
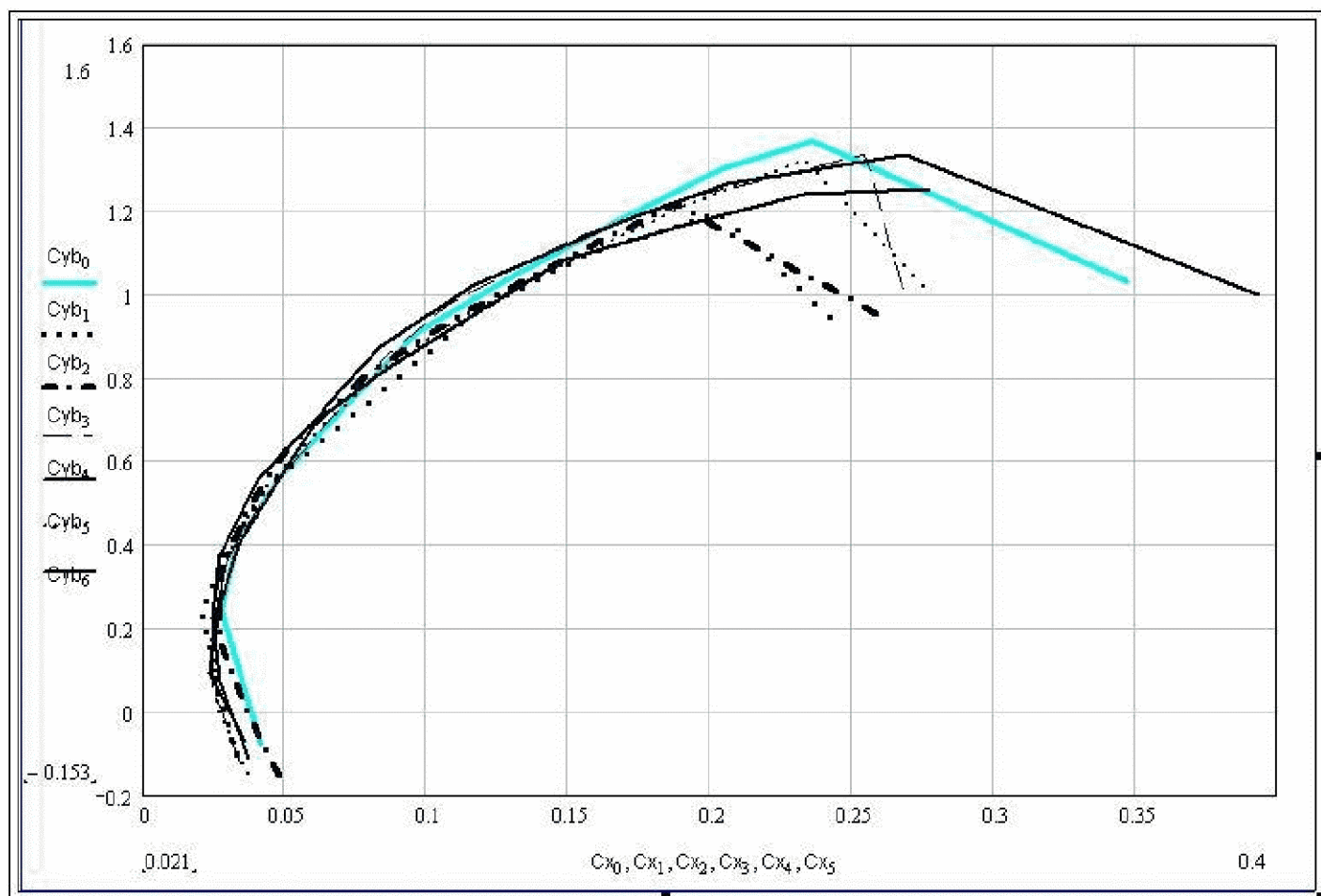


Рис. 14 Поляра  $Cy(Cx)$  и график зависимости качества от угла атаки.

