

НКТП—СССР
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Труды Центрального аэро-гидродинамического института
Выпуск 151

К. К. ФЕДЯЕВСКИЙ

МАТЕРИАЛЫ
ПО АЭРОДИНАМИЧЕСКОМУ
РАСЧЕТУ ВОЗДУШНЫХ
КОРАБЛЕЙ

Часть I

ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ
ПРИ ДВИЖЕНИИ С НУЛЕВЫМ УГЛОМ АТАКИ



ГОСУДАРСТВЕННОЕ
АВИАЦИОННОЕ И АВТОТРАКТОРНОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МОСКВА—1932

НКТП — СССР
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Труды Центрального аэро-гидродинамического института
Выпуск 151

К. К. ФЕДЯЕВСКИЙ

МАТЕРИАЛЫ
ПО АЭРОДИНАМИЧЕСКОМУ
РАСЧЕТУ ВОЗДУШНЫХ
КОРАБЛЕЙ

Часть I

ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ
ПРИ ДВИЖЕНИИ С НУЛЕВЫМ УГЛОМ АТАКИ



ГОСУДАРСТВЕННОЕ
АВИАЦИОННОЕ И АВТОТРАКТОРНОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МОСКВА—1932

Редактор ЦАГИ—М. Н. Иванов.
Труд подготовили к печати:
Редактор связи с издателем—Ф. С. Шаховской.
Технический редактор—М. Пружанская.
Выпускающий—Л. М. Аптекарь.
Сдан в набор—2/XII—31 г.
Подписан к печати—25/VI—32 г.
Статформат 72×103₁₆.
Количество печ. листов 2½.
В печ. листе 8 000 знаков.
ОИТИ № 3600.
Заказ № 4394.
Уп. Главлита № Б—21181.
Тираж 500.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Начинающее развиваться в СССР дирижаблестроение делает вполне своевременным появление данного труда, тем более, что на русском языке почти нет систематически обработанного материала по аэродинамическому расчету дирижаблей.

Большая часть работы представляет собой лекции, читанные автором на аэромеханическом факультете Московского высшего технического училища в 1929/30 г., на Воздухоплавательных курсах усовершенствования инженерного состава ВВА в 1930/31 учебном году и на Дирижаблестроительном факультете МАИ в 1930 и 1931 гг. Лекции пополнены материалами воздухоплавательной секции ЭАО ЦАГИ.

В целях скорейшего появления в свет «Материалы по аэродинамическому расчету воздушных кораблей» разбиты на три самостоятельных части:

Ч. I. Лобовое сопротивление при движении с нулевым углом атаки.

Ч. II. Движение с углом атаки, отличным от нуля.

Ч. III. Поворот по кругу. Экспериментальное изучение динамической устойчивости.

Ввиду отсутствия в нашей литературе данных о методике экспериментов с дирижаблями в натуре автор по мере надобности останавливается и на методической стороне вопроса.

Что касается данных о методике эксперимента с моделями дирижаблей, то эти сведения приводятся лишь там, где методика отлична от методики соответствующих экспериментов с моделями самолетов.

Все обозначения, по возможности, приведены к стандарту, принятому I Всесоюзной конференцией по аэродинамике.

Нач. ЭАО ЦАГИ *Г. Сабинин*

1. Лобовое сопротивление корпуса воздушного корабля и его составляющие

Рассмотрим случай равномерного прямолинейного движения воздушного корабля в горизонтальной плоскости.

Уравнение, выражающее равенство потребной и располагаемой мощности, напишется в виде:

$$XV = 75 N\eta, \quad (1)$$

где X — лобовое сопротивление воздушного корабля в килограммах, V — скорость полета в метрах в секунду, N — суммарная мощность на валу моторов в лошадиных силах и η — коэффициент полезного действия винтов.

Представим лобовое сопротивление X в виде, принятом в экспериментальной аэродинамике:

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1')$$

где C_x — безразмерный коэффициент лобового сопротивления воздушного корабля, ρ — массовая плотность воздуха, равная при нормальных условиях (760 мм Нг и 15°С) $0,125 \frac{\text{кг.сек}^2}{\text{м}^3}$, и S — площадь мидельного сечения (максимального поперечного сечения) в квадратных метрах.

Подставляя это значение X в формулу (1), получим:

$$C_x \frac{\rho V^2}{2} SV = 75 N\eta. \quad (2)$$

Зная из опытов или из предварительных подсчетов величину C_x и задаваясь величиной η , мы можем из уравнения (2) определить максимальную скорость полета при заданной мощности моторов или необходимую мощность для полета корабля с заданной скоростью:

$$V_{\max} = \sqrt[3]{\frac{150N\eta}{C_x\rho S}} \quad (2')$$

и

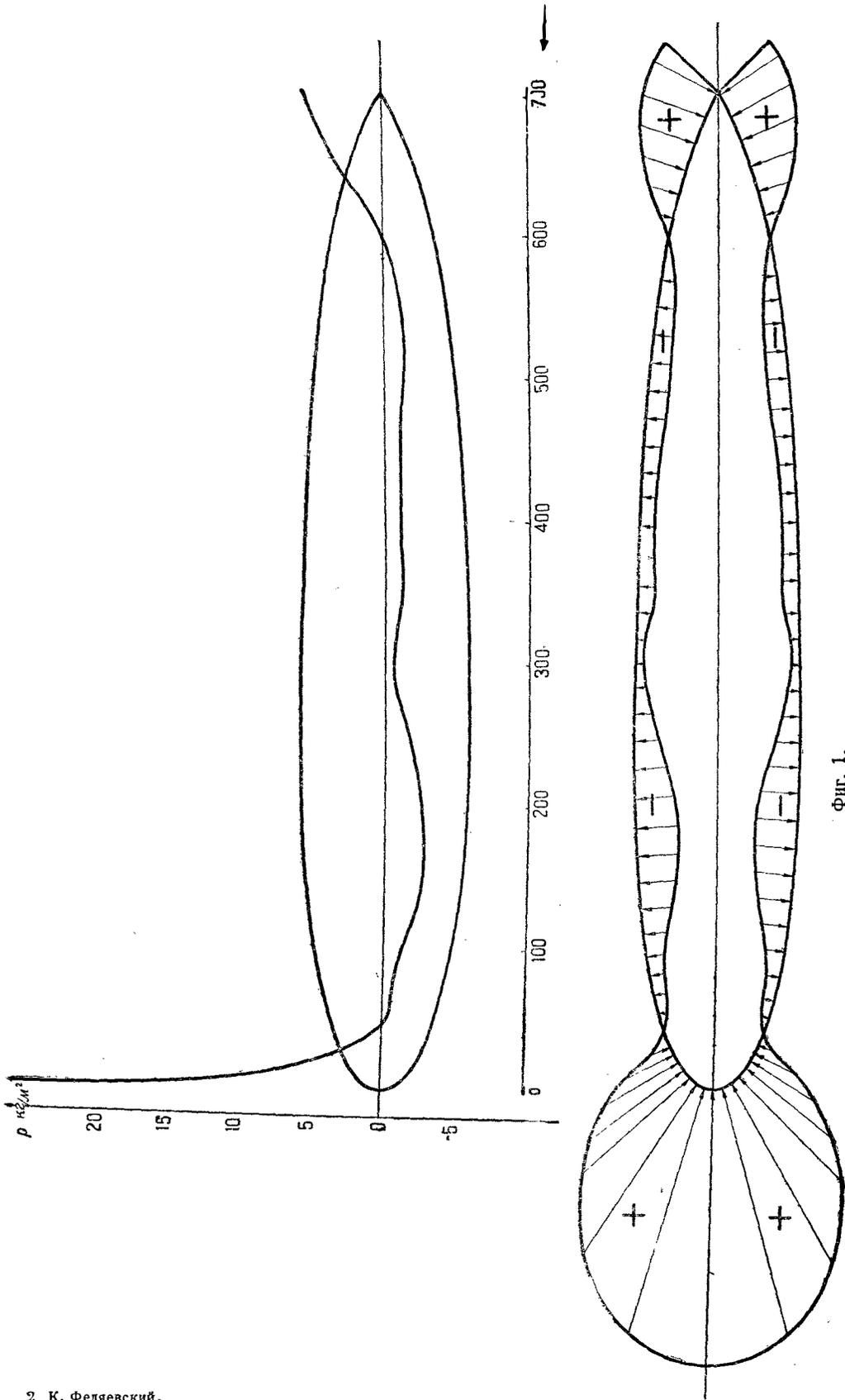
$$N = \frac{C_x\rho S V^3}{150\eta}. \quad (2'')$$

Далее будет выяснено, что коэффициент полезного действия винтов η не превосходит для воздушных кораблей величины 0,68.

Из уравнения (2'') видно, что потребная мощность моторов пропорциональна коэффициенту лобового сопротивления C_x . Отсюда следует необходимость внимательного изучения всех факторов, влияющих на лобовое сопротивление.

Начнем с рассматривания лобового сопротивления корпуса, как самой крупной части воздушного корабля.

Лобовое сопротивление корпуса состоит из двух частей: части, при-



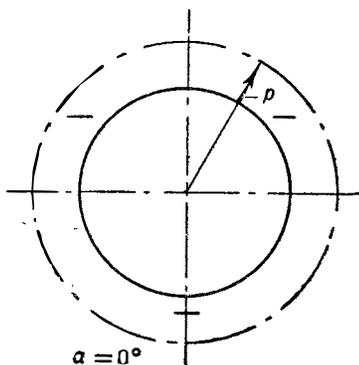
Фиг. 1.

ходящейся на долю разности давлений, X' , и части, приходящейся на долю поверхности трения, X'' . Иными словами:

$$X = X' + X'' \quad (3)$$

Часть, приходящаяся на долю разности давлений, получится интегрированием давлений, действующих на соответствующие элементы поверхности корпуса. Поэтому нам необходимо знать картину распределения давления по корпусу корабля. На фиг. 1 дана диаграмма распределения давления при движении корабля с углом атаки, равным нулю, по одному из меридиональных сечений корпуса корабля. Диаграмма эта получена на основании опытов в аэродинамической трубе НК-1 лаборатории Центрального аэро-гидродинамического института.

По нормали к данной точке поверхности отложена величина повышения или понижения давления по отношению к статическому давлению воздуха. Так как корпус корабля мы можем считать за тело вращения, давление по любому поперечному сечению корпуса (при движении с углом атаки, равным нулю) будет постоянно (фиг. 2). Таким образом поверхность распределения давления по корпусу будет в этом случае не чем иным, как поверхностью, образованной вращением кривой давления по одному из меридиональных сечений около продольной оси корпуса корабля.



Фиг. 2.

Обычно диаграмма распределения давления дается в несколько ином виде, а именно: давления откладываются не по нормали к данной точке поверхности, а по оси ординат, причем начало вектора, изображающего давление, совмещают с осью абсцисс. Тогда наша прежняя диаграмма превращается в диаграмму, изображенную на фиг. 1 внизу.

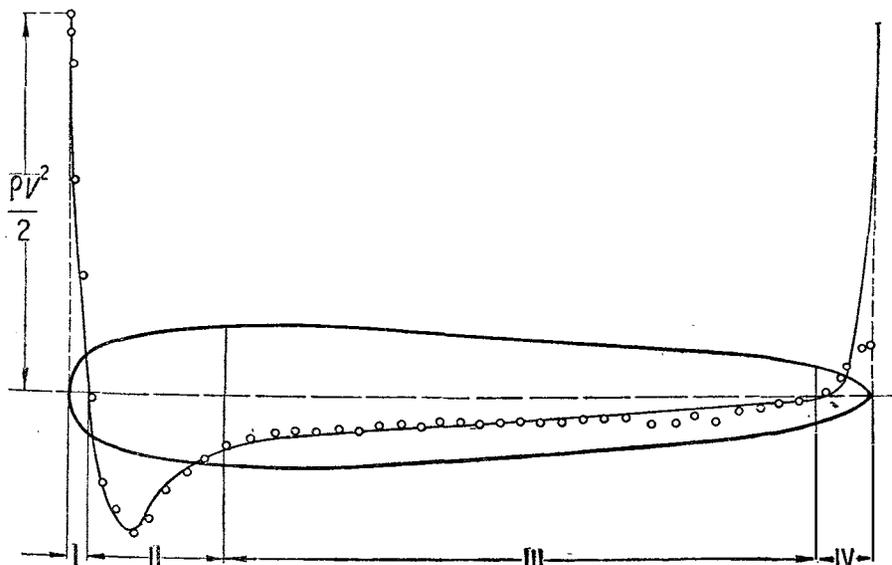
Разделим корпус корабля (фиг. 3) на четыре участка по его длине: I участок—от носовой точки (от начала координат) до первой нулевой точки кривой давления; II участок—от первой нулевой точки до точки, соответствующей мидельному сечению корпуса; III участок—от мидельного сечения до второй нулевой точки кривой давления и, наконец, IV участок—от второй нулевой точки до кормовой точки корпуса.

Рассмотрим, какие силы будут создаваться давлением на разбитых нами участках. Давление, действующее на переднюю часть корпуса, будет создавать силу, мешающую движению корабля; таким образом на I участке будет образовываться лобовое сопротивление, ввиду чего мы будем этот участок обозначать знаком (—), так как сила, действующая на этот участок, направлена вдоль отрицательного значения Ox . Разрежение, действующее на часть корпуса до мидельного сечения, будет создавать силу, помогающую движению корабля, т. е. уменьшать лобовое сопротивление; таким образом II участок мы обозначим знаком (+). Разрежение, действующее на часть корпуса после мидельного сечения, будет создавать силу, мешающую движению корабля, т. е. будет увеличивать лобовое сопротивление; таким образом III участок мы обозначаем знаком (—). Наконец, давление, действующее на часть корпуса после мидельного сечения, будет создавать силу, помогающую движению корабля, т. е. будет уменьшать лобовое сопротивление, и таким образом IV участок мы обозначим знаком (+).

В результате мы видим, что знаки на участках чередуются. На I и III участках мы получаем увеличение лобового сопротивления, на II и IV—уменьшение его. Естественно, что часть лобового сопротивления, приходящаяся на долю разности давлений, будет равна алгебраической сумме сил, возникающих на отдельных участках, т. е.

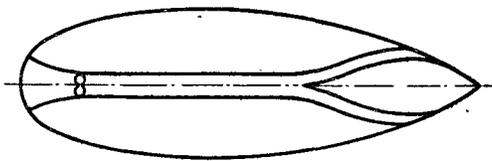
$$X' = -X_I' + X_{II}' - X_{III}' + X_{IV}'$$

Теперь рассмотрим теоретическое распределение давления (полученное методом источников и стоков) в идеальном потоке и сравним его с распределением давления, полученным на основании опытов. На фиг. 3 дано это сравнение: Сплошной линией показано теоретическое распреде-



Фиг. 3.

ление давления, а точками—опытное. Мы видим, что на I, II и III участках распределение давлений почти совпадает. Однако на IV участке давление, полученное опытом, резко падает по сравнению с теоретическим давлением в идеальном потоке. Это объясняется главным образом срывом струй и образованием области завихрения на корме корпуса, вследствие чего давление на корме падает. Естественно, что для идеального потока согласно парадоксу Эйлера мы будем иметь:



Фиг. 4

$$X' = -X'_I + X'_{II} - \dots = 0.$$

На основании совпадения кривых на I, II и III участках мы можем считать, что X'_I , X'_{II} , и X'_{III} для теоретического и опытного давления соответственно равны между собой, и таким образом X' , образуется за счет падения абсолютной величины X'_{IV} по сравнению с идеальным потоком.

Имеются ли способы борьбы с падением давления на IV участке? В настоящее время эти способы представляются следующими: 1) применение реактивного канала и 2) подсосывание пограничного слоя на корме корабля.

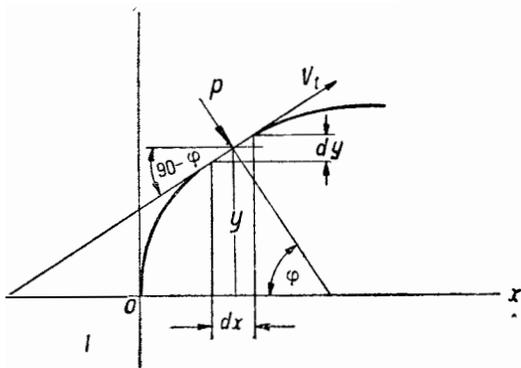
Многие предлагали сделать вдоль по продольной оси корпуса корабля канал (фиг. 4) и поместить в этом канале пропеллеры. На корме корабля канал разветвляется на ряд рукавов, по которым воздух выводится из корабля по направлению, по возможности, касательному к данному месту поверхности. Целый ряд таких рукавов выводится по окружности того поперечного сечения корабля, где предполагается срыв струй. Таким образом предполагается, что мощные струи воздуха, вырывающиеся из рукавов канала, смывая пытающееся образоваться завихрение, повысят давление на IV участке и тем самым уменьшат лобовое сопротивление корпуса корабля.

Справедливо ли подобное предположение? С одной стороны, оно вполне справедливо, поскольку понижается часть лобового сопротивления

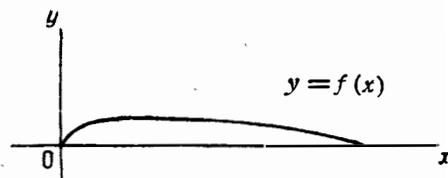
X , приходящаяся на долю разности давлений, и, кроме того, будет отсутствовать сопротивление моторных гондол. Однако, с другой стороны, сильно возрастет часть лобового сопротивления X'' , приходящаяся на долю поверхностного трения, особенно, имея в виду, что скорость движения воздуха по каналу больше скорости полета корабля. В конечном итоге можно предполагать, что уменьшение X' корпуса и уничтожение лобового сопротивления моторных гондол меньше, чем увеличение X'' корпуса. Таким образом эта идея может быть признана ошибочной.

Второй способ увеличения давления на IV участке корпуса корабля состоит в отсасывании небольшого количества пограничного воздуха в зоне срыва струй, с тем чтобы заставить обтекающие корпус струи далее течь по очертанию корпуса. Такого рода опыты производились с моделями цилиндра и круто расширяющегося диффузора в лаборатории проф. Прандтля в Геттингене. Можно предполагать, что подобного рода устройство может быть использовано на воздушных кораблях.

Вернемся к подсчету величины X' . Обозначим давление, действующее на элемент поверхности вращения df , через p (фиг. 5), а угол между нормалью n к этой элементарной поверхности и осью Ox через φ . Тогда компонент силы, действующей на элементарную поверхность вдоль оси дирижабля dX' , будет равен $p df \cos \varphi$. Но $df \cos \varphi$ есть проекция элементарной поверхности на плос-



Фиг. 5.



Фиг. 6.

кость, перпендикулярную оси дирижабля. Если меридиональное сечение корпуса дирижабля выражено кривой $y=f(x)$ (фиг. 6), то $df \cos \varphi = 2\pi y dy$, следовательно, $dX' = p 2\pi y dy$. Таким образом часть лобового сопротивления, приходящаяся на долю разности давлений, будет:

$$X' = \int_{y_0}^{y_L} p 2\pi y dy. \quad (4)$$

Но $2\pi y dy$ мы можем представить в виде $d(\pi y^2)$; в этом случае уравнение (4) примет вид:

$$X' = \int_{y_0}^{y_L} p d(\pi y^2).$$

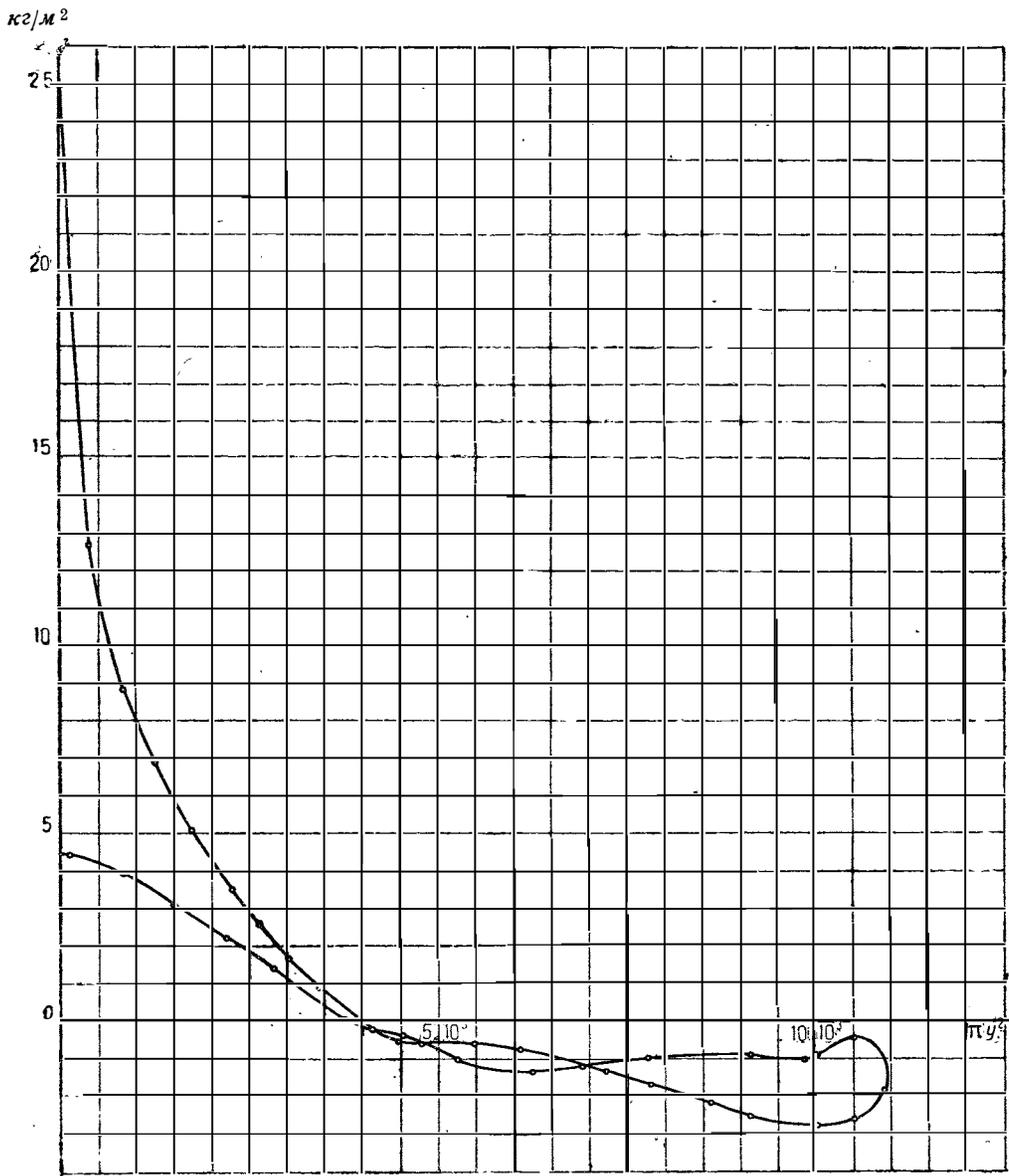
Строя диаграмму $p=f(\pi y^2)$ и планиметрируя ее, мы получаем в соответствующем масштабе величину X' . На фиг. 7 дана такая диаграмма для модели корпуса, распределение давления по которому было дано на фиг. 1. Определив полное лобовое сопротивление модели корпуса X путем продувки в аэродинамической трубе, мы можем из уравнения (3) определить долю лобового сопротивления, приходящегося на поверхностное трение:

$$X'' = X - X'.$$

По последним английским опытам X' не превышает 20% от X и таким

образом 80% лобового сопротивления корпуса приходится на долю поверхностного трения.

Для подсчета лобового сопротивления, приходящегося на долю поверхностного трения, необходимо прежде всего знать коэффициент трения о воздух той ткани, которой покрыт корпус корабля. Обычно коэффициент трения данной ткани определяется следующим образом: тонкая доска или цилиндр



Фиг. 7.

оклеиваются соответствующей тканью, а затем определяется их лобовое сопротивление (см. Н. Е. Жуковский, Теоретические основы воздухоплавания, стр. 60—61). Тогда коэффициент трения C_f данной ткани будет:

$$C_f = \frac{X''}{\frac{\rho V^2}{2} F}, \quad (5)$$

где F —площадь испытуемой ткани в квадратных метрах.

Таким образом коэффициент C_f есть сила трения, отнесенная к единице плотности, единице поверхности и единице скорости.

Компонент силы трения, действующей на элемент поверхности корпуса воздушного корабля (фиг. 5) по направлению его оси, в случае обтекания корпуса тангенциальными скоростями у поверхности, равными соответствующим скоростям идеального потока, будет:

$$dX'' = C_f \frac{\rho V_t^3}{2} df \sin \varphi, \quad (6)$$

где V_t — тангенциальная скорость в данной точке поверхности корпуса, а φ — угол между нормалью к поверхности корпуса и Ox (фиг. 5).

Часть лобового сопротивления, приходящаяся на долю трения, будет таким образом:

$$X'' = \int_F C_f \frac{\rho V_t^3}{2} df \sin \varphi. \quad (6')$$

Величина тангенциальной скорости V_t изменяется по длине корабля. В передней критической точке она равна нулю, затем возрастает, достигая в мидельном сечении величины, большей скорости полёта корабля V . Как известно из гидродинамики, при обтекании шара идеальным потоком V_t в мидельном сечении равно $\frac{3}{2}V$.

Умножим и разделим правую часть выражения (6') на V^3 ; тогда

$$X' = \int_F C_f \frac{\rho V_t^3}{2} df \sin \varphi = \int_F C_f \frac{\rho V^2 V_t^3}{2 V^2} df \sin \varphi = C_f \frac{\rho V^2}{2} \int_F \left(\frac{V_t}{V}\right)^3 df \sin \varphi;$$

вводя обозначение:

$$\int_F \left(\frac{V_t}{V}\right)^3 df \sin \varphi = \bar{F},$$

получаем:

$$X'' = C_f \frac{\rho V^2}{2} \bar{F}. \quad (7)$$

Величина \bar{F} является по своей размерности площадью и носит название приращенной поверхности Ранкина. Для большинства тел приращенная поверхность \bar{F} больше поверхности тела F . Так, например, для шара, обтекаемого идеальным потоком, $\bar{F} = 1,325 F$ (см. Н. Е. Жуковский, Теоретические основы воздухоплавания, стр. 62).

Интерпретируя выражение (7), мы можем сказать, что приращенная поверхность Ранкина есть поверхность доски, оклеенной тканью, которая обладает той же величиной X'' , что и данный корпус корабля.

Однако ввиду того, что картина изменения V_t по длине корпуса, вообще говоря, неизвестна, часто предпочитают пользоваться действительной поверхностью корпуса F , т. е. считают

$$X'' = \bar{C}_f \frac{\rho V^2}{2} F, \quad (7')$$

где \bar{C}_f есть некоторый приращенный коэффициент трения, полученный из опытов с моделью именно этого корпуса или, в крайнем случае, корпуса, очень схожего с ним по своим очертаниям:

$$\bar{C}_f = \frac{X''}{\frac{\rho V^2}{2} F},$$

где F — поверхность данного корпуса; при этом из сопоставления выражений (7) и (7') видно, что, поскольку \bar{F} больше F , \bar{C}_f должен быть больше C_f .

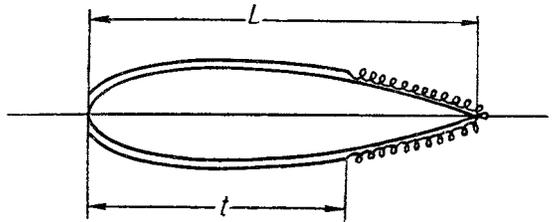
Все вышесказанное относится к предположению, что сила трения пропорциональна поверхности тела в первой степени и квадрату скорости. Однако уже давно Н. Е. Жуковским было высказано предположение, что сила трения должна быть пропорциональна двучлену вида $(aV + bV^2)$, где первый член соответствует вязкости жидкости, а второй — непосредственно трению и, следовательно, сила трения должна быть пропорциональна скорости в степени, меньшей двух.

Американские опыты, произведенные Цамом, показали следующую зависимость силы трения от поверхности корпуса и скорости движения:

$$X'' = 0,0035\rho F^{0,93} V^{1,86}. \quad (8)$$

Исходя из выражения (8) и помня, что X' пропорционально F и V^2 , можем заключить, что соотношения между X' и X'' в модели корпуса и в корпусе в натуральную величину, а также при разных скоростях движения, будут различны.

На основании экспериментальных работ, произведенных в последнее время, можно считать установленным, что действительное обтекание корпуса сильно отличается от обтекания корпуса идеальным потоком. Выяснено, что при обтекании тел действительным потоком вокруг тела образуется так называемый пограничный слой жидкости, в котором происходит подтормаживание скорости от величины, соответствующей скорости потенциального потока на внешней границе этого слоя до нуля у самой поверхности тела¹. Таким образом пограничный слой является областью, в которой происходит потеря энергии за счет сопротивления тела,—областью, в которой проявляется действие сил вязкости. Вне пограничного слоя можно с достаточной точностью считать поток потенциальным и невязким.



Фиг. 8.

Работой ряда исследователей установлено, что пограничный слой на протяжении известного расстояния от переднего края тела ламинарен (т. е. отдельные струйки жидкости текут, не смешиваясь между собой), а затем становится турбулентным (т. е. беспорядочно мелко завихренным.) Расстояние t в метрах от переднего края тела до места перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный (фиг. 8) определяется некоторым критическим числом Рейнольдса

$$R_t = \frac{Vt}{\nu}, \quad (9)$$

где V —скорость потока в $м/сек$, а ν —кинематический коэффициент вязкости среды в $м^2/сек$, равный для воздуха при нормальных условиях (760 мм Нг и $15^\circ C$) $1,45 \cdot 10^{-5} м^2/сек$. Величина критического Рейнольдса лежит обычно для моделей корпусов дирижаблей в пределах от $R_t = 5 \cdot 10^5$ до $R_t = 10^6$.

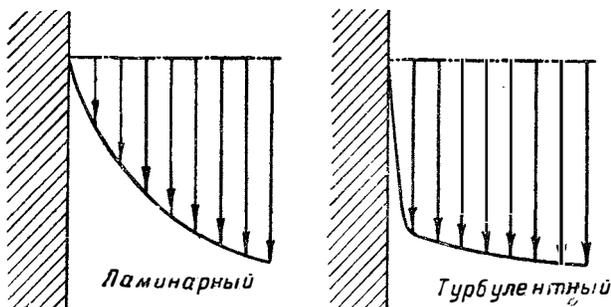
Как это было указано выше, в пограничном слое не происходит непосредственного трения между поверхностью тела и воздухом, а происходит постепенное подтормаживание скорости, вызванное работой сил вязкости, вследствие чего на единицу поверхности тела действует тангенциальная сила вязкости, которая, как известно, выражается следующим образом:

$$T_0 = \mu \left(\frac{dV}{dy} \right)_{y=0},$$

¹ Об этом подробнее см. К. Федяевский, Влияние состояния пограничного слоя на лобовое сопротивление хорошо обтекаемых тел, Труды ЦАГИ (готовится к печати).

где μ — коэффициент вязкости среды в $\text{кг}\cdot\text{сек}/\text{м}^2$, равный для воздуха при нормальных условиях (760 мм Нг и 15°C) $1,82\cdot 10^{-6}\text{кг}\cdot\text{сек}/\text{м}^2$, а $(\frac{dV}{dy})_{y=0}$ — градиент скорости по нормали у самой поверхности тела.

Распределение скоростей в ламинарном пограничном слое отлично от распределения скоростей в турбулентном пограничном слое, в силу чего и градиенты скорости по нормальям в этих двух типах пограничного слоя различны. На фиг. 9 показана примерная картина распределения скоростей в ламинарном и в турбулентном пограничных слоях.



Фиг. 9

Градиент скорости по нормали у самой поверхности тела в турбулентном пограничном слое интенсивнее, чем в ламинарном пограничном слое, вследствие чего тангенциальная сила вязкости, приведенная к единице скорости и к единице плотности, иными словами, приведенная к виду коэффициента трения C_f , при турбулентном пограничном слое больше, чем при ламинарном.

На основании теоретических выводов, достаточно совпавших с многочисленными экспериментами, установлены значения коэффициентов C_f для плоской пластинки. При ламинарном пограничном слое по формуле Блязиуса:

$$C_f = 1,327R^{-0,5}. \quad (10)$$

При турбулентном пограничном слое по формуле проф. Прандтля:

$$C_f = 0,074R^{-0,2}, \quad (11)$$

а по эмпирической формуле, предложенной Джонсом и являющейся наилучшей интерпретацией опытов Визельбергера,

$$C_f = 0,0375 R^{-0,15}. \quad (12)$$

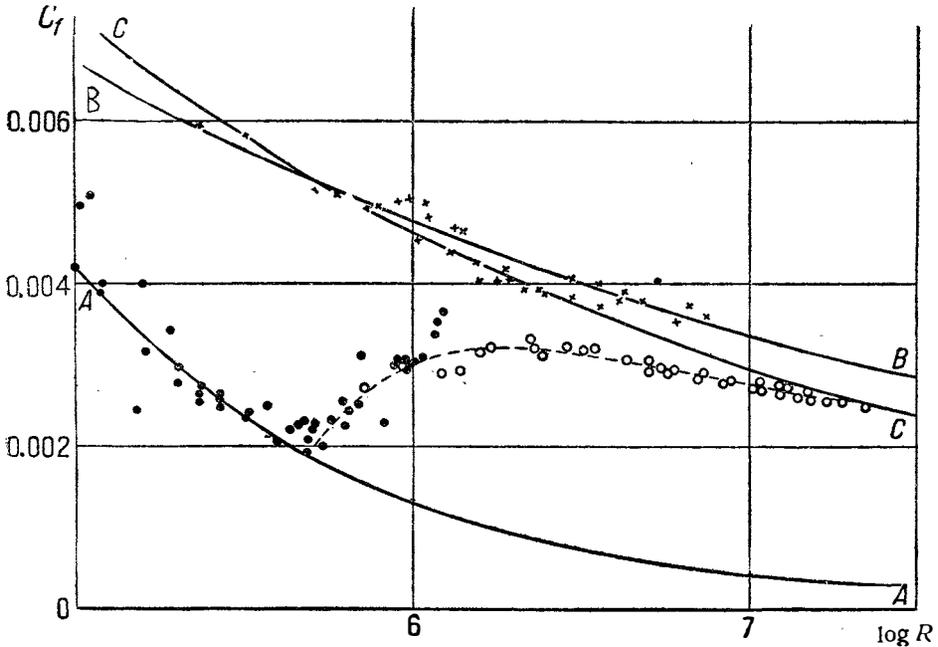
Мы видим, что в трех вышеприведенных выражениях коэффициент C является функцией числа Рейнольдса $R = \frac{VL}{\nu}$, где L есть длина пластинки по направлению потока. Таким образом числовые значения коэффициентов C_f , определенных по формуле (5), являются лишь частными значениями этого коэффициента при рейнольдсовом числе данного опыта.

На фиг. 10 дана диаграмма изменения коэффициента C_f по числам Рейнольдса. По оси абсцисс отложены логарифмы числа Рейнольдса, а по оси ординат — коэффициенты C_f . Кривая A является графической интерпретацией формулы (10) для ламинарного пограничного слоя. Кривые C и B являются соответственно графической интерпретацией формул (11) и (12) для турбулентного пограничного слоя.

Из формулы (9) следует, что при $t = \frac{Rt}{V} > L$ вся поверхность тела будет обтекаться ламинарным пограничным слоем. Далее, при увеличении скорости V расстояние t станет меньше L , и тогда у заднего края тела появится участок длиной $L - t$, обтекаемый турбулентным пограничным слоем, причем при увеличении скорости длина этого участка будет расти.

Как мы видим, коэффициент C_f при турбулентном пограничном слое значительно выше, чем при ламинарном; поэтому, естественно, что с момента возникновения участка турбулентного пограничного слоя (иными

словами, при Рейнольдсах, больших R_t) средний коэффициент C_f для всего тела начнет увеличиваться за счет увеличения силы трения в части тела, обтекаемой турбулентным пограничным слоем. Задаваясь значением R_t , можно вычислить кривые $C_f = f(R)$ для области перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Пунктирная кривая на фиг. 10 является подобной переходной кривой в предположении $R_t = 5 \cdot 10^5$. Мы видим, что опытные точки вполне подтверждают правильность переходной кривой.



Фиг. 10.

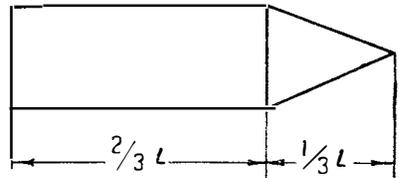
Опытные точки, обозначенные крестиками, являются результатом опытов Визельбергера в обстановке турбулентного пограничного слоя.

Таким образом при малых Рейнольдсах коэффициент C_f будет изменяться приблизительно по ламинарной кривой А, а от критического Рейнольдса R_t начнется возрастание коэффициента по переходной кривой и затем падение коэффициента по кривой, близкой к турбулентной кривой В.

Хотя обтекание корпуса дирижабля и будет происходить несколько отлично от обтекания плоской пластинки, однако, как показывают опыты, вполне уместно в первом приближении заменить поверхность корпуса эквивалентной пластинкой.

Естественно, что переходная кривая для корпуса дирижаблей будет иметь несколько отличный вид от переходной кривой для плоской пластинки, так как корпус имеет неравномерное распределение поверхности по длине. Проф. Джонс предлагает переходные кривые для корпусов дирижабля строить, считая, что на передних двух третях длины корпуса поверхность распределена равномерно, а на кормовой трети падает по закону треугольника (фиг. 11).

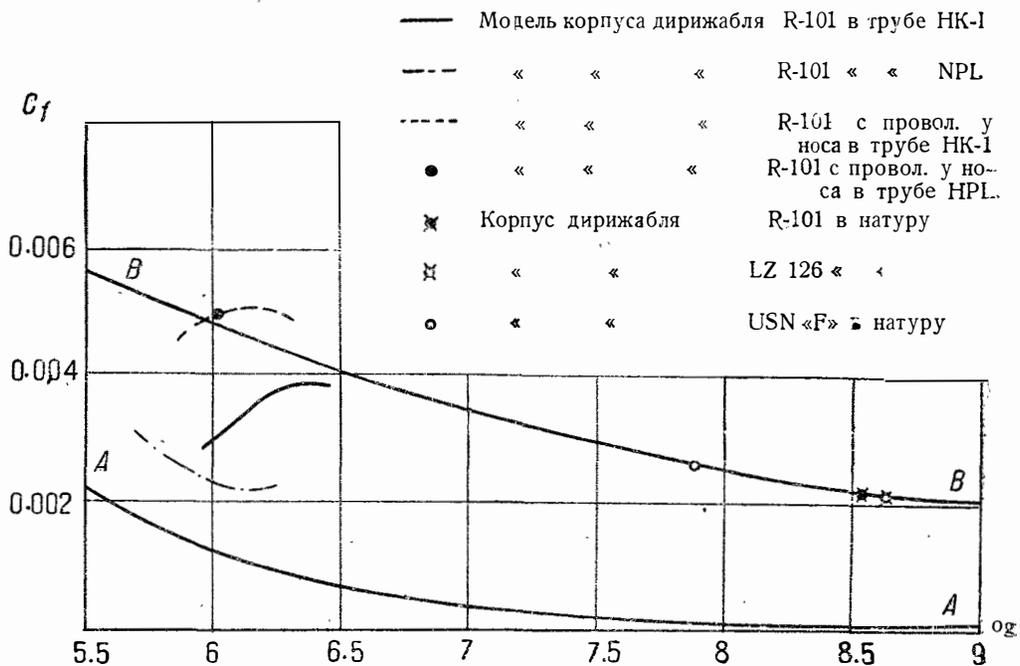
Результаты опытов с моделями корпусов дирижаблей на C_f по R обычно ложатся в области перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Диаграмма фиг. 12 дает результаты испытания модели корпуса дирижабля R-101. Мы видим, что кривая (сплошная) испытания модели в трубе НК-1 старой аэродинамической лаборатории ЦАГИ по своему виду напоминает переходную кривую в ее средней части. Кривая испы-



Фиг. 11.

тания той же модели в трубе NPL в Англии, лежащая значительно ниже первой кривой, напоминает часть ламинарной кривой *A* и начало переходной кривой. Такое резкое несовпадение результатов испытания модели на том же участке Рейнольдсов объясняется различной степенью турбулентности в трубах. При увеличении турбулентности в пограничном слое путем прикрепления к носу модели кольца из тонкой проволоки результаты испытания модели в этих двух трубах совпадают. На результаты испытания влияет в неменьшей мере и способ подвески модели, по-разному возмущая пограничный слой.

Принимая во внимание, что часть лобового сопротивления корпуса, приходящаяся на долю разности давлений, не превосходит 20% от всего лобового сопротивления корпуса и что отделение этой части лобового сопротивления представляет значительные трудности, все коэффициенты C_f на



Фиг. 12

фиг. 12 являются результатами приведения к виду коэффициентов трения всего лобового сопротивления корпуса (вместо части X'').

Чтобы представить себе, насколько состояние пограничного слоя у модели отлично от состояния пограничного слоя у корпуса в натуре, подсчитаем, какая часть модели (по ее длине) занята ламинарным слоем, и сравним величину этой части с аналогичной величиной для корпуса в натуре.

Возьмем для модели следующие средние условия: длина модели $L = 1$ м, скорость потока $V = 36$ м/сек. Тогда, считая $R_t = 10^6$, мы получим величину $t = 0,4$ м или, выражая ее в процентах от длины модели, получим:

$$\frac{t}{L} = 40\%.$$

Для дирижабля в натуре можно взять следующие условия: длина $L = 220$ м, скорость $V = 33$ м/сек (120 км/час). Тогда, считая $R_t = 10^6$, мы получим $t = 0,44$ м или в процентах от длины корпуса:

$$\frac{t}{L} = 0,2\%.$$

Таким образом мы видим, что состояния пограничного слоя в случае испытания модели в обычных условиях и в случае полета в натуре совершенно различны. В первом случае около половины модели обтекает ламинарным пограничным слоем, тогда как во втором случае практически можно считать, что весь пограничный слой турбулентен. Последнее обстоятельство подтверждается тем, что ряд точек, полученных для коэффициентов C_f на основании обработки результатов испытания в натуре (фиг. 12), ложатся примерно на турбулентную кривую B .

На основании всего вышесказанного нельзя не признать, что к результатам испытания моделей корпусов дирижаблей на лобовое сопротивление при обычных Рейнольдсах следует относиться с большой осторожностью, так как в натуре, из-за иного состояния пограничного слоя, результаты эти могут оказаться неприложимыми. Представляется, что наиболее правильный метод подсчета лобового сопротивления корпуса лежит в подсчете предполагаемого полетного Рейнольдса, а затем в определении коэффициента C_f по формуле (12) или, что то же, по кривой B на фиг. 12. Лобовое сопротивление корпуса X'' определяется по формуле:

$$X'' = C_f \frac{\rho V^2}{2} F,$$

где F — полная поверхность корпуса корабля в натуре.

Конечно, дальнейшими опытами следует проверить и уточнить кривую B на больших Рейнольдсах.

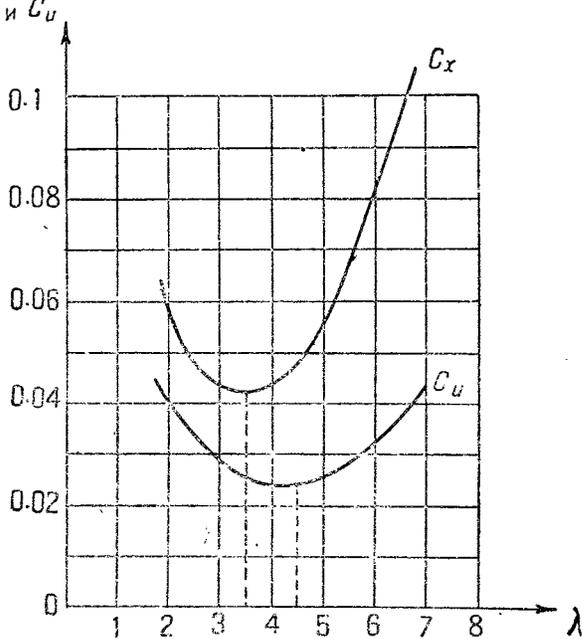
2. Влияние основных параметров корпуса на его лобовое сопротивление

Данные о влиянии основных параметров корпуса дирижабля на его лобовое сопротивление базируются в настоящее время на результатах опытов в небольших аэродинамических трубах, и поэтому, как это уже было отмечено выше, относиться к этим данным следует с некоторой осторожностью, помня, что они являются результатами, полученными при небольших рейнольдсовых числах, и что с увеличением Рейнольдсов они могут изменяться.

Основными параметрами корпуса, влияющими на его лобовое сопротивление, являются: 1) удлинение корпуса, 2) расположение мидельного сечения, 3) профиль меридионального сечения, 4) профиль поперечного сечения. Рассмотрим влияние каждого из этих параметров.

Удлинением корпуса корабля λ мы будем называть отношение длины корпуса L к максимальному диаметру корпуса D . В жестких кораблях,

где мидельное сечение представляет собой многогранник, за максимальный диаметр корпуса считают диаметр описанной окружности. В полужестких



Фиг. 13.

кораблях за максимальный диаметр считают обычно максимальную ширину корпуса¹.

Результаты испытания в аэродинамической лаборатории серии корпусов с разными удлинениями, но с профилями меридионального сечения, построенными по одному и тому же закону, позволяют судить об изменении коэффициента лобового сопротивления C_x с изменением λ .

На фиг. 13 дана кривая $C_x = f(\lambda)$ для серии корпусов, испытанных во Франции. Мы видим, что минимальный коэффициент C_x лежит при $\lambda = 3,5$.

Это обстоятельство подтверждается испытанием серии «У», произведенным в ЭАО ЦАГИ², а также испытанием еще целого ряда серий корпусов. Таким образом для получения тела с минимальным лобовым сопротивлением, приходящимся на единицу площади поперечного сечения (таким телом является, например, самолетная фара), следует брать удлинение около $3\frac{1}{2}$.

Однако для корпусов дирижабля нам интересно получить минимальное лобовое сопротивление, приходящееся не на единицу площади поперечного сечения, а на единицу объема корпуса, так как основным фактором дирижабля является его статическая подъемная сила, пропорциональная объему корпуса. Следовательно, лобовое сопротивление корпусов дирижаблей надо было бы оценивать коэффициентом, в котором лобовое сопротивление отнесено к объему корпуса. Однако подобный коэффициент не был бы безразмерен, и поэтому принято лобовое сопротивление относить к объему корпуса в степени двух третей.

Таким образом выражение объемного коэффициента C_u будет:

$$C_u = \frac{X}{\frac{\rho V^2}{2} U^{2/3}}, \quad (13)$$

где U —объем корпуса в кубических метрах, а остальные величины известны из предыдущей главы.

Сравнивая между собой выражения (1') и (13), мы видим, что

$$C_x S = C_u U^{2/3},$$

откуда:

$$C_u = C_x \frac{S}{U^{2/3}}. \quad (14)$$

Пересчитывая коэффициенты C_x , полученные для серии корпусов, испытанных во Франции по формуле (14), на коэффициенты C_u и нанося результаты на фиг. 13, мы видим, что минимум коэффициента C_u лежит при $\lambda = 4,5$. Приблизительно тот же результат получается при рассмотрении диаграммы фиг. 14, на которой нанесены результаты испытания американской серии «С», и диаграммы фиг. 15, на которой нанесены результаты испытания серии «У», произведенного в ЭАО ЦАГИ. Таким образом при небольших Рейнольдсах, на которых велись перечисленные испытания, наилучшее удлинение равно приблизительно $4\frac{1}{2}$.

Совершенно другие результаты получились при испытании моделей на больших Рейнольдсах в трубе высоких давлений в Америке. Из нижней кривой фиг. 15, дающей результаты этих испытаний, видно, что минимальный коэффициент C_u лежит при $\lambda > 4,5$. Правда, это результаты еще единичных опытов, из которых нельзя сделать окончательного вывода.

¹ Правильнее при подсчетах удлинения за максимальный диаметр считать диаметр окружности, площадь которой равновелика площади мидельного сечения.

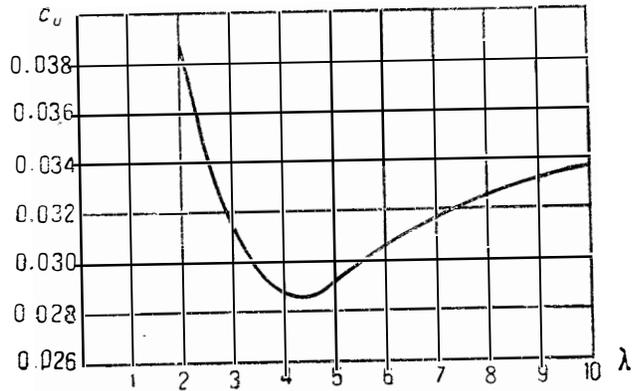
² См. Н. В. Лебедев, Экспериментальное исследование с моделями корпусов дирижаблей, Труды ЦАГИ, вып. 101.

Однако, принимая во внимание ряд соображений о пограничном слое, можно предполагать, что наиболее выгодное удлинение при полетных Рейнольдсах лежит где-то около 6.

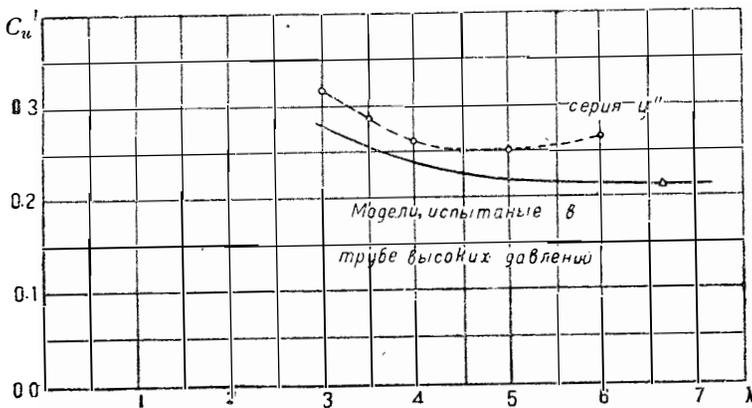
Естественно, может зародиться вопрос, почему в большинстве конструкций не выдержано наиболее выгодное удлинение?

Конструктор, проектируя, не может руководствоваться соображениями одной аэродинамики,— ему приходится руководствоваться также соображениями веса, конструктивного удобства и т. д. При конструировании небольших мягких и полужестких дирижаблей в силу конструктивного удобства замечается тенденция к уменьшению удлинения против наиболее выгодного в аэродинамическом смысле; в жестких дирижаблях вес каркаса на единицу объема, повидимому, уменьшается при увеличении удлинения, как это показали исследования Льюита по поводу перетяжения дирижабля R-101; этим обстоятельством, а также часто необходимостью вписаться в габарит существующих эллингов (как, например, при проектировании дирижабля «Граф Цеппелин»), объясняется увеличение удлинения против наиболее выгодного в аэродинамическом смысле.

Цилиндрическая вставка, дающая чрезвычайно большие удобства в производственном отношении (позволяя заготавливать ряд совершенно оди-



Фиг. 14.



Фиг. 15.

наковых отсеков), увеличивает довольно сильно лобовое сопротивление корпуса. Так, например, по данным американских испытаний получается, что при вставлении цилиндрической вставки длиной, равной трем диаметрам корпуса, лобовое сопротивление увеличивается на 7,5% против лобового сопротивления модели с тем же удлинением, но без цилиндрической вставки.

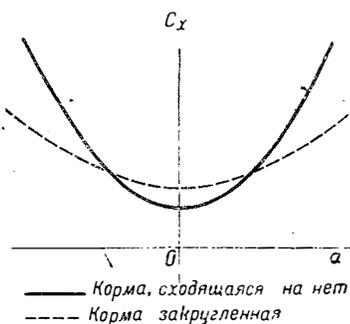
Вопрос о влиянии расположения миделя на лобовое сопротивление корпуса нельзя еще считать окончательно выясненным. До сих пор у большинства корпусов дирижаблей, не имеющих цилиндрической вставки, максимальный мидель располагался на одной трети длины корпуса, считая от носовой точки. Однако английские опыты показали, что для испытанной серии корпусов с различным расположением миделя наимень-

шее лобовое сопротивление оказалось при расположении миделя на расстоянии $0,435 L$ от носа. Кроме того, для уменьшения продольного аэродинамического момента, опрокидывающего корпус, дирижабля, полезно сдвигать мидельное сечение к корме, так как в этом случае образуется форма с более тонким носом, обладающая меньшим опрокидывающим моментом. В настоящее время большинство предлагаемых профилей имеет расположение миделя на расстоянии около $0,4 L$ от носа корпуса.

Переходя к вопросу о профиле меридионального сечения, нужно указать, что по этому вопросу имеются два противоположных мнения.

Первое, что кривая, образующая профиль меридионального сечения, имеет большое влияние на лобовое сопротивление корпуса. Специалисты, придерживающиеся этого мнения, считают, что существует какой-то наиболее выгодный профиль, и способны слепо отстаивать его, несмотря на конструктивные неудобства его применения, забывая при этом, что невыгодность данного профиля определена аэродинамическими испытаниями на малых Рейнольдсах и потому является мало достоверной.

Второе мнение, что сама по себе кривая, образующая профиль меридионального сечения, не имеет большого значения при соблюдении ряда основных правил, указанных ниже.



Фиг. 16.

Подтверждение второго мнения мы находим в том, что при рассмотрении результатов испытания серий корпусов, испытанных в одних и тех же условиях и удовлетворяющих нижеперечисленным правилам, коэффициенты лобового сопротивления, при одном и том же удлинении, оказываются близкими друг к другу.

Таким образом нам кажется, что при построении профилей меридионального сечения достаточно руководствоваться указаниями насчет удлинения и расположения мидельного сечения, а также следующими двумя правилами:

1) радиус кривизны кривой, образующей профиль, должен увеличиваться или, по крайней мере, оставаться постоянным по мере перехода от носа к корме;

2) в месте сочленения двух кривых (при образовании профиля из нескольких кривых) их радиусы кривизны должны быть равны между собой.

Этим правилам желательно следовать во избежание срыва струй в месте увеличения или резкого изменения радиуса кривизны профиля. Подробному рассмотрению кривых, употребляющихся для образования меридионального профиля, посвящается следующая глава.

Особо следует остановиться на вопросе об очертаниях кормы. При рассмотрении результатов испытания двух одинаковых моделей, у одной из которых корма сходит на-нет, а у другой корма закруглена, мы видим (фиг. 16), что при угле атаки 0° закругленная модель имеет большее лобовое сопротивление, нежели сходящая на-нет. С увеличением углов атаки лобовое сопротивление модели, сходящей на-нет, возрастает интенсивнее, чем у модели закругленной, так что на некотором угле атаки лобовое сопротивление закругленной модели становится меньше, чем у модели, сходящей на-нет. Это обстоятельство объясняется тем, что при угле атаки 0° модель, сходящая на-нет, обтекается лучше, чем закругленная, тогда как на углах атаки, отличных от нуля, модель, сходящая на-нет, вызывает несомненно большие завихрения, чем модель закругленная.

Таким образом можно считать, что для наибольших дирижаблей (а также конечно для привязных аэростатов), которые, по большей части, во время полета имеют некоторый тангаж, выгоднее делать закругленную корму, тем более, что последняя несравненно проще в производственном отношении. Для больших же дирижаблей, при наличии больших возможностей балансировки и больших скоростей полета, следует делать корму, сходящую на-нет.

Данных о влиянии поперечного сечения на величину лобового сопротивления, к сожалению, чрезвычайно мало.

В жестких дирижаблях полигональность поперечного сечения увеличивает лобовое сопротивление корпуса по сравнению с корпусом, обладающим круговым сечением. Опыты, произведенные с моделями корпуса дирижабля R-101, показали, что модель с полигональным сечением обладает объемным коэффициентом, на 7% большим объемного коэффициента модели с круговым сечением.

В дирижаблях полужестких неправильность формы поперечного сечения тоже способствует увеличению лобового сопротивления корпуса. Это увеличение зависит от типа поперечного сечения (двухдольное, трехдольное и т. д.), а еще в большей степени от соотношений геометрических размеров поперечного сечения. Соотношения эти, как известно, зависят от господствующего в оболочке сверхдавления. Поэтому модели приходится строить с поперечными сечениями, соответствующими какому-нибудь заданному сверхдавлению.

Естественно, что благодаря многообразию форм поперечного сечения, могущих встретиться на практике, невозможно установить пределы увеличения лобового сопротивления. Можно считать только, что чем меньше поперечное сечение по своей форме будет отходить от кругового, тем меньше будет возрастание лобового сопротивления.

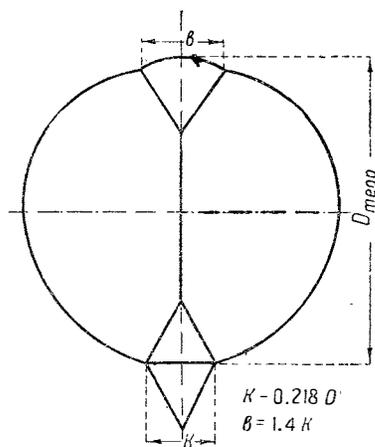
Как частный случай, можно привести результаты испытания модели корпуса полужесткого дирижабля ЦАГИ (с $\lambda = 4$). Трехдольные поперечные сечения этой модели построены для сверхдавления в 5 мм водяного столба внизу оболочки. Соотношение основных размеров сечения дано на фиг. 17: Коэффициент лобового сопротивления модели с указанным поперечным сечением оказался примерно на 15% больше коэффициента модели с круговым сечением¹.

Очень желательно было бы произвести испытание ряда моделей, построенных на основании обмера существующих мягких и полужестких кораблей при различных сверхдавлениях газа, а также при различных деформациях оболочки.

3. Профили меридионального сечения корпуса дирижабля

Профили меридионального сечения корпуса дирижабля до последнего времени обычно представляли собой две кривые, сопряженные в мидельном сечении корпуса. Иногда между этими концевыми кривыми делалась цилиндрическая вставка. В последнее время весь меридиональный профиль от носа до кормы стремятся выразить через одну аналитическую кривую. Несомненное преимущество профилей последнего типа заключается в том, что для корпусов, образованных такими профилями, легко подсчитать до любого поперечного сечения объем, площадь поверхности и прочие величины, зависящие от внешнего очертания корпуса. Кроме того, в подобных профилях происходит постепенное изменение радиуса кривизны, что не всегда достигается в точках сопряжения профилей первого типа.

Начнем с рассмотрения кривых первого типа. Совместим продоль-

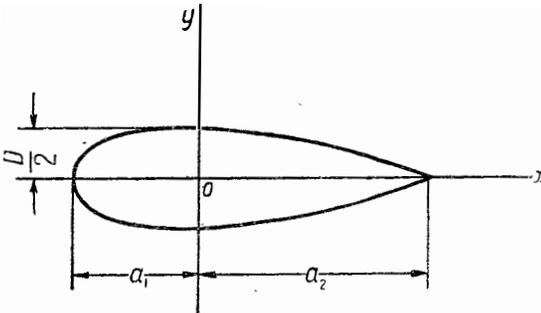


Фиг. 17.

¹ Испытания моделей корпусов полужестких дирижаблей ЦАГИ-I и N-I при скорости потока 35 м/сек дали объемные коэффициенты лобового сопротивления 0,0292 для первой и 0,0302 для второй модели.

ную ось корпуса с осью абсцисс рассматриваемых кривых, а точку пересечения мидельного сечения с продольной осью корпуса совместим с началом прямоугольных осей координат (фиг. 18). Тогда профиль меридионального сечения выразится кривой $y=f(x)$, причем максимальные ординаты кривой y_{\max} будут равны $\pm \frac{D}{2}$, где D —диаметр мидельного сечения корпуса.

Для образования носовой части корпуса обычно берется эллипс, уравнение которого в вышеуказанных осях примет следующий вид:



Фиг. 18.

$$\frac{x^2}{a_1^2} + \frac{4y^2}{D^2} = 1,$$

где a_1 — расстояние от носовой точки корпуса до мидельного сечения.

Эллипс берется также и для образования кормовой части корпуса. Однако ввиду того, что корма подобного корпуса не будет плавно сходиться на-нет, такие профили чаще всего употребляются для небольших мягких дирижаблей или для привязных аэростатов. Иногда для

лучшего обтекания конец профиля сводят на-нет присоединением прямой, касательной эллипсу и пересекающей ось абсцисс в кормовой точке. Однако, как это было указано выше, для небольших кораблей это вряд ли имеет смысл. Обозначая расстояние от мидельного сечения до кормовой точки корпуса через a_2 , уравнение эллипса для кормовой части корпуса напишем в следующем виде:

$$\frac{x^2}{a_2^2} + \frac{4y^2}{D^2} = 1.$$

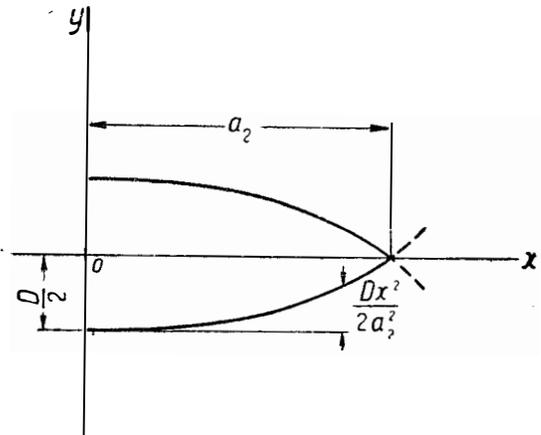
При расположении мидельного сечения на одной трети длины от носовой точки корпуса отношение больших полуосей кормового и носового эллипсов $\frac{a_2}{a_1} = 2$. Но при $a_1 \neq a_2$ радиусы кривизны эллипсов в точке их сопряжения не будут равны. С этой точки зрения казалось бы целесообразным делать $a_1 = a_2$, однако расположение мидельного сечения на половине длины корпуса несколько увеличивает лобовое сопротивление, так что в конечном итоге подобное соотношение невыгодно.

Для образования кормовой части удобнее пользоваться квадратной параболой, уравнение которой будет:

$$y = \frac{D}{2} - \frac{Dx^2}{2a_2^2}.$$

Подобный профиль (фиг. 19) будет обладать хорошо сходящей на-нет кормой. Кроме того, при сопряжении носового эллипса с кормовой параболой можно достичь равенства радиусов кривизны в точке сопряжения, если брать

$$a_2 = \sqrt{2} a_1.$$



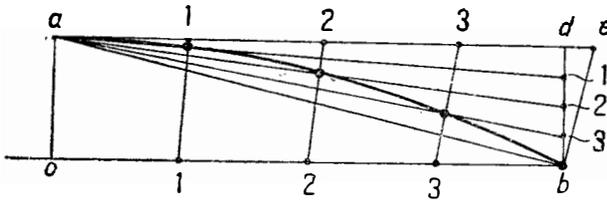
Фиг. 19.

Иногда для образования кормовой части пользуются гиперболой.

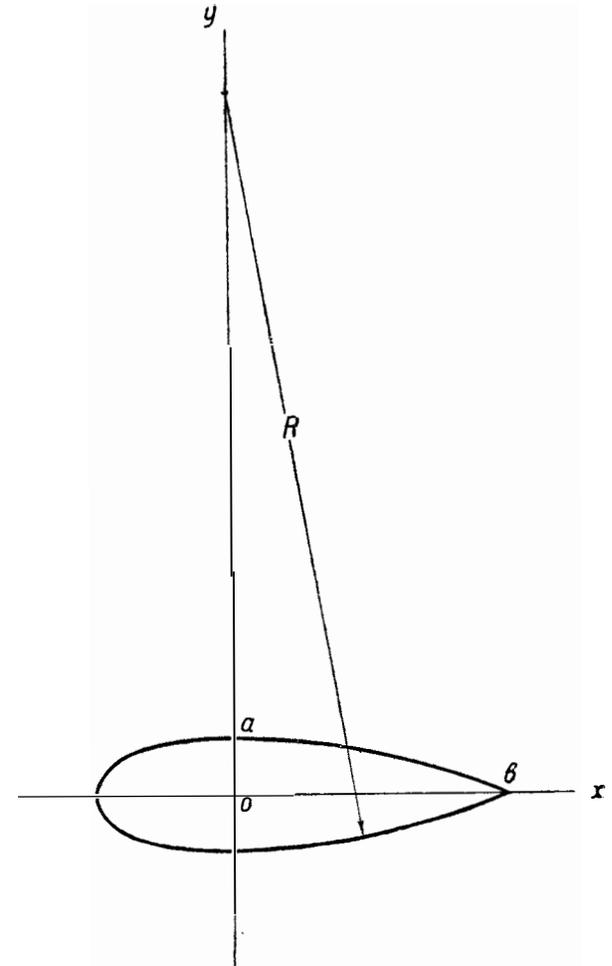
Хорошие профили получаются путем сопряжения носового эллипса с дугой окружности, проходящей через мидельную и кормовую точки и центр которой лежит в мидельном сечении корпуса (фиг. 20). Естественно, что радиус кривизны кормовой части такого профиля будет постоянен. Серия корпусов с такими профилями (так называемая серия «У») была испытана в аэродинамической лаборатории ЦАГИ и показала хорошие результаты. Диаграмма испытаний этой серии приведена в главе I.

Поскольку вычисление ординат кормовой части (дуги окружности) подобного профиля довольно сложно, ниже дается графический способ построения точек такого профиля.

Мидельная точка профиля a соединяется прямой с кормовой точкой b (фиг. 21). Из точки b восстанавливаются перпендикуляры к прямой ab и к оси абсцисс, а из точки a проводится прямая, параллельная оси абсцисс. Таким образом определяются точки e и d . Отрезки ob , ae и bd делятся на произвольное число равных частей и точки деления по направлению от o к b , от a к e и от d к b отмечаются на всех трех отрезках одинаковыми цифрами. Затем из точки a проводятся лучи $a-1$, $a-2$ и т. д. и соединяются между собой одноименные точки отрезков ob и ae . Точки пересечения отрезка 1—1 с лучом $a-1$, отрезка 2—2 с лучом $a-2$ и т. д. будут искомыми точками дуги круга.



Фиг. 21.



Фиг. 20.

При вычерчивании этих профилей удобно также пользоваться набором круговых железнодорожных лекал, в котором всегда можно подобрать лекало подходящего радиуса. Вычисление радиуса окружности для подбора лекал производится по формуле:

$$R = \frac{a_2^2 + \frac{1}{4}D^2}{D},$$

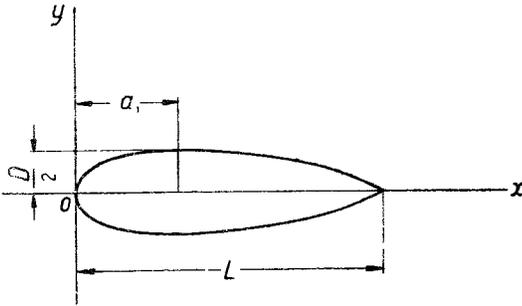
где $a_2 = ob$ есть расстояние от мидельного сечения до кормовой точки, а D — диаметр мидельного сечения корпуса.

Перейдем к рассмотрению профилей, целиком образуемых одной аналитической кривой. При рассмотрении таких профилей удобнее совместить

с началом координат носовую точку корпуса (фиг. 22). Тогда, для того чтобы кривая могла быть использована как меридиональный профиль корпуса, она должна удовлетворять следующим условиям:

- 1) при $x=0$ должно быть: $y=0$;
- 2) » $x=L$ » $y=0$; (L —длина корпуса);
- 3) » $x=0$ » $\frac{dy}{dx} = \infty$ (это условие желательно, но не обязательно)
- 4) » $x=a_1$ » $y = \frac{D}{2}$; (a_1 —расстояние от носовой точки до мидельного сечения)

Конечно, может быть предложено множество кривых, удовлетворяющих вышеприведенным условиям. Мы остановимся лишь на немногих кривых, с нашей точки зрения наиболее применимых, отсылая желающих познакомиться с другими кривыми к специальной литературе¹.



Фиг. 22.

Кривые Парсеваля. Кривые Парсеваля (опубликованные в ZFM № 21 от 14 ноября 1928 г.) являются результатом ряда преобразований, произведенных с окружностью, и позволяют строить профили с любым удлинением и с различными коэффициентами полноты (коэффициент полноты — отношение

воздушного объема корпуса к объему описанного цилиндра).

Ординаты и соответствующие им абсциссы кривых Парсеваля определяются следующими уравнениями:

$$y = k_1(t^{1/2} - t^n), \quad (15)$$

$$x = k_2(at - bt^2), \quad (16)$$

где t — переменное, изменяющееся в пределах от нуля до единицы; n , k_1 , k_2 , a , b — постоянные для данной кривой. Ниже приведена табл. 1 значений вышеупомянутых коэффициентов для трех кривых с различными показателями n .

Таблица 1

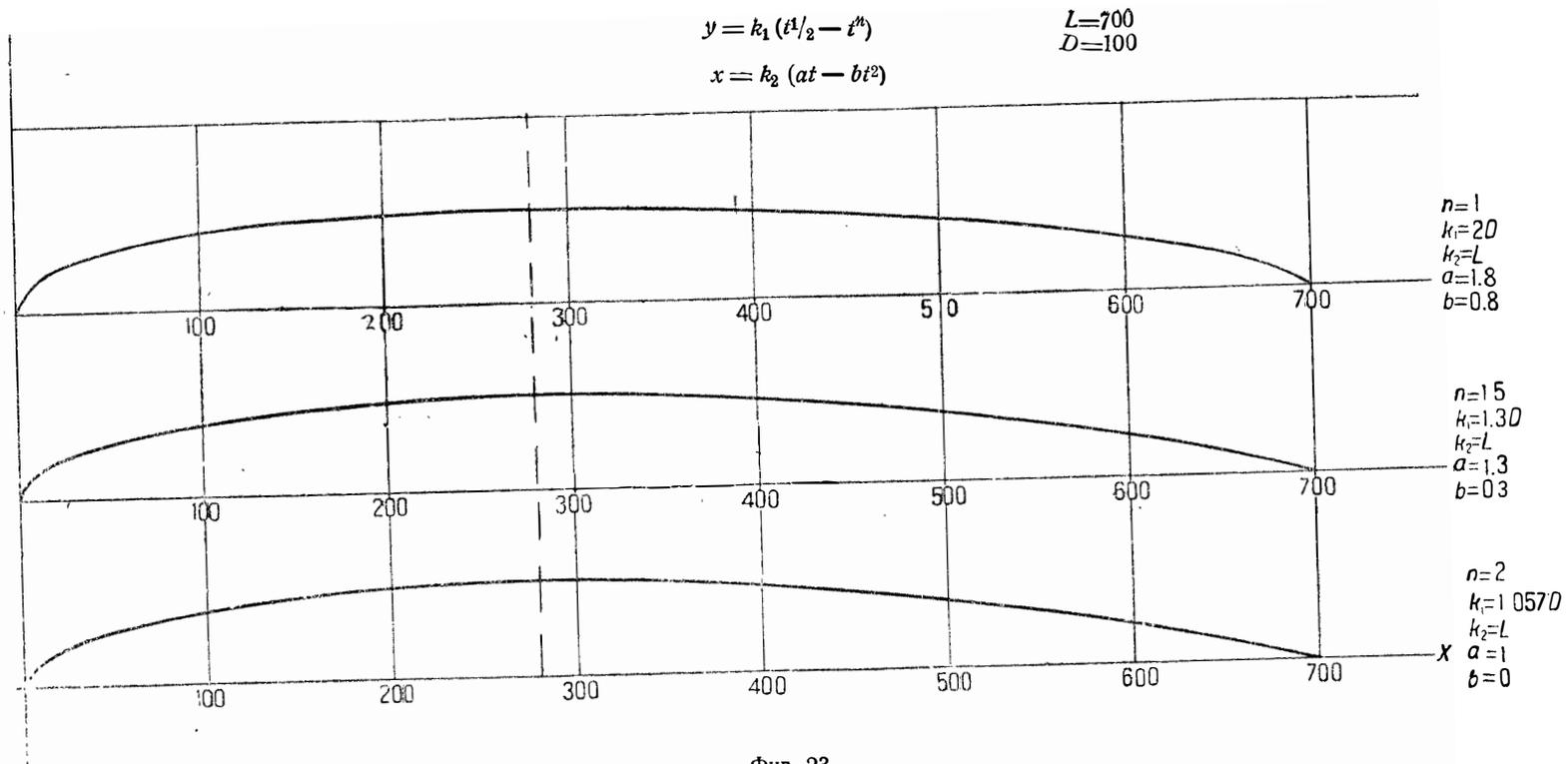
| n | 1 | 1,5 | 2 |
|---------------------------------------|-----------|----------|------------|
| k_1 | $2D$ | $1,3D$ | $1,0575D$ |
| k_2 | L | L | L |
| a | 1,8 | 1,3 | 1 |
| b | 0,8 | 0,3 | 0 |
| a_1 | $0,4L$ | $0,4L$ | $0,3968L$ |
| Коэффициент полноты ξ | 0,6552 | 0,5962 | 0,575 |
| Абсцисса ц. т. объема ξ | 0,4505 | 0,4627 | 0,4321 |
| Радиус инерции ρ | $0,244 L$ | $0,228L$ | $0,2015 L$ |

При построении кривой, задаваясь величинами L (длина корпуса) и D (максимальный диаметр), а также показателем n , выписывают из графы для соответствующего n значения коэффициентов k_1 , k_2 , a и b . Далее, задаваясь рядом значений t (причем $0 < t < 1$), вычисляют $t^{1/2}$, t^n , t^2 , а затем по формулам (15) и (16)—значения y и x .

На фиг. 23 даны три вышеописанных профиля. С увеличением показателя n уменьшается коэффициент полноты φ .

¹ Например, статьи Ми г

от 14 июня 1928 г. № 11 и от 23 августа 1929 г. № 16.



Другая парсевалевская кривая дается следующими двумя уравнениями для ординат и соответствующих им абсцисс:

$$y = \frac{D}{2} \sqrt{2t - t^2},$$

$$x = L(0,3t + 0,1t^2).$$

Задавая ряд значений t ($0 < t < 1$), вычисляют ординаты кривой и соответствующие им абсциссы. Для этого профиля расстояние от носовой точки до мидельного сечения $a_1 = 0,4L$, а коэффициент полноты $\varphi = 2/3$.

Кривые Кокса. Кривые Кокса, опубликованные в виде приложения к его работе по нагрузкам в J. of R. A. S. № 225, Vol. XXXIII, сентябрь 1929 г., представляют собой результат умножения ординат основного эллипса на ординаты вспомогательных кривых. Уравнение основного эллипса, у которого большая ось лежит между $x = 0$ и $x = 2a$, будет:

$$y_e = \frac{b}{a} \sqrt{2ax - x^2}; \quad (17)$$

здесь b — малая полуось основного эллипса, $\frac{a}{b} = \lambda$ есть желательное удлинение корпуса.

Если мы допустим, что малая полуось в уравнении (17) является соответствующей функцией x , то уравнение кривой профиля примет следующий вид:

$$y_1 = \frac{f(x)}{a} \sqrt{2ax - x^2} = \frac{f(x)}{b} y_e. \quad (18)$$

Предположим теперь, что мидельное сечение профиля, представленного уравнением (18), лежит при $x = a_1$; тогда

$$\left(\frac{dy}{dx}\right)_{x=a_1} = 0,$$

иными словами,

$$[f'(x)y_e + f(x)y_e']_{x=a_1} = 0,$$

или

$$f'(x)_{x=a_1} \frac{b}{a} \sqrt{2aa_1 - a_1^2} + f(x)_{x=a_1} \frac{1}{2} \frac{b}{a} (2aa_1 - a_1^2)^{-1/2} (2a - 2a_1) = 0;$$

таким образом

$$f'(x)_{x=a_1} \sqrt{2aa_1 - a_1^2} + f(x)_{x=a_1} \frac{a - a_1}{\sqrt{2aa_1 - a_1^2}} = 0. \quad (19)$$

Из уравнения (19) мы можем определить a_1 . Если мы обозначим значение ординаты y_1 , при $x = a_1$, через Y_1 , то

$$Y_1 = \frac{f(x)_{x=a_1}}{a} \sqrt{2aa_1 - a_1^2}. \quad (20)$$

Для того чтобы перейти к конечной кривой профиля с длиной $L = 2a$, с удлинением $\lambda = \frac{L}{D} = \frac{a}{b}$, таким же, как у основного эллипса, и с максимальным радиусом $\frac{D}{2}$, равным малой полуоси b основного эллипса, необходимо координаты y_1 умножить на отношение $\frac{b}{Y_1}$, с тем чтобы при $x = a_1$ ордината конечной кривой была равна b . Таким образом уравнение конечной кривой профиля будет:

$$y = \frac{b}{Y_1} y_1 = \frac{b}{Y_1} \frac{f(x)}{a} y_e = \frac{f(x)}{Y_1} y_e. \quad (21)$$

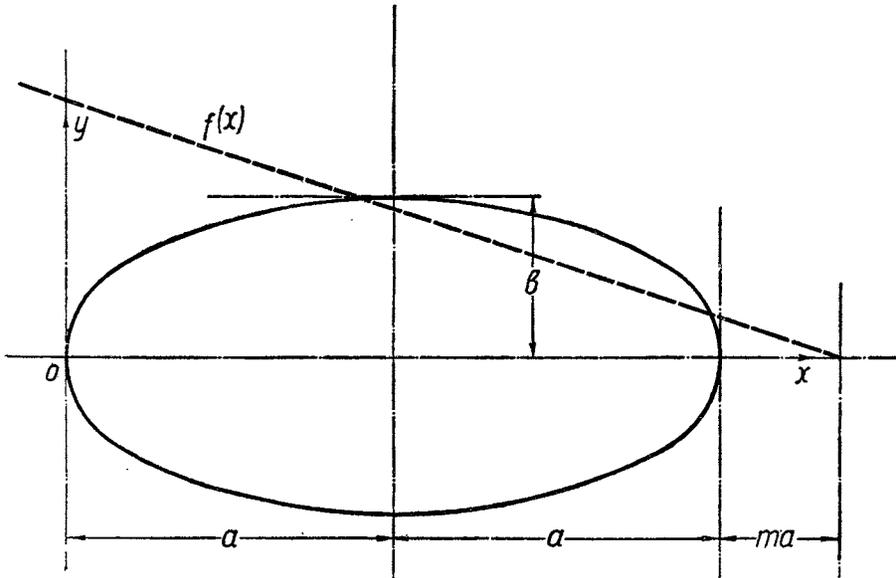
Таким образом для построения конечной кривой профиля необходимо ординаты y_e основного эллипса умножить на отношение $\frac{f(x)}{Y_1}$, где $f(x)$ есть выбираемая вспомогательная функция, а Y_1 определяется на основании уравнений (19) и (20).

Рассмотрим применение в качестве вспомогательной функции линейной, параболической и эллиптической функций. На фиг. 24, 27 и 30 дано построение ряда профилей, принимая длину малой полуоси $a = 10$, а следовательно, длину корпуса $L = 20$ и $\lambda = 5,5$.

При применении линейной функции выражение вспомогательной функции удобнее всего представить в следующем виде:

$$f(x) = K[x - (2 + m)a], \quad (22)$$

где K — произвольное постоянное, а геометрическое значение величины m видно из фиг. 24.



Фиг. 24.

Произведем в виде примера вывод уравнения конечной кривой профиля при значении $m=0$. Выражение (22) примет в этом случае следующий вид:

$$f(x) = K[x - 2a] = K[x - 20],$$

и, следовательно:

$$f'(x) = K.$$

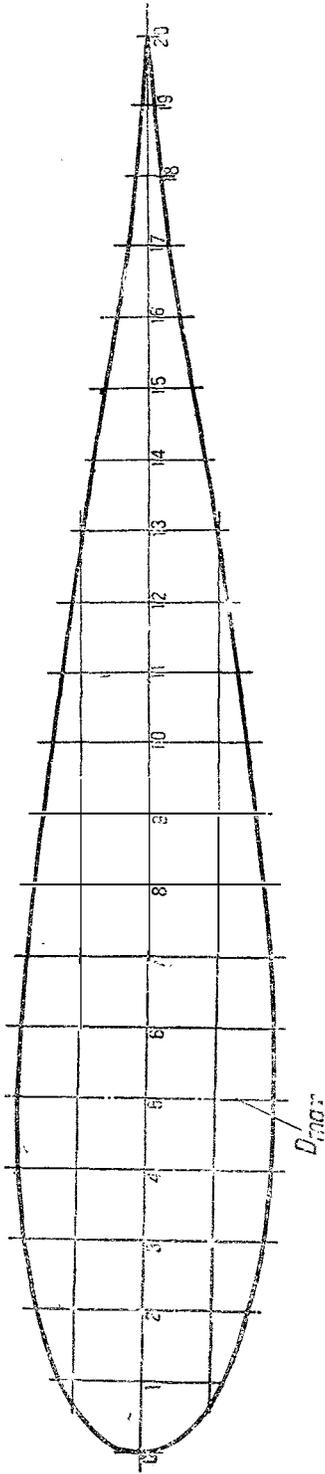
Определяем по уравнению (19) величину a_1 , которая оказывается равной 5.

Переходим к определению Y_1 по уравнению (20):

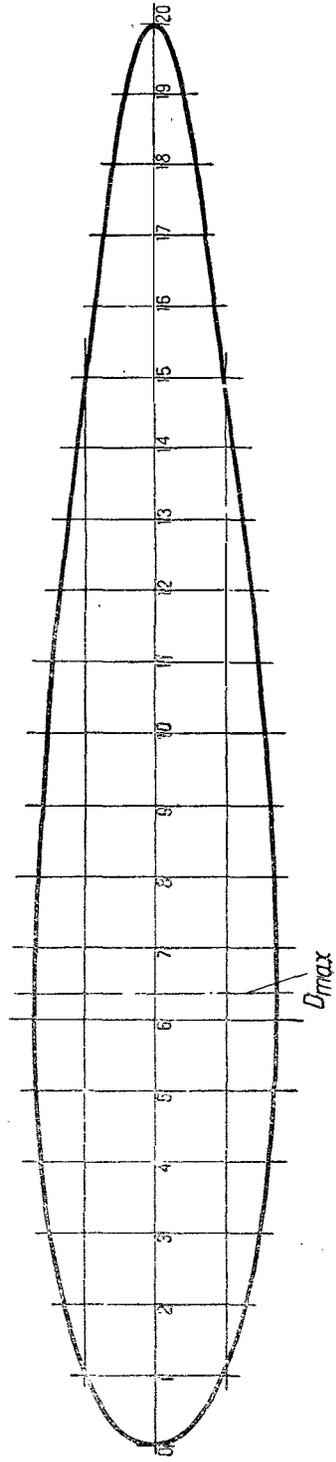
$$\begin{aligned} Y_1 &= \frac{f(x)_{x=a_1}}{a} \sqrt{2aa_1 - a_1^2} = \frac{K[a_1 - 2a]}{a} \sqrt{2aa_1 - a_1^2} = \\ &= \frac{K[5 - 20]}{10} \sqrt{100 - 25} = -K \cdot 12,9. \end{aligned}$$

Таким образом вспомогательный множитель, на который следует умножить ординаты основного эллипса, будет:

$$\frac{f(x)}{Y_1} = -\frac{K[x - 20]}{K \cdot 12,9} = 0,077[20 - x].$$



Фиг. 25.



Фиг. 26.

Уравнение основного эллипса с $\lambda = \frac{a}{b} = 5,5$ и $a = 10$ выразится на основании уравнения (17) следующим образом:

$$y_e^2 = \left(\frac{1}{5,5}\right)^2 x(20 - x).$$

Таким образом получаем уравнение конечной кривой профиля в следующем виде:

$$y^2 = \left[\frac{f(x)}{Y_1}\right]^2 y_e^2 = \frac{1}{5\,095} x(20 - x)^3.$$

На фиг. 25 дано построение этого профиля. Профиль слишком тонок у кормы. Поэтому не следует брать величину $m = 0$. Профиль на фиг. 26 построен, принимая $m = 1$; его уравнение:

$$y^2 = \frac{1}{14\,600} x(20 - x)(30 - x)^2.$$

При применении в качестве вспомогательной функции параболической функции выражение ее удобно представить в следующем виде:

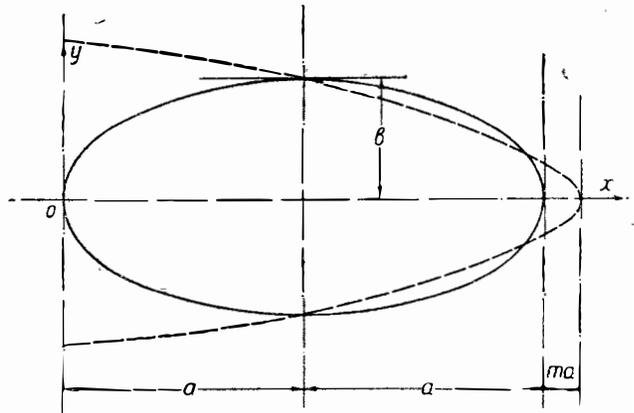
$$[f(x)]^2 = K[(2 + m)a - x],$$

причем геометрическое значение величины m видно из фиг. 27. На фиг. 28 и 29 дано построение двух подобных профилей, принимая $m = 0$ и $m = 1$. Уравнение первого из этих профилей:

$$y^2 = \frac{1}{3\,575} x(20 - x)^2,$$

а уравнение второго из них:

$$y^2 = \frac{1}{6\,375} x(20 - x)(30 - x).$$



Фиг. 27.

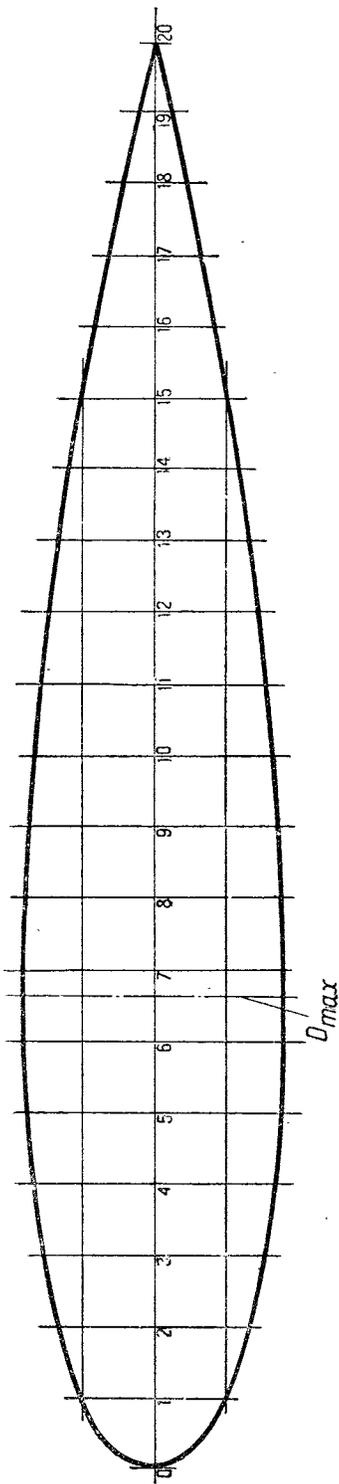
При применении в качестве вспомогательной функции эллиптической функции выражение ее удобно представить в следующем виде:

$$[f(x)]^2 = K^2 \left[\frac{1 - (x + na)^2}{(2 + m + n)^2 a^2} \right],$$

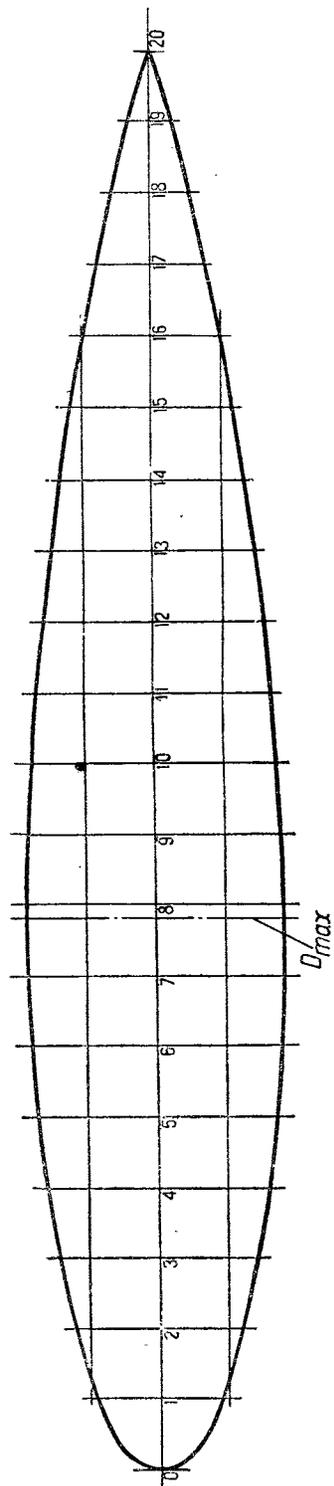
причем геометрическое значение величин m и n видно из фиг. 30. На фиг. 31, 32 и 33 дано построение трех подобных профилей. Значение величин m и n , а также уравнения кривых, образующих эти профили, даны в следующей таблице:

| | | |
|---------|----------------------|---|
| Фиг. 31 | $m = 0$ $n = 0$ | $y^2 = \frac{1}{9\,750} x(20 - x)^2(20 + x)$ |
| Фиг. 32 | $m = 0$ $n = 1$ | $y^2 = \frac{1}{16\,760} x(20 - x)^2(40 + x)$ |
| Фиг. 33 | $m = 0,5$ $n = 1$ | $y^2 = \frac{1}{26\,080} x(20 - x)[(20 - x)(40 + x) + 325]$ |

Следует отметить, что первый из приведенных профилей является профилем корпуса дирижабля R-101.



Фиг. 28.



Фиг. 29.

Как уже было указано, уравнения кривых Кокса, приведенные выше, выведены при удлинении $\lambda = 5,5$ и длине корпуса L , равной 20 условным единицам.

Для перехода к профилям с другими удлинениями и любыми длинами корпусов выразим в приведенных выше уравнениях числовые величины через соответствующие функции длины корпуса, руководствуясь при этом одинаковостью размерности правой и левой частей уравнений.

Так, например, уравнение профиля, представленного на фиг. 29:

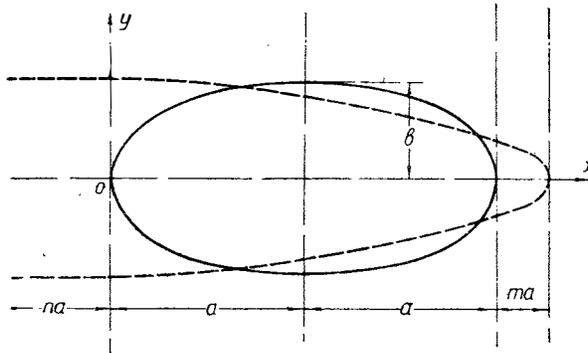
$$y^2 = \frac{1}{6 \cdot 375} x(20-x)(30-x),$$

примет вид:

$$y^2 = \frac{K^2}{L} x(L-x)(1,5L-x),$$

где коэффициент K^2 , зависящий от принятого удлинения, определяется подстановкой в уравнение значений x и y , соответствующих мидельному сечению и выраженных в функции длины корпуса.

Так, например, для данного профиля, у которого мидельное сечение лежит при $x = 0,3922L$, получим, принимая $\lambda = 4$, значение $y_{\max} = \frac{1}{8}L$. Та-



Фиг. 30.

ким образом для этого случая

$$K^2 = \frac{\frac{1}{64}LL^2}{0,3922L(L-0,3922L)(1,5L-0,3922L)} = 0,0592.$$

Аналогичным образом уравнение профиля дирижабля R-101 для любой длины корпуса примет вид:

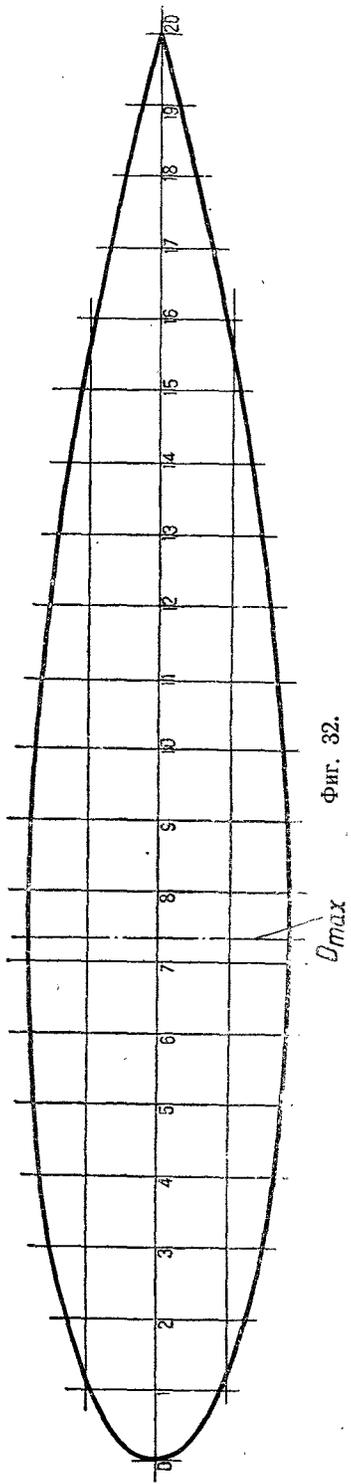
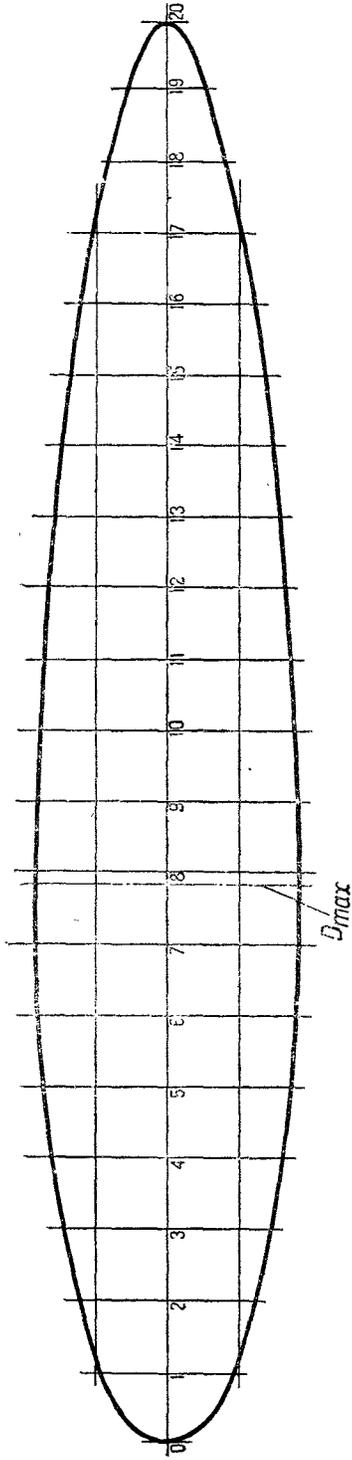
$$y^2 = \frac{0,2025^2}{L^2} x(L-x)^2(L+x).$$

4. Полное лобовое сопротивление дирижабля

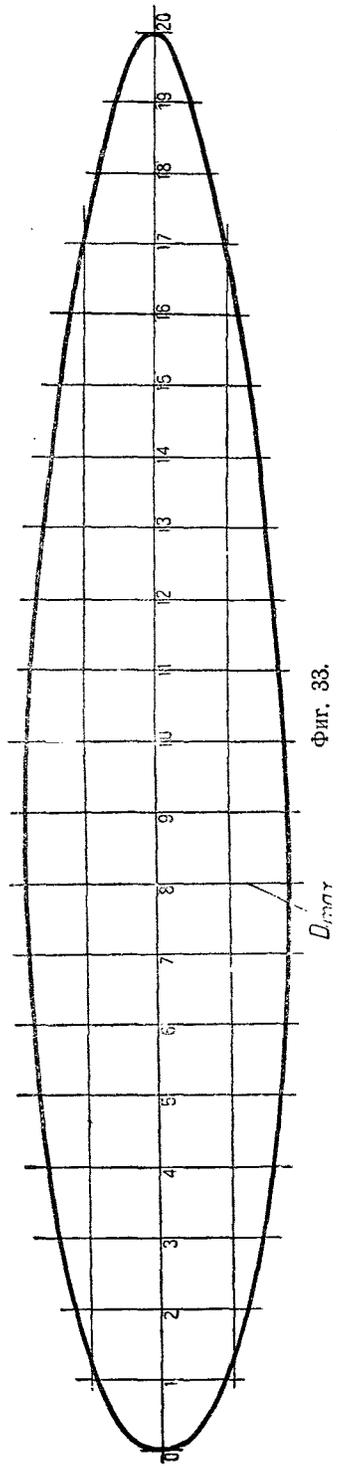
Существует два метода подсчета полного лобового сопротивления дирижабля.

Первый метод предусматривает продувку полной модели дирижабля в небольшом масштабе на C_x по R , а затем экстраполирование полученной кривой до полетных Рейнольдсов. В силу небольших размеров существующих аэродинамических труб испытания эти приходится, по большей части, вести с моделями в очень малом масштабе (для малых дирижаблей в масштабе 1/50, а для больших дирижаблей в масштабе 1/200).

Второй метод предусматривает продувку модели корпуса в небольшом масштабе и продувки каждого из приделков (пассажирской гондолы, моторных гондол, оперения, элементов подвески и т. д.) в отдельности в большом масштабе. Все результаты в отдельности экстраполируются до полетного Рейнольдса и складываются.



Фиг. 32.



Фиг. 33.

К минусам первого метода следует отнести невозможность выполнить в столь малом масштабе небольшие детали дирижабля (например, тонкие расчалки, подвески и т. д.).

Кроме того, характер изменения кривой $C_x = f(R)$ для разных тел различен, причем для тел, сравнительно плохо обтекаемых (каковыми являются моторные гондолы, подвески, расчалки), кривая $C_x = f(R)$ имеет области быстрого падения коэффициента C_x ; отсюда следует, что значительная экстраполяция кривой $C_x = f(R)$ для полной модели дирижабля не может иметь места.

Второй метод лишен перечисленных дефектов, однако им не учитывается взаимное влияние отдельных частей дирижабля друг на друга. Таким образом полученный этим методом суммарный коэффициент будет несколько меньше истинного. Нам думается, что можно избежать этого, вводя в суммарный коэффициент слагаемые, учитывающие взаимное влияние отдельных частей дирижабля друг на друга. Эти поправочные коэффициенты можно было бы находить следующим образом: испытывать модель корпуса вместе с каким-нибудь из придатков, а затем из полученного коэффициента вычитать сумму коэффициентов корпуса и придатка. Полученная разность дает коэффициент, учитывающий взаимное влияние корпуса и данного придатка.

При подсчете вторым методом можно подсчитать коэффициент трения корпуса при полетном Рейнольдсе C_f по формуле (12), а затем пересчитать полученный коэффициент на нормальный коэффициент C_x по формуле:

$$C_x = C_f \frac{F}{S},$$

или на объемный коэффициент C_u по формуле:

$$C_u = C_f \frac{F}{U^3}.$$

При испытании придатков следует их лобовое сопротивление относить к мидельному сечению корпуса, с тем чтобы можно было производить сложение коэффициентов между собой. При пользовании результатами уже произведенных испытаний необходимо производить соответствующие пересчеты, с тем чтобы в результате сложения получить нормальный коэффициент C_x всего дирижабля, отнесенный к мидельному сечению его корпуса.

К сожалению, данных об испытаниях придатков воздушного корабля настолько мало и они носят настолько случайный характер, что приходится пользоваться данными испытаний частей самолета (см., например, «Материал по аэродинамическому расчету самолетов», Труды ЦАГИ, вып. 42).

Чтобы дать представление об удельном весе корпуса и отдельных придатков в общем балансе лобового сопротивления дирижабля, ниже приводятся таблицы лобовых сопротивлений корпуса и придатков в процентах от полного лобового сопротивления дирижабля для ряда типичных воздушных кораблей.

| | |
|--|------|
| 1. Мягкий дирижабль типа Скаут. | |
| (Вертикальный стабилизатор один снизу). | |
| Корпус | 34 |
| Подвеска | 21 |
| Гондола | 16 |
| Горизонтальное оперение (с растяжками) | 17 |
| Вертикальное оперение (с растяжками) | 12 |
| Итого | 100% |
| 2. Полужесткий дирижабль. | |
| Корпус | 50 |
| Пассажирская гондола | 12 |
| Моторные гондолы (две) | 13 |
| Оперение с расчалками | 25 |
| Итого | 100% |

3. Жесткий дирижабль типа R-38.

| | |
|--------------------------------|------|
| Корпус | 63 |
| Пассажирская гондола | 10 |
| Моторные гондолы | 18 |
| Оперение | 9 |
| И т о г о | 100% |

Нужно заметить, что в прежних мягких дирижаблях на долю корпуса приходилось всего 25% лобового сопротивления, а в строящихся в настоящее время в Америке гигантах можно предположить, что доля корпусов достигнет 75% полного лобового сопротивления дирижабля ввиду отсутствия внешних моторных гондол. Таким образом мы видим, что по мере усовершенствования дирижаблей доля лобового сопротивления, приходящаяся на корпус дирижабля, непрерывно растет, и, следовательно, вопрос о лобовом сопротивлении корпуса приобретает все большее значение.

Сложность и вместе с тем неточность существующих методов подсчета полного лобового сопротивления дирижабля заставляет нас обратить самое серьезное внимание на опыты по определению лобового сопротивления дирижабля в натуре, результатами которых мы можем пользоваться для подсчета лобовых сопротивлений однотипных дирижаблей.

Многочисленные способы определения лобового сопротивления дирижабля в полете сводятся к двум основным группам.

Первая группа содержит способы, стремящиеся при установившемся полете дирижабля определить его тягу, равную лобовому сопротивлению.

Ко второй группе относится так называемый способ «замедления», состоящий в измерении отрицательного ускорения дирижабля после остановки моторов и в подсчете лобового сопротивления, как результата умножения замеренного ускорения на массу дирижабля.

Несомненно, что самым точным способом будет непосредственное измерение тяги дирижабля с помощью динамометрических втулок, помещенных непосредственно на валу моторов. Однако до сих пор результатов подобных опытов с дирижаблями не опубликовано.

Мыслимы, но едва ли технически осуществимы буксировка дирижабля другими дирижаблями или самолетами и замер тяги динамометром, включенным в буксирный трос.

Англичане определяли тягу винтов дирижабля R-32, замеряя трубкой Пито поле полных напоров впереди и позади винта во время полета. Обозначая через h разность полных напоров впереди и позади винта, замеренную на радиусе r , мы можем определить тягу винта по формуле:

$$\Phi = \int_0^{D/2} 2\pi r dr h = \int_0^{D/2} d(\pi r^2) h,$$

где Φ — тяга винта в килограммах, D — максимальный диаметр винта.

Опыты эти настолько сложны, что вряд ли их имеет смысл ставить.

Французы определяли тягу винтов дирижабля «Мэдигэранэ», снимая винты, работавшие на дирижабле, и определяя их тягу на винтовом приборе в аэродинамической трубе. При этом, конечно, необходимо предварительно во время полета дирижабля замерить скорость и соответствующие ей числа оборотов винтов, с тем чтобы испытания в трубе вести при таких же условиях. Результаты этих испытаний приведены ниже.

Этим исчерпываются способы, отнесенные к первой группе. Переходим к рассмотрению способа определения лобового сопротивления методом замедления, которым испытывалось большинство построенных дирижаблей.

Представим себе корабль, летящий горизонтально с постоянной скоростью V_0 . Затем, в некоторый момент, все моторы корабля одновременно останавливают. С этого момента корабль переходит в неустановившееся

движение с отрицательным ускорением (замедлением) j . Тогда на основании принципа Даламбера мы можем написать:

$$X = M_{\text{эф}} \cdot j = M_{\text{эф}} \frac{dV}{dt},$$

где X — лобовое сопротивление корабля в килограммах, $M_{\text{эф}}$ — эффективная масса корабля, т. е. масса самого корабля, плюс масса присоединенного так называемого виртуального воздуха, иными словами:

$$M_{\text{эф}} = (1 + K_1) M,$$

где M — масса самого корабля, а K_1 — коэффициент присоединенной массы.

Заменяем $M_{\text{эф}}$ через $\rho U_{\text{эф}}$, где ρ — массовая плотность воздуха, а $U_{\text{эф}}$ — эффективный объем корабля (т. е. такой объем, который, будучи наполнен воздухом плотности ρ , дает эффективную массу $M_{\text{эф}}$).

Тогда написанное выше равенство переписывается в следующем виде:

$$X = M_{\text{эф}} \frac{dV}{dt} = \rho U_{\text{эф}} \frac{dV}{dt}. \quad (23)$$

С другой стороны, мы знаем, что

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (24)$$

где C_x — безразмерный коэффициент лобового сопротивления, а S — площадь мидельного сечения корабля в квадратных метрах.

Приравнявая выражения (23) и (24), получим:

$$U_{\text{эф}} \frac{dV}{dt} = \frac{1}{2} C_x S V^2.$$

Обозначив
получим:

$$\frac{2U_{\text{эф}}}{C_x S} \text{ через } s,$$

$$s \frac{dV}{dt} = V^2,$$

или, разделяя переменные,

$$dt = s \frac{dV}{V^2}.$$

Интегрируя это выражение, получаем:

$$t = -\frac{s}{V} + c. \quad (25)$$

Определяем произвольное постоянное c из начальных условий: при $t=0$ и $V=V_0$:

$$c = \frac{s}{V_0}.$$

Подставляя полученное значение c в выражение (25), получаем:

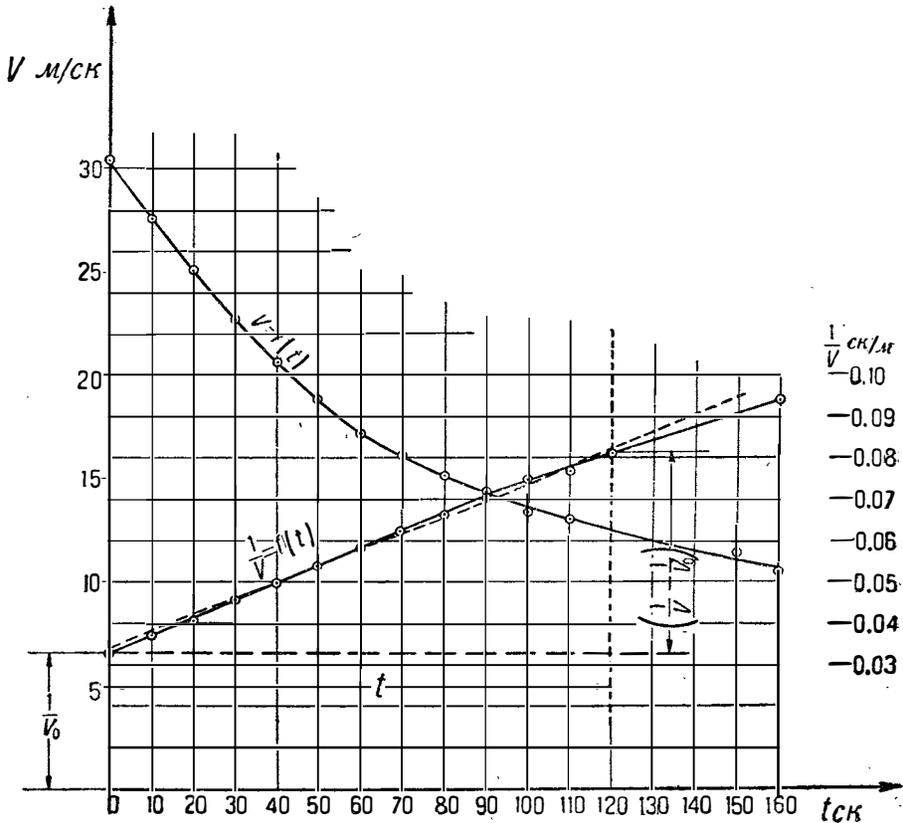
$$t = -\frac{s}{V} + \frac{s}{V_0},$$

откуда

$$s = -\frac{t}{\left(\frac{1}{V} - \frac{1}{V_0}\right)}.$$

Замеряя после остановки моторов скорости движения корабля через определенные замеренные интервалы времени, мы можем вычертить кривую $V=f(t)$, а также и кривую $\frac{1}{V}=f(t)$ (фиг. 34).

Мы видим, что на довольно значительном участке кривая $\frac{1}{V}=f(t)$ может быть заменена прямой с углом наклона φ к оси абсцисс; тогда, очевидно, что



Фиг. 34.

$$s = -\frac{t}{\left(\frac{1}{V} - \frac{1}{V_0}\right)} = -\operatorname{ctg} \varphi;$$

зная s , мы определяем интересующий нас коэффициент лобового сопротивления:

$$C_x = \frac{2U_{\text{эф}}}{Ss}. \quad (26)$$

Из полученного таким образом лобового сопротивления следует вычесть лобовое сопротивление пропеллеров, каковое может быть предварительно определено в аэродинамической трубе. Практически приходится вести испытание дирижабля со свободно вращающимися винтами, так как для полной остановки винтов требуется значительная часть минуты. Таким образом приходится определять лобовое сопротивление свободно вращающихся винтов в аэродинамической трубе¹.

Что касается коэффициента присоединенной массы K_1 , то существует ряд формул для его определения. Величина его, завися главным образом от удлинения корабля и степени его обтекаемости, колеблется в пределах от 0,03 для хорошо обтекаемых дирижаблей с большим удли-

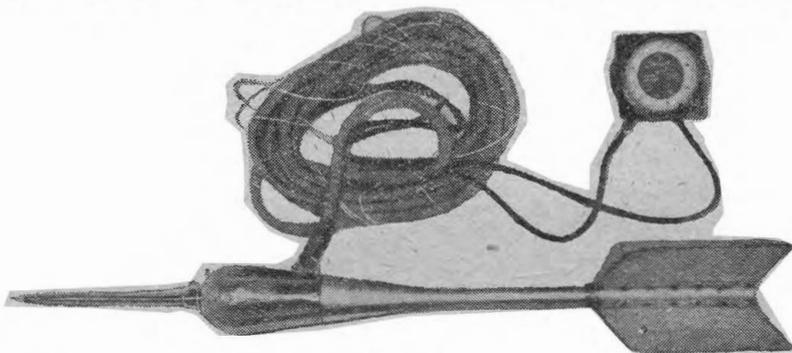
¹ О подсчете лобового сопротивления винтов см. NASA R. № 397.

нением до 0,10 для дирижаблей с малым удлинением и худшей обтекаемостью. Коэффициент K_1 можно приблизительно подсчитать по формуле

$$K_1 = \frac{D}{3L} = \frac{1}{3\lambda}.$$

При последних американских опытах с дирижаблем «Лос-Анжелос», принимая во внимание вязкость воздуха в пограничном слое, брали $K_1 = 0,08$; это превосходит значение коэффициента K_1 , полученное для этого корабля по вышеприведенной формуле¹.

Поскольку поправки на лобовое сопротивление пропеллеров и на присоединенную массу равны приблизительно по своей абсолютной величине и противоположны по знаку, можно для приближенных расчетов ими пре-



Фиг. 35.

небрегать, т. е. не вычитать лобового сопротивления пропеллеров и считать $M_{эф} = M_{корабля}$. Тогда выражение (26) примет вид:

$$C_x = \frac{2U}{Ss},$$

где U — воздушный объем самого корабля в кубических метрах.

Если желательно выразить лобовое сопротивление не в виде нормального коэффициента C_x , а в виде объемного коэффициента:

$$C_u = \frac{X}{\frac{\rho V^2}{2} U^{2/3}},$$

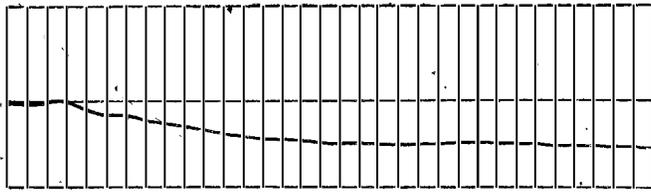
то получим:

$$C_u = C_x \frac{S}{U^{2/3}} = \frac{2U}{Ss} \cdot \frac{S}{U^{2/3}} = \frac{2U^{1/3}}{s}.$$

Скорости движения корабля во время опытов нельзя замерять у самого корпуса дирижабля, так как скорость воздуха, обтекающего среднюю часть корпуса, больше скорости движения корабля относительно окружающего воздуха. Поэтому измерения скорости необходимо производить с помощью анемометра, подвешенного на несколько метров ниже корабля. На фиг. 35 изображен подвесной анемометр, спроектированный и смонтированный группой студентов воздухоплавательного отделения МАИ, работавшей летом 1930 г. над подготовкой к опытам с дирижаблем «Комсомольская правда». Корпус анемометра (его средняя часть) подвешивается на металлическом тросе к кораблю. В переднюю часть корпуса вставляются трубку Пито, к ниппелям которых присоединяются резиновые тру-

¹ Вопрос о коэффициентах присоединенных масс будет подробнее разобран в подготовляемой автором второй части труда.

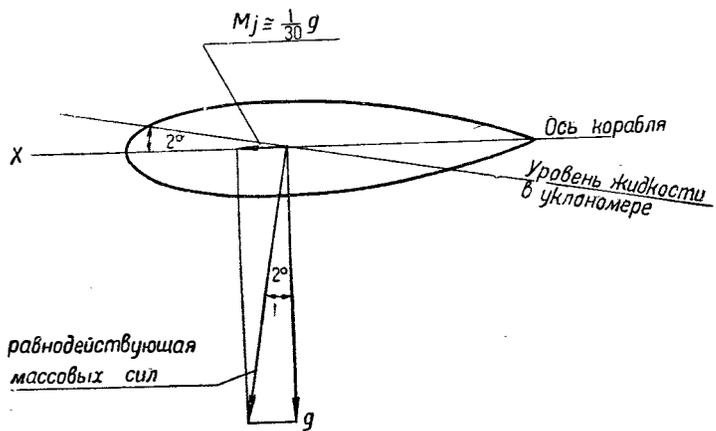
бочки, идущие к манометру. Эти трубки вместе с тросом для подвески в целях лучшего обтекания вдеваются в шланг или обматываются изоляционной лентой. Корпус анемометра набивается дробью для уменьшения сноса анемометра встречным потоком. Анемометр снабжен для уничтожения колебаний мощными стабилизаторами. Указатель—обыкновенный диафрагменный, но с большей чувствительностью. Можно также пользоваться и другими подвесными анемометрами, комбинацией Пито-Вентури и пр.



Фиг. 36.

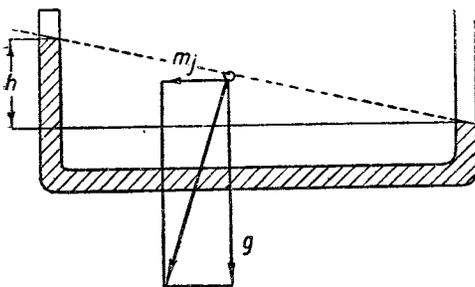
Падение скорости можно записывать с помощью самопишущего анемографа. На фиг. 36 дан образец записи для американского дирижабля «Пуритан».

Необходимо указать на следующее интересное явление, наблюдавшееся во время опытов на замедление. Непосредственно после остановки моторов нос корабля опускался примерно на 2° . Это падение регистрировалось продольным уклономером и ощущалось командой. Первоначально это отклонение объяснялось уничтожением момента тяги винта и исправлялось рулями. Однако на самом деле этот наклон только кажущийся. Поверхность уровня жидкости, как известно, будет нормальной к равнодействующей массовых сил.



Фиг. 37.

В данном случае, кроме силы тяжести, действует инерционная сила, направленная по линии движения корабля и равная примерно $1/30$ веса корабля (фиг. 37). Равнодействующая этих двух массовых сил будет наклонна к вертикали примерно на 2° вперед, и таким



Фиг. 38.

образом поверхность жидкости в продольном уклонемере, нормальная к равнодействующей массовых сил, будет показывать мнимое отклонение оси корабля на 2° вниз. На этом принципе может быть сконструирован прибор, показывающий непосредственно ускорение корабля. Для этого необходима просто-напросто трубка с двумя коленами в виде сообщающихся сосудов, в которых разность высот столбов жидкости и будет в соответствующем масштабе давать ускорение дирижаблей (фиг. 38). Идея прибора такого рода была предложена еще несколько лет назад адъютантом ВВА РККА А. П. Оглоблиным. При опытах на замедление нельзя, следовательно, руководствоваться показанием продольного укломера, а следует вести корабль по горизонту.

Таблица 2 содержит значение коэффициентов лобовых сопротивлений

C_x и C_u для ряда кораблей, испытанных методом замедления. Значения величин N , $\eta_{\text{винта}}$, C_x и C_u соответствуют максимальной скорости, полученной во время опытов V_{max} . Для сравнения даны также коэффициенты C_u нескольких дирижаблей, полученные на основании опытов с моделями этих дирижаблей в аэродинамической трубе, а также на основании опытов с винтами. Для дирижабля «Мэдитэранэ» объемный коэффициент C_u , полученный в трубе, на 50% больше коэффициента C_u , полученного в полете, Тринадцатая графа дает значение лобового сопротивления корабля «Лос-Анжелос» с подвешенными к нему аппаратами для восстановления воды из отходящих газов.

Таблица 2

| № | Название корабля | $U_{\text{м}^3}$ | $L_{\text{м}}$ | $D_{\text{max м}}$ | $\lambda = \frac{L}{D_{\text{max}}}$ | V_{max} км/час | N л. с. | η винта | C_x | C_u |
|----|--|------------------|----------------|--------------------|--------------------------------------|----------------------------|--------------|-----------------|--------|---------|
| 1 | USN «В» (Америка) . . . | 2 260 | 55,8 | 11,1 | 5,03 | 75,6 | 101 | 0,62 | 0,032 | 0,046 |
| 2 | USN «Е» (Америка) . . . | 2 690 | 49,4 | 10,22 | 4,84 | 90,4 | 155 | 0,6 | 0,088 | 0,038 |
| 3 | USN «F» (Америка) . . . | 2 690 | 49,4 | 10,22 | 4,84 | 84,8 | 128,3 | 0,62 | 0,09 | 0,038 |
| 4 | R-33 (Англия) | 60 200 | 196 | 24,1 | 8,15 | — | — | — | — | 0,034 |
| 5 | «Шенандоа» (Америка) . . . | 64 900 | 206,5 | 24,0 | 8,64 | 99,8 | 1 580 | 0,425 | 0,082 | 0,0232 |
| 6 | Модель дирижабля «Шенандоа», испытанная в аэродинамической трубе (масштаб $1/120$ натуре) | — | — | — | — | — | — | — | — | 0,0312 |
| 7 | «Бодензее» (Германия) . . . | 22 500 | 130 | 18,35 | 6,9 | 132 | 973 | 0,66 | 0,0566 | 0,0198 |
| 8 | «Мэдитэранэ» (Франция) . . . | 22 500 | 131,5 | 18,7 | 7,03 | 115 | — | — | — | 0,0226 |
| 9 | Модель дирижабля «Мэдитэранэ», испытанная в аэродинамической трубе (масштаб $1/100$ натуре) | — | — | — | — | — | — | — | — | 0,0342 |
| 10 | «Мэдитэранэ», подсчет на основании опытов с винтами в аэродинамической трубе | — | — | — | — | — | — | — | — | 0,0294 |
| 11 | «Лос-Анжелос» (Америка) бывший немецкий «LZ126» (немецкие опыты) | 80 500 | 200,5 | 27,65 | 7,25 | 117 | 1 998 | 0,627 | — | 0,01885 |
| 12 | «Лос-Анжелос» (новые американские опыты) | — | — | — | — | 120,5 | — | 0,686 | — | 0,0242 |
| 13 | «Лос-Анжелос» с аппаратами для восстановления воды из отходящих газов (новые американские опыты) | — | — | — | — | 103 | — | 0,653 | — | 0,0293 |
| 14 | ТС-6 (Америка) | 5 700 | 59,6 | 13,56 | 4,4 | 79,6 | 304 | — | — | 0,04 |
| 15 | Пуритан (Америка) | 2 430 | 38,8 | 11,1 | 3,5 | 78 | 137 | — | — | 0,044 |
| 16 | ZMC-2 (Америка) | 5 725 | 45,5 | 16,08 | 2,83 | 113 | 446 | — | — | 0,043 |
| 17 | ТС-6 (Америка) | 5 700 | 59,6 | 13,56 | 4,4 | 93,5 | 385 | — | — | 0,035 |
| 18 | ТЕ-2 (Америка) | 2 270 | 41,4 | 10,36 | 4,0 | 61,5 | 78 | — | — | 0,045 |

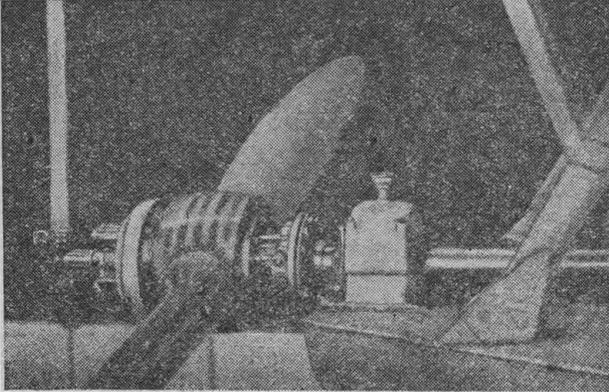
Надо думать, что значения коэффициентов, приведенных в графах 1—7 и 11 табл. 2, преуменьшены процентов на 10—20 за счет отставания показаний скоростников, дававших благодаря этому преуменьшенное значение ускорений. Новые тщательные опыты с дирижаблем «Лос-Анжелос», произведенные в Америке с помощью ряда различных скоростников, выяснили, что некоторые из скоростников обладали вышеуказанным свойством. Вероятно, этим обстоятельством объясняется различие результатов немецких и американских опытов, произведенных с одним и тем же дирижаблем «Лос-Анжелос».

Следует отметить, что подсчеты лобового сопротивления и ожидаемой скорости для дирижабля LZ-127, сделанные на основании результатов опытов с дирижаблем «Лос-Анжелос», вполне оправдались. Таким образом можно ожидать, что при проектировании дирижаблей примерно одинакового типа этот метод вполне действителен.

Из рассмотрения таблицы видно, что коэффициент полезного действия винтов, даже для самых совершенных дирижаблей, не превышает 69%, что объясняется невыгодными соотношениями между скоростями полета и возможными диаметрами и числами оборотов дирижабельных винтов.

Горизонтальные графы 14—18 дают результаты последних американских опытов. Особый интерес представляют: корабль «Пуритан»—мягкий с гондолой, подвешенной непосредственно к оболочке, и Z M C -2—первый цельнометаллический корабль в мире.

Для всех приведенных кораблей за исключением «Лос-Анжелоса» (см. горизонт. графу 12) коэффициенты присоединенных масс подсчитывались без учета вязкости воздуха в пограничном слое, за счет чего указанные коэффициенты преуменьшены на 2—3%, причем преуменьшение тем меньше, чем более обтекаем дирижабль.



Фиг. 39.

Таким образом можно полагать, что для обыкновенных мягких кораблей следует брать $C_u \cong 0,05$, а для жестких $C_u \cong 0,025$.

Часто при невозможности определить порознь величины C_u и η определяют так называемый моторно-аэродинамический коэффициент тяги:

$$k = \frac{1}{2} \rho V^3 U^{11} / 75N = \frac{\rho U^{11}}{150} \cdot \frac{1}{N} \left(\frac{V}{n} \right)^3.$$

Сопоставляя это выражение с уравнением мощностей:

$$C_u \frac{\rho V^2}{2} U^{11} V = 75N\eta$$

получим:

$$k = \frac{\eta}{C_u}.$$

Некоторые авторы (например, авторы американских репортов) берут коэффициент тяги равным $2 \frac{\eta}{C_u}$.

Поскольку величина $\frac{\rho U^{11} n^3}{150N}$ постоянна и может быть определена с помощью предварительных испытаний в полете, необходимо определить лишь величину $\frac{V}{n}$.

Последняя величина для дирижаблей постоянна (при неизменном коэффициенте лобового сопротивления), и потому изменение ее свидетельствует об изменении коэффициента лобового сопротивления.

Можно также мощность моторов замерить в полете, пользуясь крутильными динамометрами, измеряющими крутящий момент на валу мотора M , и подсчитывая мощность по формуле $N = \frac{M \cdot n}{716}$. На фиг. 39 показан подобный динамометр, употреблявшийся на дирижабле «Лос-Анжелос».

Чтобы представить себе порядок величины k , подсчитаем ее значение для дирижабля USN «В» и «Лос-Анжелос». Для первого $k = \frac{0,62}{0,046} = 13,5$, а для второго $k = \frac{0,686}{0,0242} = 28,35$. Примерно в этом диапазоне, надо полагать, и лежат значения k для существующих дирижаблей.

Summary.

The object of this work was to collect and to generalize the existing data on aerodynamical design of airships.

The first issue of this work deals with the drag of an airships moving at zero incidence, and consist of following chapters:

1. Drag of airship hull and its components.
2. Effect of main variables of hull on its drag.
3. Profile of the hull longitudinal sections.
4. Total drag of the airship.



СОДЕРЖАНИЕ

| | <i>Стр.</i> |
|--|-------------|
| Предисловие | 3 |
| 1. Лобовое сопротивление корпуса воздушного корабля и его составляющие | 5 |
| 2. Влияние основных параметров корпуса на его лобовое сопротивление | 15 |
| 3. Профили меридианального сечения корпуса дирижабля | 19 |
| Кривые Парсевалья | 22 |
| Кривые Кокса | 24 |
| 4. Полное лобовое сопротивление дирижабля | 29 |
| Summary | 39 |

Опечатки

| <i>Стр.</i> | <i>Строка</i> | Напечатано | Следует читать |
|-------------|---------------|---|---|
| 12 | 8 снизу | $t = \frac{Rt}{V} > L$ | $t = \frac{Rt^y}{V} > L$ |
| 14 | На фиг. 12 | ог | log R |
| 22 | 7 сверху | $\frac{dy}{dx}$ | $\frac{dy}{dx} = 0,$ |
| 22 | Таблица 1 | б | ф |
| 22 | 1 снизу | Ми 1 | Миларка в Z. F. M. |
| 35 | 12 снизу | $C_u = C_x \frac{S}{U^{2/3}} = \frac{2U}{\zeta s} \cdot \frac{S}{s^{2/3}} + \frac{2U^{1/3}}{s}$ | $C_u = C_x \frac{U}{U^{2/3}} = \frac{2U}{\zeta s} \cdot \frac{S}{U^{2/3}} = \frac{2U^{1/3}}{s}$ |

К. К. Федяевский, Материалы по аэродинамическому расчету возд. кораблей, ч. I.

