

НКТП СССР  
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ  
Труды Центрального аэро-гидродинамического института

Выпуск 147

А. П. ОГЛОБЛИН

*Дружину  
Николай Сергеевич  
От автора  
15/IV 34.*

# СИСТЕМАТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КРЫЛЬЕВ



ОНТИ НКТП СССР

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО  
ПО МАШИНОСТРОЕНИЮ И МЕТАЛЛООБРАБОТКЕ  
МОСКВА 1933 ЛЕНИНГРАД

Данная работа представляет собой попытку систематизировать характеристики аэродинамических дужек на основании испытания их в аэродинамических трубах. Задача исследования — установить, как отражаются на окончательных результатах испытаний наиболее важные геометрические параметры профиля: его вогнутость и толщина.

Обработке были подвергнуты испытания: 1) 25 дужек, продутых в Геттингенской лаборатории, 2) серии дужек типа инверсии параболы и 3) серии дужек типа инверсии эллипса.

## СОДЕРЖАНИЕ

	<i>Стр.</i>
Краткое содержание . . . . .	3
Предисловие . . . . .	5
Введение . . . . .	7
1. Крылья с различными профилями . . . . .	8
2. Крылья типа „инверсия параболы“ . . . . .	13
3. Крылья типа „инверсия эллипса“ . . . . .	22
Summary . . . . .	31

## Краткое содержание

Количество испытаний крыльев в аэродинамических лабораториях к настоящему времени настолько возросло, что уже вполне назрела необходимость в приведении их в порядок, в такую систему, которая позволила бы выявить закономерности, найденные экспериментальным путем, и тем самым облегчить работу конструктора.

С такой именно целью и была предпринята настоящая работа.

Исходным материалом для обработки послужили испытания крыльев аэродинамической лаборатории ЦАГИ и Геттингенской лаборатории. Все приведенные ниже испытания касались только прямоугольных в плане крыльев с относительным удлинением  $\lambda = 5$ . За основные характеристики профиля были приняты вогнутость его и толщина. Метод определения их следующий.

Рассмотрим какой-нибудь профиль  $C$  (фиг. 1) и касательную к нему  $AB$ , которую обычно принимают за хорду и по отношению к ней ведут отсчет углов атаки. Восстановим к ней два перпендикуляра  $ta$  и  $nb$  так, чтобы точки  $a$  и  $b$  и были точками касания к профилю; прямую  $ab$  назовем внутренней хордой. Затем проведем ряд прямых, перпендикулярных к хорде  $ab$ , и отрезки их, ограниченные контуром профиля, разделим пополам. Совокупность точек, представляющих собой середины отрезков, образует некоторую кривую, которую назовем образующей дугой профиля. Максимальную ординату этой кривой от внутренней хорды будем называть абсолютной вогнутостью  $h$ , а отношение к хорде — относительной вогнутостью  $h_0$ :

$$h_0 = \frac{h}{ab}.$$

Для определения толщины профиля проведем нормали к образующей дуге; максимальный отрезок ее, ограниченный контуром, примем за толщину профиля  $\sigma$ .

Прежде чем перейти к определению коэффициентов  $C_x$  и  $C_y$  профиля в зависимости от вогнутости и толщины, необходимо сделать одно весьма существенное замечание.

Представим себе, что мы сравниваем аэродинамические характеристики двух профилей, которые имеют разные толщины  $\sigma$ , но одну и ту же образующую дугу, а следовательно, и одинаковую вогнутость (фиг. 2). Если при сравнении аэродинамические коэффициенты окажутся различными на одном и том же угле атаки, то это можно объяснить тем, что профили имеют разные толщины. Но, с другой стороны, при этом же угле атаки внутренняя хорда  $ab$  того и другого профилей, а также и образующие дуги находятся под разными углами к потоку; следовательно, и это обстоятельство может также служить причиной расхождения. Для того чтобы избежать такой двойственности, будем отсчитывать углы атаки от внутренней хорды  $ab$ .

### 1. Крылья с различными профилями

На фиг. 3 и 5 приведены зависимости коэффициентов  $C_y$  и  $C_x$  от вогнутости  $h_0$  для 25 произвольно выбранных профилей Геттингенской лаборатории.

На фиг. 4 по оси абсцисс отложена вогнутость  $h_0$ , а по оси ординат угол атаки  $\alpha_0^\circ$ , при котором  $C_y = 0$ .

Во всех этих случаях выявить влияние толщины  $\sigma$  в исследуемых пределах не удалось; таким образом, за основной параметр профиля можно принять его вогнутость.

### 2. Крылья типа „инверсия параболы“ (профили Н. Е. Жуковского)

Профили теоретического типа удобны в том отношении, что параметры их определяются математически и, кроме того, в некоторых довольно вероятных предположениях можно теоретически определить коэффициент подъемной силы  $C_y$ .

Результаты обработки испытаний крыльев типа „инверсия параболы“ приведены на фиг. 9—13. Здесь параметр вогнутости заменен весьма близким к нему параметром  $\rho_0$ , который представляет собою отношение к хорде  $AC$  (фиг. 7) длины перпендикуляра  $\rho = O_1 S = O_1 O$ , опущенного из центра преобразуемой окружности  $O_1$  на касательную хорду  $AB$ .

На фиг. 10 приведены опытные значения коэффициента  $C_y$  при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ , отсчитываемом от касательной хорды  $AB$ . Пунктирная линия соответствует значениям  $C_y$ , пере-

считанным по теории проф. Прандтля на бесконечный размах ( $\lambda = \infty$ ), сплошная линия — теоретическим значениям  $C_y$ . Таким образом можно установить поправочный коэффициент  $\eta = 0,8$ :

$$(C_y)_{\lambda = \infty} = 0,8 C_{y \text{ теор.}}$$

Эта зависимость справедлива только для углов атаки, где

$$\frac{d C_y}{d \alpha} = \text{const.}$$

### 3. Крылья типа „инверсия эллипса“ (профили С. А. Чаплыгина)

В основу исследования профилей такого типа положен параметр  $\delta$ . Это есть величина угла, образованного хордой, касательной к профилю, и тем направлением потока в бесконечности, когда подъемная сила равна нулю. Этот параметр весьма близок к параметру вогнутости и введен он лишь потому, что позволяет довольно просто и точно выразить максимальные значения  $C_y$ .

Точки на диаграммах, соединенные между собой прямыми, относятся к повторным испытаниям крыла.

Приведенные выше зависимости, может быть и недостаточно исчерпывающие, чтобы служить основанием для аэродинамического расчета, несомненно, дают возможность конструктору вполне сознательно подходить к выбору крыла.

## Предисловие

Предлагаемая работа представляет собой попытку систематизировать характеристики аэродинамических дужек на основании испытания их в аэродинамических трубах.

Задачей автора было выяснить, как отражаются на окончательных результатах испытаний наиболее важные геометрические параметры профиля, а именно его вогнутость и толщина.

Вопрос определения хорды двояковыпуклого профиля и вогнутости любого профиля до настоящего времени остается еще спорным, однако автор дает прием простого графического построения для определения этих величин.

Первая часть работы касается систематической обработки испытаний 25 дужек, продутых в Геттингенской лаборатории.

Все эти профили выбраны случайно и никакой серийной зависимости между ними нет. Обработка показала, что наклон  $C_y$  по  $\alpha$  при различных вогнутостях и в пределах плавного обтекания постоянен, поэтому удалось получить простую формулу зависимости  $C_y$  по вогнутости при различных

$\alpha$ . Далее приводится графическая зависимость  $C_x$  и  $\frac{C_y}{C_x}$  по вогнутости.

Влияния толщины на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $\frac{C_y}{C_x}$  установить не удалось, так как, с одной стороны, слишком малочислен был материал, подвергнутый систематизации и, с другой стороны, как видно, влияние остальных параметров, определяющих тип профиля, затущевывало влияние толщины, взятой отдельно.

Вторая часть настоящей работы включает в себе систематизацию продувок дужек типа инверсии параболы. Здесь введен удобный параметр, одновременно характеризующий как самый профиль, так и угол атаки. Эта величина позволяет отыскать форму профиля по заданному  $C_y$  при определенном угле  $\alpha$ .

Установлена далее зависимость между теоретическими и практическими значениями  $C_y$  при одних и тех же углах атаки. Несмотря на серийность профилей, влияния толщины на  $C_y$  и  $C_x$  не обнаружено, что можно отнести только к недостаткам в изготовлении моделей и в ведении опытов. Для систематизации испытаний на  $C_x$  оказалось удобным вместо практического угла атаки взять угол  $\delta_0$  между направлением потока и направлением нулевого  $C_y$  на профиле. За исключением нескольких выпавших точек зависимость между  $\alpha$  и  $\delta_0$  при  $C_x = \text{const}$  получилась прямолинейной.

В третьей части приведены результаты обработки испытаний серии дужек типа инверсии эллипса. Установлены графические зависимости  $C_y$  и  $C_x$  по вогнутости при различных углах атаки, отсчитываемых от практической хорды. Приведены также сравнительные испытания со старой и с новой решеткой трубы НК.

В заключение, отмечая то большое влияние, которое оказывает на результаты испытаний искажение профилей, а также вся обстановка и

методика работы на трубах, автор ставит вопрос о необходимости уточнения и усовершенствования методов экспериментирования для получения более надежных и достоверных результатов испытаний в аэродинамических трубах.

Следует отметить, что материал, приведенный в настоящей работе, может оказать конструктору хорошую помощь при подборе профиля по данному заданию, в особенности в том случае, когда ему еще неизвестен тип этого профиля; лабораторные же работники получают из этой статьи ряд ценных указаний по вопросу о методах систематической обработки испытаний как разрозненных дужек, так и серий, о выборе параметров, на которых основывается обработка, о тех трудностях, которые приходится при этом преодолевать, и, наконец, получают указания, какими путями следует идти, чтобы преодолеть эти трудности.

*Б. Коростелев*

## Введение

Современный аэродинамический расчет самолета основывается, главным образом, на результатах испытаний аэродинамических лабораторий. Причиной этого является то обстоятельство, что аэродинамика, основанная на общих законах механики жидкой среды, еще не в состоянии решить полностью задачу о сопротивлении тела. Поэтому в настоящее время подходить к решению приходится пока экспериментальным путем.

Основной частью самолета является его несущее крыло, которое и развивает необходимую подъемную силу, поэтому исследование крыльев занимает одно из важнейших мест в работе аэродинамических лабораторий всех стран.

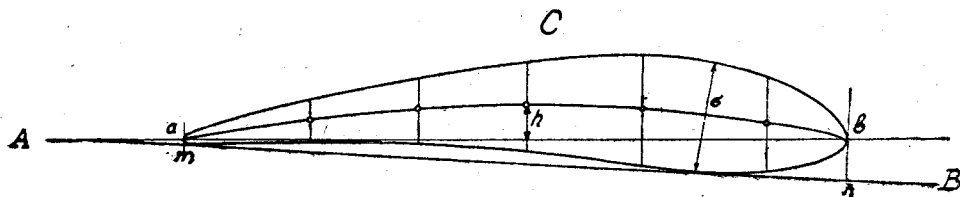
К настоящему времени мы имеем весьма многочисленный и самый разнообразный материал по испытанию крыльев. Это многообразие настолько велико, что пожалуй не будет преувеличением сказать, что всякое новое крыло, испытываемое в трубе, есть почти повторение старого опыта; поэтому необходимо сделать обобщения всей той работы, которая накопилась в течение многих лет.

Конструктор, выбирая крыло, оценивает его с двух точек зрения. Во-первых, оно должно удовлетворять всем аэродинамическим требованиям, т. е. должно иметь определенную подъемную силу как для горизонтального полета, так и для посадки, необходимое качество, должно быть устойчивым и т. п.; во-вторых, оно должно иметь такую форму, которая позволила бы конструктивно его выполнить и притом с достаточным запасом прочности. Одновременное удовлетворение всем этим требованиям весьма усложняет проектирование самолета: удачное разрешение задачи с одной точки зрения часто является неудовлетворительным с другой. Все это приводит к необходимости хотя бы приблизительно выяснить зависимость аэродинамических свойств крыла от его формы, для того чтобы конструктор мог достаточно быстро оценить его со всех сторон. Настоящая работа посвящена этому вопросу.

## 1. Крылья с различными профилями

Все приведенные ниже испытания крыльев относятся к крыльям, имеющим прямоугольную форму в плане и относительное удлинение  $\lambda = 5$  (отношение размаха к хорде). При таком выборе материала под формой крыла следует подразумевать только форму его профиля.

Опыты лабораторий показывают, что аэродинамические характеристики крыла ( $C_y$  — абсолютный коэффициент подъемной силы и  $C_x$  — абсолютный коэффициент лобового сопротивления), главным образом, зависят от формы профиля. К сожалению, форма применяемых на практике профилей крыльев в большинстве случаев не выражается математически за исключением т. н. теоретических профилей; поэтому форму профиля приходится характеризовать иным способом. Остановимся пока на самом элементарном и примем две основных характеристики: вогнутость и толщину, для которых установим следующий метод их определения.



Фиг. 1. Определение вогнутости и толщины профиля.

Рассмотрим какой-либо профиль  $C$  (фиг. 1) и касательную к нему  $AB$ , которую обычно принимают за хорду и от которой ведется отсчет углов атаки. Восстановим к ней два перпендикуляра  $ta$  и  $nb$  так, чтобы точки  $a$  и  $b$  были точками касания к профилю. Соединим точки  $a$  и  $b$  прямой (назовем ее внутренней хордой). Затем проведем ряд прямых, перпендикулярных к хорде  $ab$ , и отрезки их, ограниченные контуром профиля, разделим пополам. Совокупность точек, представляющих собой середины отрезков, образует некоторую кривую, которую будем называть образующей дугой профиля. Максимальную ординату этой кривой относительно внутренней хорды назовем абсолютной вогнутостью  $h$ , а отношение ее к хорде — относительной вогнутостью профиля:

$$h_0 = \frac{h}{ab}.$$

Для определения толщины профиля проведем нормали к образующей дуге; отрезок нормали, ограниченный контуром и имеющий максимальную длину  $\sigma$ , назовем толщиной профиля, а отношение ее к хорде — относительной толщиной.

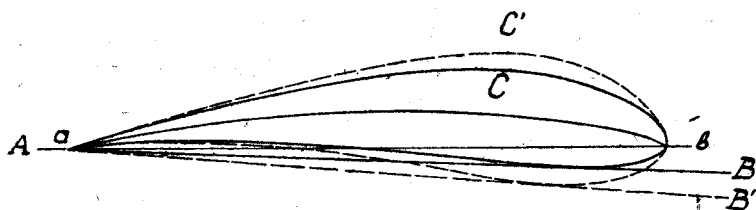
Совершенно понятно, что этими двумя величинами невозможно характеризовать геометрическую форму профиля, однако для упрощения мы только ими пока и ограничимся.

Наша задача теперь заключается в том, чтобы проследить, как коэффициенты крыла  $C_y$  и  $C_x$  зависят от этих двух параметров. Но прежде

чем перейти к разрешению этого вопроса, необходимо сделать одно весьма существенное замечание.

В большинстве аэродинамических лабораторий коэффициенты крыла  $C_y$  и  $C_x$  относят к углам атаки, отсчитываемым от хорды  $AB$ , которую мы будем называть касательной хордой. Выбранное направление хорды очень удобно практически, но оно оказывается совершенно неудовлетворительным при сравнении испытаний различных профилей.

В самом деле, представим себе, что мы сравниваем аэродинамические характеристики двух профилей, которые имеют различные толщины  $\sigma_0$ , но одну и ту же образующую дугу, а следовательно, и одинаковую вогнутость  $h_0$  (фиг. 2). Если при сравнении аэродинамические коэффициенты окажутся различными, то это, очевидно, может произойти только за счет разных толщин. Отсчитывая углы атаки от касательных хорд  $AB$  и  $A'B'$  и сравнивая коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$  на каком-либо определенном угле атаки, например,  $\alpha = 0^\circ$ , мы, видим, что внутренняя хорда  $ab$  того и другого профилей находится под разными углами к потоку, а следовательно и образующая дуга также находится под разными углами к потоку. Теперь возникает вопрос, за счет чего разнятся коэффициенты: за счет ли того, что они имеют разные толщины, или же за счет того, что образующая дуга находится в том и другом случаях под разными углами атаки? Для того чтобы избежать этой неопределенности, отсчет углов атаки удобнее вести от внутренней хорды  $ab$ ; при таком способе толщина не будет влиять на отсчеты углов атаки. На диаграммах, представляющих собой



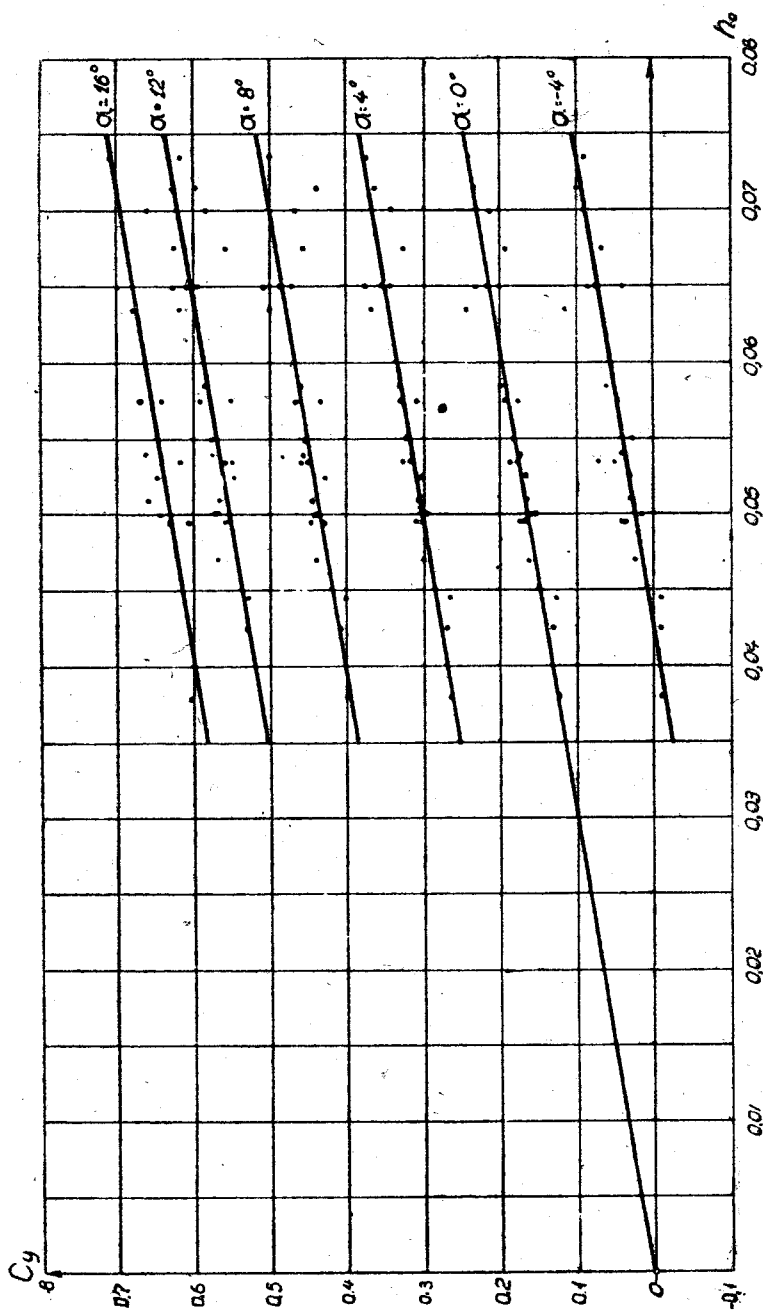
Фиг. 2. Сравнение двух профилей одинаковой вогнутости.

зависимость коэффициентов  $C_y$  и  $C_x$  от углов атаки, переход к внутренней хорде выразится в том, что начало координат передвинется в сторону отрицательных углов на соответствующую величину  $\Delta\alpha$ .

При рассмотрении крыльев с различными профилями мы воспользовались испытаниями Геттингенской аэродинамической лаборатории<sup>1</sup>. Было выбрано 25 профилей, наиболее разнообразных по своей форме, и их относительная вогнутость определялась указанным выше способом.

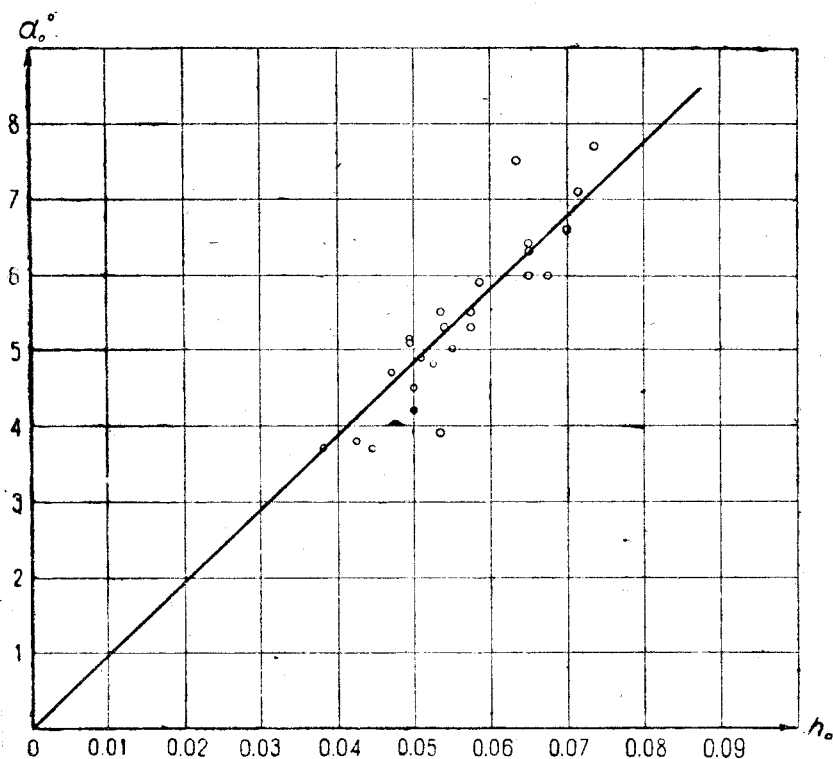
На фиг. 3 приведено изменение коэффициента подъемной силы  $C_y$  в зависимости от вогнутости для постоянных углов атаки. Через точки, соответствующие одному и тому же углу атаки, проведены прямые, параллельные между собой. Прямая, соответствующая углу атаки  $\alpha = 0^\circ$ , проходит через начало координат, что вполне естественно, так как при отсчете углов атаки от внутренней хорды подъемная сила симметричного профиля равна нулю. Разброс точек, который при этом получился, мог произойти от разных причин. Прежде всего следует отметить, что здесь не учтено влияния других параметров профиля и, в частности, толщины; затем расхождение могло произойти от неточного выполнения модели по заданному профилю и, наконец, от неточного испытания в трубе. Что касается влияния толщины профиля на коэффициент  $C_y$ , то в пределах исследуемых профилей выявить его оказалось совершенно невозможным.

<sup>1</sup> „Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen“, Lief. I. Номера профилей: 389, 446, 398, 384, 404, 405, 406, 407, 418, 388, 412, 436, 366, 422, 383, 414, 386, 382, 390, 425, 387, 385, 365, 364, 363.



Фиг. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла  $C_y$  от параметра вогнутости  $h_0$ .

Причина этого, повидимому, заключается в том, что испытания в аэродинамических трубах очень неточны; опыт показывает, что повторные испытания одной и той же модели дают иногда настолько разные результаты, что расхождение в значениях  $C_y$  приближается к разбросу точек, который и получился в данном графике. К сожалению приходится отметить, что большинство аэродинамических лабораторий избегает опубликовывать материал повторных испытаний, что очень затрудняет исследование. Во всяком случае указанная зависимость позволяет приблизительно судить о том, как зависит  $C_y$  от вогнутости  $h_0$ . В первом приближении, следовательно, можно считать, что на летных углах атаки толщина профиля не оказывает заметного влияния на  $C_y$ .



Фиг. 4. Зависимость от параметра вогнутости  $h_0$  угла атаки  $\alpha_0^\circ$ , при котором коэффициент подъемной силы  $C_y = 0$ .

Так как в большинстве случаев на летных углах атаки  $C_y$  есть линейная функция, то, приняв это во внимание, можно полученные результаты обобщить формулой:

$$C_y = kh_0 + k'\alpha,$$

где  $k$  — есть среднее значение  $\frac{dC_y}{dh_0}$  и  $k'$  — среднее значение  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  при постоянном  $h_0$ . В данном случае можем считать:

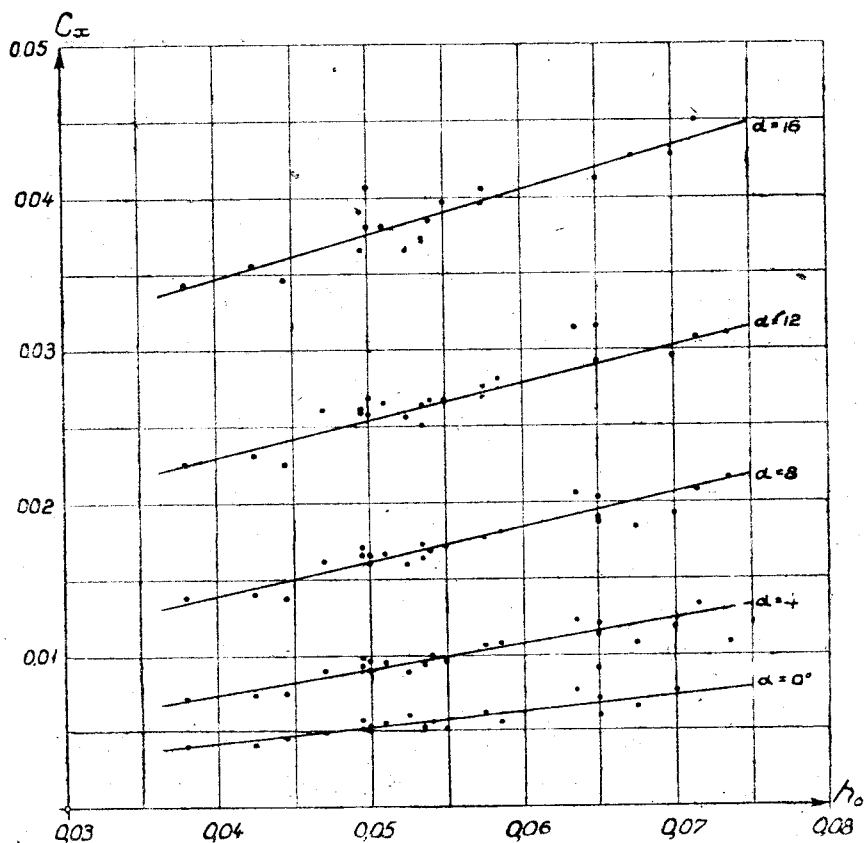
$$k = 3,27; k' = 1,96.$$

Из формулы (1) следует, что коэффициент  $C_y$  обращается в нуль при угле атаки  $\alpha_0^\circ$ :

$$\alpha_0 = -\frac{k}{k'} h_0 = -1,66 h_0,$$

и что этот угол есть линейная функция  $h_0$ . Это очень хорошо подтверждается опытом. На фиг. 4 приведена средняя прямая; она проходит через начало координат; две сильно выпавшие точки можно считать случайными, остальные же лежат в пределе меньшем, чем  $\pm 1^\circ$ .

Коэффициент  $C_x$ , характеризующий собой лобовое сопротивление, также может быть выражен в функции вогнутости (фиг. 5). Эту зависимость в первом приближении можно считать линейной, хотя в действительности это не так. Наклоны прямых здесь уже для каждого угла атаки различны. Из дальнейшего можно видеть, что эти прямые линии следовало бы заменить параболлами, которые в пределах рассматриваемой вогнутости очень близки к прямым.

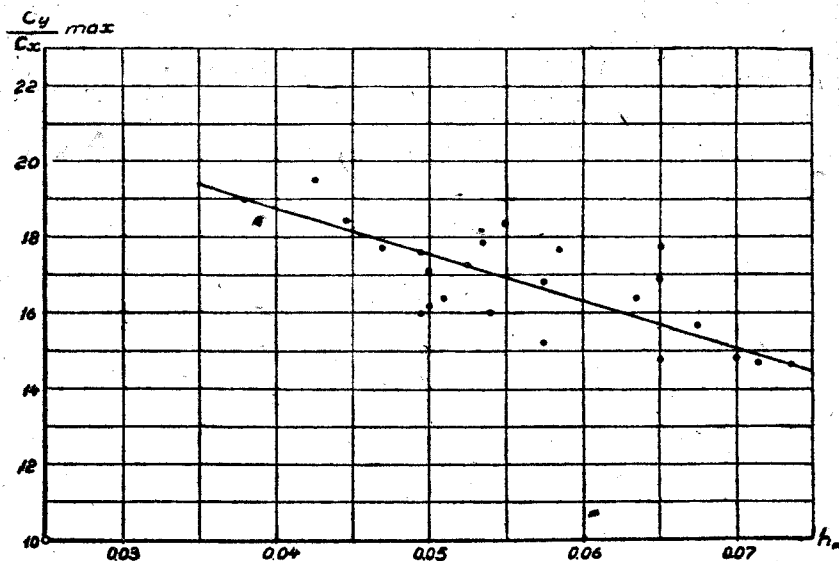


Фиг. 5. Зависимость коэффициента лобового сопротивления  $C_x$  от параметра вогнутости  $h_0$ .

Также не удалось обнаружить здесь и влияния толщины профиля, хотя это и противоречит основному представлению о сопротивлении. Происходит это потому, что при данном значении  $C_{x\parallel}$  соответствующие им значения  $C_x$  разнятся только за счет профильного сопротивления, изменение которого от толщины составляет очень небольшую часть полного сопротивления.

Приведенные графики довольно отчетливо выражают зависимость аэродинамических характеристик крыла от вогнутости и позволяют построить приближенно поляру Лилиенталя. При этом, конечно, построенная таким образом поляра не может в полной мере заменить собой поляру, полученную из опыта, и служить основанием для расчета; с помощью ее можно только судить о том, что мы можем ожидать от того или другого крыла.

Величина качества крыла (отношение  $\frac{C_y}{C_x}$ ) часто является решающей при выборе профиля, поэтому на фиг. 6 и приведена зависимость его от вогнутости; с увеличением вогнутости оно заметно падает. Выяснить



Фиг. 6. Зависимость максимального качества  $\frac{C_y}{C_x}$  max от параметра вогнутости  $h_0$ .

влияние толщины не удалось, хотя и представляется вполне очевидным, что качество с увеличением толщины должно уменьшаться. Причина такой неудачи лежит в точности его определения: повторные испытания дают резкое несовпадение отдельных точек.

## 2. Крылья типа „инверсия параболы“

При рассмотрении крыльев с различными профилями во всех приведенных графиках мы наблюдали довольно значительный разброс отдельных точек. Причиной этому могут быть два обстоятельства: во-первых, слишком элементарный подход к оценке профиля (параметры вогнутости и толщины еще не дают достаточной геометрической его характеристики), во-вторых, неточность самого опыта. Для выяснения этих основных вопросов мы перейдем к рассмотрению крыльев с теоретическими профилями. Преимущество теоретических профилей заключается не только в том, что их форма может быть выражена математически, но, главным образом, в том, что для них возможно найти теоретическую величину подъемной силы и, сравнивая ее с опытной, возможно вносить в теорию крыла те или иные коррективы.

К числу наиболее известных теоретических профилей следует отнести профили типа „инверсия параболы“, носящие обычно название „профилей Жуковского“, и типа „инверсия эллипса“.

Материал по испытанию крыльев типа „инверсия параболы“ заимствован нами из „Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen“ Lief. III; крылья типа „инверсия эллипса“ испытывались в трубе НК-1; 1 ЦАГИ.

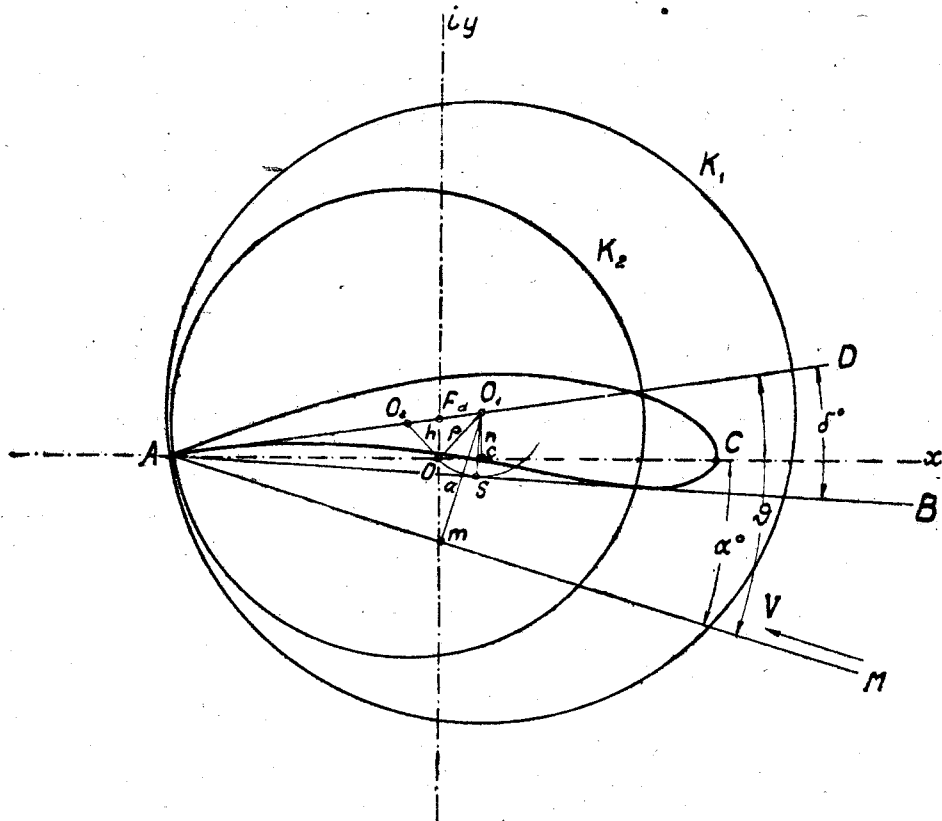
Прежде чем перейти к изучению аэродинамических свойств крыльев типа „инверсия параболы“, обратимся к рассмотрению построения самого профиля.

Профили указанного типа, как известно, получаются конформным преобразованием окружности помощью аналитической функции:

$$\zeta = 1/2 \left( z + \frac{r_0^2}{z} \right),$$

где  $z = x + iy$  суть точки преобразуемой окружности,  $r_0$  — постоянная величина и  $\zeta = \xi + i\eta$  — точки профиля.

Наиболее удобным и простым методом построения таких профилей является метод Треффта. Сущность его сводится к построению двух окружностей  $K_1$  и  $K_2$ , которые являются взаимно инверсиями одна другой. При данном значении  $r_0$  в преобразующей функции форма и величина



Фиг. 7. Построение профиля инверсии параболы по методу Трефца.

профиля будут зависеть исключительно от расположения центра  $O_1$  окружности  $K_1$  относительно координатных осей. Обычно оно определяется двумя координатами: расстоянием  $OF=h$  по оси ординат и отрезком  $FO_1=d$  (фиг. 7). Из самого построения вытекает, что параметр  $h$  определяет собой вогнутость профиля, а параметр  $d$ —его толщину. В большинстве случаев эти параметры задаются не в абсолютных значениях, а как отношения к радиусу  $r_0$ :

$$p = \frac{h}{r_0}, \quad q = \frac{d}{r_0}.$$

Поэтому масштаб построения остается произвольным. В практических случаях часто встречается необходимость построить профиль в определенном, наперед заданном масштабе, который определяется величиной хорды  $b$ . Для этого, очевидно, нужно установить соотношения между  $p$ ,  $q$

и  $r_0$ , с одной стороны, и величиной хорды  $b$ , с другой. Это можно сделать просто, если положение центра  $O_1$  преобразуемой окружности определять не расстояниями  $h$  и  $d$ , а другими величинами: длиной перпендикуляра  $n$ , опущенного из центра  $O_1$  на теоретическую хорду  $AC$ , и расстоянием  $L$  основания этого перпендикуляра от задней кромки  $A$ . Тогда новые координаты центра окружности  $O_1$  могут быть представлены в виде:

$$n = \frac{bp}{2} \left( 1 + \frac{q}{\sqrt{p^2 + l + q}} \right); \quad L = \frac{b}{2} \left( 1 + \frac{q}{\sqrt{p^2 + l + q}} \right),$$

а положение начала координат  $O$  определяется отрезком  $OC = a$ , где

$$a = \frac{b}{2} \left[ \frac{q \left( 1 + \frac{q}{\sqrt{p^2 + l + q}} \right)}{\sqrt{p^2 + l + q}} \right].$$

Удобство введения новых параметров  $n$  и  $L$  заключается, главным образом, в том, что становится возможным определить коэффициент  $C_y$  теоретической подъемной силы для любого профиля, не прибегая к его построению.

По теории проф. Н. Е. Жуковского подъемная сила  $P$  для крыла бесконечного размаха определяется формулой:

$$P = \rho \Gamma l v, \quad (1)$$

где  $\rho$  — плотность жидкости,  $\Gamma$  — циркуляция по замкнутому контуру, заключающему в себе профиль,  $l$  — размах крыла и  $v$  — скорость на бесконечном удалении от крыла. В эту формулу входит только одна неизвестная — величина циркуляции  $\Gamma$ , которую мы определим из того условия, что критическая точка, точка схода прилегающих к обтекаемому контуру струй находится в задней кромке крыла в точке  $A$ . В таком случае циркуляция  $\Gamma$  может быть выражена известной формулой:

$$\Gamma = 2\pi v R \sin \vartheta, \quad (2)$$

где  $R$  — радиус преобразуемой окружности,  $\vartheta$  — угол атаки, отсчитываемой от направления хорды  $AD$ , и  $v$  — скорость в бесконечности.

С другой стороны, подъемная сила крыла может быть выражена через абсолютный коэффициент  $C_y$ :

$$P = \rho C_y S v^2, \quad (3)$$

где  $S$  — площадь крыла. Решая эти последние три уравнения, находим:

$$C_y = \frac{2\pi}{b} R \sin \vartheta.$$

Обращаясь к фигуре, видим, что  $R \sin \vartheta$  есть длина перпендикуляра  $O_1 m$ , опущенного из центра преобразуемого круга на прямую, параллельную скорости в бесконечности и проходящую через точку  $A$ .

Отсюда получается, что коэффициент подъемной силы  $C_y$  пропорционален длине перпендикуляра  $O_1 m = n$ .

Если углы атаки отсчитывать от внутренней хорды  $AC$ , совпадающей с действительной осью  $x$ , то при  $\alpha = 0^\circ$ :

$$C_y = 2\pi \frac{h}{b},$$

где отношение  $\frac{h}{b}$  есть параметр, характеризующий относительную во-

нутость профиля. Обозначим его через  $n_0$ :

$$C_y = 2\pi \cdot n_0,$$

т. е. коэффициент подъемной силы на данном угле атаки есть линейная функция относительной вогнутости. Характер такой зависимости, как мы видели, очень хорошо подтверждается опытом.

Определим теперь подъемную силу крыла:

$$P = \rho C_y S v^2.$$

Подставив сюда значение  $C_y$  и выразив площадь крыла  $S$  через хорду крыла  $b$  и размах  $l$ , получим:

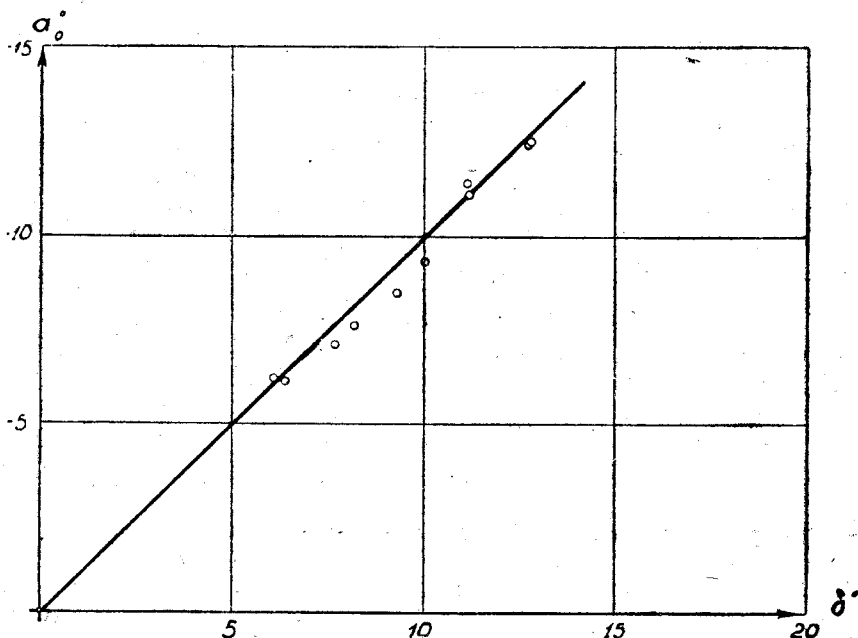
$$P = 2\pi \rho l v^2 n,$$

т. е. подъемная сила крыла на этом угле атаки не зависит от размеров

Фиг. 8. Определение коэффициента теоретической подъемной силы крыла  $C_{y \text{ теор.}}$  для профилей типа инверсия параболы.

профиля и зависит только от абсолютной вогнутости  $n$ . Это есть известная теорема ак. С. А. Чаплыгина.

Пользуясь этим свойством, можно легко решать обратную задачу, когда требуется построить профиль, имеющий на данном угле атаки  $\alpha$  заданное



Фиг. 9. Зависимость от параметра  $\delta_0$  угла атаки  $\alpha_0$  при котором  $C_y = 0$ .

значение  $C_y$ . Для этого нужно провести хорду  $AC$ , через точку  $A$  провести прямую  $AM$  под углом  $\alpha$  к хорде, восстановить к ней перпендикуляр  $MO_1$ , определяемый предыдущим равенством, и через полученную точку  $O_1$  провести прямую, параллельную  $AM$ , которая и будет геометрическим местом центров преобразуемой окружности  $K_1$  (фиг. 8).

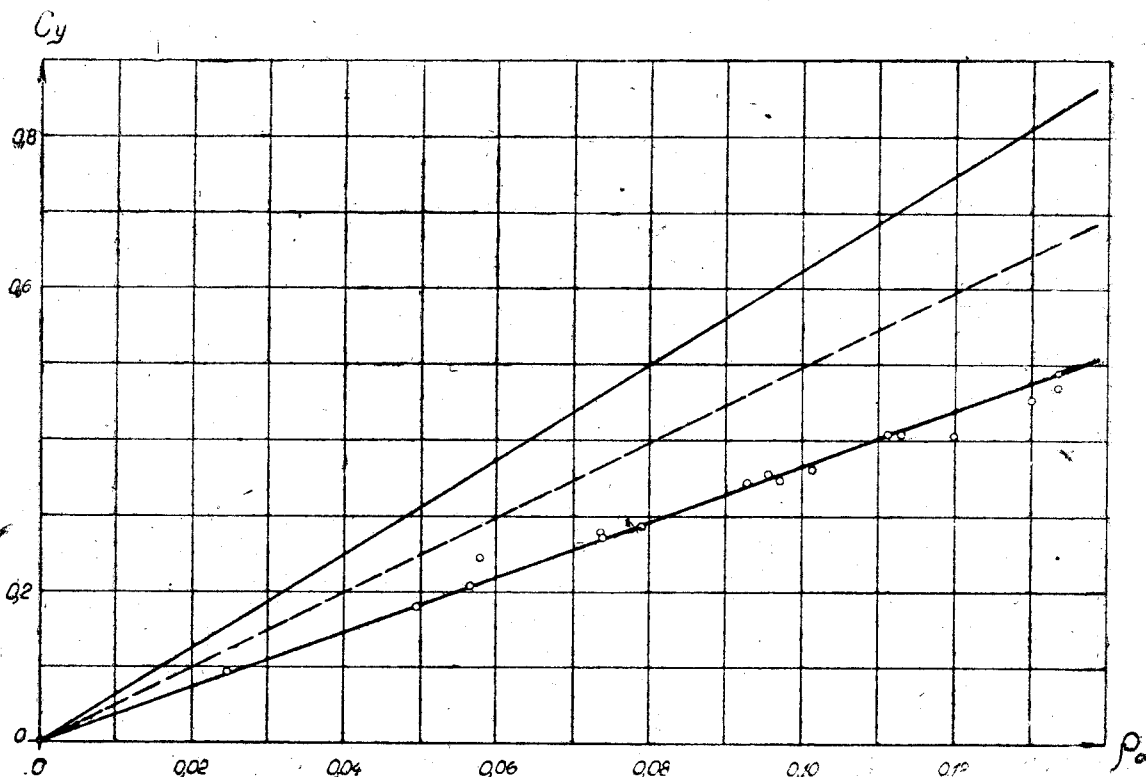
Когда направление потока в бесконечности совпадает с направлением  $AD$ , тогда  $\delta = 0$ , а следовательно и  $C_y = 0$ . Это хорошо подтверждается опытом.

На диаграмме (фиг. 9) по оси абсцисс отложены теоретические значения углов атаки  $\delta_0$ , при которых  $C_y = 0$ , а по оси ординат — значения  $\alpha_0$ , полученные из опыта, причем отсчет углов атаки производился от хорды

$AB$ , касательной к профилю. Если бы то и другое значения углов точно совпадали, то мы получили бы прямую, построенную на фиг. 9. В действительности же точки очень незначительно отступают от прямой, поэтому несовпадение можно отнести к неправильной установке модели при испытании или же к неточному выполнению модели.

При определении угла  $\alpha_0^\circ$  нам пришлось ограничиться рассмотрением профилей с малой вогнутостью; профили с большой вогнутостью дают резкое выпадение из указанной закономерности; подробнее об этом будет указано в дальнейшем.

Перейдем теперь к сравнению теоретических и опытных значений  $C_y$ . Сделать это можно сравнительно легко, если воспользоваться одним интересным геометрическим соотношением. Если из центра  $O_1$  радиусом,



Фиг. 10. Сравнение теоретического коэффициента подъемной силы с опытным для крыльев типа „инверсия параболы“ при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ .

равным  $O_1O$ , провести окружность, то она коснется хорды  $AB$  в точке  $s$  (свойство это было доказано Б. В. Коростелевым). Поэтому

$$O_1s = \rho = \sqrt{a^2 + n^2}.$$

Но  $O_1s$  есть величина, пропорциональная коэффициенту  $C_y$ , поэтому для угла атаки  $\alpha = 0^\circ$ , отсчитываемому от хорды, касательной к профилю, можно сразу вычислить коэффициент:

$$C_y = \frac{2\pi}{b} \rho,$$

$$\text{где } \rho = \sqrt{a^2 + n^2} = \frac{b}{2} \left( 1 + \frac{q}{\sqrt{p^2 + 1 + q}} \right) \sqrt{\frac{q^2}{(\sqrt{p^2 + 1 + q})^2 + p^2}}.$$

На фиг. 10 приведено сравнение опытных значений  $C_y$  с теоретическими при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ . По оси ординат отложены значения  $C_y$ , а по оси

абсцисс—отношение  $\frac{p}{b} = \rho_0$ . Линейная зависимость  $C_y$  от  $\rho_0$  подтверждается хорошо; выпадение отдельных точек сравнительно невелико и может быть вполне объяснено неточной установкой угла атаки при испытании модели в трубе, особенно если принять во внимание, что весы Геттингенской лаборатории построены по типу ниточного подвеса. Расхождение опытных значений с теоретическими оказалось очень значительным; основной причиной этого является, главным образом, то, что теоретические значения определены для крыла бесконечного размаха, а опыты относятся к крылу с относительным размахом  $\lambda = 5$ ; кроме того, теоретически задача решается с жидкостью идеальной, в действительности же жидкость вязкая. Если воспользоваться теорией индуктивного сопротивления проф. Прандтля и сделать пересчет опытных значений для крыла бесконечного размаха, то мы получим новую прямую, нанесенную на фигуре пунктиром. Теперь становится возможным установить поправочный коэффициент  $\eta$  для перехода от теоретических значений к опытным, где он приблизительно равен 0,8:

$$C_y = 0,8 C_{y\text{теор.}}$$

Этот коэффициент остается постоянным и для других углов атаки, но в пределах тех значений, при которых  $C_y$  является линейной функцией угла атаки. Ограничиваясь этим пределом, наиболее интересным с практической точки зрения, можно установить также зависимость между углом атаки и коэффициентом  $C_y$  при данном значении  $\rho_0$ . Опыт показывает, что для этой серии крыльев в указанных пределах величина  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  остается постоянной; поэтому полученные результаты можно с достаточной для практики точностью обобщить формулой;

$$C_y = kh_0 + k'\alpha.$$

При изучении указанных выше свойств нельзя было охватить всю серию крыльев этого типа, так как некоторые из них явно не подчиняются найденным закономерностям. Если сопоставить примененные здесь параметры с теми, которыми мы пользовались при исследовании крыльев различных типов, то мы увидим, что параметру вогнутости здесь соответствует параметр:

$$\frac{h}{b} = \frac{OF}{AC},$$

который также характеризует вогнутость профиля. Поэтому рассмотрим изменение коэффициента  $C_y$  в функции параметра:

$$p = \frac{h}{r_0}.$$

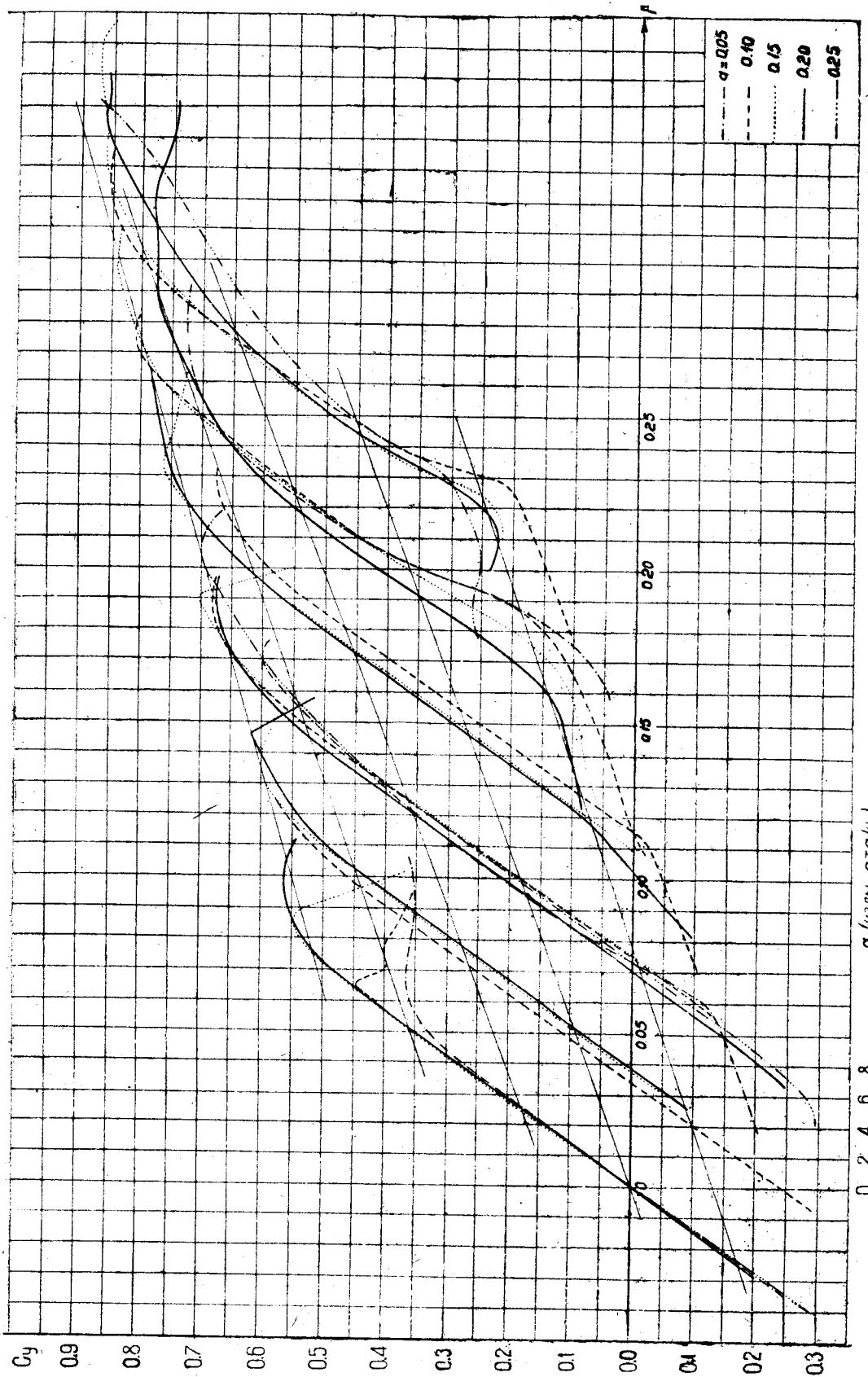
На фиг. 11 построены для различных профилей этой серии кривые, выражающие зависимость  $C_y$  от углов атаки, отсчет которых производится от внутренней хорды. Для более удобного сравнения кривых они сдвинуты по оси абсцисс пропорционально параметру вогнутости  $p$ , и через точки, соответствующие одним и тем же углам атаки, проведены прямые линии.

С изменением вогнутости  $p$  кривые поднимаются вверх и максимальные значения  $C_y$  увеличиваются. При нулевой подъемной силе, т. е. там, где кривые пересекают ось абсцисс,  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  остается постоянной величиной лишь только для значений:

$$p < 0,15,$$

что приблизительно равносильно

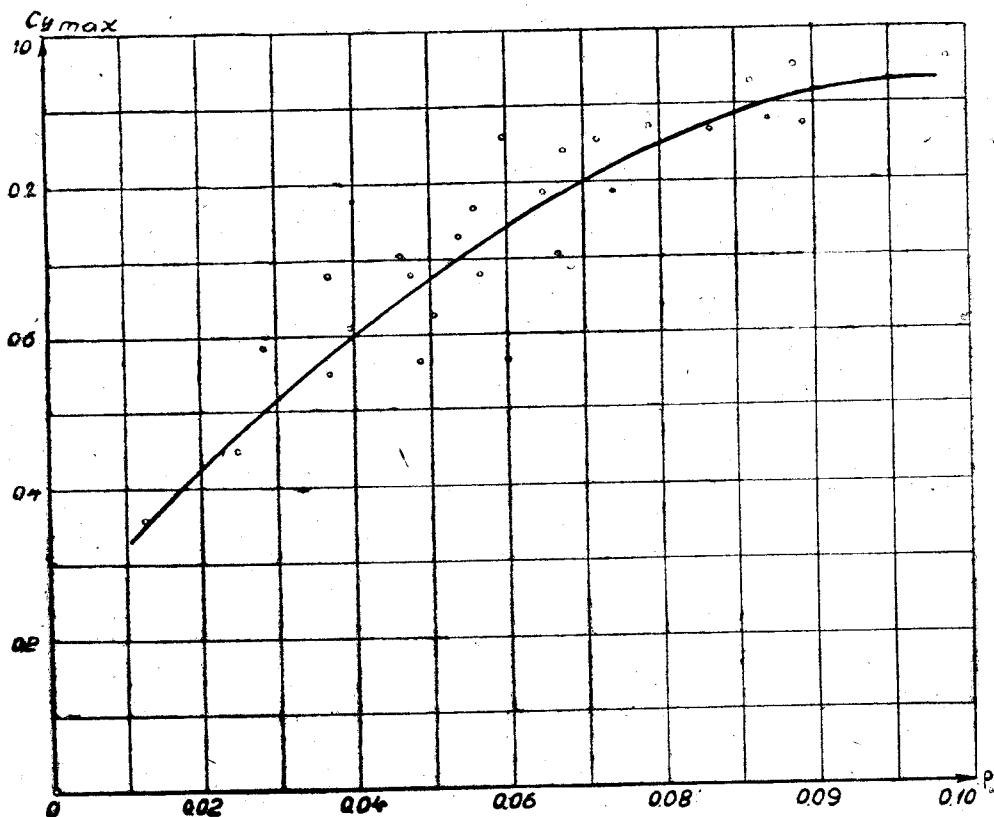
$$h_0 < 0,075.$$



Фиг. 11. Сводная диаграмма кривых  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  для крыльев типа „инверсия параболы“.

При большом значении  $h_0$  линейная зависимость  $C_y$  нарушается даже на летных углах атаки и исследование вести чрезвычайно затруднительно, так как обтекание крыла в таких условиях зависит не только от его формы, но и от той скорости, при которой ведется испытание. Это обстоятельство и является причиной того, что крылья с большой вогнутостью почти не применяются в практике.

Из всего приведенного выше совершенно ясно следует, что коэффициент  $C_y$  зависит, главным образом, от вогнутости профиля; второй основной параметр, толщина, в пределах исследуемых профилей на летных углах атаки почти не играет никакой роли; можно лишь указать, что заметное влияние она оказывает при посадочных углах атаки. Так, например, симметричные профили (фиг. 11) дают увеличение максимального



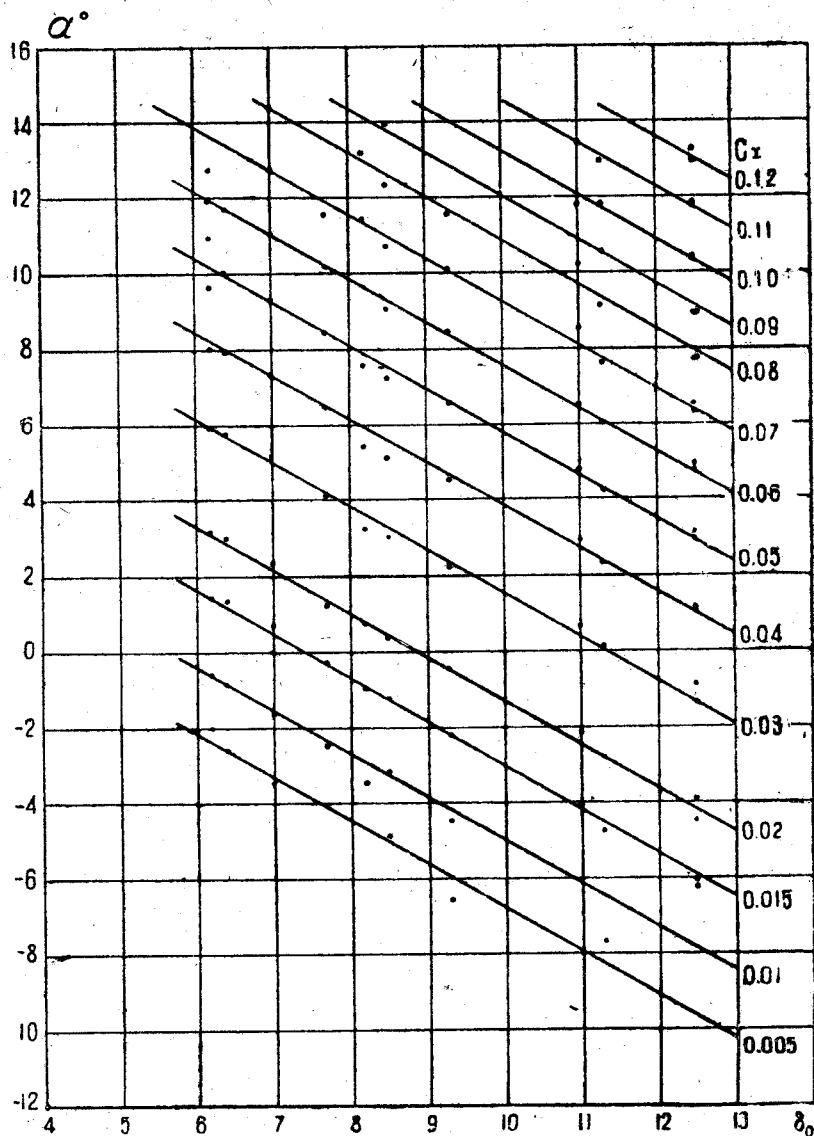
Фиг. 12. Зависимость коэффициента максимальной подъемной силы  $C_{y \max}$  от параметра  $\rho_0$ .

значения  $C_y$  с увеличением толщины; но при значении параметра  $\rho = 0,05$  эта зависимость уже нарушается; выявить закономерность пока совершенно не удастся. На фиг. 12 максимальное значение  $C_y$  выражено в функции  $\rho_0$ .

Коэффициент лобового сопротивления  $C_x$  можно также выразить в функции  $\rho_0$  или вогнутости  $h_0$ , как это было сделано при рассмотрении крыльев различного типа. Однако введение параметра  $h_0$  имеет некоторые неудобства.

Полное лобовое сопротивление можно рассматривать состоящим из двух частей: профильного сопротивления, зависящего от состояния поверхности крыла, а также толщины, и индуктивного, зависящего исключительно от коэффициента  $C_y$ . Поэтому ограничиваться введением только одного параметра уже невозможно; но, с другой стороны, изучение зависимости от двух параметров очень сложно. Мы постараемся обойти эту сложность, если введем новый комбинированный параметр, характеризую-

ющий собой одновременно и вогнутость его и толщину. Это будет угол  $\delta_0$ , образуемый хордой, касательной к профилю, и направлением, при котором  $C_y = 0$ . Теперь можно выяснить, как изменяется коэффициент  $C_x$  в зависимости от  $\delta_0$ . Гораздо удобнее будет рассмотреть обратную зависимость: между углом атаки  $\alpha^\circ$  и параметром  $\delta^\circ$  при постоянном значении  $C_x$  (фиг. 13). Можно с достаточной степенью точности считать эту зависи-



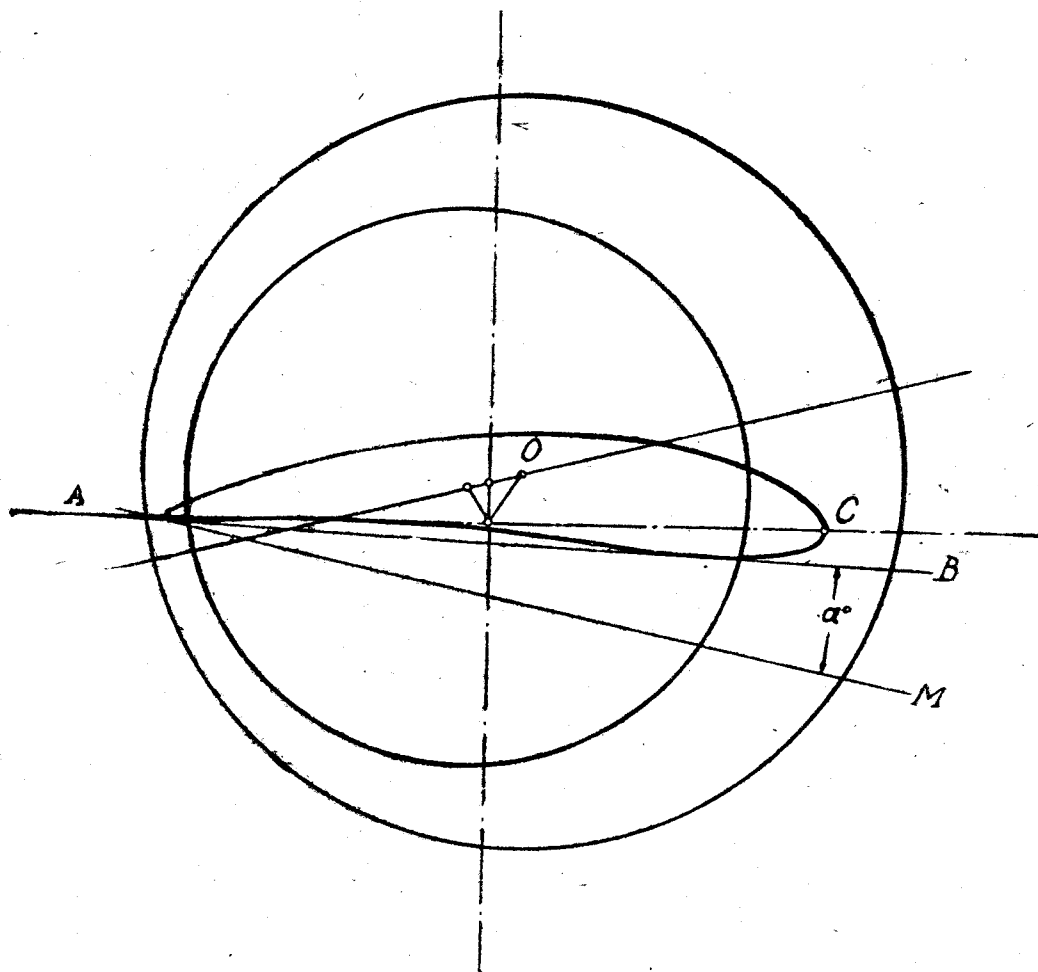
Фиг. 13. График для определения коэффициента лобового сопротивления  $C_x$  по углам атаки в зависимости от параметра  $\delta_0$ .

мость линейной и выпадение отдельных точек отнести к неточной установке угла атаки при опыте, а также и к неточности самого опыта. Если выразить  $C_x$  в функции угла атаки  $\alpha^\circ$ , при постоянном значении  $\delta_0$ , то получим параболическую зависимость.

Заканчивая исследование крыльев этой серии, можно сделать заключение, что на летных углах атаки изменение коэффициентов  $C_x$  и  $C_y$  протекает вполне закономерно; можно построить интерполяционные графики и определить аэродинамические свойства крыла, не прибегая к эксперименту.

### 3. Крылья типа „инверсия эллипса“.

Профили типа „инверсия параболы“ являются наиболее простыми из всех известных типов, поддающихся теоретической разработке; некоторые частные свойства их позволяют решать сложные задачи, как, например, определить циркуляцию и связанную с ней подъемную силу, определить давление и т. п. Но самым важным из всего этого является то, что представляется возможность установить соотношение между теорией и опытом. Поэтому было бы весьма желательным сравнить аналогичные испытания лаборатории ЦАГИ с приведенными выше испытаниями Геттингенской

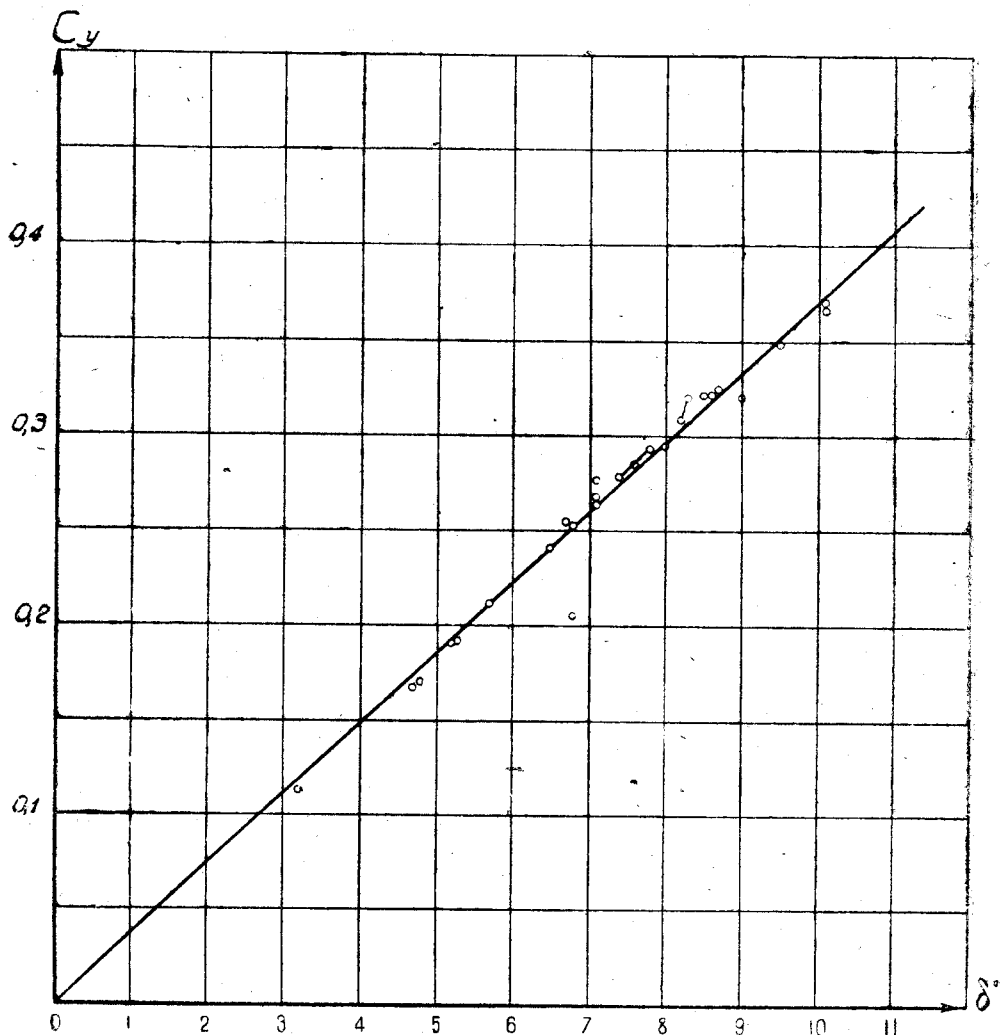


Фиг. 14. Построение профиля „инверсия эллипса“ по методу Треффта.

лаборатории. Но, к сожалению, в настоящих условиях это оказалось затруднительным, так как модели в лаборатории ЦАГИ изготавливаются из дерева и в зависимости от атмосферных условий деформируются. А мы уже видели, что малейшее изменение вогнутости довольно резко сказывается на характеристиках крыла. Поэтому пришлось остановиться на другой серии крыльев типа „инверсия эллипса“, которая имеет закругленную заднюю кромку и более устойчива в смысле деформации.

Теория профилей типа „инверсия эллипса“ была разработана ак. С. А. Чаплыгиным. Исследования сотрудников ЦАГИ: М. Н. Веселовского и, главным образом, Б. В. Коростелева показали, что эти профили могут быть построены тем же методом Треффта. Сущность построения сводится

к построению двух окружностей, причем в отличие от инверсии параболы эти окружности не соприкасаются между собой, благодаря чему задняя кромка получается закругленной (фиг. 14). Для построения профиля нужно знать четыре параметра: вогнутость, толщину, отношение радиусов  $\frac{r_1}{r_2}$ , где  $r_1$  — наименьший радиус кривизны в передней кромке крыла, а  $r_2$  в задней кромке, и, наконец, масштаб построения.



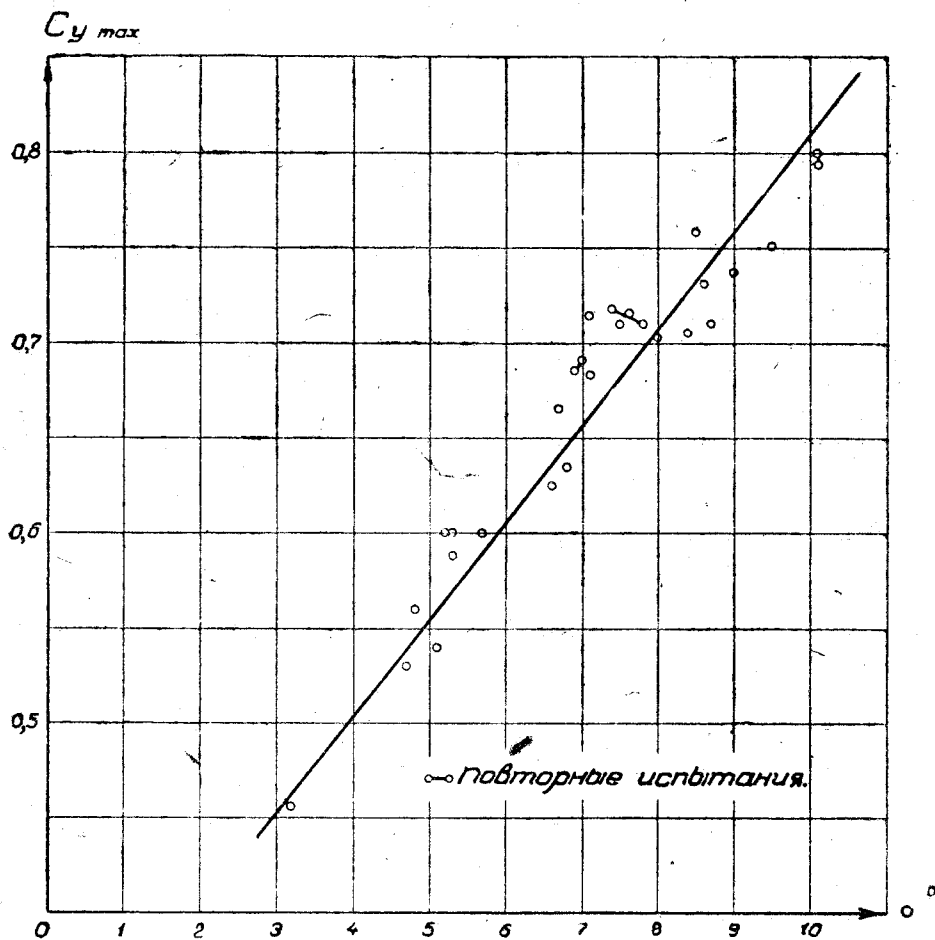
Фиг. 15. Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_y$  от параметра  $\delta^\circ$  при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  для крыльев типа „инверсия эллипса“.

При определении циркуляции  $\Gamma$ , необходимой для нахождения подъемной силы, здесь возникает сложный вопрос о том, где помещается задняя критическая точка. Вполне естественным является допущение, что она находится в точке с наименьшими радиусами кривизны; но отыскание этой точки оказалось весьма сложным и только в последнее время задача была разрешена Б. В. Коростелевым. Поэтому мы не имели пока возможности произвести сравнение опытных коэффициентов с теоретическими.

Серия состояла из 25 крыльев с относительным размахом  $\lambda = 5$ ; параметры вогнутости и толщины менялись в довольно широких пределах,

вещающих в себе применяемые в практике профили. Отношение радиусов кривизны  $\frac{r_1}{r_2}$  выдерживалось постоянным и равным 40. Испытания произведены в трубе НК-1.

При исследовании коэффициента  $C_y$  указанная выше линейная зависимость от вогнутости очень хорошо подтвердилась и для данной серии, но, так же как и в предыдущих случаях, не удалось найти и закономерности в изменении максимального  $C_y$ . Многочисленные попытки в этом направлении привели к необходимости заменить параметр вогнутости



Фиг. 16. Зависимость коэффициента максимальной подъемной силы  $C_{y_{max}}$  от параметра  $\delta^0$  для крыльев типа „инверсия эллипса“.

комбинированным параметром  $\delta^0$ , углом между практической хордой и направлением, при котором  $C_y = 0$ . Так как угол  $\delta^0$  не мог быть определен теоретически, ввиду того что оставался неясным вопрос о положении критической точки, то этот угол определялся непосредственно из опыта.

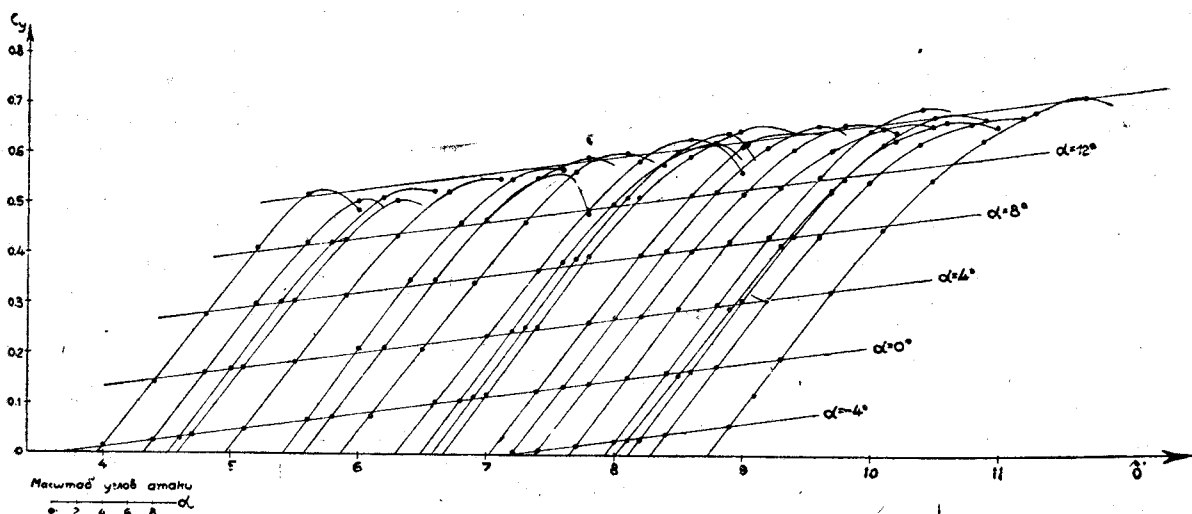
На фиг. 15 приведена зависимость  $C_y$  от  $\delta^0$  при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  и отсчитываемом от практической хорды. Соединенные между собой отдельные точки относятся к повторным испытаниям одной и той же модели. Можно сказать, что отклонение отдельных точек лежит в пределах точности опыта, исключение представляет только одна значительно вы-

павшая точка. Полученную линейную зависимость можно распространить и для других углов атаки, но лишь в пределах, где

$$\frac{dC_y}{d\alpha} = \text{const.}$$

На фиг. 16 представлена зависимость между максимальным значением  $C_y$  и углом  $\delta^\circ$ ; разброс точек получился довольно значительный, но если его оценить в процентном отношении к абсолютным значениям  $C_y$ , то он не превышает приблизительно 4-5%, что является вполне удовлетворительным с практической точки зрения.

Для более понятного представления характера изменения  $C_y$  на фиг. 18 построена диаграмма, подобная приведенной на фиг. 11. По оси абсцисс отложены углы атаки, отсчитываемые от практической хорды, а по оси ординат — значения  $C_y$ ; полученные таким образом кривые сдвинуты по оси абсцисс пропорционально параметру  $\delta^\circ$ ; точки, соответствующие одному и тому же углу атаки, соединены прямыми линиями.



Фиг. 17. Сводная диаграмма кривых  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  для крыльев типа „инверсия эллипса“, испытанных в трубе НК-1 со старой решеткой.

Основываясь на всех предыдущих графиках, как будто можно было бы судить о тех или иных качествах приведенной серии крыльев и сравнить их с другими сериями, в частности, с „инверсией параболы“. К сожалению, этот вопрос оказался весьма сложным.

Серия крыльев „инверсия эллипса“ была также подробно испытана в той же трубе, но с другой решеткой; мы здесь не будем останавливаться на конструкции решетки, а приведем лишь сравнительные данные.

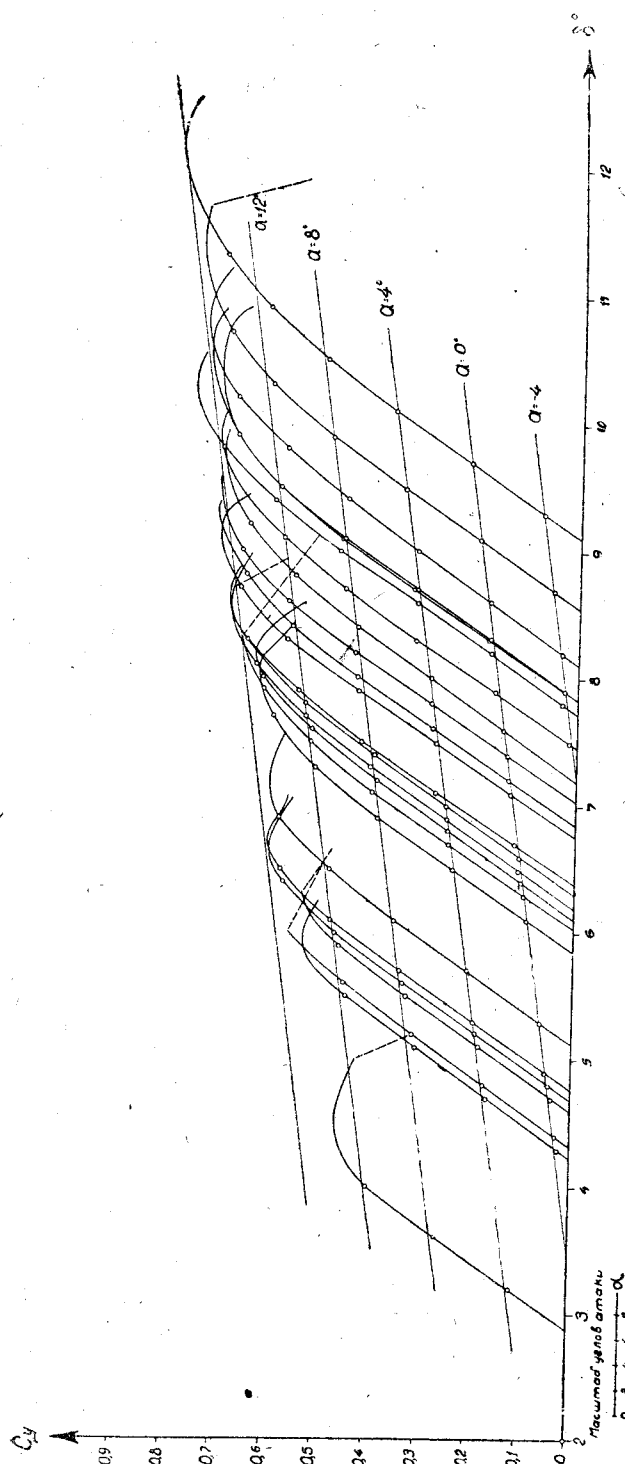
Фиг. 17 построена аналогично диаграмме фиг. 18. Сравнивая результаты, мы видим очень большие расхождения:

среднее значение в первом случае  $\frac{dC_y}{d\alpha} = 1,91,$

„ „ во втором случае  $\frac{dC_y}{d\alpha} = 1,75.$

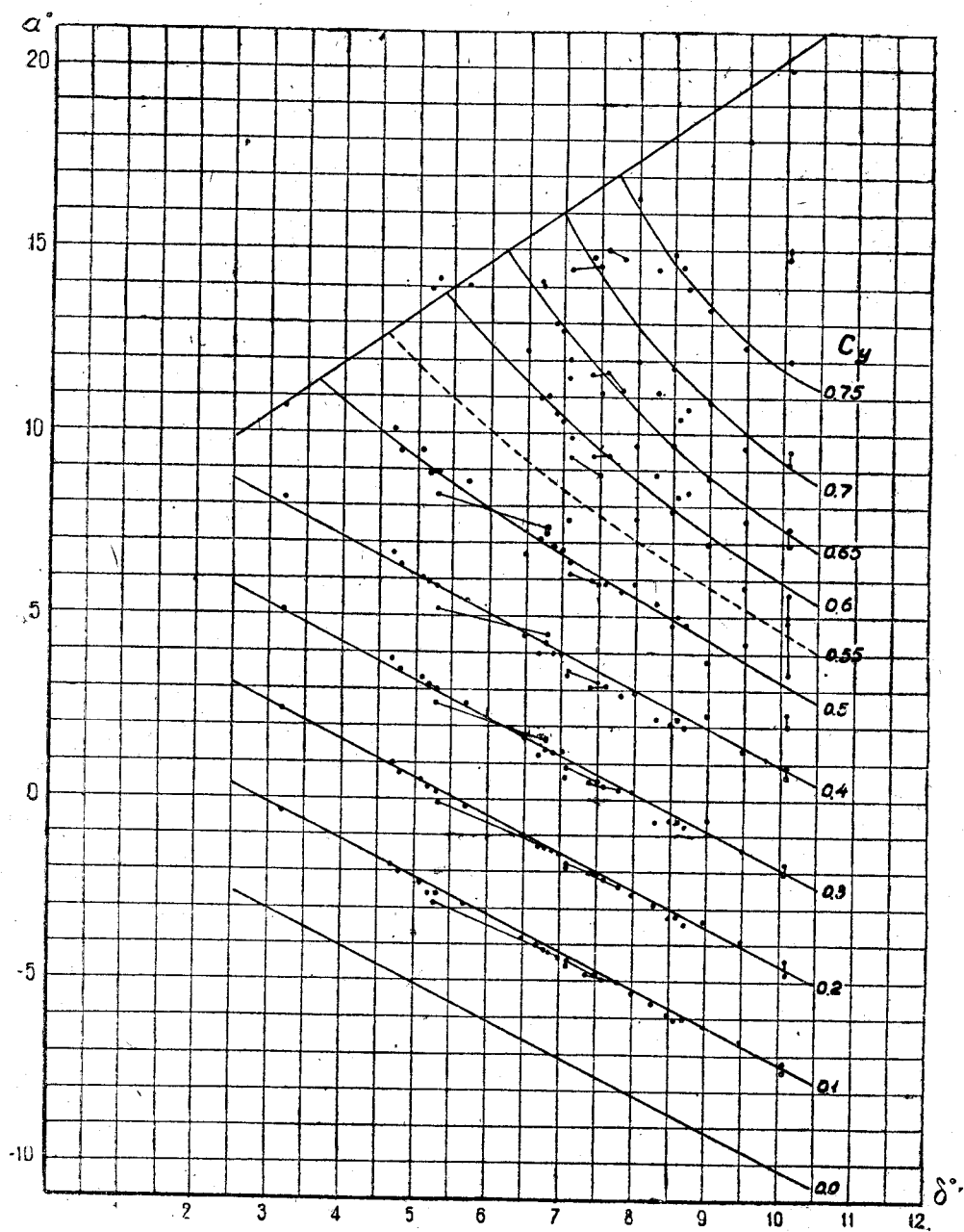
В соответствии с этим и максимальные значения во втором случае получились гораздо меньше. Но особенно интересным является то, что максимальные значения  $C_y$  изменяются более плавно. Причина этого

лежит в структуре потока трубы. Область посадочных углов атаки, как показывает опыт, весьма неустойчива; решающую роль здесь играет



Фиг. 18. Сводная диаграмма кривых  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  для крыльев типа "инверсия эллипса", испытанных в трубе НК-1 с новой решеткой.

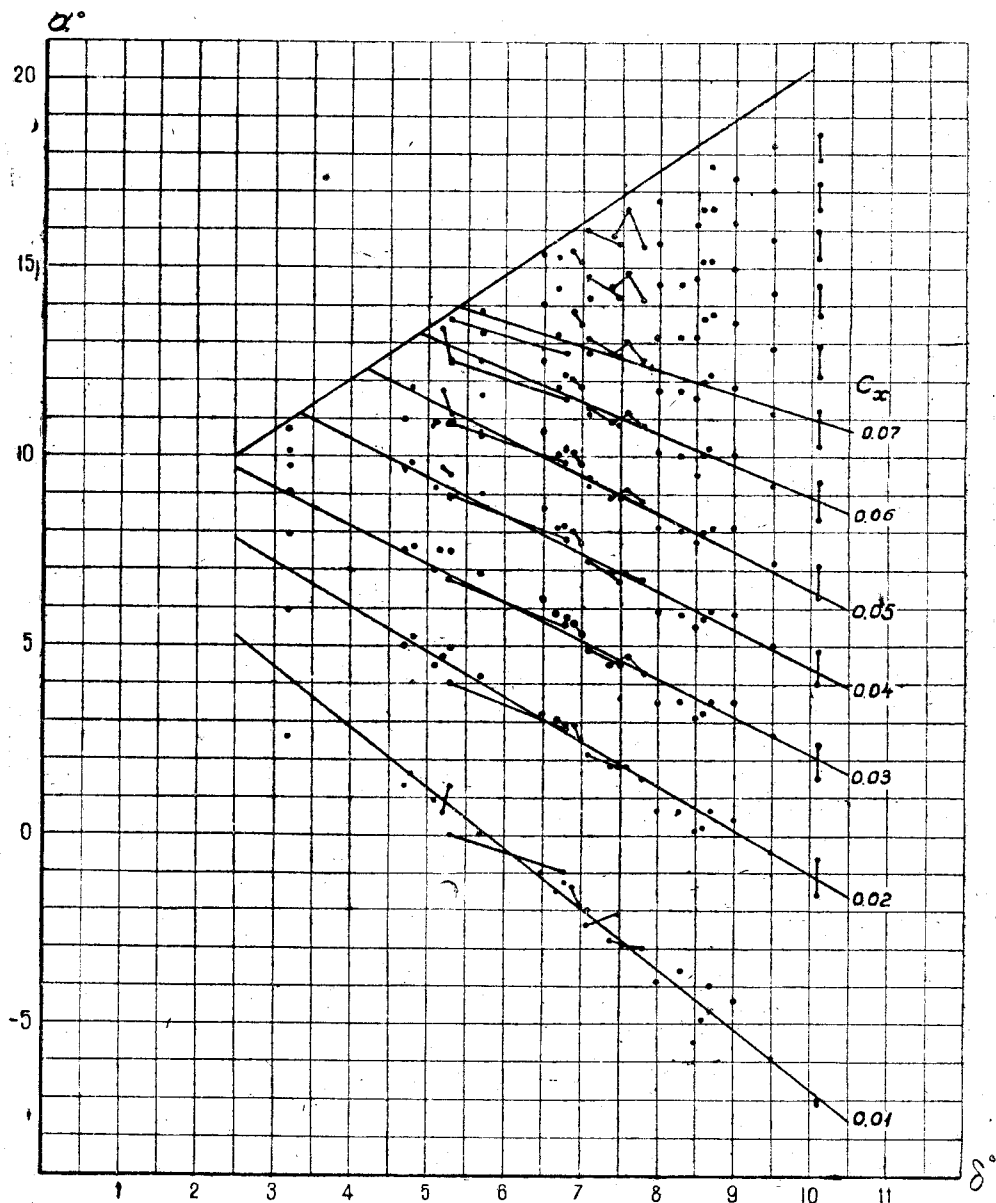
величина скорости, при которой происходит испытание; достаточно в некоторых случаях изменить скорость очень незначительно, как коэффициент  $C_y$  падает на 40% своего первоначального значения. Внешние причины, казалось бы весьма незначительно возмущающие поток, приводят к резкому изменению аэродинамических коэффициентов. Совершенно понятным становится, что при спрямляющей решетке, которая недостаточно вынесена вперед по отношению к испытываемой модели, поток менее устойчив и, следовательно, выравнивает предельные значения  $C_y$ . Явление происходит совершенно так же, как в случае охлаждения жидкости ниже точки ее замерзания; сохраняя жидкость в покое, можно понизить ее температуру ниже точки замерзания, не доведя ее до отвердения. Если этот опыт производить несколько раз, то благодаря различным изменениям или случайностям мы получим разные значения температуры, при которых начинается отвердение; но если во время охлаждения жидкость слегка встряхивать, то при отвердении мы зарегистрируем всегда одну и ту же температуру. Во всяком случае приходится отметить, что изучение поведения крыла на посадочных углах атаки весьма сложно и требует совершенно самостоятельного как теоретического, так и эксперимен-



Фиг. 19. График для построения кривых  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  в зависимости от параметра  $\delta^\circ$  для крыльев типа „инверсия эллипса“.

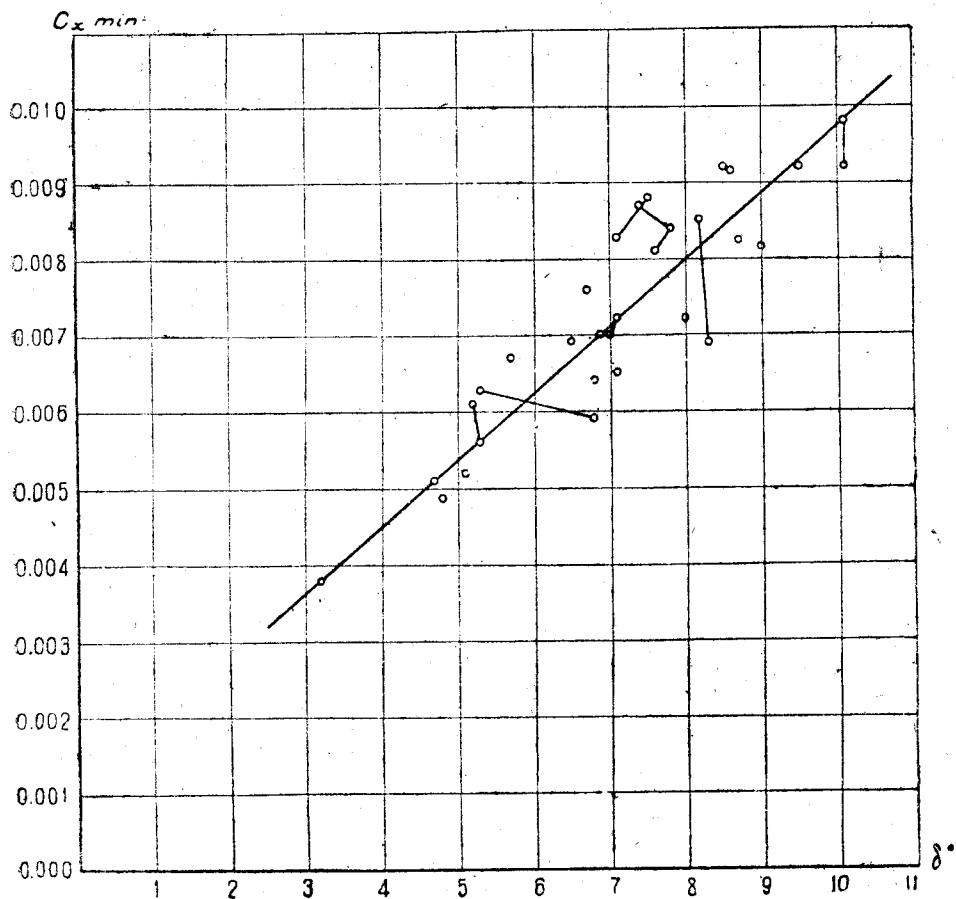
целесообразно делать лишь в том случае, когда испытания проведены в одной и той же трубе; отсюда же вытекает настоятельная необходимость в более тщательном изучении потока.

Для практического определения коэффициентов  $C_x$  крыльев типа „инверсия эллипса“ приведен график на фиг. 19, где по оси абсцисс отсчи-

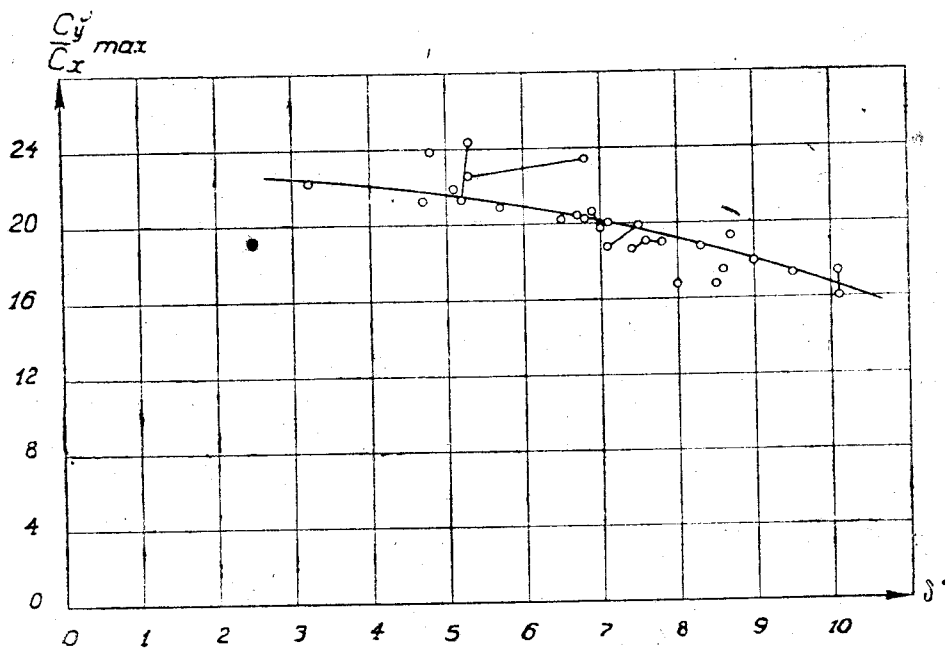


Фиг. 20. График для построения кривых  $C_x$  по  $\alpha^\circ$  в зависимости от параметра  $\delta^\circ$  для крыльев типа „инверсия эллипса“.

таны значения  $\delta^\circ$ , а по оси ординат — углы атаки при постоянном значении  $C_x$ . Прямая линия, ограничивающая собой кривые, указывает углы атаки, при которых  $C_x$  достигает своего максимального значения. Точно таким же образом построен график для коэффициента  $C_y$  (фиг. 20). Здесь закономерности становятся уже сложнее. Профиль, характеризуемый параметром  $\delta = 3,2^\circ$ , дал резкое отклонение от среднего значения; произошло это



Фиг. 21. Зависимость коэффициента минимального лобового сопротивления  $C_{x min}$  от параметра  $\delta^\circ$  для крыльев типа „инверсия эллипса“.



Фиг. 22. Зависимость максимального качества  $\frac{C_y}{C_x} max$  от параметра  $\delta^\circ$  для крыльев типа „инверсия эллипса“

потому, что толщина его очень незначительна, и при испытании в трубе модель заметно деформировалась от аэродинамических сил.

Переходя к общей оценке испытаний серии крыльев, необходимо остановиться на вопросе о точности испытаний. Если при измерении подъемной силы, когда аэродинамические нагрузки сравнительно велики, чувствительность весов трубы вполне достаточна, то при измерении лобового сопротивления, когда нагрузка мала, она играет уже значительно большую роль. Для того чтобы составить себе представление о точности произведенных экспериментов, мы приводим два графика (фиг. 21 и 22), где в зависимости от параметра  $\delta^\circ$  нанесены максимальные значения  $C_x$  и максимальные значения качества  $\frac{C_y}{C_x}$ . Наблюдая за повторными испытаниями одной и той же модели, мы должны будем прийти к заключению о необходимости значительного усовершенствования эксперимента.

## Summary

The number of tests of aeroplane wings made in Aerodynamical Laboratories up to the present time, increased to such an extent that it is now necessary to systematize the records obtained in order that certain common rules, experimentally derived, are established.

Thus the designer would be assisted in his work and with this aim the present work was undertaken.

The technical data and records under systematization were furnished by the Experimental Laboratories of Moscow Central Aero-Hydrodynamical Institute and by the Laboratory of Göttingen.

All trials mentioned below were made with rectangular wings (in plan view) having an aspect ratio  $\lambda = 5$ .

The camber and the thickness of the aerofoil profile were taken as its main characteristics. The following is the method of their determination:

Let us consider any profile  $C$  (Fig. 1) and a tangent to it  $AB$ , the latter being generally taken for a true chord; the angles of incidence being measured on this chord. The perpendiculars  $ma$  and  $nb$  to the chord  $AB$  are tangents to profile  $C$  at points  $a$  and  $b$ . Let us call the straight line  $ab$ — the inside chord.

Each of the ordinates, then drawn, is divided in two equal parts. The curve drawn through the points of division of ordinates shall be called „the forming arc of the profile“.

Let us denote the longest ordinate of this later curve by  $h$  and call it— „the absolute camber“; the ratio of  $h$  to the chord  $ab$  being denoted by  $h_0$  and called „the relative camber“.

Thus:

$$h_0 = \frac{h}{ab}.$$

In order as to determine the thickness of the profile  $\sigma$ , a number of normals is then drawn to the forming arc of the profile, giving a number of chords to the profile  $C$ . The longest of these chords will represent the thickness of the profile  $\sigma$ .

Previously to determine the profile coefficients— $C_y$  and  $C_x$  with reference to camber and thickness of the profile, it is necessary to take into consideration the following very important factors:

Let us suppose that a comparison is made of aerodynamical characteristics of two profiles having different thickness  $\sigma_0$  but of identical forming arcs and, consequently of equal camber (Fig. 2).

Should we find as the results of the comparison, the aerodynamic coefficients to be different on the same angle of incidence we may attribute it to the difference of the thickness of the profiles. However, on the other hand, on the same angles of incidence, the inside chords  $ab$  of both profiles as well as the forming arcs of the profiles are at different angles with the current, and consequently this factor, as well, may be the cause for the resultant difference.

In order that this last discrepancy is obviated we shall measure off the angles of incidence on the inside chord  $ab$ .

## 1. Wings of various profiles

The relationship of coefficients  $C$  and  $C_x$  to the relative camber  $h_0$  is shown on Fig. 3 and 5 as taken for 25 profiles at the Göttingen Laboratory.

On Fig. 4 the angle of incidence  $\alpha^0$ , corresponding to  $C_y = 0$  is plotted against the relative camber  $h_0$ .

In all of these cases the influence of thickness  $\sigma$  within the limits of research, could not be traced, and therefore the camber of the aerofoil can be taken as the main characteristic of the profile.

## 2. Wings of the „Inverted Parabola“ Type (Prof. Joukovsky)

The profiles of theoretical type are very convenient in the respect that their characteristics can be deducted mathematically. Besides, it is possible by assuming certain probable conditions, to calculate theoretically the value of the lifting power coefficient  $C_y$ .

The results of tests of „inverted parabola“ type wings are shown on the diagrams (Fig. 9—13). The camber characteristic is here substituted by a very similar characteristic  $\rho_0$ , which represents the ratio of the length of perpendicular  $\rho = O_1S \neq O_1O$ , dropped from the centre of the circle  $O_1$  on to the tangent chord  $AB$ ,—to the chord  $AC$  (Fig. 7).

Several values of coefficients  $C_y$  as obtained from the tests with the angle of incidence  $\alpha = 0^0$ , measured on the tangent  $AB$ , are shown on the drawing (Fig. 10). Dotted line corresponds to the values of  $C_y$ , as calculated according to the method of Prof. Prandtl for infinite span of the wings  $\lambda = \infty$ . Continuous line represents the theoretical values of  $C_y$ . Hence the adjusted coefficient may be taken as  $\eta = 0,8$ .

$$C_{y\lambda=\infty} = 0,8 C_{y\text{theor.}}$$

The above formula is true only for those angles of incidence on which

$$\frac{d C_y}{d \alpha} = \text{const.}$$

## 3. Wings of the „Inverted Ellipse“ type (Prof. S. A. Tchaplygin)

The research work with the profiles of this type was based on the main characteristic  $\delta$ , this being the value of the angle formed by the tangent chord to the profile with the direction of the airstream in infinity, when the lifting power is equal to zero. This characteristic is very near to the characteristic of camber and was introduced only being a simple and accurate denomination of the maximum value of  $C_y$ .

The points on diagrams, joined together by straight lines show the results of secondary tests of wings.

The above dependences may not be sufficiently exact to serve for fundamental aerodynamical calculations, however, without doubt they should furnish the designer with the necessary assistance in choosing the type of the aerofoil.