

НАРОДНЫЙ КОМИССАРИАТ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ  
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ  
им. проф. Н. Е. Жуковского

ТРУДЫ ЦАГИ

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЕЙ ЦАГИ-ІВІО

ПО ИСПЫТАНИЯМ В ТРУБАХ Т-101 и Т-106  
ПРИ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

П. П. Красильщиков, А. К. Волков

ИЗДАТЕЛЬСТВО БЮРО НОВОЙ ТЕХНИКИ НКАП

1944

Тр ЦАГИ  
к 781

Рассекречено  
вх М.Н. № 8/1204  
от 20.11.1965г.  
Подпись *Сергеев*

# АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЕЙ ЦАГИ-IB10 ПО ИСПЫТАНИЯМ В ТРУБАХ Т-101 и Т-106 ПРИ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

П. П. КРАСИЛЬЩИКОВ, А. К. ВОЛКОВ

## ВВЕДЕНИЕ

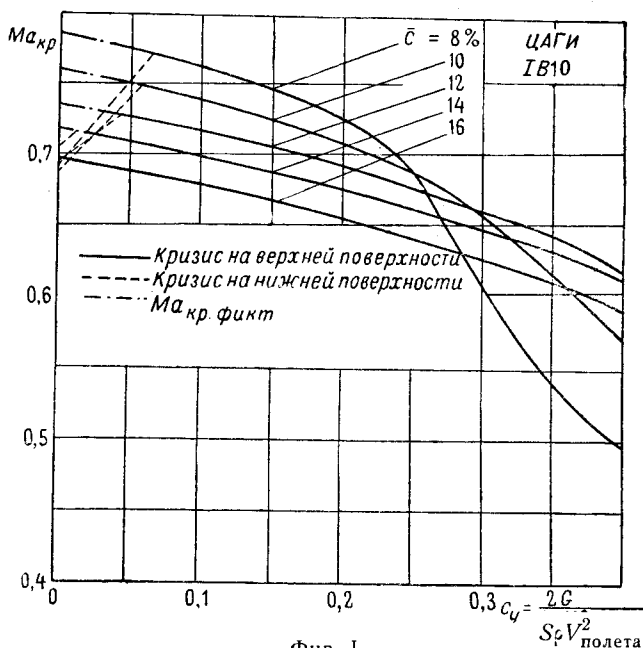
Крыловые профили ЦАГИ-IB10 благодаря их малому лобовому сопротивлению на большом диапазоне скорости полета (до  $V=800-900$  км/час) стали использоваться при постройке скоростных самолетов. Поэтому получение достоверных аэродинамических характеристик этих профилей приобрело весьма важное значение. В настоящее время в трубе Т-106 проводятся следующие исследования профилей ЦАГИ-IB10: 1) на малых углах атаки при скорости потока, достигающей 270 м/сек, и 2) исследование этих профилей на всем летном диапазоне углов атаки при скорости потока  $V=50-60$  м/сек и числах Рейнольдса от  $Re=1 \times 10^6$  до  $Re=6 \times 10^6$ .

В данной статье приводятся только результаты испытаний профилей ЦАГИ-IB1012 ( $\bar{c}=12\%$ ) и ЦАГИ-IB1015 ( $\bar{c}=15\%$ ) в трубе Т-106 по второму разделу намеченной программы. Цель этих испытаний заключалась в определении аэродинамических характеристик при больших углах атаки, в определении характера протекания кривой  $c_y=f(\alpha)$  и поляры на всем летном диапазоне углов атаки и в определении зависимости  $c_m=f(c_y)$ .

В статье приводятся также аэродинамические характеристики профиля ЦАГИ-IB1012 по испытаниям, которые были проведены в трубе Т-101 в диапазоне чисел Рейнольдса от  $Re=1,8 \times 10^6$  до  $Re=5,5 \times 10^6$ . Опыты в Т-101 проводились с целью определения аэродинамических характеристик профиля ЦАГИ-IB1012 при неотклоненных и отклоненных посадочных щитках.

Результаты испытаний в трубе Т-106 профилей ЦАГИ-IB10 на малых углах атаки при больших скоростях будут изложены в специальной статье. Вследствие этого в данной статье не анализируются значения коэффициента профильного сопротивления в области  $c_{x\min}$ . Сравнение значений  $c_{xp}$ , полученных в результате испытаний профилей при различных числах Маха и при различных числах Рейнольдса, а также сравнение рассчитанных значений  $c_{xp}$  с результатами экспериментов составят содержание отдельной статьи.

Метод расчета лобового сопротивления крыльев указан в „Руководстве для конструкторов“ (13300, том I, изд. 2-е); значения критического числа Маха для профилей ЦАГИ-IB10, необходимые при расчете лобового сопротивления, определяются по графику фиг. I.



Фиг. I

183550с

Авторы считают своим долгом выразить благодарность инженерам В. С. Астрову, А. П. Ковалеву, В. И. Толмачеву и Р. И. Штейнбергу, проводившим испытания в трубах, а также ст. технику С. М. Горчаковой, проводившей обработку результатов опытов.

## Геометрические характеристики профилей ЦАГИ-ІВ10

Ординаты профилей ЦАГИ-ІВ10 подсчитываются по формулам:

$$y_v [\%] = 0,01 y_{\text{эп. с. л}} [\%] + \frac{\bar{c} [\%]}{100} y_{\text{эп. сим}} [\%],$$

$$y_n [\%] = 0,01 y_{\text{эп. с. л}} [\%] - \frac{\bar{c} [\%]}{100} y_{\text{эп. сим}} [\%],$$

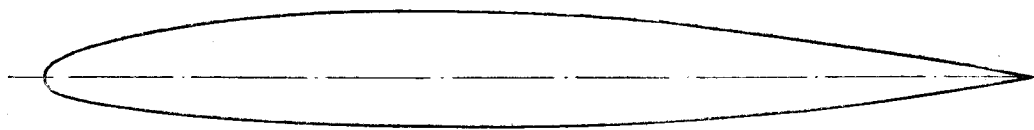
где  $\bar{c} [\%]$  — относительная толщина профиля в процентах хорды.

Координаты „эпюрной средней линии“ и „эпюрного симметричного профиля“ приведены в табл. 1. Общий вид профилей ЦАГИ-ІВ1012 ( $\bar{c} = 12\%$ ) и ЦАГИ-ІВ1015 ( $\bar{c} = 15\%$ ) приведен на фиг. 1. Основные геометрические параметры этих профилей даны в табл. 2.

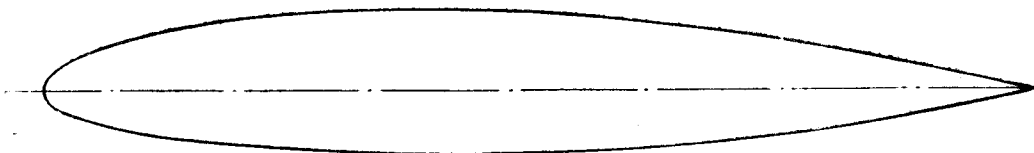
Таблица 1

$x [\%]$	$y_{\text{эп. с. л}} [\%]$	$y_{\text{эп. сим}} [\%]$	$x [\%]$	$y_{\text{эп. с. л}} [\%]$	$y_{\text{эп. сим}} [\%]$
0	0	0	20,00	90,00	42,90
0,25	1,95	6,50	30,00	99,95	47,75
0,50	3,95	9,00	40,00	93,10	49,80
0,75	5,80	10,82	50,00	76,30	49,35
1,00	7,61	12,30	60,00	52,20	44,70
1,25	9,30	13,60	70,00	25,20	36,75
1,75	12,70	15,80	80,00	4,95	26,75
2,50	17,60	18,35	85,00	-1,55	21,10
3,25	22,25	20,50	90,00	-5,50	14,90
5,00	32,85	24,80	95,00	-6,10	8,10
7,50	46,70	29,67	100,00	0,00	0,00
10,00	58,55	33,50			
15,00	76,80	39,00			

$\bar{c} = 12\%$



$\bar{c} = 15\%$



Фиг. 1

Профиль	Относительная толщина	Положение максимальной толщины	Относительная вогнутость	Положение максимальной вогнутости	Обратная вогнутость	Положение обратной вогнутости
	в процентах хорды					
ЦАГИ-IB1012	12	45	1	30,5	0,06	92,6
ЦАГИ-IB1015	15	45	1	30,5	0,06	92,6

### Описание моделей

В трубах Т-101 и Т-106 были испытаны прямоугольные крылья с закругленными концами. Закругление концов было осуществлено по принятому в ЦАГИ способу<sup>1</sup>, а именно: радиус закругления равнялся половине местной абсолютной толщины профиля. Относительный размах прямоугольных частей крыльев равнялся  $\lambda=5$ . Размах прямоугольной части крыла, испытанного в Т-101, равнялся 9 м, а размах прямоугольной части крыльев, испытанных в Т-106, равнялся 1,5 м.

Крыло, испытанное в Т-101, имело металлический сердечник; сердечник был обшит деревянными рейками, деревянная обшивка была покрыта клеем ВИАМ-ВЗ и отполирована. Зазоры между шаблоном и поверхностью крыла в передней части крыла не превышали 0,3—0,5 мм, а в задней части крыла не превышали 0,5—0,8 мм. К нижней поверхности крыла мог привинчиваться деревянный щиток с нескользящим шарниром. Хорда щитка равнялась  $b_{щ}=0,2b$ , размах щитка равнялся размаху прямоугольной части крыла. Для жесткости между крылом и отклоненным щитком устанавливались деревянные бобышки. Щиток устанавливался под углом  $\delta_{щ}=15^\circ$  и  $\delta_{щ}=60^\circ$ .

Модель крыла ЦАГИ-IB1012, испытанная в Т-106, имела металлический сердечник. Сердечник был покрыт на клею шпоном, на который был наложен слой клея ВИАМ-ВЗ; поверхность модели была отполирована. Модель крыла ЦАГИ-IB1015, испытанная в Т-106, была выполнена из переклейки деревянных реек, покрыта клеем ВИАМ-ВЗ и отполирована. Зазоры между шаблоном и поверхностью моделей, испытанных в Т-106, в передней части моделей не превышали 0,03—0,05 мм, а в задней части моделей не превышали 0,07—0,08 мм.

### Программа испытаний

В Т-101 были проведены испытания профиля ЦАГИ-IB1012 без щитка<sup>2</sup> и со щитком, отклоненным на угол  $\delta_{щ}=15^\circ$  и  $\delta_{щ}=60^\circ$ . При проведении опытов замерялись подъемная сила, лобовое сопротивление и продольный момент в следующем диапазоне углов атаки: от  $\alpha=-6^\circ$  до  $\alpha=26^\circ$  при  $\delta_{щ}=0^\circ$ ; от  $\alpha=-8^\circ$  до  $\alpha=26^\circ$  при  $\delta_{щ}=15^\circ$  и от  $\alpha=-10^\circ$  до  $\alpha=26^\circ$  при  $\delta_{щ}=60^\circ$ . Опыты проводились при различных числах Рейнольдса, а именно:  $Re=1,8 \times 10^6$ ,  $2,7 \times 10^6$ ,  $3,6 \times 10^6$ ,  $4,5 \times 10^6$  и  $5,4 \times 10^6$ ; число Рейнольдса изменялось за счет изменения скорости потока в трубе от  $V=15$  м/сек до  $V=45$  м/сек.

В Т-106 были испытаны профили ЦАГИ-IB1012 и ЦАГИ-IB1015 без посадочных щитков. Измерялись подъемная сила, лобовое сопротивление и продольный момент в диапазоне углов атаки от  $\alpha=-6^\circ$  до  $\alpha=25^\circ$  до  $\alpha=26^\circ$ . Опыты проводились при  $V=50$  до  $V=60$  м/сек. Испытания были проведены при нескольких числах Рейнольдса. Величина числа Рейнольдса изменялась за счет изменения давления в трубе. Профиль ЦАГИ-IB1012 был испытан в диапазоне чисел Рейнольдса от  $3 \times 10^6$  до  $5,5 \times 10^6$ , а профиль ЦАГИ-IB1015 был испытан в диапазоне чисел Рейнольдса от  $1 \times 10^6$  до  $4,2 \times 10^6$ .

### Поправки, введенные в результаты опытов

Результаты испытаний в Т-101 были исправлены на косизну потока, индукцию трубы, блокинг-эффект и на сопротивление стоек, с помощью которых крыло крепится к весам. Сопротивление стоек определялось в диапазоне скорости потока от  $V=15$  м/сек до  $V=45$  м/сек. При определении лобового сопротивления стоек крыло в трубе отсутствовало, вследствие чего влияние интерференции между крылом и стойками на лобовое сопротивление крыла не учитывалось.

<sup>1</sup> Б. А. Ушаков, П. П. Красильщиков, А. К. Волков, А. Н. Гржегоржевский. „Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев“. Издание БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940 г.

<sup>2</sup> Для краткости в нижеследующем тексте и на фигурах этот случай именуется испытаниями „при  $\delta_{щ}=0^\circ$ “.

Результаты испытаний в Т-106 были исправлены на косизну потока ( $\alpha_{\text{кос}} = 10^\circ$ ), на индукцию трубы по формулам Прандтля—Глауэрта, на влияние увеличения скорости потока в рабочей части, вызванного поддерживающими устройствами ( $\Delta q = 1,5\%$ ), и на сопротивление поддерживающих устройств. Поправка на блокинг-эффект ввиду ее малости не учитывалась.

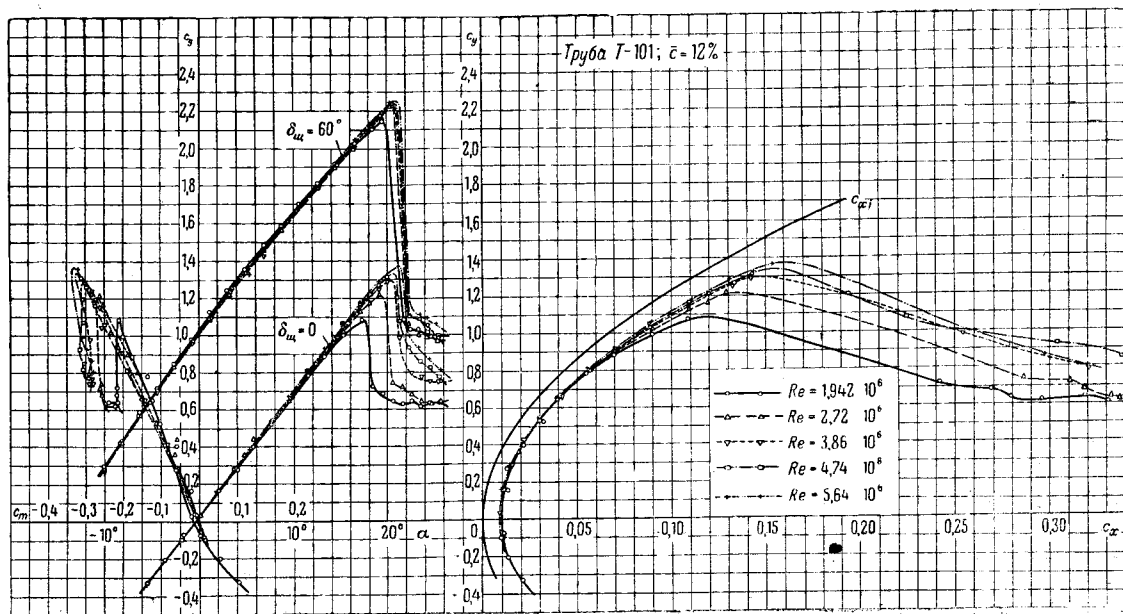
Сопротивление поддерживающих устройств в трубе Т-106 было определено в присутствии нескольких моделей прямоугольных крыльев с различными профилями при

условиях опыта, соответствующих  $Re_{\text{модели}} = 1 \times 10^6$ . Результаты этих испытаний были осреднены, и был подсчитан коэффициент лобового сопротивления поддерживающих устройств, отнесенный к площади крыла. Величина этого коэффициента при различных значениях  $c_y$  приведена на фиг. 2. Для определения влияния числа Рейнольдса на сопротивление поддерживающих устройств были проведены специальные опыты, в результате которых оказалось, что увеличение числа Рейнольдса, соответствующее увеличению  $Re_{\text{модели}}$  от  $1 \times 10^6$  до  $7 \times 10^6$ , вызывает уменьшение коэффициента сопротивления поддерживающих устройств по линейному закону на 10%.

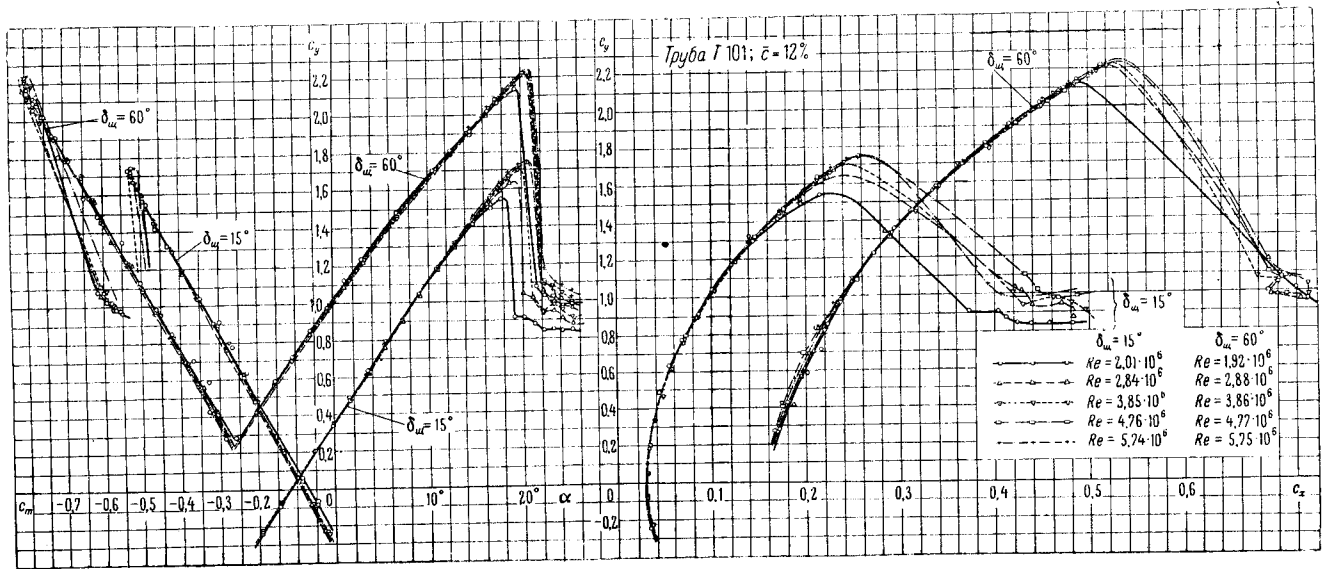
При обработке испытаний профилей ЦАГИ-ИВ1012 и ЦАГИ-ИВ1015 сопротивление поддерживающих устройств определялось по фиг. 2, а также учитывалось указанное влияние на коэффициент сопротивления величины числа Рейнольдса.

## Результаты испытаний профиля ЦАГИ-ИВ1012 в Т-101

На фиг. 3 и 4 приведены результаты испытаний профиля ЦАГИ-ИВ1012 в Т-101 при различных числах Рейнольдса. На фигурах даны зависимости  $c_y = f(\alpha)$ ,  $c_m = f(c_y)$  и поляры. На фиг. 3 приведены характеристики, соответствующие  $\delta_{\text{ш}} = 0^\circ$  и  $\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$ , а на



Фиг. 3



Фиг. 4

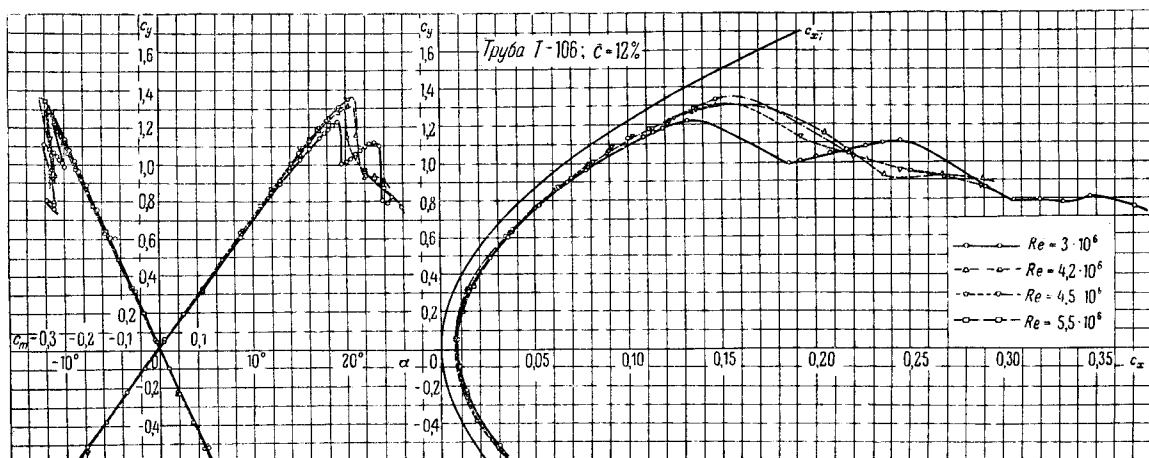
фиг. 4 даны характеристики, соответствующие  $\delta_{ш} = 15^\circ$  и  $\delta_{ш} = 60^\circ$ . Кроме указанных зависимостей, на фиг. 3 приведена парабола индуктивного сопротивления; коэффициент индуктивного сопротивления подсчитывался для прямоугольного крыла по формуле Глауэрта  $c_{xi} = \frac{1,04}{\pi 5} c_y^2$ .

При подсчете аэродинамических коэффициентов за площадь крыла принималось произведение хорды на размах прямоугольной части крыла.

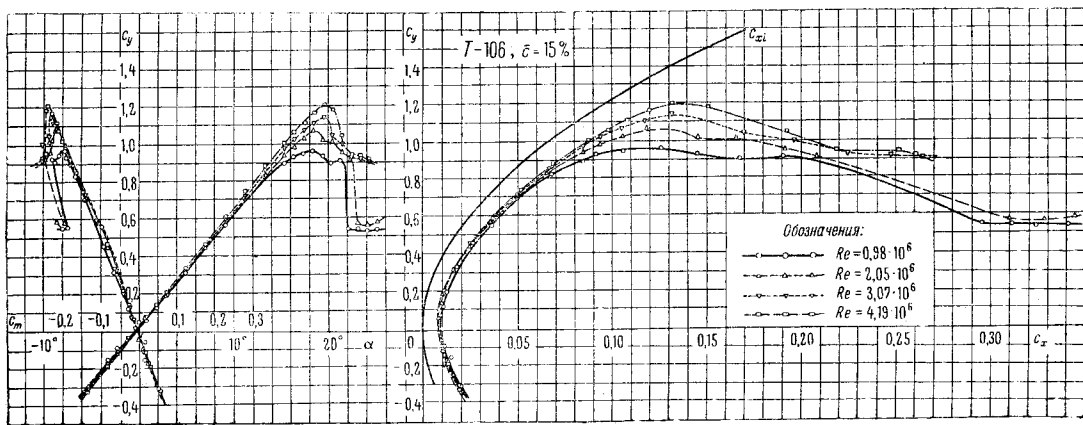
### Результаты испытаний профилей ЦАГИ-IB1012 и ЦАГИ-IB1015 в Т-106

Результаты испытаний профилей ЦАГИ-IB1012 и ЦАГИ-IB1015 в Т-106 при различных числах Рейнольдса приведены на фиг. 5 и 6. На фигурах даны зависимости  $c_y = f(\alpha)$ ,  $c_m = f(c_y)$ , поляры и параболы индуктивного сопротивления  $c_{xi} = \frac{1,04}{\pi 5} c_y^2$ .

При подсчете аэродинамических коэффициентов за площадь крыльев принималось произведение хорды на размах прямоугольной части крыла.



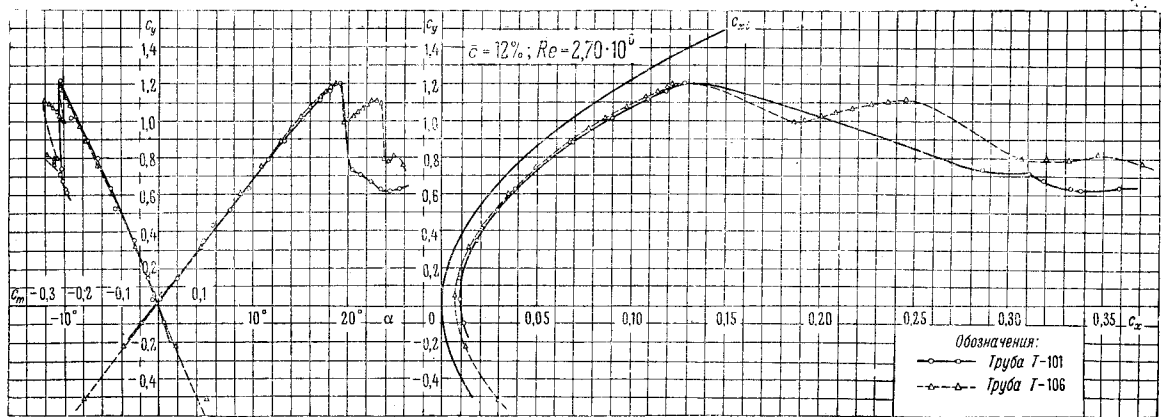
Фиг. 5



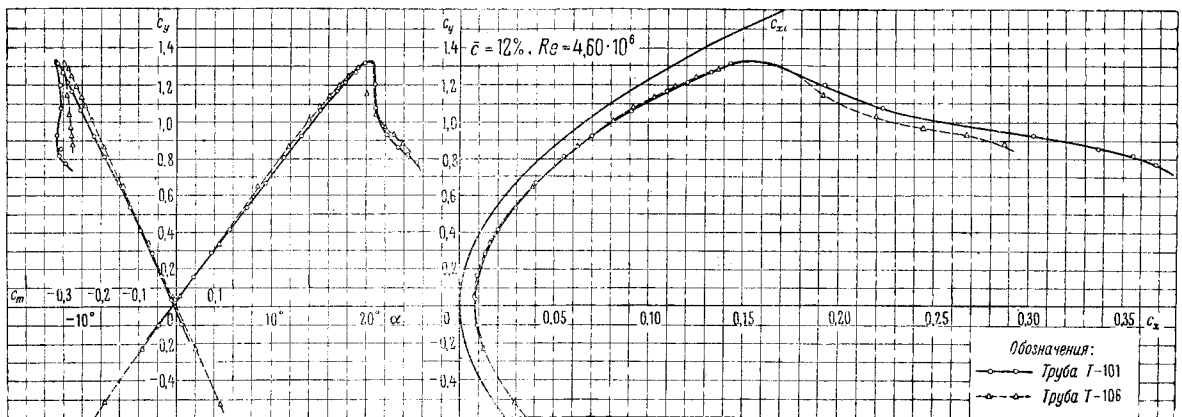
Фиг. 6

### Сравнение результатов испытаний профиля ЦАГИ-В1012 в трубах Т-101 и Т-106

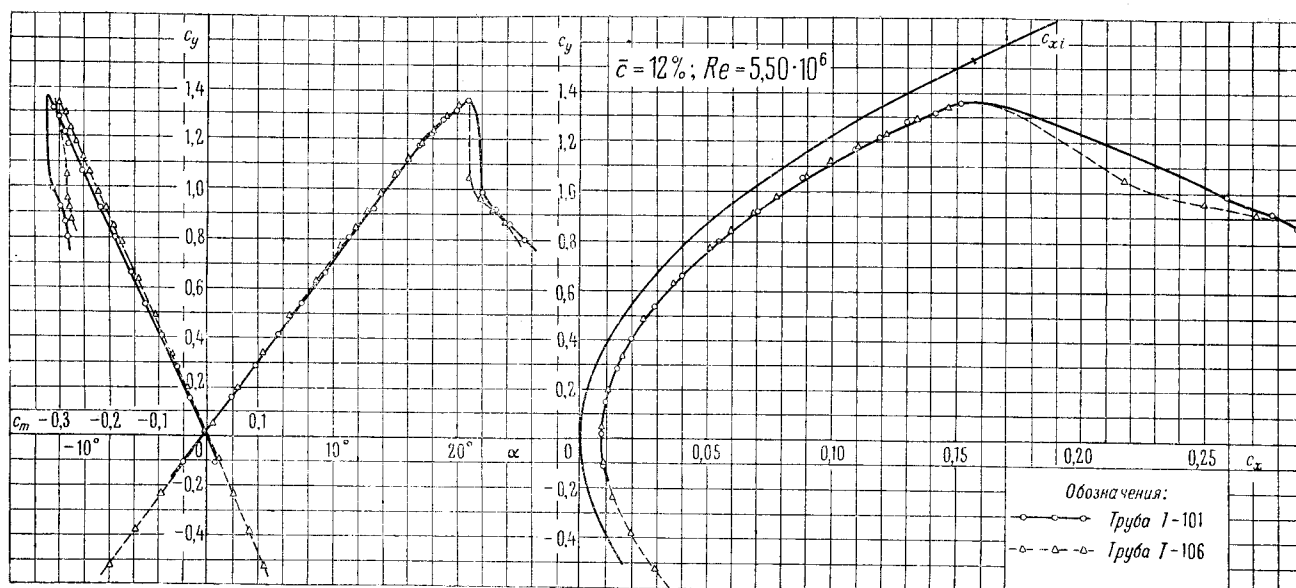
С целью сравнения результатов испытаний профиля ЦАГИ-В1012 в трубах Т-101 и Т-106 на фиг. 7, 8 и 9 приведены полученные в результате этих испытаний кривые  $c_y = f(\alpha)$ , поляры и кривые  $c_m = f(c_y)$ . На указанных фигурах сравниваются аэродинамические характеристики, определенные при числах Рейнольдса, соответственно равных  $2,7 \times 10^6$ ,  $4,6 \times 10^6$  и  $5,5 \times 10^6$ . Вследствие того, что числа Рейнольдса опытов не в точности рав-



Фиг. 7



Фиг. 8

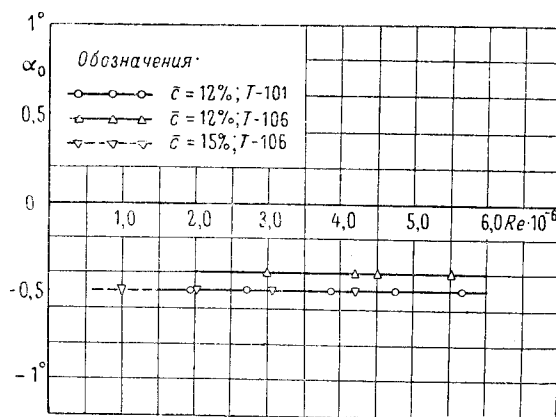


Фиг. 9

нялись тем значениям  $Re$ , для которых построены фиг. 7, 8 и 9<sup>1</sup>, значения  $c_{y \max}$  и  $\alpha_{kr}$ , указанные на этих фигурах, были предварительно исправлены в соответствии с построенными вспомогательными интерполяционными диаграммами  $c_{y \max} = f(Re)$  и  $\alpha_{kr} = f(Re)$ .

Рассмотрение фиг. 7, 8 и 9 показывает, что имеет место очень хорошее совпадение аэродинамических характеристик, полученных в Т-101 и Т-106. Наблюдающиеся расхождения, как правило, невелики и находятся в пределах точности испытаний. Систематические различия заключаются только в более вы-

соком значении производной  $\frac{dc_y}{d\alpha}$  по данным испытаний в трубе Т-106 по сравнению с данными испытаний в трубе Т-101 (см. также фиг. 10) и в немного меньшей величине  $\alpha_{kr}$  (приблизительно на 0°5). Кроме того, как видно из диаграмм, значения  $c_{xp}$  при числах Рейнольдса  $2,7 \times 10^6$  и  $4,6 \times 10^6$  по опытам в трубе Т-106 немного меньше, чем по опытам в трубе Т-101. С увеличением числа Рейнольдса различия в значениях  $c_{xp}$  уменьшаются и при  $Re = 5,5 \times 10^6$  поляры, полученные в результате проведения опытов в Т-106 и Т-101, полностью совпадают.



Фиг. 10

Сравнение основных аэродинамических характеристик профиля ЦАГИ-ИВ1012

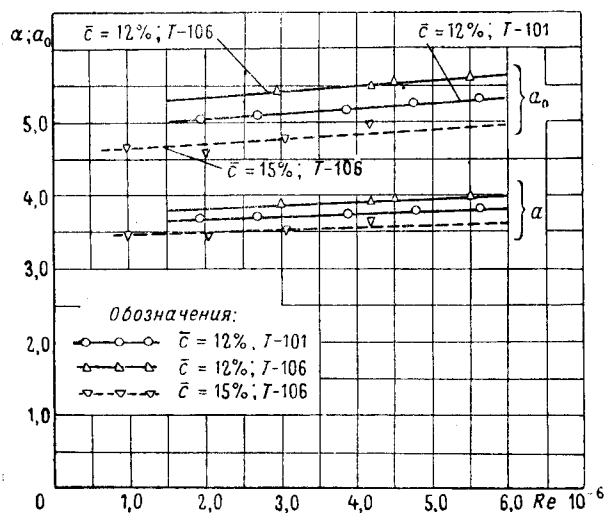
$$\left( a_0, a = \left( \frac{dc_y}{d\alpha} \right)_{\lambda=5}, a_0 = \left( \frac{dc_y}{d\alpha} \right)_{\lambda=\infty}, c_{m_0} \text{ и } \frac{dc_m}{dc_y} \right)$$

по опытам, проведенным в трубах Т-101 и Т-106, а также влияние на эти характеристики числа Рейнольдса приведено на фиг. 10, 11, 12 и 13. На этих фигурах показано также влияние числа Рейнольдса на характеристики профиля ЦАГИ-ИВ1015, испытанного в трубе Т-106. Значения  $a_0$ , приведенные на фиг. 11, были подсчитаны по формуле Глауэрта

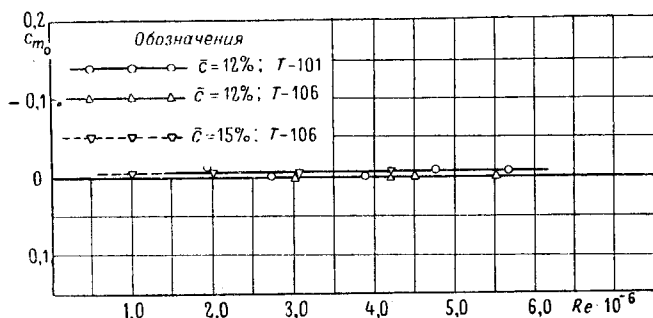
$$a_0 = \frac{1,04\lambda}{\frac{\lambda}{a} - 0,33}$$

<sup>1</sup> Точные значения чисел Рейнольдса, при которых производились опыты, указаны на фиг. 3 и 5.

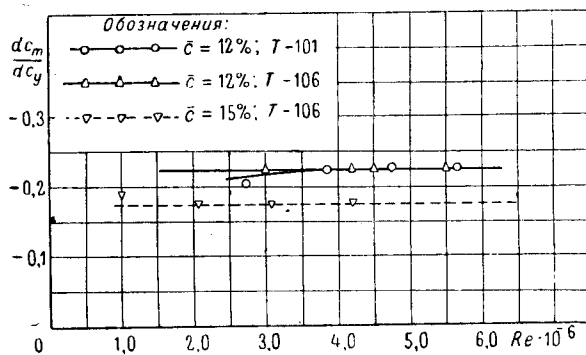
Рассмотрение фиг. 10 — 13 показывает, во-первых, что имеет место очень хорошее совпадение в значениях  $\alpha_0$ ,  $c_{m0}$  и  $\frac{dc_m}{dc_y}$ , полученных в трубах Т-101 и Т-106, и независи-



Фиг. 11



Фиг. 12



Фиг. 13

мости этих характеристик от числа Рейнольдса и, во-вторых, уже отмеченное выше различие в значениях производной  $a = \frac{dc_y}{d\alpha}$ , наблюдающееся во всем диапазоне чисел Рейнольдса опытов. Как видно из фиг. 11, значения  $a = \left(\frac{dc_y}{d\alpha}\right)_{\lambda=5}$  по опытам в Т-106 больше соответствующих значений, полученных в Т-101, примерно на 4~5%, а значения  $a_0 = \left(\frac{dc_y}{d\alpha}\right)_{\lambda=\infty}$  — больше на 5~6%. Как по опытам в Т-101, так и по опытам в Т-106 увеличение числа Рейнольдса вызывает увеличение производных  $\frac{dc_y}{d\alpha}$ . Увеличение производных  $\frac{dc_y}{d\alpha}$  имеет место как при  $\bar{c} = 12\%$ , так и при  $\bar{c} = 15\%$ . В диапазоне чисел Рей-

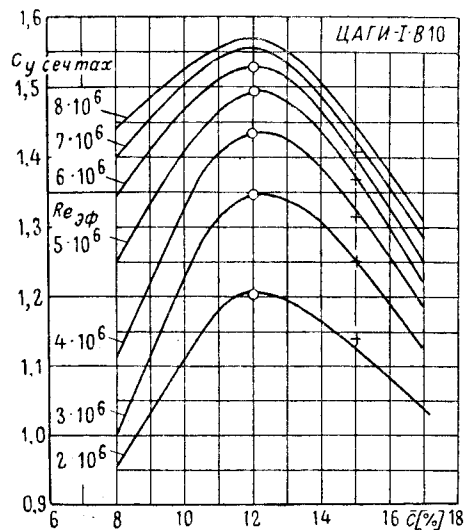
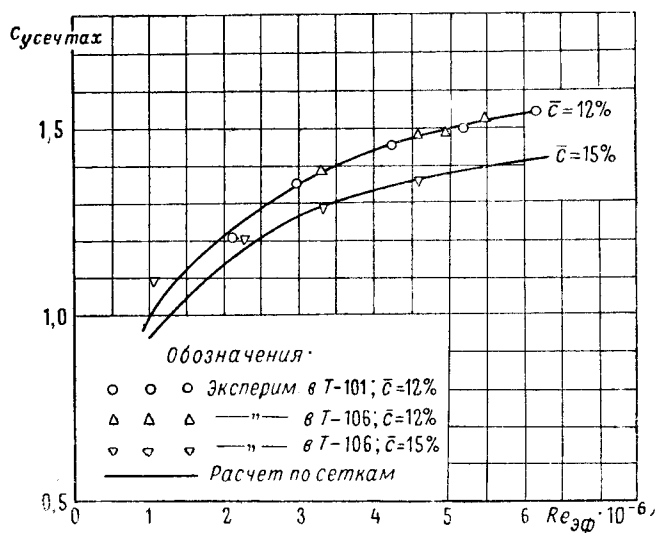
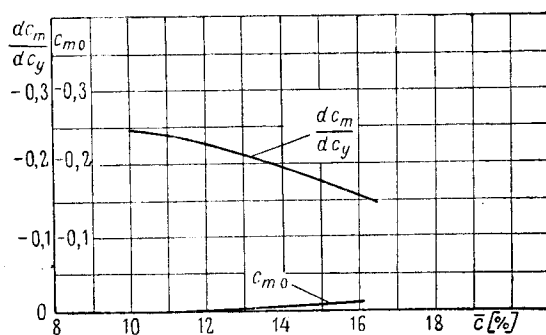
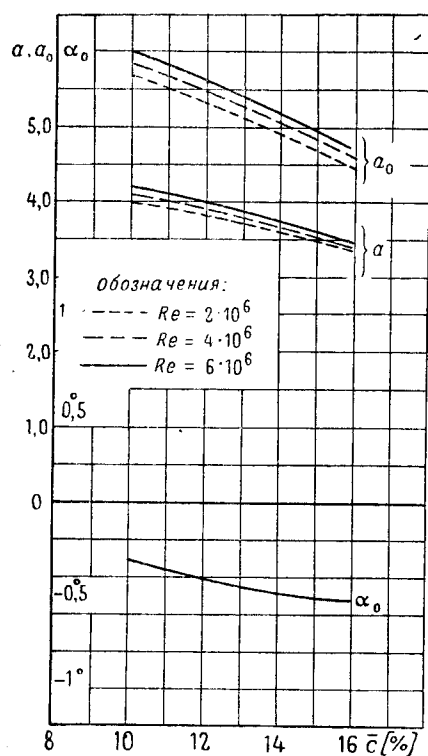
## Основные аэродинамические характеристики профилей ЦАГИ-ИВ10 при неотклоненных щитках

В этом параграфе приводятся значения  $\alpha_0$ ,  $a$ ,  $a_0$ ,  $c_{m0}$ ,  $\frac{dc_m}{dc_y}$  и  $c_{y \text{ сеч ших}}$  в зависимости от относительной толщины профилей ЦАГИ-ИВ10. За основу приняты результаты испытаний профилей ЦАГИ-ИВ1012 и ЦАГИ-ИВ1015, проведенных в трубе Т-106, и результаты испытаний профиля ЦАГИ-ИВ1012, проведенных в трубе Т-101<sup>1</sup>. Характер функциональных зависимостей аэродинамических характеристик от относительной толщины профиля, за исключением зависимости  $c_{y \text{ сеч ших}} = f(\bar{c})$ , принят в соответствии с характером, полученным на основании предшествовавших испытаний серии профилей ЦАГИ-ИВ10 в трубе Т-103; в трубе Т-103 были испытаны профили с относительной толщиной от  $\bar{c} = 8\%$  до  $\bar{c} = 16\%$ <sup>2</sup>.

<sup>1</sup> Исключение представляют только значения производных  $\frac{dc_y}{d\alpha}$ , которые даются по опытам, проведенным в Т-106.

<sup>2</sup> См. П. П. Красильщиков и А. К. Волков. „Атлас аэродинамических характеристик профилей ЦАГИ-ИВ“. Отчет хранится в секретном отделе ЦАГИ.

На фиг. 14 и 15 приведены полученные указанным выше способом зависимости  $\alpha_0$ ,  $\alpha$ ,  $a_0$ ,  $c_{m0}$  и  $\frac{dc_m}{dc_y}$  от относительной толщины профиля. Этими данными рекомендуется пользоваться при расчете крыльев, образованных из профилей ЦАГИ-В10.



Зависимость  $c_{y,сеч,макс}$  от эффективного числа Рейнольдса для профилей ЦАГИ-В1012 и ЦАГИ-В1015 дана на фиг. 16; на этой фигуре даны результаты опытов, проведенных в трубах Т-101 и Т-106. Эффективное число Рейнольдса для труб Т-101 и Т-106 подсчитывалось по формуле  $Re_{эф} = 1,1 Re$ . Для перехода от  $c_{y,макс}$  прямоугольного крыла с  $\lambda = 5$  к значениям  $c_{y,макс}$  крыла бесконечного размаха (т. е. для перехода к характеристикам „сечения“) величина  $c_{y,макс}$  при  $\lambda = 5$  умножалась на коэффициент 1,12. Этот коэффициент был получен на основании сравнения значений  $c_{y,макс}$  профилей ЦАГИ-В10, определенных в трубе Т-103 по распределению давления и путем замера сил на аэродинамических весах при  $\lambda = 5$ . На фиг. 16 помимо экспериментальных точек приведены сплошными кривыми зависимости  $c_{y,сеч,макс} = f(Re_{эф})$ , которые именуются „расчетом по сеткам“. Эти кривые заимствованы из „Руководства для конструкторов“<sup>1</sup>.

<sup>1</sup> См. „Руководство для конструкторов“, 13420, том I, изд. 2-е.

Как видно из рассмотрения фиг. 16, при  $Re_{эф} \geq 2 \times 10^6$  имеет место вполне удовлетворительное совпадение между экспериментальными точками и результатами расчетов по сеткам. Это совпадение объясняется тем обстоятельством, что при построении сеток уже были частично использованы предварительные данные испытаний профилей ЦАГИ-IB10 в трубах Т-101 и Т-106.

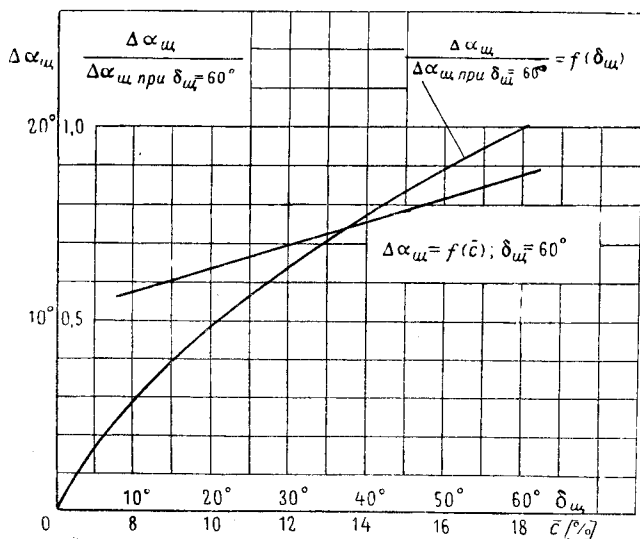
На фиг. 17 для диапазона эффективных чисел Рейнольдса от  $2 \times 10^6$  до  $8 \times 10^6$  даются зависимости  $c_{y \text{ сеч макс}} = f(\bar{c})$ , полученные в результате использования упомянутых сеток, а также экспериментальные значения  $c_{y \text{ сеч макс}}$ . Приведенными на фиг. 17 кривыми следует пользоваться при расчете крыльев, образованных из профилей ЦАГИ-IB10. При необходимости использования данных, относящихся к значениям  $Re_{эф} < 2 \times 10^6$ , рекомендуется пользоваться экспериментальными значениями  $c_{y \text{ сеч макс}}$ , приведенными на фиг. 16.

## Основные аэродинамические характеристики профилей ЦАГИ-IB10 при отклоненных щитках

На фиг. 18—23 приведены основные аэродинамические характеристики профилей ЦАГИ-IB10 с отклоненными посадочными щитками. Для построения указанных диаграмм использованы результаты испытаний профиля ЦАГИ-IB1012 в трубе Т-101 при  $\delta_{щ} = 0^\circ$ ,  $\delta_{щ} = 15^\circ$  и  $\delta_{щ} = 60^\circ$ , а также упомянутые выше результаты испытаний профилей ЦАГИ-IB10 в трубе Т-103 со щитком, отклоненным на угол  $\delta_{щ} = 60^\circ$ .

На фиг. 18 дана зависимость  $\Delta \alpha_{щ} = f(\bar{c})$  и зависимость  $\frac{\Delta \alpha_{щ}}{\Delta \alpha_{щ} \text{ при } \delta_{щ} = 60^\circ} = f(\delta_{щ})$ .

Под величиной  $\Delta \alpha_{щ}$  подразумевается величина сдвига кривой  $c_y = f(\alpha)$  влево, вызванная отклонением щитка. При определении этой величины экспериментальная кривая  $c_y = f(\alpha)$  при  $\delta_{щ} > 0$  заменялась прямой, параллельной прямой, заменяющей кривую  $c_y = f(\alpha)$  при  $\delta_{щ} = 0^\circ$  и  $Re = 5,5 \times 10^6$ . Характер зависи-

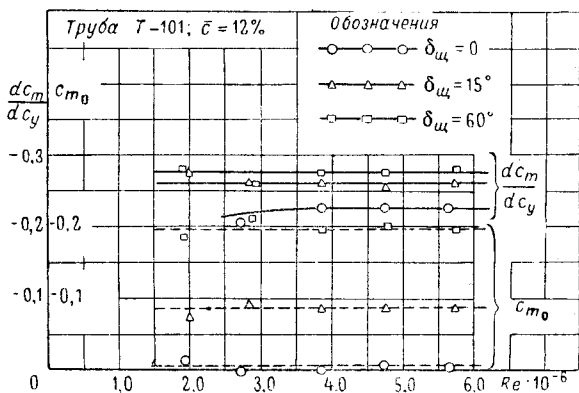


Фиг. 18

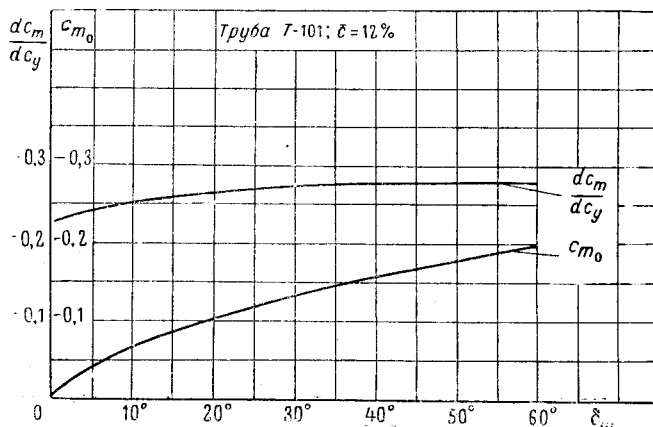
мости  $\Delta \alpha_{щ} = f(\bar{c})$ , указанный на фиг. 18, был заимствован из опытов, проведенных в трубе Т-103. Как показывают результаты многочисленных испытаний различных профилей с отклоненными щитками, характер

кривых  $\frac{\Delta \alpha_{щ}}{\Delta \alpha_{щ} \text{ при } \delta_{щ} = 60^\circ} = f(\bar{c})$  весьма мало зависит от формы профилей; поэтому нами рекомендуется в первом приближении пользоваться зависимостью, приведенной на фиг. 18, не только для профилей с относительной толщиной  $\bar{c} = 12\%$ , но и для профилей с другой относительной толщиной.

Основные параметры кривой  $c_m = f(c_y)$  для профиля ЦАГИ-IB1012 при  $\delta_{щ} = 0^\circ$  (т. е. значения  $c_{m0}$  и  $\frac{dc_m}{dc_y}$ ) приведены на фиг. 19 и 20.



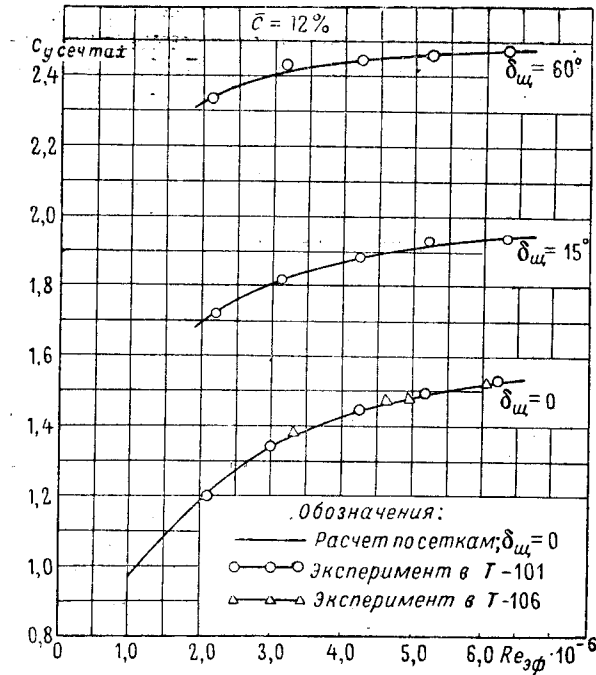
Фиг. 19



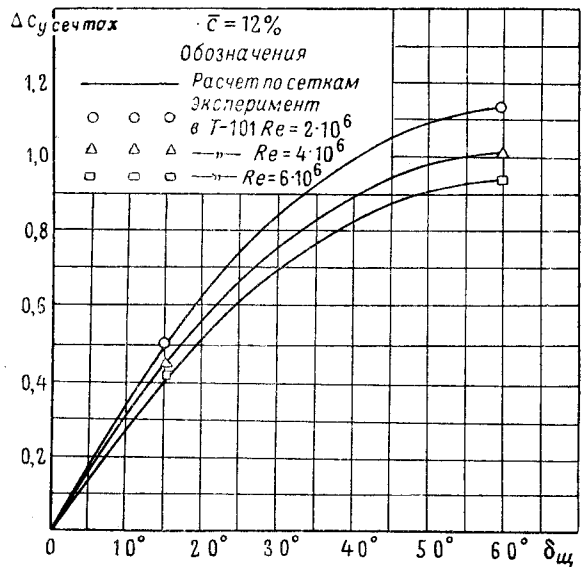
Фиг. 20

Из рассмотрения фиг. 19 видно, что величина числа Рейнольдса в диапазоне проведенных опытов (т. е. от  $Re = 2 \times 10^6$  до  $Re = 6 \times 10^6$ ) не влияет на упомянутые параметры и, следовательно, величину этих параметров можно принимать независимой от числа Рейнольдса.

Данные фиг. 19 были использованы для построения зависимости значений  $c_{m0}$  и



Фиг. 21

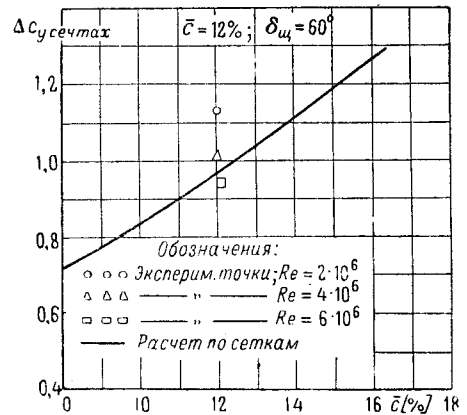


Фиг. 22

$\frac{dc_m}{dc_y}$  от угла отклонения щитка; эти зависимости приведены на фиг. 20. Значениями  $c_{m0}$  и  $\frac{dc_m}{dc_y}$ , приведенными на этой фигуре, рекомендуется пользоваться при расчете крыльев с отклоненными щитками. В первом, весьма грубом приближении данными, приведенными на фиг. 20, можно пользоваться при расчете крыльев с относительной толщиной профиля, отличающейся от  $\bar{c} = 12\%$ , заменяя значения  $c_{m0}$  и  $\frac{dc_m}{dc_y}$  при  $\delta_{щ} = 0^\circ$  их значениями, определяемыми по фиг. 15.

На фиг. 21, 22 и 23 приведены зависимости  $c_{y,сеч max} = f(Re_{эф})$  при  $\bar{c} = 12\%$ ,  $\Delta c_{y,сеч max} = f(\delta_{щ})$  при  $\bar{c} = 12\%$  и  $\Delta c_{y,сеч max} = f(\bar{c})$  при  $\delta_{щ} = 60^\circ$ . При пересчете значений  $c_{y,сеч max}$  прямоугольного крыла с  $\lambda = 5$  на значения  $c_{y,сеч max}$ , соответствующие  $\lambda = \infty$ , экспериментальные значения  $c_{y,сеч max}$  при  $\lambda = 5$  умножались на коэффициент 1,11 — при  $\delta_{щ} = 15^\circ$ . Величина коэффициента пропорциональности при  $\delta_{щ} = 60^\circ$  была заимствована из вышеупомянутых опытов, проведенных в трубе Т-103; при  $\delta_{щ} = 15^\circ$  величина коэффициента пропорциональности была принята равной среднему арифметическому из его значений для  $\delta_{щ} = 0^\circ$  и  $\delta_{щ} = 60^\circ$ . Экспериментальные точки, приведенные на фиг. 21 для  $\delta_{щ} = 0^\circ$ , даны по опытам, проведенным в трубе Т-101 и трубе Т-106, а экспериментальные точки, соответствующие случаям  $\delta_{щ} = 15^\circ$  и  $\delta_{щ} = 60^\circ$ , даны по опытам, проведенным в трубе Т-101; сплошная кривая для случая  $\delta_{щ} = 0^\circ$ , обозначенная „расчет по сеткам“, заимствована из „Руководства для конструкторов“.

Результаты опытов, приведенные на фиг. 21, были использованы для построения зависимости  $\Delta c_{y,сеч max} = f(\delta_{щ})$  (см. фиг. 22). На этой диаграмме сплошными линиями даны результаты расчетов по методу, рекомендованному в „Руководстве для конструкторов“, причем за исходные данные при проведении расчета приняты экспериментальные значения  $\Delta c_{y,сеч max}$  для случая  $\delta_{щ} = 60^\circ$ . Таким образом, о совпадении результатов расчета следует судить только по расположению экспериментальных точек, соответствующему случаю  $\delta_{щ} = 15^\circ$ . Как видно из фиг. 22, в рассматриваемой части расчета имеет место очень хорошее совпадение результатов расчета с результатами опытов. Вместе с этим следует



Фиг. 23

отметить, что по данным „Руководства“ величина  $\Delta c_{y \text{ сеч max}}$  не должна зависеть от числа Рейнольдса, однако проведенные опыты не подтверждают этого предположения (во всяком случае для профиля ЦАГИ-IB1012); из рассмотрения фиг. 22 следует, что число Рейнольдса довольно существенно влияет на величину  $\Delta c_{y \text{ сеч max}}$ .

На фиг. 23 для профилей серии ЦАГИ-IB10 дана зависимость  $\Delta c_{y \text{ сеч max}} = f(\bar{c})$  по данным „Руководства“; на этой фигуре с целью сравнения нанесены экспериментальные точки, полученные в результате испытаний профиля ЦАГИ-IB1012 в трубе Т-101. Рассмотрение фигуры показывает на уже отмеченное выше несовпадение результатов расчета с результатами опытов. Поэтому до получения более полных аэродинамических характеристик профилей ЦАГИ-IB10 с отклоненными щитками при проведении расчетов крыльев, образованных из профилей этой серии, рекомендуется пользоваться не сплошной кривой, приведенной на фиг. 23, а предварительно проводить эквидистантные кривые, проходящие через экспериментальные точки, соответствующие тем числам Рейнольдса, для которых производится расчет.

## ВЫВОДЫ

1. Результаты испытаний профиля ЦАГИ-IB1012 в трубах Т-101 и Т-106 хорошо совпадают, за исключением: а) величины производной  $\frac{dc_y}{d\alpha}$ , которая по данным испытаний в трубе Т-101 меньше, чем по данным испытаний в трубе Т-106, приблизительно на 4—5%; б) значений  $\alpha_{кр}$ , которые по данным испытаний в трубе Т-106 приблизительно на  $0^\circ,5$  меньше, чем по данным испытаний в трубе Т-101, и в) значений  $c_{xp}$ , которые по данным испытаний в трубе Т-101 при числах Рейнольдса  $Re \leq 4,6 \times 10^6$  больше, чем по данным испытаний в трубе Т-106. При  $Re = 5,5 \times 10^6$  значения  $c_{xp}$ , полученные по испытаниям в трубах Т-101 и Т-106, полностью совпадают.

2. Аэродинамическими характеристиками, приведенными на фиг. 14—23, рекомендуется пользоваться при расчете крыльев, образованных из профилей серии ЦАГИ-IB10.

18355а

615