

НКТП СССР
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Труды Центрального аэро-гидродинамического института
им. проф. Н. Е. Жуковского

Выпуск 264

Е. Е. СОЛОДКИН

СЕРИЯ ПРОФИЛЕЙ D2

ИЗДАНИЕ ЦЕНТРАЛЬНОГО АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА
им. проф. Н. Е. ЖУКОВСКОГО

Москва

1 9 3 6

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Краткое содержание	3
Предисловие	4
I. Построение серии профилей D2	5
II. Испытания в аэродинамической трубе Т-1 ЦАГИ	9
III. Систематическая обработка результатов испытаний	15
IV. Влияние числа Рейнольдса на аэродинамические характеристики серии профилей D2	35
V. Испытания серии крыльев со щитками, расположенными по всему размаху	37
VI. Сравнение аэродинамических характеристик серии профилей D2 с соответствующими характеристиками серии профилей Р-II	46
VII. Заключение	50
Сумма г у	50

Отв. редактор В. Л. Александров

Техн. редактор И. Г. Гефтер

Сдано в набор 27/III — 1936 г.

Подписано к печати 22/IV 1936 г.

Формат бумаги 72×110¹/₁₆

3¹/₄ печ. листа, 66000 зн. в л.

Тираж 1200

Уполн. Главлита В—38594

Зак. тип. № 113

Типография ЦАГИ, Москва, ул. Радио, 17.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Цель настоящей работы состояла в выработке серии профилей с постоянным центром давления, высокими значениями $C_{y\max}$ и достаточно малыми значениями профильного сопротивления.

Путем модификации профиля D2—14% по толщине была спроектирована серия профилей с различными относительными толщинами от $\sigma_0 = 10\%$ до $\sigma_0 = 22\%$ от хорды. Серия была испытана в аэродинамической трубе Т-1 ЦАГИ при средней скорости потока $V \cong 50$ м/сек., которая соответствует числу Рейнольдса $Re \cong 1\,000\,000$.

В результате систематической обработки построены сводные диаграммы и выведены эмпирические формулы, связывающие аэродинамические характеристики серии D2 с относительной толщиной профиля σ_0 .

Для суждения о значениях аэродинамических характеристик в условиях полета, серия профилей D2 была испытана при различных числах Рейнольдса в аэродинамической трубе Т-5 ЦАГИ, турбулентность потока в которой очень близка к атмосферной в условиях полета и характеризуется критическим числом Рейнольдса для шара $Re \cong 360\,000$. Найдено, что у данной серии профилей значения величины $C_{y\max}$ с изменением числа Рейнольдса практически не меняются.

Серия крыльев с профилями D2 была также испытана со щитком, расположенным по всему размаху. Параметры щитков (хорда, угол отклонения и сдвиг переднего шарнира) выбраны из условий получения оптимальных значений величины $C_{y\max}$.

В результате проведенных опытов оказалось, что эффективность щитков, характеризующаяся абсолютным приращением величины $C_{y\max}$, растет с увеличением относительной толщины профиля и может быть выражена эмпирической формулой:

$$\Delta C_{y\max} = 0,75 - 7,43(0,29 - \sigma_0)^{1,82}.$$

Для суждения об изменениях в посадочных скоростях при применении щитков служит величина $\frac{C_{y\max\text{ ш.}}}{C_{y\max}}$, которая для данной серии профилей изменяется по линейному закону в зависимости от σ_0 и может быть выражена формулой:

$$\frac{C_{y\max\text{ ш.}}}{C_{y\max}} = 1,25 + 3,6\sigma_0.$$

В заключение проведено сравнение результатов систематической обработки основных аэродинамических характеристик серии D2 с соответствующими характеристиками исходной серии Р-II.

Найдено, что в результате небольшой потери в значениях величины $C_{y\max}$ у всех профилей серии D2 снижены до нуля значения коэффициента C_{m0} и уменьшены значения C_p на всем протяжении поляры.

Далее из сравнения испытаний профилей D2—16% и Р-II—16% при различных числах Рейнольдса следует, что с увеличением значения Re $C_{y\max}$ профиля Р-II—16% уменьшается, а у профиля D2—16% практически остается постоянным. Следовательно, в условиях полета можно ожидать у профилей серии D2 $C_{y\max}$ выше или во всяком случае того же порядка, что и у профилей серии Р-II.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Предлагаемая вниманию конструкторов серия профилей D2 представляет собой развитие серии профилей Р-II¹. При построении серии Р-II автор исходил из желания построить серию профилей с высокими значениями $C_{y\max}$ и по возможности малыми значениями C_{m_0} , для чего ордината максимальной вогнутости средней линии была помещена на небольшом расстоянии от носика профиля (на расстоянии, равном 25% хорды). Испытания этой серии показали, что кроме высоких значений $C_{y\max}$ и малых значений C_{m_0} профильное сопротивление при больших значениях коэффициента C_y оказалось невелико и серия могла быть рекомендована для дистантных самолетов и планеров.

В целях дальнейшего уменьшения величины C_{m_0} и сведения ее к нулю была предпринята модификация профиля Р-II—14%. Модификация свелась к изменению формы средней линии профиля и приданию ей обратной кривизны. Чтобы заметно не снижать $C_{y\max}$, ордината максимальной вогнутости средней линии профиля была немного увеличена. Испытание основного профиля D2—14% подтвердили ожидавшиеся результаты, вследствие чего была построена серия профилей с относительными толщинами $\sigma_0 = 0,10; 0,12; 0,14; 0,16; 0,18; 0,20$ и $0,22$. Так же, как и у профилей серии Р-II, у профилей серии D2 при $\sigma_0 \geq 0,14$ относительная вогнутость оставалась постоянной, а при $\sigma_0 < 0,14$ относительная вогнутость изменялась пропорционально толщине.

Серия прямоугольных крыльев была тщательно испытана в трубе Т-1 ЦАГИ. Кроме того, что делается впервые, все крылья были испытаны со щитком закрылком, расположенным вдоль всего размаха.

Результаты испытаний были систематически обработаны и ниже для всех основных аэродинамических характеристик даются экспериментальные формулы или интерполяционные графики. Опыты показали, что $C_{y\max}$ профилей серии D2 лишь не на много меньше значения $C_{y\max}$ профилей серии Р-II, значения коэффициента профильного сопротивления меньше, а значение $C_{m_0} = 0$.

Испытания со щитком-закрылком показали, что, как абсолютный, так и относительный прирост $C_{y\max}$, существенно зависит от относительной толщины профиля, причем растет при ее увеличении.

Для суждения о влиянии числа Рейнольдса на основные аэродинамические характеристики серии она была испытана в трубе Т-5, турбулентность потока в которой весьма близка к турбулентности атмосферы в условиях полета. Эти испытания, в частности, показали, что $C_{y\max}$ практически не зависит от числа Рейнольдса. Это позволяет предполагать, что при переходе от условий испытаний модели к условиям в натуре не следует ожидать значительного изменения максимального значения коэффициента подъемной силы.

П. Красильщиков

¹ П. П. Красильщиков. Серия профилей Р-II. Труды ЦАГИ, вып. 212. 1935.

1. ПОСТРОЕНИЕ СЕРИИ ПРОФИЛЕЙ D2

Настоящая работа ставит своей задачей получить серию профилей с постоянным центром давления, имеющих в то же время высокие значения $C_{y\max}$ и достаточно малые значения профильного сопротивления.

В качестве исходного профиля был взят профиль Р-II—14⁰/₀², относительное положение максимальной ординаты средней линии $C_0 = 0,25$. После систематической обработки результатов испытаний серии Р-II в аэродинамической трубе Т-1 ЦАГИ, при $V \approx 42$ м/сек ($Re \approx 850\,000$) оказалось, что профиль Р-II—14⁰/₀ имеет следующие аэродинамические характеристики:

Таблица 1

$C_{y\max}$	C_{m0}	C_p при $C_y = 0,15$	C_p при $C_y = 0,5$	$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$	α_0°	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$\frac{dC_m}{dC_y}$
0,715	0,022	0,0062	0,0083	17,4	-3,3°	1,91	0,249

Исходя из желания при проектировании нового профиля с $C_{m0} = 0$ сохранить или даже улучшить аэродинамические характеристики исходного профиля, мы поставили себе задачей получить S-образную среднюю линию, которая в передней части в точности совпадала бы со средней линией профиля Р-II—14⁰/₀.

В этом случае можно было ожидать получения аэродинамических характеристик (за исключением моментных: C_{m0} и $\frac{dC_m}{dC_y}$) одинаковых или весьма близких к аэродинамическим характеристикам исходного профиля.

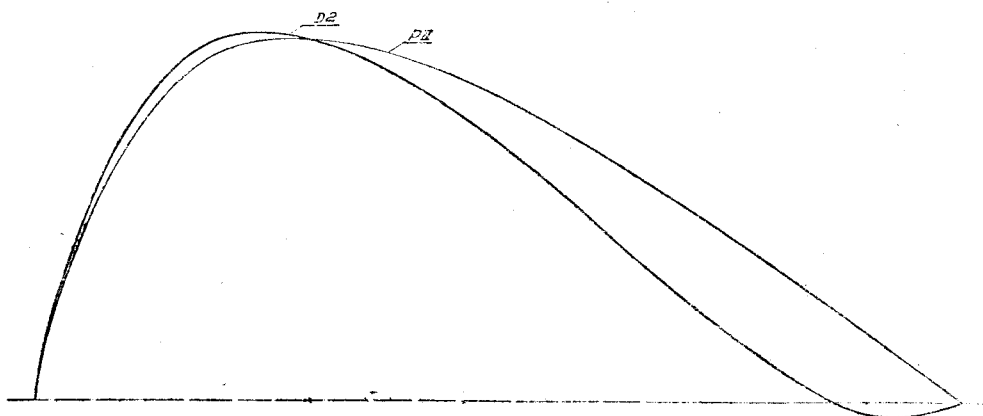
Действительно, при заданной относительной толщине профиля значения величины $C_{y\max}$, как известно, зависят, главным образом, от двух параметров: 1) от относительной вогнутости профиля и 2) от положения максимальной ординаты средней линии профиля, которые в этом случае остаются без изменения.

Точно так же можно было ожидать профильное сопротивление меньшее или, во всяком случае, равное профильному сопротивлению профиля Р-II—14⁰/₀, так как обтекание передней части осталось без изменения, а отгиб задней кромки вверх способствовал уменьшению профильного сопротивления за счет уменьшения вихревого сопротивления.

Так как упомянутая деформация средней линии профиля Р-II—14⁰/₀ сопровождается понижением ее максимальной ординаты приблизительно на 0,5⁰/₀, то, для сохранения прежней передней части, ординаты средней линии профиля Р-II—14⁰/₀ до модификации соответственно увеличивались на 0,5⁰/₀, а затем лишь производился отгиб задней кромки.

¹ П. П. Красильщиков. Серия профилей Р-II. Труды ЦАГИ, вып. 212. 1935.

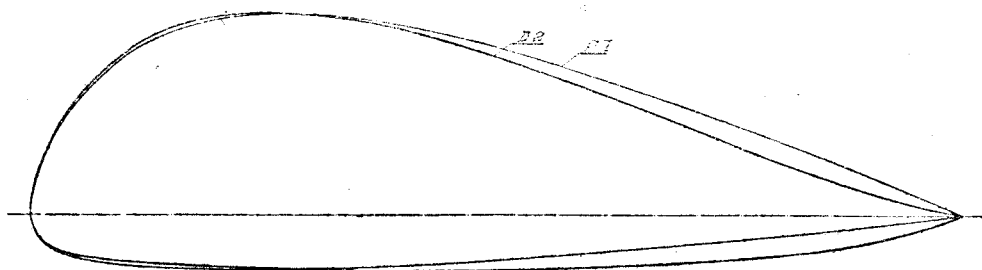
Сравнение средних линий профилей Р-II—14⁰/₀ и D2—14⁰/₀ приведено на фиг. 1, причем для наглядности масштаб по оси ординат увеличен в 20 раз.



Фиг. 1.

Для получения нового профиля к ординатам полученной средней линии алгебраически прибавлялись ординаты профиля Р-II—14⁰/₀, отсчитанные от его средней линии. Новый профиль получил название D2. Геометрические параметры его следующие: относительная толщина $\sigma_0 = 0,14$, относительная вогнутость $W = 0,0407$ и относительное положение максимальной ординаты средней линии $C_0 = 0,25$.

Для сравнения на фиг. 2 нанесены профили Р-II—14⁰/₀ и D2—14⁰/₀. Здесь масштаб по оси ординат увеличен вдвое.



Фиг. 2.

Согласно испытаниям, проведенным в аэродинамической трубе Т-1 ЦАГИ при $V \sim 50$ м/сек ($Re \sim 1\,000\,000$), профиль D2—14⁰/₀ имеет следующие аэродинамические характеристики:

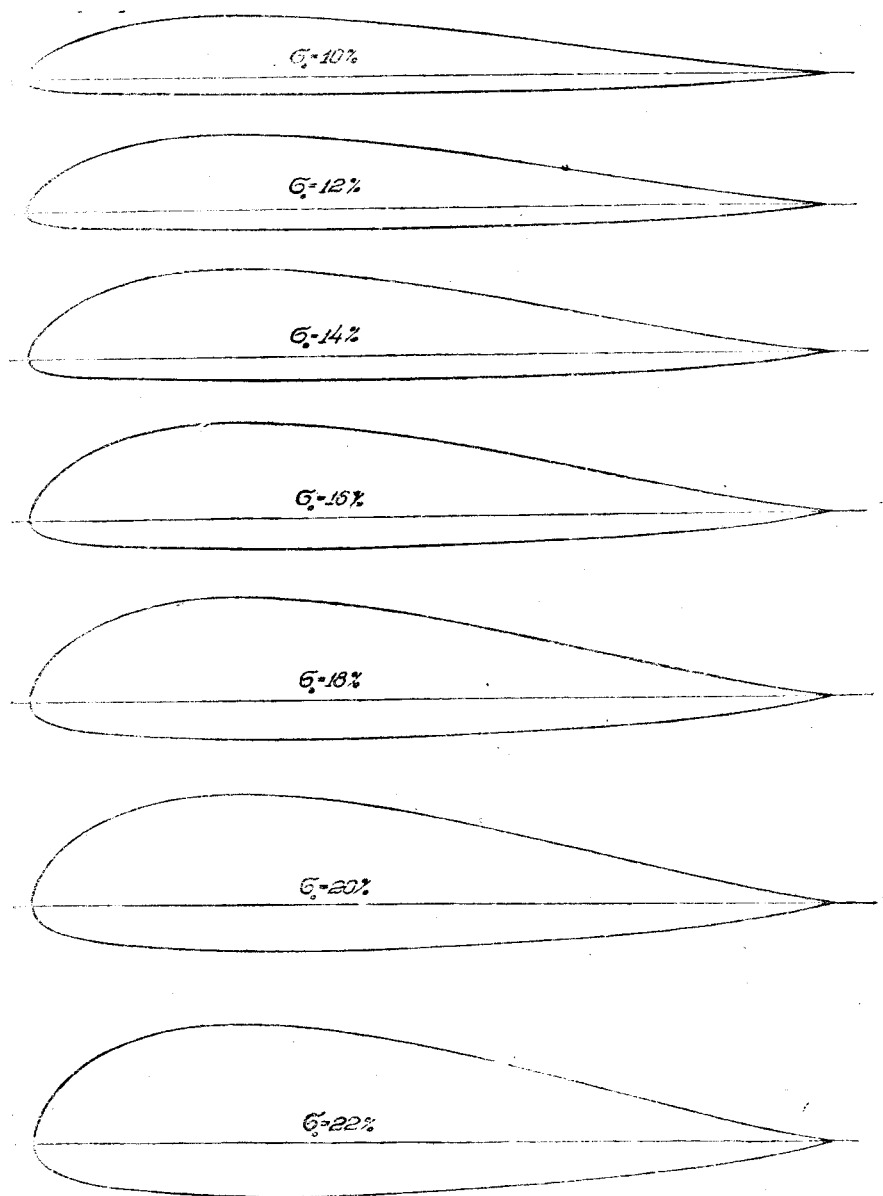
Таблица 2

$C_{y \max}$	C_{m0}	C_p при $C_y = 0,15$	C_p при $C_y = 0,50$	$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$	α_0°	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$\frac{dC_m}{dC_y}$
0,691	0,000	0,0057	0,0677	18,10	-2,32°	1,45	0,241

Из сравнения соответствующих аэродинамических характеристик профилей Р-II—14⁰/₀ и D2—14⁰/₀ следует, что путем незначительной потери в величине $C_{y \max}$ нам удалось получить профиль с $C_{m_0} = 0$ и профильным сопротивлением на всех углах атаки в среднем меньшим на величину 0,0005.

Путем модификации полученного профиля по толщине нами спроектирована серия профилей D2 с различными относительными толщинами от $\sigma_0 = 10$ до $\sigma_0 = 22\%$.

Как и в серии Р-II, модификация профилей с относительной толщиной $\sigma_0 < 0,14$ и $\sigma_0 > 0,14$ производилась по различным законам. Модификация



Фиг. 3.

фикации профилей с $\sigma_0 < 0,14$ производилась от внутренней хорды таким образом, что ординаты Y_v и Y_n верхнего и нижнего контура изменялись пропорционально толщине профиля и тем самым пропорционально изменялись ординаты средней линии. У профилей с $\sigma_0 > 0,14$, средняя линия осталась неизменной, а ординаты профиля получались в виде алгебраической суммы ординат средней линии и ординат профиля D 2—14%, отсчитанных от средней линии измененных пропорционально толщине.

Координаты серии профилей D2

x%	$\sigma_0 = 10\%$			$\sigma_0 = 12\%$			$\sigma_0 = 14\%$			$\sigma_0 = 16\%$			$\sigma_0 = 18\%$			$\sigma_0 = 20\%$			$\sigma_0 = 22\%$		
	Y	Y _B	Y _H	Y	Y _B	Y _H	Y	Y _B	Y _H	Y	Y _B	Y _H	Y	Y _B	Y _H	Y	Y _B	Y _H	Y	Y _B	Y _H
1	0,485	1,864	-0,894	0,583	2,238	-1,073	0,680	2,612	-1,252	2,888	-1,528	3,164	-1,804	3,440	-2,080	3,716	-2,356				
2	0,785	2,764	-1,194	0,942	3,318	-1,483	1,100	3,872	-1,672	4,268	-2,068	4,664	-2,464	5,060	-2,860	5,456	-3,260				
4	1,266	4,040	-1,508	1,524	4,858	-1,810	1,772	5,657	-2,113	6,207	-2,663	6,762	-3,218	7,316	-3,772	7,870	-4,326				
6	1,652	4,965	-1,662	1,984	5,960	-1,992	2,315	6,955	-2,325	7,617	-2,987	8,280	-3,650	8,943	-4,313	9,606	-4,976				
8	1,974	5,690	-1,741	2,374	6,831	-2,086	2,765	7,969	-2,439	8,712	-3,182	9,456	-3,926	10,199	-4,659	10,942	-5,412				
10	2,231	6,275	-1,813	2,679	7,535	-2,177	3,126	8,792	-2,540	9,602	-3,350	10,412	-4,160	11,221	-4,969	12,031	-5,779				
15	2,674	7,270	-1,922	3,209	8,725	-2,306	3,745	10,181	-2,692	11,102	-3,612	12,021	-4,531	12,941	-5,451	13,861	-6,371				
20	2,879	7,765	-2,008	3,454	9,320	-2,412	4,030	10,875	-2,815	11,852	-3,792	12,830	-4,770	13,808	-5,748	14,786	-6,726				
25	2,903	7,905	-2,092	3,487	9,486	-2,512	4,070	11,070	-2,930	12,070	-3,930	13,070	-4,930	14,070	-5,930	15,070	-6,930				
30	2,845	7,839	-2,147	3,410	9,396	-2,576	3,980	10,967	-3,007	11,966	-4,006	12,964	-5,004	13,962	-6,002	14,960	-7,000				
35	2,704	7,590	-2,182	3,245	9,110	-2,620	3,786	10,629	-3,057	11,607	-4,035	12,584	-5,012	13,580	-6,008	14,540	-6,968				
40	2,509	7,215	-2,196	3,013	8,660	-2,635	3,515	10,105	-3,075	11,046	-4,016	11,988	-4,958	12,929	-5,899	13,870	-6,840				
45	2,277	6,735	-2,180	2,739	8,085	-2,618	3,190	9,434	-3,054	10,326	-3,946	11,218	-4,838	12,110	-5,750	13,002	-6,622				
50	2,009	6,165	-2,148	2,415	7,410	-2,580	2,820	8,648	-3,008	9,482	-3,842	10,313	-4,673	11,145	-5,505	11,979	-6,339				
55	1,728	5,555	-2,100	2,072	6,665	-2,522	2,420	7,781	-2,941	8,546	-3,706	9,320	-4,480	10,078	-5,298	10,844	-6,004				
60	1,432	4,900	-2,036	1,719	5,882	-2,445	2,000	6,858	-2,854	7,552	-3,552	8,246	-4,246	8,940	-4,940	9,634	-5,634				
65	1,039	4,188	-1,991	1,322	5,035	-2,390	1,540	5,867	-2,787	6,486	-3,406	7,104	-4,624	7,722	-4,642	8,340	-5,260				
70	0,799	3,490	-2,892	0,960	4,190	-2,270	1,120	4,889	-2,649	5,427	-3,187	5,963	-3,723	6,504	-4,264	6,992	-4,752				
75	0,515	2,790	-1,760	0,617	3,350	-2,115	0,722	3,908	-2,464	4,364	-2,920	4,819	-3,375	5,274	-3,830	5,729	-4,285				
80	0,268	2,116	-1,581	0,322	2,540	-1,897	0,375	2,964	-2,214	3,333	-2,583	3,685	-2,971	4,055	-3,341	4,425	-3,711				
85	0,037	1,443	-1,368	0,044	1,730	-1,612	0,052	2,020	-1,916	2,301	-2,197	2,583	-2,478	2,864	-2,760	3,145	-3,041				
90	-0,107	0,864	-1,060	-0,129	1,015	-1,272	-0,150	1,184	-1,484	1,375	-1,675	1,565	-1,865	1,756	-2,056	1,947	-2,247				
95	-0,107	0,364	-0,578	-0,129	0,437	-0,694	-0,150	0,510	-0,810	0,615	-0,915	0,710	-1,010	0,806	-1,106	0,902	-1,202				
100	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000				

Такая модификация профилей была выбрана из следующих соображений. Модификация профиля по толщине в случае порпорионального изменения ординат, отсчитанных от внутренней хорды, сопровождается пропорциональным увеличением относительной вогнутости, которая в свою очередь влечет небольшое увеличение $C_{y \max}$. Однако, как показывает опыт¹, наряду с ничтожным возрастанием величины $C_{y \max}$ сильно возрастает коэффициент профильного сопротивления и коэффициент $C_{x,0}$.

На фиг. 3 представлена серия профилей D 2 от $\sigma_0 = 10$ до $\sigma_0 = 22\%$ хорды.

Координаты профилей серии D2 приведены в табл. 3.

II. ИСПЫТАНИЯ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ Т-1 ЦАГИ

Испытание серии профилей D2 было произведено на 4-компонентных весах в аэродинамической трубе Т-1 ЦАГИ в период с 24 марта по 31 мая 1935 г. при средней скорости потока $V \approx 50$ м/сек ($Re \approx 1\,000\,000$).

Всего было испытано семь прямоугольных крыльев серии D2 с относительными толщинами $\sigma_0 = 10, 12, 14, 16, 18, 20$ и 22% хорды и размером 1500×300 мм. Относительное удлинение $\lambda = 5$. Испытания произведены с особой тщательностью; каждая модель испытывалась по два раза, причем каждый раз модель снималась с подвески, а подвеска тарировалась.

Во время проведения испытаний измерялись подъемная сила P , лобовое сопротивление Q и момент продольной устойчивости M_z (момент тангажа) относительно передней кромки.

При обработке материала были введены поправка на влияние стенок трубы и поправка на косизну потока, принятая в то время для аэродинамической трубы Т-1 ЦАГИ.

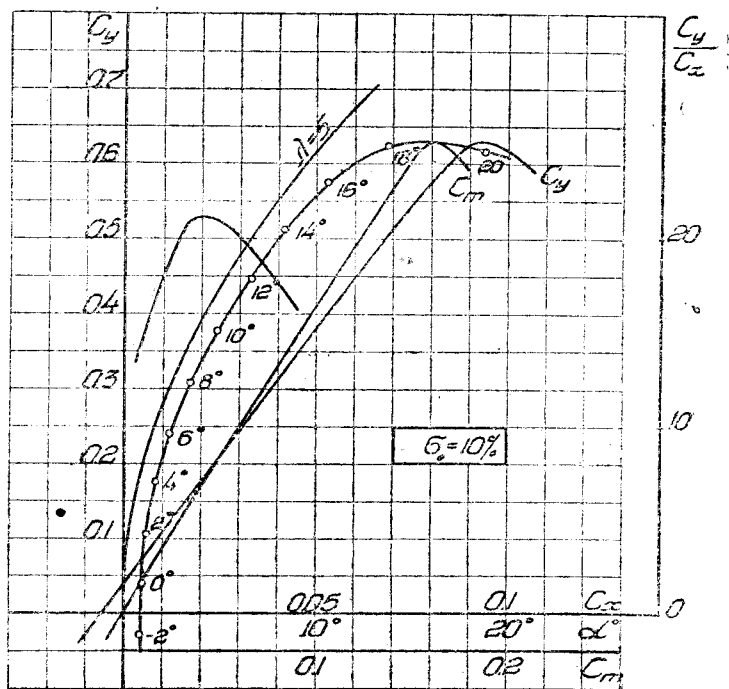
Результаты основных испытаний с введением указанных поправок представлены в виде диаграмм C_y по α° , поляр Лиллиенталя, кривых C_m по C_y , и кривых качества C_y/C_x по α° (см. фиг. 4—10 и табл. 4).

На этих же диаграммах нанесена парабола индуктивного сопротивления для прямоугольного крыла, подсчитанная по формуле:

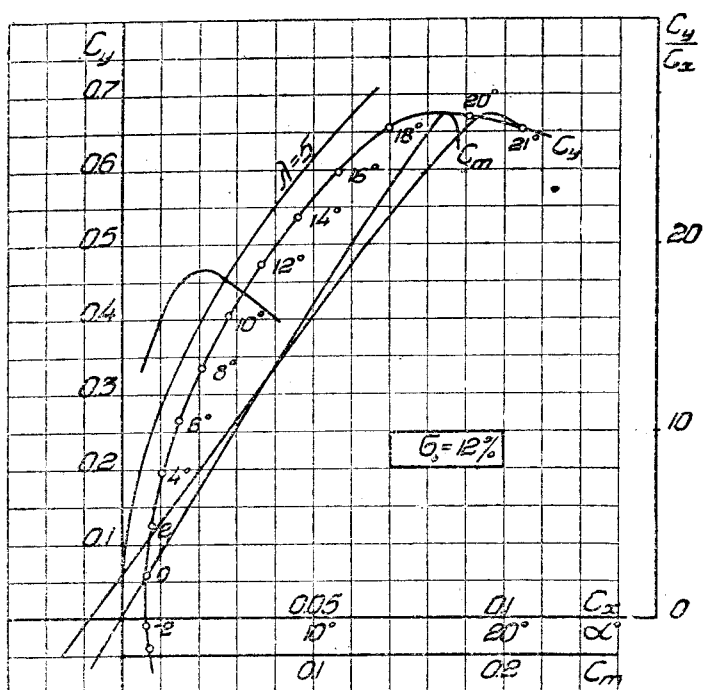
$$C_i = \frac{2}{\pi \lambda} N C_y^2,$$

где N — отношение индуктивного сопротивления крыла данной формы

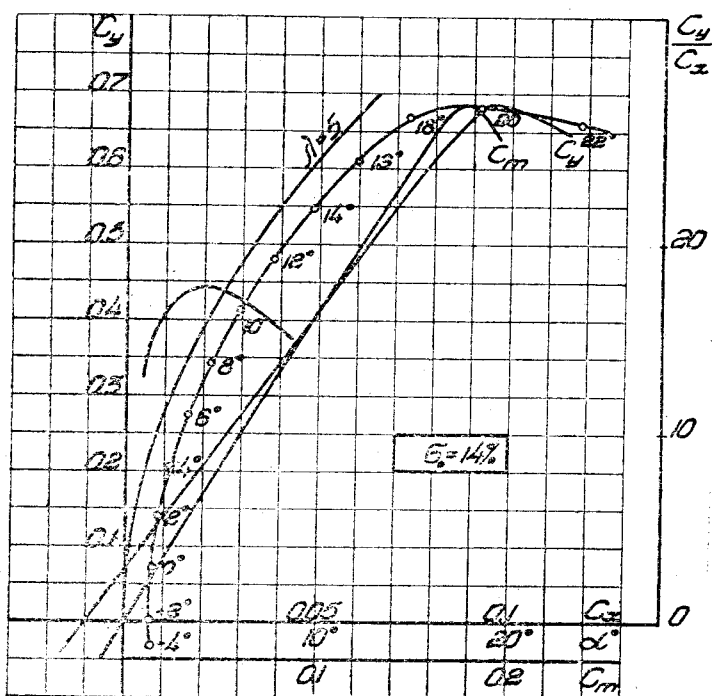
¹ См. указанную выше работу П. П. Красильникова.



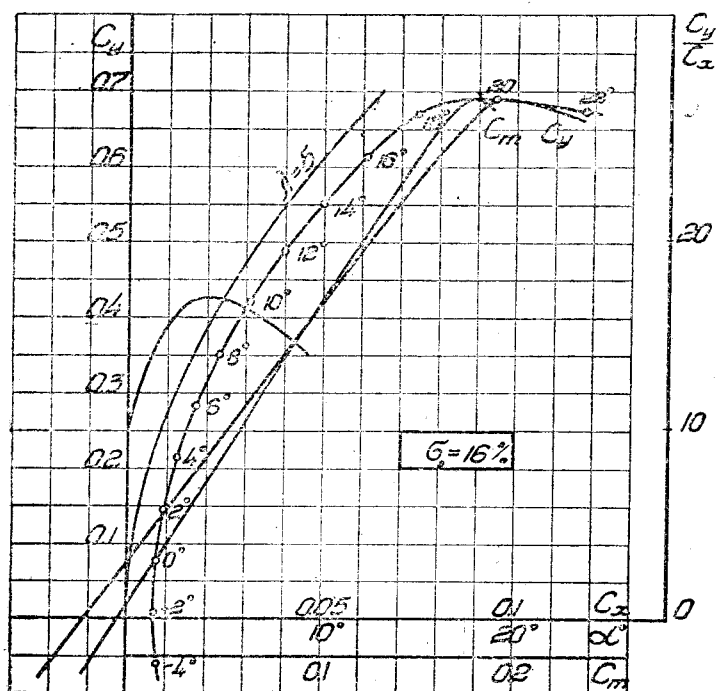
Фиг. 4.



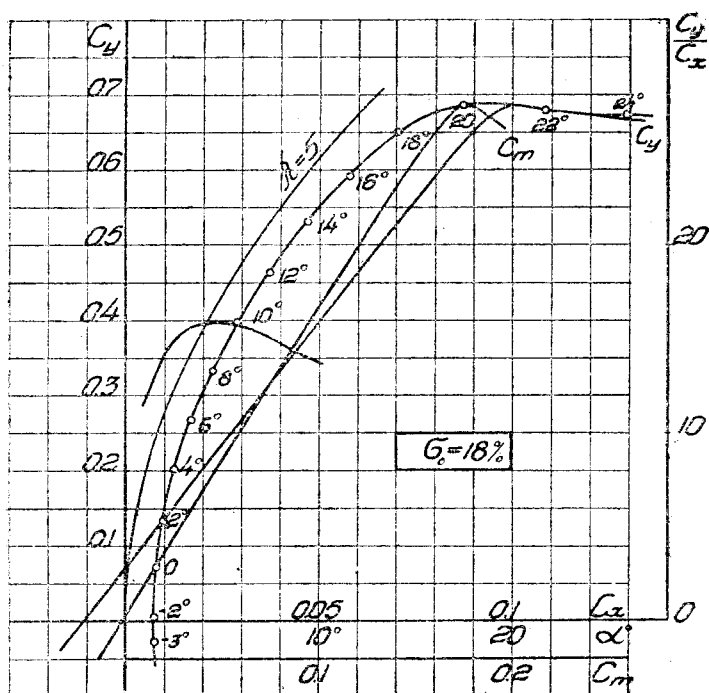
Фиг. 5.



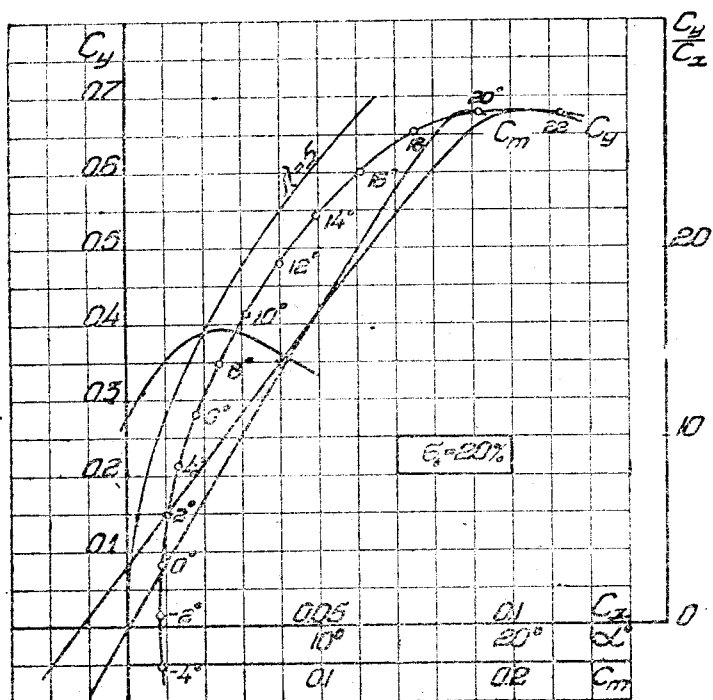
Фиг. 6.



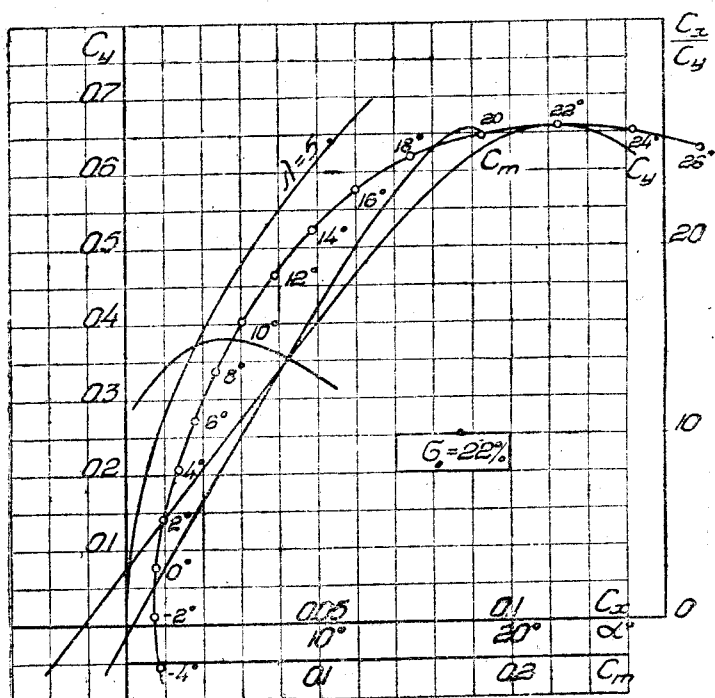
Фиг. 7.



Фиг. 8.



Фиг. 9.



Фиг. 10.

Аэродинамические характеристики серии профилей D2

α°	$\alpha_0 = 10^\circ$			$\alpha_0 = 12^\circ$			$\alpha_0 = 14^\circ$			$\alpha_0 = 16^\circ$		
	C_x	C_y	C_m	C_x	C_y	C_m	C_x	C_y	C_m	C_x	C_y	C_m
-4°	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,0076	-0,060	-0,0200
-2°	0,0043	-0,028	-0,0060	0,0065	-0,009	-0,0025	0,0067	—	—	0,0060	-0,059	-0,0222
0°	0,0050	-0,025	-0,0058	0,0066	-0,011	-0,0018	0,0064	0,0008	0,0008	0,0070	0,008	-0,0030
	0,0046	0,040	0,0094	0,0064	0,059	0,0140	0,0070	0,072	0,0166	0,0063	0,009	-0,0018
	0,0050	0,043	0,0096	0,0065	0,057	0,0144	0,0069	0,073	0,0174	0,0074	0,076	0,0142
2°	0,0058	0,106	0,0248	0,0077	0,125	0,0305	0,0086	0,140	0,0330	0,0073	0,077	0,0126
	0,0058	0,110	0,0258	0,0077	0,125	0,0305	0,0088	0,140	0,0335	0,0093	0,145	0,0310
4°	0,0082	0,174	0,0410	0,0104	0,195	0,0468	0,0117	0,207	0,0498	0,0093	0,145	0,0295
	0,0082	0,176	0,0420	0,0104	-0,193	0,0465	0,0117	0,208	0,0495	0,0126	0,214	0,0482
6°	0,0120	0,241	0,0580	0,0150	0,263	0,0605	0,0162	0,275	0,0655	0,0123	0,212	0,0466
	0,0122	0,243	0,0582	0,0148	0,261	0,0632	0,0162	0,276	0,0662	0,0172	0,283	0,0655
8°	0,0307	0,0307	0,0755	0,0207	0,333	0,0892	0,0221	0,342	0,0835	0,0166	0,280	0,0640
	0,110	0,0310	0,0750	0,0262	0,330	0,0795	0,0222	0,344	0,0835	0,0232	0,351	0,0825
10°	0,0243	0,377	0,0925	0,0280	0,404	0,0965	0,0297	0,412	0,1000	0,0226	0,348	0,0814
	0,0244	0,378	0,0922	0,0274	0,397	0,0965	0,0297	0,412	0,1000	0,0310	0,0420	0,0935
12°	0,0328	0,446	0,1100	0,0364	0,472	0,1130	0,0382	0,480	0,1170	0,0300	0,414	0,0985
	0,0325	0,445	0,1100	0,0360	0,463	0,1140	0,0388	0,480	0,1180	0,0400	0,487	0,1164
14°	0,0420	0,511	0,1262	0,0463	0,536	0,1295	0,0486	0,548	0,1342	0,0386	0,432	0,1160
	0,0423	0,512	0,1266	0,0458	0,528	0,1325	0,0490	0,547	0,1355	0,0502	0,552	0,1333
16°	0,0530	0,572	0,1418	0,0568	0,598	0,1460	0,0600	0,611	0,1510	0,0494	0,549	0,1328
	0,0542	0,574	0,1440	0,0572	0,592	0,1506	0,0604	0,612	0,1530	0,0613	0,614	0,1502
18°	0,0688	0,623	0,1570	0,0700	0,653	0,1614	0,0732	0,668	0,1668	0,0611	0,615	0,1495
	0,0695	0,625	0,1605	0,0715	0,655	0,1670	0,0742	0,669	0,1695	0,0744	0,670	0,1665
20°	0,0940	0,615	0,1714	0,0910	0,668	0,1732	0,0915	0,680	0,1808	0,0743	0,663	0,1650
	0,0914	0,625	0,1755	0,0915	0,672	0,1800	0,0925	0,702	0,1842	0,0945	0,687	0,1800
21°	0,1110	0,595	0,1780	0,1055	0,653	0,1760	0,1040	0,670	0,1860	0,0926	0,667	0,1772
	0,1120	0,605	0,1800	0,1120	0,643	0,1825	0,1045	0,684	0,1880	0,1058	0,681	0,1846
22°	—	—	—	—	—	—	0,1180	0,659	0,1895	0,1058	0,652	0,1806*
	—	—	—	—	—	—	0,1180	0,663	0,1900	0,1185	0,673	0,1878
23°	—	—	—	—	—	—	0,1340	0,647	0,1915	0,1310	0,665	—
	—	—	—	—	—	—	0,1325	0,640	0,1916	—	—	0,1887
24°	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

Таблица 4 (продолжение)

α°	$\sigma_0 = 18\%$			$\sigma_0 = 20\%$			$\sigma_0 = 22\%$		
	C_x	C_y	C_m	C_x	C_y	C_m	C_x	C_y	C_m
-4°	—	—	—	0,0090	-0,054	-0,0115	0,0087	-0,055	-0,0100
-2°	0,0074	0,006	0,000	0,0081	-0,054	-0,0110	0,0090	-0,058	-0,0100
0°	0,0074	0,003	0,006	0,0085	0,013	0,0042	0,0073	0,010	0,0055
	0,0082	0,071	0,0160	0,0077	0,013	0,0048	0,0080	0,008	0,0048
	0,0075	0,071	0,0162	0,0080	0,081	0,0200	0,0078	0,076	0,0205
2°	0,0098	0,136	0,0320	0,0083	0,080	0,0206	0,0086	0,076	0,0195
	0,0089	0,137	0,0315	0,0106	0,148	0,0355	0,0101	0,142	0,0355
	0,0089	0,137	0,0315	0,0104	0,147	0,0362	0,0101	0,144	0,0345
4°	0,0127	0,202	0,0475	0,0137	0,214	0,0518	0,0138	0,207	0,0500
	0,0118	0,203	0,0470	0,0136	0,213	0,0520	0,0138	0,208	0,0494
6°	0,0170	0,267	0,0630	0,0182	0,280	0,0674	0,0180	0,272	0,0648
	0,0164	0,270	0,0626	0,0180	0,280	0,0678	0,0177	0,273	0,0640
8°	0,0226	0,332	0,0788	0,0240	0,347	0,0830	0,0234	0,337	0,0795
	0,0222	0,335	0,0784	0,0237	0,346	0,0835	0,0232	0,337	0,0790
10°	0,0292	0,398	0,0950	0,0314	0,413	0,0990	0,0304	0,402	0,0948
	0,0294	0,402	0,0946	0,0312	0,412	0,0994	0,0300	0,401	0,0940
12°	0,0373	0,463	0,1110	0,0400	0,480	0,1154	0,0370	0,464	0,1105
	0,0375	0,468	0,1118	0,0397	0,478	0,1152	0,0388	0,463	0,1095
14°	0,0470	0,530	0,1274	0,0497	0,543	0,1314	0,0488	0,522	0,1266
	0,0468	0,533	0,1280	0,0494	0,541	0,1308	0,0490	0,523	0,1258
16°	0,0579	0,590	0,1435	0,0613	0,602	0,1475	0,0600	0,576	0,1420
	0,0578	0,590	0,1440	0,0608	0,598	0,1465	0,0610	0,577	0,1414
18°	0,0703	0,648	0,1600	0,0748	0,654	0,1622	0,0745	0,619	0,1554
	0,0702	0,643	0,1592	0,0742	0,649	0,1618	0,0756	0,620	0,1560
20°	0,0873	0,686	0,1734	0,0916	0,678	0,1748	0,0923	0,647	0,1680
	0,0862	0,687	0,1730	0,0908	0,678	0,1760	0,0930	0,646	0,1685
21°	0,0978	0,692	0,1786	0,1013	0,680	0,1800	0,1025	0,655	0,1734
	0,0964	0,688	0,1780	0,1010	0,680	0,1807	0,1030	0,653	0,1734
22°	0,1086	0,677	0,1828	0,1130	0,676	0,1845	0,1127	0,658	0,1785
	0,1076	0,683	0,1820	0,1127	0,678	0,1842	0,1127	0,655	0,1775
23°	0,1190	0,674	0,1860	0,1280	0,670	0,1880	0,1222	0,660	0,1822
	0,1185	0,676	0,1850	0,1270	0,673	0,1805	0,1235	0,653	0,1806
24°	0,1295	0,671	0,1880	—	—	—	0,1320	0,652	0,1815
	0,1290	0,668	0,1872	—	—	—	0,1338	0,648	0,1820

(при заданной подъемной силе) к индуктивному сопротивлению эллиптического крыла.

На фиг. 11 при различных λ представлена величина N для прямоугольного крыла в зависимости от $a_0 = \left(\frac{dC_y}{d\alpha}\right)_{\lambda=\infty}$.

Величины N и a_0 при заданном значении λ связаны между собой линейной зависимостью, которая может быть выражена аналитически следующим образом¹:

$$N = 1 + 0,0036 \lambda a_0.$$

В частном случае, когда относительное удлинение $\lambda = 5$, предыдущее выражение принимает вид:

$$N = 1 + 0,018 a_0.$$

На фиг. 12 нанесена зависимость $a = \frac{dC_y}{d\alpha}$ — наклона прямолинейного участка кривой коэффициента подъемной силы, при данном λ от $a_0 = \left(\frac{dC_y}{d\alpha}\right)_{\lambda=\infty}$ наклона этой кривой при $\lambda = \infty$.

Величины a и a_0 также связаны между собой линейной зависимостью, которая аналитически может быть выражена формулой:

$$a = \frac{\lambda}{2,17 + 0,97\lambda} a_0.$$

Для построения параболы индуктивного сопротивления прямоугольного крыла из диаграммы аэродинамических характеристик определяется величина $a = \frac{dC_y}{d\alpha}$.

Зная величину a , зависимость между N и a при заданном λ можно определить непосредственно из фиг. 13, которая получена путем пере-строения фиг. 11 и 12 и аналитически по формуле:

$$N = 1 + (0,0078 + 0,0035 \lambda) a.$$

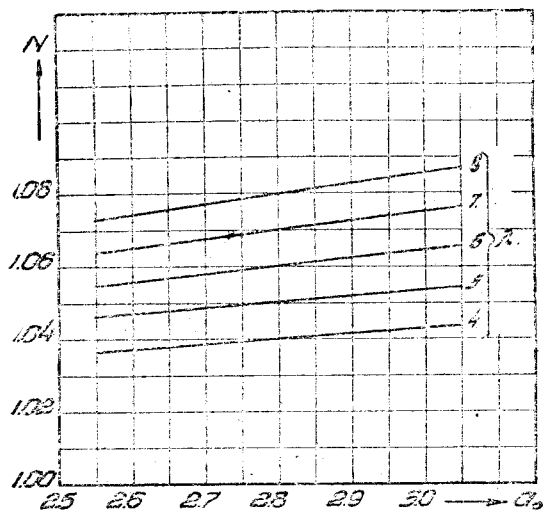
III. СИСТЕМАТИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ

В целях исключения случайных и, главным образом, систематических ошибок, могущих возникнуть при изготовлении моделей и испытании серии в аэродинамической трубе, с одной стороны, и с целью получить общие закономерности в изменении основных аэродинамических характеристик, с другой стороны, нами проведена систематическая обработка результатов испытаний данной серии.

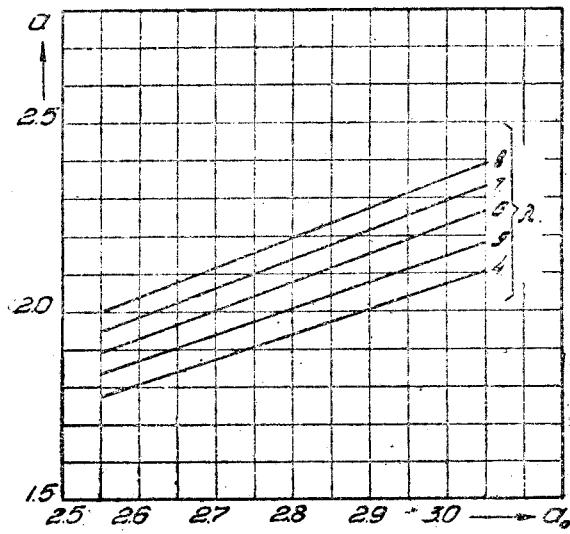
В качестве основного параметра принята относительная толщина профиля σ_0 в процентах от хорды. Выбор величины σ_0 в качестве параметра при систематической обработке результатов испытаний серии вызван следующими двумя соображениями: 1) у профилей с относительной толщиной $\sigma_0 > 0,14$ вогнутость² остается постоянной и только у двух профилей с относительными толщинами $\sigma_0 = 0,10$ и $\sigma_0 = 0,12$ относительная вогнутость изменяется очень незначительно. Следовательно, для большинства профилей серии относительная толщина является единственным параметром; 2) независимо от того, какой параметр является наибо-

¹ Е. Е. Солодкин. Влияние формы монопланного крыла на его аэродинамические характеристики. Ч. 1. Влияние очертания крыла в плане. Труды ЦАГИ, вып. 234. 1935.

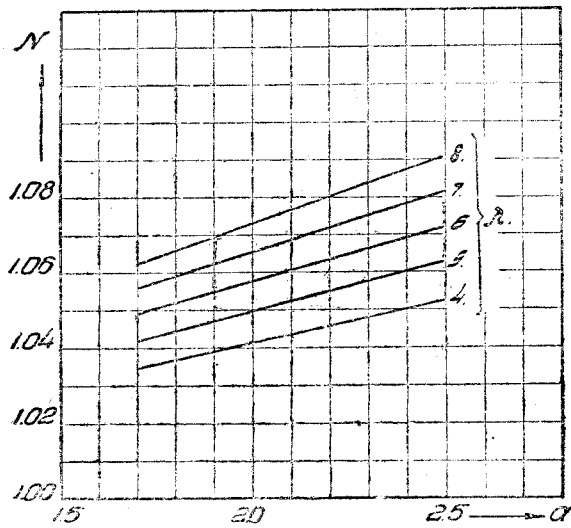
² У профилей с S-образной средней линией может быть определена только „эффективная вогнутость“, под которой мы понимаем вогнутость обыкновенных профилей с теми же аэродинамическими характеристиками.



Фиг. 11.



Фиг. 12.



Фиг. 13.

лее эффективным в смысле выявления общих закономерностей в изменении аэродинамических характеристик профиля, относительная толщина профиля является основным конструктивным параметром и, с этой точки зрения, обработка полученного материала по относительной толщине является для конструктора наиболее приемлемой.

Это вовсе не значит, что такой важный параметр, как относительная вогнутость, который оказывает существенное влияние на закономерности в изменении аэродинамических характеристик профилей, выпадает из нашего поля зрения. Наоборот, представив материал в очень удобной для конструктора форме, мы очень часто прибегаем к вогнутости для объяснения тех или иных полученных закономерностей. Это тем более необходимо, что выбранный нами метод построения серии по толщине продиктован, как указано выше, зависимостью основных аэродинамических характеристик от величины вогнутости.

Во всех случаях результаты систематической обработки будут сопоставляться с результатами эксперимента. Сравнение должно как бы служить двойной проверкой, с одной стороны, точности изготовления модели и точности проведения эксперимента, о которых можно судить по отклонению единичного испытания от интерполяционных кривых и, с другой стороны, оно должно освещать вопрос, насколько тот или иной выбранный метод интерполяции отражает закономерности, полученные в результате эксперимента.

Для всех интерполяционных кривых мы стремились найти эмпирические зависимости, которые совместно с графическим материалом облегчили бы конструктору возможность пользоваться полученными результатами.

В качестве объектов обработки нами приняты три основные аэродинамические характеристики профиля, а именно: C_x , C_y и C_m .

1. C_y . Из рассмотрения фиг. 4—10 следует, что при всех относительных толщинах значения C_y по α^0 , вплоть до значений $C_y = 0,55$, изменяются по линейному закону и только в области критических углов атаки отмеченная закономерность нарушается.

Нами отдельно проведена систематическая обработка результатов испытаний в области линейных участков кривых C_y по α^0 и отдельно значения величин максимального коэффициента подъемной силы.

Вызвано это различной степенью достоверности, с которой определяются во время эксперимента значения C_y на линейном участке и в области критического угла атаки. Если в области устойчивого обтекания профиля значения коэффициента C_y мало зависят от масштабного эффекта и структуры потока в аэродинамической трубе, то значение величины $C_{y \max}$, как показывает опыт, наоборот, сильно зависит от указанных условий и для суждения о значении этой величины в полете требуется дополнительный эксперимент, устанавливающий влияние числа Рейнольдса и турбулентности на величину $C_{y \max}$.

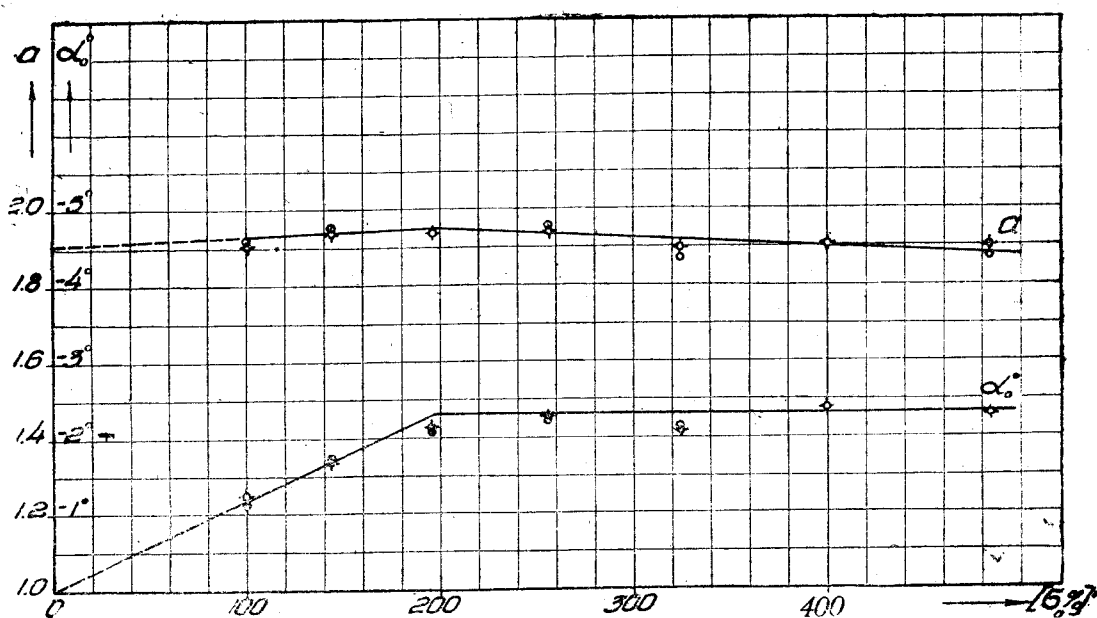
Построение интерполяционных кривых для линейных участков C_y по α^0 состоит в последовательной интерполяции величин α_0^0 — угла атаки при $C_y = 0$ и $a = \frac{dC_y}{d\alpha}$. Как видно из фиг. 14, у профилей с $\sigma_0 > 14\%$ величина α_0^0 остается постоянной и меняется по квадратичному закону у профилей с $\sigma_0 < 14\%$. Как указано выше, закон модификации серии по толщине произведен таким образом, что у профилей с относительной толщиной $\sigma_0 < 14\%$ максимальная ордината средней линии изменяется пропорционально относительной толщине, а у профилей с относительной толщиной $\sigma_0 > 14\%$ максимальная ордината средней линии остается постоянной. Следовательно, на основании систематических исследований профилей можно было ожидать, что в первом случае угол нулевой

подъемной силы α_0 будет изменяться по линейному закону, а во втором случае останется постоянным¹.

В нашем случае совпадение получилось только для профилей с $\sigma_0 > 14\%$, для профилей же с $\sigma_0 < 14\%$ угол нулевой подъемной силы α_0 изменяется, как указано выше, по квадратичному закону.

Следует обратить внимание на тот факт, что у всех профилей с S-образной средней линией с изменением относительной вогнутости (отношение максимальной ординаты средней линии к хорде) изменяется по квадратичному закону².

Это обстоятельство можно объяснить двояким образом: 1) или незнанием истинной величины относительной вогнутости для профилей данного типа, так как, очевидно, максимальная ордината средней линии вряд ли полностью характеризует величину относительной вогнутости или 2) действительно, у профилей с S-образной средней линией α_0 растет пропорционально δ . Точный ответ на этот вопрос можно будет получить только после решения вопроса об определении вогнутости для профилей такого типа.



Фиг. 14.

В связи с этим встает весьма важный вопрос, как определить относительную вогнутость у профилей с S-образной средней линией.

Вполне очевидно, что определять ее как для обычных профилей, по максимальной ординате средней линии, вряд ли возможно. Это следует из сравнения соответствующих аэродинамических характеристик обычных профилей и профилей с S-образной средней линией. Во втором случае „эффективная вогнутость“ получается обычно меньше.

Оставляя пока в стороне полное решение этого вопроса, нам хотелось бы высказать несколько соображений относительно направления, по которому следует идти к разрешению этой задачи. Можно было бы

¹ Оглоблин. Систематические исследования профилей. Труды ЦАГИ, вып. 145. 1932. И. В. Остославский. О соотношении между аэродинамикой крыла и его геометрическими размерами. Труды СНИИ ГВФ, вып. 2, 1935 г.

² Ф. Г. Гласс. Серия профилей „В“, Труды ЦАГИ, вып. 146. 1932. Его же. Серия профилей „BS“ (готовится к печати).

определить так называемую „эффективную вогнутость“, на основании имеющихся зависимостей аэродинамических характеристик от вогнутости для обычных профилей и в частности для α_0° . Но в последнее время выявилось сильное расхождение этих закономерностей с результатами отдельных испытаний современных профилей и существующие зависимости сами нуждаются в проверке и уточнении. Объясняется это тем, что максимальная ордината средней линии не является единственным геометрическим параметром, определяющим аэродинамические характеристики профиля. Очевидно, не менее существенную роль играют и второстепенные параметры и, в первую очередь, положение максимальной ординаты средней линии.

Поэтому, следовало бы найти такую величину, которая одновременно учитывала бы влияние обоих параметров. Таким параметром для обыкновенных профилей является угол, образованный внутренней хордой профиля с прямой, проходящей через конец хорды и верхнюю точку максимальной ординаты средней линии. Как оказывается, этот угол равен углу нулевой подъемной силы α_0° .

Но так как угол нулевой подъемной силы у профилей с S -образной средней линией тем меньше, чем больше обратная кривизна, то, очевидно, у этих профилей точка, находящаяся на пересечении средней линии с упомянутой прямой, определяющей направление потока при $C_y = 0$, расположена тем левее максимальной ординаты средней линии, чем более ординаты обратной кривизны. Поэтому нам мыслится, что следует провести систематическую обработку и может быть дополнительные испытания серии профилей с S -образными средними линиями, варьируя только максимальные ординаты обратной кривизны. Полученные результаты дадут возможность судить о перемещении указанной выше точки с изменением обратной кривизны средней линии и тем самым определить относительную вогнутость профилей такого типа. Положение точки перегиба влияет, очевидно, очень незначительно и в первом приближении им можно будет пренебречь.

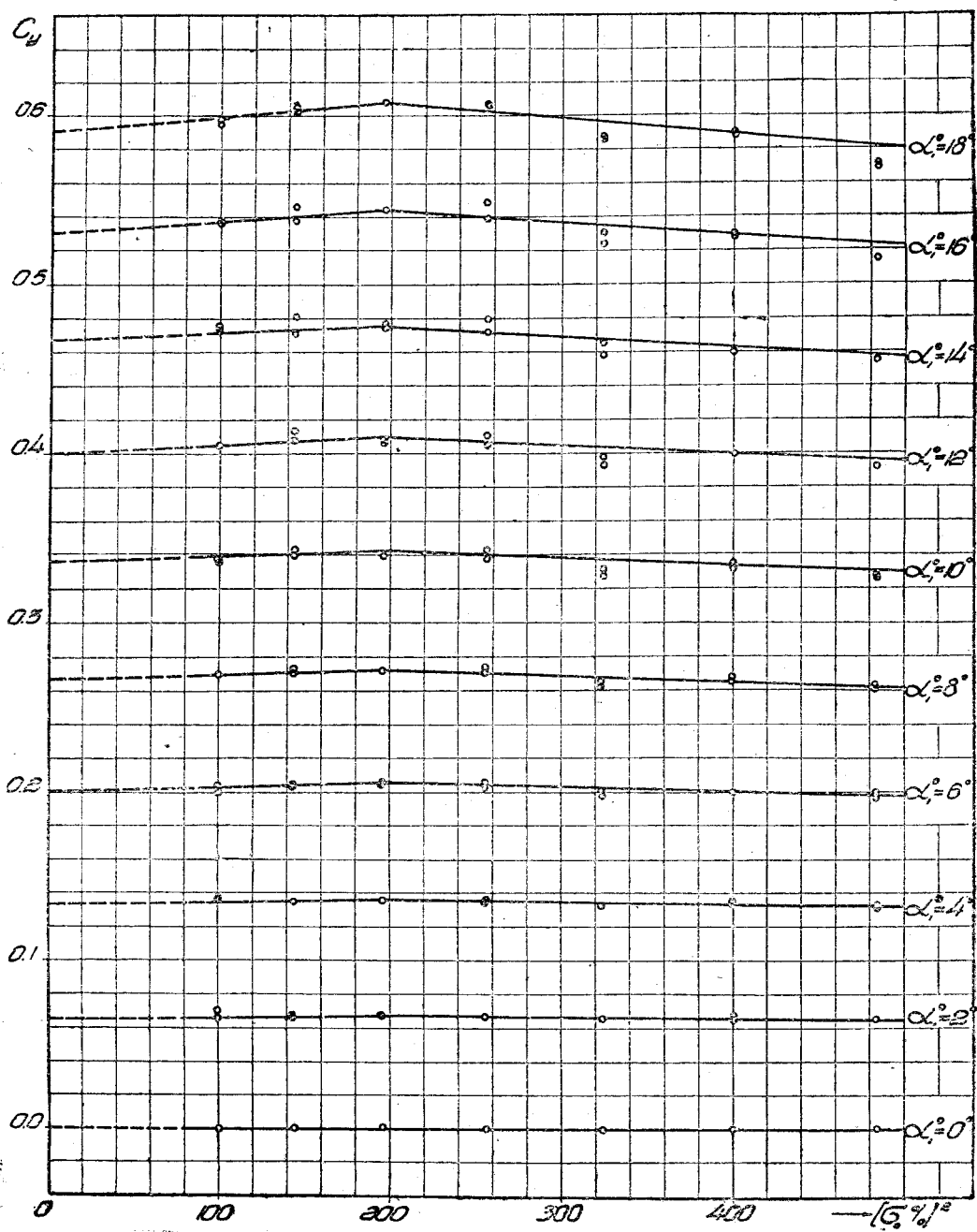
В нашем случае зависимость α_0° от σ_0 может быть выражена аналитически следующим образом:

$$\alpha_0^\circ = \begin{cases} -118 \sigma_0^2 & \text{для } 0,10 \leq \sigma_0 \leq 0,14 \\ -2,32^\circ & \text{для } 0,14 \leq \sigma_0 \leq 0,22, \end{cases}$$

где σ_0 — относительная толщина профиля в долях хорды.

Теперь перейдем к обработке величины $a = \frac{dC_y}{d\alpha}$, которая совместно с величиной α_0° определяет прямолинейные участки кривых C_y по α° . Здесь следовало бы построить зависимость $a = \frac{dC_y}{d\alpha}$ от σ_0 и на основании

выравненных значений α_0° и $a = \frac{dC_y}{d\alpha}$ построить кривые C_y по α° . Но, как показала предварительная обработка, во-первых, полученные результаты при помощи такой интерполяции не всегда достаточно точны и, во-вторых, нет полного представления о точности ее на отдельных участках. Поэтому, после нескольких вариантов, нами построены в зависимости от $(\sigma_0/10)^2$ семейство кривых C_y при различных значениях аэродинамического угла атаки α_1° , которые до значения $\alpha_1^\circ = 18^\circ$ представляют собой сочетание двух прямолинейных отрезков (см. фиг. 15). Изменение наклона прямых для $\sigma_0 < 14\%$ и для $\sigma_0 > 14\%$ отражают принятый нами закон модификации серии. Эти прямые для различных аэродинамических углов α_1° отличаются друг от друга, как своими начальными ординатами, так и наклонами.



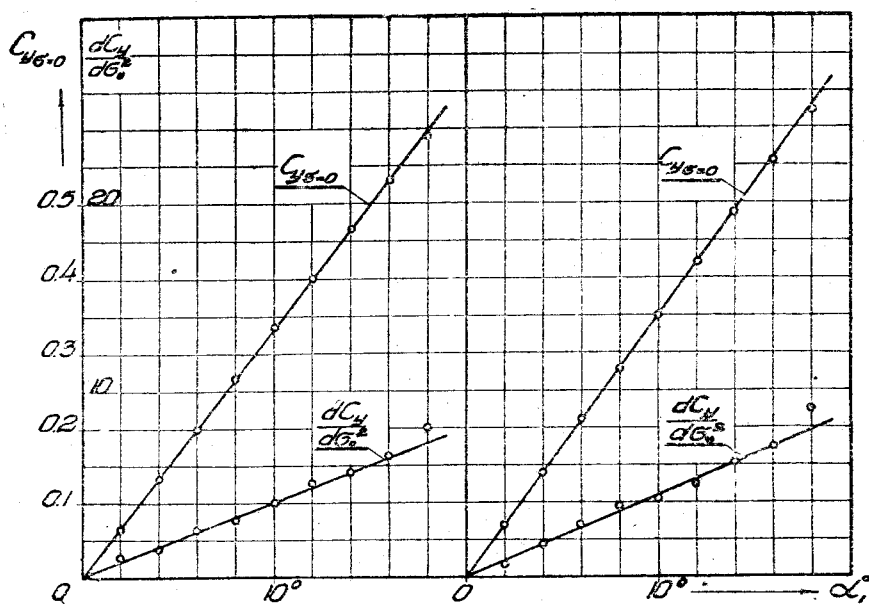
Фиг. 15.

На фиг. 16 нанесены начальные ординаты $C_{y\sigma=0}$ и градиенты $\frac{dC_y}{d\sigma_0^2}$ в зависимости от аэродинамического угла атаки α_1° , как те, так и другие величины изменяются линейно в зависимости от α_1° и могут быть выражены аналитически формулами:

$$\left. \begin{aligned} C_{y\sigma=0} &= 0,0333 \alpha_1^\circ = 1,907 \alpha_1 \\ \frac{dC_y}{d\sigma_0^2} &= 0,0040 \alpha_1^\circ = 2,290 \alpha_1 \end{aligned} \right\} \text{ для } 0,10 \leq \sigma_0 \leq 0,14. \quad (1)$$

и

$$\left. \begin{aligned} C_{y\sigma=0} &= 0,0350 \alpha_1^\circ = 2,005 \alpha_1 \\ \frac{dC_y}{d\sigma_0^2} &= -0,0044 \alpha_1^\circ = -2,520 \alpha_1 \end{aligned} \right\} \text{ для } 0,14 \leq \sigma_0 \leq 0,22$$



Фиг. 16.

отсюда зависимость $C_y = f(\alpha_1^\circ)$ может быть представлена в виде:

$$C_y = \begin{cases} \frac{1}{57,3} (1,907 + 2,29 \sigma_0^2) \alpha_1^\circ & \text{для } 0,10 \leq \sigma_0 \leq 0,14 \\ \frac{1}{57,3} (2,005 - 2,52 \sigma_0^2) \alpha_1^\circ & \text{для } 0,14 \leq \sigma_0 \leq 0,22. \end{cases} \quad (2)$$

На этой же диаграмме нанесены экспериментальные точки. Совпадение достаточно хорошее. Исключение представляют экспериментальные точки для $\sigma_0 = 0,18$. Объясняется это, очевидно, неточным изготовлением модели или систематической ошибкой в эксперименте.

Чтобы построить зависимость $C_y = f(\alpha^\circ)$ для любой относительной толщины σ_0 , следует перейти от аэродинамического угла атаки α_1° к геометрическому углу атаки α° , которые, как известно, связаны между собой следующим соотношением:

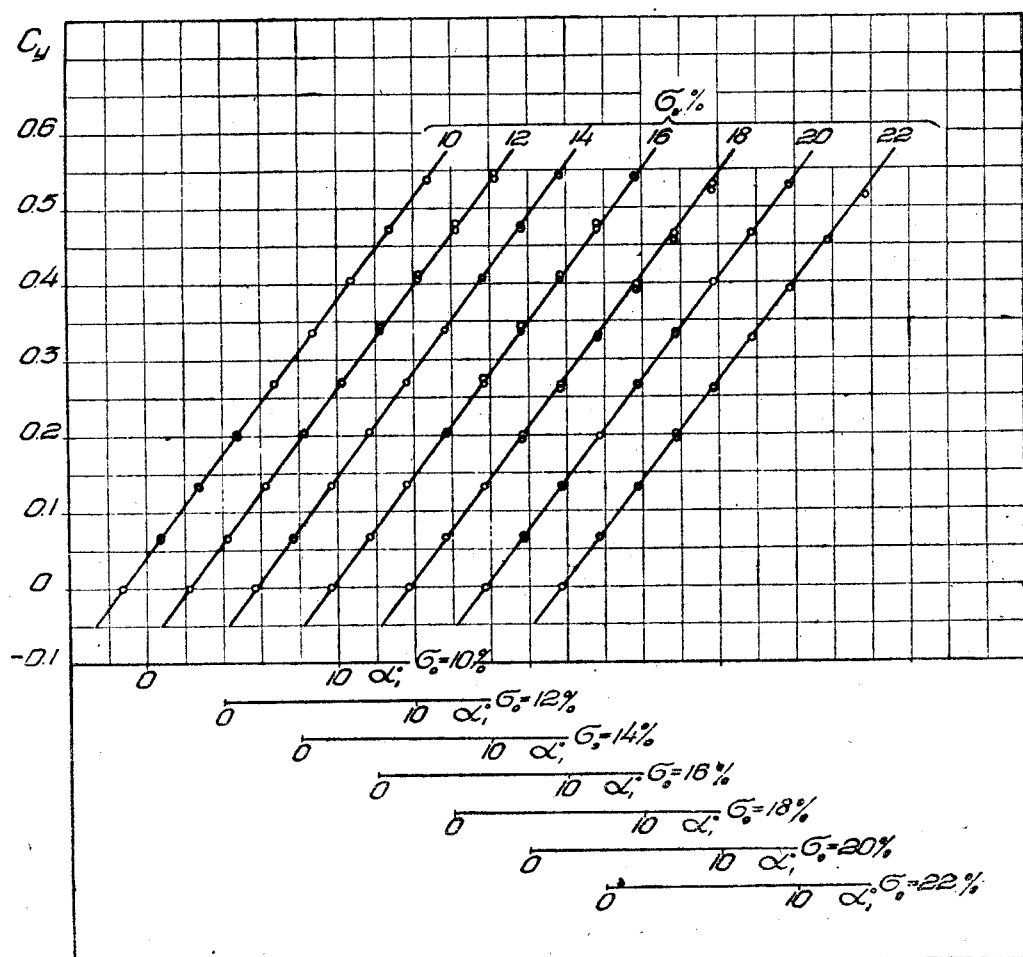
$$\alpha_1^\circ = \alpha^\circ - \alpha_0^\circ.$$

В нашем случае на основании формулы (1) эта зависимость имеет вид:

$$\alpha_1^\circ = \begin{cases} \alpha^\circ - 118 \sigma_0^2 & \text{для } 0,10 \leq \sigma_0 \leq 0,14 \\ \alpha^\circ - 2,32^\circ & \text{для } 0,14 \leq \sigma_0 \leq 0,22. \end{cases}$$

Подставив значение α_1° в выражение (2), получим:

$$C_y = \begin{cases} \frac{1}{57,3} (1,907 + 2,29 \sigma_0^2) (\alpha^\circ - 118 \sigma_0^2) & \text{для } 0,10 \leq \sigma_0 \leq 0,14 \\ \frac{1}{57,3} (2,005 - 2,52 \sigma_0) (\alpha^\circ - 2,32^\circ) & \text{для } 0,14 \leq \sigma_0 \leq 0,22 \end{cases}$$



Фиг. 17.

На фиг. 17 нанесены кривые $C_y = f(\alpha^\circ)$ для различных σ_0^0 , подсчитанные по предыдущей формуле. Для наглядности начало координат каждой кривой сдвинуто вправо на 4° . Там же для сравнения нанесены экспериментальные точки. Из рассмотрения фиг. 17 следует, что до $C_y = 0,55$, получаем хорошее совпадение экспериментальных точек с подсчитанными кривыми. Исключение, как и на фиг. 14, представляют точки, соответствующие $\sigma_0 = 18\%$.

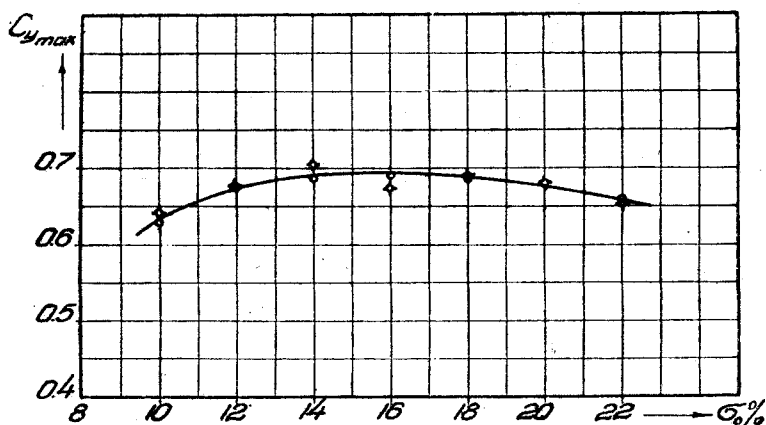
Чтобы больше не возвращаться к интерполяции кривых $C_y = f(\alpha^\circ)$, рассмотрим зависимость величины $C_{y \max}$ от относительной толщины σ_0^0 .

Из рассмотрения фиг. 18 следует, что согласно испытаний в аэродинамической трубе Т-1 ЦАГИ при $V \cong 50$ м/сек ($Re \cong 1\,000\,000$) величина $C_{y\max}$ данного семейства профилей лежит в пределах от 0,630 ($\sigma_0 = 10\%$) до 0,695 ($\sigma_0 = 16\%$), т. е. с изменением относительной толщины значение $C_{y\max}$ меняется в очень небольших пределах. Аналитически эта зависимость может быть представлена в следующем виде:

$$C_{y\max} = \begin{cases} 0,694 - 72,7(0,16 - \sigma_0)^{2,52} & \text{для } 0,10 \leq \sigma_0 \leq 0,16 \\ 0,694 - 3,19(\sigma_0 - 0,16)^{1,60} & \text{для } 0,16 \leq \sigma_0 \leq 0,22 \end{cases}$$

Различные законы изменения значений $C_{y\max}$ в области малых и больших относительных толщин и в этом случае определяются различными законами модификации серии.

Полученные закономерности $C_{y\max} = f(\sigma_0)$ ни в коем случае не могут служить основанием для суждения о посадочных свойствах самолета в летных условиях. Как указано выше, течение кривых в области критического угла атаки сильно зависит от условий эксперимента, т. е. от



Фиг. 18.

числа Рейнольдса и от структуры потока в аэродинамической трубе, поэтому для получения истинных значений аэродинамических характеристик в этой области требуются дополнительные испытания для определения влияния этих факторов. Нами проведены испытания серии профилей D2 при различных числах Рейнольдса ($4,10^5 \leq Re \leq 8,10^5$) и при турбулентности очень близкой к атмосферной в условиях полета. Полученные результаты изложены ниже в гл. IV.

2. C_x . В отличие от коэффициента подъемной силы C_y , при обработке которого интерполяции подвергались кривые C_y по α° здесь мы займемся обработкой поляр Лилиентала.

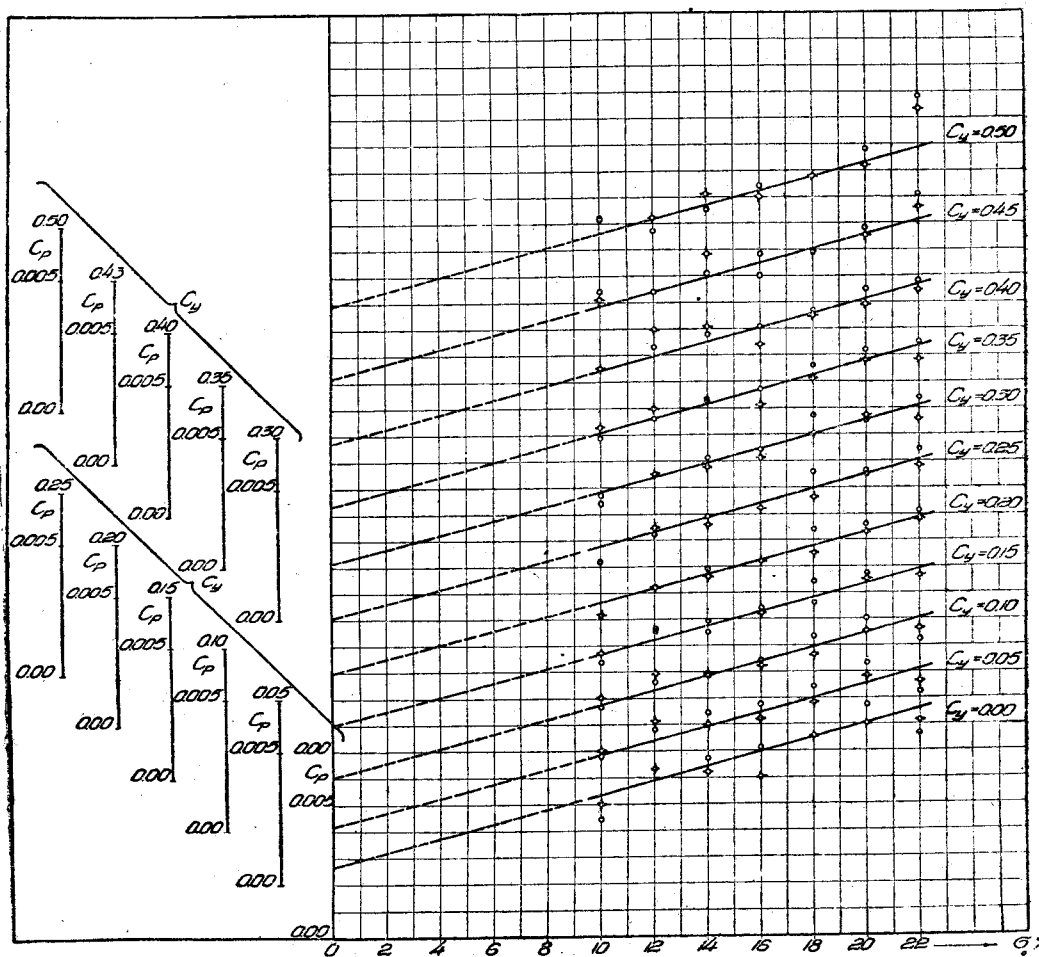
Вызвано это следующими соображениями; одновременно с отсеиванием результатов испытания от случайных и систематических ошибок, мы, в процессе систематической обработки результатов испытаний серии, поставили своей задачей получить некоторые зависимости в изменении аэродинамических характеристик серии от относительной толщины профиля, поэтому в качестве объектов обработки мы должны в каждом отдельном случае выбрать такую величину, которая облегчила бы анализ полученных результатов и способствовала бы выяснению физической сущности происходящих явлений. В частном случае, при обработке значений C_x , интересно выделить ту часть сопротивления, которая зависит

от формы крыла, т. е. индуктивное сопротивление и подвергнуть обработке лишь ту часть сопротивления, которая зависит только от аэродинамических свойств данного профиля, т. е. профильное сопротивление.

Из этих соображений наиболее подходящим параметром при систематической обработке величины C_x является коэффициент подъемной силы C_y . При этом есть возможность выделить коэффициент индуктивного сопротивления C_i , который при одной и той же форме крыла в плане и одном и том же профиле изменяется пропорционально C_y^2 :

$$C_i = \frac{2}{\pi \lambda} N C_y^2.$$

На фиг. 19 при различных значениях C_y представлено семейство кривых



Фиг. 19.

вых $C_p = C_x - C_i$ в зависимости от σ_0 . Для большей точности построения и наглядности, масштаб по оси ординат, по сравнению с обычным, увеличен в 10 раз и начало координат для каждой кривой сдвинуто вверх на величину 0,002. Из рассмотрения фиг. 19 следует, что до $C = 0,55$ изменение C_p по σ_0 следует линейному закону. Отклонение отдельных испытаний от интерполированных кривых не превышает средних ошибок единичных испытаний.

На фиг. 19 обращает на себя внимание также следующее обстоятельство. Течение кривых $C_p = f(\sigma_0)$ при $C_y = \text{const}$, не отражает в себе

закона модификации серии по толщине, который так четко сказывается при обработке величин C_y . Естественно было бы ожидать и здесь несколько другого течения этих кривых при $\sigma_0 < 14^\circ$. Объяснение этому явлению, повидимому, нужно искать в небольшом влиянии относительной вогнутости на суммарную величину профильного сопротивления. Во всяком случае в результате наших экспериментов, даже при десятикратном увеличении масштаба против стандартного, не удалось обнаружить влияние на профильное изменение вогнутости у профилей с $\sigma_0 < 14^\circ$.

Чтобы получить аналитическую зависимость $C_p = f(\sigma_0)$ на фиг. 20 при различных значениях C_y нанесены начальные ординаты $C_{p\sigma=0}$. Последние могут быть истолкованы как предел, к которому стремится значение профильного сопротивления рассматриваемой серии при данном значении C_y , когда σ_0 стремится к нулю.

Полученная зависимость $C_{p\sigma=0} = f(C_y)$ в логарифмической анаморфозе представляет собой две прямые, имеющие общую вершину при $C_y = 0,175$ и соответствующие ветвям двух парабол, уравнения которых имеют вид:

$$C_{p\sigma=0} = \begin{cases} 0,002 + 0,2930 (0,175 - C_y)^{3,51} & \text{при } 0 \leq C_y \leq 0,175 \\ 0,002 + 0,0289 (C_y - 0,175)^{2,48} & \text{при } 0,175 \leq C_y \leq 0,5. \end{cases}$$

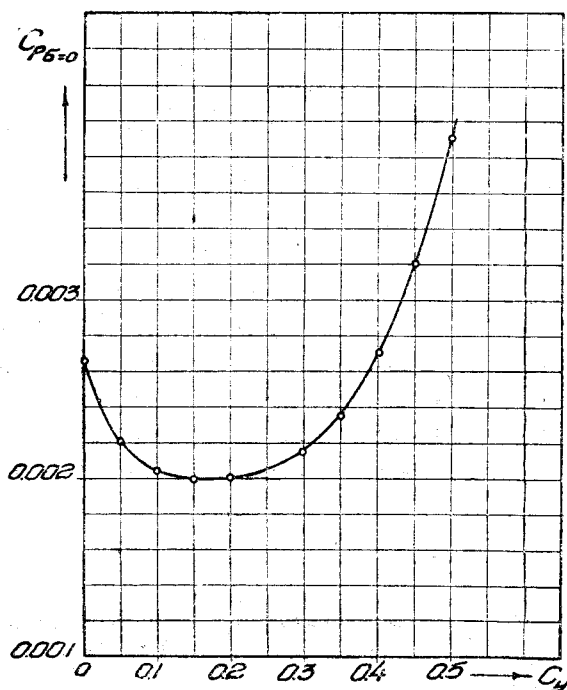
Подсчитанные по этим формулам значения $C_{p\sigma=0}$ нанесены на фиг. 20. Несмотря на 50-кратное увеличение масштаба, диаграмма ясно обнаруживает хорошее совпадение с точками, снятыми из фиг. 19, и служит подтверждением правильности выбора метода интерполяции, в частности, подтверждением правильности проведения прямых на предыдущей диаграмме.

Производная $\frac{dC_p}{d\sigma_0}$ остается постоянной до значения $C_y = 0,5$ и равняется 0,027. Следовательно, зависимость $C_p = f(\sigma_0)$ до значения $C_y = 0,5$ может быть представлена аналитически в форме:

$$C_p = \begin{cases} 0,0020 + 0,027 \sigma_0 + 0,2930 (0,175 - C_y)^{3,51} & \text{при } 0 \leq C_y \leq 0,175 \\ 0,0020 + 0,027 \sigma_0 + 0,0289 (C_y - 0,175)^{2,48} & \text{при } 0,175 \leq C_y \leq 0,5. \end{cases} \quad (3)$$

По формулам (3), для различных значений относительной толщины σ_0 подсчитаны значения C_p в области $0 \leq C_y \leq 0,5$. Полученные результаты приведены в табл. 5 и на фиг. 21.

В таблице 6 даны экспериментальные значения C_p для тех же значений C_y и σ_0 .



Фиг. 20.

**Интерполированные значения коэффициента профильного сопротивления
серии профилей D 2**

C_y	$\sigma_0 = 10\%$	$\sigma_0 = 12\%$	$\sigma_0 = 14\%$	$\sigma_0 = 16\%$	$\sigma_0 = 18\%$	$\sigma_0 = 20\%$	$\sigma_0 = 22\%$
0,00	0,00535	0,00590	0,00643	0,00697	0,00752	0,00806	0,00860
0,05	0,00485	0,00540	0,00594	0,00647	0,00700	0,00754	0,00807
0,10	0,00474	0,00528	0,00580	0,00638	0,00692	0,00746	0,00800
0,15	0,00465	0,00518	0,00573	0,00628	0,00680	0,00735	0,00790
0,20	0,00466	0,00517	0,00570	0,00624	0,00678	0,00732	0,00787
0,25	0,00478	0,00530	0,00585	0,00640	0,00696	0,00748	0,00804
0,30	0,00485	0,00538	0,00594	0,00648	0,00703	0,00757	0,00810
0,35	0,00508	0,00560	0,00617	0,00670	0,00726	0,00782	0,00835
0,40	0,00542	0,00595	0,00650	0,00704	0,00760	0,00813	0,00868
0,45	0,00586	0,00640	0,00695	0,00748	0,00804	0,00857	0,00912
0,50	0,00662	0,00716	0,00770	0,00824	0,00878	0,00934	0,00988

Таблица 6

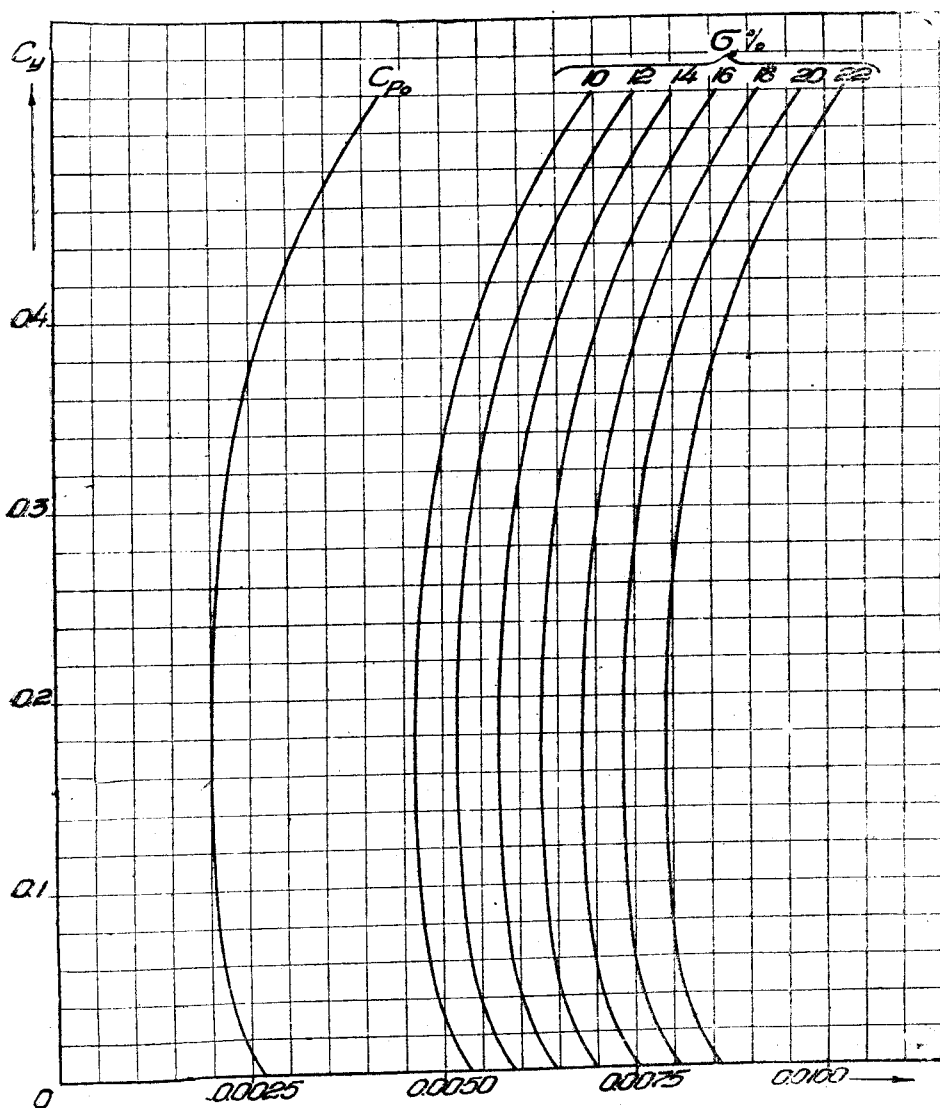
**Экспериментальные значения коэффициента профильного сопротивления
серии профилей D 2**

C_y	$\sigma_0 = 10\%$	$\sigma_0 = 12\%$	$\sigma_0 = 14\%$	$\sigma_0 = 16\%$	$\sigma_0 = 18\%$	$\sigma_0 = 20\%$	$\sigma_0 = 22\%$
0,00	0,0044	0,0063	0,0067	0,0071	0,0075	0,0087	0,0076
	0,0050	0,0063	0,0062	0,0060	0,0075	0,0080	0,0081
0,05	0,0048	0,0058	0,0064	0,0068	0,0074	0,0083	0,0072
	0,0050	0,0061	0,0060	0,0062	0,0068	0,0078	0,0076
0,10	0,0047	0,0056	0,0059	0,0064	0,0073	0,0080	0,0072
	0,0050	0,0053	0,0058	0,0062	0,0066	0,0075	0,0076
0,15	0,0044	0,0055	0,0059	0,0064	0,0074	0,0077	0,0076
	0,0047	0,0056	0,0055	0,0062	0,0066	0,0075	0,0076
0,20	0,0042	0,0052	0,0059	0,0062	0,0074	0,0076	0,0081
	0,0043	0,0055	0,0056	0,0062	0,0065	0,0073	0,0078
0,25	0,0042	0,0052	0,0059	0,0062	0,0076	0,0076	0,0084
	0,0042	0,0055	0,0056	0,0062	0,0066	0,0075	0,0078
0,30	0,0044	0,0055	0,0061	0,0064	0,0077	0,0075	0,0084
	0,0047	0,0055	0,0058	0,0061	0,0070	0,0077	0,0076
0,35	0,0049	0,0056	0,0063	0,0067	0,0076	0,0082	0,0085
	0,0053	0,0060	0,0063	0,0061	0,0071	0,0078	0,0078
0,40	0,0055	0,0063	0,0068	0,0071	0,0077	0,0085	0,0088
	0,0055	0,0070	0,0071	0,0064	0,0075	0,0079	0,0085
0,45	0,0064	0,0064	0,0071	0,0078	0,0080	0,0088	0,0101
	0,0061	0,0074	0,0078	0,0070	0,0079	0,0085	0,0096
0,50	0,0072	0,0067	0,0075	0,0084	0,0088	0,0098	0,0118
	0,0071	0,0072	0,0081	0,0080	0,0088	0,0092	0,0113

Для получения выравненных значений $C_x = f(\sigma_0)$ при $\lambda = 5$, к интерполированным значениям C_p при данном C_y , нужно прибавить коэффициент индуктивного сопротивления C_p , тогда коэффициент C_x может быть представлен в виде:

$$C_x = \frac{2}{\pi \lambda} N C_y^2 + 0,002 + 0,027 \sigma_0 + \begin{cases} 0,2930 (0,175 - C_y)^{3,57} & \text{при } 0 \leq C_y \leq 0,175 \\ 0,0289 (0,175 - C_y)^{2,48} & \text{при } 0,175 \leq C_y \leq 0,5 \end{cases} \quad (4)$$

Полученные по предыдущей формуле значения C_x приведены в табл. 7 и на фиг. 22.



Фиг. 21.

Для сравнения с результатами опыта в табл. 8 и на фиг. 22 нанесены экспериментальные значения коэффициента C_x при $\lambda = 5$, причем для наглядности начало координат каждой следующей кривой сдвинуто вправо на отрезок, соответствующий $C_x = 0,01$. Из рассмотрения диаграммы следует, что в области изменения C_y от 0 до 0,5, имеет место хорошее совпадение при всех значениях σ_0 кривых, подсчитанных по формуле (4) с экспериментальными точками.

Интерполированные значения коэффициента C_x серии профилей D2

C_y	$\sigma_0 = 10\%$	$\sigma_0 = 12\%$	$\sigma_0 = 14\%$	$\sigma_0 = 16\%$	$\sigma_0 = 18\%$	$\sigma_0 = 20\%$	$\sigma_0 = 22\%$
0,00	0,0054	0,0059	0,0064	0,0070	0,0075	0,0081	0,0086
0,05	0,0052	0,0057	0,0063	0,0068	0,0073	0,0079	0,0084
0,10	0,0061	0,0066	0,0071	0,0077	0,0083	0,0088	0,0093
0,15	0,0076	0,0082	0,0087	0,0093	0,0093	0,0103	0,0109
0,20	0,0100	0,0105	0,0110	0,0116	0,0121	0,0126	0,0134
0,25	0,0131	0,0136	0,0142	0,0147	0,0153	0,0158	0,0164
0,30	0,0169	0,0174	0,0179	0,0185	0,0190	0,0196	0,0201
0,35	0,0214	0,0219	0,0225	0,0230	0,0235	0,0241	0,0247
0,40	0,0267	0,0273	0,0278	0,0283	0,0289	0,0294	0,0300
0,45	0,0328	0,0334	0,0339	0,0344	0,0350	0,0355	0,0361
0,50	0,0399	0,0404	0,0410	0,0415	0,0420	0,0426	0,0431

Таблица 8

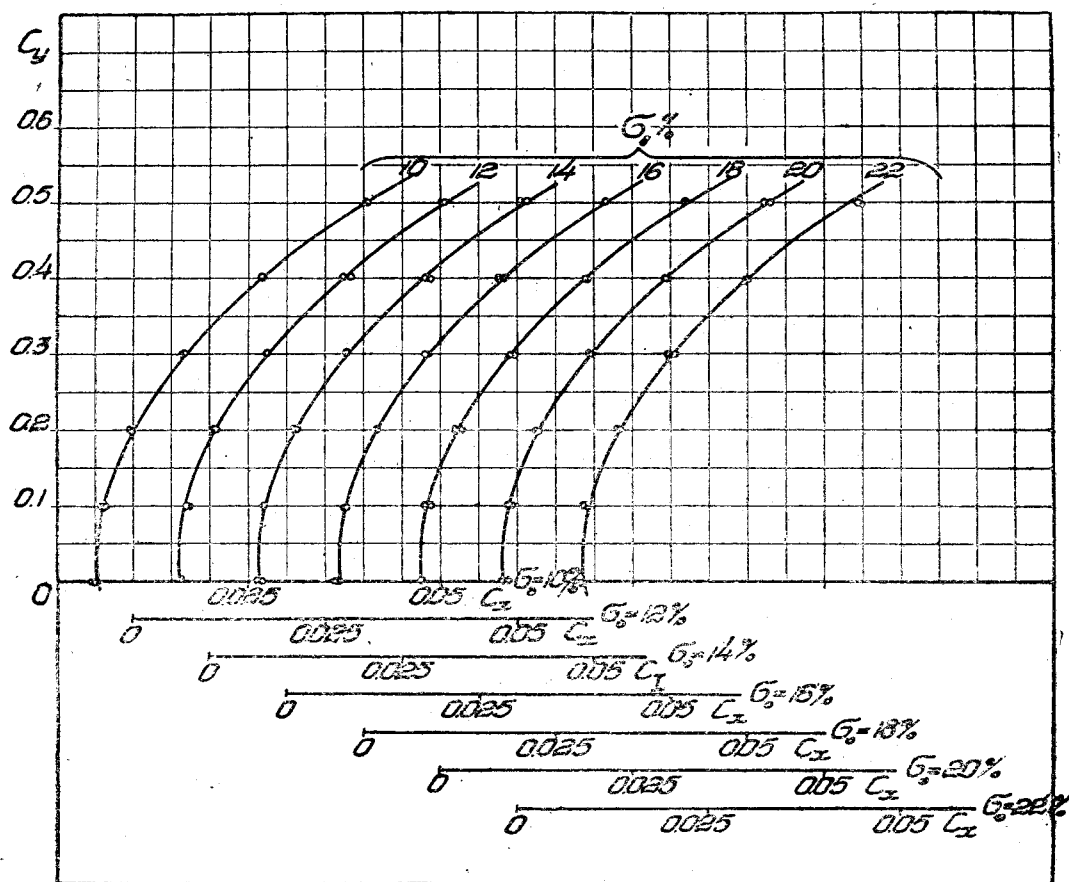
Экспериментальные значения коэффициента C_x серии профилей D2

C_y	$\sigma_0 = 10\%$	$\sigma_0 = 12\%$	$\sigma_0 = 14\%$	$\sigma_0 = 16\%$	$\sigma_0 = 18\%$	$\sigma_0 = 20\%$	$\sigma_0 = 22\%$
0,00	0,0044	0,0063	0,0067	0,0067	0,0075	0,0087	0,0076
	0,0050	0,0063	0,0062	0,0062	0,0075	0,0080	0,0081
0,05	0,0051	0,0061	0,0067	0,0071	0,0071	0,0086	0,0075
	0,0053	0,0064	0,0063	0,0068	0,0077	0,0081	0,0079
0,10	0,0060	0,0069	0,0072	0,0077	0,0086	0,0093	0,0085
	0,0063	0,0072	0,0071	0,0075	0,0079	0,0088	0,0089
0,15	0,0073	0,0085	0,0089	0,0094	0,0104	0,0107	0,0106
	0,0077	0,0086	0,0085	0,0092	0,0096	0,0105	0,0106
0,20	0,0095	0,0105	0,0122	0,0115	0,0127	0,0129	0,0134
	0,0096	0,0108	0,0109	0,0115	0,0118	0,0126	0,0131
0,25	0,0125	0,0135	0,0142	0,0145	0,0159	0,0159	0,0167
	0,0125	0,0138	0,0139	0,0445	0,0149	0,0158	0,0161
0,30	0,0164	0,0175	0,0181	0,0184	0,0197	0,0195	0,0204
	0,0167	0,0175	0,0178	0,0181	0,0190	0,0197	0,0196
0,35	0,0212	0,0219	0,0226	0,0230	0,0239	0,0246	0,0248
	0,0216	0,0223	0,0226	0,0224	0,0234	0,0241	0,0241
0,40	0,0268	0,0276	0,0281	0,0284	0,0290	0,0298	0,0301
	0,0268	0,0283	0,0284	0,0277	0,0288	0,0292	0,0298
0,45	0,0334	0,0334	0,0341	0,0348	0,0350	0,0358	0,0371
	0,0331	0,0344	0,0348	0,0340	0,0349	0,0355	0,0366
0,50	0,0405	0,0400	0,0408	0,0417	0,0421	0,0431	0,0431
	0,0404	0,0405	0,0414	0,0413	0,0421	0,0425	0,0446

Кривые качества C_y/C_x серии профилей, подсчитанные по формулам, даны на фиг. 23.

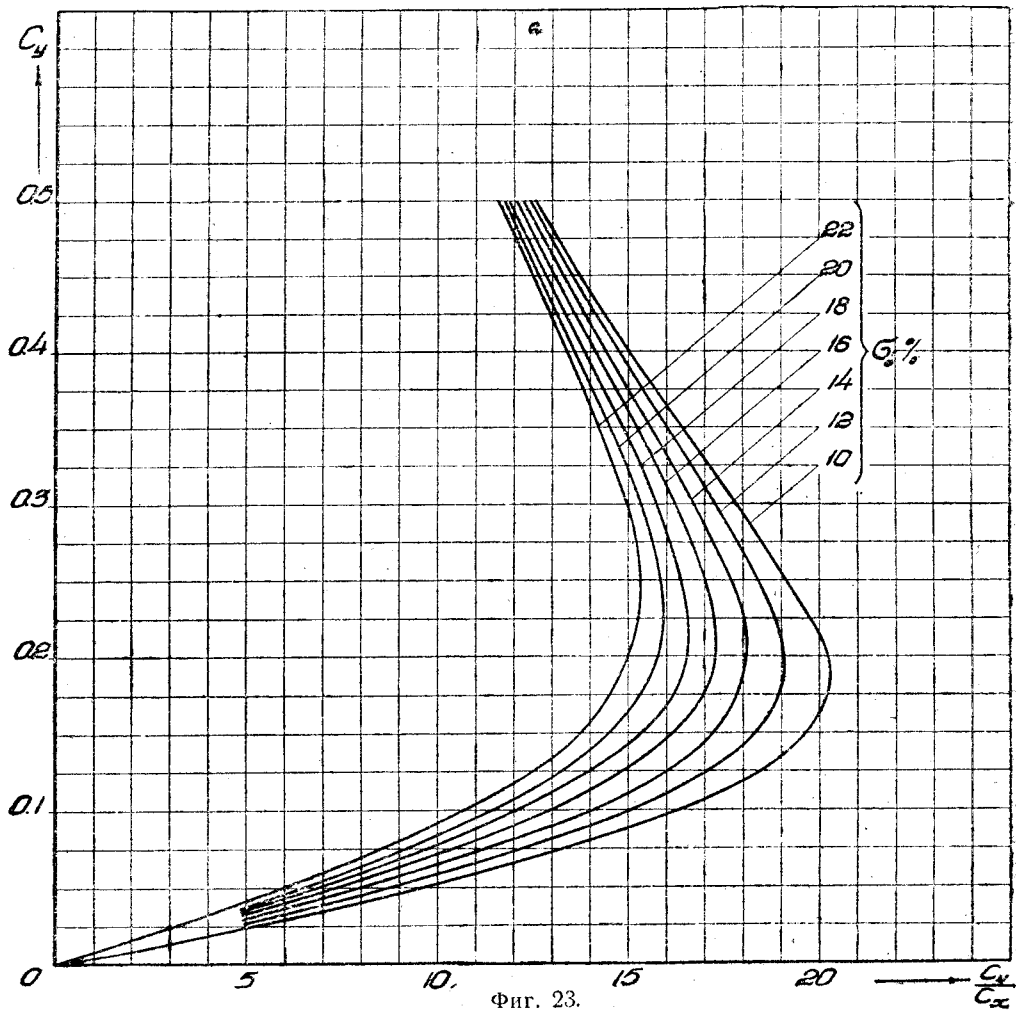
На фиг. 24 в зависимости от $\sigma_0\%$ нанесены максимальные значения качества, определенные по фиг. 23 и для сравнения нанесены экспериментальные точки. Разброс очень невелик, если принять во внимание, что ошибка в определении максимального качества во время эксперимента достигает единицы. Полученная зависимость $(C_y/C_x)_{\max}$ от σ_0 на участке $0,10 \leq \sigma_0 \leq 0,22$ может быть с достаточной степенью точности выражена гиперболой, уравнение которой имеет вид:

$$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max} = \frac{8,65}{\sigma_0^{0,274}}.$$

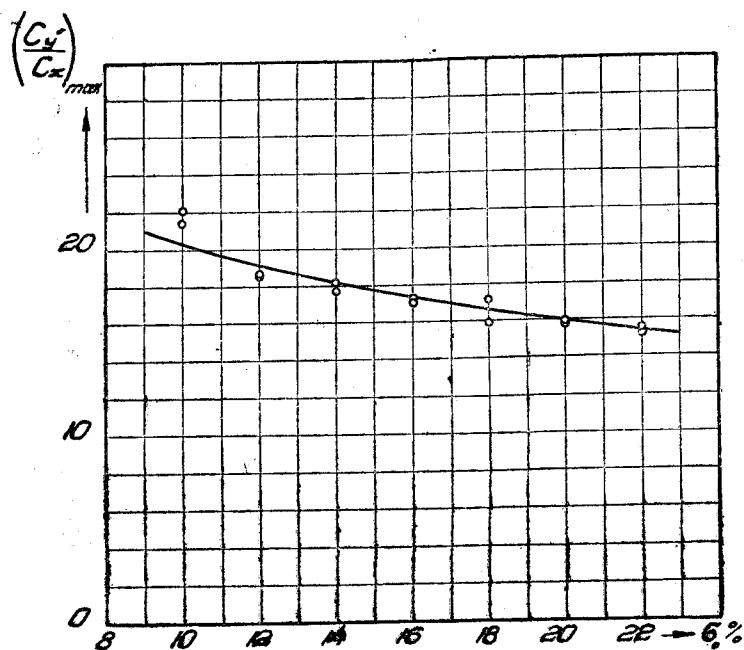


Фиг. 22.

3. C_m . При обработке значений C_m мы также исходили из желания попутно с интерполяционными кривыми получить некоторые закономерности, которые позволили бы судить о моментных свойствах серии на более интересных летных режимах самолета. В частности, в результате обработки нам хотелось бы иметь суждения, насколько разрешена задача о постоянстве центра давления, перемещении его в зависимости от относительной толщины профиля σ_0 , о положении фокуса и т. д. В этом смысле наиболее интересными являются не кривые C_m по α° , а кривые C_m по C_y , которые в дальнейшем мы приняли в качестве объектов обработки.



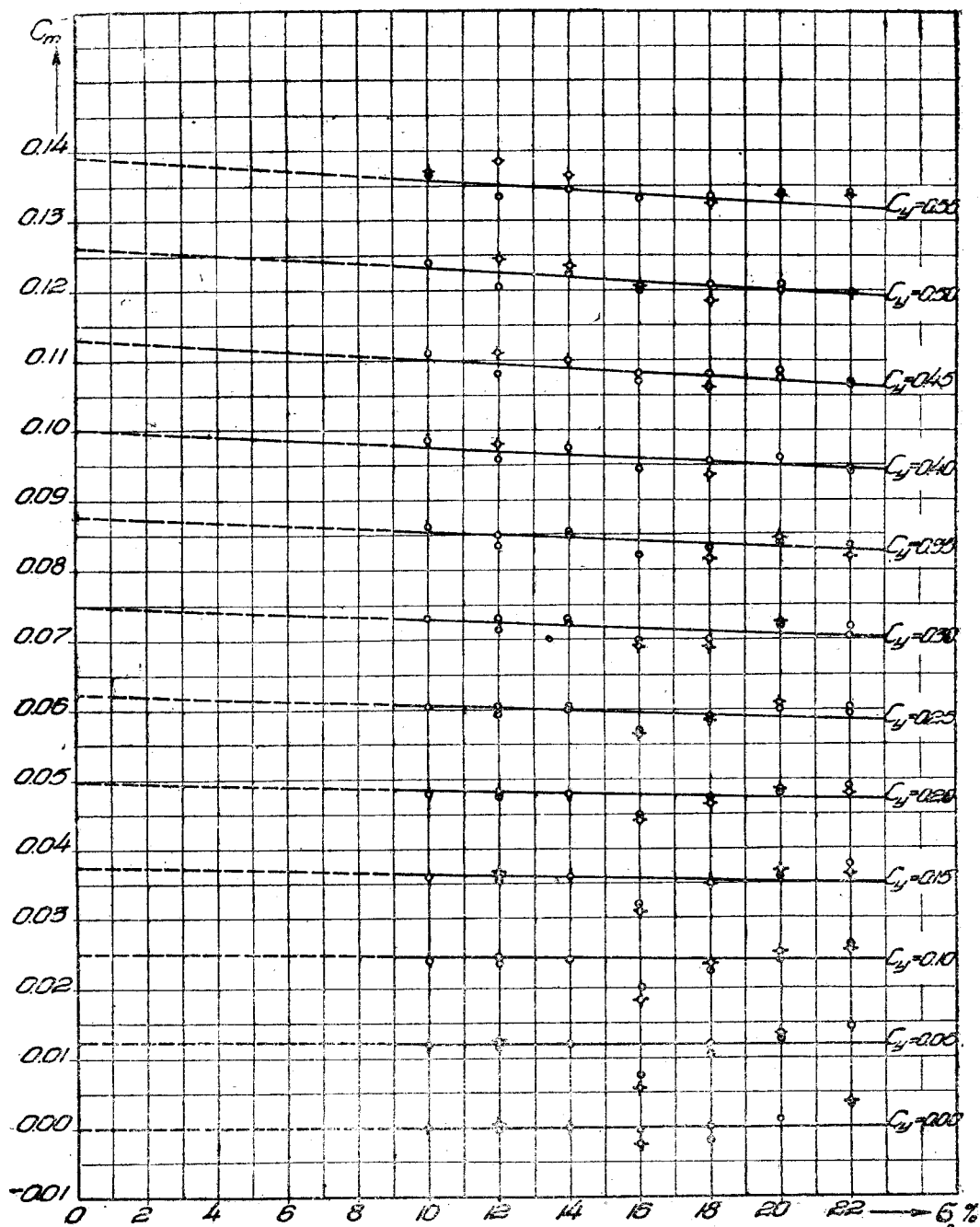
Фиг. 23.



Фиг. 24.

На фиг. 25 в зависимости от относительной толщины профиля $\sigma_0\%$, построено семейство кривых C_m при различных значениях C_y .

Из рассмотрения фиг. 25 следует, что до $C_y = 0,55$ изменение C_m по σ_0 следует линейному закону. Здесь так же, как и в случае обработки



Фиг. 25.

значений C_p по σ_0 не обнаружено влияние различных законов модификации серии при $\sigma_0 < 0,14$ и $\sigma_0 > 0,14$. Очевидно, небольшое изменение вогнутости у профилей с относительной толщиной $\sigma_0 < 0,14$ мало сказывается на значении коэффициента C_m при $C_y = \text{const}$. Полученные результаты при

обработке значений C_x и C_m лишний раз подтверждают правильность выбора в качестве параметра относительной толщины профиля σ_0 .

Для получения аналитической зависимости $C_m = f(C_y)$ на фиг. 26 построены начальные ординаты кривых $C_m = f(C_y)$ и $\frac{dC_m}{d\sigma_0}$ при различных значениях C_y . Величина $C_{m\sigma=0}$, как и $C_{p\sigma=0}$, может быть истолкована как предел, к которому стремится значение C_m при заданной подъемной силе, когда σ_0 стремится к нулю. Обе величины, как $C_{m\sigma=0}$, так и $\frac{dC_m}{d\sigma_0}$ изменяются линейно в зависимости от C_y и могут быть представлены формулами:

$$C_{m\sigma=0} = 0,250C_y$$

$$\frac{dC_m}{d\sigma_0} = 0,065C_y.$$

Отсюда получаем, что аналитическая зависимость C_m по C_y имеет вид:

$$C_m = (0,25 - 0,065\sigma_0) C_y. \quad (5)$$

Для сравнения в табл. 9 и 10 и на фиг. 27 приведены значения $C_m = f(C_y)$, подсчитанные по формуле (5) и полученные непосредственно по результатам испытаний. Рассмотрение диаграммы показывает на достаточно хорошее совпадение в пределах изменения C_y от 0 до 0,5.

Исключение представляет кривая при $\sigma_0 = 16\%$. Объяснение этому, очевидно, нужно искать не в ошибке эксперимента, а в деформации модели. Судя по характеристикам C_y и C_x , которые не выпадают из общей закономерности, у этой модели была слишком приподнята задняя кромка.

В заключение рассмотрим вопрос о положении центра давления и фокуса для серии профилей.

Как известно, положение центра давления, выраженное в долях хорды x достаточной для практики точностью, определяется по формуле:

$$\frac{x}{b} = \frac{C_m}{C_y},$$

где x — расстояние центра давления от носика профиля.

Для каждого из профилей серии на основании формулы (5) положение центра давления представится в виде:

$$\frac{x}{b} = 0,25 - 0,065\sigma_0. \quad (6)$$

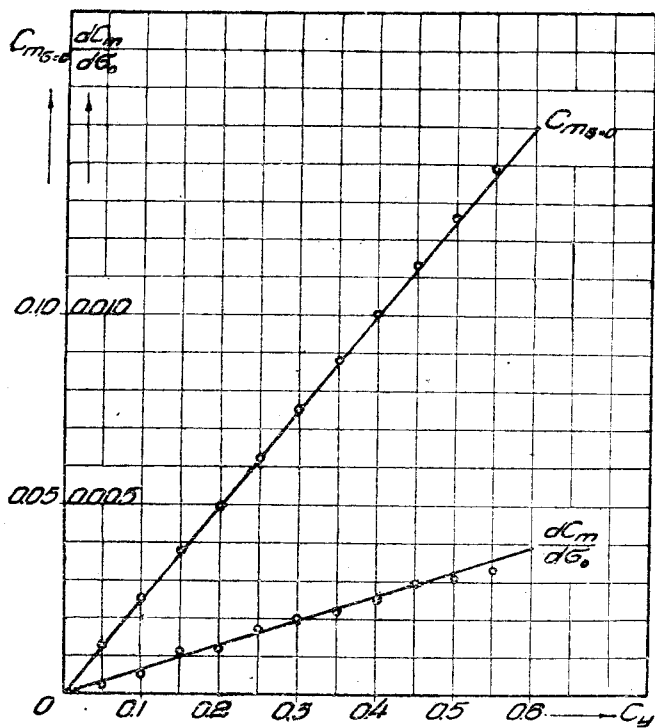
Напомним¹, что фокусом профиля называется точка, относительно которой момент на всех углах атаки остается постоянным и расстояние его от носика в долях хорды в точности равно наклону кривой $C_m = f(C_y)$.

$$\frac{x_0}{b} = m = \frac{dC_m}{dC_y}.$$

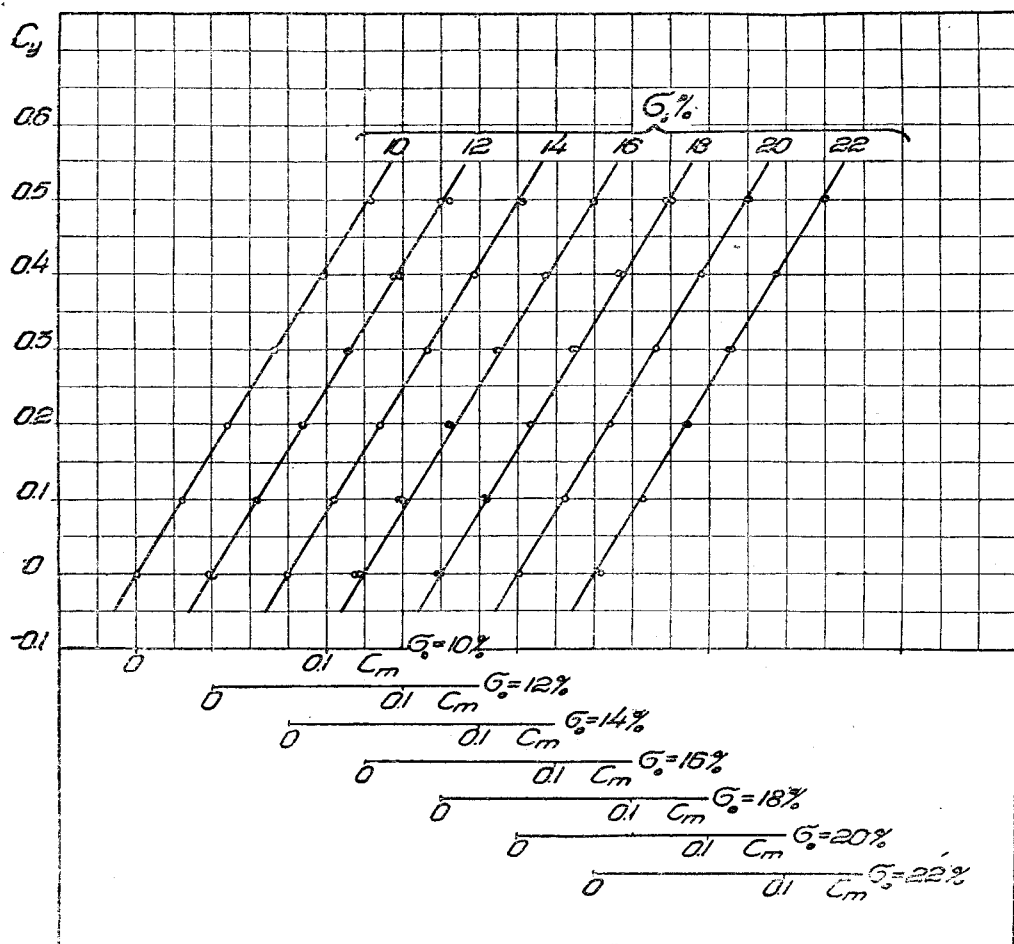
С другой стороны, как указано выше, у профилей с $C_{m0} = 0$ расстояние центра давления от передней кромки равно:

$$\frac{x}{b} = m = \frac{dC_m}{dC_y}.$$

¹ Е. Е. Солодкин. Определение аэродинамических характеристик монопланного крыла произвольной формы. Труды ЦАГИ, вып. 194. 1935.



Фиг. 26.



Фиг. 27.

Интерполированные значения коэффициента C_x серии профилей D2

C_y	$\sigma_0 = 10\%$	$\sigma_0 = 12\%$	$\sigma_0 = 14\%$	$\sigma_0 = 16\%$	$\sigma_0 = 18\%$	$\sigma_0 = 20\%$	$\sigma_0 = 22\%$
0,00	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
0,05	0,0122	0,0121	0,0121	0,0120	0,0119	0,0119	0,0118
0,10	0,0244	0,0242	0,0241	0,0240	0,0238	0,0237	0,0236
0,15	0,0366	0,0363	0,0362	0,0360	0,0357	0,0356	0,0354
0,20	0,0488	0,0484	0,0482	0,0480	0,0476	0,0474	0,0472
0,25	0,0610	0,0605	0,0603	0,0600	0,0595	0,0593	0,0590
0,30	0,0732	0,0726	0,0723	0,0720	0,0714	0,0711	0,0708
0,35	0,0854	0,0847	0,0844	0,0840	0,0833	0,0830	0,0826
0,40	0,0976	0,0968	0,0964	0,0960	0,0952	0,0948	0,0944
0,45	0,1098	0,1089	0,1085	0,1080	0,1071	0,1067	0,1062
0,50	0,1220	0,1210	0,1205	0,1200	0,1190	0,1185	0,1180

Таблица 10

Экспериментальные значения коэффициента C_m серии профилей D2

C_y	$\sigma_0 = 10\%$	$\sigma_0 = 12\%$	$\sigma_0 = 14\%$	$\sigma_0 = 16\%$	$\sigma_0 = 18\%$	$\sigma_0 = 20\%$	$\sigma_0 = 22\%$
0,00	0,0000	-0,0004	0,0000	-0,0050	-0,0020	-0,0010	0,0030
	0,0000	0,0005	0,0000	-0,0025	0,0000	0,0010	0,0035
0,05	0,0120	0,0116	0,0120	0,0075	0,0104	0,0125	0,0144
	0,0120	0,0125	0,0120	0,0055	0,0120	0,0132	0,0144
0,10	0,0240	0,0235	0,0240	0,0200	0,0225	0,0240	0,0260
	0,0240	0,0245	0,0240	0,0182	0,0235	0,0250	0,0255
0,15	0,0360	0,0355	0,0358	0,0320	0,0350	0,0360	0,0378
	0,0360	0,0365	0,0358	0,0308	0,0350	0,0368	0,0365
0,20	0,0480	0,0476	0,0480	0,0450	0,0473	0,0480	0,0490
	0,0480	0,0485	0,0480	0,0440	0,0465	0,0486	0,0480
0,25	0,0610	0,0595	0,0600	0,0570	0,0590	0,0600	0,0605
	0,0605	0,0605	0,0605	0,0565	0,0585	0,0610	0,0595
0,30	0,0730	0,0715	0,0730	0,0700	0,0700	0,0720	0,0720
	0,0730	0,0730	0,0725	0,0690	0,0690	0,0725	0,0705
0,35	0,0862	0,0855	0,0855	0,0820	0,0830	0,0840	0,0835
	0,0862	0,0850	0,0850	0,0820	0,0815	0,0845	0,0820
0,40	0,0985	0,0957	0,0975	0,0945	0,0955	0,0960	0,0945
	0,0985	0,0980	0,0975	0,0945	0,0935	0,0960	0,0940
0,45	0,1110	0,1080	0,1100	0,1070	0,1080	0,1085	0,1070
	0,1110	0,1110	0,1100	0,1080	0,1080	0,1075	0,1065
0,50	0,1240	0,1205	0,1223	0,1200	0,1208	0,1210	0,1200
	0,1240	0,1245	0,1235	0,1205	0,1185	0,1200	0,1195
0,55	0,1365	0,1333	0,1345	0,1330	0,1335	0,1340	0,1340
	0,1370	0,1385	0,1364	0,1330	0,1325	0,1335	0,1335

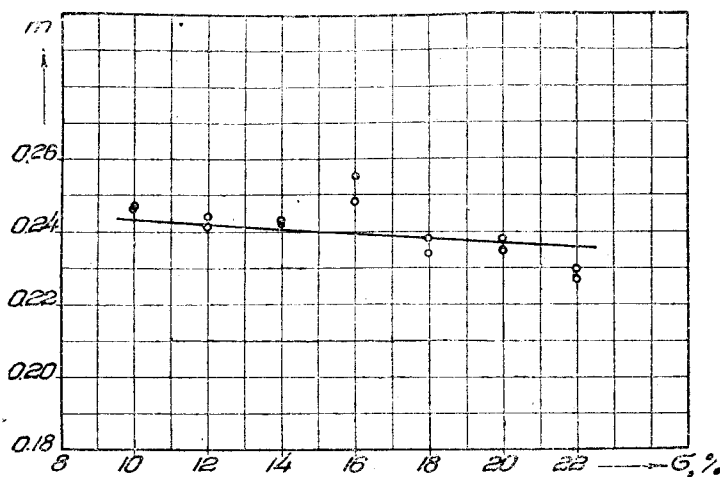
Следовательно, у профилей с $C_{m_0} = 0$

$$\frac{x}{b} = \frac{x_0}{b},$$

т. е. центр давления и фокус профиля практически совпадают.

На фиг. 28 приведены значения положения центра давления (фокуса) в зависимости от относительной толщины профиля, подсчитанные по формуле (6). Для сравнения, на этой же фигуре нанесены экспериментальные точки. Диаграмма обнаруживает хорошее совпадение кривой, подсчитанной по формуле (6) с результатами эксперимента, за исключением экспериментальной точки, соответствующей $\tau_0 = 16\%$ по причине, которая указана выше.

В заключение следует обратить внимание на весьма любопытный факт. При $\tau_0 = 0$ фокус находится на расстоянии $1/4$ хорды от передней кромки. Полученный результат совпадает с данными теоретических подсчетов. Это совпадение имеет под собой некоторое основание. В теории крыла обычно пренебрегают толщиной профиля, т. е. имеют дело с математической абстракцией очень близкой к той, которую мы понимаем при переходе к $\tau_0 = 0$.



Фиг. 28.

IV. ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СЕРИИ ПРОФИЛЕЙ D2

В результате систематической обработки испытаний серии в аэродинамической трубе, мы имеем возможность представить в распоряжение конструктора достаточно надежный материал, отсеянный от всех случайных и систематических ошибок, имевших место, как при изготовлении моделей, так и в процессе эксперимента.

Точно так же полученные закономерности в отношении изменения аэродинамических характеристик в зависимости от относительной толщины профиля, помогут конструктору при определении аэродинамических характеристик крыла и самолета.

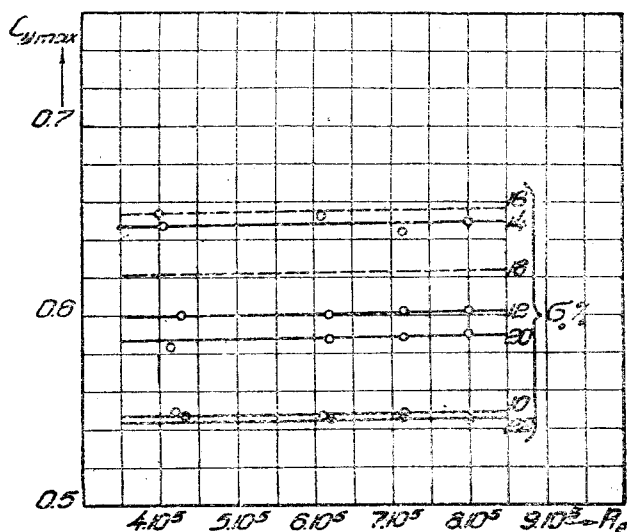
Но поставленная перед нами задача будет выполнена до конца лишь в том случае, если наряду с материалом, полученным в определенной аэродинамической трубе при определенных условиях конструктору будет дано указание, как пользоваться этим материалом при переходе к другим условиям и, в первую очередь, к условиям полета. Под условиями эксперимента и полета мы понимаем в основном совокупность влияния масштабного эффекта (числа Рейнольдса) и структуры потока (турбулентности) на аэродинамические характеристики профиля.

Следовательно, только в том случае, когда будут установлены зависимости аэродинамических характеристик профиля от числа Рейнольдса и турбулентности потока можно будет иметь суждения о работе профиля в условиях полета.

Испытания для определения влияния турбулентности требуют специально поставленного эксперимента, а испытания для определения влияния числа Рейнольдса имели бы смысл лишь в том случае, если турбулентность потока в трубе не сильно отличалась бы от атмосферной турбулентности в условиях полета, характеризующейся, как известно, критическим числом Рейнольдса, для шара $Re \cong 400\,000$.

В аэродинамической трубе Т-1 ЦАГИ, в которой мы вели испытания серии, поток сильно турбулентный, так что дополнительный эксперимент, который мы могли бы провести для определения влияния числа Рейнольдса, не привел бы к желательным результатам. Поэтому опыты для определения влияния числа Рейнольдса на аэродинамические характеристики профилей серии D2 были перенесены в аэродинамическую трубу Т-5 ЦАГИ, которая обладает тем свойством, что начальная турбулентность потока составляет $0,2\%$ и характеризуется критическим числом Рейнольдса для шара $Re \cong 350\,000$.

Серия была испытана при четырех числах Рейнольдса $Re \cong 4,10^5$, $6,10^5$, $7,10^5$ и $8,10^5$. Изменение числа Рейнольдса достигалось путем изменения скорости, которая в наших опытах соответственно равнялась $V \cong 20$, 30 , 35 и 40 м/сек.



Фиг. 29.

К сожалению, небольшой диапазон изменения числа Рейнольдса, который можно было получить в трубе Т-5, не позволит дать исчерпывающий ответ на поставленную задачу. Полученные результаты позволяют лишь наметить тенденцию в изменении аэродинамических характеристик с изменением числа Рейнольдса и путь возможной экстраполяции на летные условия.

Полученные материалы мы в первую очередь постарались использовать для определения влияния масштабного эффекта на величину $C_{y_{max}}$.

На фиг. 29 в зависимости от величины Re приведено значение $C_{y_{max}}$ при различных значениях относительной толщины профиля $z_0\%$. Для нагляд-

ности масштаб по оси ординат увеличен в 2,5 раза по сравнению со стандартным.

Из диаграммы следует линейное изменение $C_{y \max}$ от Re при очень малом положительном градиенте, практически не зависящем от относительной толщины профиля.

Полученный материал, определяющий зависимость коэффициента профильного сопротивления C_p от числа Рейнольдса вряд ли может быть использован для суждения об этой характеристике в полетных условиях. Экстраполяция на числа Рейнольдса, превышающая числа Рейнольдса при эксперименте в 5—7 раз, вряд ли возможна. Однако, эти результаты могут быть использованы: во-первых, в целях накопления материала о влиянии числа Re на коэффициент C_p при различных значениях относительной толщины профиля и различных углах атаки; во-вторых, в данном конкретном случае, как указано выше, для выявления хотя бы тенденции в изменении C_p с изменением числа Re .

На фиг. 30—35 приведены значения коэффициента $C_p = f(Re)$ при различных значениях σ_0^0/σ и заданном значении коэффициента C_y . В области изменения числа Рейнольдса $4,10^5 \leq Re \leq 8,10^5$ (за исключением при $C_y = 0$) обнаружены два режима обтекания профилей, причем по мере увеличения значения C_y (угла атаки) критическое число Рейнольдса уменьшается. При малых значениях C_y (углах атаки) в указанной области изменения числа Рейнольдса профили обтекаются только ламинарным пограничным слоем, по мере увеличения C_y начинает обнаруживаться тенденция к кризису и, начиная с $C_y = 0,3$, уже полностью проявляются два режима обтекания профилей. В этом случае профильное сопротивление с увеличением числа Рейнольдса сначала убывает, затем после достижения минимума при дальнейшем увеличении числа Рейнольдса профильное сопротивление начинает увеличиваться, потом достигает максимума и далее опять начинает убывать по другому закону. Первая нисходящая ветвь кривой (в области изменения числа Рейнольдса $4,10^5 \leq Re \leq 6,10^5$), повидимому, соответствует обтеканию профиля с ламинарным пограничным слоем, участок от минимума до максимума ($6,10^5 \leq Re \leq 7,10^5$) и далее, вторая нисходящая ветвь (начиная с $Re = 7,10^5$) переходу, ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

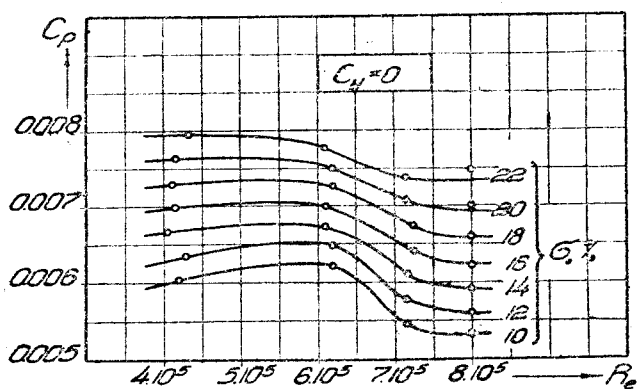
Нам придется ограничиться качественной оценкой полученных результатов, так как экстраполяция на большие числа Рейнольдса, как указано выше, к сожалению, невозможна.

В отношении величин α_0^0 и $a = \frac{dC_y}{d\alpha}$, как и в отношении моментных характеристик C_{m_0} и $m = \frac{dC_m}{dC_y}$, определенной закономерности с изменением числа Рейнольдса в пределах $4,10^5 \leq Re \leq 8,10^5$, обнаружить не удалось. Полученные расхождения лежат в пределах точности эксперимента.

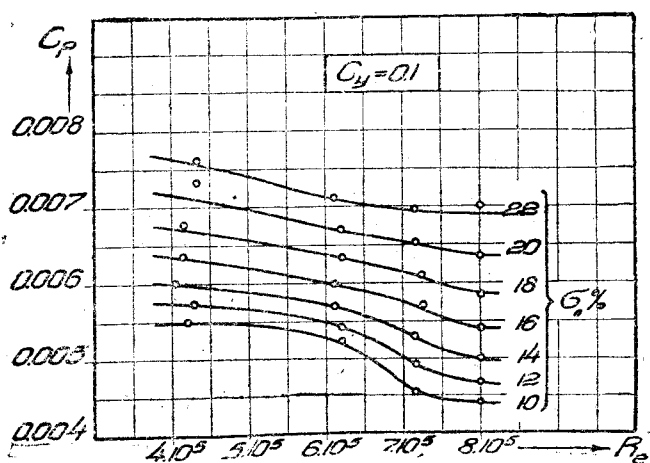
V. ИСПЫТАНИЯ СЕРИИ КРЫЛЬЕВ СО ЩИТКАМИ, РАСПОЛОЖЕННЫМИ ПО ВСЕМУ РАЗМАХУ

С целью изучения работы щитков-закрылков, установленных на крыльях с профилями серии D2, с одной стороны, и определения эффективности работы щитков с изменением толщины профиля — с другой, нами проведено испытание серии крыльев со щитком, расположенным по всему размаху. Основные параметры щитков: хорда — $b_{щ}$, угол отклонения $\delta_{щ}$ и сдвиг переднего шарнира s , на основании имеющегося материала по этому вопросу¹ были выбраны из условий получения оптимально

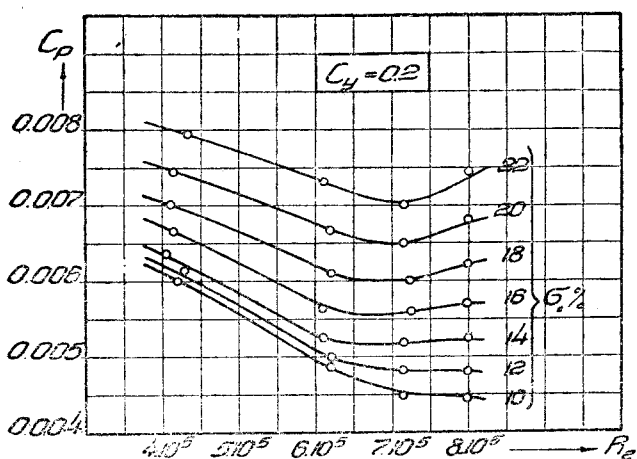
¹ А. К. Мартынов. Аэродинамические исследования по щиткам-закрылкам. ТВФ № 8, 1934.



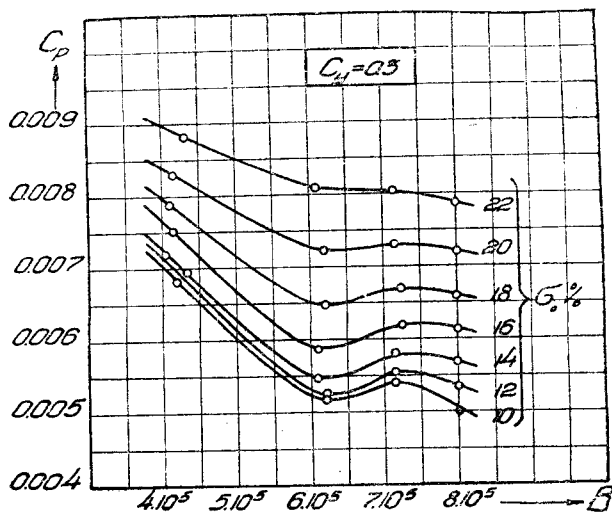
Фиг. 30.



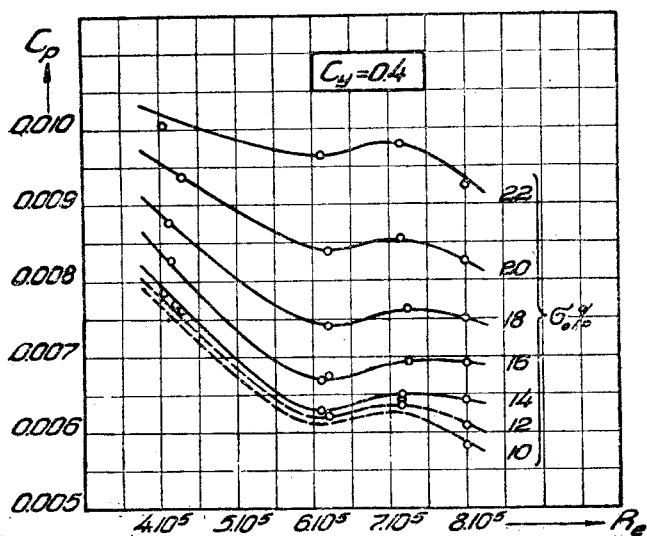
Фиг. 31.



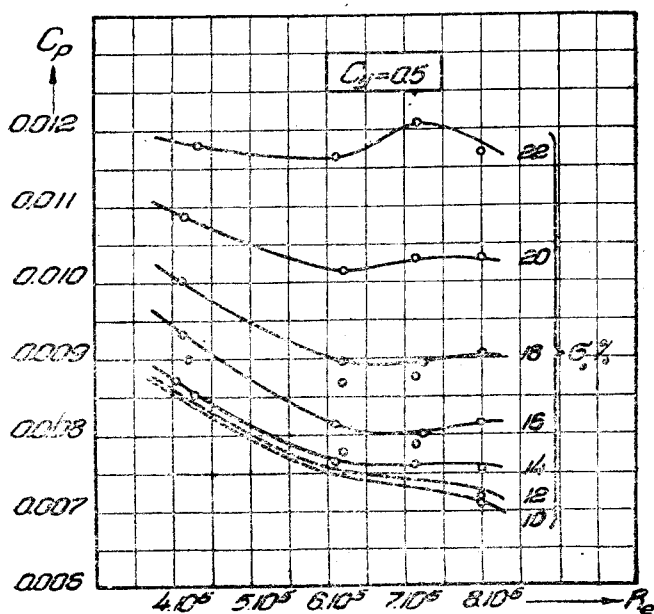
Фиг. 32.



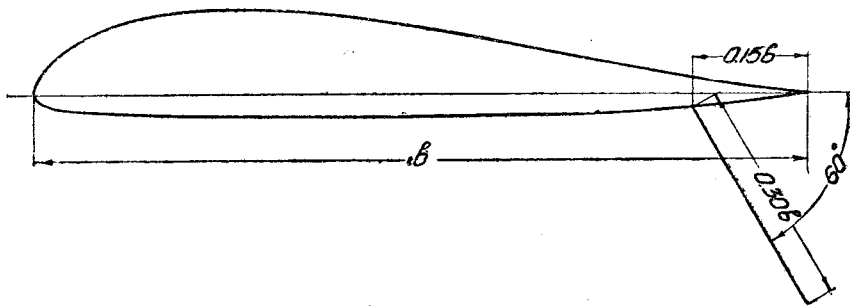
Фиг. 33.



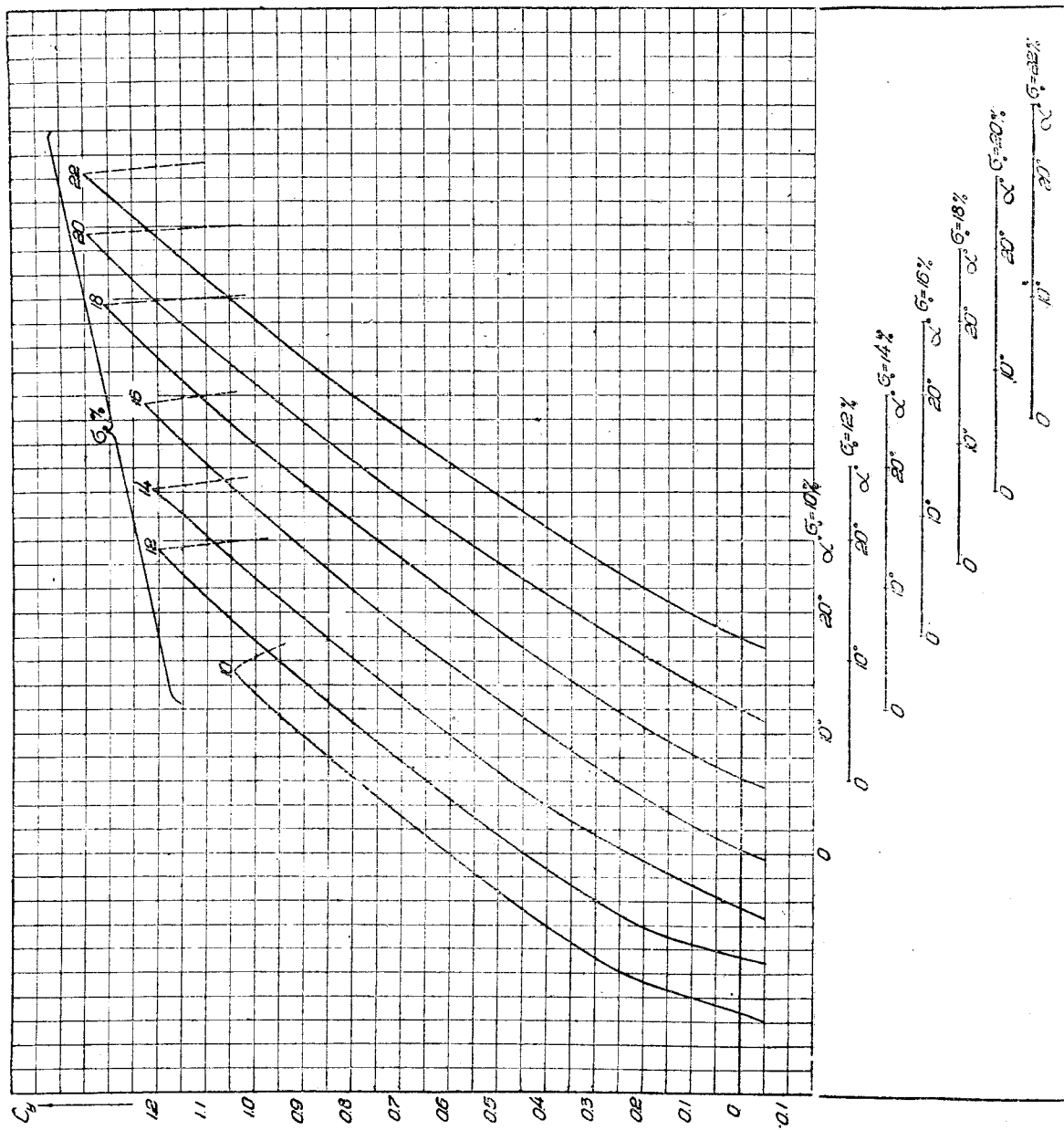
Фиг. 34.

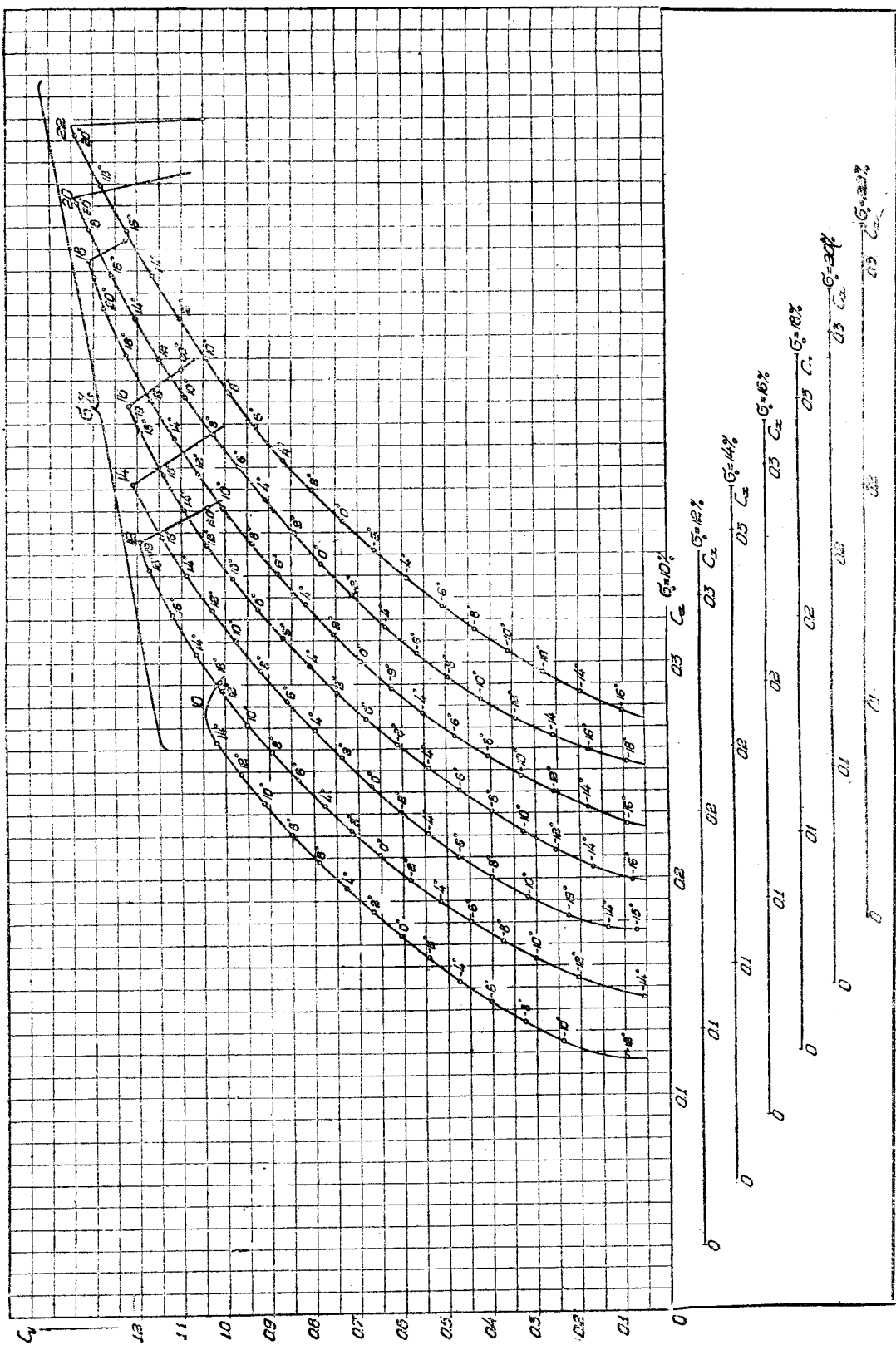


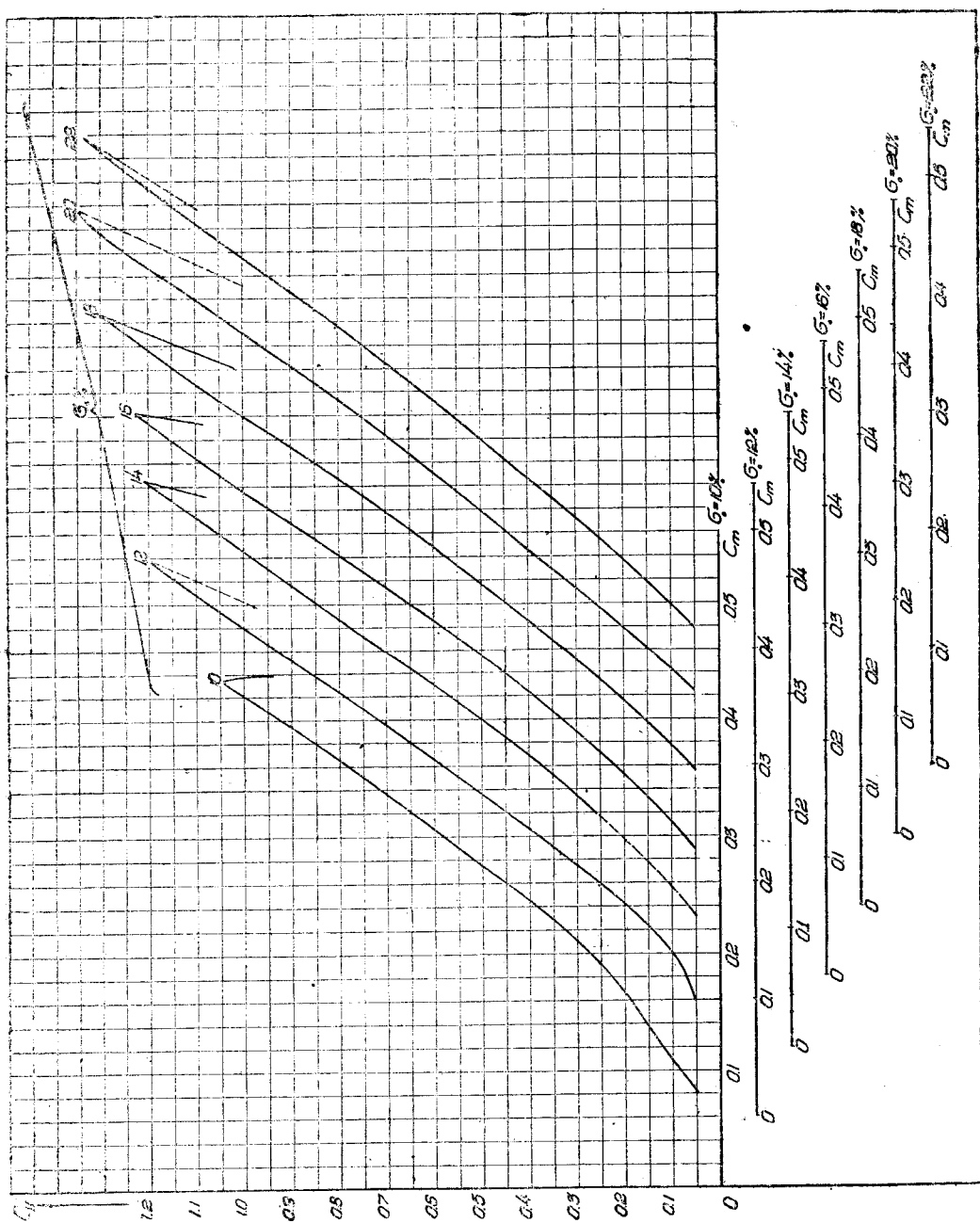
Фиг. 35.



Фиг. 36.





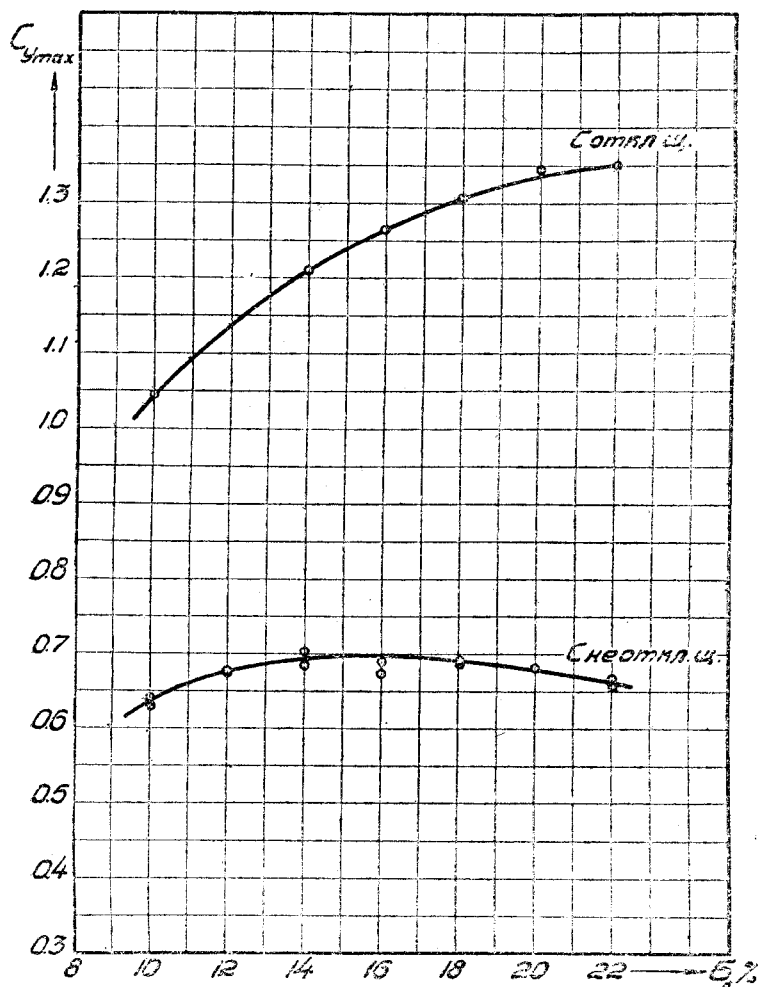


Фиг. 39.

возможных приращений максимального коэффициента подъемной силы. Из этих соображений, отношение хорды щитка к хорде профиля $\frac{b_{щ}}{b} = 0,3$; угол отклонения щитка составляет 60° с хордой крыла и расстояние переднего шарнира щитка от задней кромки крыла $s = 0,15b$ (см. фиг. 36).

Испытания проведены в трубе Т-1 ЦАГИ при средней скорости потока $V \approx 50 \text{ м/сек}$ ($Re = 1\,000\,000$). Сводные диаграммы C_y по α° , C_x по C_y и C_m по C_y приведены на фиг. 37, 38, 39. Как обычно, для наглядности, начало координат каждой кривой сдвинуто вправо.

На фиг. 40 в зависимости от $\sigma_0\%$ представлены значения $C_{y_{\max}}$ профилей серии D2 с отклоненными щитками. Там же для сравнения нане-



Фиг. 40.

сены значения величины $C_{y_{\max}}$ исходной серии профилей. Обнаружилось, что, несмотря на падение $C_{y_{\max}}$ у исходной серии профилей, начиная с $\sigma_0 = 0,17$, у крыльев с отклоненными щитками величина $C_{y_{\max}}$ продолжает расти с увеличением относительной толщины профиля и достигает своей оптимальной величины только при $\sigma_0 = 0,23$. Эта зависимость может быть выражена аналитически следующей формулой:

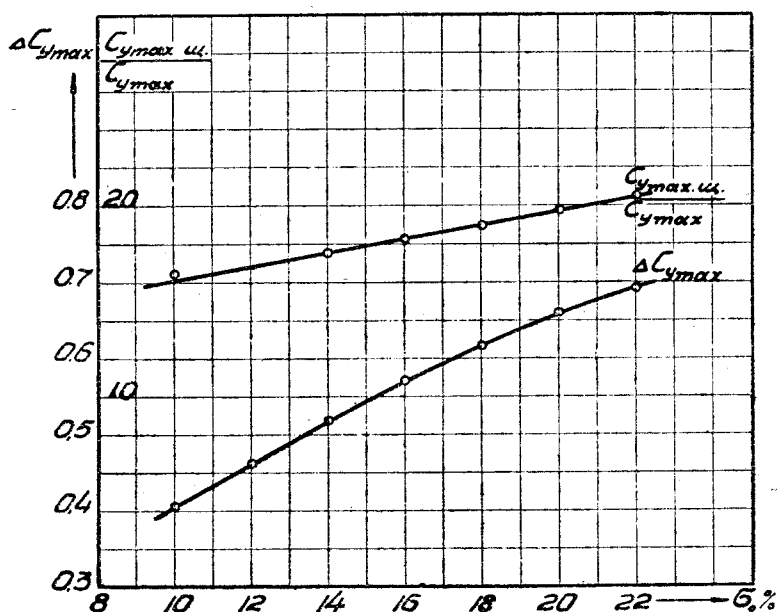
$$C_{y_{\max}} = 1,35 - 17,75(0,23 - \sigma_0)^2.$$

Эффективность щитков, характеризующаяся величиной абсолютного приращения $C_{y_{\max}}$, растет с увеличением относительной толщины профиля (см. фиг. 41) и для данной серии профилей может быть выражена эмпирической формулой:

$$\Delta C_{y_{\max}} = 0,75 - 7,43(0,29 - \tau_0)^{1,82}.$$

Для суждения об изменении в посадочных скоростях с изменением относительной толщины профиля служит величина отношения $C_{y_{\max}}$ с отклоненными щитками к $C_{y_{\max}}$ исходных профилей $\frac{C_{y_{\max \text{ щ.}}}}{C_{y_{\max}}}$, представленная на той же фигуре. Эта величина (см. фиг. 41) линейно зависит от τ_0 и может быть представлена аналитически следующим образом:

$$\frac{C_{y_{\max \text{ щ.}}}}{C_{y_{\max}}} = 1,25 + 3,65 \tau_0.$$



Фиг. 41.

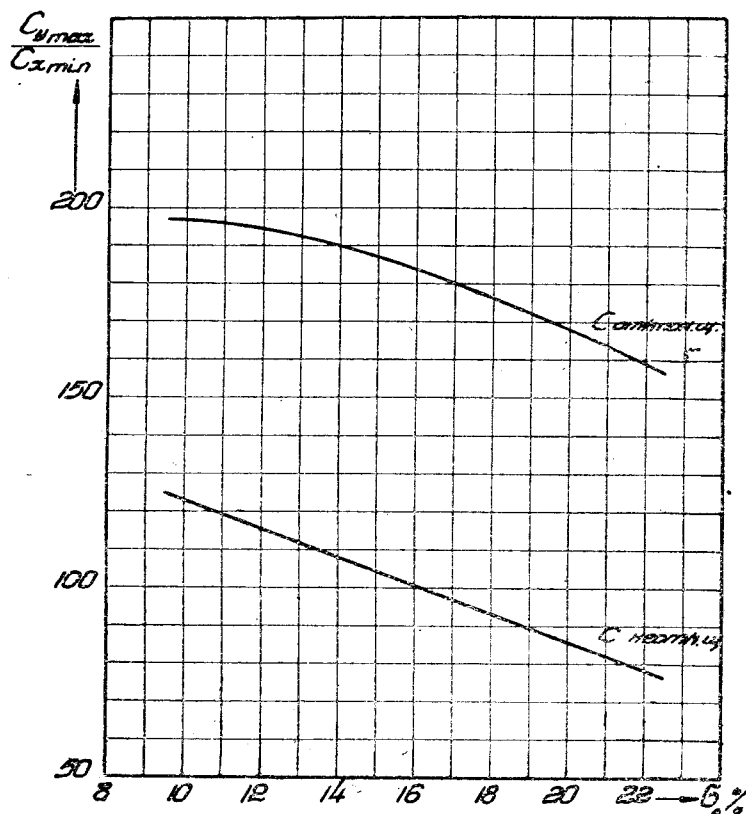
Для суждения о летном диапазоне скорости самолета обычно служит величина $\frac{C_{y_{\max}}}{C_{x_{\min}}}$, т. е. отношение двух величин, из которых каждая в отдельности, при остальных равных условиях, служит для оценки посадочной и максимальной скоростей.

Интересно выяснить, как изменяется это отношение при отклонении щитков. Правда, абсолютные величины этих отношений не очень показательны, так как при одном и том же профиле в зависимости от вредных сопротивлений самолета их эффективность будет разная, но все же качественную оценку и тенденцию в изменении этой величины в зависимости от относительной толщины профиля τ_0 получить можно.

На фиг. 42 представлена величина отношения $\frac{C_{y_{\max}}}{C_{x_{\min}}}$ для профилей серии D2 с отклоненными и неотклоненными щитками. И в том и в другом случае это отношение сильно падает с увеличением σ_0 . Аналитически эти зависимости могут быть выражены формулами:

С неотклоненными щитками — $\frac{C_{y_{\max}}}{C_{x_{\min}}} = 160 - 37\sigma_0$.

С отклоненными щитками — $\frac{C_{y_{\max}}}{C_{x_{\min}}} = 198 - 776(\sigma_0 - 0,1)^{1,41}$.



Фиг. 42.

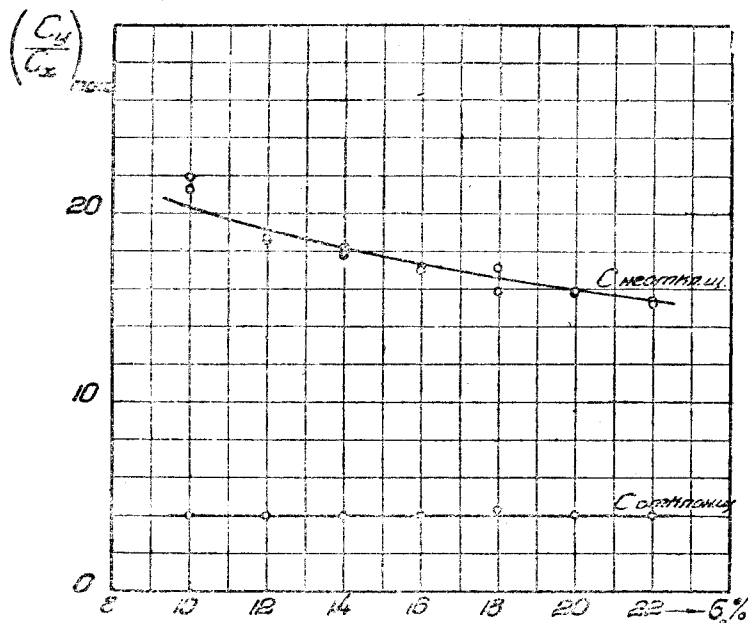
Наряду с увеличением максимального коэффициента подъемной силы крыла при отклонении щитков резко увеличивается лобовое сопротивление, которое также способствует улучшению посадочных свойств самолета. В то время как увеличение $C_{y_{\max}}$ уменьшает посадочную скорость самолета, добавочное лобовое сопротивление увеличивает крутизну траектории при планировании перед посадкой и сильно сокращает длину пробега.

На фиг. 43 в зависимости от σ_0 приведены значения величины максимального качества серии профилей D2, как с неотклоненными, так и с отклоненными щитками, которые дают качественную оценку в изменении угла планирования при отклонении щитков.

С другой стороны, лобовое сопротивление крыла так резко увеличивается с отклонением щитка, что сопротивление исходного профиля составляет ничтожную малую часть в общей сумме сопротивлений и не влияет

на величину максимального качества. Отсюда эта диаграмма с достаточным приближением может служить и количественной оценкой в изменении угла планирования, так как и дополнительные вредные сопротивления вряд ли могут что-нибудь существенно изменить в этой картине.

На этом мы закончим исследование крыльев с отклоненными щитками. Для суждения относительно других аэродинамических свойств профиля со щитком и, в частности, относительно моментных характеристик мы представляем конструктору достаточно полный материал, которым в каждом отдельном случае можно воспользоваться.



Фиг. 43.

VI. СРАВНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СЕРИИ ПРОФИЛЕЙ D2 С СООТВЕТСТВУЮЩИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ СЕРИИ ПРОФИЛЕЙ P-II

Чтобы иметь суждение о том, как выполнена поставленная перед нами задача, — создание серии профилей с постоянным центром давления, высокими значениями $C_{y \max}$ и достаточно малыми значениями профильного сопротивления, — приведем сравнение результатов систематической обработки основных аэродинамических характеристик серии профилей D2 с соответствующими характеристиками серии профилей P-II.

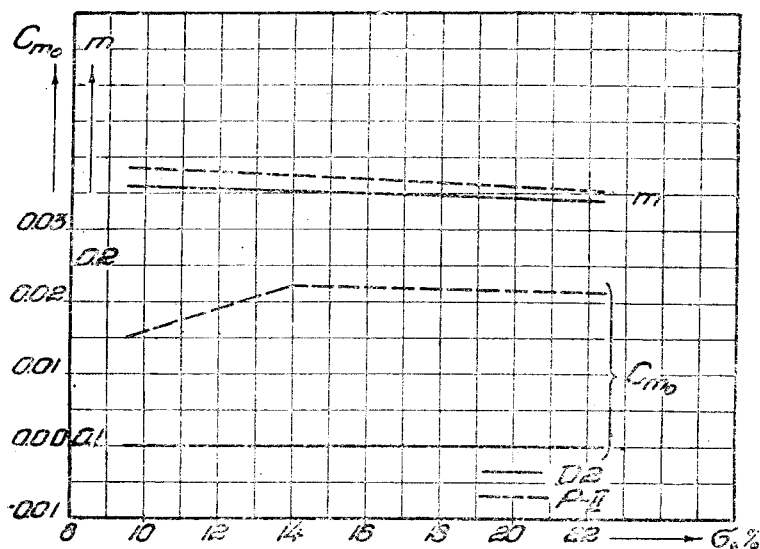
При выборе серии P-II для сравнения мы руководствовались двумя соображениями: 1) в качестве исходного профиля при проектировании серии был взят профиль P-II — 14% и 2) серия P-II по испытаниям в аэродинамической трубе Т-1 ЦАГИ имеет высокие аэродинамические качества¹. Поэтому сравнение той или иной аэродинамической характеристики профиля серии D2 с соответствующей характеристикой профиля серии P-II может, до некоторой степени, служить оценкой полученных результатов.

Для этого проведем последовательный анализ каждой фигуры, причем выберем следующий порядок сравнения: 1) рассмотрим диаграммы, характеризующие основной вопрос, как решена задача создания серии профилей с $C_{m0} = 0$; 2) какие при этом изменения произошли в остальных

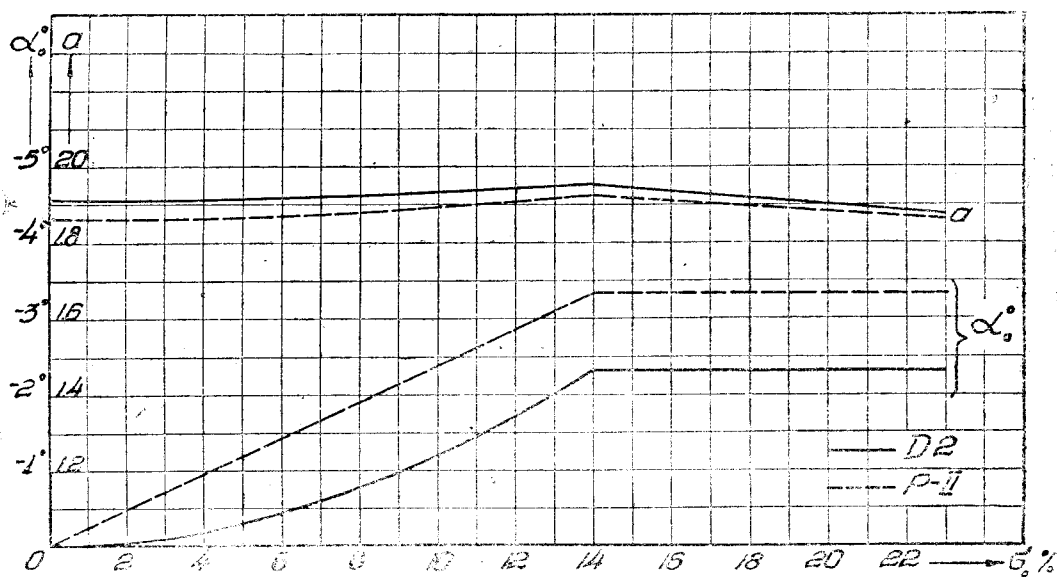
¹ Соответствующие кривые для серии P-II заимствованы из работы П. П. Красильникова. Серия профилей P-II. Труды ЦАГИ, вып. 212, 1935.

основных аэродинамических характеристиках серии и, наконец, 3) оценка результатов сравнения.

Рассмотрим, прежде всего, моментные характеристики. На фиг. 44 нанесены значения величины C_{m0} и $m = \frac{dC_m}{dC_y}$ для серии профилей D2 и P-II. Из сравнения следует, что путем соответствующей модификации нам удалось получить у всех профилей серии D2 значение $C_{m0} = 0$. В то



Фиг. 44.



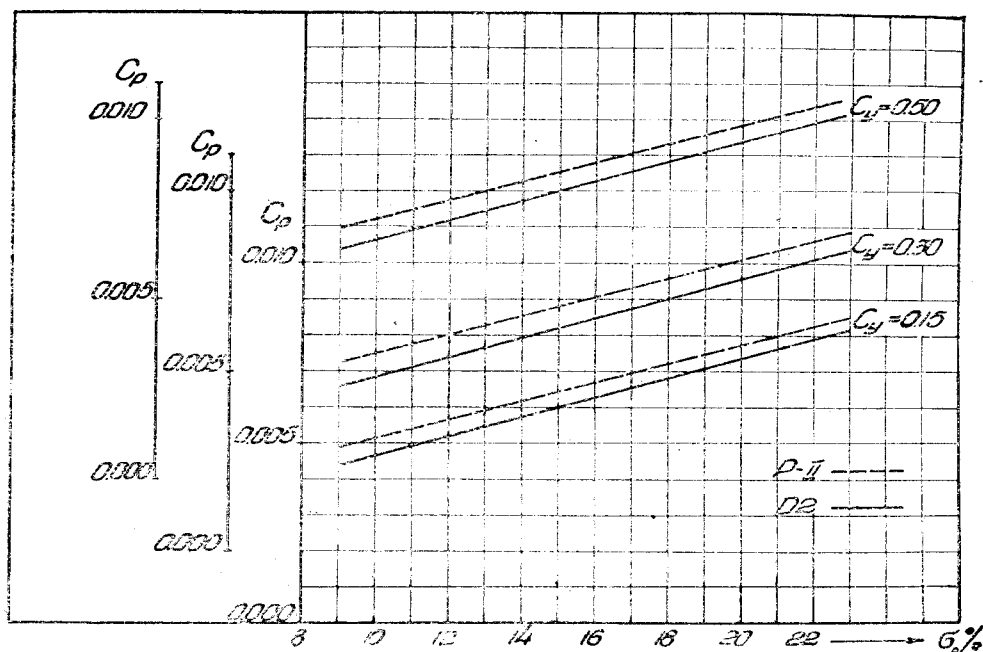
Фиг. 45.

время, как у профилей серии P-II с относительной толщиной $\sigma_0 > 0,14$ $C_{m0} = 0,022$ и при $\sigma_0 = 0,10$ и $0,12$ $C_{m0} = 0,016$ и $0,019$. Точно так же у всех профилей серии D2 фокус приблизился на 1% к носу. Такое изменение моментных характеристик равносильно уменьшению „эффективной вогнутости“. Представленные на фиг. 45 значения величины α_0 и $a = \frac{dC_y}{d\alpha}$

подтверждают нашу мысль. Уменьшение величины α_0^* на 1° и увеличение производной $a = \frac{dC_y}{d\alpha}$ на величину 0,04—0,08 соответствует уменьшению „эффективной вогнутости“ приблизительно на 1° .

На основании этих результатов нетрудно предугадать, как изменятся остальные аэродинамические характеристики серии. Следует ожидать уменьшения значения коэффициента профильного сопротивления, увеличения максимального качества и уменьшения максимального коэффициента подъемной силы. Все это действительно подтверждается результатами эксперимента.

На фиг. 46 нанесены значения коэффициента профильного сопротивления C_p в зависимости от σ_0^0 для профилей серии D2 и P-II при трех значениях коэффициента C_y . Для наглядности масштаб по оси ординат увеличен в 10 раз и начало координат для каждой пары кривых сдвинуто вверх на величину $C_p = 0,002$. Диаграмма ясно обнаруживает уменьшение

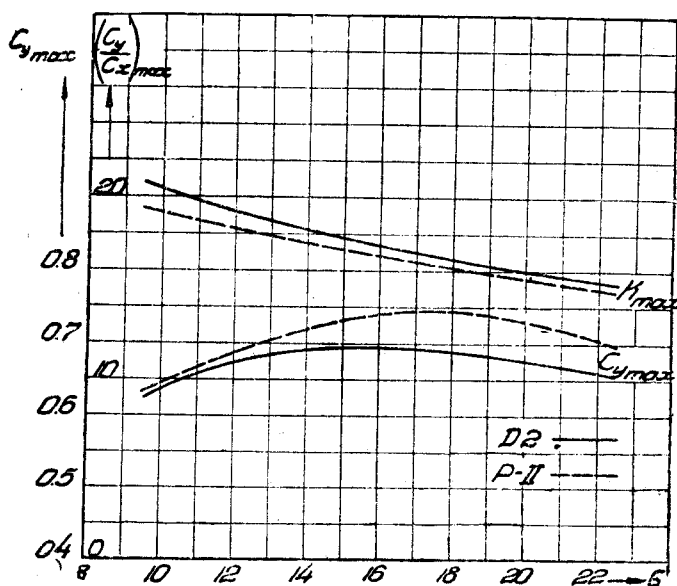


Фиг. 46.

значений C_p на всем протяжении поляры у профилей серии D2, причем разность несколько больше при малых и больших значениях C_y и меньше при его средних значениях.

Наконец, на фиг. 47 нанесены кривые максимального качества $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$ и максимального коэффициента подъемной силы для серии профилей D2 и P-II. Как и следовало ожидать, на основании предыдущих диаграмм, значения максимального качества у профилей серии D2 несколько выше, в то же время как значения максимального коэффициента подъемной силы ниже, чем у профилей серии P-II, причем у профилей с относительной толщиной $\sigma_0 < 13^\circ$, значения величины $C_{y, \max}$ у обеих серий отличаются друг от друга очень незначительно. Только, начиная с $\sigma_0 = 13^\circ$, разность начинает увеличиваться, достигает своей максимальной величины 0,05 при $\sigma_0 = 18^\circ$ и дальше начинает снова уменьшаться.

На основании проведенного сравнения, легко оценить полученные результаты. Только за счет некоторого понижения в значениях величины $C_{y \max}$, по сравнению с исходной серией профилей Р-II (по испытаниям в трубе Т-1 ЦАГИ), получена серия профилей с постоянным центром

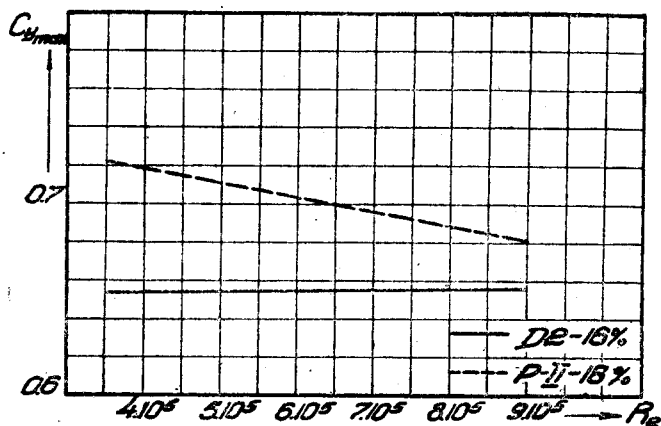


Фиг. 47.

давления и с меньшими значениями коэффициента профильного сопротивления C_p на всех углах атаки.

Поставленная перед нами задача решена.

В заключение нам хотелось бы обратить внимание на следующее обстоятельство. Мы получили несколько худшие результаты по сравнению с серией профилей Р-II в значениях $C_{y \max}$, т. е. такой аэродинамической характеристики, величина которой, как указано выше, сильно зависит от



Фиг. 48.

условий эксперимента. Какие результаты мы получим в других условиях, в частности, в условиях полета, нам пока неизвестно.

На основании тех данных, которыми мы располагаем в отношении закона обтекания различных профилей, по мере изменения числа Рейнольдса в условиях, близких к атмосферным, у большинства профилей

Р-II можно ожидать уменьшения $C_{y\max}$ с увеличением числа Рейнольдса. В то же время у профилей серии D2, на основании испытаний в трубе Т-V при начальной турбулентности, очень близкой к атмосферной, в условиях полета (см. фиг. 29) значения $C_{y\max}$ практически не изменяются с изменением числа Рейнольдса. Следовательно, картина расхождения в отношении $C_{y\max}$ для профилей серии D2 и Р-II в полетных условиях, очевидно, изменится. К сожалению, мы располагаем испытанием в трубе Т-5 ЦАГИ при различных числах Рейнольдса только одного профиля серии Р-II с относительной толщиной $\sigma_0 = 16\%$, но, как следует из фиг. 48, где нанесены значения величины $C_{y\max}$ для профилей Р-II—16% и D2—16% в зависимости от числа Рейнольдса, наши предположения оправдались. У профиля Р-II—16 обнаружено довольно заметное снижение $C_{y\max}$ с увеличением числа Рейнольдса. Очевидно, то же самое, только в меньшей или в большей степени, в зависимости от относительной толщины профиля, следует ожидать для остальных профилей серии Р-II. Таким образом, в полетных условиях мы вправе ожидать у серии профилей D2 более высокие значения величины $C_{y\max}$ или во всяком случае того же порядка, что и у профилей серии Р-II.

ВН. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По первоначальному плану предполагалось провести еще два исследования: 1) определение влияния надстроек на аэродинамические характеристики профилей серии D2 и 2) изучение распределения давлений по профилям серии D2 при различных углах атаки. Этим мы исчерпали бы все возможности, которые дают условия лаборатории для аэродинамических исследований профилей.

Испытания на распределение давлений, к сожалению, были приостановлены из-за плохой препарировки моделей. Полученный в результате испытаний материал ни в коем случае не мог удовлетворить поставленным требованиям.

Что же касается первого исследования, то на практике можно ожидать такое многообразие различных типов надстроек, что провести исчерпывающий эксперимент в условиях лаборатории вряд ли представляется возможным. Здесь, очевидно, пришлось бы ограничиться схематическим экспериментом, как, например, исследованием крыла с интерцептором. Но от такого исследования мы отказались по двум соображениям: во-первых, полученные качественные результаты вряд ли могли удовлетворить конструктора; во-вторых и, главным образом, вряд ли такие исследования достаточно полно отражали бы существо дела. Поставленный на верхнюю поверхность интерцептор вызывает срыв потока, который в конечном счете является функцией двух переменных: 1) свойства профиля и 2) условий эксперимента. Какие результаты будут получены при других условиях и, в частности, в условиях полета в настоящее время, заключить трудно. Такие эксперименты в условиях лаборатории тогда приобретут смысл, когда будут найдены закономерности для исключения влияния условий эксперимента.

S u m m a r y

The present article was conducted with the purpose of developing an aerofoil series with a constant c. p. position, a high $C_{y\max}$ and a sufficiently small value of the profile drag.

By means of a modification of the aerofoil D2 ($\sigma = 14\%$) a series was obtained with thickness ratio varying from $\sigma = 10\%$ to $\sigma = 22\%$.

The aerofoils were tested in the wind tunnel T-1 of the Central Aerohydrodynamical Institute at a mean wind speed of $v \cong 50 \text{ m/sec}$ corresponding to the Reynolds number of $Re = 1\,000\,000$.

On the base of a systematical interpretation of the obtained data summarized diagrams were plotted and empirical formulae derived showing the effect of variation of the thickness ratio on the aerodynamical characteristics of the D2 aerofoils.

In order to obtain the aerodynamical characteristics of aerofoils in flight conditions they were tested in the wind tunnel T-5 of the Central Aerohydrodynamical Institute where the turbulence of the flow very nearly corresponds to the turbulence of the free atmosphere; the flow in this tunnel is characterised by the critical Reynolds number for a sphere of $Re \cong 360\,000$. The experiments have shown that the value of the maximum lift coefficient of the aerofoil series is practically independent from the Reynolds number.

A series of D2 aerofoils was also tested with a split flap set along the whole span of the wing. The parameters of the flaps (their chord, angle of deflection and the displacement of the forward hinge line) were chosen to suit the condition of the optimal value of the maximum lift coefficient.

The tests have shown that the flap efficiency which is characterised by an absolute increase of the $C_{y\max}$ value increases with the increase of the thickness ratio of the aerofoil and may be expressed by the following empirical formulae:

$$\Delta C_{y\max} = 0,75 - 7,43(0,29 - \sigma_0)^{1,82}.$$

As a criterion of the effect of flaps on the landing speed the value $\frac{C_{y\max III}}{C_{y\max}}$ is chosen (where $C_{y\max}$ is the maximum lift coefficient of the aerofoil without flap and $C_{y\max III}$ — the maximum lift coefficient of the aerofoil with a split flap) which for the D2 series changes with the thickness ratio linearly and may be expressed by the formula

$$\frac{C_{y\max III}}{C_{y\max}} = 1,25 + 3,66\sigma_0.$$

In conclusion the basic aerodynamical characteristics of the D 2 aerofoil series as obtained from systematical interpretation of wind tunnel data are compared with corresponding characteristics of the original P-II series. The comparison shows that due to a slight decrease in the $C_{y\max}$ values the value of the C_{m0} coefficient (moment coefficient at $C_y = 0$) is reduced to zero and the C_p values (profile drag coefficient) are diminished along the whole polar curve.

Further from comparison of the D2—16°/₀ and P-II—16°/₀ aerofoils at several Reynolds numbers it is found that with the increase of the Re value the maximum lift coefficient of the P-II—16°/₀ aerofoil decreases and that of the D2—16°/₀ aerofoil remains practically constant. Accordingly it may be supposed that in flight conditions the maximum lift coefficient of the D2 aerofoil series will be higher or at least of the same order as that of the P-II series.

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ

им. проф. Н. Е. ЖУКОВСКОГО

ИНФОРМАЦИОННЫЙ ОТДЕЛ

ТРУДЫ ЦАГИ

214. Ведров В. С., Горский В. П. и Тайц М. А. Сравнение результатов исследования 5 самолетов в полете и их моделей в аэродинамических трубах. М. 1935 г. Ц. 1 р. 80 к.
 215. Космодемьянский А. А. К теории лобового сопротивления. I. Приближенное интегрирование дифференциального уравнения ламинарного пограничного слоя. II. Теоретический расчет профильного сопротивления руля Жуковского. М. 1935 г. Ц. 1 р. 10 к.
 216. Космодемьянский А. А. К теории лобового сопротивления. Ч. III. О вихревом сопротивлении. М. 1935. Ц. 50 к.
 217. Гроссман Е. П. Продольная динамическая устойчивость нейтральных самолетов. М. 1935. Ц. 2 р. 25 к.
 218. Риз П. М. Определение собственных частот вибраций лопастей воздушных винтов. М. 1935. Ц. 75.
 219. Ведров В. С. Влияние упругости крыльев на перегрузки при посадке самолетов. М. 1935. Ц. 1 р. 25 к.
 220. Подсевалов Н. Н. Новый метод обработки испытаний на скороподъемность и условная поляра самолета. М. 1935. Ц. 75 к.
 221. Савельев В. В. Определение моментов инерции и теоретическая центровка самолета. М. 1935. Ц. 1 р. 65 к.
 222. Вальтер П. А. Учет влияния сжимаемости воздуха на подъемную силу крыла аэроплана. М. 1935. Ц. 4 р. 25 к.
 223. Абрамович Г. Н. Аэродинамика потока в открытой рабочей части аэродинамической трубы. Ч. I. М. 1935. Ц. 1 р. 75 к.
 224. Поликовский В. И. и Невельсон М. И. Работа вентилятора с безлопаточным диффузором (плоским щитом) М. 1935. Ц. 1 р. 25 к.
 225. Федяевский К. К. Материалы по аэродинамическому расчету воздушных кораблей. Ч. III. М. 1935.
 226. Белостоцкий В. В. Индукция аэродинамической трубы Т-5 ЦАГИ М. 1935. Ц. 60 к.
 227. Поликовский В. И. и Невельсон М. И. Статистический метод исследования центробежных вентиляторов. М. 1935. Ц. 2 р. 40 к.
 228. Ведров В. С., Коровицкий С. А. и Станкевич Ю. К. Исследование штопора самолета Р-5 в полете. М. 1935. Ц. 1 р. 75 к.
 229. Седов Л. И. К теории неустановившихся движений крыла внутри жидкости. М. 1935. Ц. 1 р. 25 к.
 230. Хабинская Ц. П. Аэродинамические исследования элеронов. Ч. II. М. 1935. Ц. 1 р. 35 к.
 231. Абрамович Г. Н. Принципы аэродинамического расчета коллектора. М. 1935. Ц. 65 к.
 232. Ведров В. С. и Остославский И. В. Расчет обдувки монопланых крыльев с винтами перед крылом. М. 1935. Ц. 65 к.
 233. Эпштейн Л. А. Колебания круглого цилиндра в вязкой жидкости (к вопросу о качке). М. 1935. Ц. 70 к.
 234. Соколкин Е. Е. Влияние формы монопланного крыла на его аэродинамические характеристики. М. 1935 Ц. 1 р. 85 к.
-

ЗАКАЗЫ НАПРАВЛЯТЬ:

ИНФОРМАЦИОННЫЙ ОТДЕЛ ЦАГИ

Москва, ул. Радио, 17.

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
им. проф. Н. Е. ЖУКОВСКОГО
ИНФОРМАЦИОННЫЙ ОТДЕЛ

ТРУДЫ ЦАГИ

235. Калачев Г. С. — О продольной динамической устойчивости самолета. М. 1935. Ц. 2 р.
236. Абрамович Г. Н. — Аэродинамика потока в открытой рабочей части аэродинамической трубы, ч. II. М. 1935. Ц. 65 к.
237. Лойцянский Л. Г. — К теории кризиса сопротивления плохообтекаемых тел. М. 1935. Ц. 40 к.
238. Фомина Н. Н. — Атлас форм корпусов дирижаблей. М. 1935. Ц. 2 р. 50 к.
239. Лойцянский Л. Г. и Шваб В. А. — Тепловая шкала турбулентности. М. 1935. Ц. 65 к.
240. Сборник общетеоретической группы ЦАГИ. III. М. 1935. Ц. 1 р. 65 к.
241. Татаринов М. П. — Исследование модели шахтного осевого вентилятора типа ЦАГИ. М. 1935. Ц. 1 р. 60 к.
242. Риз П. М. — Резонансный метод определения собственных частот вибраций лопастей воздушного винта. М. 1935. Ц. 90 к.
243. Боев В. Ф. — К вопросу о масштабном эффекте глиссирующих судов. М. 1935. Ц. 1 р. 40 к.
244. Ведров В. С. и Калачев Г. С. — Исследование выходов из планирований самолета Р-5, М. 1935. Ц. 1 р. 25 к.
245. Зволинский Н. В. — Некоторые случаи точного решения проблемы о центре изгиба. М. 1936.
246. Зволинский Н. В. — Приближенное решение некоторых задач устойчивости цилиндрической оболочки. М. 1936. Ц. 1 р. 85 к.
247. Уманский А. А. — О расчете многопролетных упругопертых балок. М. 1936.
248. Остославский И. В. и Матвеев В. Н. — О работе винта, помещенного в кольцо. М. 1936. Ц. 1 р. 25 к.
249. Лойцянский Л. Г. — Взаимодействие пограничных слоев. М. 1936. Ц. 50 к.
250. Лойцянский Л. Г. — Об универсальных формулах в теории сопротивления шероховатых труб. Федяевский К. К. — Расчет трения поверхностей с местной и общей шероховатостью. Федяевский К. К. — Примерный расчет интенсивности трения и „допускаемых“ высот шероховатости для крыла. М. 1936. Ц. 1 р. 25 к.
251. Грумондз Т. А. — Исследование влияния скольжения самолета на моменты ротации крыла. М. 1936. Ц. 2 р. 25 к.
252. Седов Л. И. — Теория нестационарного глиссирования и движения крыла со сбегающими вихрями. М. 1936. Ц. 1 р. 25 к.
253. Гроссман Е. П. — Перекручивание монопланного крыла. М. 1936. Ц. 2 р.
254. Красильщиков П. П. и Волков А. К. — Экспериментальное определение момента отрыва ламинарного пограничного слоя. М. 1936. Ц. 75 к.
255. Перельмутр А. С. — К расчету разбега гидросамолета. М. 1936. Ц. 1 р.
256. Петрунин В. Г. — Круговая обдувка четырех профилей ротора автожира. Испытание в аэродинамической трубе отсека лопасти автожира в натуру. М. 1936. Ц. 1 р.
257. Гуржиенко Г. А. — Применение универсального логарифмического закона распределения скоростей к изучению пограничного слоя и лобового сопротивления хорошо обтекаемых тел при больших числах Рейнольдса. М. 1936. Ц. 1 р. 75 к.

С ЗАКАЗАМИ ОБРАЩАТЬСЯ
В ИНФОРМАЦИОННЫЙ ОТДЕЛ ЦАГИ
Москва, ул. Радио, 17.