

Б.А. Ушаков

**Атлас аэродинамических характеристик
профилей крыльев, испытанных в трубе Т-1**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 53
ББК 22.3
Б11

Б11 **Б.А. Ушаков**
Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев, испытанных в трубе Т-1 / Б.А. Ушаков – М.: Книга по Требованию, 2024. – 78 с.

ISBN 978-5-458-32131-0

ISBN 978-5-458-32131-0

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2024
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2024

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первоизданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.

При обработке материалов испытаний для настоящего атласа были введены поправки на влияние стенок трубы, косизну потока и сопротивление подвески. Часть этих поправок (на косизну потока и сопротивление подвески) была уточнена сравнительно недавно, вследствие чего материалы прежних испытаний были подвергнуты соответствующей переработке. В частности, исправлены характеристики четырех моделей (876, 909, 910 и 911), вошедших в атлас Н. М. Ширманова и В. П. Горского. (Атлас аэродинамических характеристик авиационных профилей, Москва, Госавиаавтоиздат, 1932).

Вся работа по проверке, обработке и сверстке материалов для атласа выполнена старшим техником Н. В. Альхимовичем и техником В. И. Авдоиной под редакцией инж. Б. А. Ушакова.

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

v — скорость потока [м/сек.]

l — размах крыла [м]

b — хорда крыла [м]

S — площадь крыла [м²]

$\lambda = \frac{l^2}{S}$ — удлинение крыла

α° — угол атаки крыла [в градусах]

ρ — плотность воздуха [кг сек²/м⁴]

ν — кинематический коэффициент вязкости воздуха [м²/сек.]

Re — число Рейнольдса. Для крыла $Re = \frac{v \cdot b}{\nu}$,

для шара $Re = \frac{v \cdot d}{\nu}$, где d — диаметр шара.

Q — сила лобового сопротивления [кг]

P — подъемная сила [кг]

$R = \sqrt{Q^2 + P^2}$ — полная аэродинамическая [кг]

M_z — момент аэродинамических сил относительно передней кромки крыла [кг м]

$C = \frac{Q}{\rho S v^2}$ — безразмерный коэффициент лобового сопротивления

$C_y = \frac{P}{\rho S v^2}$ — безразмерный коэффициент подъемной силы

$C_x = \frac{R}{\rho S v^2} = \sqrt{C_x^2 + C_y^2}$ — безразмерный коэффициент полной аэродинамической силы

$C_{mz} = \frac{M_z}{\rho S v^2 b}$ — безразмерный коэффициент продольного момента.

$K = C_y / C_x$ — аэродинамическое качество крыла.

$C_{x \min}$ — минимальное значение коэффициента лобового сопротивления.

$C_{y \max}$ — максимальное значение коэффициента подъемной силы

C_{m0} — значение коэффициента продольного момента при $C_y = 0$.

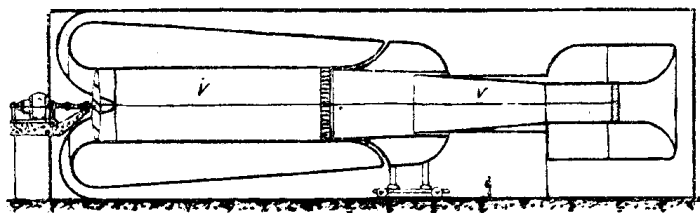
$K_{\max}$ — максимальное значение аэродинамического качества.

F — площадь поперечного сечения аэродинамической трубы [м²].

Краткое описание трубы Т-1 и 4-компонентного прибора (4 К Т-1)

Большая аэродинамическая труба ЦАГИ, схематический вид которой представлен на фиг. 1, имеет две рабочие части—Т-1 и Т-2. Диаметр первой рабочей части равен 3 м., а второй—6 м.

При работе во второй рабочей части соединительная часть надвигается на диффузор первой рабочей части и вторая рабочая часть превращается в самостоятельную трубу. Вентилятор сидит на одном валу с мотором постоянного тока мощностью в 650 л. с. При наличии спрямляющих решеток максимальные скорости потока в первой и второй рабочей части равны соответственно 75 м/сек. и 30 м/сек. Труба Т-1 оборудована 4-компонентными весами и центровыми моментными приборами. В ней испытываются, главным образом, модели самолетов и крыльев. Вторая рабочая часть Т-2 служит для исследований винтов, штопора самолета и др. специальных работ.



Фиг. 1.

Нормальные рабочие скорости трубы Т-1 лежат в пределах 30—50 м/сек., что для нормальных атмосферных условий ($t^0=15^\circ\text{C}$ $B=760$ мм рт. ст.) и обычных размеров модели ($1\,500 \times 300$ мм) соответствует значениям чисел Рейнольдса от 620 000 до 1 035 000.

Модель крыла или самолета при испытании в Т-1 подвешивается на проволоочной подвеске, отдельные проволоки которой идут к четырем весам. Схема подвески дана на фиг. 2. При обычной, так называемой „прямой“ продувке, модель крыла обращена верхней своей стороной вниз, так что на положительных углах атаки подъемная сила крыла направлена вниз, а на больших отрицательных углах—вверх.

Показанные на фиг. 2 контргрузы имеют двойное назначение: они сохраняют подвеску в натянутом положении и препятствуют „взлетанию“ модели на отрицательных углах, что могло бы явиться причиной аварии—срыва крыла с подвески.

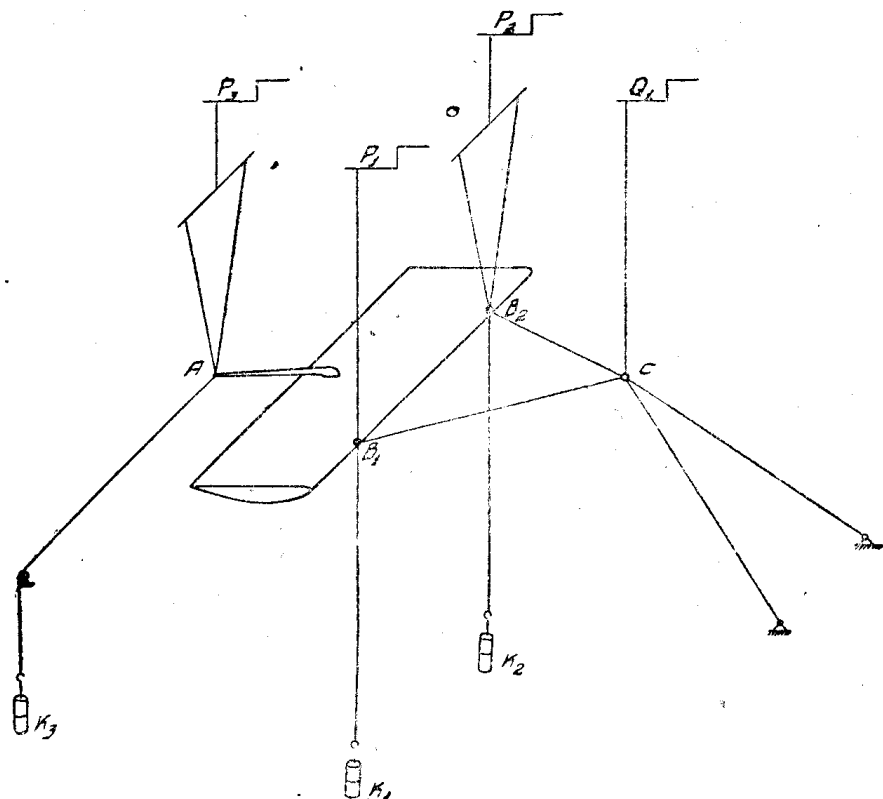
Весы P_3 соединены с специальной рамой, поворотом которой достигается изменение угла атаки модели. Точка А при этом опускается или поднимается, а модель вращается относительно оси, проходящей через передние узлы B_1 и B_2 .

На чертежах, в целях упрощения схемы, эта рама не показана.

При работе на 4-компонентном приборе применяется следующая система координатных осей: ось x направлена горизонтально по скорости потока,

ось y — по вертикали вниз и ось z — по перпендикуляру к плоскости xu . В случае модели крыла начало координат помещается на передней кромке в центральном сечении крыла, а при испытании модели самолета — в центре его тяжести. В соответствии с указанной системой осей 4-компонентный прибор Т-1 с весами P_1 , P_2 , P_3 и Q (фиг. 2) позволяет из общего числа 6 неизвестных компонентов определить следующие 4 компонента: проекцию результирующей на ось x (лобовое сопротивление — Q) проекцию результирующей на ось y (подъемную силу — P), момент относительно оси z (продольный момент — M_z) и момент относительно оси x (поперечный момент — M_x).

Если модель крыла или самолета симметрична относительно плоскости xu , то результирующая аэродинамических сил лежит также в этой плоскости и определяется, следовательно, всего тремя компонентами — лобовым сопротивлением Q , подъемной силой P и продольным моментом M_z . В этом случае весы P_1 и P_2 работают как одни весы.



Фиг. 2.

Для ознакомления со способом измерения аэродинамических сил мы рассмотрим упрощенную схему подвески, представленную на фиг. 3. Ограничиваясь случаем симметрии, мы можем считать подвеску лежащей в одной плоскости.

Показания весов при отсутствии потока в трубе обозначим через $P_{1,2}^0$, P_3^0 и Q_1^0 . Эти так называемые „нули весов“ зависят, очевидно, от величины контргрузов, а также от веса и угла атаки модели. Значения „нулей весов“ могут быть легко получены из соответствующей тарировки.

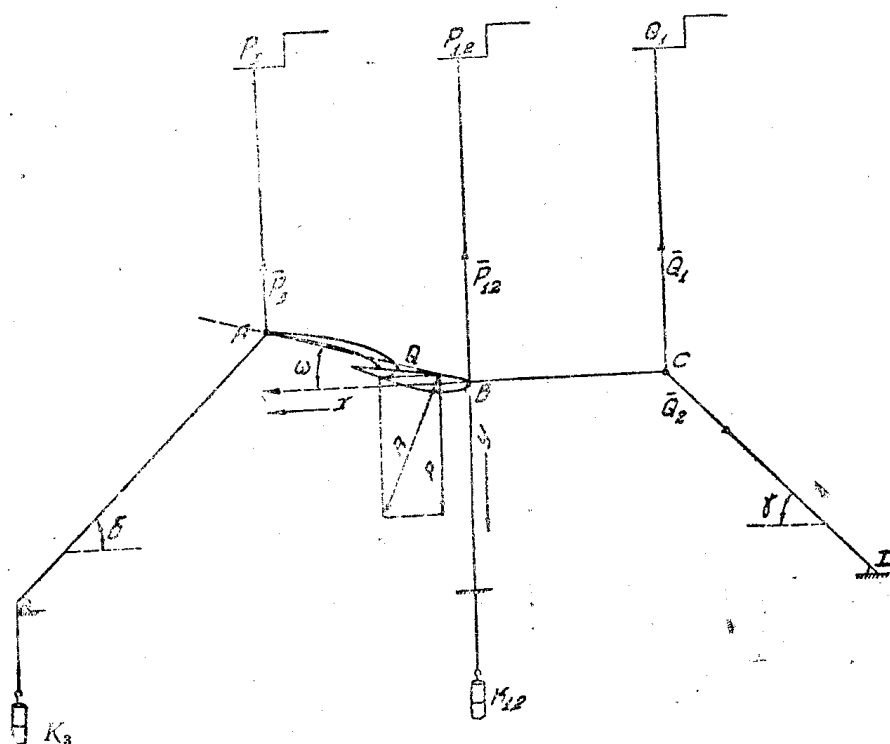
Если через $\bar{P}_{1,2}$, $\bar{P}_3$ и $\bar{Q}_1$ обозначим показания весов при наличии потока в трубе, а натяжение оттяжки CD в потоке и без потока обозначим соответственно через $\bar{Q}_2$ и Q_2^0 , то, не учитывая временно влияния деформации и сопротивления самой подвески, уравнения равновесия модели в потоке воздуха можем написать так:

$$\Sigma X = Q - (\bar{Q}_2 - Q_2^0) \cos \gamma = 0 \quad (1)$$

$$\Sigma Y = P - (\bar{P}_3 - P_3^\circ) - (\bar{P}_{1,2} - P_{1,2}^\circ) - (\bar{Q}_1 - Q_1^\circ) + (\bar{Q}_2 - Q_2^\circ) \sin \gamma \quad (2)$$

$$\Sigma M_B = M'_z - (\bar{P}_3 - P_3^0) \cdot AB \cdot \cos \omega. \quad (3)$$

M'_z обозначает момент аэродинамических сил относительно оси, проходящей через передние узлы B_1 и B_2 . Так как узлы B_1 и B_2 лежат несколько впереди передней кромки модели, то проходящая через них ось не совпадает с осью z нашей системы координат. Переход от M'_z к моменту относительно оси z , которая в случае крыла совпадает с его передней кромкой, а в случае самолета проходит через его центр тяжести, совершается по обычным правилам механики и затруднений не представляет. Входящий в уравнение (3) угол ω , как нетрудно заметить, отличается на некоторое постоянное значение от угла атаки α . Величина этой поправки определяется при препарировке модели.



Фиг. 3.

Из условий равновесия узла С следует, что:

$$\overline{Q}_1 = \overline{Q}_2 \sin \gamma, \quad Q_1^\circ = Q_2^\circ \sin \gamma \text{ и } (\overline{Q}_1 - Q_1^\circ) = (\overline{Q}_2 - Q_2^\circ) \sin \gamma. \quad (4)$$

Если $\alpha = \gamma$ взять равным 45° , то

$$(\bar{Q}_1 - Q_1^0) = (\bar{Q}_2 - Q_2^0) \sin \gamma = (\bar{Q}_2 - Q_2^0) \cos \gamma, \quad (5)$$

тогда уравнения (1) и (2) нам дают:

$$Q = Q_1 - Q_1^0 \quad (6)$$

$$P = (P_{1,2} - P_{1,2}^0) + (\bar{P}_3 - P_3^0).$$

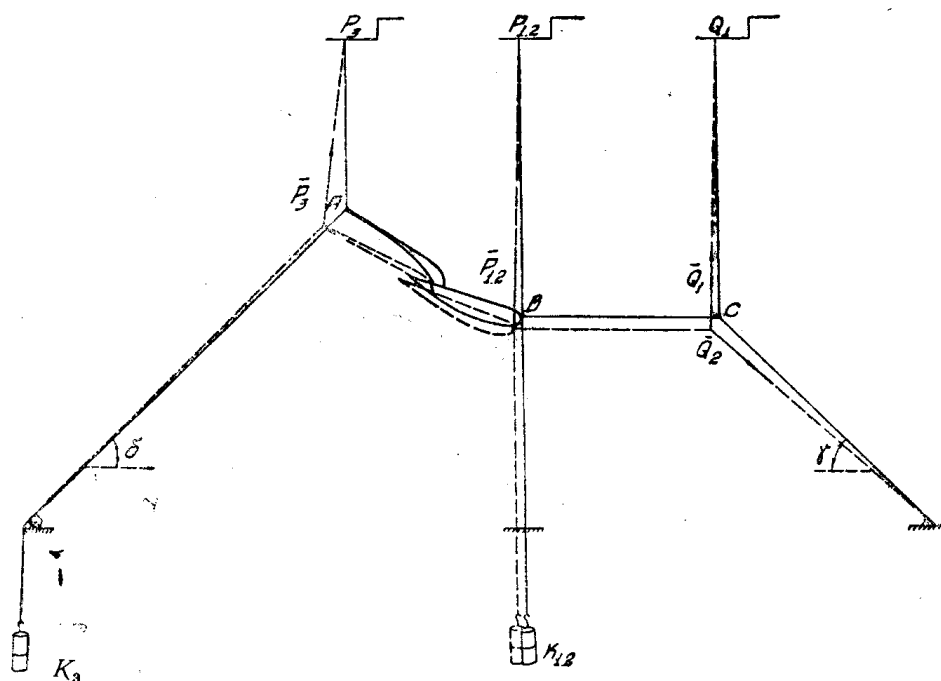
Рассмотрим теперь влияние деформации и сопротивления подвески на значения P и Q , определяемые равенствами (6) и (7). На фиг. 4 пунктиром показано положение подвески, которое она фактически принимает в потоке воздуха. Из чертежа видно, что силы $\bar{P}_1$, P_2 и Q_1 отклоняются

от вертикали, а углы δ и γ изменяются. При определении P деформацией подвески можно вполне пренебречь и уравнение (7) остается в силе, но при нахождении истинного значения Q „маятниковый эффект“ подвески имеет существенное значение.

Заметим кстати, что происходящие из-за деформации подвески изменения угла атаки не превышают, вообще, $0,1^\circ$ и в расчет не принимаются.

Порядок величины влияния деформации подвески на лобовое сопротивление можно оценить аналитически, но такой расчет не может быть вполне точным из-за неодинаковости упругих свойств проволок. Поэтому поправка на маятниковый эффект подвески получается всегда из специальной тарировки.

Эта тарировка заключается в том, что модель крыла или самолета статически загружается такими грузами, которые соответствуют измеренным значениям аэродинамических сил. Модель, при отсутствии потока в трубе, устанавливается в горизонтальном положении, а к точке B зад-



Фиг. 4.

ней державки прикрепляется перекинутая через блок горизонтальная оттяжка. На конце оттяжки имеется чашка весов, на которую кладутся грузы, равные по величине измеренным значениям лобового сопротивления. На модель же при этом накладываются грузы, равные по величине измеренным значениям подъемной силы.

Показания весов Q_1 не будут теперь совпадать с нагрузкой на чашке весов и по разности этих значений для каждого угла атаки определяется величина поправки на влияние маятникового эффекта — ΔQ .

Аэродинамическое сопротивление q самой подвески влияет только на определение силы Q . Ее доля в общем сопротивлении достаточно велика, особенно на малых углах атаки. Величина поправки находится из специальной продувки подвески. Вместо крыла для сохранения жесткости подвески ставится металлическая, с симметричным профилем, распорка, сопротивление которой известно. Так как и в этом случае имеет место деформация подвески, то сопротивление подвески должно быть исправлено на влияние маятникового эффекта — Δq . В данном случае тарировка

более проста, так как подъемная сила распорки равна нулю и на нее не нужно класть никаких грузов.

Чтобы получить аэродинамические характеристики крыла в условиях безграничного потока надо учесть влияние стенок трубы. Теоретическое исследование этого вопроса показывает, что в закрытой трубе тот же самый коэффициент подъемной силы получается при меньшем значении угла атаки, чем это имеет место в условиях свободной атмосферы.

Величина необходимой угловой поправки определяется из уравнения:

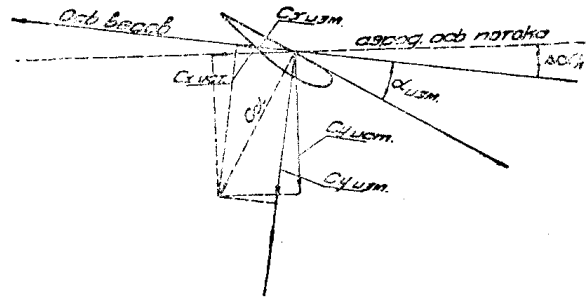
$$\Delta \alpha_i = 57,3 \frac{S}{4F} C_y. \quad (8)$$

Лобовое сопротивление при этом оказывается также преумноженным на величину

$$\Delta C_x = \frac{S}{4F} C_y^2. \quad (9)$$

Почти во всех аэродинамических трубах имеет место так называемая „косизна потока“, заключающаяся в несовпадении аэродинамической оси потока с геометрической осью трубы, которая является в то же время осью x прибора.

Угловая величина этого расхождения определяется из сопоставления результатов „прямой“ и „обратной“ продувок. При „прямой“, обычной, продувке верхняя поверхность крыла обращена книзу, при „обратной“ — она обращена вверх. Если косизна потока отсутствует, то результаты обеих продувок должны полностью совпадать, но практически этого в большинстве случаев не бывает. Для трубы Т-1 среднее значение угла косизны потока $\Delta \alpha_k$, определенное из многочисленных продувок так называемого эталонного крыла, составляет $20'$. Аэродинамическая ось потока направлена при этом так, что при „прямой“ продувке угол атаки фактического больше того, который отсчитывается по лимбу. Из схемы фиг. 5 видим, что истинные значения коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы будут при этом равны (полагая $\cos \Delta \alpha_k$ равным единице):



Фиг. 5.

$$C_{y \text{ ист}} = C_{y \text{ изм}} - C_{x \text{ изм}} \cdot \sin \Delta \alpha_k \quad (10)$$

$$C_{x \text{ ист}} = C_{x \text{ изм}} + C_{y \text{ изм}} \cdot \sin \Delta \alpha_k. \quad (11)$$

Так как второй член правой части уравнения (10) мал по сравнению с первым, то с достаточной точностью можно положить:

$$C_{y \text{ ист}} = C_{y \text{ изм}}. \quad (12)$$

В уравнении (11) второй член по сравнению с первым не слишком мал и отбросить его нельзя, так что уравнение (11) остается в силе.

Итак, окончательные значения аэродинамических коэффициентов и углов атаки получаются для прибора 4kT-1 следующим образом:

$$C_y = P / \rho S v^2 \quad (13)$$

$$C_x = \frac{Q - \Delta Q - (q - \Delta q)}{\rho S v^2} + \frac{S}{4F} C_y^2 + C_y \sin \Delta \alpha_k \quad (14)$$

$$\alpha_{\text{ист}}^\circ = \alpha_{\text{изм}}^\circ + \Delta \alpha_i^\circ + \Delta \alpha_k^\circ. \quad (15)$$

Величины Q и P определяются равенствами (6) и (7).

Вычисление коэффициента продольного момента C_{mz} требует довольно большой счетной работы, но с принципиальной стороны никаких трудностей не представляет. Вопросы преобразования уровня (3) мы касаться поэтому не будем.

При экспериментировании в аэродинамических трубах мы сталкиваемся с влиянием так называемого „масштабного эффекта“. Теоретическое исследование этого вопроса показывает, что при испытании двух геометрических подобных тел в невесомой и несжимаемой вязкой жидкости, за какую можно принимать воздух при скоростях не близких к скорости звука, динамическое подобие возможно только при соблюдении равенства чисел Рейнольдса, т. е.

$$\frac{v_1 \cdot l_1}{\nu_1} = \frac{v_2 \cdot l_2}{\nu_2}, \quad (16)$$

где v_1 и v_2 — скорости потока при испытании первого и второго тела; l_1 и l_2 — характеристические размеры этих тел (при испытании крыльев за этот размер принимается обычно хорда крыла — b); ν_1 и ν_2 — кинематические коэффициенты вязкости среды в условиях первого и второго испытания. Значения коэффициента ν зависят от температуры и давления.

Если испытания проводятся в одинаковой среде, например в воздухе, при примерно одинаковых условиях температуры и давления, то ν_1 можно принять равным ν_2 и условие подобия напишется тогда проще:

$$v_1 \cdot l_1 = v_2 \cdot l_2. \quad (17)$$

Произведение скорости на линейный размер называется „характеристикой опыта“.

Нормальное значение характеристики опыта при испытании моделей крыльев, т. е. $v \cdot b$ для трубы Т-1 равно 15, тогда как для натуре оно по крайней мере в 3—4 раза больше. Таким образом для трубы Т-1 условие динамического подобия заведомо не выполняется и полученные в ней аэродинамические характеристики модели крыла или самолета, вообще говоря, не будут соответствовать характеристикам действительного самолета.

Задача получения одинаковых чисел Рейнольдса для модели и натуре в настоящее время решается путем применения гигантских атмосферных труб и труб с повышенным давлением воздуха. Значение первых само собой понятно, а значение вторых заключается в том, что кинематический коэффициент вязкости воздуха при повышении давления понижается и значение числа Рейнольдса при этом возрастает.

Построенная в 1931 г. в США гигантская труба имеет в рабочей части овальное сечение с размерами $9,15 \times 18,3$ м. Скорость потока равна 52 м/сек., мощность моторов для вентиляторов — 8 000 л. с.

В трубе можно испытывать натуральные самолеты и модели при числе Рейнольдса около 6 500 000, что уже соответствует значениям Re для натуре.

Труб с повышенной плотностью воздуха, или так называемых „труб переменной плотности“, существует в настоящее время две — одна в США и одна в Англии. Американская труба, построенная в 1924 году, работает при 20 атм избыточного давления воздуха. Диаметр рабочей части 1,52 м, скорость потока 21 м/сек, мощность мотора 900 л. с. Число Рейнольдса при испытаниях моделей крыльев около 4 000 000, т. е. достигает значений для крыла самолета в натуре. В построенной в 1930 г. английской трубе переменной плотности избыточное давление воздуха 25 атм, диаметр рабочей части — 1,83 м, скорость потока 27,5 м/сек, мощность мотора 1 600 л. с. Число Рейнольдса при испытаниях моделей крыльев около 8 000 000.

И тот и другой путь является дорогим и сложным, но при невозможности теоретического решения вопроса, остается пока единственным. К строительству новых больших труб готовится в настоящее время и ЦАГИ.

Практика аэродинамических исследований, однако, показывает, что одинаковость чисел Рейнольдса все-таки не обеспечивает совпадение результатов испытаний. Дело в том, что помимо числа Рейнольдса на значение аэродинамических характеристик, главным образом, на значение максимального коэффициента подъемной силы, оказывает влияние и так называемая „степень турбулентности потока“.

Явление турбулентности характеризуется, вообще говоря, наличием пульсаций скорости: величина и направление скорости в каждой данной точке потока может иметь постоянное среднее значение, но в каждый данный момент времени вектор действительной скорости может не совпадать со своим средним значением.

Относительную величину пульсаций можно принять за меру турбулентности потока.

Эксперименты показывают, что влияние турбулентности потока на результаты аэродинамических испытаний до некоторой степени аналогично влиянию числа Рейнольдса. В силу этого большая турбулентность потока при небольших, сравнительно, числах Рейнольдса может оказаться полезной, так как будет сближать характеристики модели и натуры. Для трубы Т-1 имеется в этом смысле весьма счастливое сочетание. Поток в ней характеризуется большой степенью турбулентности и несмотря на недостаточность числа Рейнольдса полученные в Т-1 характеристики моделей самолетов довольно хорошо совпадают с характеристиками действительных самолетов, полученными из испытаний в полете.

На основе систематического изучения результатов испытаний в трубе Т-1 можно считать, что полученные в ней характеристики профилей, при средних значениях толщины и вогнутости, весьма близки к характеристикам действительных крыльев¹.

Так как непосредственные измерения величины пульсаций представляют очень значительные экспериментальные трудности, то для сравнения степени турбулентности потока в различных трубах пользуются методом испытания шара. Коэффициент лобового сопротивления такого плохобтекаемого тела, как шар, в сильной мере зависит и от числа Рейнольдса и от степени турбулентности потока.

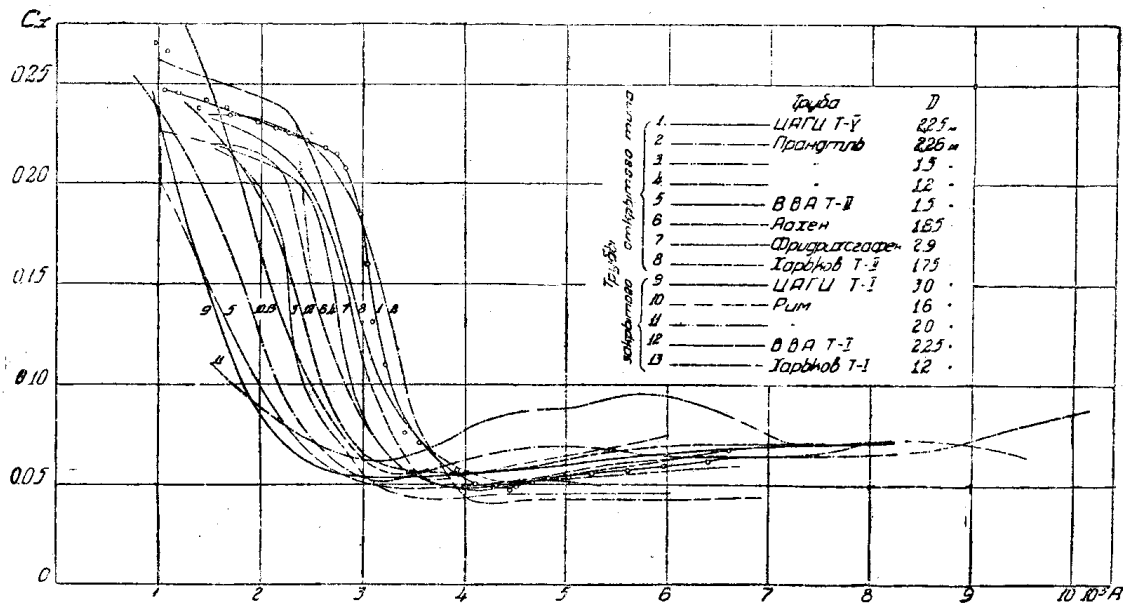
Кривая коэффициента лобового сопротивления шара, построенная в зависимости от числа Рейнольдса имеет три характерных участка: при малых числах Рейнольдса C_x шара сохраняет приблизительно постоянное значение около 0,25; вслед за тем, в узком диапазоне значений Re коэффициент лобового сопротивления резко уменьшается, приблизительно до 0,05, после чего изменения C_x при дальнейшем возрастании Re становятся незначительными. Этот вид кривой сохраняется в основном для всех аэродинамических труб, но различная степень турбулентности потока сдвигает диапазон критических значений Re в ту или другую сторону: чем меньше степень турбулентности потока, тем правее лежит критический участок кривой и обратно. Таким образом значение числа Рейнольдса, относящееся к середине критического участка кривой, т. е. к $C_x = 0,15$, может служить мерой турбулентности потока. Соответствующие исследования показывают, что эти критические значения числа Re могут быть сопоставлены с непосредственной мерой турбулентности, определяемой пульсациями. Так как критическое значение Re для данной трубы зависит и от диаметра шара и от способа его подвески при испытании, то при сравнении турбулентности по методу испытания шара и диаметру его, и схему

¹ См. например Ведров, Горский и Тайц, Сравнение результатов испытаний пяти самолетов в трубе и в полете. „Тех. возд. флота“ № 5 1934 г.

подвески надо сохранять одинаковыми для разных труб. Очевидно, что результаты испытаний одного и того же шара в разных трубах будут наиболее пригодны для сравнения. Такие испытания были проведены ЦАГИ в течение 1930—32 г. Специально изготовленный для этой цели металлический шар диаметром 242 мм обошел главнейшие лаборатории СССР и Европы (кроме Англии).

Результаты этих испытаний представлены на фиг. 6. Из этой диаграммы видно, что по сравнению со всеми другими трубами, поток трубы Т-1 обладает наибольшей степенью турбулентности.

Важнейшей области влияния на результаты испытания числа Рейнольдса и турбулентности потока мы могли здесь коснуться только



Фиг. 6.

вскользь. Рекомендуем вниманию читателей нижеследующие чрезвычайно интересные работы по этому вопросу.

Millikan C. B. and Klein A. L. The effect of turbulence. „Aircraft Engineering“, 1933, № 54.

Th. Kármán. Turbulence and Skin Friction. „Journal of the Aeronautical Sciences“, 1934, № 1.

Th. Kármán and C. B. Millikan. The Use of the Wind Tunnel in Connection with Aircraft—Design Problems. „Transactions of the American Society of Mechanical Engineers“ 1934, № 3.

Hugh L. Dryden, Turbulence, Companion of Reynolds Number. „Journal of the Aeronautical Sciences“ 1934, № 2.

Точность испытаний в трубе Т-1 контролируется систематическими продувками эталонного крыла. В 1931 г. эталонное крыло было испытано 14 раз, в 1932—г. 22 раза, в 1933 г.—13 раз.

Вычисленные по данным этих испытаний средние квадратичные ошибки¹ одного измерения основных аэродинамических характеристик приведены в нижеследующей таблице:

¹ Из теории ошибок известно, что вероятнейшим значением некоторой величины будет среднее арифметическое из отдельных измерений, а порядок ошибки отдельного измерения может быть характеризуем величиной так называемой средней квадратической ошибки ε , вероятнейшее значение которой вычисляется по формуле:

$$\varepsilon = \pm \sqrt{\frac{\sum (x - \bar{x})^2}{n-1}},$$

где $\bar{x}$ — величина среднего арифметического, x_i — значение отдельного измерения, n — число всех измерений. Величина относительной средней ошибки в процентах выражается отношением