

А Т Л А С
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ПРОФИЛЕЙ КРЫЛЬЕВ

Б. А. УШАКОВ, П. П. КРАСИЛЬЩИКОВ,
А. К. ВОЛКОВ, А. Н. ГРЖЕГОРЖЕВСКИЙ

Издание БНТ НК ~~В~~АП при ЦАГИ

1941

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
4	5 снизу	$\bar{d} = \frac{p - p_0}{q}$	$\bar{p} = \frac{p - p_0}{q}$
11	8 сверху	распределеная	распределения
19	4 снизу	0,570	1,570
35	2 "	0,040	0,140
	9 "	1,530	-1,530
58	11 сверху	0,285	-0,285
	12 "	0,215	-0,215
59	12 "	-0,335	-0,535
	13 "	-0,335	-0,355
124	4 снизу	0,035	-0,035
141	3 и 2 снизу	1,875 0,689 0,367	1,770 0,663 0,375
		1,770 0,663 0,375	1,875 0,689 0,367
155	5 снизу	-1,920	-0,920
169	9 "	9,019	39,019
189	5 сверху	0,500	0,200
215	13 снизу	-1,960	-0,960
217	3 "	-0,480	-0,460
	4 "	-0,580	-0,480
219	на чертеже	$c_y = 1,190$	$c_y = 1,090$
271	"	0,1	1,0
306	10 сверху	стр. 28	стр. 24
331	11 снизу	критического числа	критического числа Маха

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

В атласе приводятся результаты исследований тридцати шести профилей следующих серий: В, BS, D-2, Clark-YH, NACA-22, NACA-230, RAF-34 и RAF-38, а также трех симметричных профилей: В сим—12%, NACA-0012 и RAF-30—12%.

В атласе приведены данные по определению критических чисел Маха профилей.

дань график для определения основных параметров профилей (c_x , c_y , c_m) на больших числах Рейнольдса и приведен сравнительные таблицы профилей.

В приложениях к атласу приведен пример выбора профиля, статистика профилей крыльев иностранных самолетов и некоторые вспомогательные справочные материалы.

ОТ АВТОРОВ

В работе по составлению атласа аэродинамических характеристик современных профилей крыльев принимал участие большой коллектив, дружной и напряженной работе которого авторы обязаны успешным завершением своего труда. Выражая благодарность всем работникам лаборатории, принимавшим участие в работе, авторы считают своим долгом особо отметить работу гг. А. М. Глинкиной, М. С. Филиппова, М. Б. Вальпитр, С. М. Горчаковой, О. И. Дмитриевой, А. Д. Исаевой, А. И. Кириенковой, А. А. Колосовой, Н. Я. Литвиненко, В. Т. Тарлыковой и В. М. Тимофеевой.

Авторы выражают свою признательность Е. М. Минскому, составившему для атласа статью „Расчет минимального значения профильного сопротивления при больших

числах Рейнольдса“, и В. С. Полядскому, составившему для атласа статью „Влияние числа Маха на значение c_m “.

Авторы выражают свою благодарность проф. С. А. Христиановичу, проф. Б. Т. Горощенко и В. Н. Матвееву, ценные указания которых помогли устранить многие недостатки в проделанной работе.

Авторы считают своим долгом выразить благодарность главному редактору ЦАГИ А. А. Горяянову, проведшему большую работу по редактированию и оформлению атласа.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Принятые обозначения	4
Принятые сокращения	5
Принятые определения	—
Часть I	
Пояснения к атласу	6
Характеристики серий профилей крыльев:	13
Серия В	43
• BS	69
• D-2	103
• Clark-YH	133
• NACA-22	165
• NACA-230	197
• RAF-34	227
• RAF-38	257
Симметричные профили В сим—12%, NACA-0012 и RAF-30—12%	281
Сравнение серий профилей. Сводные таблицы и диаграммы	281

	Стр.
Часть II	
Методика эксперимента и обработка материалов испытаний	293
Е. М. Минский. Расчет минимального значения профильного сопротивления при больших числах Рейнольдса	303
Определение максимальных коэффициентов подъемной силы профилей при больших числах Рейнольдса	309
В. С. Полядский. Влияние числа Маха на значение c_m	319
О выборе профиля крыла	321
Сравнение серий профилей	325
Приложения	
Приложение I. Практические указания к выбору профиля	333
Приложение II. Вспомогательные справочные материалы	337
Приложение III. Статистика профилей крыльев иностранных самолетов	338

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- S — площадь крыла.
 l — размах крыла.
 b — хорда крыла.
 c — толщина профиля.
 $\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b}$ — относительная максимальная толщина профиля.
 λ — удлинение крыла.
 x — расстояние от носка крыла вдоль хорды.
 y — расстояние по перпендикуляру к хорде (со знаком плюс — вверх и со знаком минус — вниз).
 z — расстояние вдоль размаха крыла.
 \bar{f}_1 — относительная вогнутость в процентах хорды.
 \bar{f}_2 — обратная относительная вогнутость (для профилей с S-образной средней линией).
 \bar{x}_T — положение максимальной толщины в процентах хорды.
 \bar{x}_f — положение вогнутости в процентах хорды.
 \bar{x}_f — положение обратной вогнутости в процентах хорды.
 y — ордината профиля, средней линии и осевой дуги в процентах хорды.
 α — угол атаки.
 α_0 — угол атаки при $c_y = 0$.
 $\alpha_{кр}$ — угол атаки при $c_{y \max}$.
 $\delta_{ш}$ — угол отклонения щитка.
 V — скорость полета или потока.
 ρ — плотность воздуха.
 $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор (динамическое давление).
 μ — коэффициент вязкости.
 ν — кинематический коэффициент вязкости.
 a — скорость звука.
 $Re = \frac{Vb}{\nu}$ — число Рейнольдса.
 $Ma = \frac{V}{a}$ — число Маха*.
 R_c — критическое число для шара (при котором коэффициент сопротивления шара равен 0,3).
 $Ma_{кр}$ — критическое значение числа Маха (при котором на профиле возникает местная звуковая скорость).

* Ранее в нашей литературе это отношение $\frac{V}{a}$ называлось числом Берстоу и обозначалось через Ba .

- T — абсолютная температура.
 t — температура в градусах Цельсия.
 H — высота полета.
 X — сила лобового сопротивления.
 Y — подъемная сила.
 M_z — момент тангажа (относительно передней кромки профиля).
 $c_x = \frac{X}{qS}$ — коэффициент лобового сопротивления.
 $c_y = \frac{Y}{qS}$ — коэффициент подъемной силы.
 $c_m = \frac{M_z}{qSb}$ — коэффициент момента тангажа (относительно передней кромки профиля).
 c_{xi} — коэффициент индуктивного сопротивления.
 c_{xp} — коэффициент профильного сопротивления.
 $c_{xp \min}$ — минимальное значение коэффициента профильного сопротивления.
 c_{x_0} — коэффициент лобового сопротивления при $c_y = 0$.
 c_{xf} — коэффициент лобового сопротивления, обусловленный трением.
 $c_{y \text{ сеч}}$ — коэффициент подъемной силы сечения.
 $c_{y \max}$ — максимальное значение коэффициента подъемной силы.
 $c_{y \min}$ — минимальное значение коэффициента подъемной силы (наибольшее по абсолютной величине значение отрицательного коэффициента подъемной силы).
 $c_{y \text{ opt}}$ — значение c_y при $c_{xp \min}$.
 c_y^* — значение c_y при наивысшем значении $Ma_{кр}$.
 c_{m_0} — значение коэффициента c_m при $c_y = 0$.
 \bar{x}_d — положение центра давления в процентах хорды.
 \bar{x}_t — положение точки перехода пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное.
 $K = \frac{c_y}{c_x}$ — коэффициент аэродинамического качества.
 K_{\max} — максимальное значение аэродинамического качества.
 p — давление в данной точке.
 p_0 — статическое давление в невозмущенном потоке.
 $\bar{d} = \frac{p - p_0}{q}$ — коэффициент давления.
 \bar{p}_{\min} — минимальное значение коэффициента давления.
 $\bar{x}_{\bar{p} \min}$ — положение минимума давления в процентах хорды.
 $a = \frac{dc_y}{d\alpha}$ — наклон кривой $c_y = f(\alpha)$ при конечном значении λ .
 $a_0 = \frac{dc_{y \text{ сеч}}}{d\alpha}$ — наклон кривой $c_{y \text{ сеч}} = f(\alpha)$ ($\lambda = \infty$).

ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

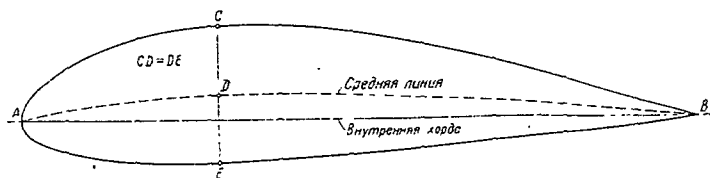
- NACA — National Advisory Committee for Aeronautics — Национальный совещательный комитет по авиации (США).
 ARC — Aeronautical Research Committee — Исследовательский комитет по авиации (Англия).
 NPL — National Physical Laboratory — Национальная физическая лаборатория (Англия).
 DVL — Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt — Германский научно-исследовательский авиационный институт.
 VDT — Variable density tunnel — Труба переменной плотности (NACA, США).
 CAT — Compressed air tunnel — Труба переменной плотности (NPL, Англия).
 FST — Full-scale tunnel — Труба для испытаний натуральных объектов (NACA, США).
 T. Rep. (TR) — Technical Reports — Технические отчеты (NACA, США).
 R&M — Reports and Memoranda — Отчеты и меморандумы (ARC, Англия).
 JAS — Journal of Aeronautical Sciences — Научный авиационный журнал (США).

ПРИНЯТЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Относительная максимальная толщина профиля \bar{c} определяется как максимальная величина суммы абсолютных значений верхней и нижней относительных ординат профиля, т. е.

$$\bar{c} = [|\bar{y}_в| + |\bar{y}_н|]_{\max}$$

Внутренняя хорда есть линия, соединяющая две наиболее удаленные точки профиля (фиг. 1).



Фиг. 1

Средняя линия профиля определяется как геометрическое место точек, равноотстоящих от верхнего и нижнего контуров профиля по перпендикуляру к внутренней хорде (фиг. 1). Из этого

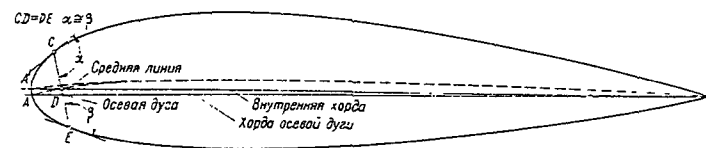
определения следует, что ординаты средней линии можно найти по формуле:

$$y_{\text{ср}} = \frac{|y_в| - |y_н|}{2}$$

Относительная вогнутость профиля равна максимальному значению отношения $\frac{y_{\text{ср}}}{b}$.

Обратная относительная вогнутость равна минимальному значению отношения $\frac{y_{\text{ср}}}{b}$ (при наличии S-образной средней линии).

Осевая дуга определяется как геометрическое место точек, равноотстоящих от верхнего и нижнего контуров профиля по нормали к осевой дуге (фиг. 2). Отмеченные на чертеже углы α и β между



Фиг. 2

нормалью к осевой дуге и касательными к контуру профиля в точках пересечения его с нормалью практически равны друг другу. Этим свойством можно воспользоваться для приближенного построения осевой дуги: проводят ряд секущих под равными углами к элементам контура и делят их пополам. Линия, проведенная через средние точки секущих, практически совпадает с осевой дугой. Осевая дуга положена в основу построения серий NACA (см. стр. 134 и 166). Хордой профилей NACA служит хорда осевой дуги, т. е. линия, соединяющая крайние точки осевой дуги.

Вогнутость, определенная по осевой дуге, как это видно из фиг. 2, несколько превышает вогнутость, определенную по средней линии (в частности, если вогнутость по осевой дуге при изменении толщины профиля сохраняется постоянной, как у серий NACA, то вогнутость по средней линии будет уменьшаться при возрастании толщины профиля).

Эпюрный профиль — профиль крыла с относительной толщиной $\bar{c} = 100\%$. Применение эпюрного профиля облегчает и уточняет построение профилей нужной толщины (см. приведенные в атласе разделы геометрических характеристик и методов построения профилей различных серий).

Характеристики сечения или характеристики профиля соответствуют характеристикам прямоугольного крыла бесконечного размаха.

Часть I

ПОЯСНЕНИЯ К АТЛАСУ

ВВЕДЕНИЕ

В связи с развитием авиации и значительным улучшением летных качеств самолетов требования к выбору профиля крыла повышаются. Для удовлетворения этих требований исследования профилей должны становиться все более детальными и систематическими.

Поэтому при составлении атласа были применены все основные существующие в современной аэродинамике методы экспериментального исследования профилей: испытания на аэродинамических весах, исследования распределения давления, определение границ области перехода пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное и замер сопротивления профиля путем определения потерь полного напора в следе за крылом (метод импульсов).

Особое внимание было уделено повышению надежности и сохранению одинаковых условий для экспериментов. С этой целью все основные испытания были проведены в одной и той же аэродинамической трубе, при одном и том же числе Рейнольдса и полученные результаты обработаны одним и тем же методом. С этой же целью испытания профилей проводились многократно. Кроме того, испытывались не единичные профили, а серии профилей, что дало возможность уменьшить влияние ошибок, допущенных во время испытания отдельных профилей. Наконец, в течение всей работы постоянно осуществлялось сопоставление результатов, получаемых различными методами испытаний (испытания на весах, испытания на распределение давления, определение границ области перехода и т. д.).

В работе по атласу были учтены современные теоретические исследования и использованы результаты некоторых работ в области газовой динамики и физической аэродинамики. В частности, в атласе применены результаты теоретических работ члена-корреспондента Академии наук СССР проф. С. А. Христиановича об обтекании тел газом на больших дозвуковых скоростях.

В процессе работы по составлению атласа был поставлен и частично разрешен ряд методических и практических вопросов, как, например, оценка точности единичного эксперимента, переход к максимальному коэффициенту подъемной силы сечения, применение при выборе профиля критерия $Ma_{кр}$ и т. д.

Для большего удобства пользования атласом в практической работе все материалы расположены по сериям и внутри каждой серии установлен единообразный порядок расположения графиков и таблиц.

ПЕРЕЧЕНЬ ИССЛЕДОВАННЫХ ПРОФИЛЕЙ

В атласе публикуются материалы аэродинамических исследований 39 профилей крыльев. Были испытаны:

Профили серии В	с относительной толщиной \bar{c} = 8; 12; 16 и 20%
" " BS	" " " \bar{c} = 8; 12; 16 и 20%
" " D-2	" " " \bar{c} = 8; 11; 14; 17 и 20%
" " Clark-YH	" " " \bar{c} = 8; 11; 14; 17 и 20%
" " NACA-22	" " " \bar{c} = 8; 11; 14; 17 и 20%
" " NACA-230	" " " \bar{c} = 8; 11; 14; 17 и 20%
" " RAF-34	" " " \bar{c} = 8; 12,66; 16 и 20%
" " RAF-38	" " " \bar{c} = 8; 12,66; 16 и 20%

и три симметричных профиля:

В сим — 12%, NACA-0012 и RAF-30 — 12%

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ

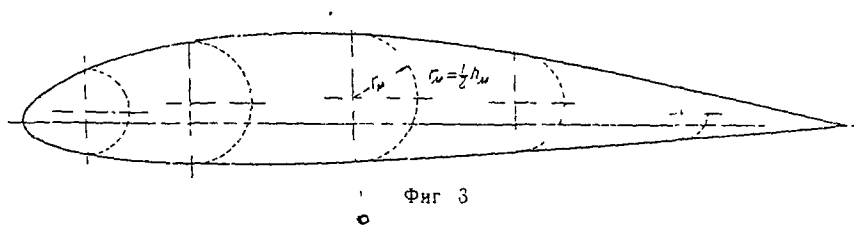
Все основные испытания были проведены в аэродинамической трубе Т-102. Труба Т-102 замкнутого типа, с двумя обратными каналами, с открытой рабочей частью эллиптического сечения. Размеры рабочей части: горизонтальный диаметр 4 м, вертикальный диаметр 2,33 м, длина 4 м. Рабочая скорость потока при испытании на ползаре 45—50 м/сек, при испытании по скорости на малых углах атаки до 55 м/сек. Поле трубы в области расположения модели характеризуется следующими данными: изменения величины скоростного напора $\leq 2\%$; изменения величины скосов потока в вертикальной плоскости $\leq 0,3^\circ$. Критическое число Рейнольдса для шара $d = 150$ мм равно $\sim 308\ 000$.

Часть испытаний, связанная с исследованием влияния числа Рейнольдса на величину максимального коэффициента подъемной силы, была проведена в трубе Т-103, одинаковой с Т-102 по форме и размерам рабочей части и отличающейся от нее наличием одного обратного канала вместо двух. Скорость потока в ней — до 95 м/сек. По равномерности поля труба Т-103 практически одинакова с трубой Т-102, но степень турбулентности потока в ней несколько меньше (критическое число Рейнольдса для шара $d = 150$ мм равно $\sim 358\ 000$).

ОПИСАНИЕ МОДЕЛЕЙ

Все исследования проводились на моделях прямоугольных крыльев, изготовленных из хорошо выдержанной древесины по методу переклейки. Размеры моделей составляли 2,5 м по размаху и 0,5 м по хорде. Величина зазоров, допускавшаяся при приемке моделей по шаблону, не превышала 0,01—0,02% хорды. При приемке обращалось также внимание на то, чтобы полированная поверхность модели давала правильное (без изломов линий) зеркальное отражение. В процессе испытаний велось наблюдение за состоянием моделей, и в необходимых случаях (ухудшение состояния поверхности, появление деформаций и пр.) замеченные дефекты своевременно устранялись.

Концы моделей были скруглены по способу, принятому в ЦАГИ: радиус скругления равнялся половине толщины профиля в данном месте (фиг. 1). Удлинение прямоугольной части крыльев равнялось



пяти. Скругление концов моделей приводило к некоторому изменению стандартной величины удлинения и площади. Эти изменения были учтены при обработке материала, и результаты испытаний были приведены к стандартному значению $\lambda = 5$.

ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ВЕСАХ

Испытания всех моделей проводились на шестикомпонентных аэродинамических весах с ниточным подвесом по следующей программе:

испытания моделей без щитков в полном диапазоне углов атаки от $\alpha_{c_y \min}$ до $\alpha_{c_y \max}$ для определения характеристик $c_y = f(\alpha)$, $c_x = f(c_y)$ и $c_m = f(c_y)$;

испытания моделей с нескользящими 20-процентными щитками по всему размаху в диапазоне больших углов атаки для определения характеристик $c_y = f(\alpha)$ и $c_m = f(\alpha)$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Во всех случаях щитки были установлены под углом 60° к нижней поверхности профиля.

Для повышения точности испытания моделей без щитков в диапазоне значений c_y от $\sim -0,2$ до $\sim +0,8$ были проведены по четыре раза, причем в каждом из этих четырех испытаний замеры аэродинамических нагрузок проводились сначала по четным, а затем по нечетным значениям углов атаки.

Все испытания моделей без щитков были проведены при среднем значении $Re \approx 1,7 \times 10^6$, а моделей со щитками при $Re \approx 1,65 \times 10^6$.

СИСТЕМАТИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ВЕСАХ

Данные испытаний на аэродинамических весах каждой серии профилей, исправленные на индукцию трубы, косизну потока и сопротивление подвески, были подвергнуты систематической интерполяционной обработке.

Описание способов и приемов этой обработки дано во второй части атласа — в статье „Методика эксперимента и обработка материалов испытаний“.

В результате систематической обработки были получены окончательные кривые аэродинамических характеристик.

Результаты испытаний на аэродинамических весах даны в атласе в виде следующих кривых.

Для прямоугольного крыла ($\lambda = 5$) при $\delta_{щ} = 0$:

$$c_y = f(\alpha) \text{ в полном диапазоне углов атаки от } \alpha_{c_y \min} \text{ до } \alpha_{c_y \max};$$

$$c_x = f(c_y) \text{ в диапазоне значений } c_y \text{ от } c_{y \min} \text{ до } c_{y \max},$$

$$K = f(\alpha) \text{ в области максимального качества};$$

$$c_{xp} = f(c_y) \text{ в диапазоне значений } c_y \text{ от } \sim -0,2 \text{ до } \sim +0,8,$$

$$c_m = f(c_y) \text{ в диапазоне значений } c_y \text{ от } c_{y \min} \text{ до } c_{y \max};$$

$$x_d = f(c_y) \text{ в диапазоне значений } c_y \text{ от } c_{y \min} \text{ до } c_{y \max}$$

Для прямоугольного крыла ($\lambda = 5$) при $\delta_{щ} = 60^\circ$:

$$c_y = f(\alpha) \text{ в области } \alpha_{c_y \max};$$

$$c_m = f(c_y) \text{ в области } c_{y \max};$$

$$x_d = f(c_y) \text{ в области } c_{y \max}.$$

Для серии в целом:

$$c_{xp \min} = f(\bar{c});$$

$$c_{y \text{ opt}} = f(\bar{c});$$

$c_y = f(\bar{c})$ для $\lambda = \infty$ при различных значениях $(\alpha - \alpha_0)$;

$\alpha_0 = f(\bar{c})$;

$a = f(\bar{c})$;

$a_0 = f(\bar{c})$;

$c_m = f(\bar{c})$ при различных значениях c_y ;

$c_{xp} = f(\bar{c})$ при различных значениях c_y ;

$c_{y \max} = f(\bar{c})$ при $\delta_{\text{ш}} = 0$ (для прямоугольного крыла с $\lambda = 5$);

$c_{y \max \text{ сеч}} = f(\bar{c})$ при $\delta_{\text{ш}} = 0$ (для прямоугольного крыла с $\lambda = \infty$);

$c_{y \max} = f(\bar{c})$ при $\delta_{\text{ш}} = 60$ (для прямоугольного крыла с $\lambda = 5$);

$c_{y \max \text{ сеч}} = f(\bar{c})$ при $\delta_{\text{ш}} = 60$ (для прямоугольного крыла с $\lambda = \infty$);

$\Delta c_{y \max \text{ сеч}} = f(\bar{c})$;

$c_{y \min} = f(\bar{c})$ (для прямоугольного крыла с $\lambda = 5$);

$c_{y \min \text{ сеч}} = f(\bar{c})$ (для прямоугольного крыла с $\lambda = \infty$);

$\frac{dc_m}{dc_y} = f(\bar{c})$;

$c_{m_0} = f(\bar{c})$;

$K_{\max} = f(\bar{c})$ (для прямоугольного крыла с $\lambda = 5$).

Пересчет характеристик на $\lambda = \infty$ производился по формулам Глауэрта.

При проведении испытаний вопросам точности эксперимента было уделено значительное внимание. Систематические поправки (учет индукции трубы и косизны потока, учет сопротивления подвески) были проверены и уточнены, а влияние случайных ошибок было уменьшено путем применения многократных испытаний и интерполяционной обработки данных испытаний на аэродинамических весах.

Для приведенных в атласе окончательных данных испытаний на аэродинамических весах можно дать следующую оценку возможных средних погрешностей по основным аэродинамическим характеристикам:

$$\begin{aligned} c_{xp \min} &\pm 0,0003 \\ c_{y \max} (\lambda = 5, \delta_{\text{ш}} = 0) &\pm 0,015 \\ c_{y \max \text{ сеч}} (\lambda = \infty) &\pm 0,03 \\ c_{y \max} (\lambda = 5, \delta_{\text{ш}} = 60^\circ) &\pm 0,02 \\ c_{y \max} (\lambda = \infty, \delta_{\text{ш}} = 60^\circ) &\pm 0,05 \\ c_{m_0} &\pm 0,0025 \\ \alpha_0 &\pm 0^\circ,1 \end{aligned}$$

ИСПЫТАНИЯ НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ

Для 27 следующих профилей были проведены испытания на распределение давления в одном (центральном) сечении в диапазоне значений c_y от $-0,1$ до $+0,8$:

профили серни В	с относительной толщиной $\bar{c} = 8; 12$ и 16%
" " BS	" " " $\bar{c} = 8$ и 12%
" " D-2	" " " $\bar{c} = 8; 11; 14$ и 17%
" " Clark-YH	" " " $\bar{c} = 8; 11$ и 17%
" " NACA-22	" " " $\bar{c} = 8; 11$ и 17%
" " NACA-230	" " " $\bar{c} = 8; 11$ и 17%
" " RAF-34	" " " $\bar{c} = 8; 12,66$ и 16%
" " RAF-38	" " " $\bar{c} = 8; 12,66$ и 16%

симметричные профили: В сим — 12% , NACA-0012, RAF-30 — 12% .

С помощью интерполяционной обработки результатов этих испытаний эпюры распределения давления для всех перечисленных профилей даны при одинаковых значениях α , а именно при $-0,1; 0; 0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,6$ и $0,8$.

Материалы этих исследований в основной своей части опубликованы в виде отдельной работы (в ней рассмотрены и вопросы методики эксперимента и обработки этих испытаний)*.

Материалы испытаний на распределение давления использованы в атласе для определения критических чисел Маха, для расчета профильного сопротивления на больших числах Рейнольдса и для определения влияния числа Маха на значение c_{m_0} .

Кроме эпюр распределения давления, даны также диаграммы $\bar{p}_{\min} = f(c_y)$ и $x_{\bar{p} \min} = f(c_y)$, характеризующие величину и положение минимума давления на профиле.

* Материалы по распределению давления по профилям и использование их при выборе профиля крыла скоростного самолета. Труды ЦАГИ, вып. № 487, 1940 г.

В напечатанных в этой работе данных по распределению давления для профилей RAF-34 — $12,66\%$ и RAF-34 — 16% впоследствии были обнаружены ошибки. В атласе для этих профилей даны новые, исправленные диаграммы распределения давления.

Другая группа профилей была исследована на распределение давления в одном (центральном) сечении в области $c_{y \max}$. Результаты этих испытаний даны в атласе для следующих 16 профилей:

профили серии В	с относительной толщиной $\bar{c} = 12; 16$ и 20%
" " BS	" " $\bar{c} = 8$ и 12%
" " D-2	" " $\bar{c} = 8$ и 17%
" " Clark-YH	" " $\bar{c} = 17\%$
" " NACA-22	" " $\bar{c} = 17\%$
" " NACA-230	" " $\bar{c} = 17\%$
" " RAF-34	" " $\bar{c} = 8; 12,66$ и 16%
" " RAF-38	" " $\bar{c} = 8; 12,66$ и 16%

Эпюры распределения давления даны для четырех значений c_y : два значения до $c_{y \max}$, одно — около $c_{y \max}$ и одно — за $c_{y \max}$.

При построении этих диаграмм был непосредственно использован экспериментальный материал без интерполяционной его обработки.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОПРАВКИ НА ПЕРЕХОД К $c_{y \max \text{ сеч}}$

При испытании прямоугольного крыла конечного размаха значение $c_{y \max}$ является средним для всего крыла, и оно, естественно, не соответствует тем значениям $c_{y \max}$, которые получаются в отдельных сечениях крыла. Значение $c_{y \max \text{ сеч}}$ является характеристикой профиля и соответствует $c_{y \max}$ прямоугольного крыла при $\lambda = \infty$. Наряду с обычными характеристиками сечения ($c_{y \text{ сеч}}$ и c_{xp}) значение $c_{y \max \text{ сеч}}$ необходимо для аэродинамического расчета монопланного крыла.

Из нескольких возможных способов определения $c_{y \max \text{ сеч}}$ нами был использован непосредственный метод испытаний на распределение давления.

Путем построения по данным распределения давления кривых $c_y = f(\alpha)$ для центрального сечения были определены значения $c_{y \max \text{ сеч}}$ и из сравнения их со значениями $c_{y \max}$ прямоугольных крыльев с $\lambda = 5$ по данным испытаний на аэродинамических весах была установлена средняя величина поправки на переход к $c_{y \max \text{ сеч}}$ сечения в зависимости от относительной толщины профиля. Значение поправочного коэффициента изменяется от 1,12 для $\bar{c} = 8\%$ до 1,17 для $\bar{c} = 20\%$ по линейному закону.

Принятая величина поправки, которую пока следует рассматривать как поправку первого приближения, была внесена в результаты испытаний на аэродинамических весах. Аналогичные поправки были приняты для перехода к $c_{y \min \text{ сеч}}$ и к $c_{y \max \text{ сеч}}$ при $\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$ (для последнего случая значение поправочного коэффициента оказалось несколько меньшим). На диаграммах аэродинамических характеристик по данным

испытаний на аэродинамических весах отмечены значения $c_{y \max \text{ сеч}}$ и $c_{y \min \text{ сеч}}$, а кривые $c_m = f(c_y)$ и $\bar{x}_a = f(c_y)$ продолжены до этих значений (продолжение показано пунктиром).

Для ряда профилей на основных полярах даны верхние участки кривых $c_{y \max \text{ сеч}} = f(\alpha)$. Эти кривые были получены из соответствующей обработки данных по распределению давления на больших углах атаки.

Вопрос о поправке на переход к $c_{y \max \text{ сеч}}$ рассмотрен более подробно во второй части атласа — в главе „Методика эксперимента и обработка материалов испытаний“.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КРИТИЧЕСКИХ ЧИСЕЛ МАХА ($Ma_{\text{кр}}$)

Для всех вошедших в атлас серий профилей были определены по теории проф. С. А. Христиановича значения $Ma_{\text{кр}}$, отвечающие моменту возникновения на крыле местных звуковых скоростей. Определение критических чисел Маха сделано в диапазоне значений c_y от 0 до 0,6 и в диапазоне относительных толщин от 8 до 16% . По сравнению с диаграммами, опубликованными в Трудах ЦАГИ, вып. 487, диаграммы $Ma_{\text{кр}} = f(\bar{c})$ при различных значениях c_y и диаграммы $Ma_{\text{кр}} = f(c_y)$ при различных значениях \bar{c} в атласе расширены и даны в более удобном для практического использования виде.

Сравнение различных серий по значениям критических чисел Маха приведено на сводных графиках (стр. 282—288), а сравнительный анализ дан во второй части атласа — в главе „Сравнение серий профилей“; пример расчета критических чисел Маха для крыла самолета дан в приложении I („Практические указания к выбору профиля“).

РАСЧЕТ МИНИМАЛЬНОГО ПРОФИЛЬНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРИ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

Приведенные в атласе расчетные данные для минимальных профильных сопротивлений при больших числах Рейнольдса основаны на использовании экспериментальных материалов распределения давления по профилям.

Для расчетов была использована сетка Сквайра и Юнга, позволяющая определять значения $c_{xp \min}$ для профиля данной относительной толщины \bar{c} при данном значении числа Рейнольдса и при заданном положении точки перехода пограничного слоя на крыле из ламинарного состояния в турбулентное.

При определении положения точки перехода на верхней поверхности профиля была использована предложенная Е. М. Минским эмпирическая зависимость между расстоянием от минимума давления до точки перехода и числом Рейнольдса.

Так как на нижней поверхности профиля распределение давления на режиме $c_{xp \min}$ большей частью напоминает распределение давления

по плоской пластинке и отличается малыми градиентами и неотчетливо выраженным минимумом давления, то определение положения точки перехода на нижней поверхности производилось по критическому значению числа Рейнольдса, которое было принято равным 2×10^6 .

Расчеты значений $c_{xp\ min} = f(Re)$ по указанному выше способу сделаны в диапазоне значений Re от 10×10^6 до 20×10^6 и в диапазоне относительных толщин \bar{c} от 8 до 16%.

На графиках даны и экспериментальные точки при $Re \approx 1,7 \times 10^6$, полученные из испытаний на аэродинамических весах. Изменение $c_{xp\ min}$ в диапазоне значений Re от $1,7 \times 10^6$ до 10×10^6 показано пунктиром. Из анализа данных испытаний на аэродинамических весах и экспериментальных данных по определению точки перехода на крыле в трубе при $Re \approx 1,7 \times 10^6$ была установлена достаточная сходимость между данными испытаний на аэродинамических весах и расчетными данными. Для более надежного проведения пунктирных кривых были сосчитаны промежуточные точки для $Re = 5 \times 10^6$ и 8×10^6 . Однако расчет значений $c_{xp\ min}$ для этих чисел Рейнольдса менее точен, что следует помнить при пользовании пунктирными участками кривых.

Точность расчетного метода в диапазоне значений Re от 10×10^6 до 20×10^6 оценивается примерно в $6 \div 8\%$.

В атласе для каждой серии профилей приведено два расчетных графика. Один из них обозначен: „Основной расчет“ (первый вариант расчета). При расчете минимального сопротивления гладкого крыла следует пользоваться этим графиком. Второй график, расположенный рядом, имеет название „Второй вариант расчета“; при пользовании им получаем вероятный верхний предел сопротивления гладкого крыла. Данные для этого графика получены в результате предположения, что и на верхней и на нижней поверхности точки перехода находятся в соответствующих минимумах давления. Этим графиком следует пользоваться лишь для оценки возможного возрастания сопротивления вследствие недостаточно хорошей отделки крыла.

Все затронутые здесь вопросы рассматриваются во второй части атласа в статье Е. М. Минского „Расчет минимального значения профильного сопротивления при больших числах Рейнольдса“.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНЫХ КОЭФИЦИЕНТОВ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ПРИ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

Графики зависимостей $c_{y\ max\ сеч} = f(Re)$ при $\delta_{ш} = 0$ и $\delta_{ш} = 60^\circ$ даны в атласе для всех серий в диапазоне значений Re от 1×10^6 до $4,5 \times 10^6$ и в диапазоне относительных толщин \bar{c} от 8 до 16%.

Так как основные данные для атласа были получены при $Re = 1,7 \times 10^6$, то для определения значений $c_{y\ max}$ при больших числах

Рейнольдса были проведены дополнительные экспериментальные исследования (испытания на весах и испытания на распределение давления в области $c_{y\ max}$ в диапазоне Re от 1×10^6 до $2,5 \times 10^6$) и сделана обработка соответствующих данных зарубежных лабораторий (НАСА, DVL и NPL). В результате проделанной работы оказалось возможным экстраполировать экспериментальные кривые $c_{y\ max} = f(Re)$ до $Re = 4,5 \times 10^6$.

Испытания крыльев при $\delta_{ш} = 60^\circ$ не могли быть проведены в достаточно широком диапазоне чисел Re , обеспечивающем возможность экстраполяции опытных значений $c_{y\ max}$ до $Re = (4 \div 4,5) \times 10^6$. Для этой цели был применен расчетный метод приближенного учета влияния числа Рейнольдса на эффективность щитков, основанный на работе П. П. Красильщикова (ТВФ, № 2, 1939 г.).

Более подробное изложение и обоснование принятых в атласе методов учета влияния Re на $c_{y\ max}$ дано во второй части атласа — в статье „Определение максимальных коэффициентов подъемной силы профилей при больших числах Рейнольдса“.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГРАНИЦ ОБЛАСТИ ПЕРЕХОДА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ КРЫЛА ИЗ ЛАМИНАРНОГО СОСТОЯНИЯ В ТУРБУЛЕНТНОЕ

В атласе публикуются результаты экспериментальных замеров границ области перехода пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное при $Re = 1,7 \times 10^6$ для 27 следующих профилей:

Профили серии В	с относительной толщиной $\bar{c} = 8, 12$ и 16%
„ „ BS	„ „ $\bar{c} = 8$ и 12%
„ „ D-2	„ „ $\bar{c} = 8$ и 11%
„ „ Clark-YH	„ „ $\bar{c} = 8; 11; 14; 17$ и 20%
„ „ NACA-22	„ „ $\bar{c} = 8; 11; 14; 17$ и 20%
„ „ NACA-230	„ „ $\bar{c} = 8; 11$ и 17%
„ „ RAF-34	„ „ $\bar{c} = 8$ и 12,66%
„ „ RAF-38	„ „ $\bar{c} = 8; 12,66$ и 16%

симметричные профили: В сим = 12% и NACA-0012

ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА МАХА НА ЗНАЧЕНИЕ c_{m_0}

В статье „Влияние числа Маха на значение c_{m_0} “, помещенной во второй части атласа, рассматривается влияние сжимаемости на значение коэффициента момента при $c_y = 0$.

Значение коэффициента момента при $c_y = 0$ может быть определено по формуле:

$$c_{m_0, \text{сж}} = \frac{c_{m_0, \text{несж}}}{\sqrt{1 - \text{Ma}^2}} k^2,$$

где коэффициент k^2 зависит от числа Маха и распределенная давления по контуру профиля. Числовое значение коэффициента k^2 не может быть меньше единицы и может достигать значения 1,15. До значений $\text{Ma} = (0,75 - 0,8) \text{Ma}_{\text{кр}}$ коэффициент k^2 можно принимать равным единице.

ВЫБОР ПРОФИЛЯ КРЫЛА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ САМОЛЕТА

Рассмотрению вопросов, связанных с методикой выбора профиля крыла при проектировании самолета, во второй части атласа посвящена специальная статья „О выборе профиля крыла“.

Рекомендуемая в атласе методика выбора профиля крыла состоит в следующем

1. В соответствии с предъявленными к данному самолету требованиями в отношении максимальной скорости и высоты полета производится сравнение различных серий по критическим числам Маха по методу, указанному в примере расчета (пример расчета дан в приложении I: „Практические указания к выбору профиля“). Серии, не удовлетворяющие для данного случая по своим значениям $\text{Ma}_{\text{кр}}$, из дальнейшего рассмотрения исключаются.

2. Производится сравнение профилей оставшихся серий по отношению $\frac{c_{y \max}}{c_{xp}}$. Значения $c_{y \max}$ должны быть взяты при значении числа Рейнольдса, соответствующего условиям посадки, а c_{xp} — при значении числа Рейнольдса и c_y , соответствующим условиям полета на V_{\max} . В первом приближении сравнение по этому критерию можно проводить по среднему профилю крыла.

3. Окончательный выбор профиля из числа отобранных производится с учетом остальных характеристик (значения c_{m_0} , характера срыва и пр.) в соответствии с другими требованиями, предъявляемыми к проектируемому самолету.

СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ СЕРИЙ ПРОФИЛЕЙ ПО АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

Во второй части атласа даны материалы по сравнению различных серий профилей. Сравнение сделано по критическим числам Маха; по величине $c_{y \max \text{ сеч}}$ при $\delta_{\text{ш}} = 0$ и 60° при $\text{Re} = 1,7 \times 10^6$ и при $\text{Re} = 4,5 \times 10^6$; по величине $c_{xp \text{ min}}$ при $\text{Re} = 1,7 \times 10^6$ и $\text{Re} = 20 \times 10^6$ и по величине отношения $\frac{c_{y \max \text{ сеч}}}{c_{xp}}$.

Сравнение по последнему критерию сделано для нескольких случаев:

- 1) $c_{y \max \text{ сеч}}$ и $c_{xp \text{ min}}$ при $\text{Re} = 1,7 \times 10^6$;
 - 2) $c_{y \max \text{ сеч}}$ при $\text{Re} = 3,5 \times 10^6$; c_{xp} при $\text{Re} = 10 \times 10^6$ для $c_y = 0,1$; $0,15$ и $0,2$;
 - 3) $c_{y \max \text{ сеч}}$ при $\text{Re} = 4,5 \times 10^6$, c_{xp} при $\text{Re} = 20 \times 10^6$ для $c_y = 0,1$; $0,15$ и $0,2$.
- $c_{y \max \text{ сеч}}$ во всех этих случаях был взят при $\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$.

Для определения значений c_{xp} при $\text{Re} = 1,7 \times 10^6$ и 20×10^6 для $c_y = 0,1$, $0,15$ и $0,2$ был использован следующий приближенный способ*: по данным испытаний на аэродинамических весах определялась величина Δc_{xp} , равная разности между значением c_{xp} при данном значении c_y и $c_{xp \text{ min}}$, и затем эта разность добавлялась к значениям $c_{xp \text{ min}}$ для $\text{Re} = 10 \times 10^6$ и 20×10^6 .

Сравнение серий по критическим числам Маха показывает, что лучшими сериями в отношении более позднего наступления волнового кризиса на значениях c_y , соответствующих режимам максимальной скорости современных самолетов, являются серии RAF-38, В и RAF-34.

Сравнение профилей по величине отношения $\frac{c_{y \max}}{c_{xp}}$ показывает, что при больших числах Рейнольдса профили всех серий, за исключением серии BS, сравнительно немного различаются между собой. К первой группе, с несколько большими значениями этого критерия, относятся серии Clark-YH, NASA-230, NASA-22, RAF-38 и RAF-34; ко второй группе — серии В и D-2. Отдельно стоит серия BS, которая характеризуется более низкими значениями критерия за счет малой величины $c_{y \max}$.

Более подробное рассмотрение затронутых здесь вопросов дано во второй части атласа — в главе „Сравнение серий профилей“.

* Поскольку указанный выше метод расчета значений коэффициентов профильного сопротивления при больших числах Рейнольдса применим только для $c_{xp \text{ min}}$

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СЕРИЙ

Для каждой серии профилей в атласе даны материалы по геометрическим характеристикам. Эти материалы включают общее описание серии, указания источников, из которых заимствованы исходные данные для построения профилей серии, способы построения профилей и т. п. Приводятся также контуры исследованных профилей и таблицы основных геометрических параметров (относительная максимальная толщина профиля и ее положение по хорде, максимальная вогнутость и ее положение; для профилей с S-образной средней линией даны также значения величины обратной вогнутости и ее положения по хорде). Для каждой серии приводятся также контуры эпюрного профиля (т. е. профиля с относительной толщиной $c = 100\%$), таблица его координат и указывается способ построения профиля данной серии любой относительной толщины по координатам эпюрного профиля. Координаты публикуемых в атласе эпюрных профилей были определены и уточнены в конце всей работы по атласу. Поэтому между координатами фактически исследовавшихся профилей (опубликованными в предыдущей нашей работе — Труды ЦАГИ, вып. 487) и координатами тех же профилей, определенными с помощью эпюрных профилей, могут быть небольшие расхождения, лежащие в пределах точности построения профиля. При построении профилей рекомендуется пользоваться координатами эпюрных профилей, так как этот метод дает вообще большую точность, что имеет существенное значение при вычерчивании профилей в большом масштабе.

РАСПОЛОЖЕНИЕ МАТЕРИАЛА В АТЛАСЕ

Все материалы атласа подразделяются на две части.

В первой части даны материалы по отдельным сериям профилей.

Для каждой серии вначале даются материалы по геометрическим характеристикам (описание серии, контуры профилей, таблицы геометрических параметров, контур и таблица координат эпюрного профиля). Далее следуют графики и таблицы по отдельным профилям

серии, представляющие результаты испытаний на аэродинамических весах и испытаний на распределение давления.

Материалы по каждой серии заканчиваются сводными характеристиками серии (сводными диаграммами испытаний на аэродинамических весах, диаграммами по определению границ области перехода, сводными графиками испытаний на распределение давления, материалами по критическим числам Маха, характеристиками серии на больших числах Рейнольдса).

В конце первой части атласа помещены сводные графики и таблицы, позволяющие сравнивать характеристики различных серий ($Ma_{кр}$, $c_{y\max}$, c_{xp} , $\frac{c_{y\max}}{c_{xp}}$ на малых и больших числах Рейнольдса).

Во второй части атласа помещены статьи по отдельным вопросам:

- 1) методика эксперимента и обработка результатов испытаний;
- 2) расчет минимального профильного сопротивления при больших числах Рейнольдса;
- 3) определение максимальных коэффициентов подъемной силы профилей при больших числах Рейнольдса;
- 4) влияние числа Маха на значение c_{m_0} ;
- 5) методика выбора профиля;
- 6) сравнение серий профилей.

В приложении к атласу даны:

- 1) практические указания к выбору профиля;
- 2) формулы для подсчета фактической площади и удлинения прямоугольных крыльев при скруглении концов;
- 3) график значений τ и δ для прямоугольного крыла;
- 4) таблица значений ρ , T , t^2 , a , μ , ν и $\frac{1}{\nu}$ в зависимости от высоты H и
- 5) материалы по статистике профилей крыльев, применяемых на современных иностранных самолетах.

ХАРАКТЕРИСТИКИ СЕРИЙ ПРОФИЛЕЙ КРЫЛЬЕВ

Серия В

С Е Р И Я В

Основные геометрические параметры серии в процентах хорды:

положение максимальной толщины	$\bar{x}_c = 33,3\%$
положение относительной вогнутости	$\bar{x}_{f_1} = 30\%$
положение обратной вогнутости	$\bar{x}_{f_2} = 93\%$

Значение относительной вогнутости \bar{f}_1 и обратной вогнутости \bar{f}_2 изменяется в зависимости от толщины профиля по закону прямой пропорциональности.

В атласе серия представлена четырьмя профилями с относительной толщиной: 8, 12, 16 и 20%.

* * *

В основу построения этой серии положен эпюрный профиль ($\bar{c}=100\%$), разработанный автором данной серии Ф. Г. Глассом*.

Ниже приводятся эпюрный профиль и таблица следующих данных: ординат верхней и нижней частей контура эпюрного профиля ($\bar{y}_{в.эп}$, $\bar{y}_{н.эп}$), значений толщины профиля в данном месте хорды $\bar{y}_{эп}$ и ординат средней линии $\bar{y}_{ср.л.эп}$.

* Ф. Г. Г л а с с. Серия профилей В. Труды ЦАГИ, вып. 146, 1933 г.

При последующей разработке эпюрного профиля Ф. Г. Гласс внес некоторые уточнения, в результате чего геометрические данные эпюрного профиля несколько отличаются от тех, которые определяются формулами построения профилей серии В, приведенными в указанной работе.

Эти отличия вообще крайне невелики и лежат в пределах точности построения профиля.

Основные геометрические параметры эпюрного профиля:

относительная максимальная толщина	$\bar{c}_{эп} = 100\%$
положение максимальной толщины	$\bar{x}_{c\ эп} = 33,3\%$
относительная вогнутость	$\bar{f}_{1эп} = 16,56\%$
положение относительной вогнутости	$\bar{x}_{f_1\ эп} = 30\%$
обратная вогнутость	$\bar{f}_{1эп} = 1,025\%$
положение обратной вогнутости	$\bar{x}_{f_2\ эп} = 93\%$

* * *

Для построения профиля любой толщины необходимо уменьшить ординаты эпюрного профиля в отношении $\frac{\bar{c}}{100}$, где \bar{c} — толщина искомого профиля.

Таким образом, ординаты искомого профиля определяются по следующим формулам:

$$\bar{y}_в = \bar{y}_{в.эп} \frac{\bar{c}}{100};$$

$$\bar{y}_н = \bar{y}_{н.эп} \frac{\bar{c}}{100};$$

аналогично определяются ординаты средней линии искомого профиля:

$$\bar{y}_{ср.л} = \bar{y}_{ср.л.эп} \frac{\bar{c}}{100}.$$

Контуры профилей

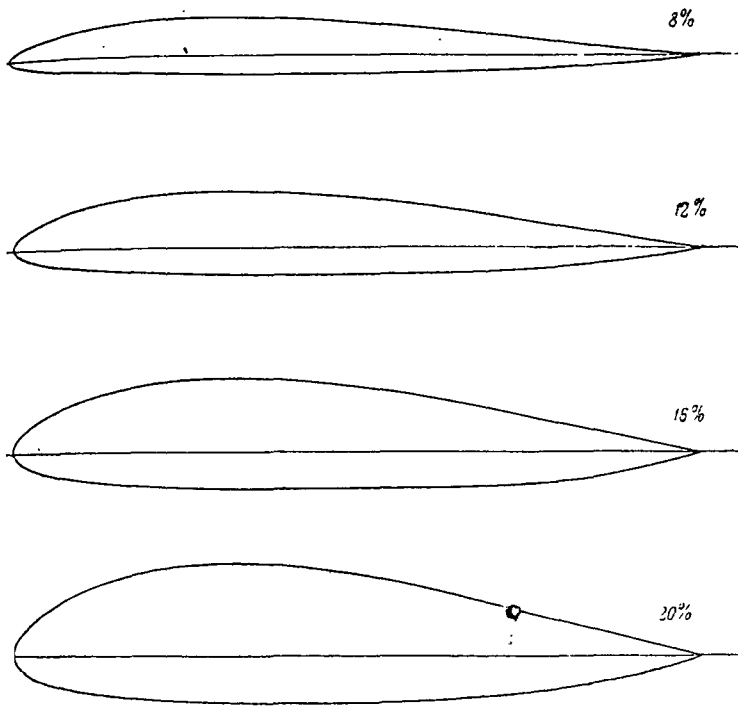


Таблица основных геометрических параметров серии В

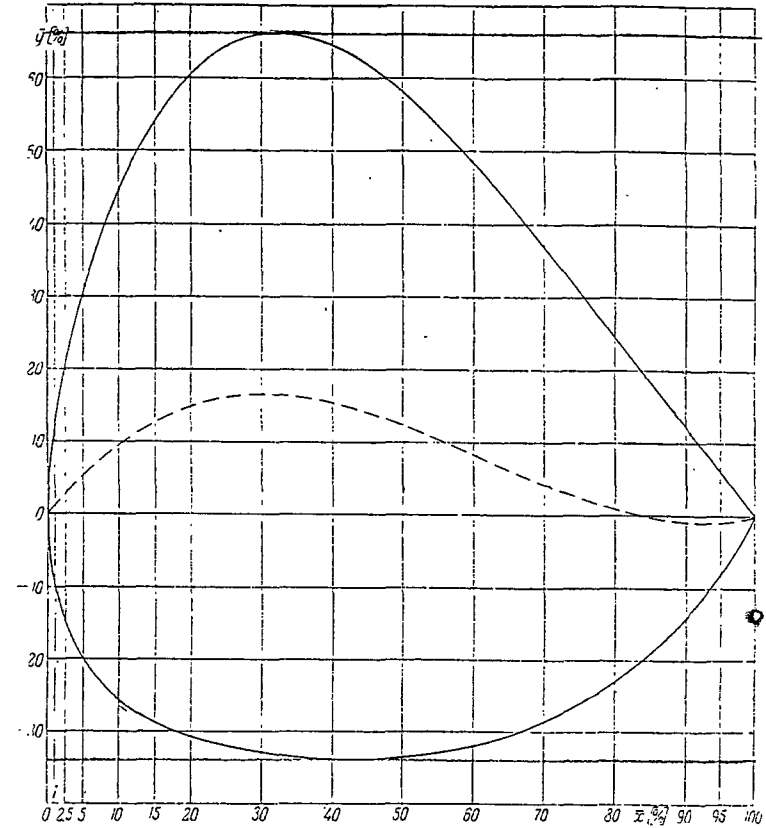
\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
8	33,30	1,325	30,00	-0,082	93,00

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
12	33,30	1,987	30,00	-0,123	93,00

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
16	33,30	2,650	30,00	-0,164	93,00

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
20	33,30	3,312	30,00	-0,205	93,00

Эпюрный профиль серии В



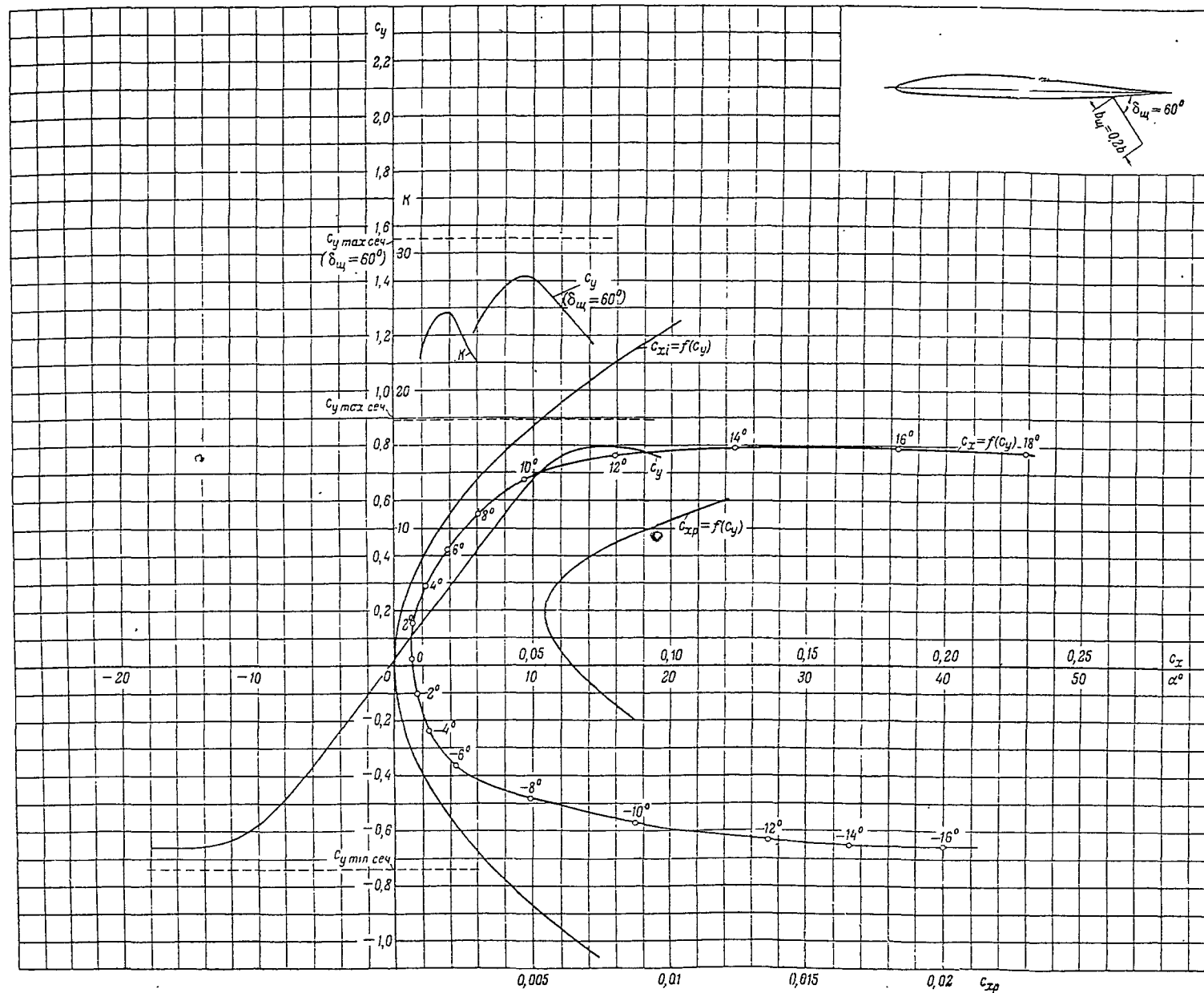
\bar{x} — расстояние от передней кромки в процентах хорды

Координаты эпюрного профиля В

\bar{x} [%]	0,25	0,50	0,75	1,00	1,25	1,75	2,50	3,25	5,00	7,50	10,00	15,00	20,00	30,00	40,00	50,00	60,00	70,00	80,00	85,00	90,00	95,00	100,00
$\bar{y}_{в.эп}$ [%]	5,700	8,250	10,300	12,200	13,900	16,850	20,700	24,100	30,900	38,500	44,800	54,250	60,660	66,100	64,680	58,200	48,440	35,880	24,520	18,320	12,220	6,060	0,000
$\bar{y}_{н.эп}$ [%]	-4,800	-6,800	-8,250	-9,600	-10,600	-12,600	-14,900	-16,800	-20,150	-23,300	-25,620	-28,860	-30,860	-32,980	-33,880	-33,500	-31,960	-28,550	-22,860	-18,990	-14,040	-8,080	0,000
$\bar{h}_{Эп}$ [%]	10,500	15,050	18,550	21,800	24,500	29,450	35,600	40,900	51,050	61,800	70,420	83,110	91,520	99,080	98,560	91,700	80,400	65,440	47,380	37,300	26,260	14,140	0,000
$\bar{y}_{ср.л.эп}$ [%]	0,450	0,725	1,025	1,300	1,650	2,125	2,900	3,650	5,375	7,600	9,590	12,695	14,900	16,560	15,400	12,350	8,240	4,160	0,830	-0,330	-0,910	-1,010	0,000

Пример. Пользуясь ординатами эпюрного профиля, определим $\bar{y}_в$ и $\bar{y}_н$ для $\bar{x} = 40\%$ при толщине профиля $\bar{c} = 16\%$:

$$\bar{y}_в = \bar{y}_{в.эп} \frac{\bar{c}}{100} = 64,680 \frac{16}{100} = 10,349; \quad \bar{y}_н = \bar{y}_{н.эп} \frac{\bar{c}}{100} = -33,880 \frac{16}{100} = -5,421.$$



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

- $\delta_{\omega} = 0$
- $C_{xp \min} = 0,00540$
- $C_{y \text{ opt}} = 0,200$
- $C_{x_0} = 0,00645$
- $\alpha_0 = -0,2$
- $\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,28$
- $C_{y \max} = 0,894$
- $\alpha_{xp} = -$
- $C_{y \min} = -0,742$
- $C_{m_0} = -0,003$
- $\frac{dC_m}{dC_y} = 0,232$
- $\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 165,5$
- $Re \approx 1,7 \times 10^6$

- $\delta_{\omega} = 60^\circ$
- $C_{y \max} = 1,55$
- $\Delta C_{y \max} = 0,656$
- $\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 287,0$
- $Re \approx 1,65 \times 10^6$

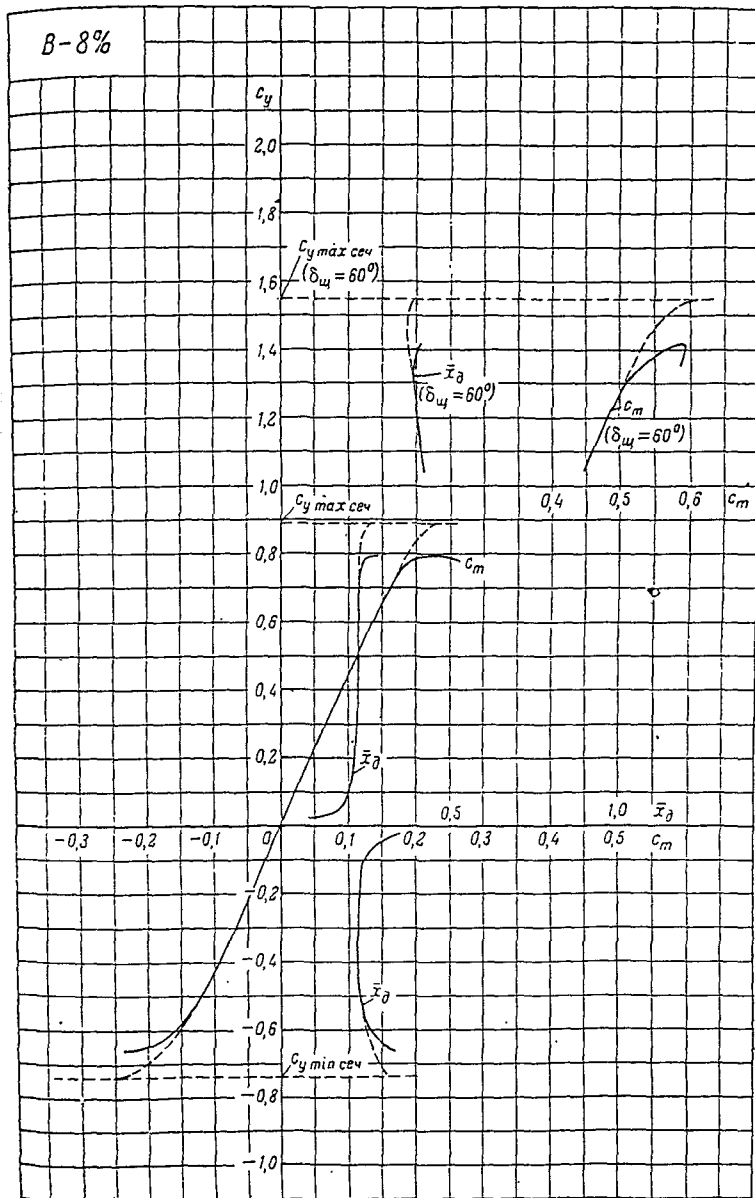
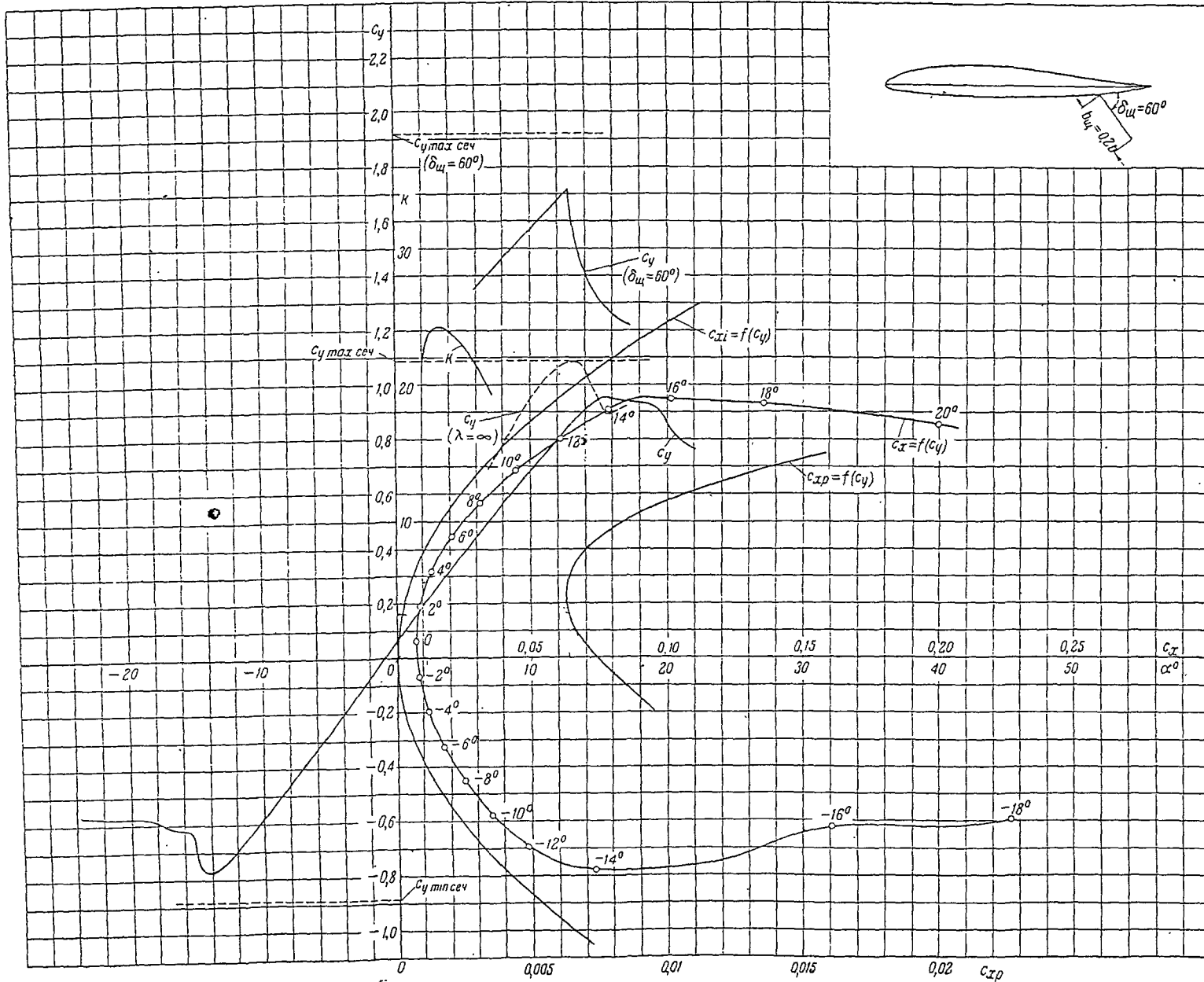


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_Δ	c_{xp}	$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_Δ
-16°	-0,659	0,2000	-0,225	0,340				
-14°	-0,657	0,1660	-0,215	0,327				
-12°	-0,632	0,1360	-0,182	0,288				
-10°	-0,575	0,0870	-0,148	0,257				
-8°	-0,483	0,0491	-0,115	0,238				
-6°	-0,365	0,0220	-0,083	0,227				
-4°	-0,234	0,0125	-0,054	0,232				
-2°	-0,104	0,0083	-0,025	0,240	0,00755			
0	0,026	0,0062	0,002	0,077	0,00621			
2°	0,159	0,0071	0,034	0,213	0,00545			
4°	0,290	0,0113	0,065	0,224	0,00580			
6°	0,421	0,0191	0,095	0,226	0,00751	1,240	0,492	0,397
8°	0,552	0,0306	0,125	0,227	0,01064	1,380	0,548	0,398
10°	0,676	0,0470	0,155	0,229				
12°	0,760	0,0795	0,182	0,239				
14°	0,790	0,1235	0,207	0,262				
16°	0,792	0,1828	0,225	0,284				

Серия В



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$
$C_{x \text{ р min}} = 0,00630$
$C_{y \text{ орт}} = 0,24$
$C_{x_0} = 0,00738$
$\alpha_0 = -1,05$
$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,03$
$C_{y \text{ max}} = 1,085$
$\alpha_{\text{кр}} = 13,3$
$C_{y \text{ min}} = -0,888$
$C_{m_0} = 0,003$
$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,225$
$\frac{C_{y \text{ max}}}{C_{x \text{ р min}}} = 174,0$
$Re \approx 1,7 \times 10^6$
$\delta_w = 60^\circ$
$C_{y \text{ max}} = 1,925$
$\Delta C_{y \text{ max}} = 0,83$
$\frac{C_{y \text{ max}}}{C_{x \text{ р min}}} = 305,5$
$Re \approx 1,65 \times 10^6$

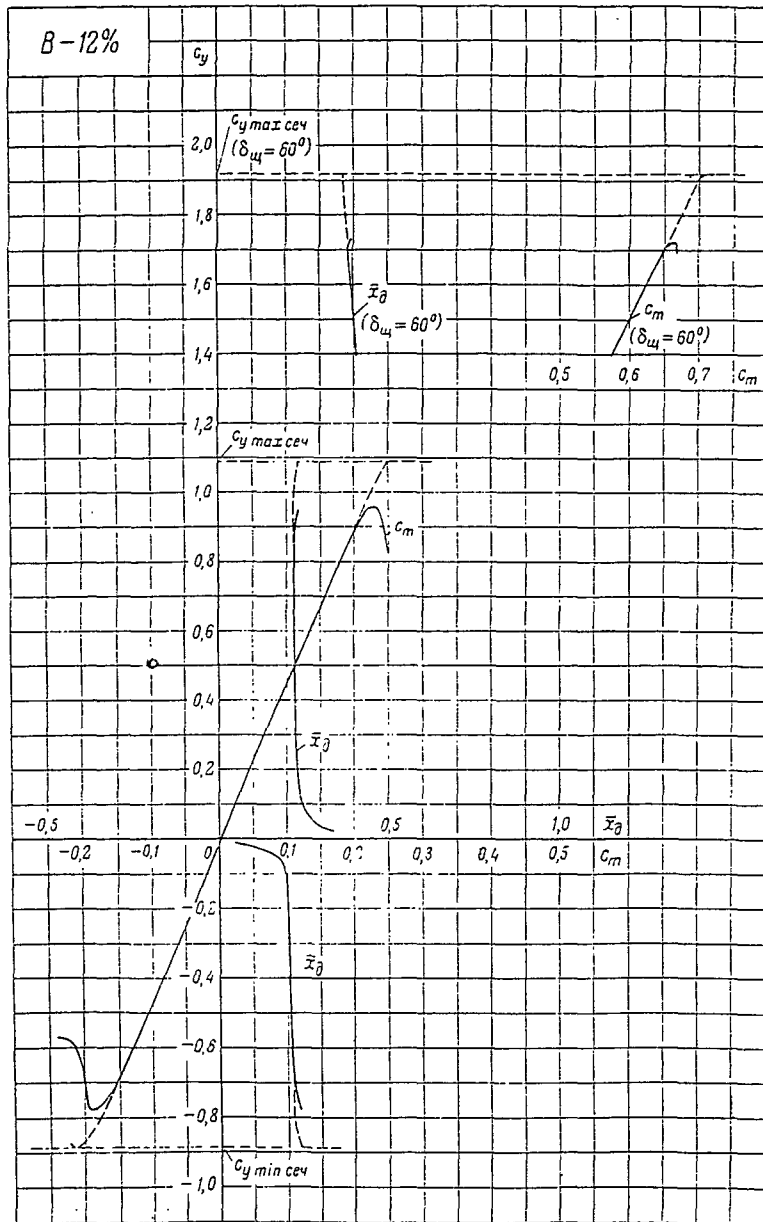
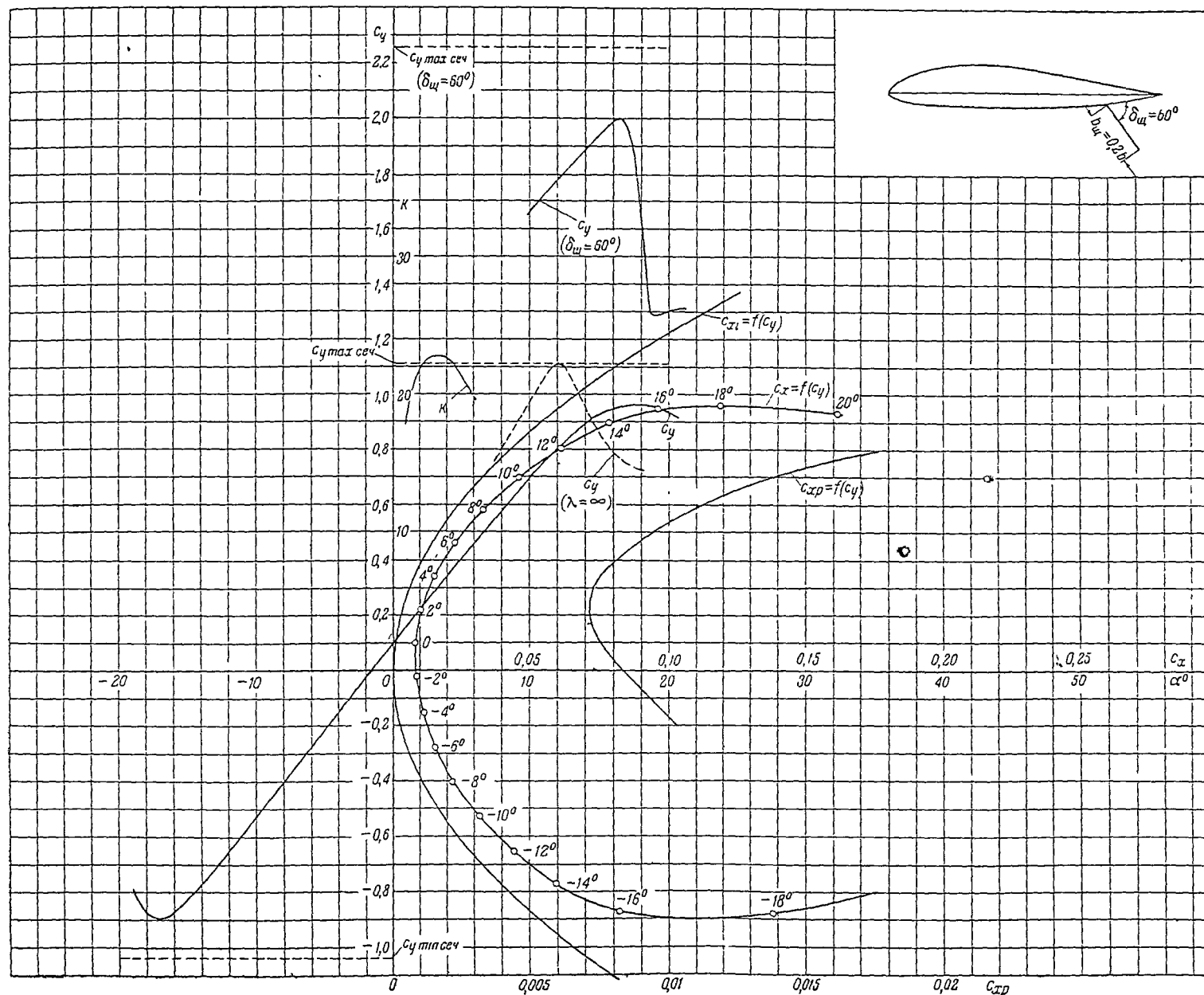


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-14°	-0,774	0,0730	-0,185	0,239				
-12°	-0,690	0,0481	-0,152	0,220				
-10°	-0,572	0,0350	-0,124	0,217				
-8°	-0,451	0,0251	-0,096	0,213				
-6°	-0,322	0,0172	-0,067	0,208				
-4°	-0,195	0,0119	-0,038	0,194	0,00950			
-2°	-0,066	0,0085	-0,010	0,151	0,00806			
0	0,063	0,0075	0,017	0,270	0,00682			
2°	0,190	0,0087	0,043	0,226	0,00633			
4°	0,320	0,0132	0,072	0,225	0,00647			
6°	0,448	0,0207	0,101	0,225	0,00756	1,360		
8°	0,571	0,0313	0,128	0,224	0,00980	1,466	0,590	0,402
10°	0,691	0,0449	0,155	0,225	0,01340	0,570	0,617	0,393
12°	0,805	0,0611	0,181	0,225		1,678	0,643	0,383
14°	0,912	0,0785	0,207	0,227				
16°	0,952	0,1015	0,220	0,231				

Серия В

Профиль В-16%

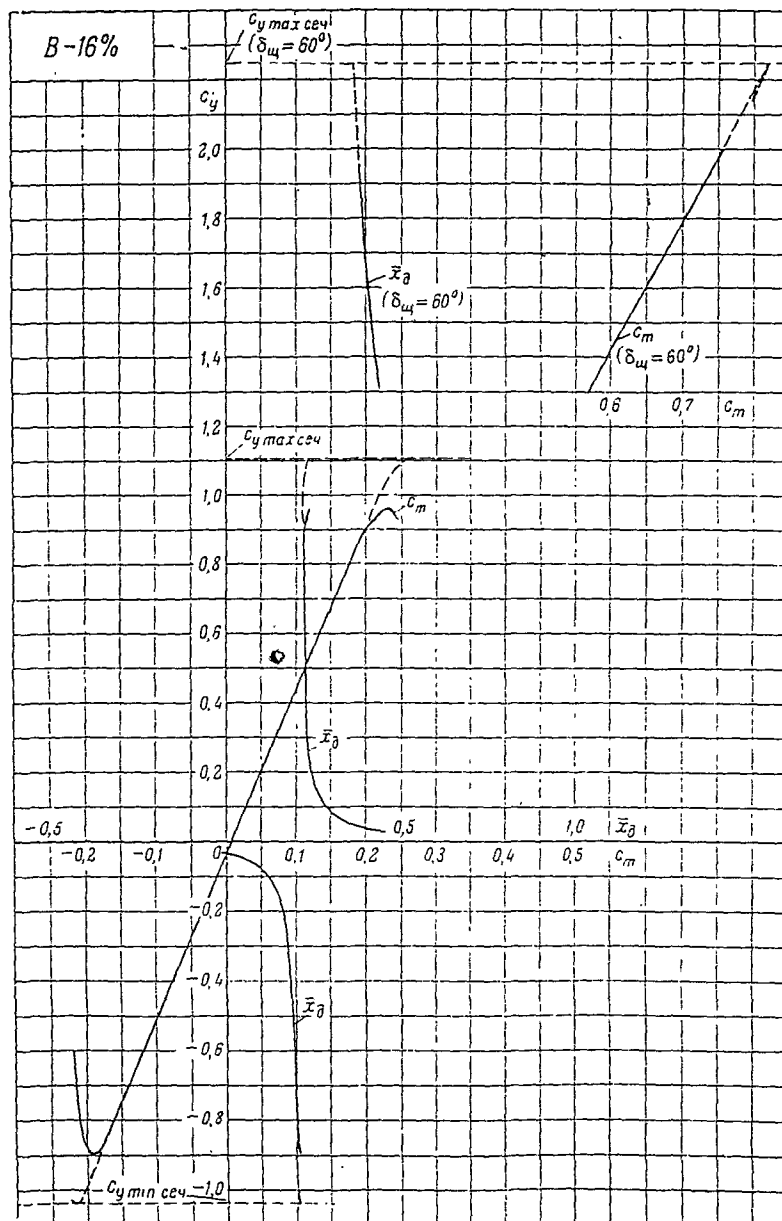


Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

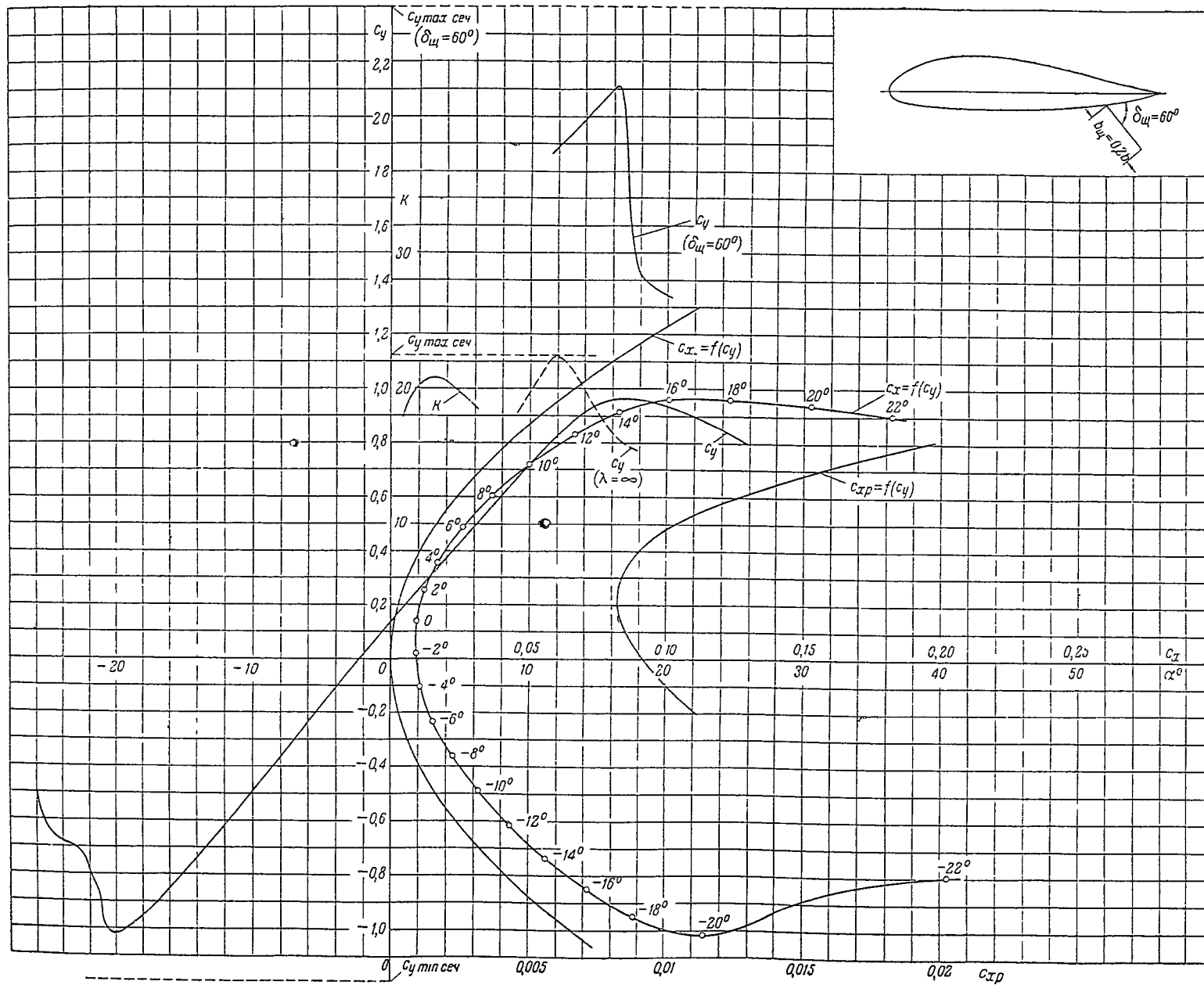
$\delta_w = 0$
$C_{xp \min} = 0,00712$
$C_{y \text{ opt}} = 0,22$
$C_{x_0} = 0,00832$
$\alpha_0 = -1,67$
$\frac{dC_y}{d\alpha} = 4,8$
$C_{y \max} = 1,115$
$\alpha_{\text{кр}} = 12,7$
$C_{y \min} = -1,04$
$C_{m_0} = 0,0085$
$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,218$
$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 156,6$
$Re \approx 1,7 \times 10^6$
$\delta_w = 60^\circ$
$C_{y \max} = 2,26$
$\Delta C_{y \max} = 1,145$
$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 317,3$
$Re \approx 1,65 \times 10^6$

Серия В

Профиль В-16%


 Таблица значений аэродинамических коэффициентов
 ($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_a	c_{xp}	$\delta_w = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_a
-16°	-0,874	0,0821	-0,178	0,204				
-14°	-0,770	0,0592	-0,155	0,201				
-12°	-0,653	0,0445	-0,130	0,199				
-10°	-0,530	0,0318	-0,103	0,195				
-8°	-0,402	0,0220	-0,075	0,187				
-6°	-0,276	0,0155	-0,048	0,174				
-4°	-0,150	0,0113	-0,022	0,150	0,00978			
-2°	-0,023	0,0036	0,004	0,174	0,00852			
0°	0,100	0,0082	0,029	0,290	0,00750			
2°	0,221	0,0103	0,055	0,249	0,00710			
4°	0,344	0,0154	0,080	0,233	0,00753			
6°	0,464	0,0230	0,105	0,226	0,00883			
8°	0,584	0,0332	0,131	0,225	0,01080			
10°	0,700	0,0460	0,155	0,221	0,01363	1,668	0,666	0,400
12°	0,810	0,0615	0,178	0,220		1,780	0,697	0,392
14°	0,900	0,0785	0,200	0,222		1,890	0,726	0,384
16°	0,952	0,0970	0,222	0,233		1,950	0,742	0,380
18°	0,965	0,1190	0,230	0,238				



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$
$c_{Xr\ min} = 0.00823$
$c_{y\ 0\ 0} = 0.20$
$c_{X_0} = 0.00918$
$\alpha_0 = -2.30$
$\frac{dc_y}{d\alpha} = 4.56$
$c_{y\ max} = 1.125$
$\alpha_{xp} = 12.5^\circ$
$c_{y\ min} = -1.192$
$c_{m_0} = 0.014$
$\frac{dc_m}{dc_y} = 0.21$
$\frac{c_{y\ max}}{c_{Xr\ min}} = 137.0$
$Re \approx 1.7 \times 10^6$
$\delta_w = 60^\circ$
$c_{y\ max} = 2.40$
$\Delta c_{y\ max} = 1.275$
$\frac{c_{y\ max}}{c_{Xr\ min}} = 292.0$
$Re \approx 1.65 \times 10^6$

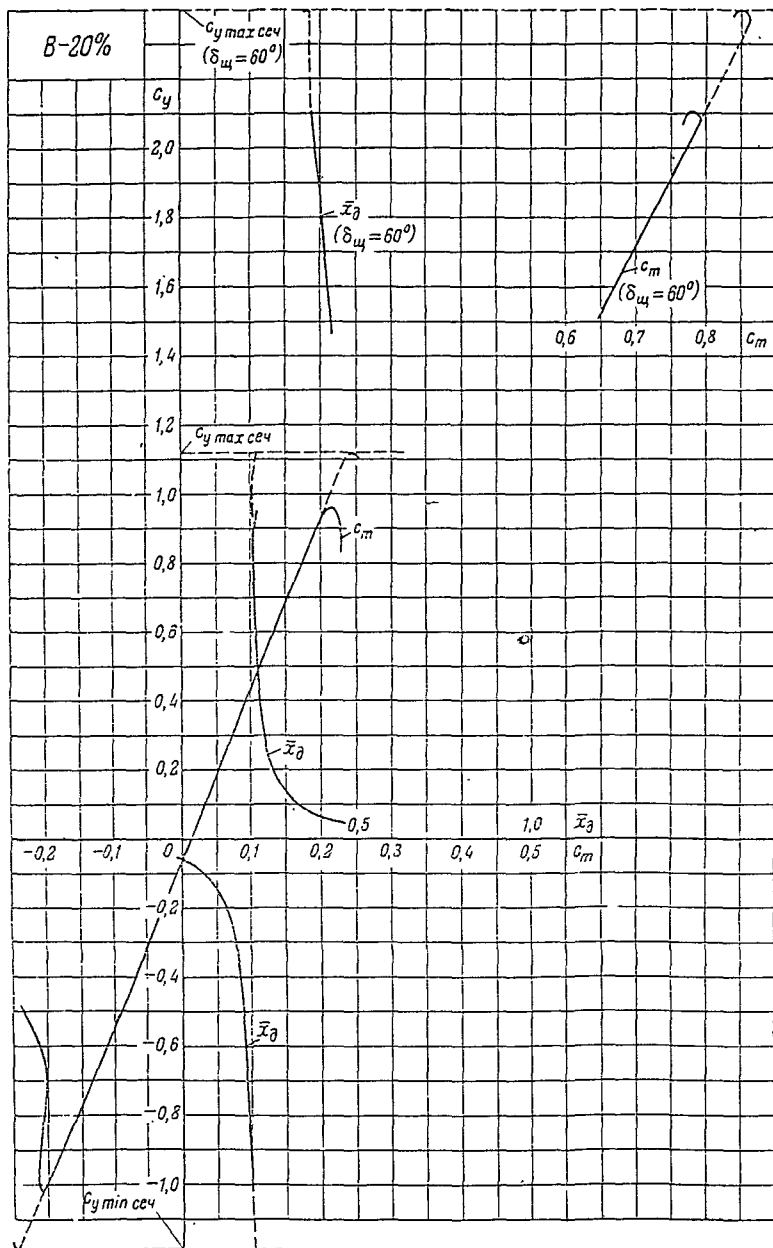


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

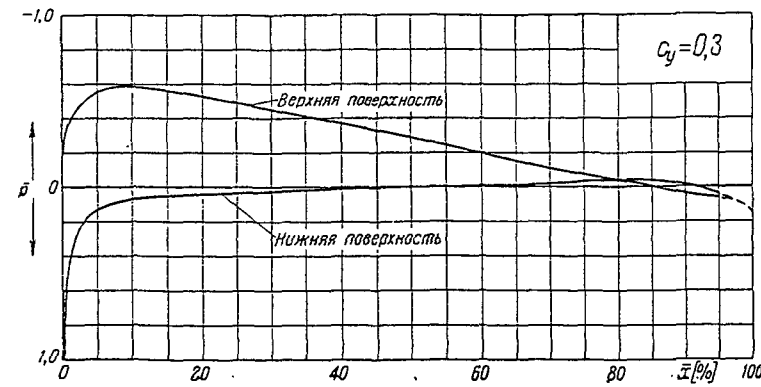
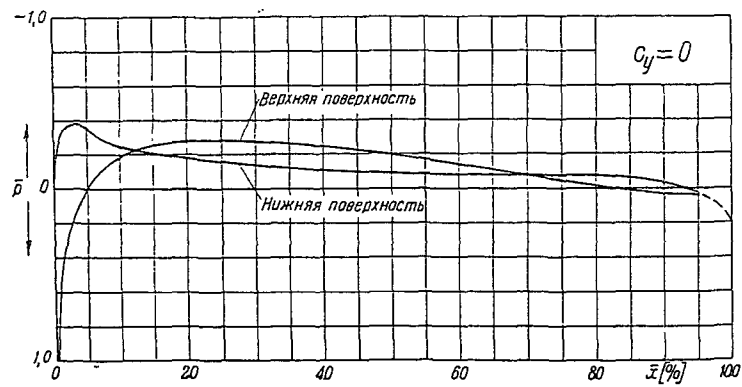
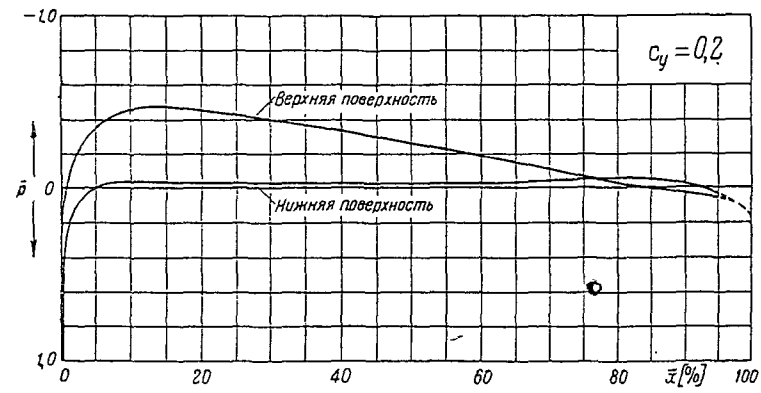
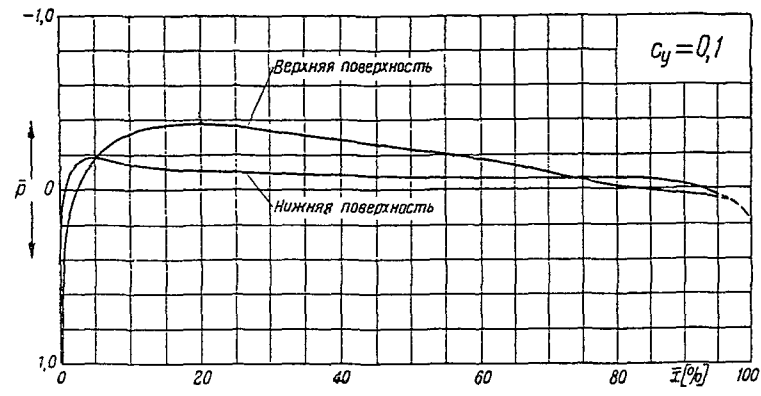
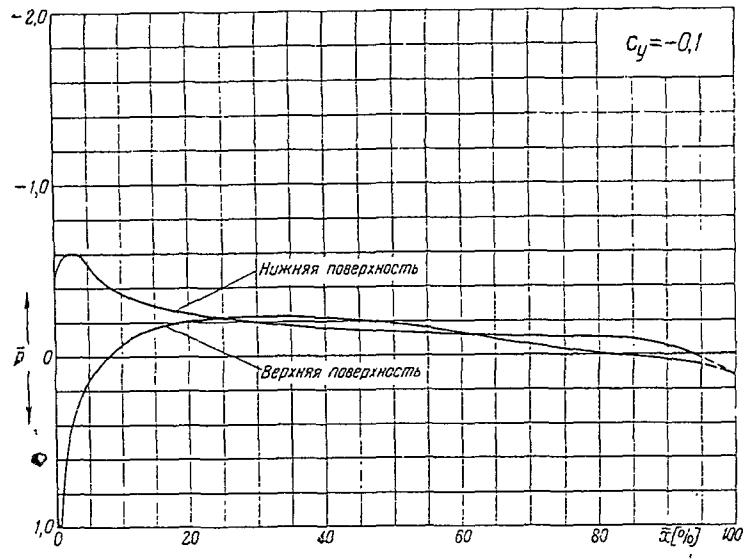
α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_0	c_{xp}	$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_0
-20°	-1,020	0,1145	-0,207	0,202				
-18°	-0,951	0,0884	-0,190	0,200				
-16°	-0,852	0,0714	-0,166	0,195				
-14°	-0,740	0,0562	-0,141	0,190				
-12°	-0,618	0,0430	-0,113	0,182				
-10°	-0,489	0,0317	-0,085	0,174				
-8°	-0,362	0,0222	-0,058	0,160				
-6°	-0,235	0,0152	-0,034	0,145				
-4°	-0,106	0,0109	-0,007	0,071	0,01016			
-2°	0,018	0,0090	0,017		0,00902			
0°	0,134	0,0095	0,040	0,300	0,00833			
2°	0,251	0,0124	0,064	0,235	0,00823			
4°	0,370	0,0178	0,087	0,235	0,00875			
6°	0,486	0,0260	0,110	0,226	0,01003			
8°	0,601	0,0364	0,133	0,221	0,01270			
10°	0,720	0,0504	0,157	0,218	0,01629			
12°	0,828	0,0661	0,178	0,215		1,886	0,742	0,392
14°	0,912	0,0825	0,195	0,214		1,990	0,770	0,387
16°	0,960	0,1010	0,215	0,224		2,100	0,785	0,373

Распределение давления по профилю В-876

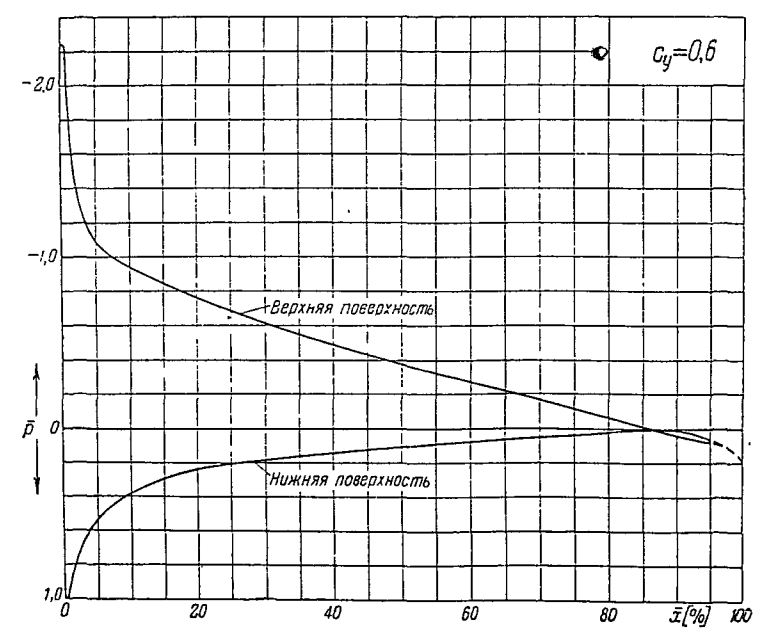
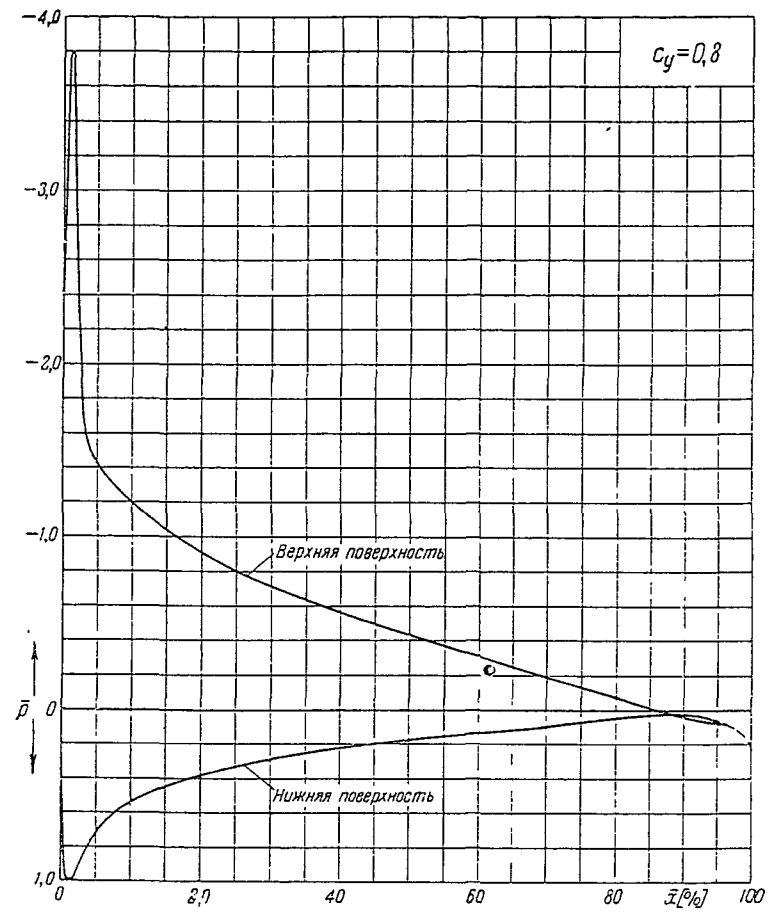
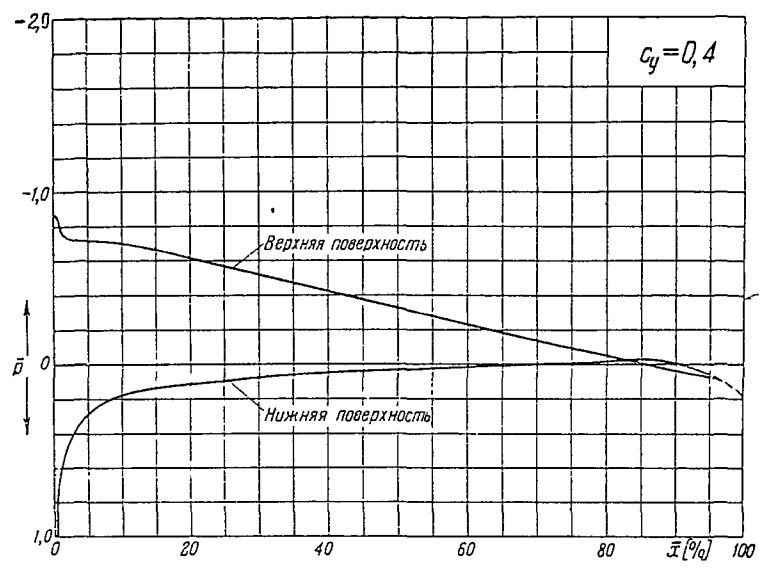
$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ - коэффициент давления.

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ - расстояние от передней кромки в долях хорды)



В



Распределение давления по профилю В-8%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

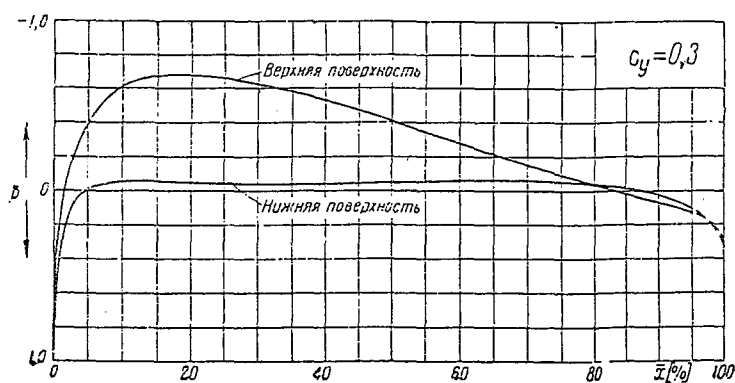
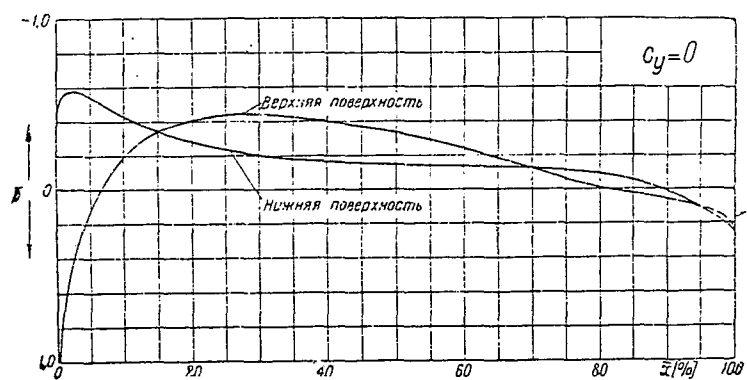
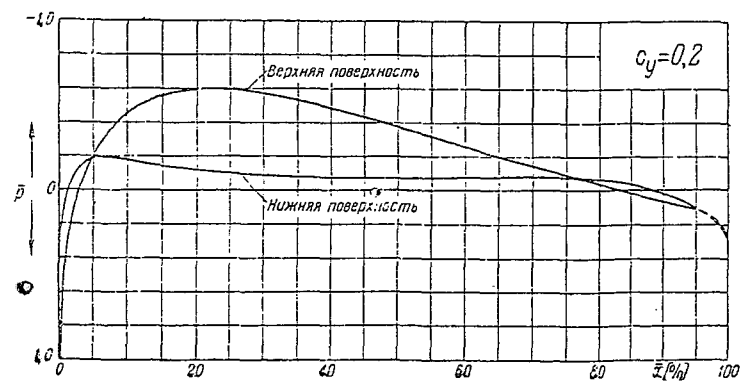
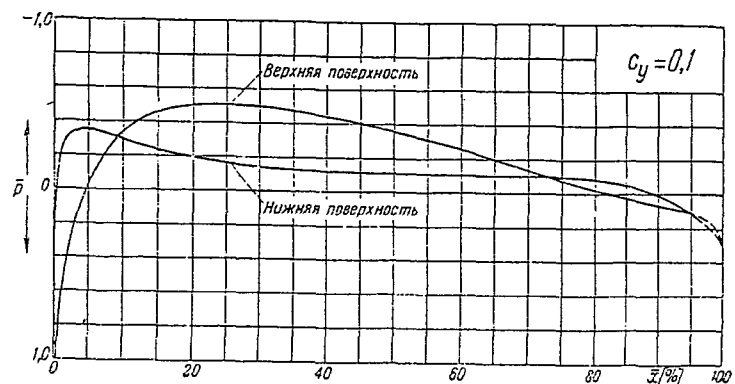
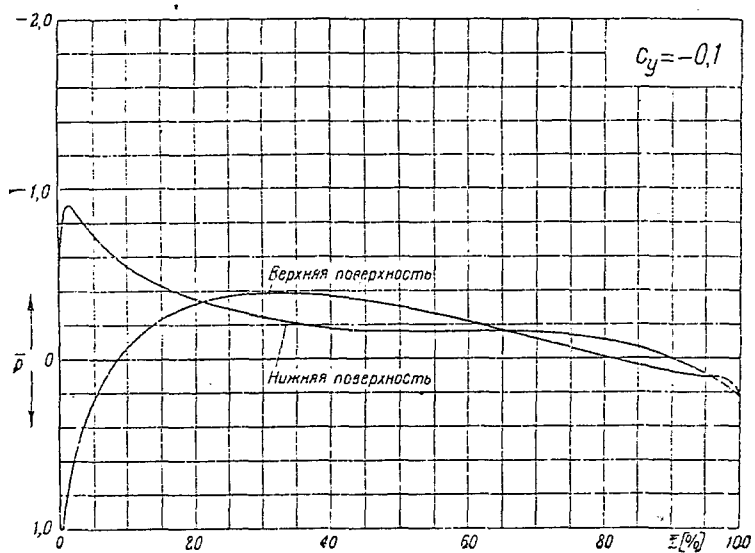
$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)

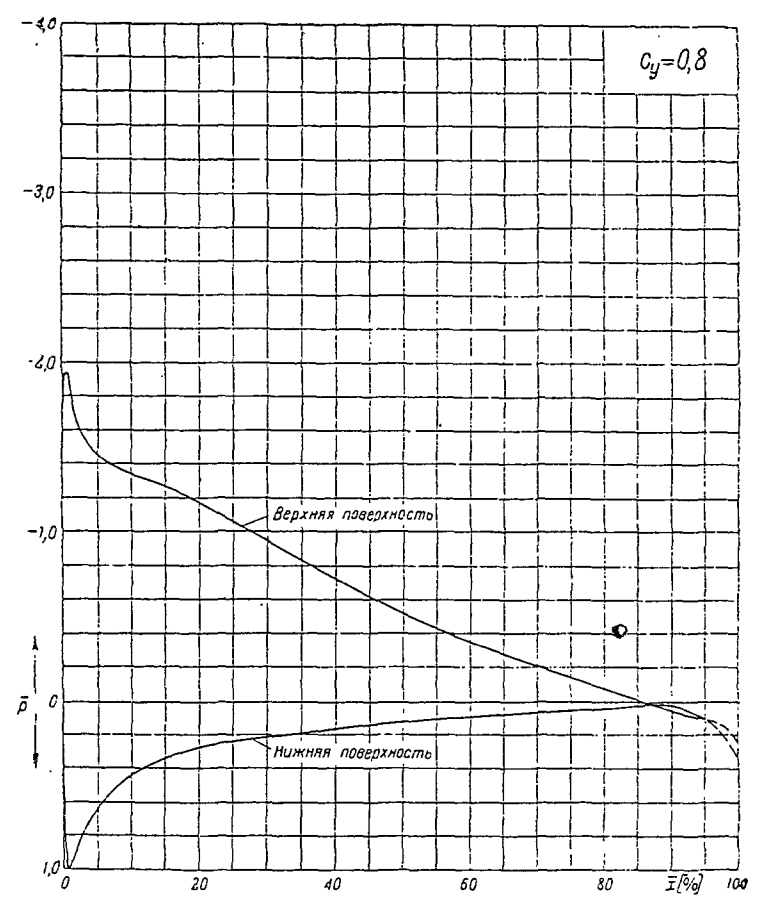
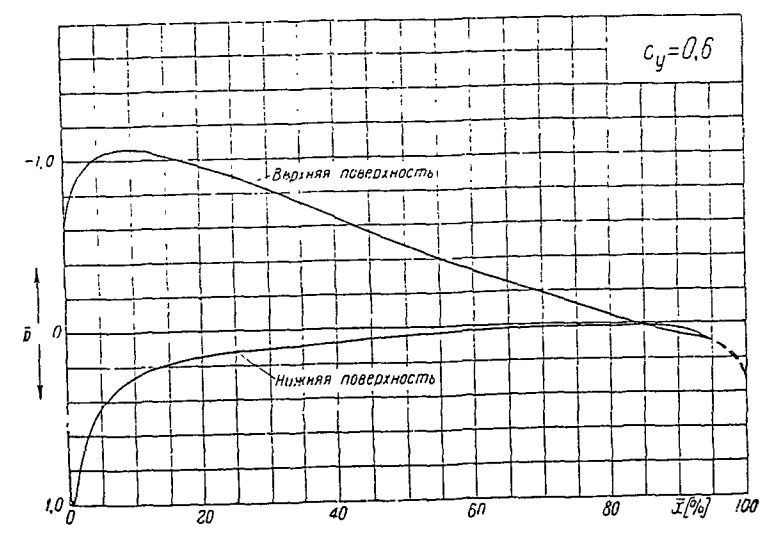
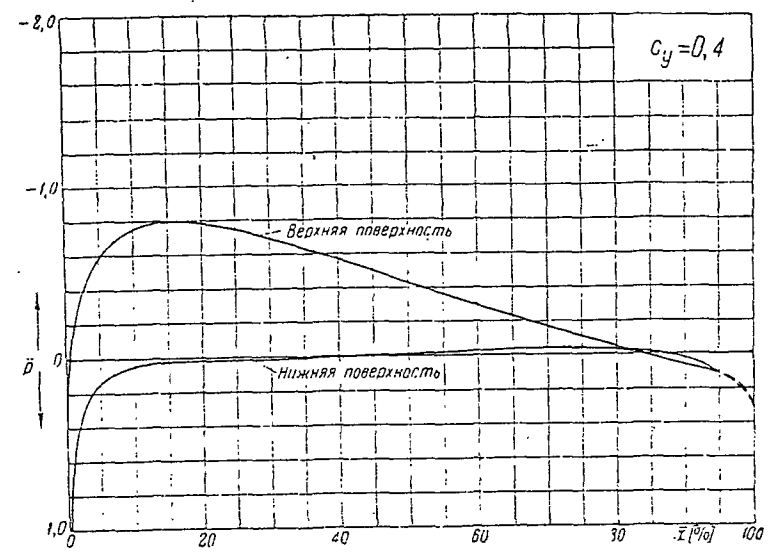
Распределение давления по профилю В-12%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

($\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления по профилю В-12%

$$p = f(\bar{x})$$

$$\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} \text{ — коэффициент давления,}$$

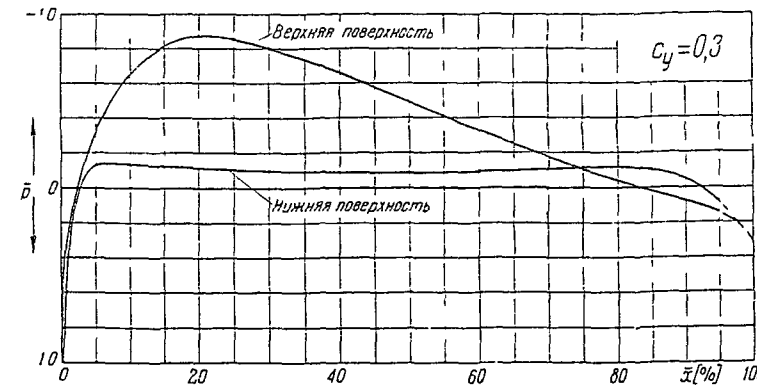
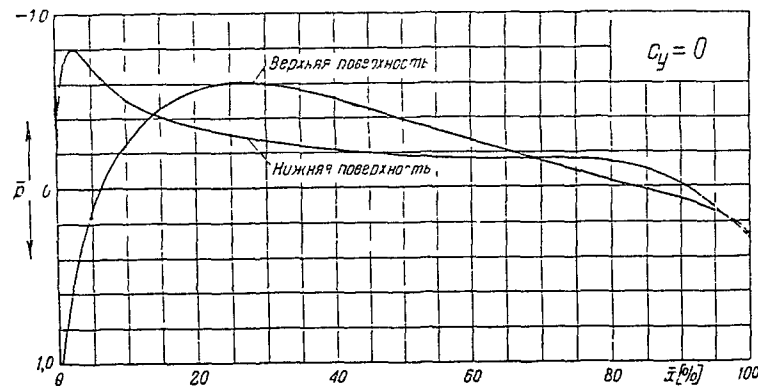
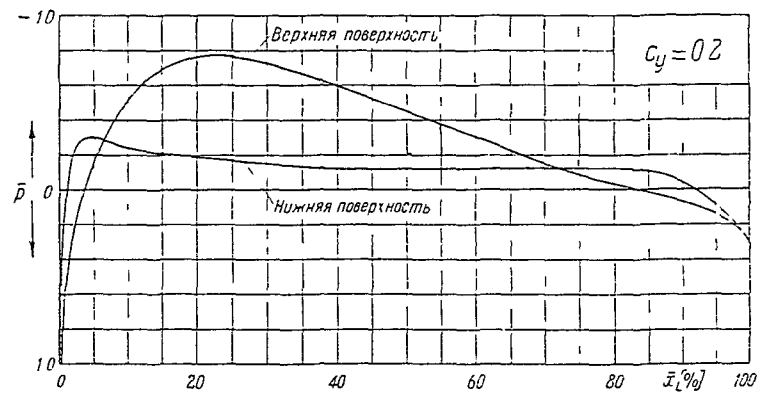
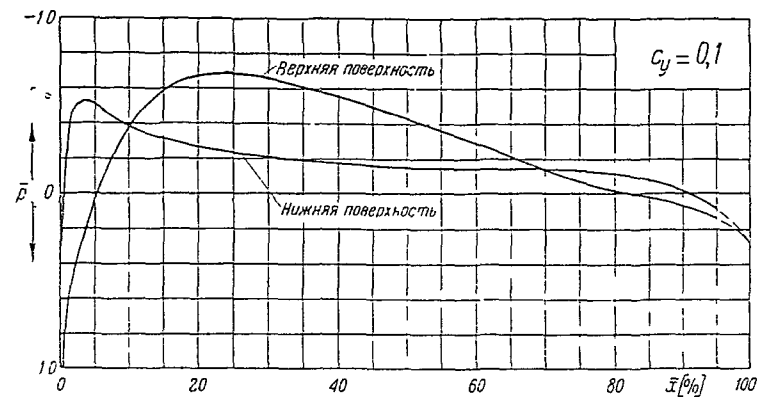
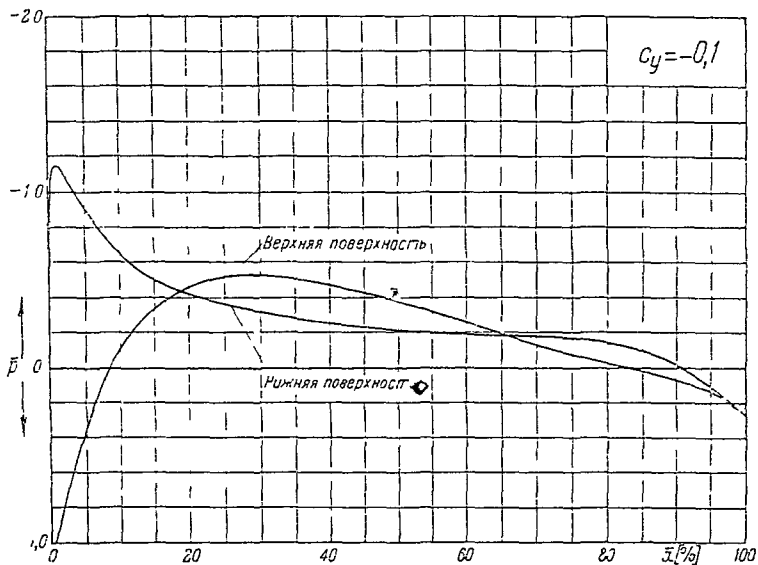
$$\bar{x} = \frac{x}{b} \text{ — расстояние от передней кромки в долях хорды)}$$

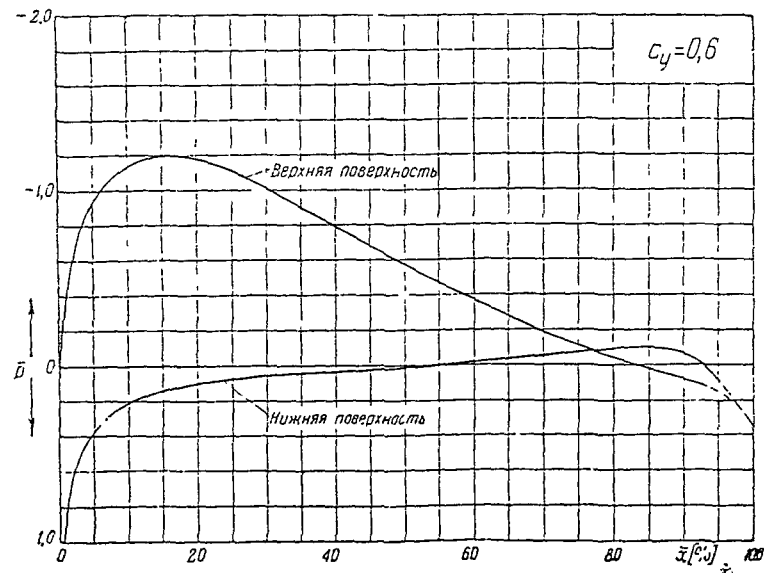
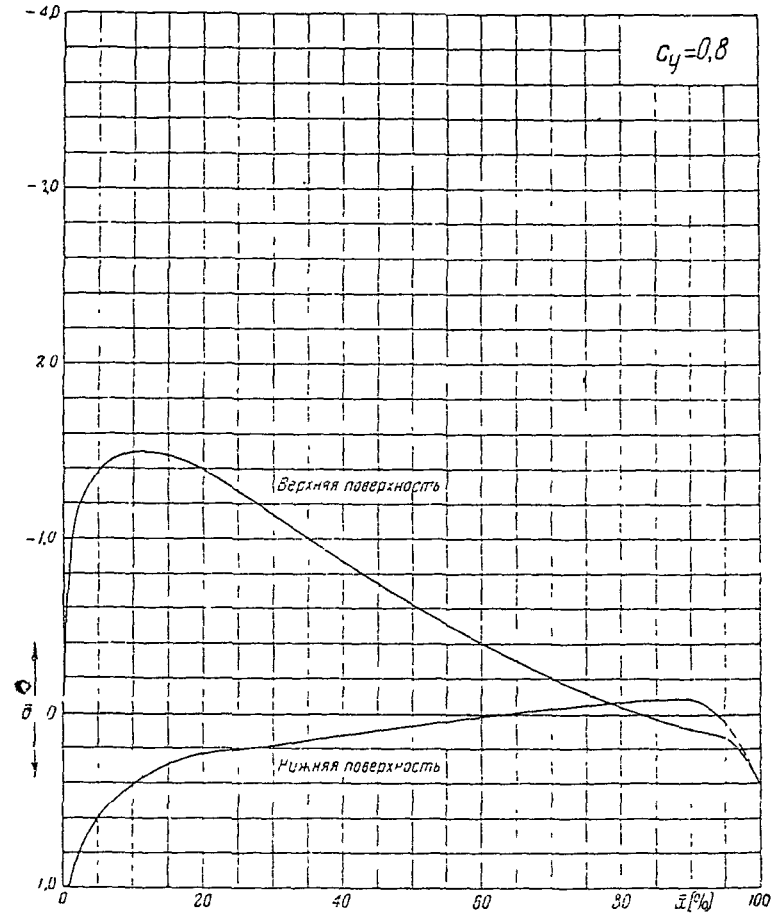
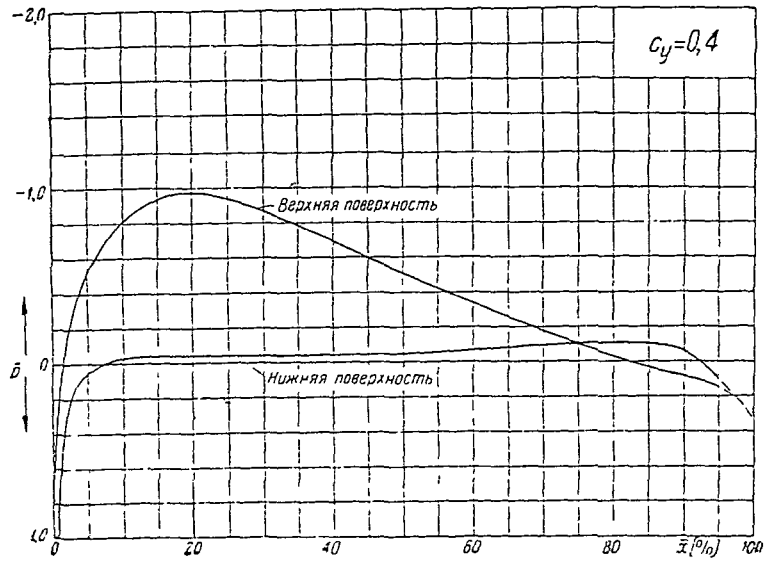
Распределение давления по профилю В-16%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(p = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления по профилю В-16⁰₁₀

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,780	0,600	0,220	-0,050	-0,390	-0,780	-1,910	-3,700
2,5	0,390	0,220	-0,010	-0,230	-0,475	-0,730	-1,350	-2,200
5,0	0,150	0,000	-0,180	-0,350	-0,550	-0,725	-1,090	-1,430
10,0	-0,070	-0,190	-0,325	-0,455	-0,580	-0,700	-0,950	-1,210
15,0	-0,160	-0,255	-0,370	-0,480	-0,565	-0,660	-0,850	-1,045
20,0	-0,205	-0,280	-0,380	-0,455	-0,530	-0,620	-0,760	-0,920
30,0	-0,230	-0,280	-0,345	-0,400	-0,450	-0,520	-0,610	-0,720
40,0	-0,215	-0,250	-0,280	-0,335	-0,370	-0,425	-0,490	-0,565
50,0	-0,190	-0,200	-0,230	-0,260	-0,285	-0,330	-0,380	-0,440
60,0	-0,120	-0,150	-0,170	-0,185	-0,200	-0,235	-0,280	-0,320
70,0	-0,060	-0,080	-0,090	-0,105	-0,110	-0,145	-0,175	-0,195
80,0	-0,010	-0,020	-0,020	-0,030	-0,040	-0,045	-0,070	-0,080
90,0	0,035	0,030	0,030	0,030	0,035	0,035	0,040	0,040
95,0	0,060	0,040	0,050	0,060	0,060	0,075	0,070	0,070

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-0,570	-0,310	-0,020	0,230	0,440	0,620	0,900	1,000
2,5	-0,600	-0,370	-0,155	0,080	0,240	0,430	0,710	0,920
5,0	-0,530	-0,350	-0,190	-0,010	0,130	0,280	0,540	0,720
10,0	-0,370	-0,250	-0,140	-0,040	0,070	0,180	0,380	0,540
15,0	-0,290	-0,210	-0,120	-0,035	0,055	0,140	0,290	0,450
20,0	-0,250	-0,185	-0,110	-0,030	0,040	0,120	0,240	0,380
30,0	-0,200	-0,140	-0,095	-0,030	0,020	0,080	0,180	0,280
40,0	-0,165	-0,110	-0,080	-0,030	0,010	0,050	0,140	0,220
50,0	-0,140	-0,095	-0,070	-0,030	0,000	0,030	0,105	0,180
60,0	-0,120	-0,085	-0,065	-0,030	-0,010	0,020	0,080	0,140
70,0	-0,110	-0,080	-0,060	-0,040	-0,020	0,000	0,050	0,100
80,0	-0,100	-0,080	-0,065	-0,055	-0,040	-0,020	0,020	0,050
90,0	-0,065	-0,030	-0,030	-0,030	-0,010	-0,010	0,010	0,025
95,0	0,020	0,030	0,040	0,040	0,050	0,060	0,070	0,070

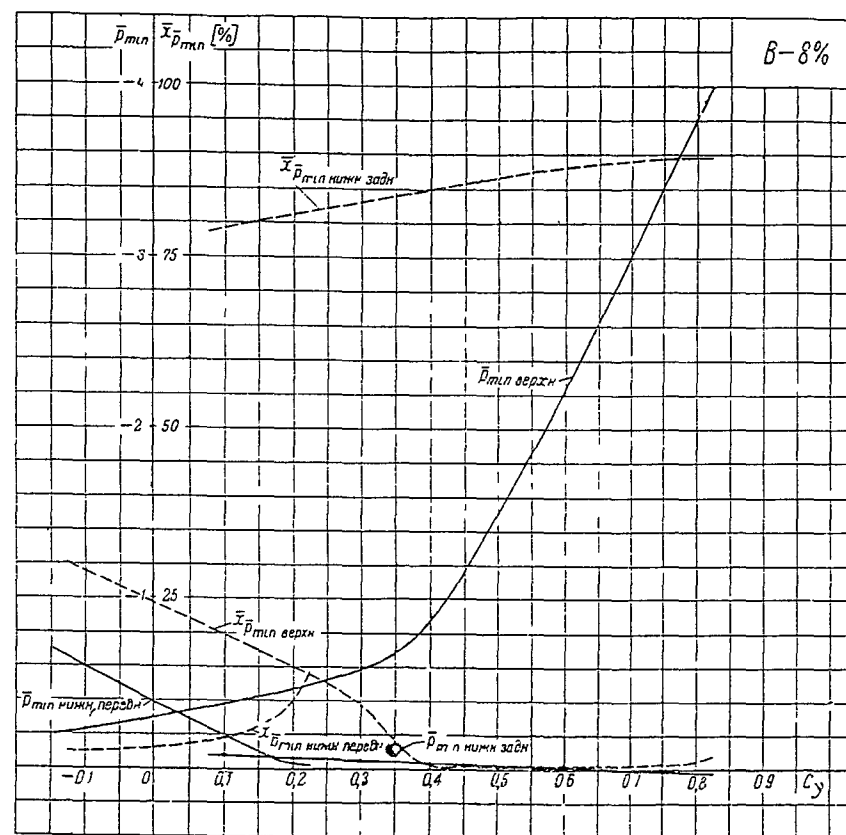


Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,235	-0,300	-0,380	-0,475	-0,585	-0,870	-1,510	-2,235	-3,800
\bar{p}_{\min} нижн передн	-0,600	-0,390	-0,195	-0,030	-	-	-	-	-
\bar{p}_{\min} нижн задн	-	-	-0,070	-0,060	-0,040	-0,030	-0,020	0	0,025
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	28,8	24,3	19,5	15,0	9,5	0,5	0,5	0,5	14
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн передн [%]	2,6	3,0	4,5	10,0	-	-	-	-	-
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн задн [%]	-	-	79,0	81,0	83,0	84,8	86,5	88,0	89,6

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,800	0,710	0,570	0,440	0,180	-0,150	-0,800	-1,800
2,5	0,530	0,410	0,260	0,080	-0,120	-0,390	-0,920	-1,600
5,0	0,235	0,130	-0,035	-0,205	-0,390	-0,590	-1,020	-1,455
10,0	-0,070	-0,190	-0,340	-0,455	-0,610	-0,750	-1,060	-1,350
15,0	-0,235	-0,340	-0,450	-0,560	-0,675	-0,790	-1,020	-1,270
20,0	-0,325	-0,410	-0,495	-0,590	-0,680	-0,780	-0,960	-1,180
30,0	-0,385	-0,440	-0,500	-0,570	-0,630	-0,690	-0,820	-0,950
40,0	-0,370	-0,405	-0,445	-0,490	-0,530	-0,570	-0,650	-0,725
50,0	-0,305	-0,330	-0,360	-0,380	-0,410	-0,425	-0,480	-0,520
60,0	-0,215	-0,235	-0,250	-0,260	-0,280	-0,290	-0,325	-0,355
70,0	-0,110	-0,130	-0,130	-0,140	-0,155	-0,165	-0,185	-0,210
80,0	-0,010	-0,015	-0,030	-0,030	-0,040	-0,045	-0,050	-0,075
90,0	0,075	0,065	0,070	0,070	0,070	0,065	0,060	0,060
95,0	0,105	0,110	0,110	0,120	0,130	0,110	0,100	0,105

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-0,900	-0,560	-0,230	0,080	0,450	0,600	0,920	0,990
2,5	-0,850	-0,580	-0,330	-0,110	0,110	0,300	0,650	0,820
5,0	-0,730	-0,540	-0,350	-0,180	-0,010	0,155	0,450	0,640
10,0	-0,550	-0,430	-0,295	-0,175	-0,055	0,050	0,270	0,440
15,0	-0,430	-0,350	-0,240	-0,145	-0,060	0,020	0,190	0,330
20,0	-0,350	-0,280	-0,200	-0,125	-0,050	0,020	0,150	0,270
30,0	-0,250	-0,200	-0,140	-0,090	-0,040	0,020	0,110	0,210
40,0	-0,180	-0,160	-0,120	-0,075	-0,040	0,000	0,080	0,160
50,0	-0,160	-0,145	-0,110	-0,075	-0,045	-0,015	0,055	0,125
60,0	-0,160	-0,140	-0,110	-0,085	-0,055	-0,030	0,030	0,095
70,0	-0,150	-0,130	-0,105	-0,085	-0,060	-0,035	0,015	0,070
80,0	-0,110	-0,095	-0,080	-0,070	-0,040	-0,030	0,010	0,040
90,0	0,000	0,010	0,015	0,020	0,020	0,020	0,030	0,030
95,0	0,095	0,110	0,110	0,110	0,100	0,110	0,100	0,110

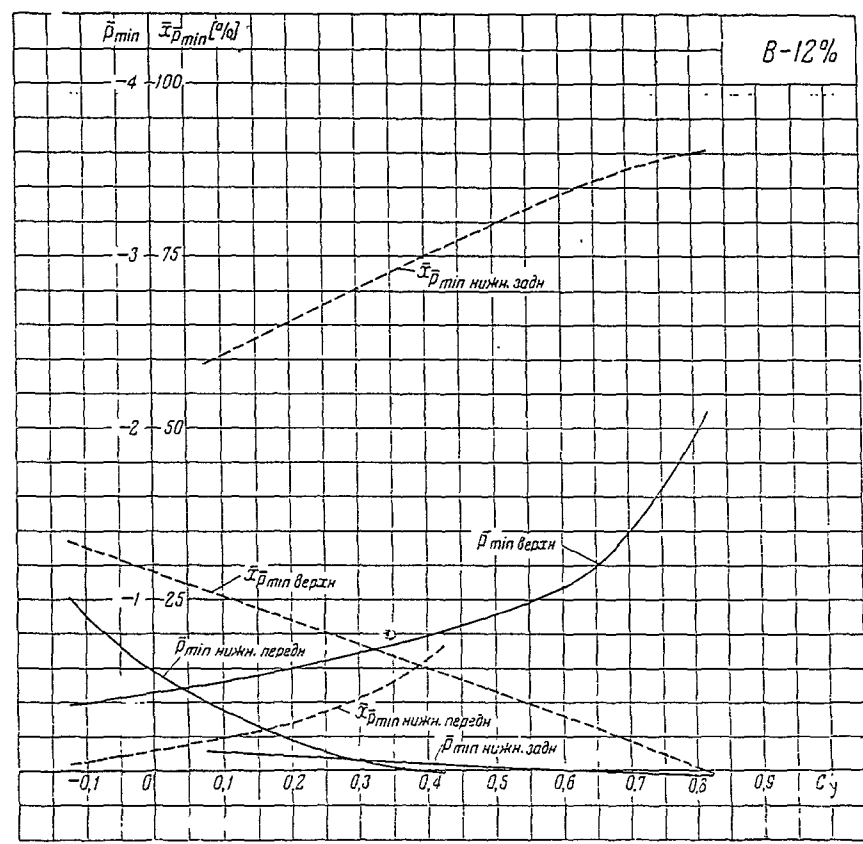


Таблица значений \bar{p}_{min} и $\bar{x}_{p_{min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{min} верхн	-0,395	-0,455	-0,520	-0,600	-0,690	-0,790	-0,910	-1,065	-1,940
\bar{p}_{min} нижн. передн	-0,905	-0,580	-0,360	-0,180	-0,060	0	—	—	—
\bar{p}_{min} нижн. задн	—	—	-0,110	-0,090	-0,065	-0,045	-0,020	0	0,020
$\bar{x}_{p_{min}}$ верхн [%]	32,5	29,0	25,6	22,0	18,5	15,0	11,5	8,0	0,5
$\bar{x}_{p_{min}}$ нижн. передн [%]	1,3	2,9	4,8	7,1	10,6	16,2	—	—	—
$\bar{x}_{p_{min}}$ нижн. задн [%]	—	—	60,5	65,5	70,3	75,0	79,5	84,0	90,0

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,920	0,800	0,640	0,500	0,260	0,100	-0,420	-0,900
2,5	0,680	0,480	0,360	0,170	-0,030	-0,250	-0,710	-1,220
5,0	0,350	0,130	0,030	-0,140	-0,310	-0,530	-0,940	-1,400
10,0	-0,100	-0,255	-0,380	-0,520	-0,660	-0,810	-1,140	-1,495
15,0	-0,340	-0,450	-0,580	-0,690	-0,810	-0,940	-1,200	-1,480
20,0	-0,455	-0,555	-0,670	-0,760	-0,870	-0,970	-1,175	-1,390
30,0	-0,525	-0,600	-0,660	-0,735	-0,805	-0,870	-1,015	-1,140
40,0	-0,470	-0,515	-0,555	-0,600	-0,660	-0,690	-0,795	-0,870
50,0	-0,370	-0,390	-0,430	-0,455	-0,490	-0,505	-0,570	-0,630
60,0	-0,260	-0,270	-0,280	-0,305	-0,330	-0,335	-0,365	-0,410
70,0	-0,130	-0,140	-0,140	-0,150	-0,170	-0,180	-0,185	-0,210
80,0	-0,030	-0,030	-0,025	-0,025	-0,035	-0,035	-0,040	-0,040
90,0	0,070	0,070	0,070	0,070	0,080	0,080	0,080	0,090
95,0	0,140	0,140	0,140	0,140	0,150	0,150	0,145	0,140

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,150	-0,680	-0,280	0,100	0,400	0,600	0,800	0,980
2,5	-1,070	-0,800	-0,520	-0,250	0,010	0,190	0,540	0,790
5,0	-0,910	-0,700	-0,510	-0,300	-0,130	0,050	0,370	0,600
10,0	-0,650	-0,510	-0,380	-0,245	-0,135	-0,030	0,210	0,400
15,0	-0,500	-0,415	-0,315	-0,210	-0,125	-0,040	0,140	0,290
20,0	-0,420	-0,350	-0,270	-0,190	-0,115	-0,045	0,095	0,230
30,0	-0,320	-0,270	-0,210	-0,150	-0,095	-0,045	0,050	0,180
40,0	-0,255	-0,215	-0,175	-0,125	-0,090	-0,040	0,035	0,130
50,0	-0,215	-0,180	-0,150	-0,120	-0,080	-0,050	0,010	0,080
60,0	-0,190	-0,165	-0,140	-0,115	-0,095	-0,065	-0,020	0,020
70,0	-0,180	-0,160	-0,140	-0,115	-0,110	-0,095	-0,055	-0,035
80,0	-0,145	-0,140	-0,115	-0,115	-0,120	-0,110	-0,090	-0,070
90,0	-0,025	-0,020	-0,020	-0,040	-0,050	-0,060	-0,070	-0,085
95,0	0,100	0,110	0,090	0,085	0,090	0,100	0,080	0,050

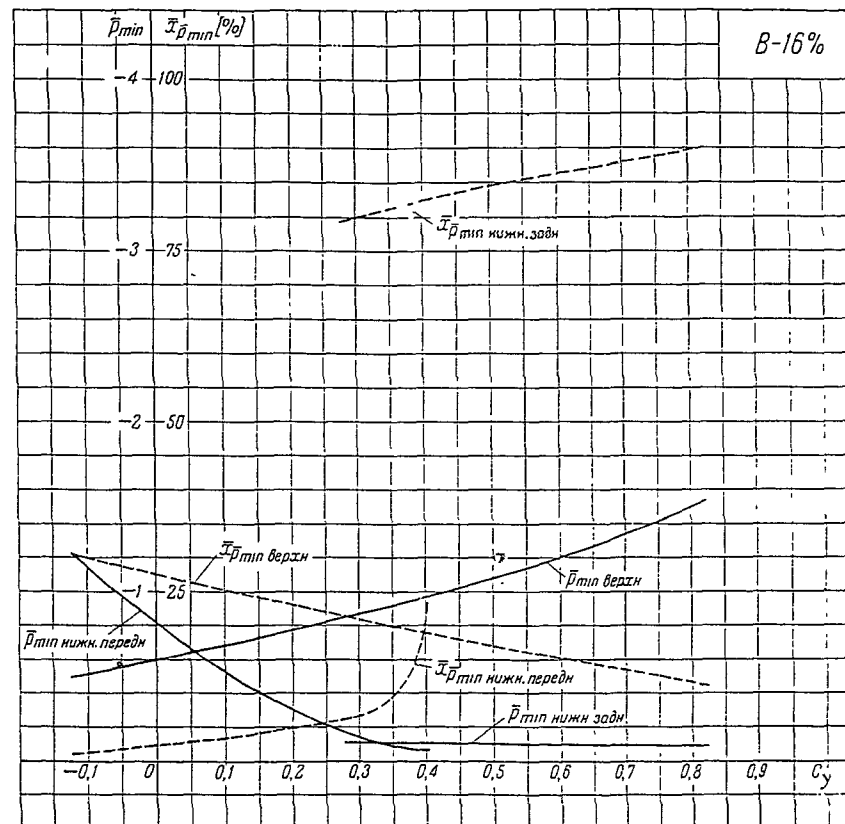


Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,520	-0,600	-0,690	-0,780	-0,875	-0,970	-1,08	-1,205	-1,500
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-1,145	-0,815	-0,530	-0,300	-0,140	-0,060	—	—	—
\bar{p}_{\min} нижн. задн	—	—	—	—	-0,110	-0,105	-0,10	-0,10	-0,095
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	30,0	27,6	25,3	23,2	21,0	19,0	17,0	15,0	11,70
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. передн [%]	1,2	2,4	3,5	5,0	6,6	20,0	—	—	—
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. задн [%]	—	—	—	—	80,0	82,5	84,4	86,2	89,5

Таблица значений \bar{p} профиля В-12% при больших значениях s

[x] %	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 0,930$	$c_y = 1,000$	$c_y = 1,040$	$c_y = 0,845$
1,0	-3,200	-3,500	-4,500	-3,900
2,5	-2,200	-2,440	-2,650	-2,360
5,0	-1,740	-2,010	-2,260	-1,880
10,0	-1,510	-1,690	-1,800	-1,440
15,0	-1,350	-1,470	-1,540	-1,100
20,0	-1,210	-1,300	-1,320	-0,710
30,0	-0,950	-1,020	-0,940	-0,330
40,0	-0,730	-0,770	-0,590	-0,295
50,0	-0,530	-0,530	-0,360	-0,335
60,0	-0,345	-0,320	-0,260	-0,355
70,0	-0,210	-0,190	-0,215	-0,380
80,0	-0,090	-0,080	-0,190	-0,370
85,0	-0,040	-0,040	-0,160	-0,355
90,0	0,010	0,000	-0,165	-0,330
95,0	0,060	0,045	-0,145	-0,300

[x] %	НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	1,0	0,990	0,990	0,980
2,5	0,890	0,970	0,980	0,660
5,0	0,720	0,810	0,870	0,580
10,0	0,535	0,630	0,690	0,700
15,0	0,420	0,510	0,570	0,570
20,0	0,350	0,450	0,480	0,475
30,0	0,250	0,350	0,370	0,350
40,0	0,200	0,255	0,290	0,270
50,0	0,150	0,190	0,210	0,200
60,0	0,110	0,135	0,140	0,110
70,0	0,080	0,075	0,060	0,020
80,0	0,075	0,040	0,020	-0,065
85,0	0,080	0,060	-0,020	-0,120
90,0	0,085	0,030	-0,030	-0,160
95,0	0,100	0,045	-0,030	-0,205

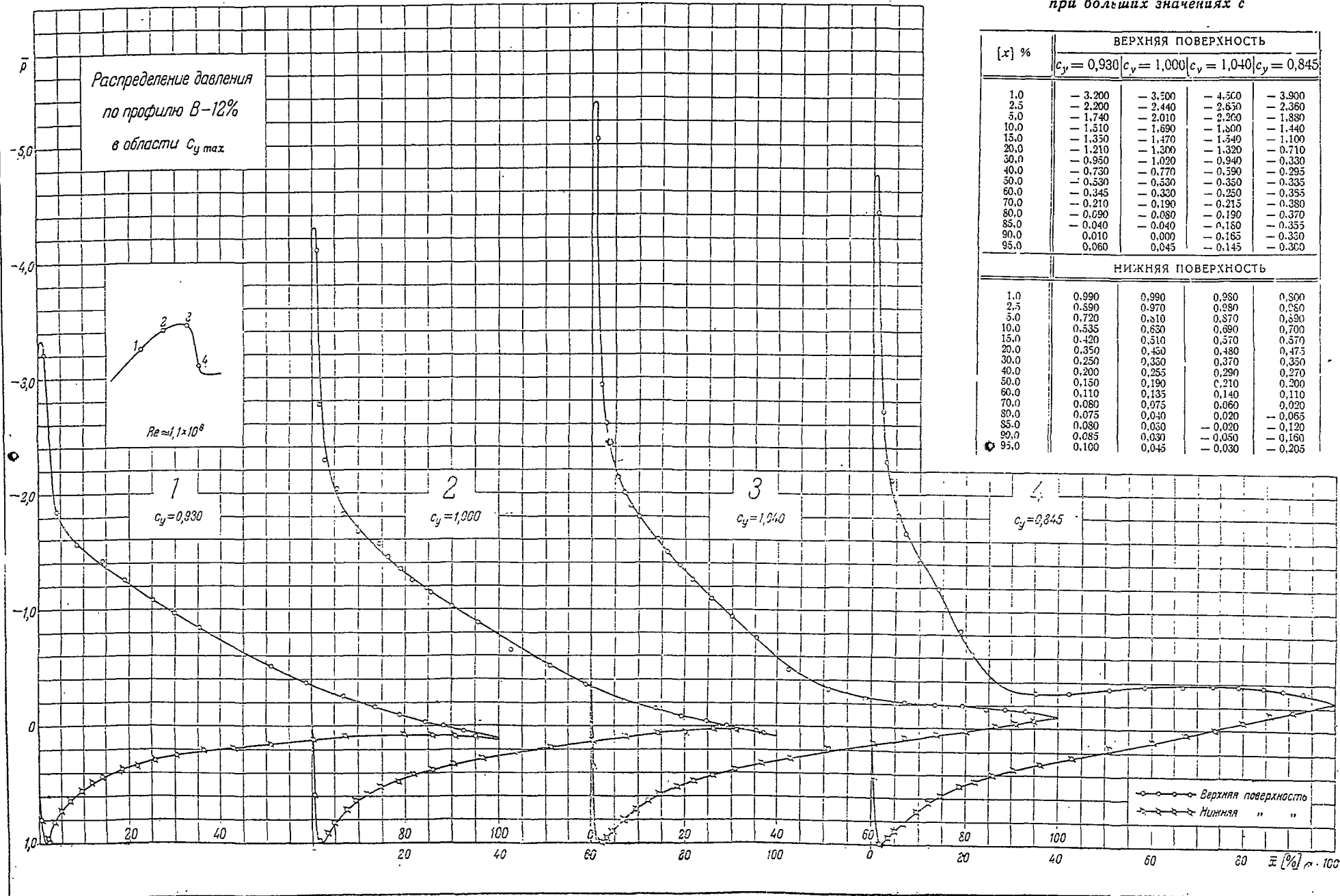


Таблица значений \bar{r} профиля В.—16% при больших значениях c_y

\bar{x} [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 0,870$	$c_y = 1,030$	$c_y = 1,110$	$c_y = 0,870$	$c_y = 0,870$	$c_y = 1,030$	$c_y = 1,110$	$c_y = 0,870$
1,0	-1,580	-2,370	-2,920	-3,040	0,970	0,990	0,980	0,940
2,5	-1,615	-2,070	-2,540	-2,460	0,980	0,810	1,000	1,000
5,0	-1,640	-1,970	-2,310	-2,155	0,650	0,640	0,870	0,890
10,0	-1,625	-1,860	-2,060	-1,900	0,435	0,455	0,660	0,680
15,0	-1,560	-1,750	-1,880	-1,580	0,350	0,365	0,530	0,550
20,0	-1,455	-1,610	-1,710	-1,210	0,290	0,310	0,435	0,455
30,0	-1,190	-1,280	-1,350	-0,570	0,195	0,210	0,315	0,325
40,0	-0,905	-0,955	-0,990	-0,290	0,125	0,125	0,230	0,220
50,0	-0,635	-0,735	-0,665	-0,295	0,070	0,065	0,165	0,130
60,0	-0,390	-0,550	-0,390	-0,315	0,030	0,035	0,110	0,035
70,0	-0,205	-0,350	-0,175	-0,340	-0,005	0,020	0,055	-0,050
80,0	-0,045	-0,145	-0,045	-0,335	-0,030	0,015	0,030	-0,140
85,0	0,030	-0,055	0,000	-0,325	-0,040	0,030	0,035	-0,180
90,0	0,095	0,020	0,035	-0,315	-0,040	0,050	0,045	-0,220
95,0	0,140	0,090	0,055	-0,305	0,000	0,105	0,055	-0,260

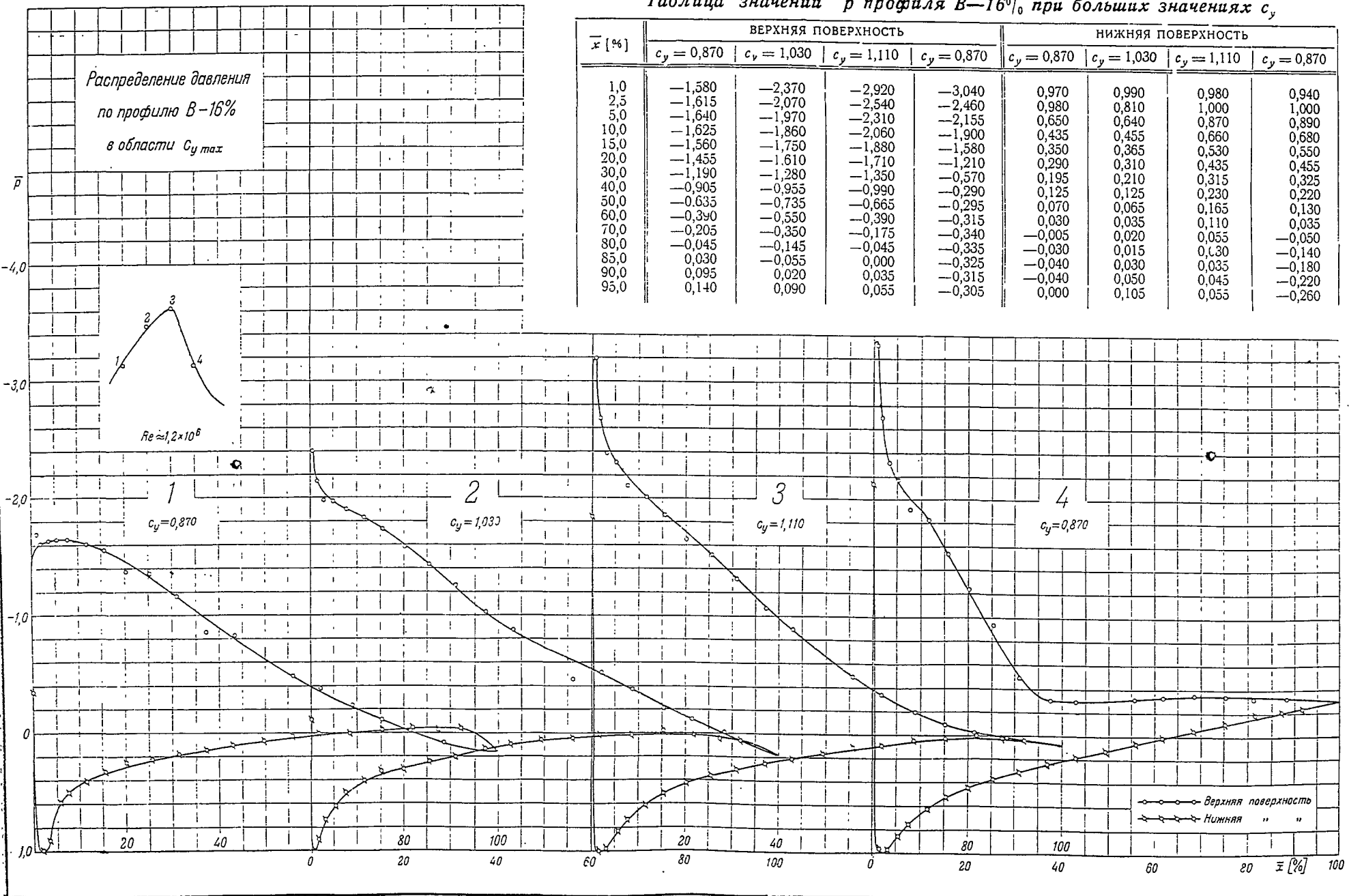
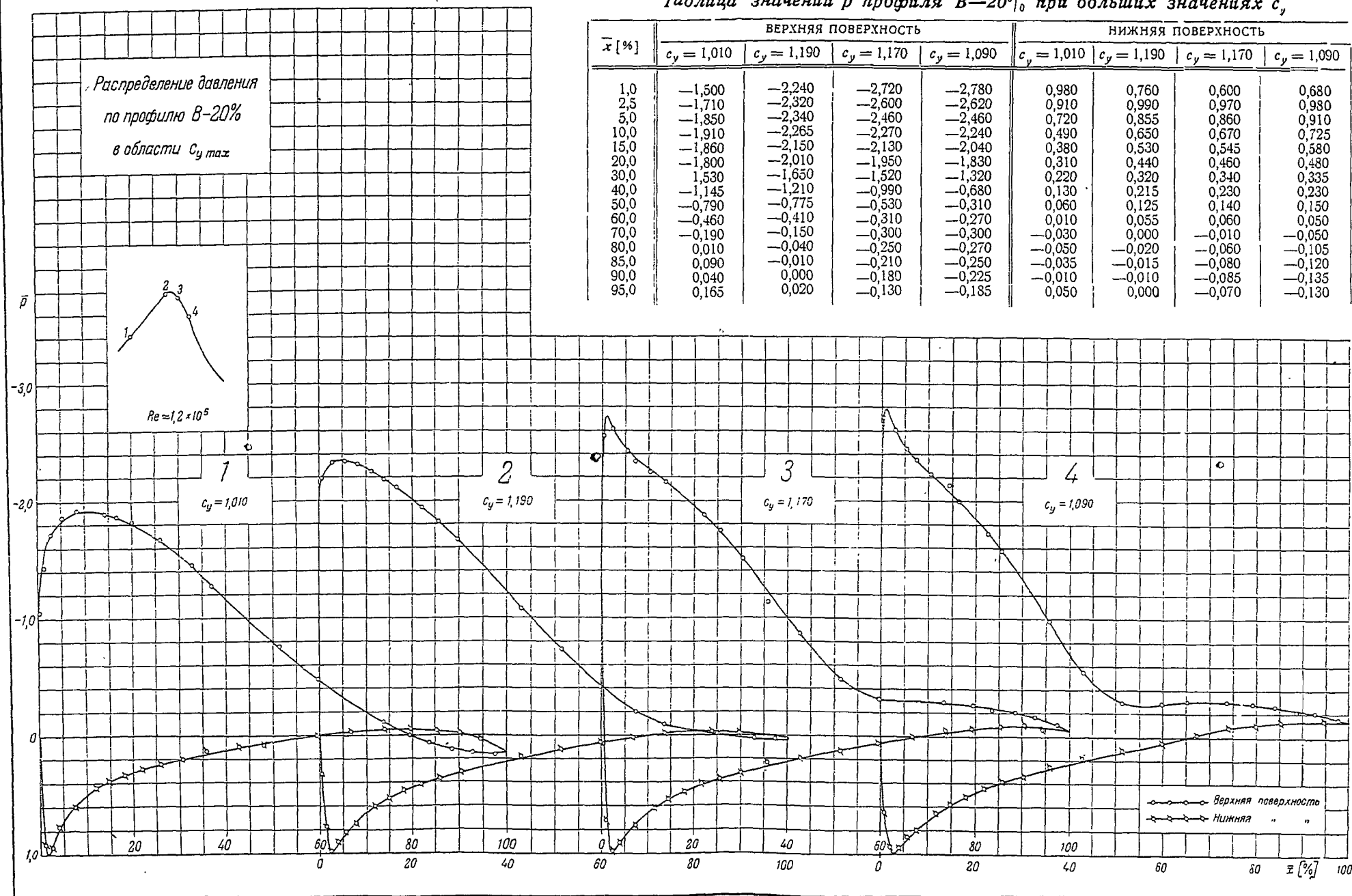
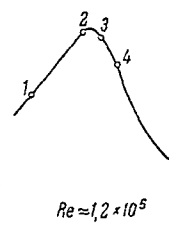


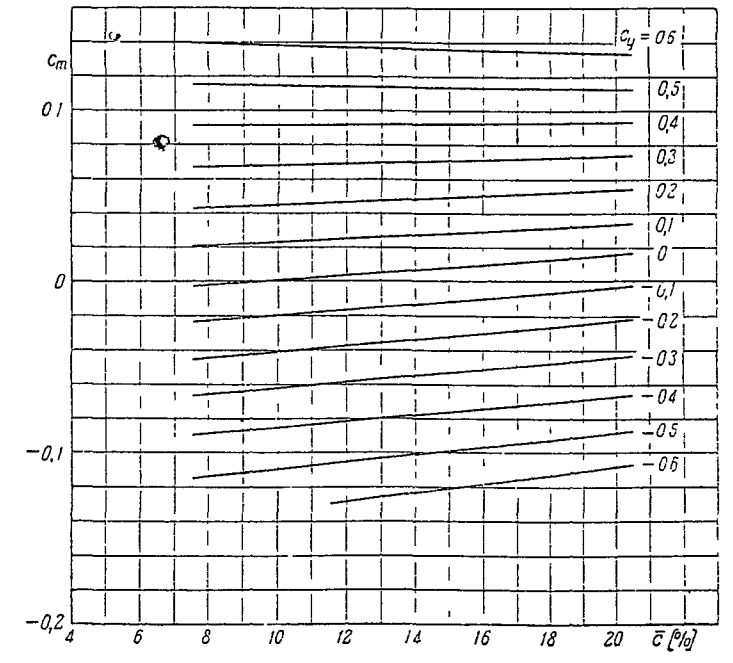
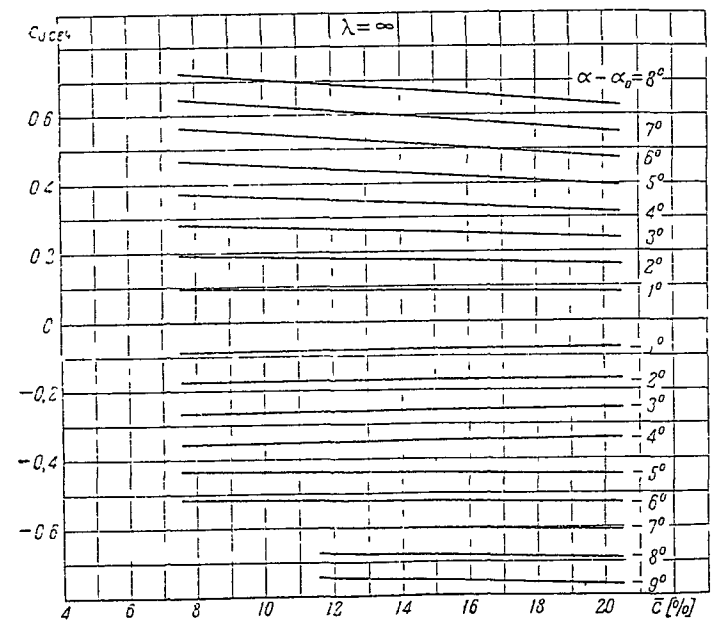
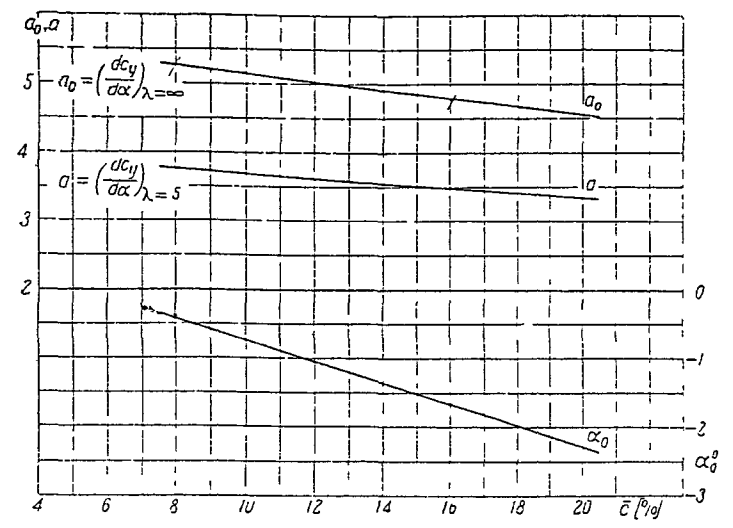
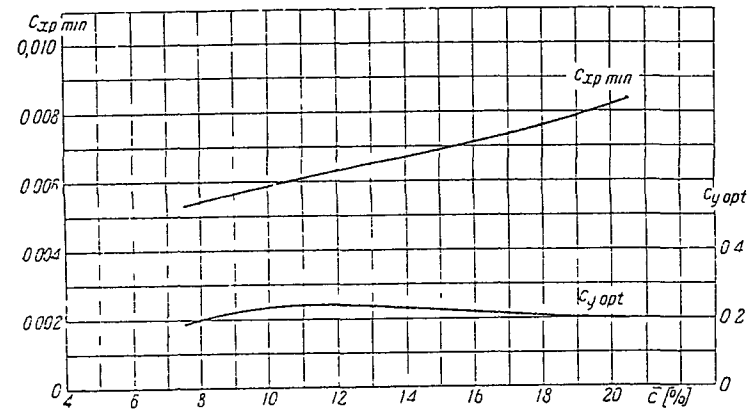
Таблица значений \bar{p} профиля В-20% при больших значениях c_y

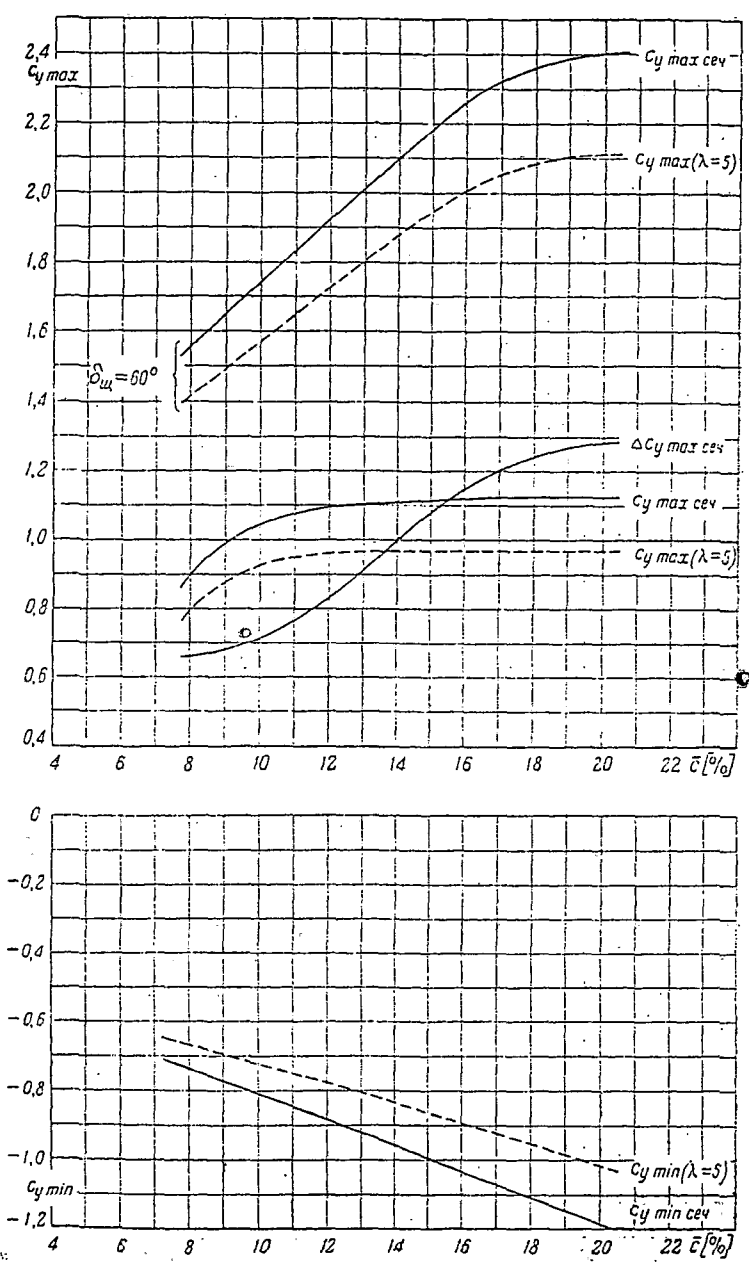
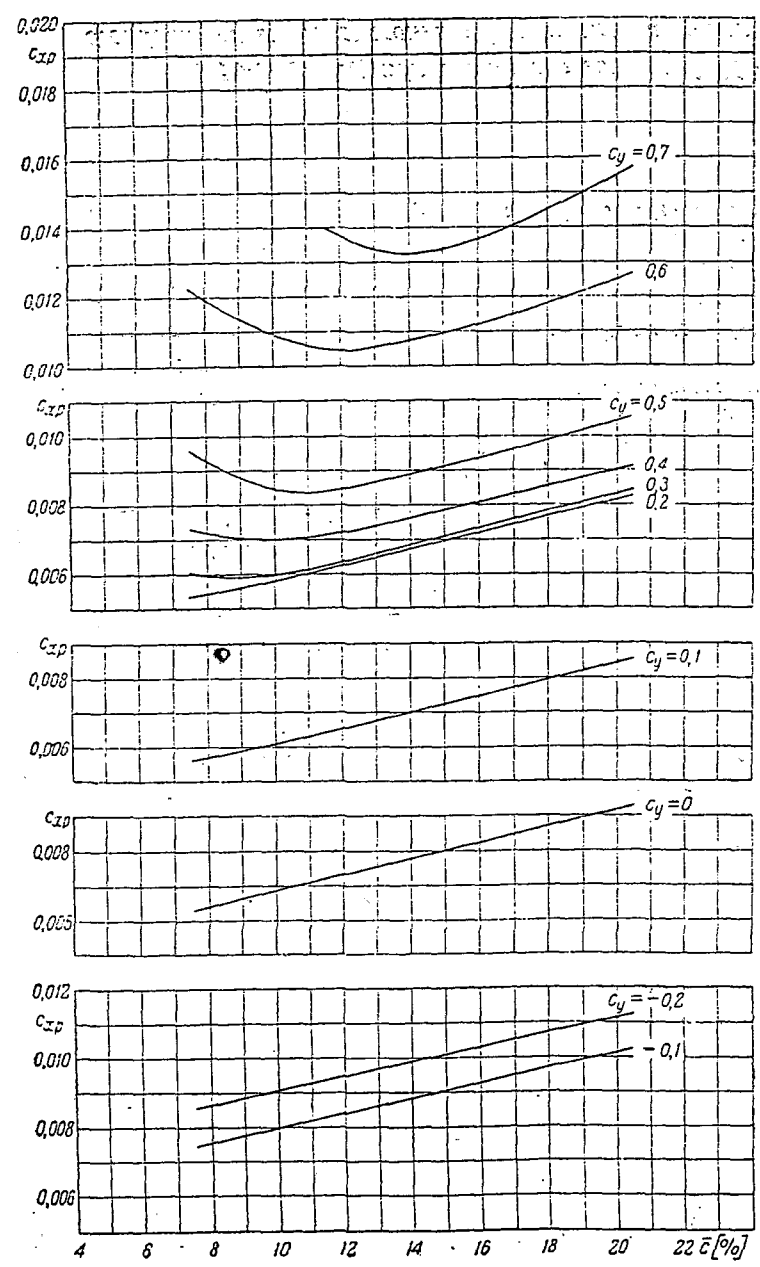
\bar{x} [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 1,010$	$c_y = 1,190$	$c_y = 1,170$	$c_y = 1,090$	$c_y = 1,010$	$c_y = 1,190$	$c_y = 1,170$	$c_y = 1,090$
1,0	-1,500	-2,240	-2,720	-2,780	0,980	0,760	0,600	0,680
2,5	-1,710	-2,320	-2,600	-2,620	0,910	0,990	0,970	0,980
5,0	-1,850	-2,340	-2,460	-2,460	0,720	0,855	0,860	0,910
10,0	-1,910	-2,265	-2,270	-2,240	0,490	0,650	0,670	0,725
15,0	-1,860	-2,150	-2,130	-2,040	0,380	0,530	0,545	0,580
20,0	-1,800	-2,010	-1,950	-1,830	0,310	0,440	0,460	0,480
30,0	1,530	-1,650	-1,520	-1,320	0,220	0,320	0,340	0,335
40,0	-1,145	-1,210	-0,990	-0,680	0,130	0,215	0,230	0,230
50,0	-0,790	-0,775	-0,530	-0,310	0,060	0,125	0,140	0,150
60,0	-0,460	-0,410	-0,310	-0,270	0,010	0,055	0,060	0,050
70,0	-0,190	-0,150	-0,300	-0,300	-0,030	0,000	-0,010	-0,050
80,0	0,010	-0,040	-0,250	-0,270	-0,050	-0,020	-0,060	-0,105
85,0	0,090	-0,010	-0,210	-0,250	-0,035	-0,015	-0,080	-0,120
90,0	0,040	0,000	-0,180	-0,225	-0,010	-0,010	-0,085	-0,135
95,0	0,165	0,020	-0,130	-0,185	0,050	0,000	-0,070	-0,130

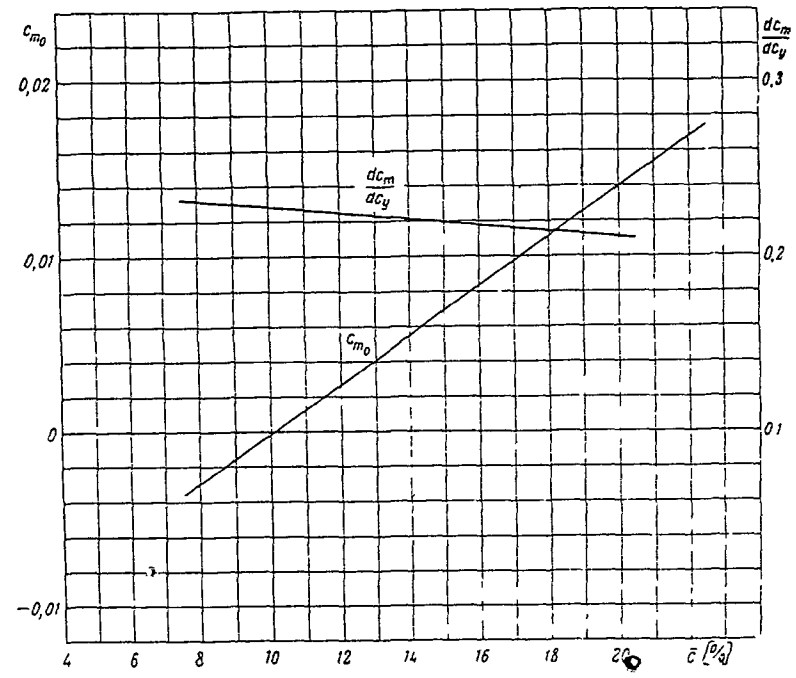
Распределение давления по профилю В-20% в области $c_y \text{ max}$



Сводные диаграммы
 $Re \approx 1,7 \times 10^6$

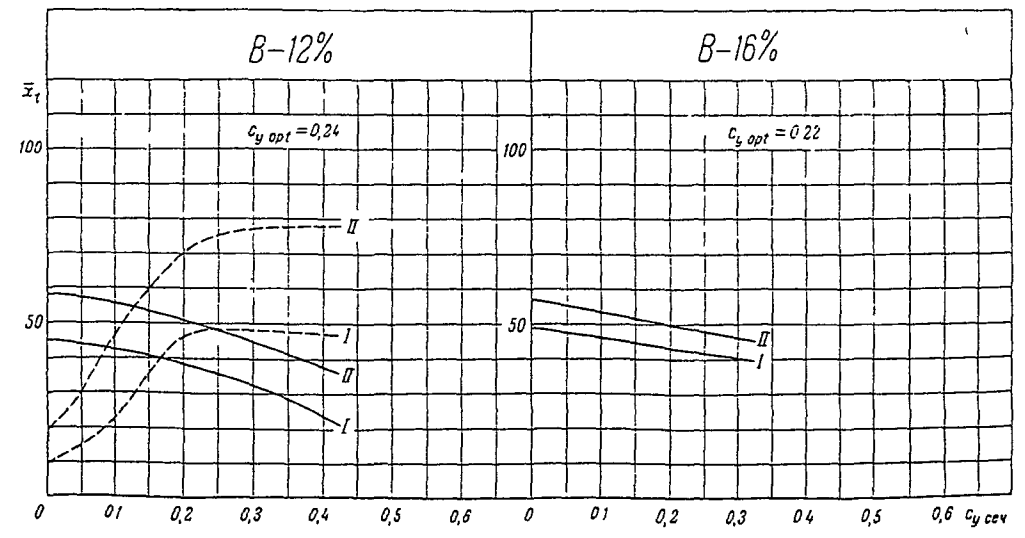
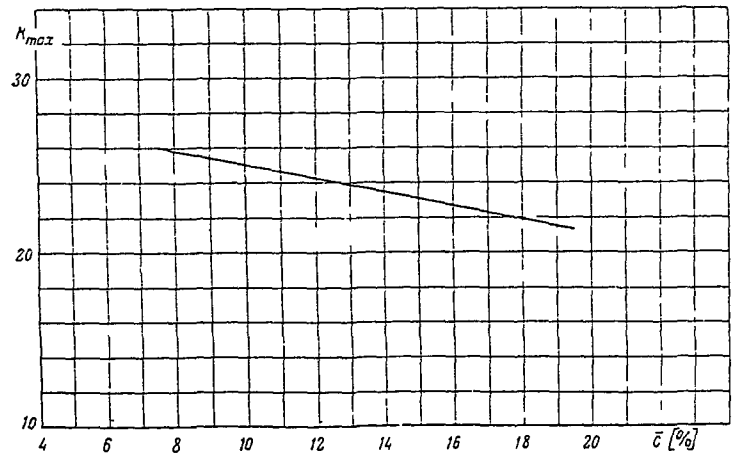
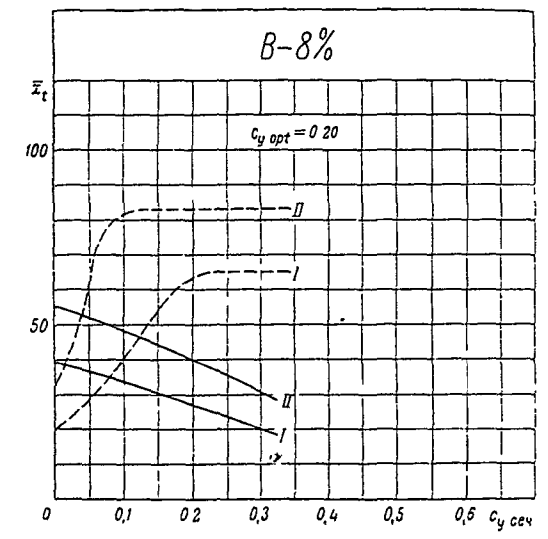




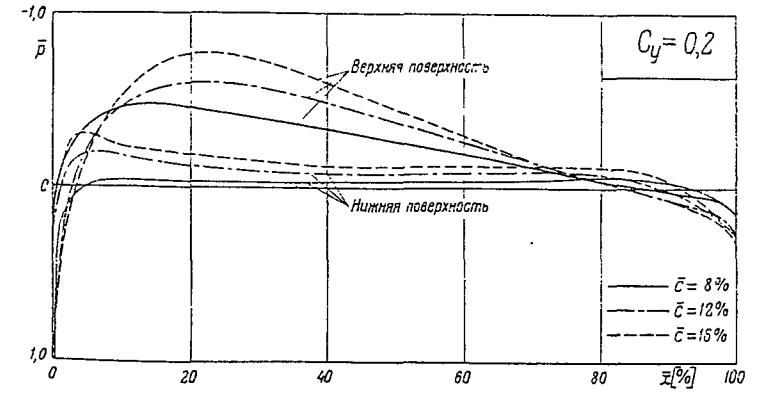
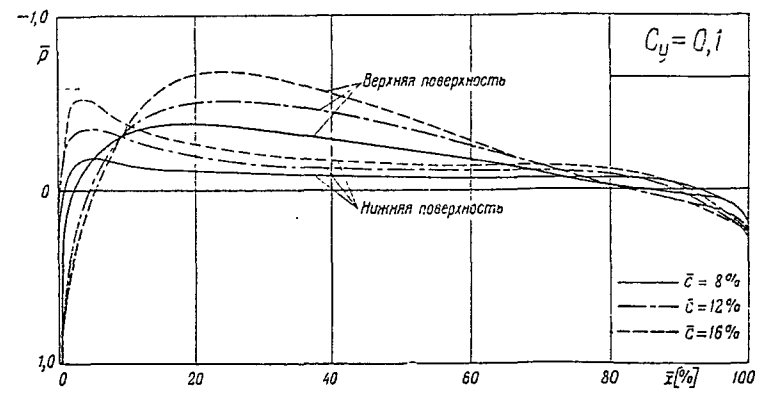
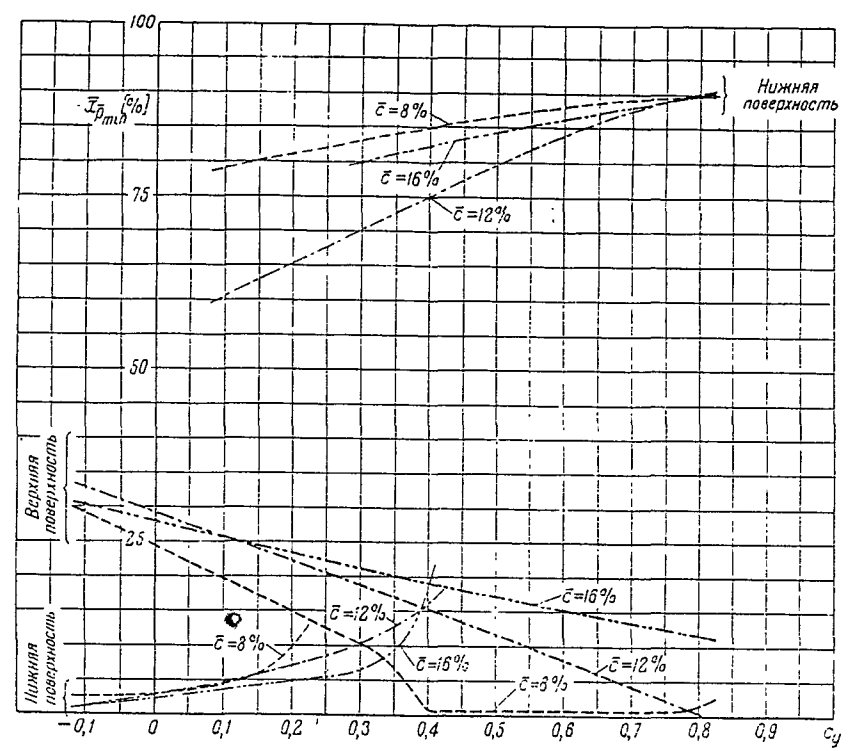
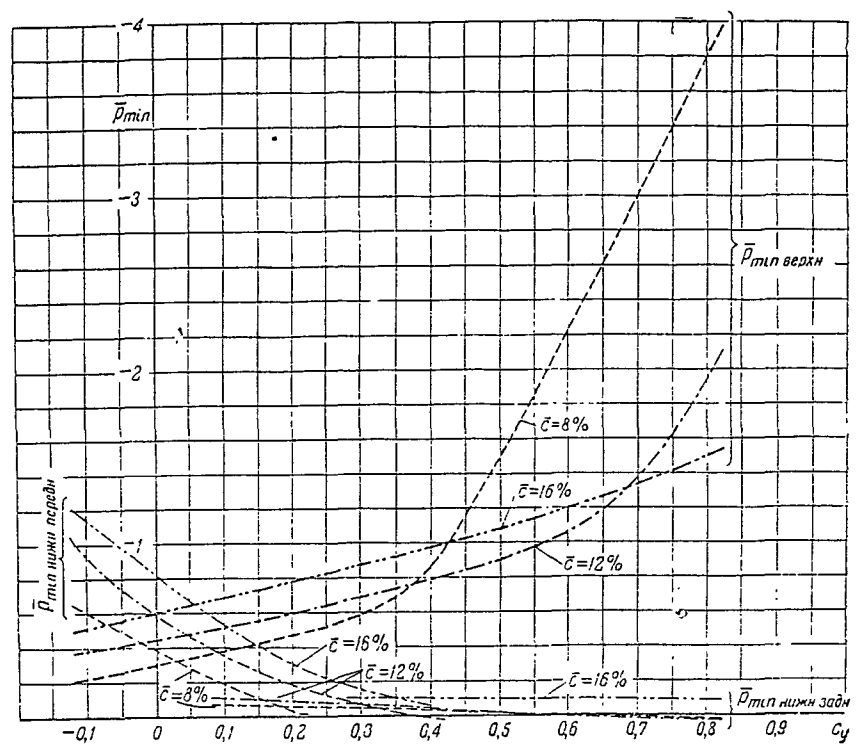


Границы области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние при $Re \approx 1,7 \times 10^6$

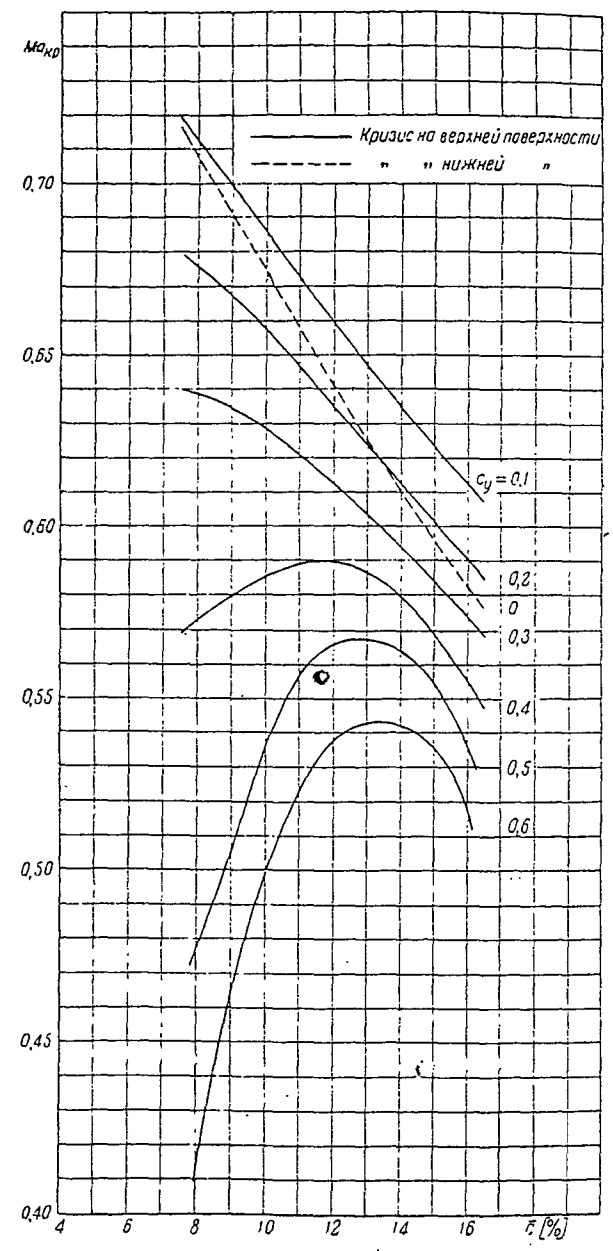
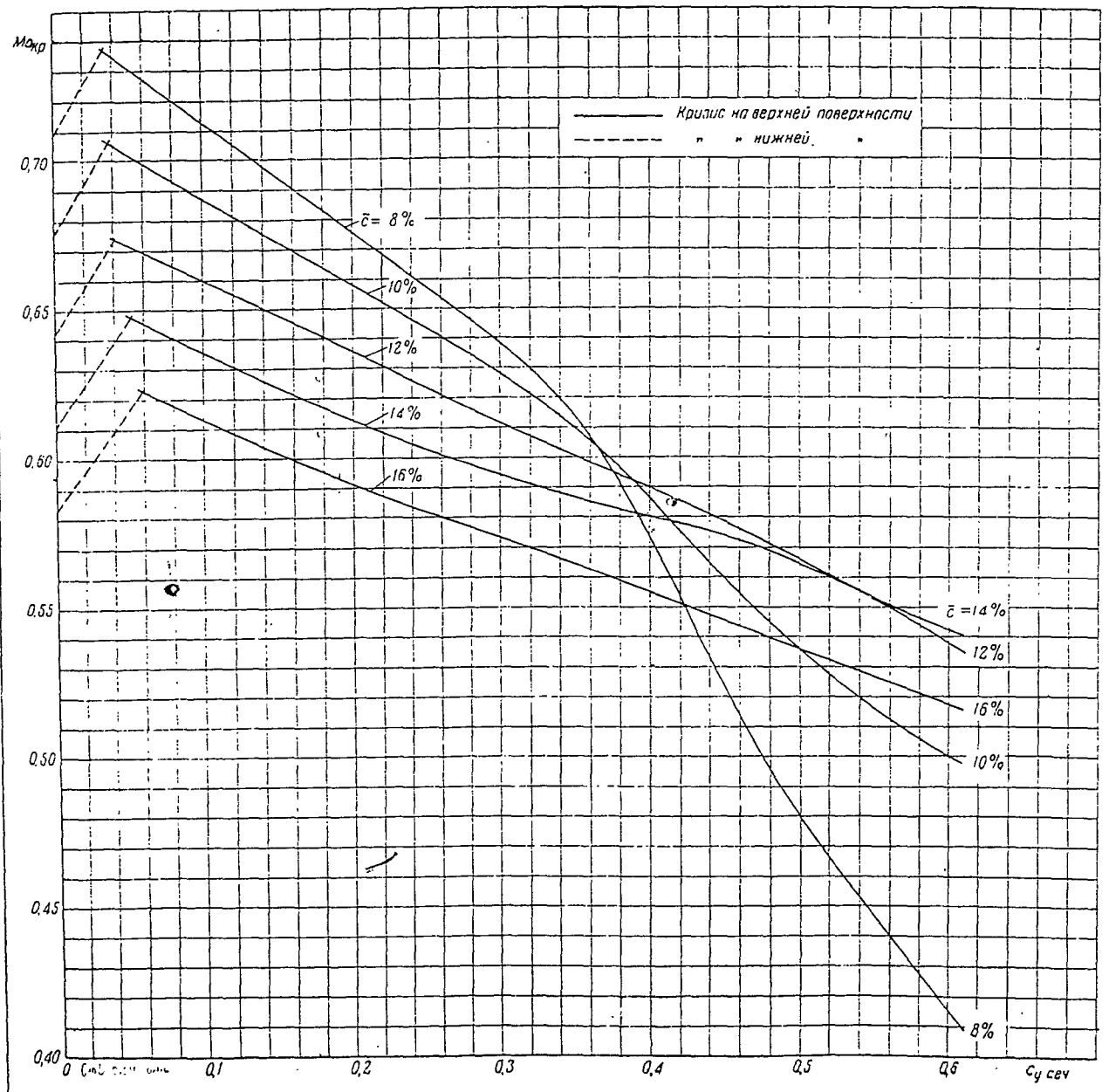
- \bar{x}_t — расстояние от передней кромки в процентах хорды
- I — начало перехода
- II — конец перехода
- область перехода на верхней поверхности
- - область перехода на нижней поверхности



Серия В

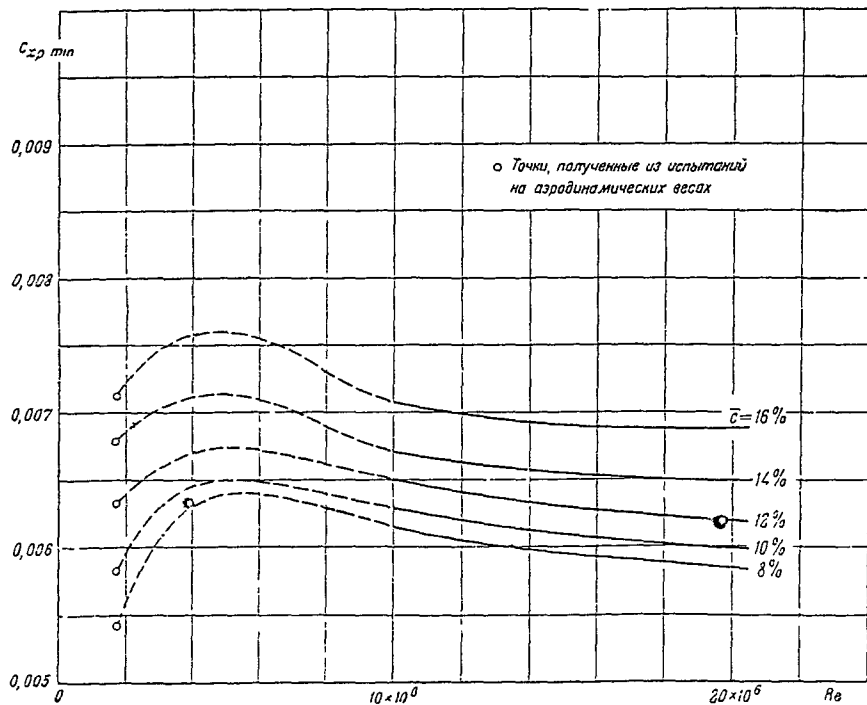


Серия В



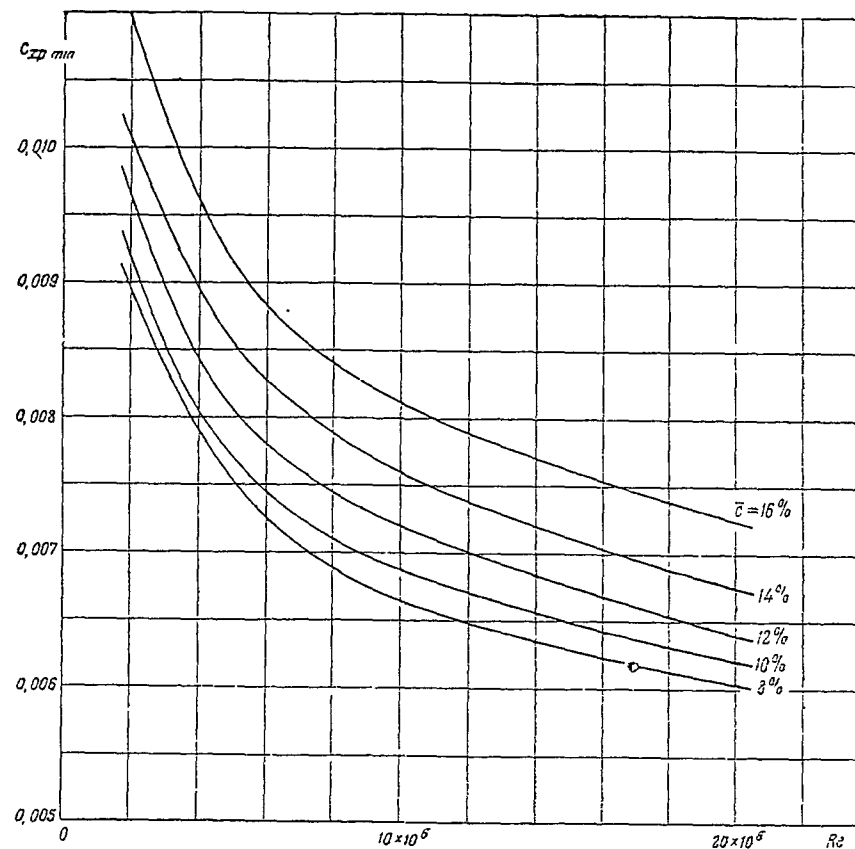
Расчетные графики для определения минимальных значений коэффициента профильного сопротивления на больших числах Рейнольдса

Первый вариант расчета (основной)



\bar{c} \ Re	8%	10%	12%	14%	16%
$1,7 \times 10^6$	0,0054 ₀	0,0058 ₀	0,0063 ₀	0,0067 ₀	0,0071 ₂
5×10^6	0,0064 ₀	0,0065 ₀	0,0067 ₅	0,0071 ₄	0,0076 ₀
10×10^6	0,0061 ₅	0,0063 ₀	0,0065 ₀	0,0067 ₁	0,0070 ₈
15×10^6	0,0059 ₅	0,0061 ₀	0,0063 ₀	0,0065 ₅	0,0069 ₁
20×10^6	0,0058 ₅	0,0060 ₀	0,0062 ₀	0,0065 ₀	0,0068 ₉

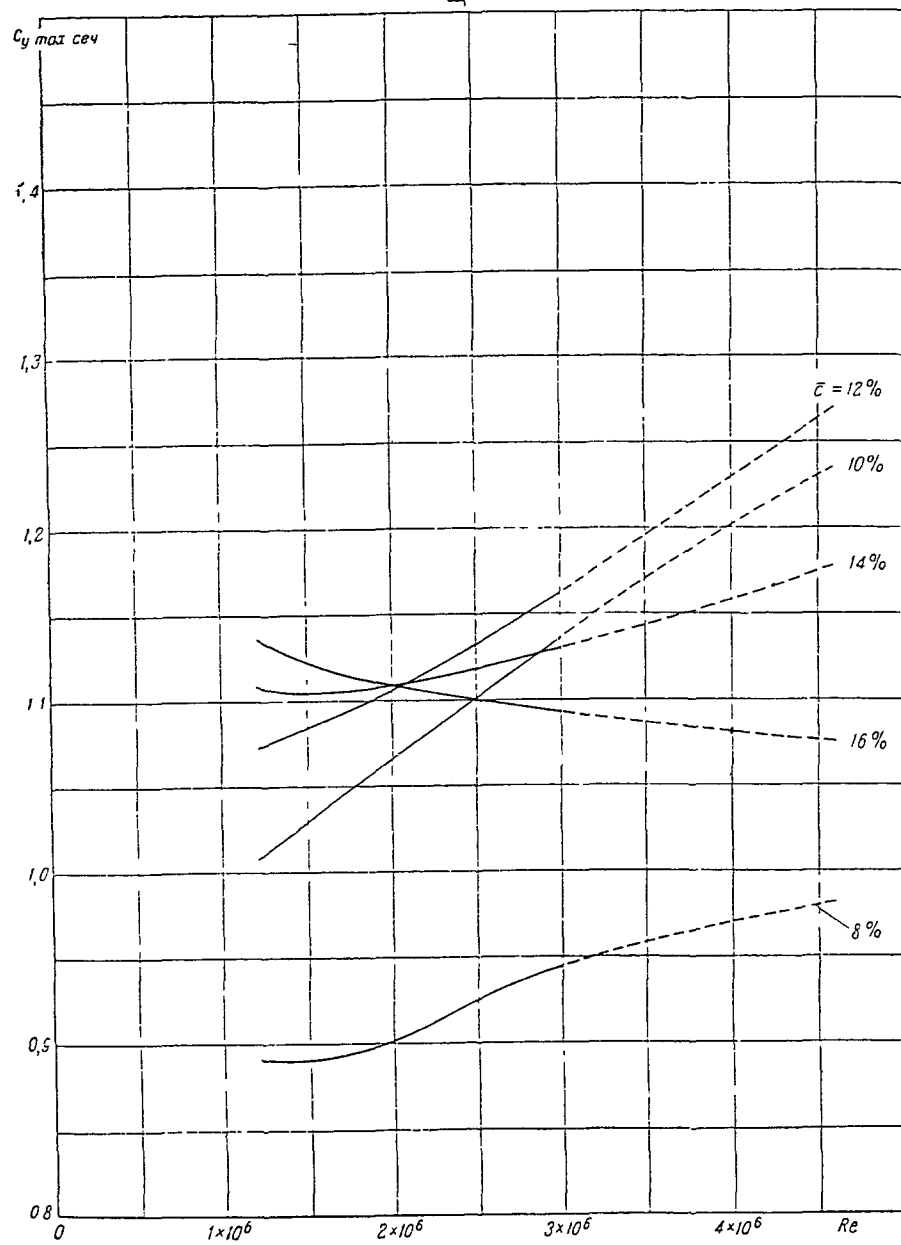
Второй вариант расчета



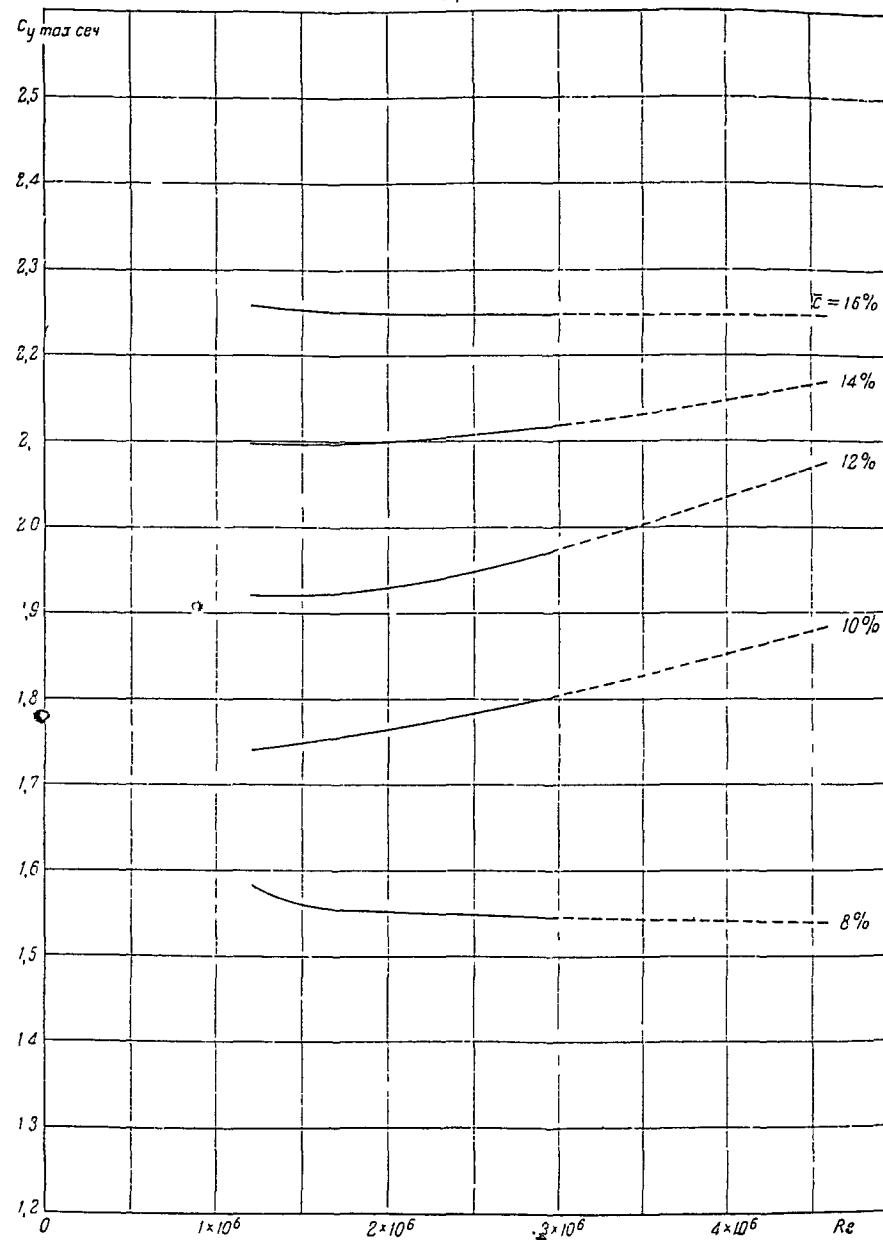
\bar{c} \ Re	8%	10%	12%	14%	16%
3×10^6	0,0083 ₈	0,0085 ₅	0,0090 ₀	0,0094 ₈	0,0102 ₃
5×10^6	0,0075 ₄	0,0077 ₁	0,0080 ₇	0,0085 ₅	0,0091 ₆
10×10^6	0,0066 ₅	0,0068 ₈	0,0072 ₃	0,0076 ₀	0,0081 ₃
15×10^6	0,0062 ₈	0,0065 ₀	0,0067 ₅	0,0071 ₂	0,0076 ₃
20×10^6	0,0060 ₃	0,0062 ₅	0,0064 ₀	0,0067 ₅	0,0072 ₄

рис 5

$\delta_{\omega} = 0$



$\delta_{\omega} = 60^{\circ}$



Серия BS

С Е Р И Я В S

Основные геометрические параметры серии в процентах хорды:

положение максимальной толщины	$\bar{x}_c = 33,3\%$
положение относительной вогнутости	$\bar{x}_{f_1} = 30\%$
положение обратной вогнутости	$\bar{x}_{f_2} = 93\%$

Значение относительной вогнутости \bar{f}_1 и обратной вогнутости \bar{f}_2 изменяется в зависимости от толщины профиля по закону прямой пропорциональности.

В атласе серия представлена четырьмя профилями с относительной толщиной: 8, 12, 16 и 20%.

* * *

В основу построения этой серии положен эюрный профиль ($\bar{c} = 100\%$), разработанный автором данной серии Ф. Г. Гласс¹.

Ниже приводятся эюрный профиль и таблица следующих данных: ординат верхней и нижней частей контура эюрного профиля ($\bar{y}_{в. эп}$, $\bar{y}_{н. эп}$), значений толщины профиля в данном месте хорды $\bar{y}_{эп}$ и ординат средней линии $\bar{y}_{ср. л. эп}$.

¹ Ф. Г. Гласс. Выбор рациональной схемы и аэродинамических элементов скоростного самолета. Труды конференции по скоростной авиации 1935 г., стр. 25—52.

При последующей разработке этого эюрного профиля Ф. Г. Гласс внес некоторые уточнения, в результате чего геометрические данные эюрного профиля несколько отличаются от тех, которые определяются формулами построения профилей серии BS, приведенными в указанной работе и из координат эюрного профиля, приведенных в той же работе. Эти отличия, в основном у носка и хвостика профиля, вообще крайне невелики и лежат в пределах точности построения профиля.

Основные геометрические параметры эюрного профиля:

относительная максимальная толщина	$\bar{c}_{эп} = 100\%$
положение максимальной толщины	$\bar{x}_{c эп} = 33,30\%$
относительная вогнутость	$\bar{f}_{1 эп} = 16,79\%$
положение относительной вогнутости	$\bar{x}_{f_1 эп} = 30\%$
обратная вогнутость	$\bar{f}_{2 эп} = -0,745\%$
положение обратной вогнутости	$\bar{x}_{f_2 эп} = 93\%$

* * *

Для построения профиля любой толщины необходимо уменьшить ординаты эюрного профиля в отношении $\frac{\bar{c}}{100}$, где \bar{c} — толщина искомого профиля.

Таким образом, ординаты искомого профиля определяются по следующим формулам:

$$\bar{y}_в = \bar{y}_{в. эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100}; \quad \bar{y}_н = \bar{y}_{н. эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100};$$

аналогично определяются ординаты средней линии искомого профиля:

$$\bar{y}_{ср. л} = \bar{y}_{ср. л. эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100}.$$

Контуры профилей

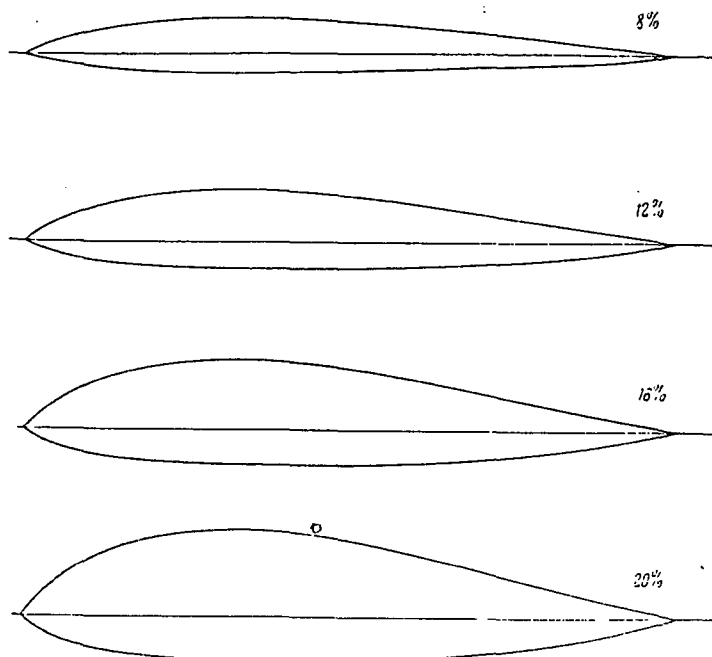


Таблица основных геометрических параметров серии BS

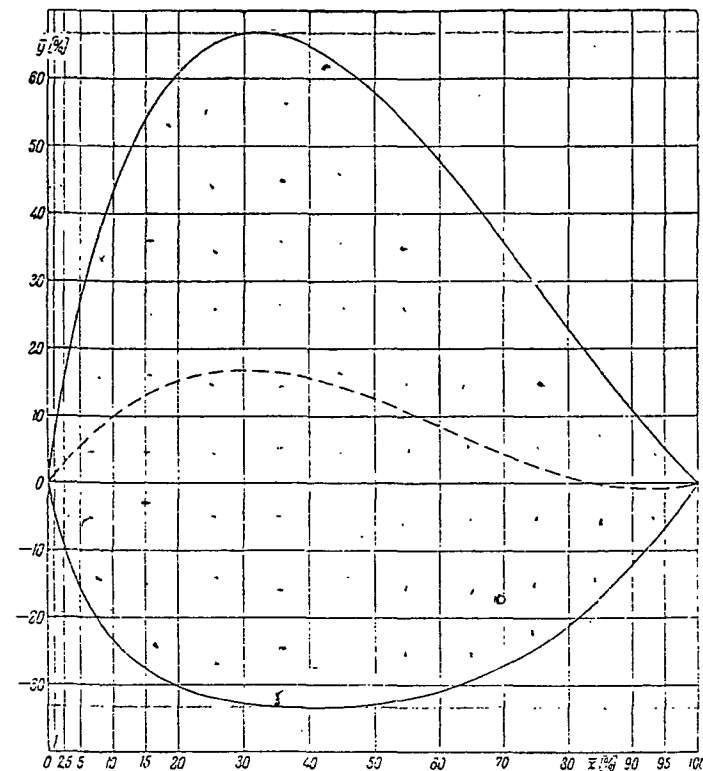
\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
8	33,30	1,343	30,00	-0,060	93,00

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
12	33,30	2,015	30,00	-0,089	93,00

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
16	33,30	2,686	30,00	-0,119	93,00

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
20	33,30	3,358	30,00	-0,149	93,00

Эпюрный профиль серии BS



x — расстояние от передней кромки в процентах хорды

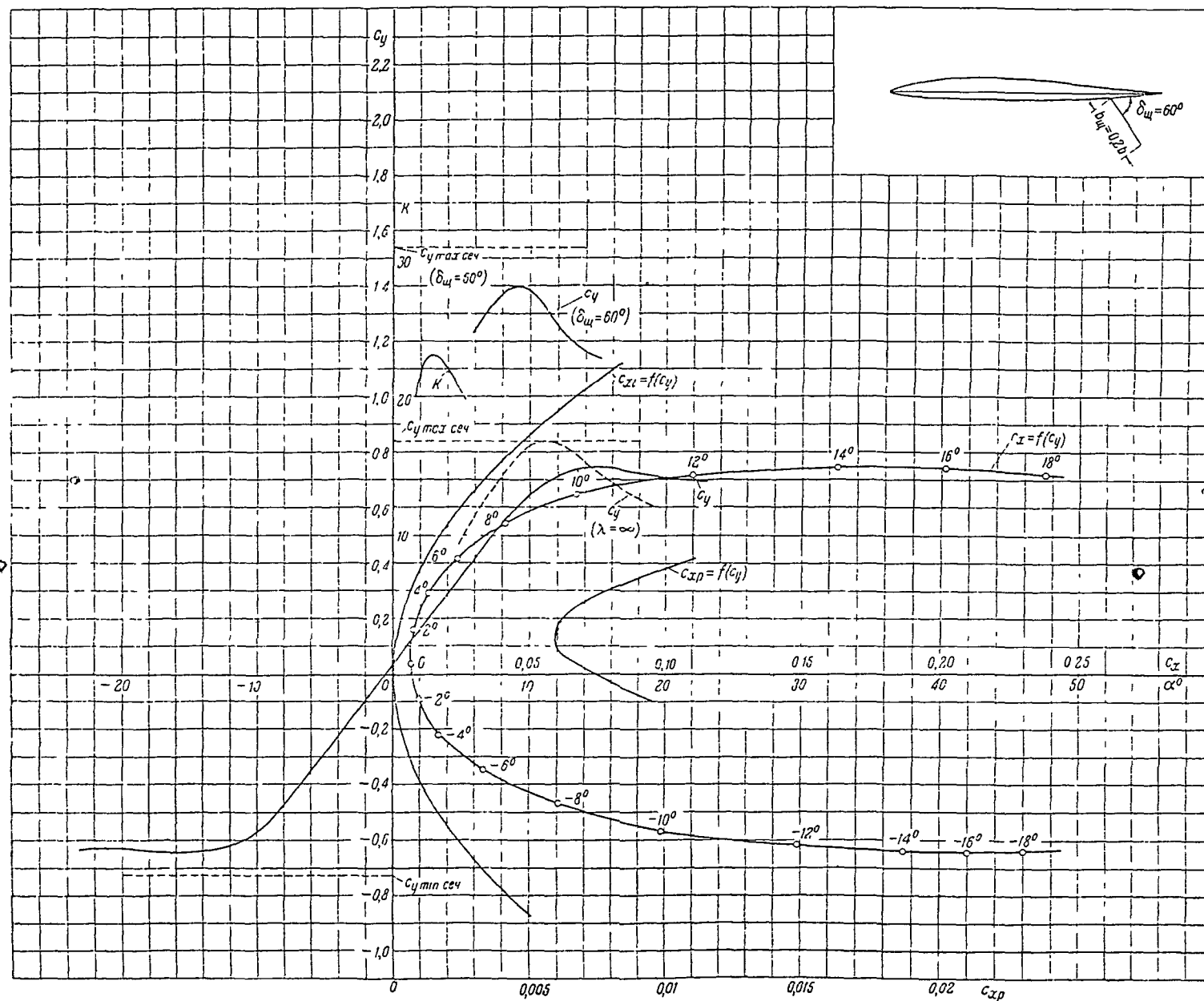
Координаты эпюрного профиля BS

\bar{x} [%]	0,25	0,50	0,75	1,00	1,25	1,75	2,50	3,25	5,00	7,50	10,00	15,00	20,00	30,00	40,00	50,00	60,00	70,00	80,00	85,00	90,00	95,00	100,00
$\bar{y}_в$ эп [%]	1,800	3,700	5,300	7,000	8,450	11,300	15,150	18,800	26,500	35,850	43,300	54,000	60,860	65,520	64,740	57,960	47,660	35,650	22,940	16,740	10,849	5,140	0,000
$\bar{y}_н$ эп [%]	-1,100	-2,300	-3,400	-4,300	-5,150	-6,960	-9,100	-11,150	-15,450	-20,000	-23,360	-27,660	-30,320	-32,940	-33,480	-32,850	-30,850	-27,120	-21,120	-17,140	-12,160	-6,700	0,000
\bar{h} эп [%]	2,900	6,000	8,700	11,300	13,600	18,200	24,250	29,950	41,950	55,850	66,660	81,660	91,180	99,460	98,220	90,820	78,520	62,780	44,060	33,880	23,000	11,840	0,000
$\bar{y}_{ср. л. эп}$ [%]	0,350	0,700	0,950	1,350	1,650	2,500	3,025	3,825	5,525	7,925	9,970	13,170	15,270	16,790	15,630	12,550	8,400	4,270	0,010	-0,200	-0,650	-0,750	0,000

Пример. Пользуясь ординатами эпюрного профиля, определим $\bar{y}_в$ и $\bar{y}_н$ для $\bar{x} = 50\%$ при толщине профиля $\bar{c} = 16\%$;

$$\bar{y}_в = \bar{y}_в. эп \frac{\bar{c}}{100} = 57,960 \frac{16}{100} = 9,274; \quad \bar{y}_н = \bar{y}_н. эп \frac{\bar{c}}{100} = -32,860 \frac{16}{100} = -5,253$$

Сборн 20



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

- $c_{xр min} = 0,00390$
- $c_{yорl} = 0,12$
- $c_{x_0} = 0,09735$
- $\alpha_0 = -0,8$
- $\frac{dc_y}{d\alpha} = 50$
- $c_{y max} = 2,245$
- $\alpha_{кр} = 11^{\circ}$
- $c_{y min} = -0,726$
- $c_{m_0} = 0$
- $\frac{dc_m}{dc_y} = 0,29$
- $\frac{c_{y max}}{c_{xр min}} = 143,2$
- $Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_w = 60^{\circ}$

- $c_{y max} = 1,54$
- $\Delta c_{y max} = 0,695$
- $\frac{c_{y max}}{c_{xр min}} = 261,0$
- $Re \approx 1,65 \times 10^6$

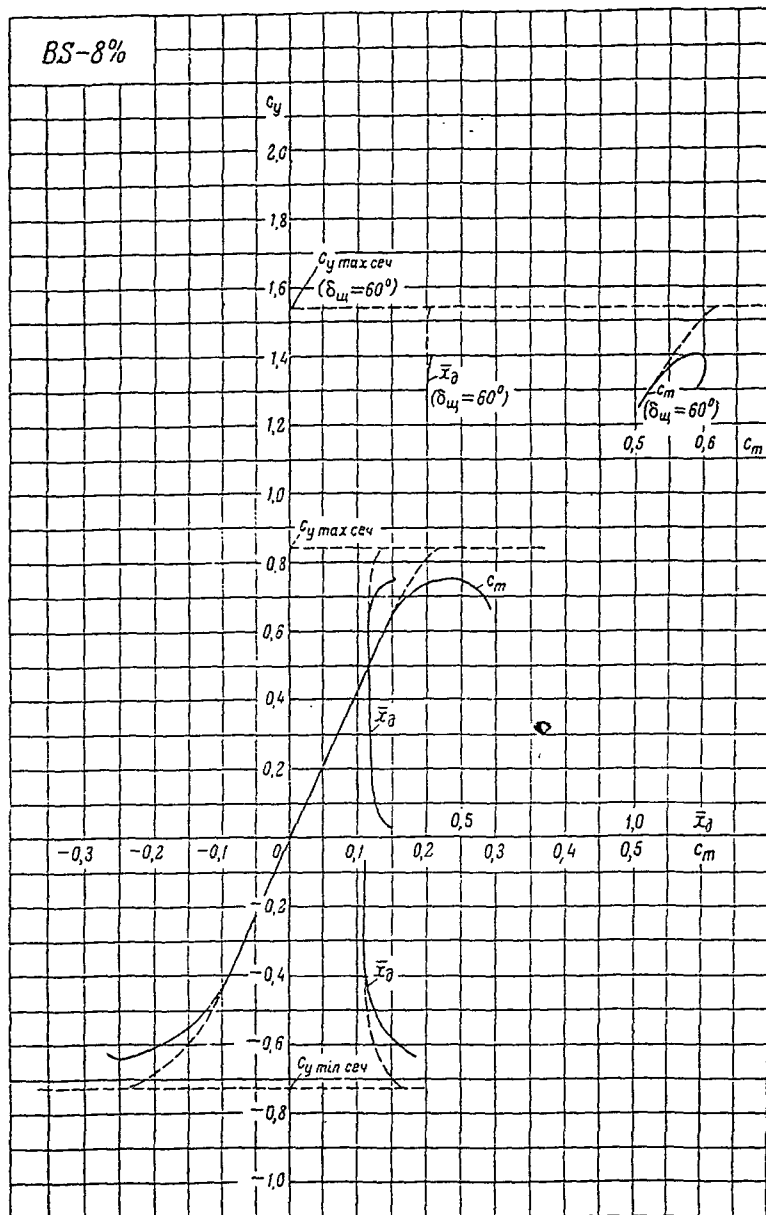
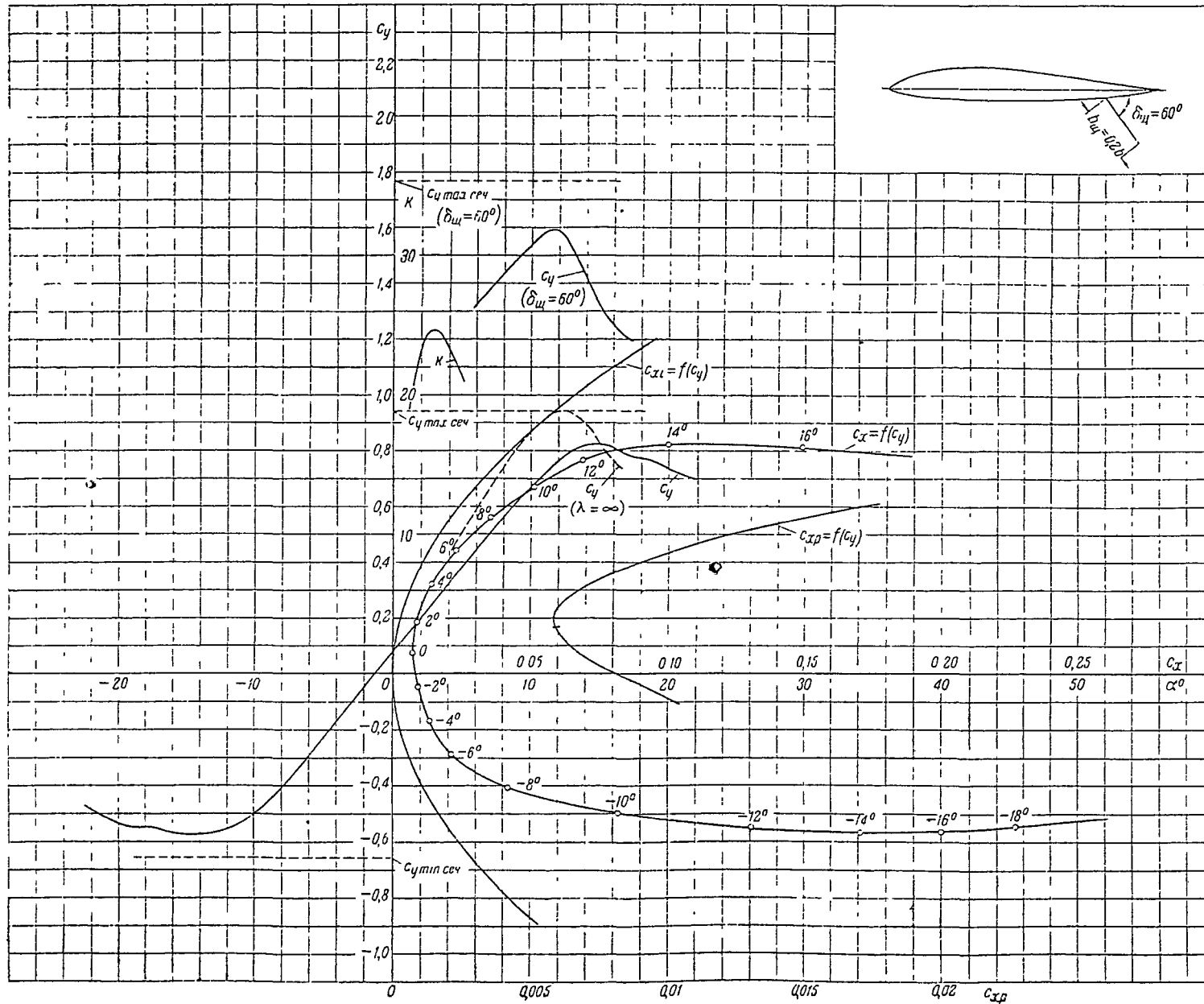


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-16°	-0,646	0,2100	-0,250	0,387				
-14°	-0,641	0,1870	-0,240	0,374				
-12°	-0,620	0,1500	-0,212	0,342				
-10°	-0,570	0,0990	-0,164	0,288				
-8°	-0,466	0,0608	-0,110	0,236				
-6°	-0,345	0,0335	-0,076	0,220				
-4°	-0,220	0,0168	-0,049	0,223				
-2°	-0,090	0,0098	-0,020	0,222	0,0092 ₆			
0°	0,039	0,0069	0,011	0,282	0,0066 ₁			
2°	0,166	0,0078	0,040	0,241	0,0059 ₈			
4°	0,292	0,0132	0,070	0,240	0,0076 ₀			
6°	0,418	0,0235	0,098	0,234		1,245	0,506	0,407
8°	0,545	0,0412	0,126	0,232		1,375	0,557	0,405
10°	0,650	0,0665	0,151	0,232		1,385	0,565	0,407
12°	0,717	0,1100	0,182	0,254				
14°	0,748	0,1630	0,220	0,294				



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$$\delta_w = 0$$

$$C_{x \text{ ртн}} = 0,056 \delta$$

$$C_{y \text{ опт}} = 0,20$$

$$C_{x_0} = 0,0081 \alpha$$

$$\alpha_0 = -1,5^\circ$$

$$\frac{dC_{y1}}{d\alpha} = 4,65$$

$$C_{y \text{ макс}} = 0,94$$

$$\alpha_{\text{кр}} = 12,4^\circ$$

$$C_{y \text{ мин}} = -0,656$$

$$C_{m_0} = 0,0053$$

$$\frac{d^2 m}{d\alpha^2} = 2,214$$

$$\frac{C_{y \text{ макс}}}{C_{x \text{ ртн}}} = 160,8$$

$$Re \approx 1,7 \times 10^6$$

$$\delta_w = 60^\circ$$

$$C_{y \text{ макс}} = 1,765$$

$$\Delta C_{y \text{ макс}} = 0,825$$

$$\frac{C_{y \text{ макс}}}{C_{x \text{ ртн}}} = 302,0$$

$$Re \approx 1,65 \times 10^6$$

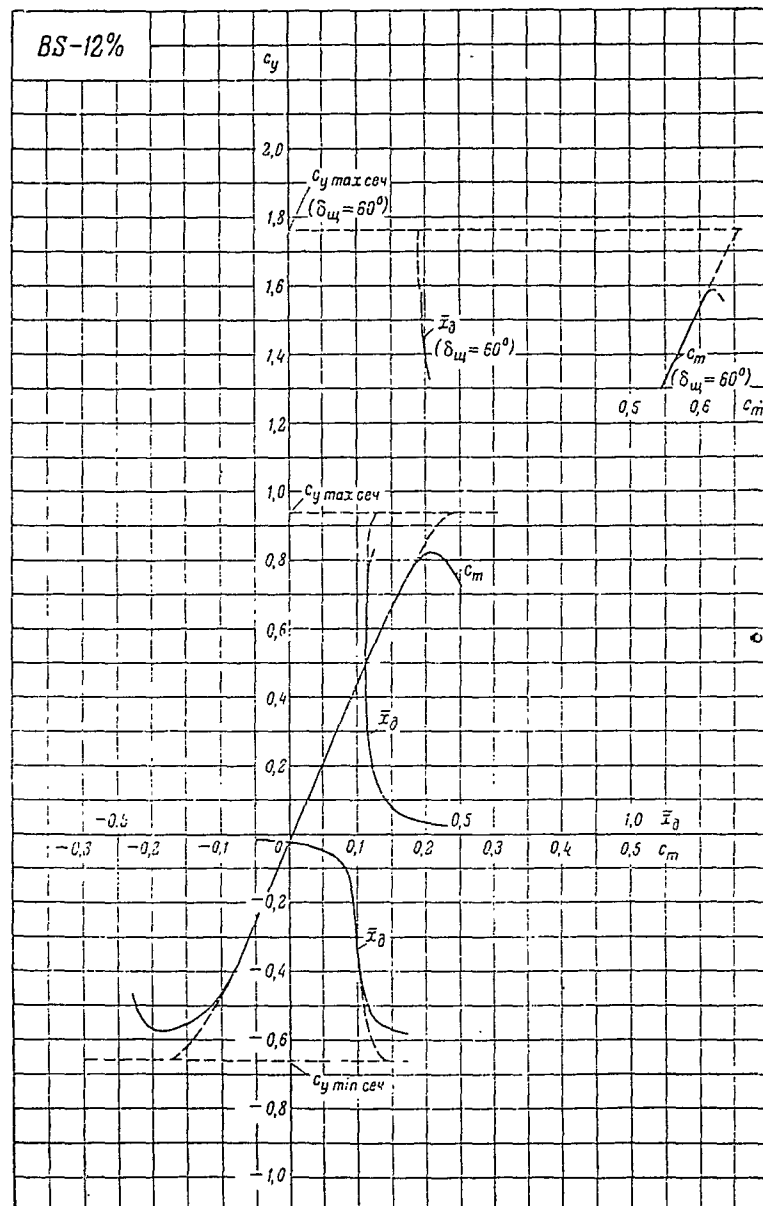
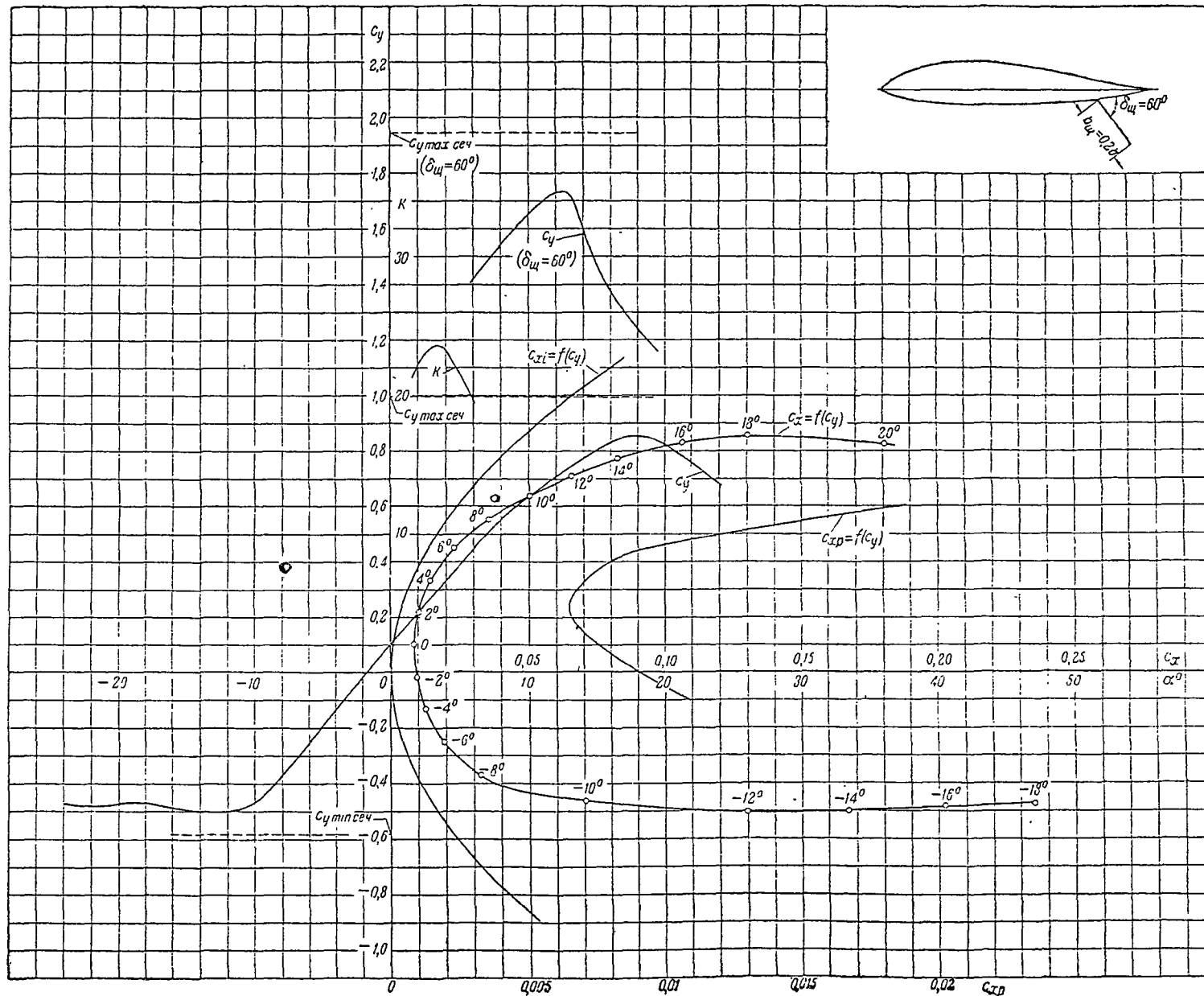


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_w = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-14°	-0,573	0,1710	-0,185	0,323				
-12°	-0,555	0,1305	-0,150	0,270				
-10°	-0,500	0,0820	-0,115	0,230				
-8°	-0,409	0,0420	-0,085	0,208				
-6°	-0,292	0,0213	-0,057	0,195				
-4°	-0,170	0,0135	-0,031	0,182				
-2°	-0,050	0,0094	-0,005	0,100	0,00920			
0°	0,075	0,0071	0,022	0,294	0,00677			
2°	0,199	0,0084	0,049	0,246	0,00582			
4°	0,320	0,0138	0,075	0,234	0,00715			
6°	0,440	0,0230	0,100	0,228	0,01025	1,322	0,550	0,415
8°	0,556	0,0352	0,125	0,224	0,01490	1,432	0,575	0,401
10°	0,666	0,0510	0,152	0,225		1,532	0,598	0,390
12°	0,762	0,0690	0,177	0,232		1,585	0,614	0,387
14°	0,820	0,1000	0,200	0,244				



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$$\delta_{\text{ш}} = 0$$

$$C_{x \text{ р min}} = 0,00546$$

$$C_{y \text{ р cr}} = 0,23$$

$$C_{x_0} = 0,0091$$

$$\alpha_0 = -1,8$$

$$\frac{dC_y}{d\alpha} = 4,32$$

$$C_{y \text{ max}} = 1,945$$

$$\alpha_{\text{кр}} = -$$

$$C_{y \text{ min}} = -0,528$$

$$C_{l_0} = 0,115$$

$$\frac{dC_{l_0}}{dC_y} = 0,20$$

$$C_{y \text{ max}} = 154,0$$

$$C_{x \text{ р min}} =$$

$$Re \approx 1,7 \times 10^5$$

$$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$$

$$C_{y \text{ max}} = 1,945$$

$$\Delta C_{y \text{ max}} = 0,35$$

$$\frac{C_{y \text{ max}}}{C_{x \text{ р min}}} = 301,0$$

$$Re \approx 1,55 \times 10^6$$

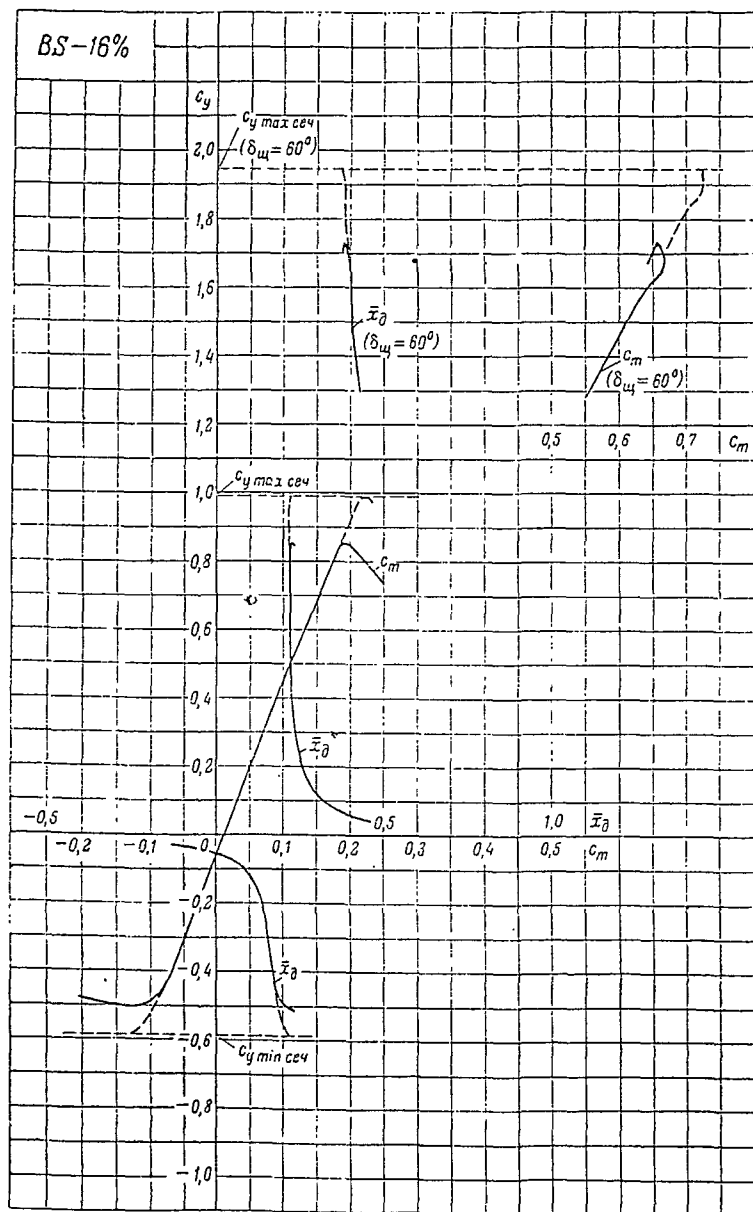
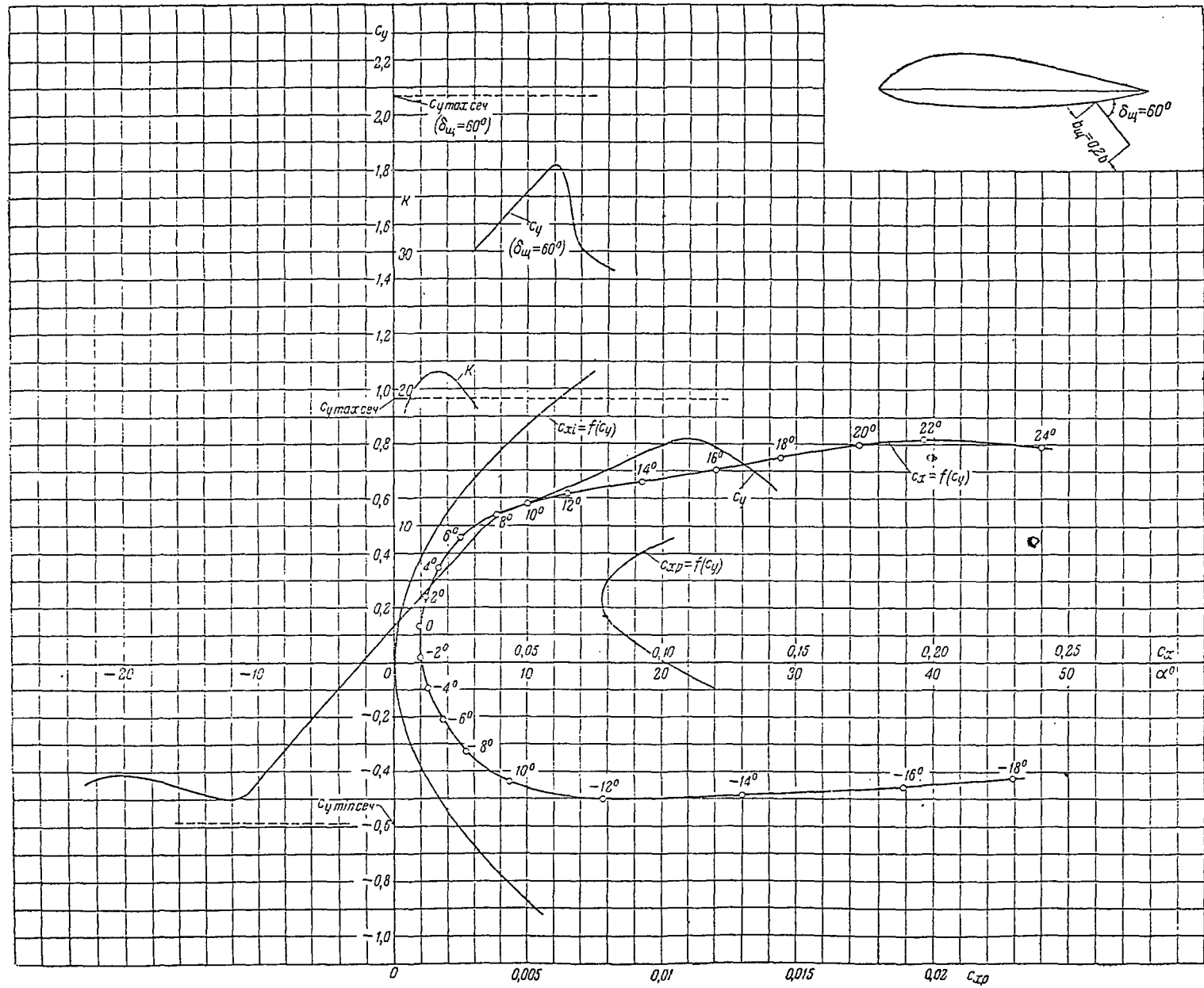


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-12°	-0,503	0,1300	-0,135	0,268				
-10°	-0,467	0,0700	-0,089	0,190				
-8°	-0,373	0,0325	-0,063	0,169				
-6°	-0,254	0,0192	-0,038	0,150				
-4°	-0,135	0,0125	-0,015	0,111				
-2°	-0,018	0,0094	0,010		0,00938			
0°	0,100	0,0082	0,032	0,320	0,00750			
2°	0,215	0,0096	0,055	0,256	0,00657			
4°	0,330	0,0142	0,077	0,235	0,00705			
6°	0,445	0,0225	0,100	0,225	0,00930	1,415	0,587	0,414
8°	0,551	0,0354	0,123	0,223	0,01535	1,540	0,621	0,404
10°	0,635	0,0500	0,140	0,220		1,650	0,660	0,400
12°	0,706	0,0655	0,156	0,221		1,730	0,660	0,380
14°	0,771	0,0825	0,170	0,220				
16°	0,830	0,1065	0,182	0,219				
18°	0,852	0,1300	0,190	0,223				

Серия В5

Профиль В5-20%



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$
$C_{xp \min} = 0,00775$
$C_{y \text{opt}} = 0,23$
$C_{x_0} = 0,0101$
$\alpha_0 = -2,4^\circ$
$\frac{dC_y}{d\alpha} = 4,2$
$C_{y \max} = 0,955$
$\alpha_{кр} = -$
$C_{y \min} = -0,586$
$C_{m_0} = 0,017$
$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,123$
$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 124,2$
$Re \approx 1,7 \times 10^6$
$\delta_w = 60^\circ$
$C_{y \max} = 2,07$
$\Delta C_{y \max} = 1,105$
$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 267,0$
$Re \approx 1,55 \times 10^6$

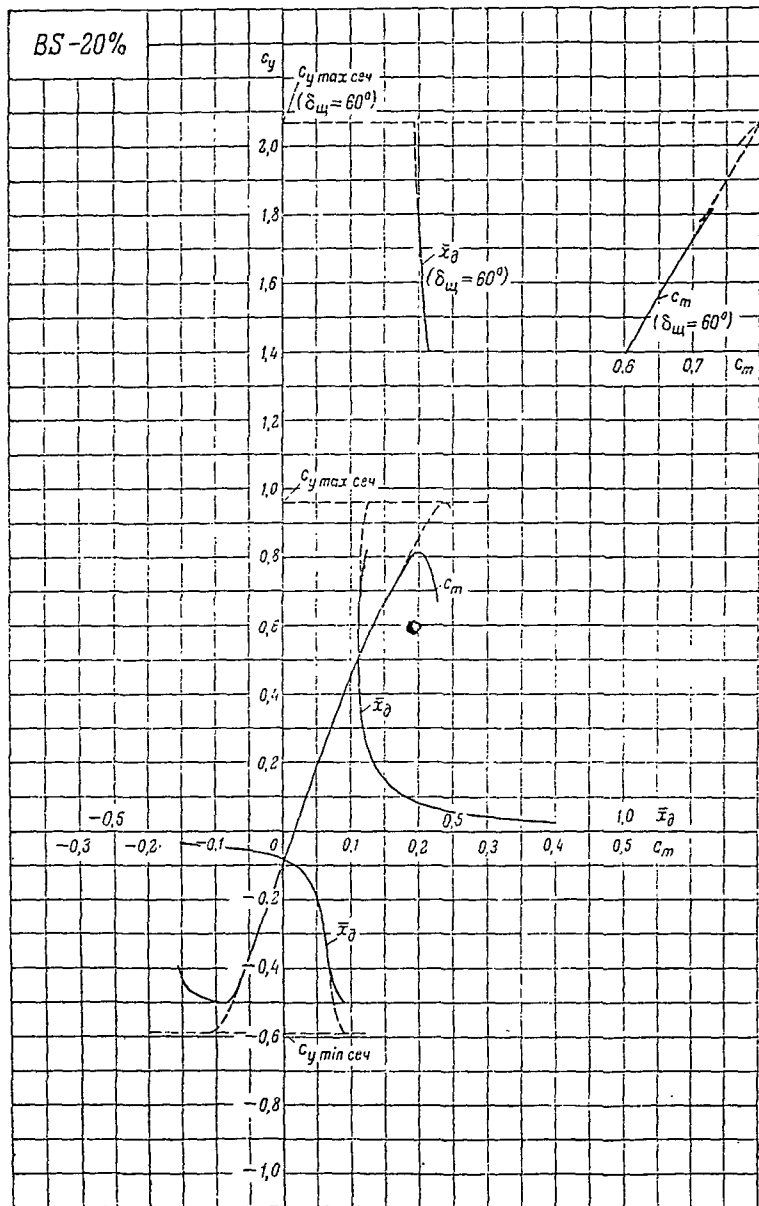


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

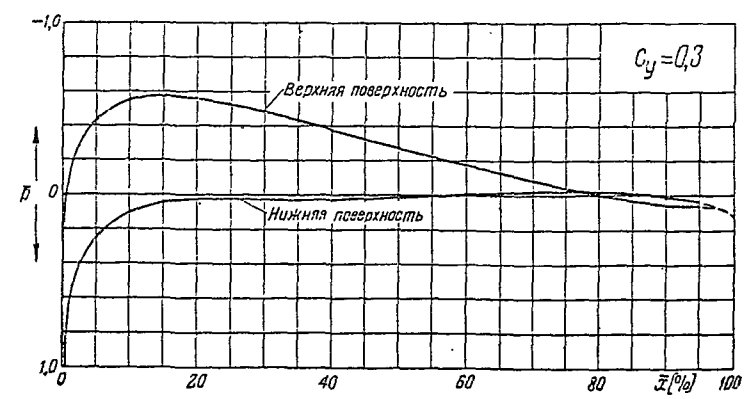
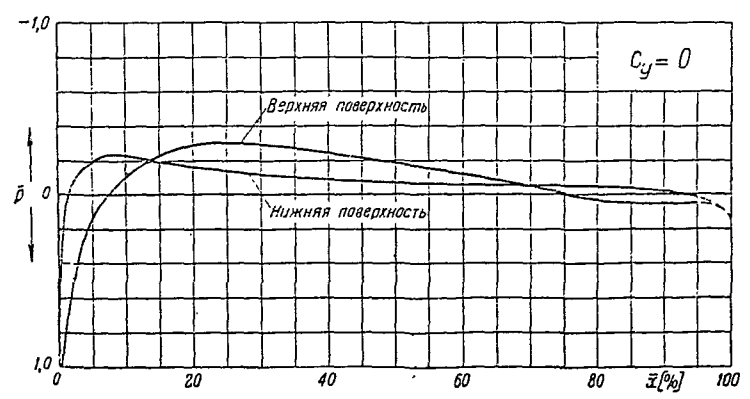
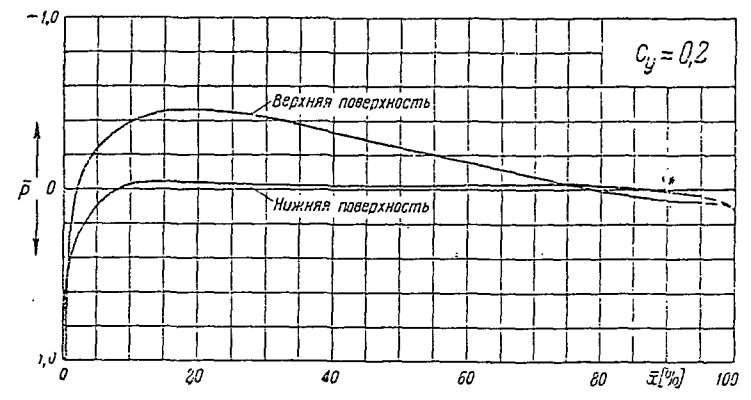
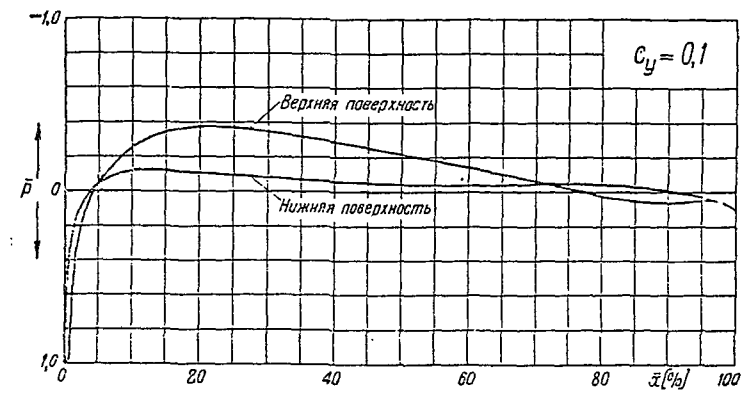
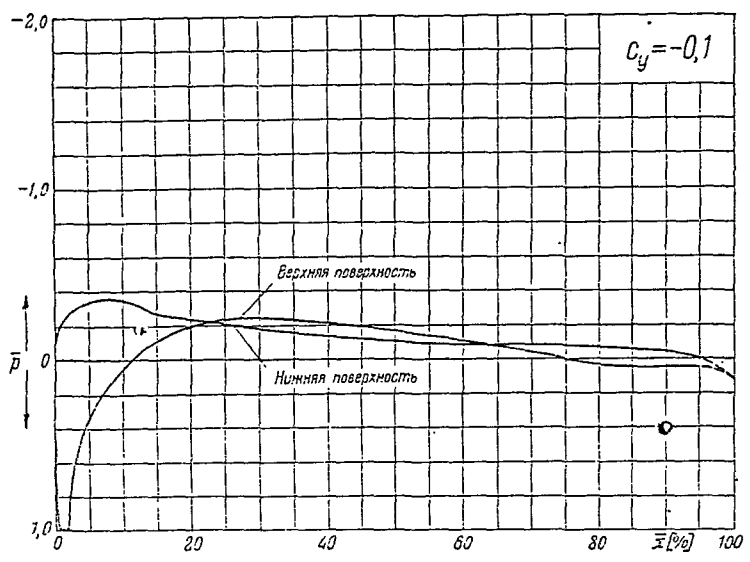
α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	$c_{\text{вр}}$	$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-12°	-0,500	0,0780	-0,090	0,180				
-10°	-0,435	0,0435	-0,062	0,142				
-8°	-0,325	0,0268	-0,042	0,129				
-6°	-0,210	0,0180	-0,020	0,095				
-4°	-0,095	0,0125	0,000		0,0119 ₅			
-2°	0,020	0,0098	0,021		0,0097 ₄			
0°	0,132	0,0094	0,041	0,311	0,0082 ₂			
2°	0,240	0,0116	0,061	0,254	0,0077 ₇			
4°	0,349	0,0164	0,080	0,229	0,0084 ₀			
6°	0,455	0,0245	0,102	0,224		1,506	0,632	0,420
8°	0,540	0,0380	0,120	0,222		1,620	0,665	0,410
10°	0,581	0,0500	0,128	0,224		1,725	0,700	0,405
12°	0,615	0,0650	0,137	0,223		1,818	0,730	0,402
14°	0,660	0,0920	0,149	0,226				
16°	0,706	0,1205	0,161	0,228				
18°	0,750	0,1445	0,175	0,233				
20°	0,797	0,1730	0,187	0,234				
22°	0,816	0,1970	0,200	0,245				

Распределение давления по профилю BS-8%

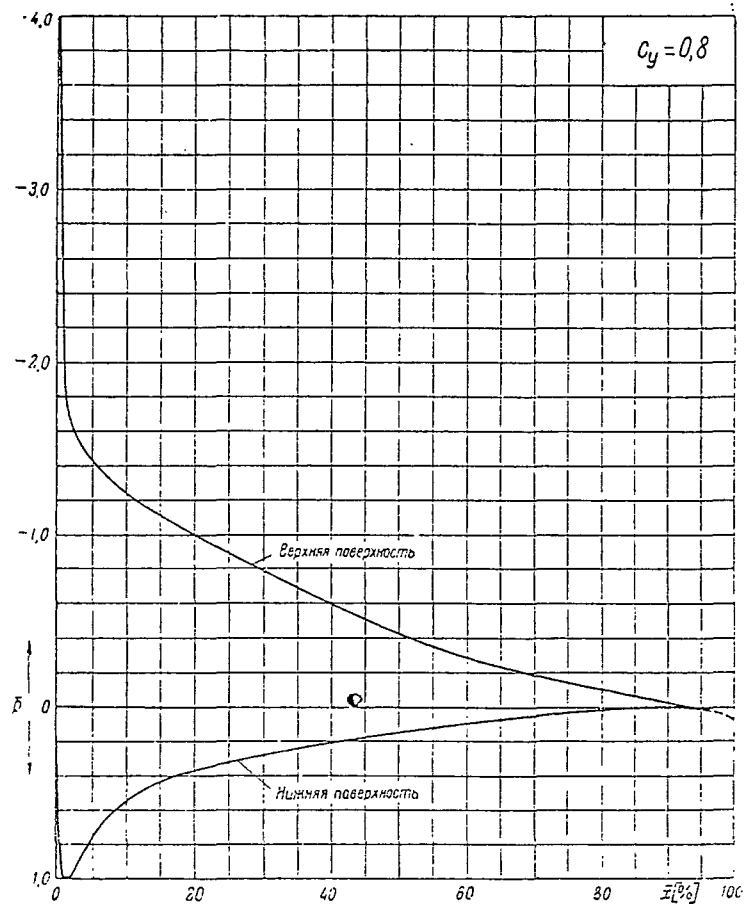
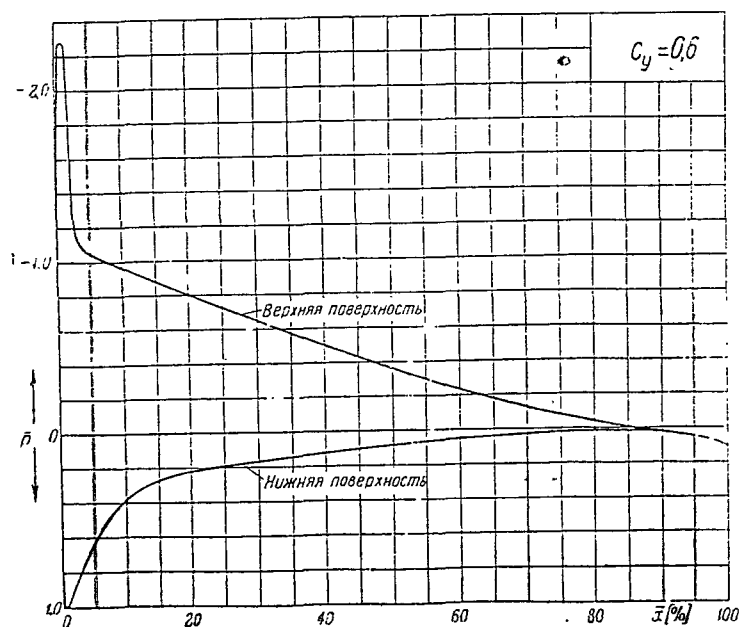
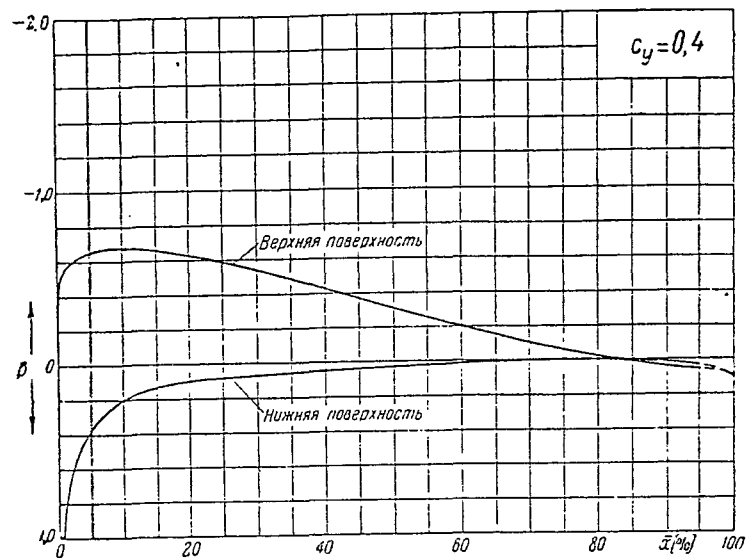
$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

($\bar{p} = \frac{P - P_0}{q_0}$ — коэффициент давления;

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)



Серия BS



Распределение давления по профилю BS-8%₀

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} \text{ — коэффициент давления,}$$

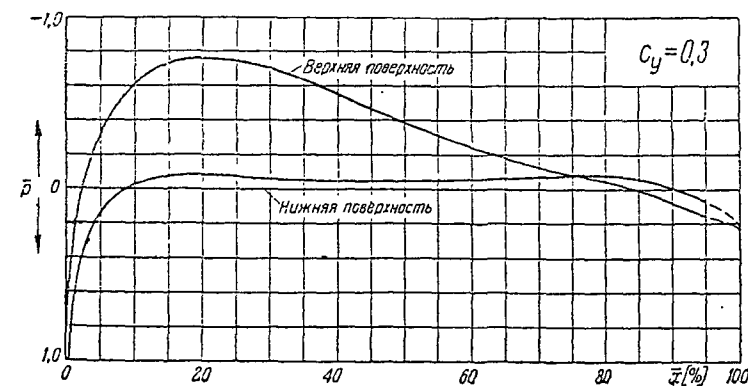
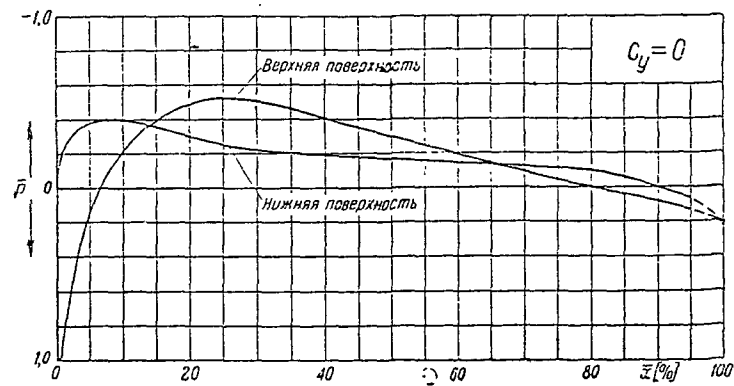
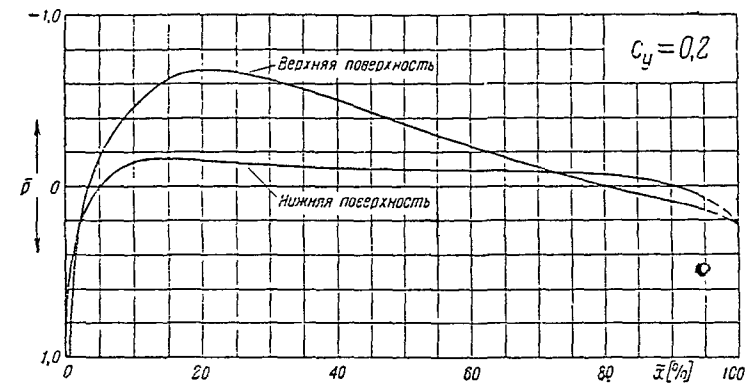
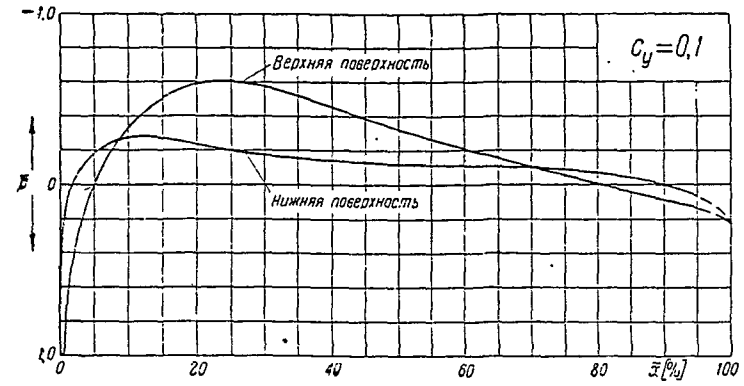
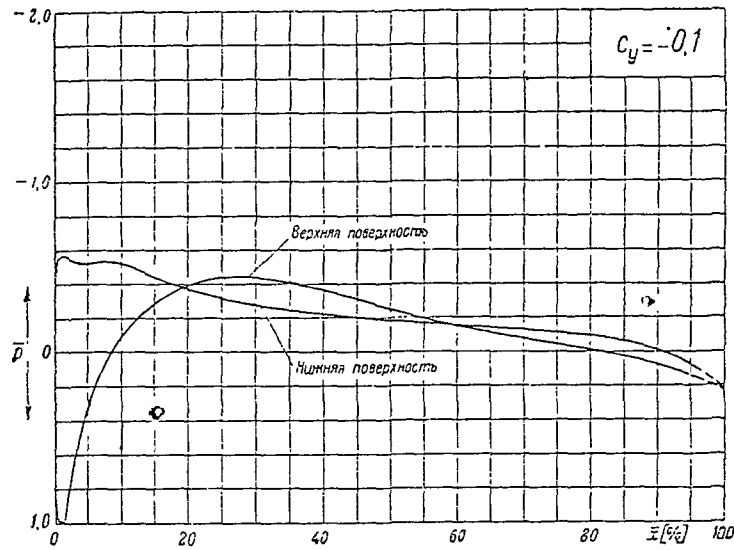
$$\bar{x} = \frac{x}{b} \text{ — расстояние от передней кромки в долях хорды)}$$

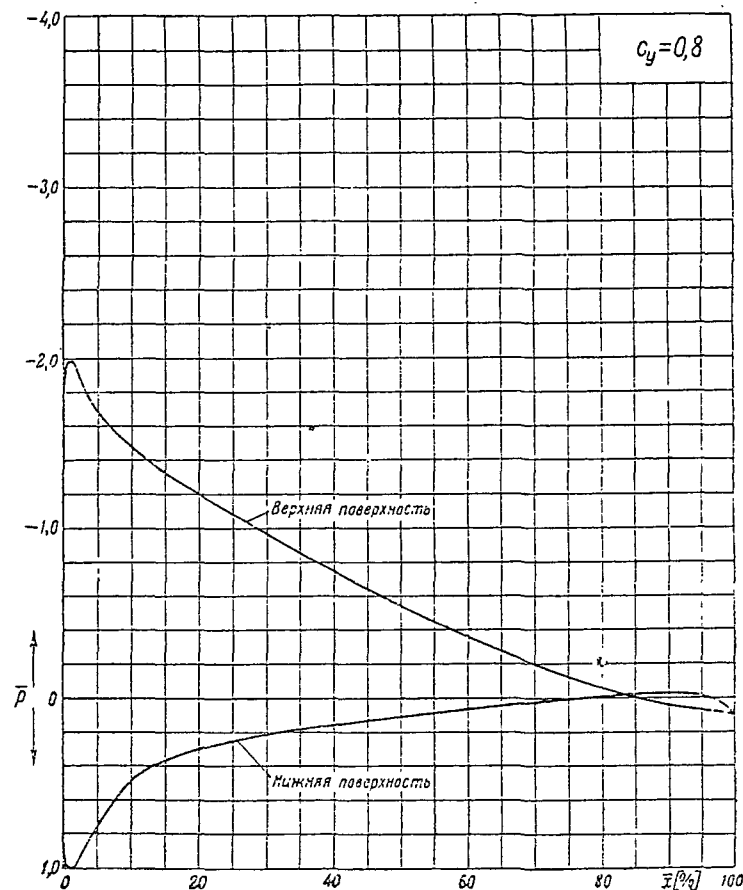
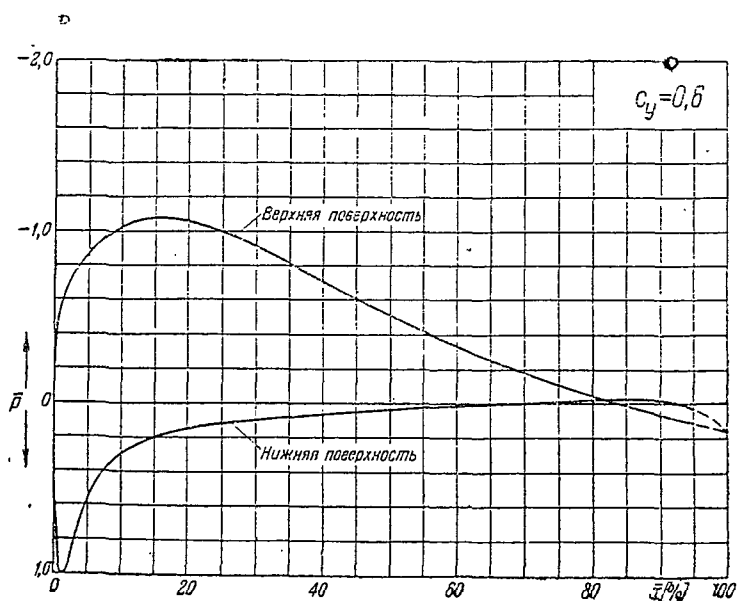
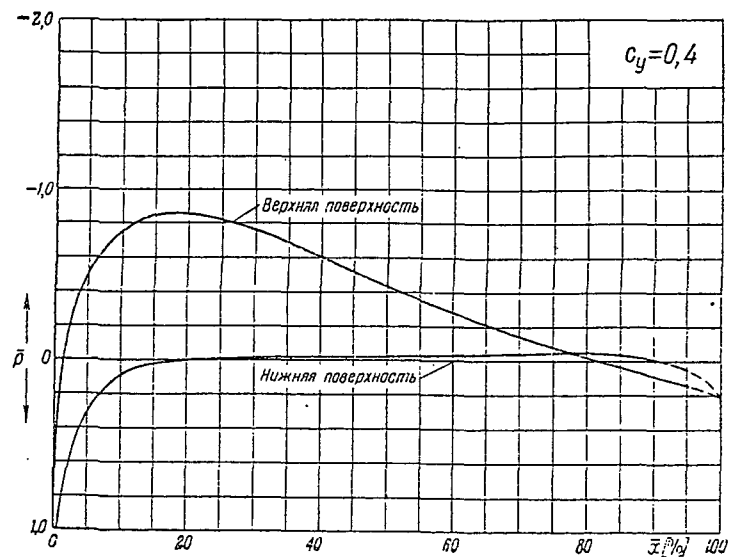
Распределение давления по профилю BS-12%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления по профилю BS-12%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} - \text{коэффициент давления,}$$

$$\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды)}$$

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	1,000	0,820	0,650	0,200	-0,120	-0,530	-2,280	-2,000
2,5	0,710	0,450	0,200	-0,070	-0,300	-0,600	-1,200	-1,590
5,0	0,350	0,150	-0,055	-0,230	-0,435	-0,645	-1,050	-1,435
10,0	0,050	-0,095	-0,250	-0,390	-0,550	-0,675	-0,955	-1,240
15,0	-0,110	-0,220	-0,335	-0,455	-0,570	-0,660	-0,880	-1,110
20,0	-0,190	-0,285	-0,370	-0,460	-0,550	-0,630	-0,805	-1,000
30,0	-0,235	-0,285	-0,350	-0,410	-0,475	-0,540	-0,645	-0,790
40,0	-0,205	-0,240	0,285	-0,335	-0,370	-0,430	-0,500	-0,595
50,0	-0,160	-0,180	0,215	-0,245	-0,270	-0,310	-0,365	-0,425
60,0	-0,105	-0,120	-0,140	-0,160	-0,170	-0,200	-0,240	-0,280
70,0	-0,040	-0,050	-0,060	-0,070	-0,080	-0,105	-0,120	-0,190
80,0	0,040	0,040	0,030	0,010	0,000	-0,020	-0,040	-0,100
90,0	0,050	0,050	0,060	0,060	0,060	0,045	0,020	-0,020
95,0	0,050	0,050	0,055	0,075	0,065	0,060	0,055	0,015

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-0,215	0,060	0,250	0,410	0,615	0,760	0,965	1,000
2,5	-0,285	-0,105	0,065	0,260	0,410	0,550	0,820	0,940
5,0	-0,335	-0,190	-0,040	0,105	0,260	0,370	0,630	0,760
10,0	-0,340	-0,230	-0,125	-0,025	0,110	0,200	0,380	0,545
15,0	-0,235	-0,190	-0,120	-0,045	0,045	0,135	0,270	0,425
20,0	-0,230	-0,160	-0,105	-0,035	0,035	0,105	0,225	0,365
30,0	-0,175	-0,120	-0,075	-0,030	0,030	0,070	0,165	0,280
40,0	-0,130	-0,095	-0,055	-0,025	0,025	0,050	0,120	0,205
50,0	-0,100	-0,075	-0,040	-0,025	0,010	0,030	0,080	0,140
60,0	-0,080	-0,065	-0,040	-0,025	-0,005	0,020	0,050	0,090
70,0	-0,080	-0,060	-0,045	-0,030	-0,020	0,000	0,030	0,045
80,0	-0,060	-0,050	-0,040	-0,025	-0,020	-0,005	0,015	0,015
90,0	-0,040	-0,020	0,000	0,015	0,010	0,015	0,020	0,000
95,0	0,010	0,015	0,035	0,040	0,010	0,040	0,055	0,015

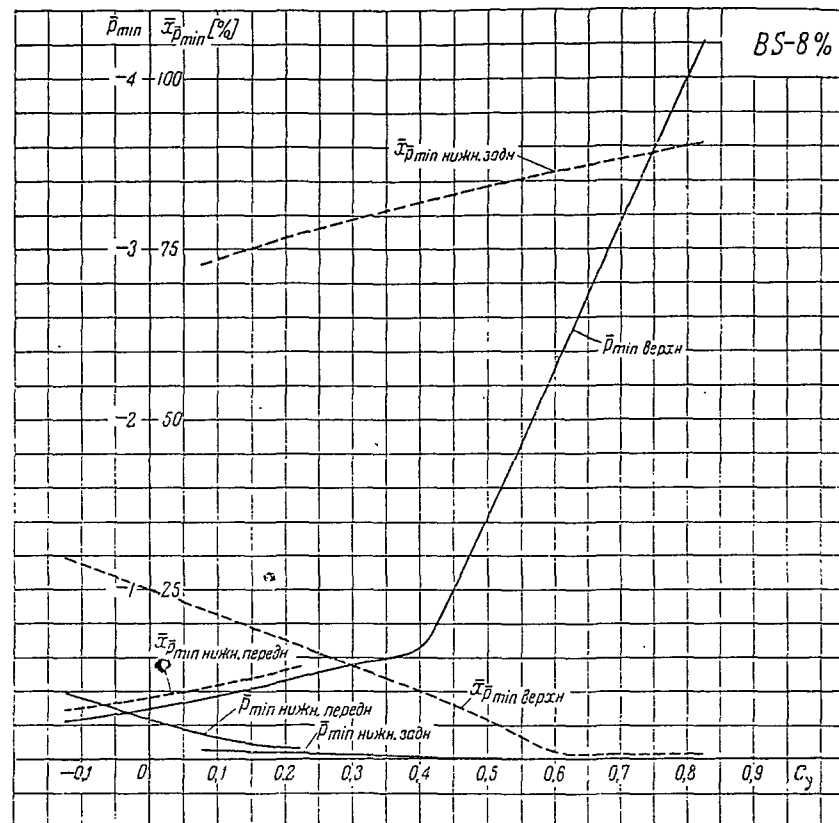


Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,225	-0,300	-0,375	-0,460	-0,555	-0,660	-1,425	-2,300	-4,000
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-0,350	-0,230	-0,125	-0,060	-	-	-	-	-
\bar{p}_{\min} нижн. задн	-	-	-0,040	-0,035	-0,020	-0,010	0	0	0
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	28,6	25,5	21,3	17,5	13,7	10,0	5,7	1,0	0,5
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. передн [%]	7,50	9,0	10,8	13,0	-	-	-	-	-
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. задн [%]	-	-	73,5	76,6	79,4	81,9	84,1	86,2	90,0

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	1,000	0,910	0,740	0,580	0,300	0,090	-0,580	-1,970
2,5	0,740	0,560	0,340	0,170	-0,010	-0,230	-0,720	-1,360
5,0	0,320	0,155	-0,010	-0,170	-0,310	-0,510	-0,870	-1,680
10,0	-0,090	-0,210	-0,330	-0,470	-0,610	-0,750	-1,030	-1,480
15,0	-0,290	-0,380	-0,510	-0,630	-0,735	-0,850	-1,085	-1,320
20,0	-0,390	-0,480	-0,585	-0,680	-0,760	-0,860	-1,065	-1,200
30,0	-0,435	-0,500	-0,570	-0,635	-0,710	-0,760	-0,910	-0,965
40,0	-0,360	-0,405	-0,450	-0,510	-0,550	-0,600	-0,710	-0,740
50,0	-0,250	-0,300	-0,325	-0,350	-0,330	-0,435	-0,510	-0,335
60,0	-0,150	-0,190	-0,210	-0,225	-0,240	-0,280	-0,330	-0,335
70,0	-0,075	-0,095	-0,100	-0,105	-0,130	-0,145	-0,180	-0,190
80,0	-0,010	0,000	0,000	-0,005	-0,045	-0,020	-0,050	-0,060
90,0	0,080	0,080	0,090	0,090	0,030	0,090	0,060	0,040
95,0	0,145	0,135	0,140	0,145	0,155	0,145	0,120	0,070

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-0,570	-0,220	0,110	0,420	0,700	0,840	0,990	1,000
2,5	-0,535	-0,310	-0,060	0,210	0,370	0,550	0,860	0,940
5,0	-0,530	-0,370	-0,170	0,000	0,150	0,310	0,560	0,760
10,0	-0,525	-0,400	-0,270	-0,145	-0,020	0,090	0,330	0,490
15,0	-0,430	-0,355	-0,270	-0,165	-0,070	0,020	0,200	0,370
20,0	-0,365	-0,295	-0,230	-0,150	-0,085	0,000	0,150	0,300
30,0	-0,270	-0,215	-0,170	-0,120	-0,060	-0,015	0,100	0,220
40,0	-0,220	-0,185	-0,140	-0,100	-0,050	-0,020	0,060	0,160
50,0	-0,180	-0,160	-0,120	-0,095	-0,050	-0,025	0,035	0,110
60,0	-0,150	-0,140	-0,110	-0,090	-0,060	-0,030	0,015	0,065
70,0	-0,120	-0,120	-0,100	-0,080	-0,065	-0,040	-0,005	0,030
80,0	-0,090	-0,090	-0,060	-0,065	-0,075	-0,045	-0,025	0,000
90,0	-0,005	0,000	0,000	0,000	0,000	-0,025	-0,025	-0,025
95,0	0,080	0,075	0,070	0,070	0,075	0,050	0,030	-0,010

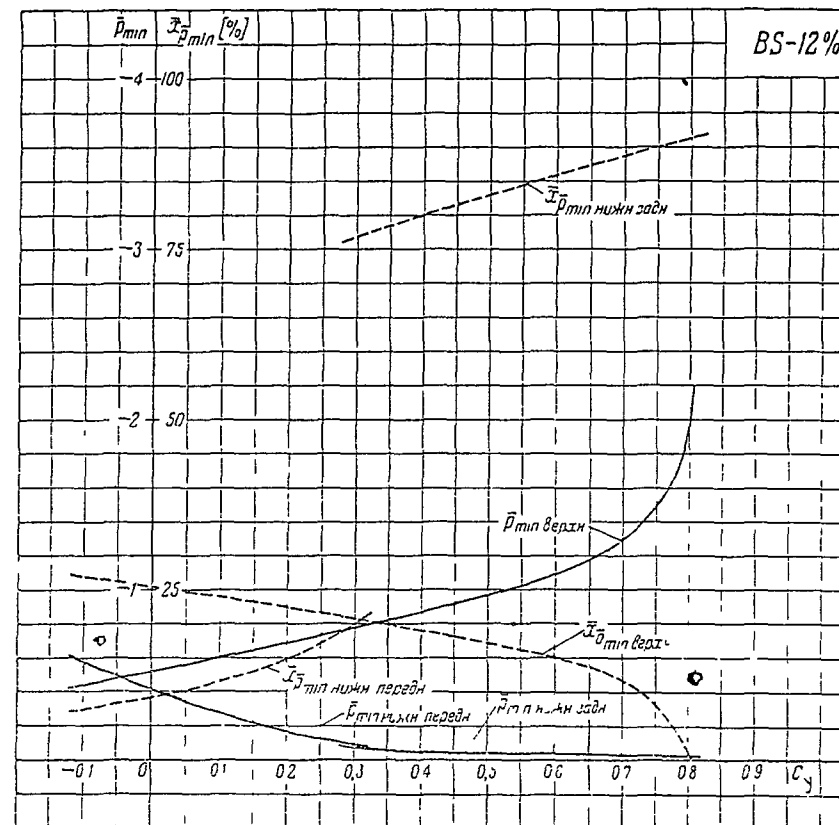


Таблица значений \bar{p}_{min} и $\bar{x}_{p_{min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{min} верхн	-0,440	-0,520	-0,600	-0,685	-0,775	-0,860	-0,965	-1,090	-1,970
\bar{p}_{min} нижн перед	-0,570	-0,415	-0,275	-0,160	-0,080	—	—	—	—
\bar{p}_{min} нижн задн	—	—	—	—	-0,070	-0,040	-0,040	-0,035	-0,020
$\bar{x}_{p_{min}}$ верхн [%]	27,0	25,4	24,0	22,5	20,7	18,9	17,2	15,0	1,0
$\bar{x}_{p_{min}}$ нижн передн [%]	7,50	9,0	11,5	14,8	20,0	—	—	—	—
$\bar{x}_{p_{min}}$ нижн задн [%]	—	—	—	—	77,0	80,0	83,0	85,9	91,1

Распределение давления
по профилю BS-8%
в области $c_{y \max}$

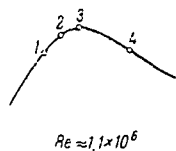
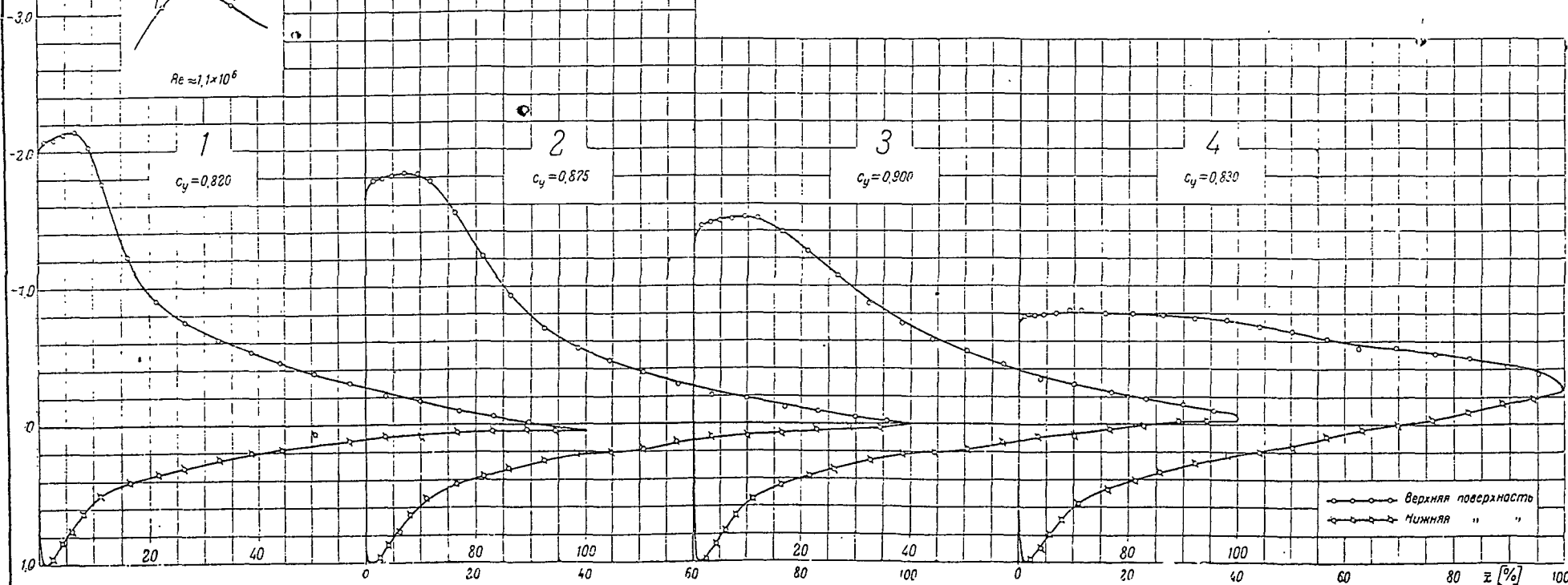


Таблица значений \bar{p} профиля BS-8% при больших значениях c_y

\bar{x} [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 0,820$	$c_y = 0,875$	$c_y = 0,900$	$c_y = 0,830$	$c_y = 0,820$	$c_y = 0,875$	$c_y = 0,900$	$c_y = 0,830$
1,0	-2,070	-1,760	-1,425	-0,780	1,000	1,000	1,000	1,000
2,5	-2,090	-1,790	-1,460	-0,790	0,950	0,950	0,950	0,960
5,0	-2,130	-1,820	-1,485	-0,800	0,800	0,810	0,815	0,830
10,0	-1,930	-1,800	-1,500	-0,805	0,540	0,580	0,570	0,590
15,0	-1,330	-1,610	-1,430	-0,805	0,430	0,450	0,460	0,490
20,0	-0,950	-1,290	-1,290	-0,800	0,370	0,385	0,390	0,420
30,0	-0,670	-0,790	-0,960	-0,780	0,280	0,285	0,290	0,310
40,0	-0,510	-0,530	-0,700	-0,740	0,200	0,220	0,215	0,220
50,0	-0,370	-0,380	-0,530	-0,670	0,150	0,190	0,180	0,160
60,0	-0,270	-0,270	-0,395	-0,590	0,100	0,120	0,115	0,070
70,0	-0,170	-0,190	-0,295	-0,540	0,070	0,080	0,070	0,000
80,0	-0,080	-0,115	-0,210	-0,495	0,055	0,050	0,010	-0,060
85,0	-0,040	-0,080	-0,175	-0,460	0,050	0,040	0,000	-0,105
90,0	-0,010	-0,050	-0,140	-0,425	0,050	0,030	-0,015	-0,150
95,0	0,020	-0,020	-0,110	-0,380	0,050	0,020	-0,025	-0,190



Распределение бавления
по профилю BS-12%
в области c_y макс.

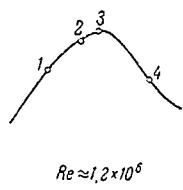
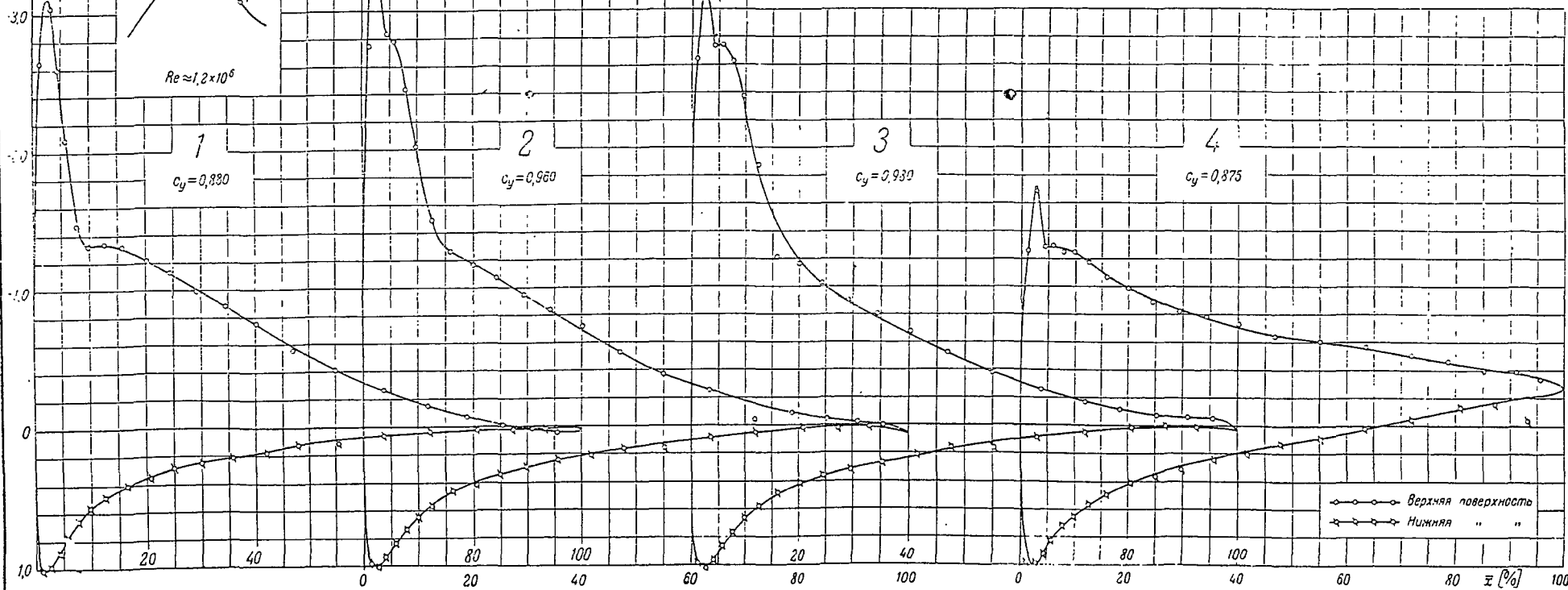


Таблица значений \bar{p} профиля BS-12% при больших значениях c_y

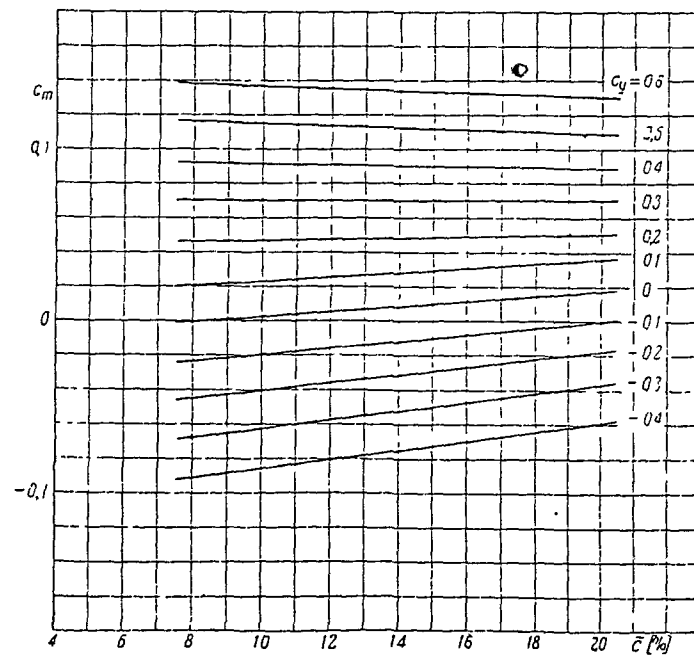
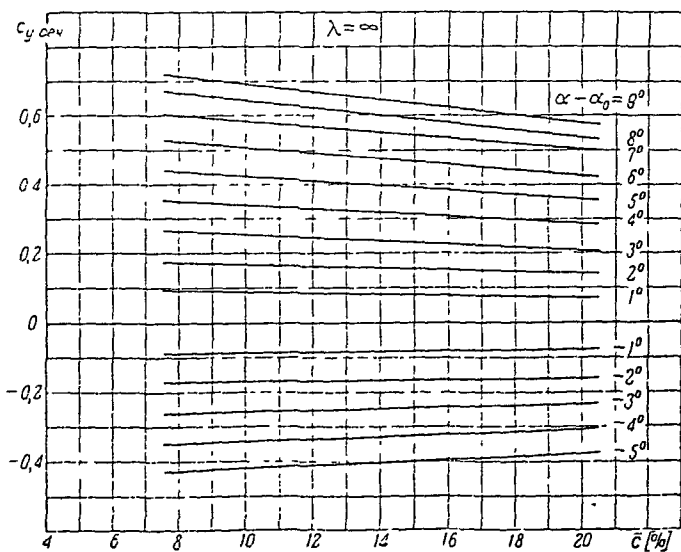
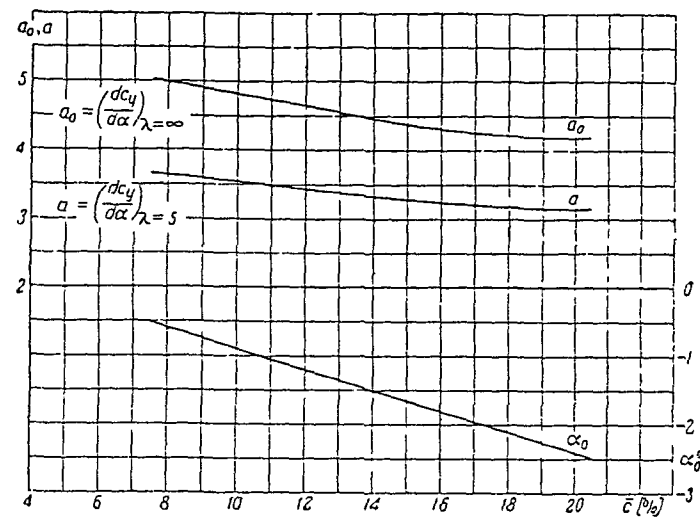
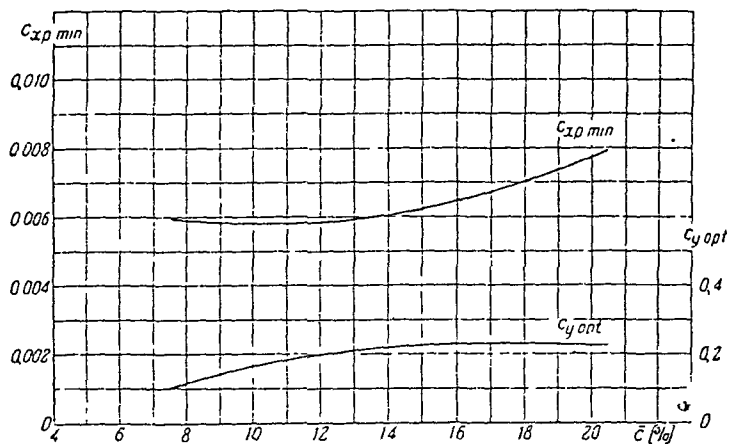
\bar{x} [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 0,880$	$c_y = 0,960$	$c_y = 0,980$	$c_y = 0,875$	$c_y = 0,880$	$c_y = 0,960$	$c_y = 0,980$	$c_y = 0,875$
1,0	-2,300	-2,500	-2,630	-1,170	1,000	0,980	0,965	0,880
2,5	-3,110	-3,320	-3,180	-1,700	0,990	1,000	1,000	1,000
5,0	-2,360	-2,810	-2,750	-1,280	0,830	0,880	0,910	0,860
10,0	-1,325	-1,930	-2,220	-1,230	0,560	0,645	0,670	0,645
15,0	-1,315	-1,290	-1,535	-1,100	0,430	0,485	0,525	0,525
20,0	-1,220	-1,180	-1,185	-0,990	0,350	0,405	0,435	0,430
30,0	-0,990	-0,935	-0,865	-0,820	0,245	0,290	0,310	0,290
40,0	-0,745	-0,690	-0,650	-0,710	0,180	0,215	0,240	0,205
50,0	-0,510	-0,470	-0,455	-0,625	0,115	0,150	0,160	0,130
60,0	-0,315	-0,305	-0,310	-0,565	0,070	0,100	0,095	0,050
70,0	-0,170	-0,180	-0,190	-0,505	0,050	0,055	0,050	-0,025
80,0	-0,060	-0,085	-0,105	-0,430	0,030	0,020	0,015	-0,105
85,0	-0,020	-0,050	-0,075	-0,400	0,025	0,005	0,005	-0,140
90,0	0,015	-0,025	-0,060	-0,380	0,020	0,005	0,005	-0,175
95,0	0,040	-0,010	-0,055	-0,350	0,015	0,020	0,010	-0,210



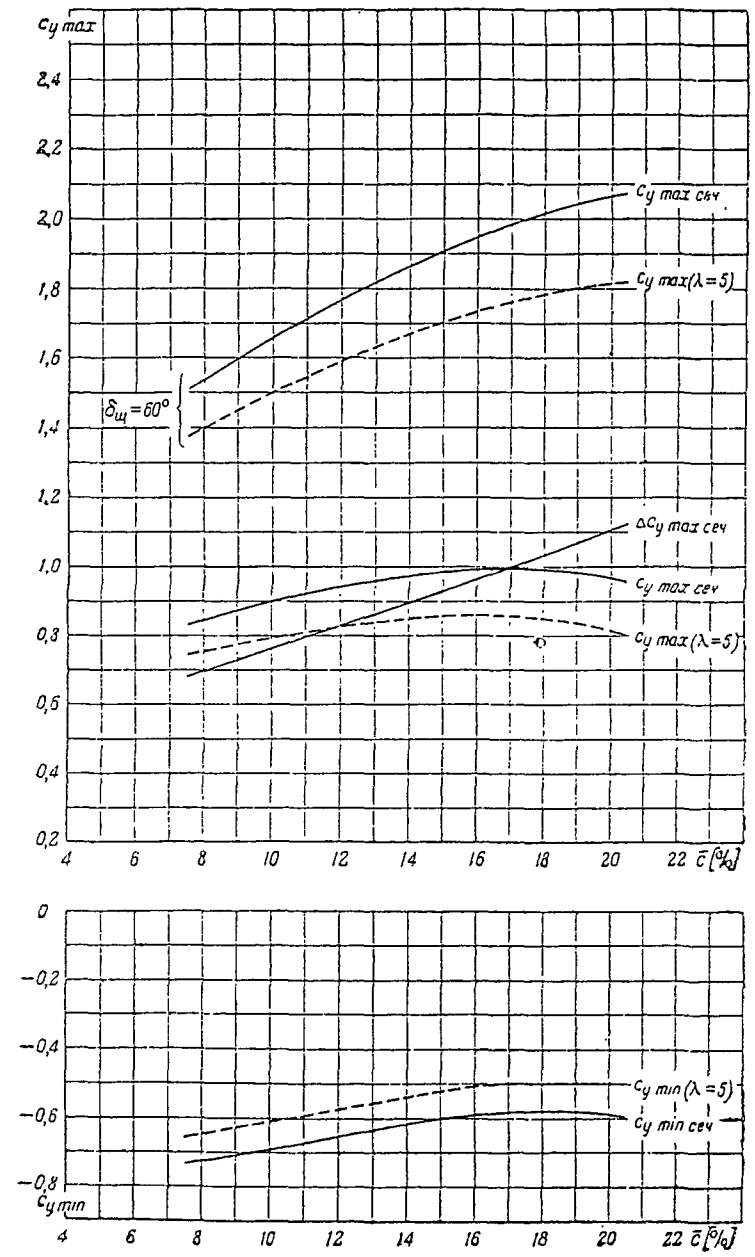
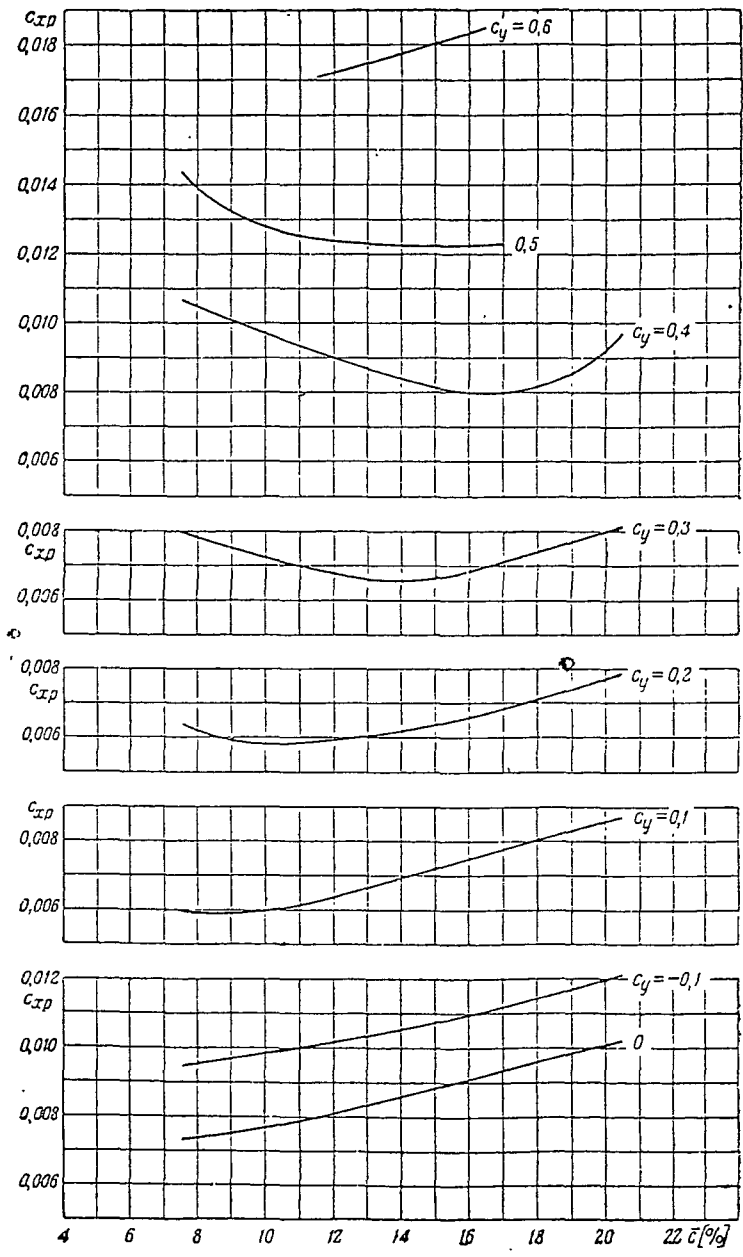
Серия ВД

Сводные диаграммы

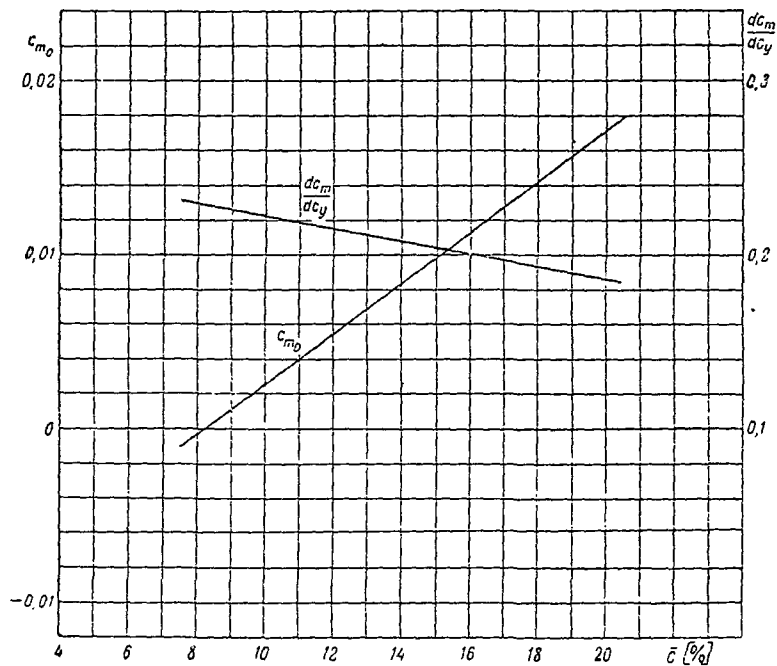
$Re \approx 1,7 \times 10^6$



Серия ВД

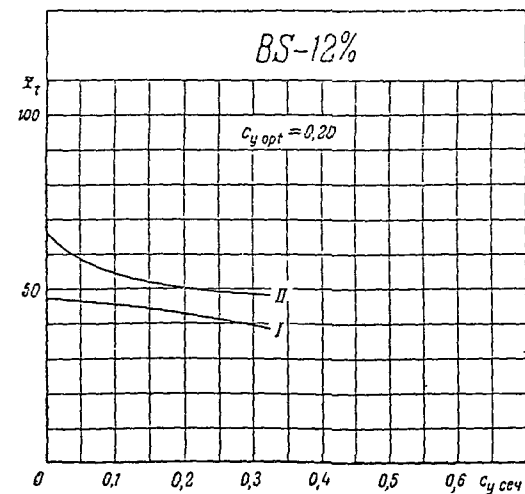
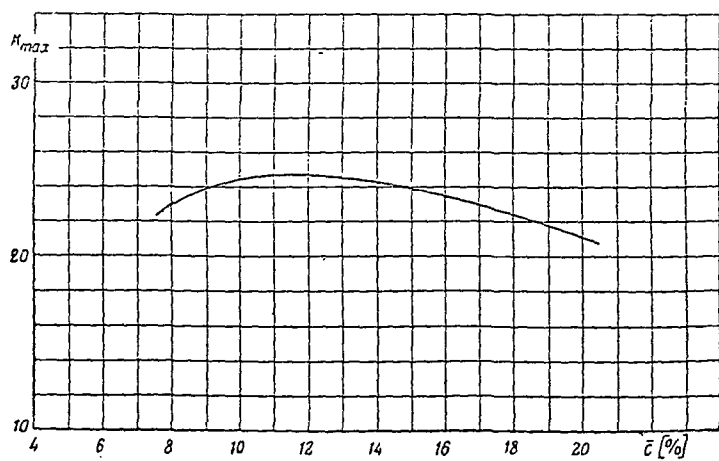
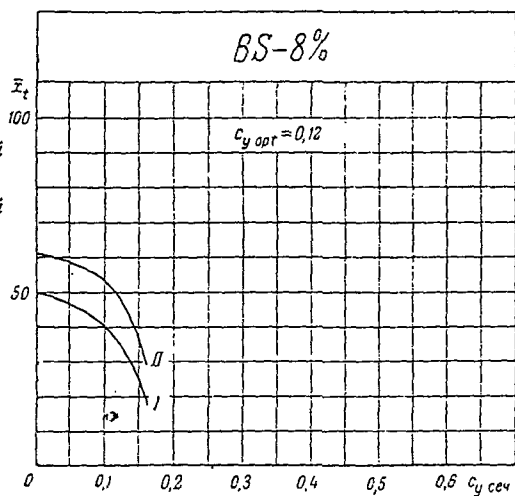


Серия-BS

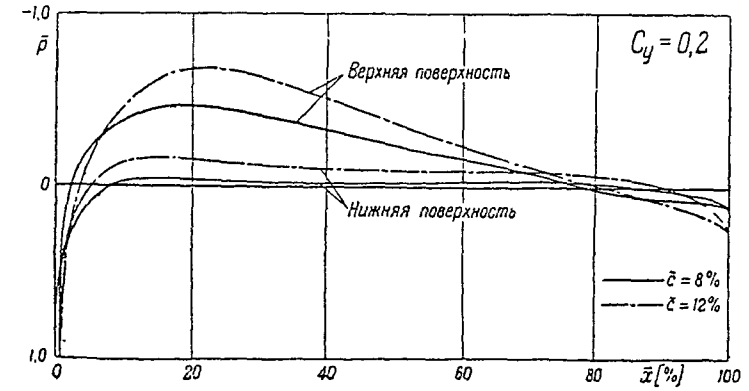
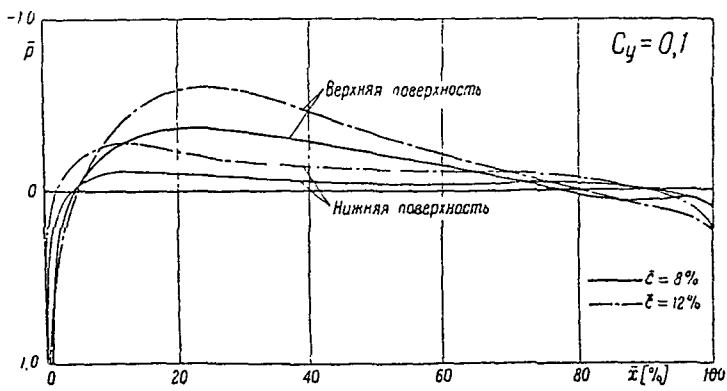
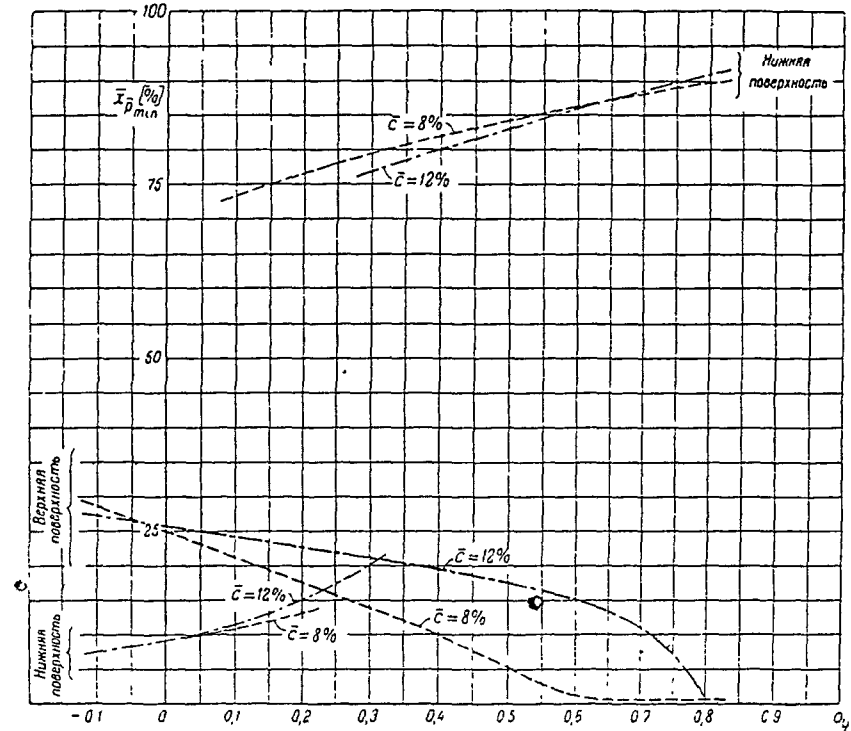
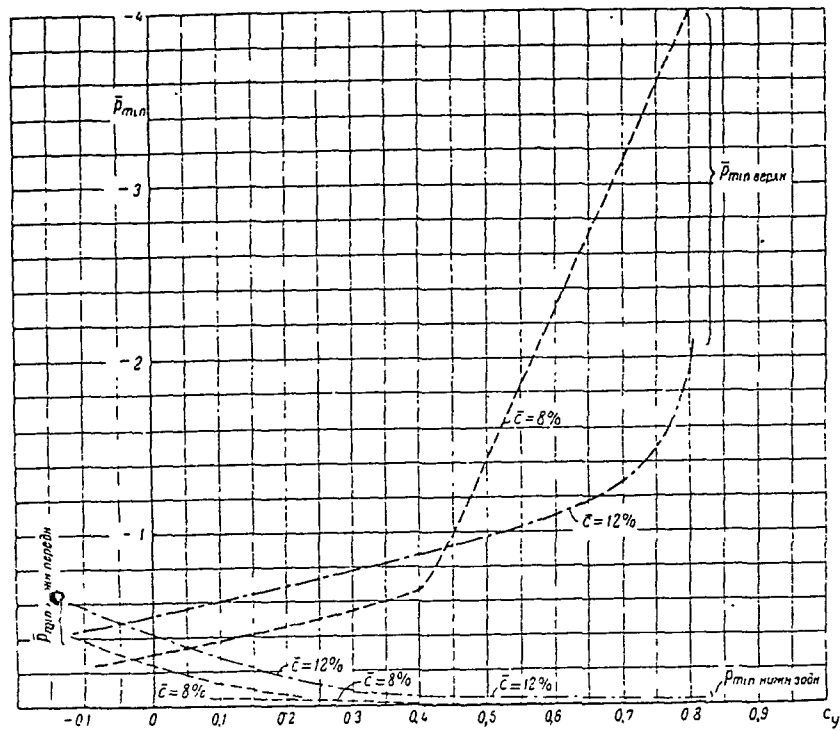


Границы области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние при $Re \approx 1,7 \times 10^6$

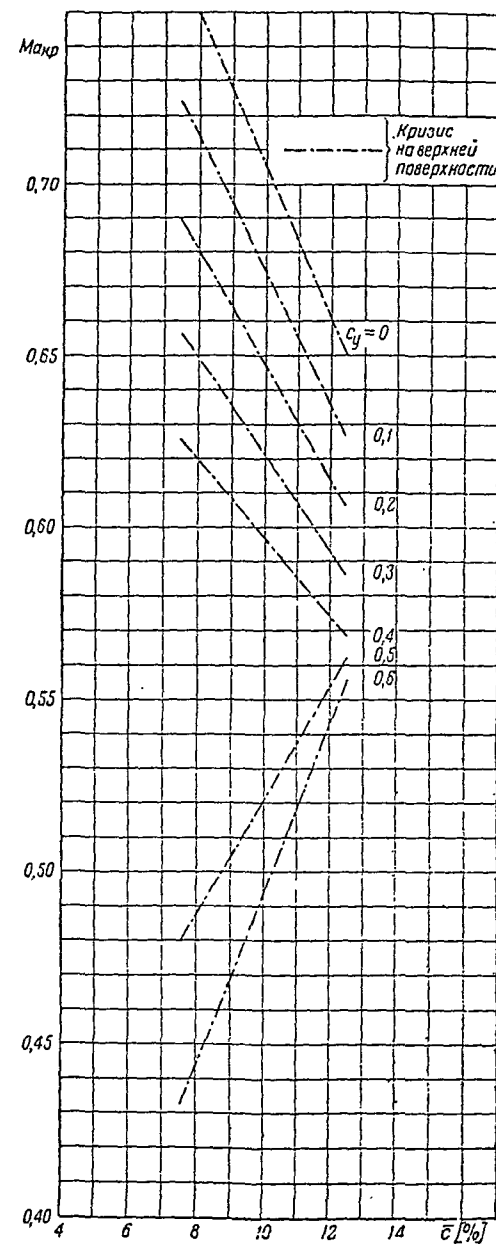
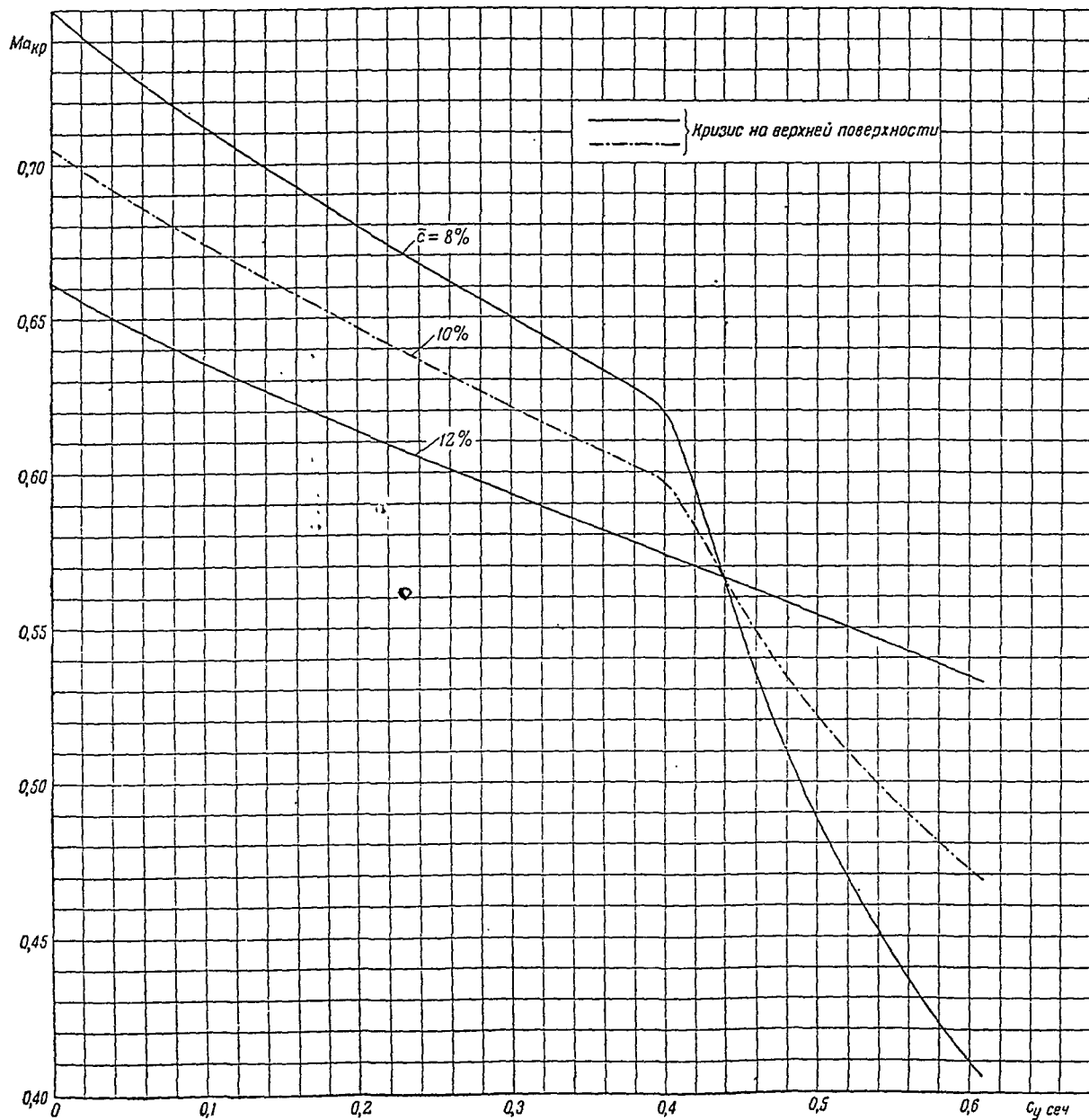
- \bar{x}_t — расстояние от передней кромки в процентах хорды
- I — начало перехода
- II — конец перехода
- область перехода на верхней поверхности
- - - область перехода на нижней поверхности



Серия BS



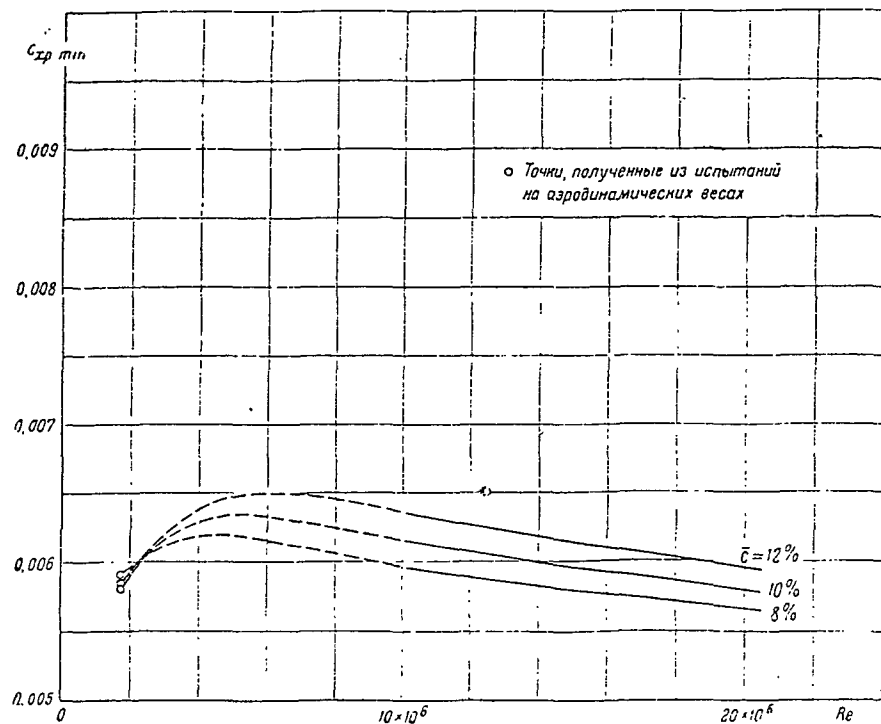
Серия В5



Серия ВД

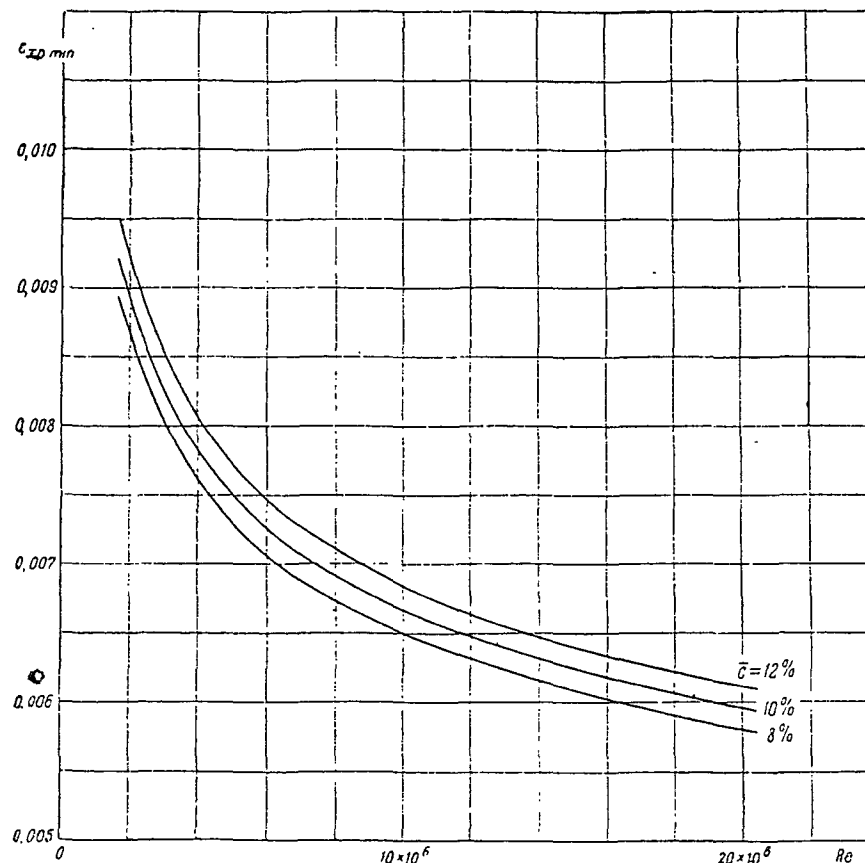
Расчетные графики для определения минимальных значений коэффициента профильного сопротивления на больших числах Рейнольдса

Первый вариант расчета (основной)



Re \ \bar{c}	8%	10%	12%
$1,7 \times 10^6$	0,0059 _h	0,0058 _з	0,0058 _з
5×10^6	0,0062 _o	0,0063 _з	0,0064 _з
10×10^6	0,0059 ₇	0,0061 _з	0,0063 _з
15×10^6	0,0058 _o	0,0059 _з	0,0061 _з
20×10^6	0,0056 _з	0,0058 _o	0,0059 _з

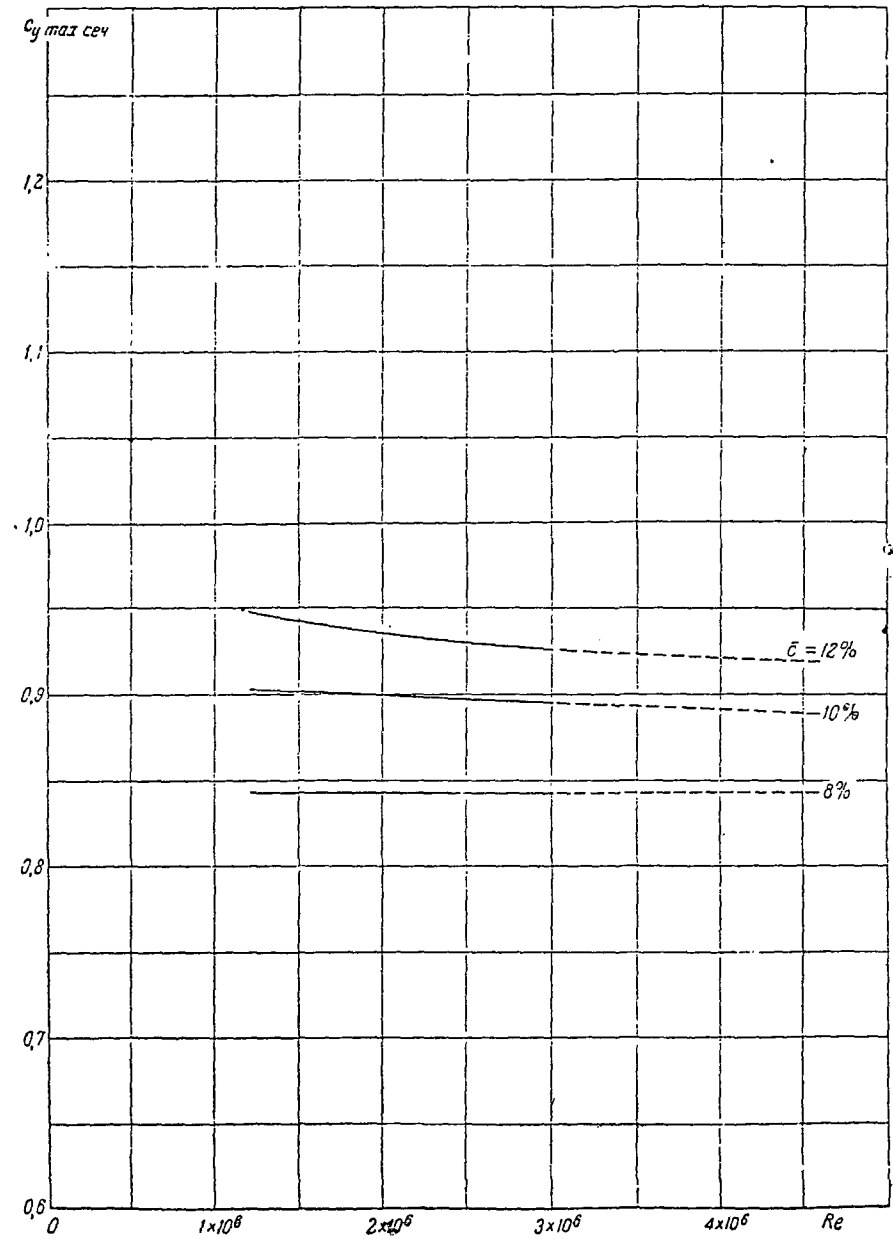
Второй вариант расчета



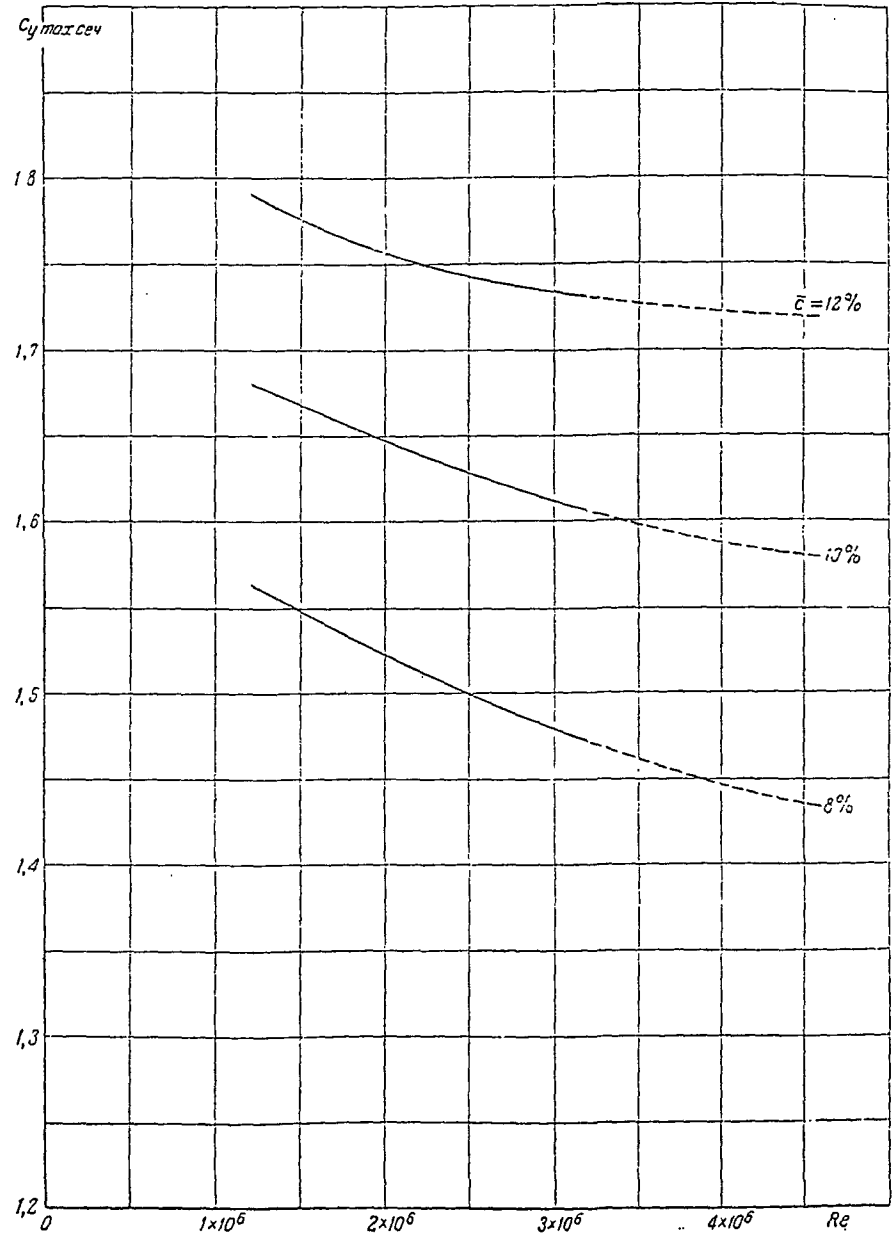
Re \ \bar{c}	8%	10%	12%
3×10^6	0,0030 _з	0,0032 _з	0,0035 _з
5×10^6	0,0073 _o	0,0075 _o	0,0077 _z
10×10^6	0,0065 _o	0,0066 _z	0,0068 _z
15×10^6	0,0060 _з	0,0062 _z	0,0064 _o
20×10^6	0,0058 _o	0,0059 _z	0,0061 _z

Серия ВД

$\delta_{\text{ш}} = 0$



$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$



Серия D-2

С Е Р И Я D-2

Основные геометрические параметры серии в процентах хорды:

- положение максимальной толщины $\bar{x}_c = 27\%$
- положение относительной вогнутости $\bar{x}_1 = 25\%$
- положение обратной вогнутости $\bar{x}_2 = 93\%$

Значение относительной вогнутости \bar{f}_1 и обратной вогнутости \bar{f}_2 для профилей с толщиной $\bar{c} \leq 14\%$ изменяется в зависимости от толщины профиля по закону прямой пропорциональности. Для профилей с толщиной $\bar{c} > 14\%$ вогнутость остается постоянной и равна вогнутости 14-процентного профиля, т. е. средней линией этих профилей остается средняя линия профиля 14-процентного профиля.

В атласе серия представлена пятью профилями с относительной толщиной: 8, 11, 14, 17 и 20%.

* * *

Исходные данные для построения серии взяты из работы инж. Солодкина¹. Особенностью этой серии является то, что законы построения профилей с относительной толщиной меньше 14% и толщиной большей 14% различны. Для профилей с толщиной $\bar{c} \leq 14\%$ ординаты верхней и нижней частей контура ($\bar{y}_в$ и $\bar{y}_н$) изменяются пропорционально толщине профиля, и, следовательно, тому же закону следует изменение вогнутости при изменении толщины профиля.

Ординаты $\bar{y}_в$ и $\bar{y}_н$ профилей с толщиной $\bar{c} > 14\%$ получаются как алгебраические суммы ординат средней линии 14-процентного профиля и ординат профиля D-2—14%, отсчитываемых от средней линии и измененных пропорционально толщине.

* * *

Для того, чтобы облегчить построение профиля любой толщины, а также для уточнения координат и проверки плавности обвода контура были построены два эюрных профиля ($\bar{c}=100\%$)—несимметричный со средней линией и симметричный, а также составлена таблица следующих данных: ординат верхней и нижней частей контура эюрного профиля ($\bar{y}_в.эп$ и $\bar{y}_н.эп$), значений толщин профиля в данном месте хорды $\bar{y}_{эп}$ и ординат средней линии $\bar{y}_{ср.л.эп}$ несимметричного профиля.

¹ Е. Е. Солодкин. Серия профиля D-2. Труды ЦАГИ, вып. 264, 1936 г.

Основные геометрические параметры эюрного профиля:

несимметричный профиль

- относительная максимальная толщина $\bar{c}_{эп} = 100\%$
- положение максимальной толщины $\bar{x}_{с.эп} = 27\%$
- относительная вогнутость $\bar{f}_{1эп} = 29,1\%$
- положение вогнутости $\bar{x}_{f1} = 25\%$
- обратная вогнутость $\bar{f}_2 = 1,17\%$
- положение обратной вогнутости $\bar{x}_{f2} = 93\%$

симметричный профиль

- относительная максимальная толщина $\bar{c}_{эп} = 100\%$
- положение максимальной толщины $\bar{x}_{с.эп} = 27\%$

Приведенный материал в таблицах для симметричного и несимметричного эюрных профилей серии D-2 позволяет осуществить построение профилей этой серии различной заданной толщины.

Для построения профилей с толщиной $\bar{c} \leq 14\%$ необходимо уменьшить ординаты эюрного профиля в отношении $\frac{\bar{c}}{100}$, т. е.

$$\bar{y}_в = \bar{y}_{в.эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100}; \quad \bar{y}_н = \bar{y}_{н.эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100}.$$

Для построения профилей с толщиной $\bar{c} > 14\%$ необходимо ординаты средней линии эюрного несимметричного профиля перемножить на 0,14 и сложить с соответствующими ординатами эюрного симметричного профиля, уменьшенными в отношении $\frac{\bar{c}}{100}$.

Следовательно, для профилей с толщиной $\bar{c} > 14\%$

$$\bar{y}_в = \bar{y}_{ср.л.эп} \cdot 0,14 + \bar{y}_{эп.сим} \cdot \frac{\bar{c}}{100}; \quad \bar{y}_н = \bar{y}_{ср.л.эп} \cdot 0,14 - \bar{y}_{эп.сим} \cdot \frac{\bar{c}}{100}.$$

Ординаты средней линии профилей с толщиной $\bar{c} \leq 14\%$ определяются по формуле:

$$\bar{y}_{ср.л} = \bar{y}_{ср.л.эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100}.$$

Для профилей с толщиной $\bar{c} > 14\%$ средняя линия остается неизменной и, как указано выше, является средней линией 14-процентного профиля.

Серия D-2

Контуры профилей

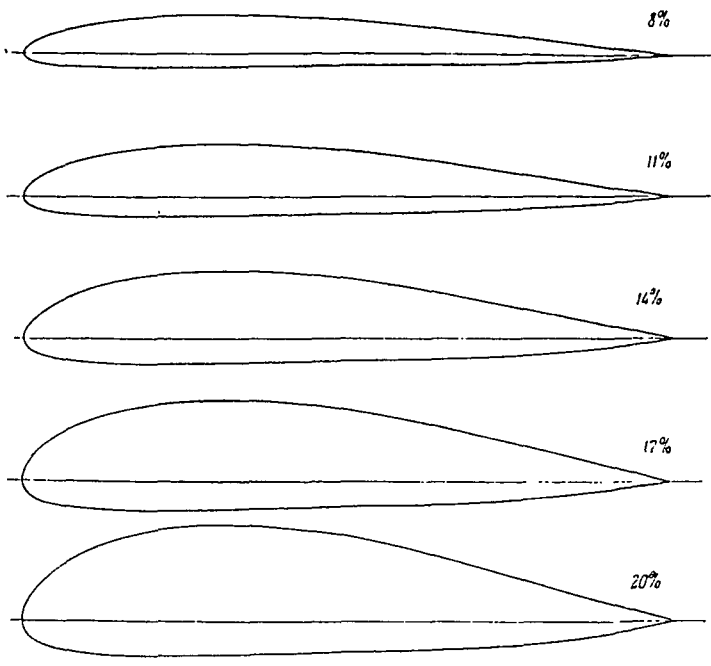
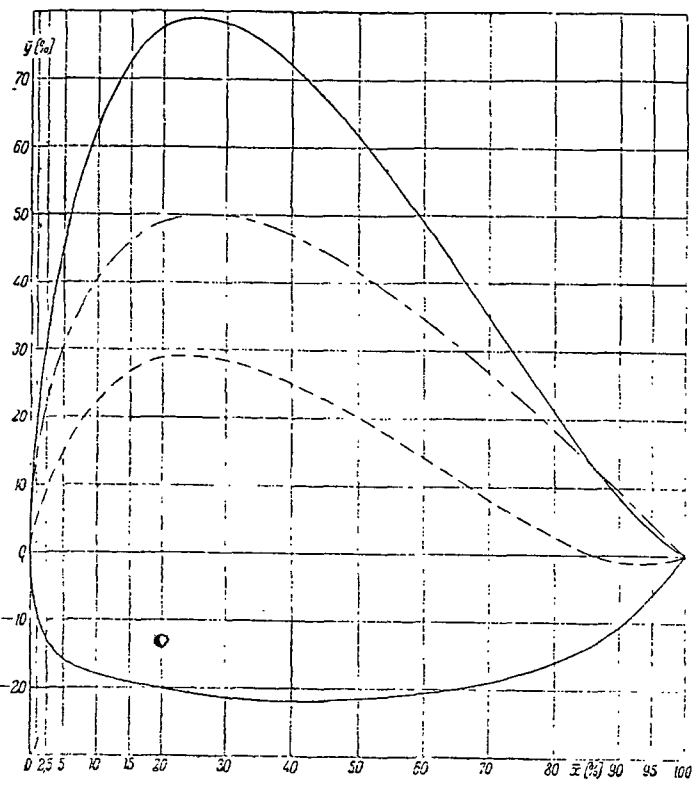


Таблица основных геометрических параметров серии D-2

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
8	27,00	2,328	25,00	-0,094	93,00
11	27,00	3,201	25,00	-0,129	93,00
14	27,00	4,074	25,00	-0,164	93,00
17	27,00	4,074	25,00	-0,164	93,00
20	27,00	4,074	25,00	-0,164	93,00

Эпюрный профиль серии D-2



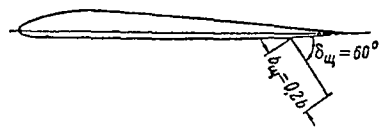
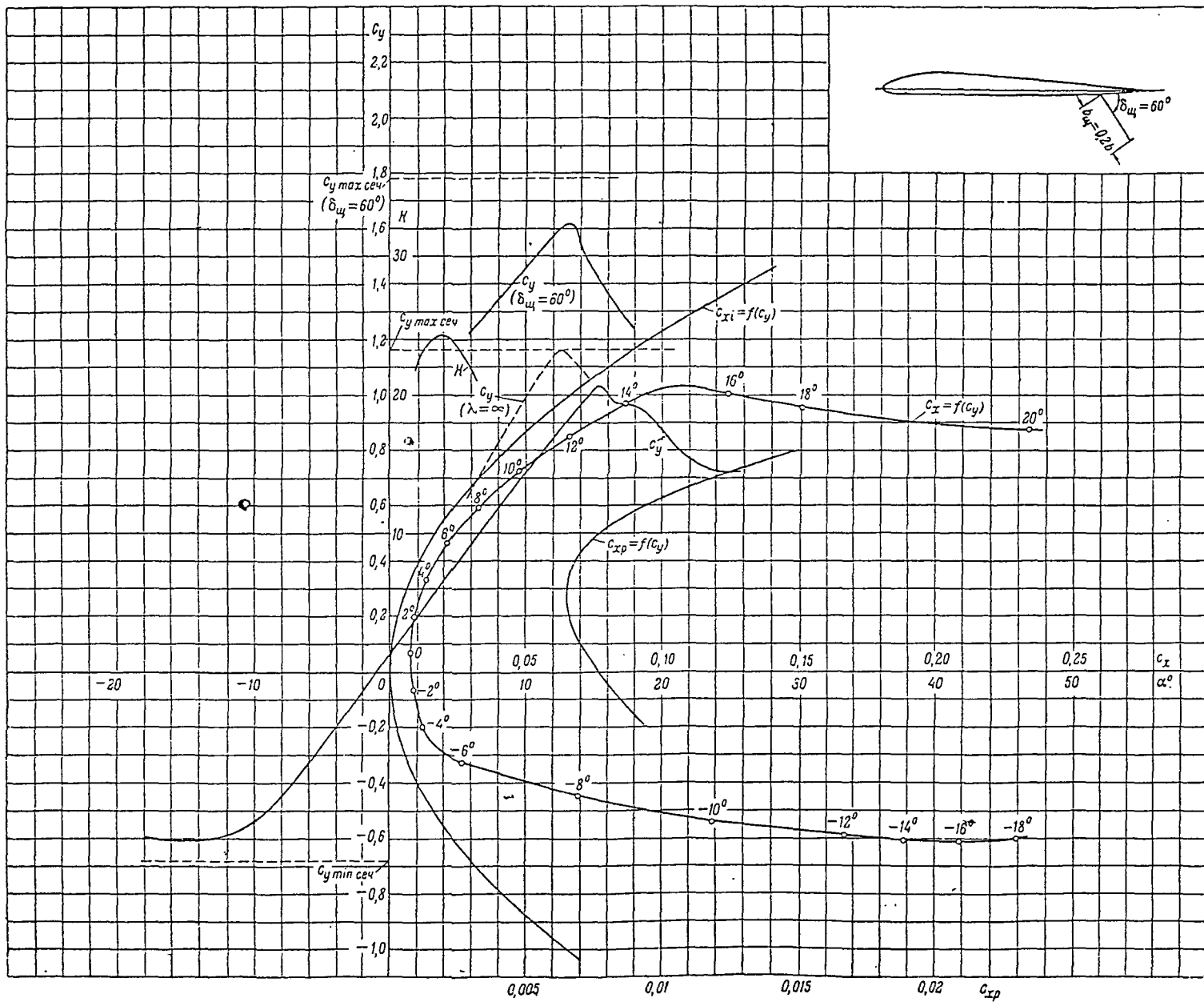
x — расстояние от передней кромки в процентах хорды

Координаты эпюрного профиля D-2

\bar{x} [%]	0,25	0,50	0,75	1,00	1,25	1,75	2,50	3,25	5,00	7,50	10,00	15,00	20,00	30,00	40,00	50,00	60,00	70,00	80,00	85,00	90,00	95,00	100,00
\bar{y}_a эп [%]	8,400	12,750	15,850	18,500	21,000	25,550	31,350	36,200	43,300	53,450	62,750	72,700	77,650	78,300	72,150	61,650	49,000	34,900	21,160	14,430	8,640	3,540	0,000
\bar{y}_n эп [%]	-4,500	-6,600	-7,950	-8,950	-9,850	-11,250	-12,850	-14,050	-15,920	-17,250	-18,130	-19,220	-20,080	-21,470	-21,960	-21,480	-20,550	-18,920	-15,810	-13,680	-10,500	-5,780	0,000
\bar{h} эп [%]	12,900	19,350	23,800	27,450	30,850	36,800	44,200	50,250	61,220	72,700	80,880	91,920	97,730	99,770	94,110	83,130	69,550	53,820	36,970	28,110	19,240	9,420	0,000
$\bar{y}_{ср. л. эп}$ [%]	1,950	3,075	3,950	4,775	5,575	7,150	9,250	11,075	14,690	19,100	22,310	26,740	28,785	28,415	25,095	20,085	14,225	7,990	2,675	0,375	-0,980	-1,070	0,000
$\bar{y}_{(в. н.) сим. эп}$ [%]	6,450	9,675	11,900	13,725	15,425	18,400	22,100	25,125	30,610	33,350	40,440	45,960	48,835	49,885	47,055	41,565	34,775	26,910	18,485	14,055	9,620	4,710	0,000

Пример. Пользуясь ординатами эпюрного профиля, определим \bar{y}_a и \bar{y}_n для $\bar{x} = 10\%$ при толщине профиля $\bar{c} = 12\%$ и $\bar{c} = 16\%$;

$$\bar{c} = 12\% \begin{cases} \bar{y}_a = \bar{y}_{a, эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100} = 62,750 \frac{12}{100} = 7,530; \\ \bar{y}_n = \bar{y}_{n, эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100} = -18,130 \frac{12}{100} = -2,176; \end{cases} \quad \bar{c} = 16\% \begin{cases} \bar{y}_a = \bar{y}_{ср. л. эп} \cdot 0,14 + \bar{y}_{сим. эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100} = 22,310 \cdot 0,14 + 40,440 \frac{16}{100} = 9,593 \\ \bar{y}_n = \bar{y}_{ср. л. эп} \cdot 0,14 - \bar{y}_{сим. эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100} = 22,310 \cdot 0,14 - 40,440 \frac{16}{100} = -3,347. \end{cases}$$



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

$C_{xp \min} = 0,00650$

$C_{y \text{ opt}} = 0,28$

$C_{x_0} = 0,00762$

$\alpha_0 = -0,32$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,25$

$C_{y \max} = 1,16$

$\alpha_{xp} = 12,5$

$C_{y \min} = -0,688$

$C_{m_0} = 0$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,236$

$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 178,5$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_w = 60^\circ$

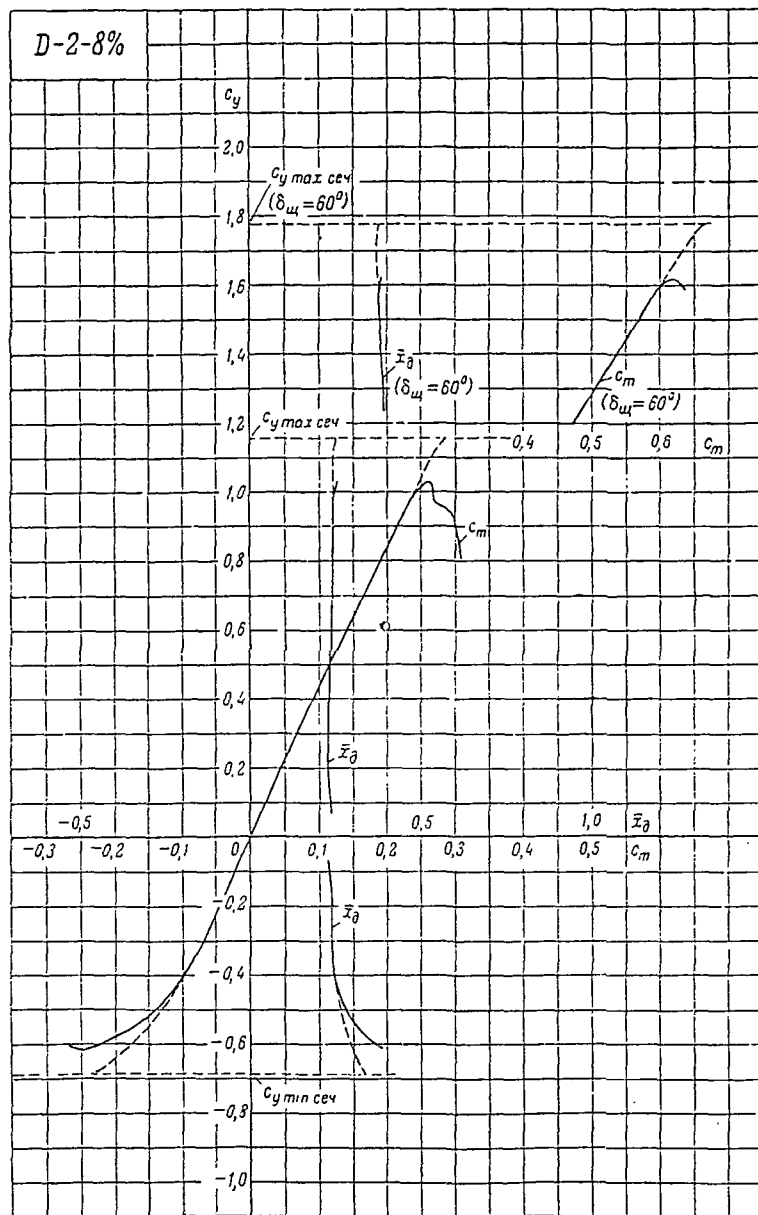
$C_{y \max} = 1,785$

$\Delta C_{y \max} = 0,625$

$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 274,5$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$

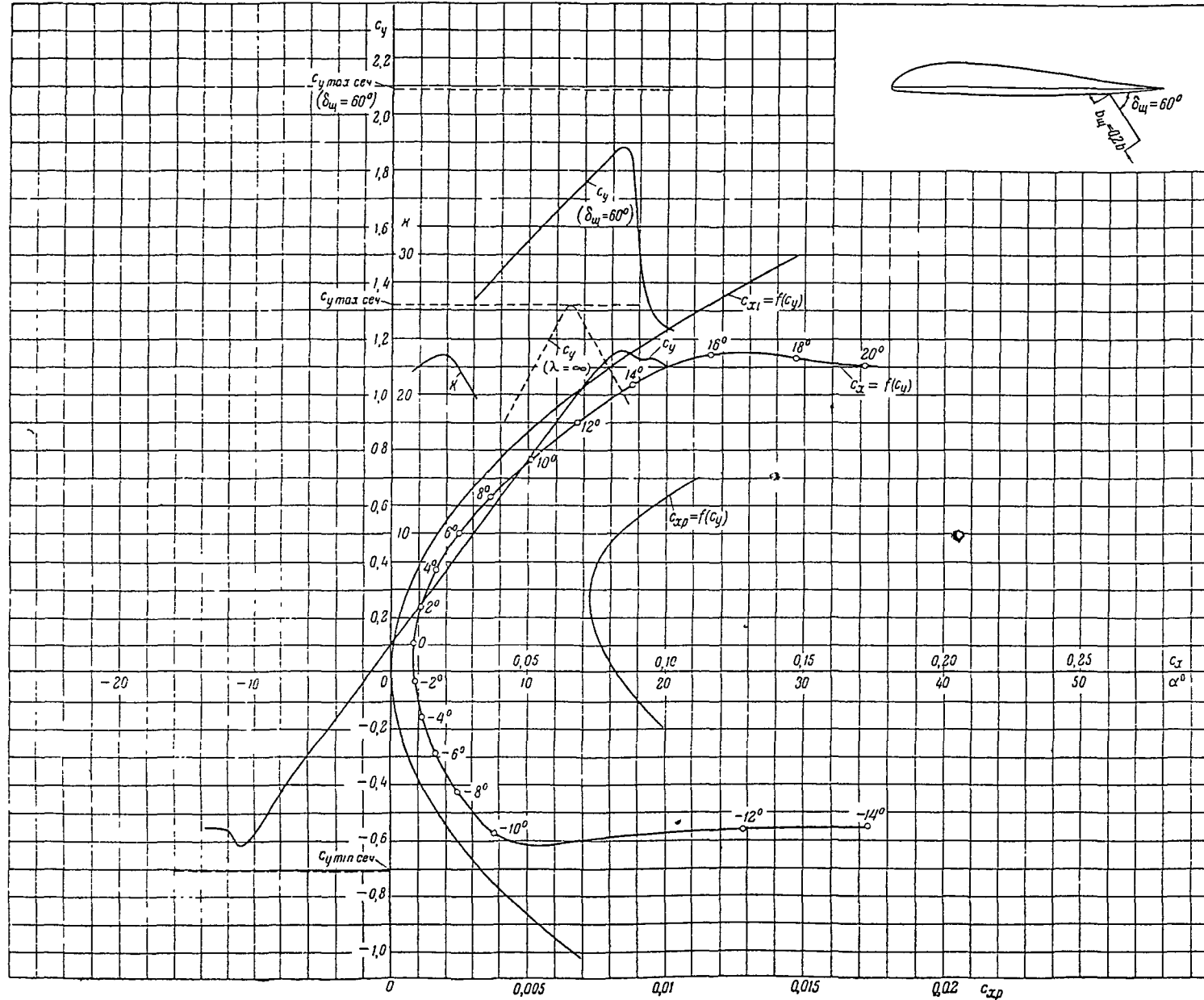
Серия Д-2


 Таблица значений аэродинамических коэффициентов
 ($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_∂	c_{xp}	$\delta_w = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_∂
-16°	-0,612	0,2090	-0,237	0,388				
-14°	-0,610	0,1890	-0,235	0,386				
-12°	-0,590	0,1670	-0,213	0,361				
-10°	-0,542	0,1190	-0,166	0,306				
-8°	-0,452	0,0691	-0,118	0,261				
-6°	-0,331	0,0271	-0,078	0,236				
-4°	-0,200	0,0120	-0,047	0,235	0,0094 ₁			
-2°	-0,067	0,0088	-0,015	0,224	0,0082 ₁			
0°	0,067	0,0076	0,016	0,239	0,0071 ₈			
2°	0,200	0,0092	0,045	0,225	0,0066 ₀			
4°	0,330	0,0136	0,075	0,227	0,0065 ₅			
6°	0,462	0,0213	0,105	0,227	0,0072 ₃	1,236	0,485	0,392
8°	0,596	0,0327	0,139	0,233	0,0093 ₀	1,350	0,521	0,386
10°	0,728	0,0476	0,172	0,236	0,0125 ₉	1,465	0,556	0,380
12°	0,850	0,0659	0,203	0,239		1,578	0,592	0,376
14°	0,970	0,0864	0,233	0,240				

Серия D-2

Профиль D-2-11%



Основные аэродинамические
характеристики сечения
($\lambda = \infty$)

$$\delta_{\omega} = 0$$

$$c_{xрmin} = 0,00720$$

$$c_{yopt} = 0,280$$

$$c_{x_0} = 0,00820$$

$$\alpha_0 = -1,55$$

$$\frac{dc_y}{d\alpha} = 5,17$$

$$c_{ymax} = 1,320$$

$$\alpha_{кр} = 13^{\circ}$$

$$c_{ymin} = -0,708$$

$$c_{m_0} = 0$$

$$\frac{dc_m}{dc_y} = 0,230$$

$$\frac{c_{ymax}}{c_{xрmin}} = 183,2$$

$$Re \approx 1,7 \times 10^6$$

$$\delta_{\omega} = 60^{\circ}$$

$$c_{ymax} = 2,085$$

$$\Delta c_{ymax} = 0,775$$

$$\frac{c_{ymax}}{c_{xрmin}} = 291,0$$

$$Re \approx 1,65 \times 10^6$$

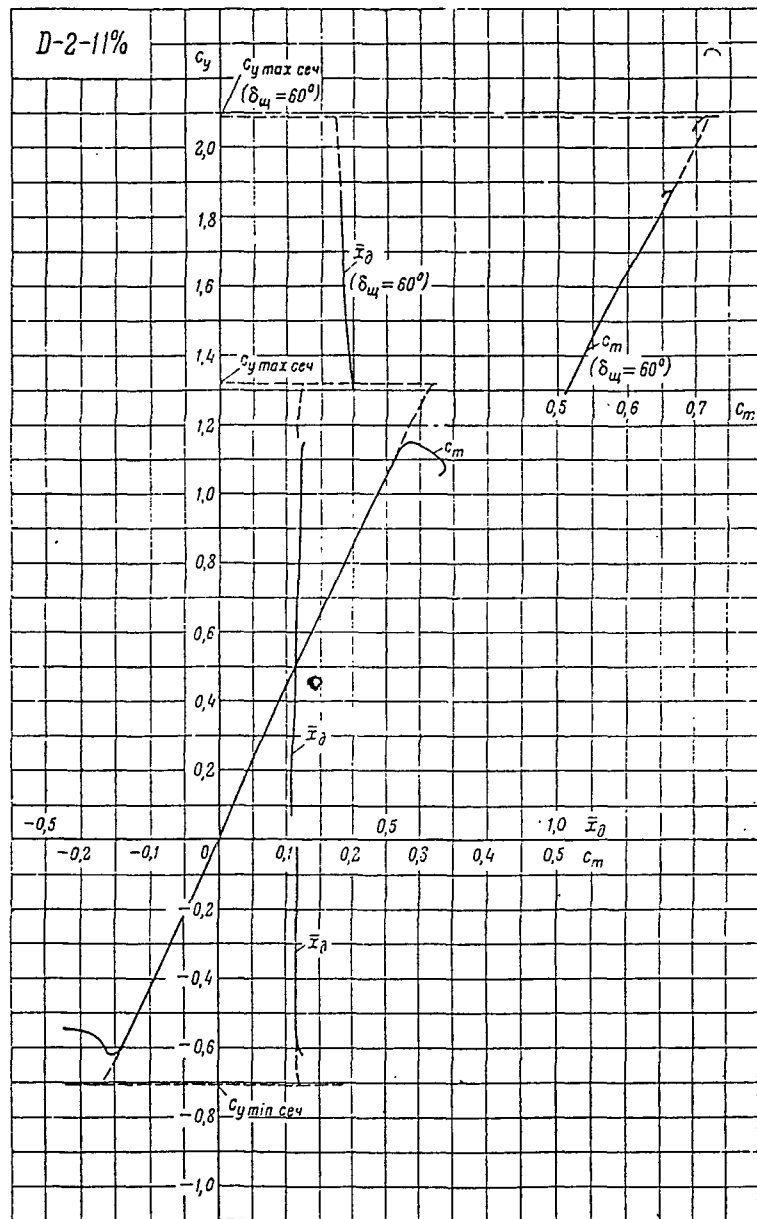
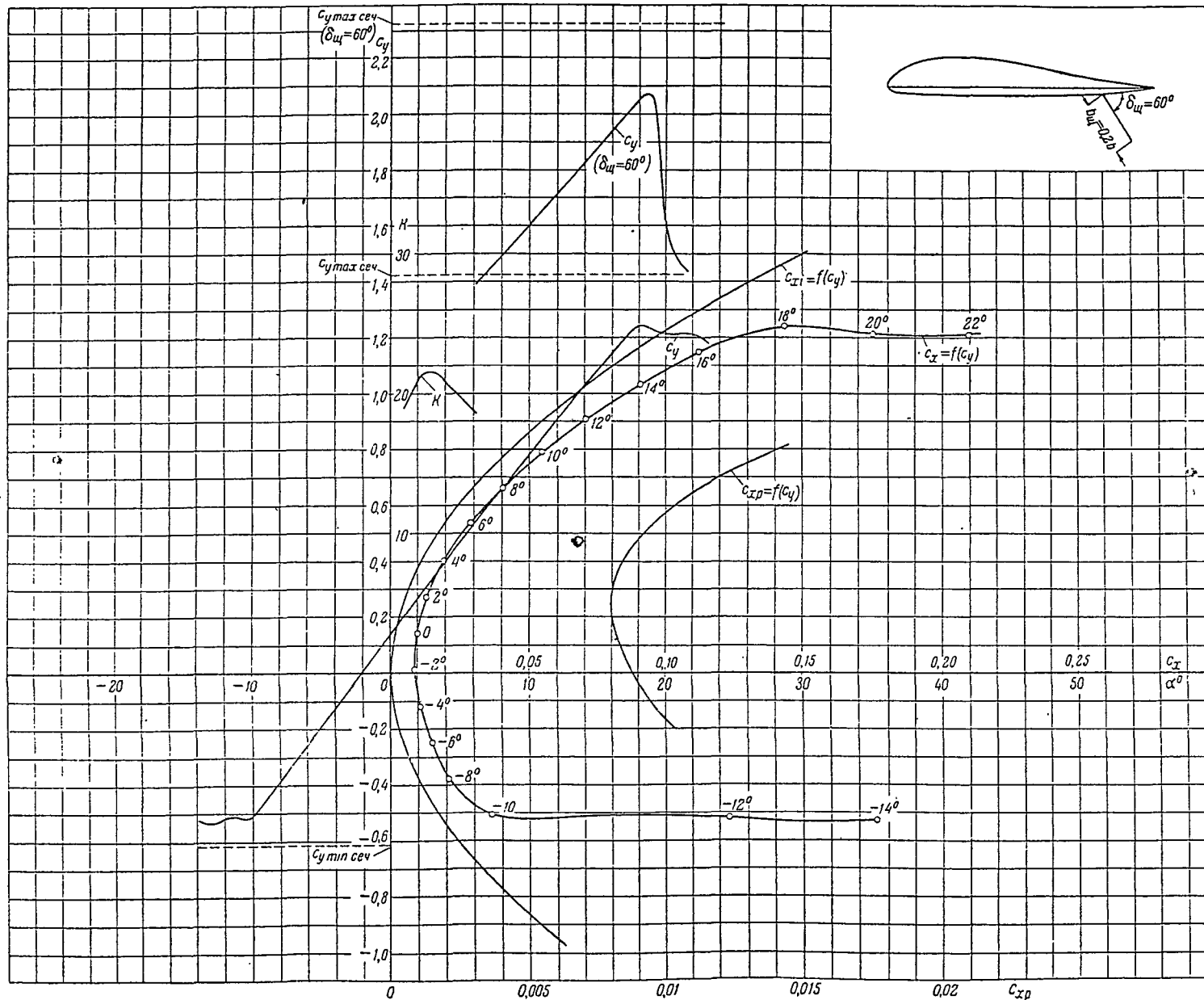


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-10°	-0,573	0,0378	-0,133	0,232				
-8°	-0,426	0,0240	-0,097	0,228				
-6°	-0,291	0,0162	-0,067	0,230				
-4°	-0,160	0,0111	-0,037	0,231	0,00947			
-2°	-0,030	0,0084	-0,007	0,233	0,00839			
0°	0,104	0,0083	0,022	0,212	0,00759			
2°	0,236	0,0109	0,050	0,212	0,00727			
4°	0,370	0,0164	0,082	0,222	0,00739			
6°	0,500	0,0248	0,112	0,224	0,00830	1,342	0,522	0,389
8°	0,635	0,0365	0,146	0,230	0,01001	1,447	0,547	0,378
10°	0,766	0,0510	0,178	0,232		1,550	0,573	0,370
12°	0,900	0,0677	0,212	0,236		1,655	0,600	0,363
14°	1,032	0,0874	0,244	0,236		1,760	0,631	0,359
16°	1,141	0,1162	0,275	0,241		1,861	0,658	0,353



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

$C_{xpmin} = 0,00790$

$C_{yopt} = 0,250$

$C_{x0} = 0,00872$

$\alpha_0 = -2,5$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,10$

$C_{ymax} = 1,425$

$\alpha_{кр} = -$

$C_{ymin} = -0,612$

$C_{m0} = 0$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,225$

$\frac{C_{ymax}}{C_{xpmin}} = 180,4$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_w = 60^\circ$

$C_{ymax} = 2,325$

$\Delta C_{ymax} = 0,900$

$\frac{C_{ymax}}{C_{xpmin}} = 294,0$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$

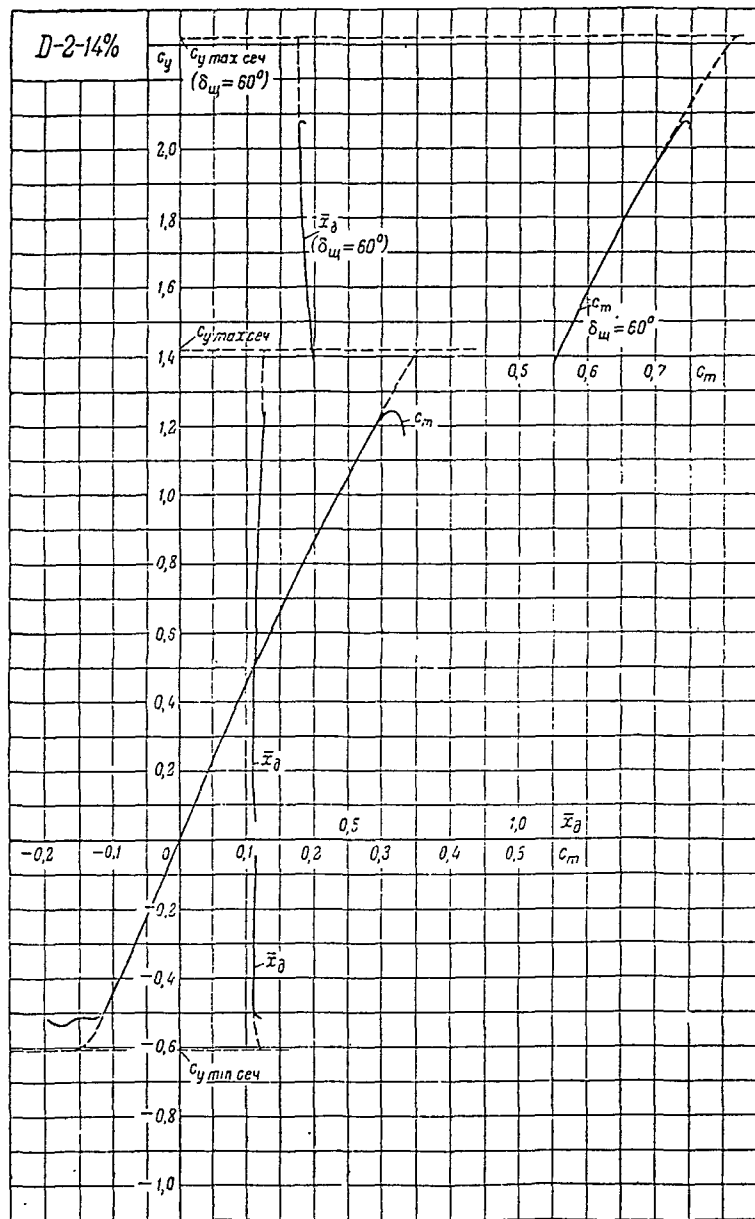
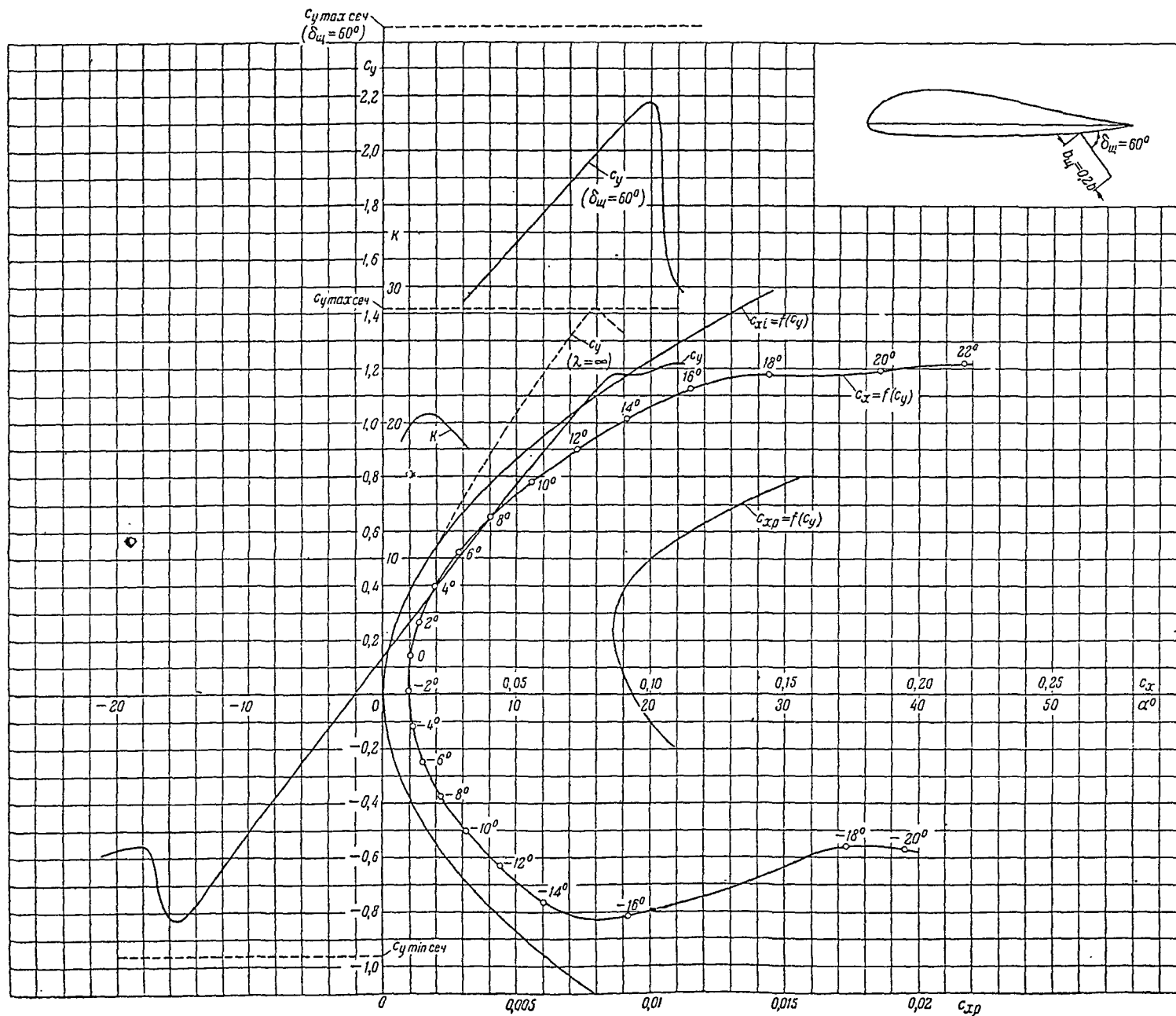


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-10°	-0,508	0,0360	-0,117	0,230				
-8°	-0,380	0,0210	-0,085	0,224				
-6°	-0,250	0,0149	-0,057	0,228				
-4°	-0,119	0,0106	-0,027	0,227	0,00955			
-2°	0,012	0,0088	0,002		0,00866			
0°	0,146	0,0095	0,032	0,219	0,00811			
2°	0,276	0,0130	0,061	0,221	0,00796			
4°	0,408	0,0194	0,090	0,220	0,00842			
6°	0,537	0,0285	0,120	0,224	0,00950	1,390	0,553	0,398
8°	0,668	0,0407	0,152	0,228	0,01127	1,498	0,578	0,386
10°	0,790	0,0546	0,182	0,230	0,01380	1,605	0,604	0,376
12°	0,913	0,0700	0,213	0,234		1,716	0,632	0,369
14°	1,035	0,0905	0,245	0,237		1,830	0,662	0,362
16°	1,150	0,1120	0,277	0,241		1,943	0,697	0,359
18°	1,244	0,1433	0,315	0,253		2,056	0,716	0,350

Серия D-2

Профиль D-2-17%



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$
$C_{x \min} = 0,00860$
$C_{y \text{opt}} = 0,250$
$C_{x0} = 0,00930$
$\alpha_0 = -2,15$
$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,00$
$C_{y \max} = 1,420$
$\alpha_{xp} = 15,3$
$C_{y \min} = -0,98$
$C_{m0} = 0$
$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,220$
$\frac{C_{y \max}}{C_{x \min}} = 165,2$
$Re \approx 1,7 \times 10^5$
$\delta_w = 60^\circ$
$C_{y \max} = 2,455$
$\Delta C_{y \max} = 1,035$
$\frac{C_{y \max}}{C_{x \min}} = 285,5$
$Re \approx 1,65 \times 10^6$

Серия D-2

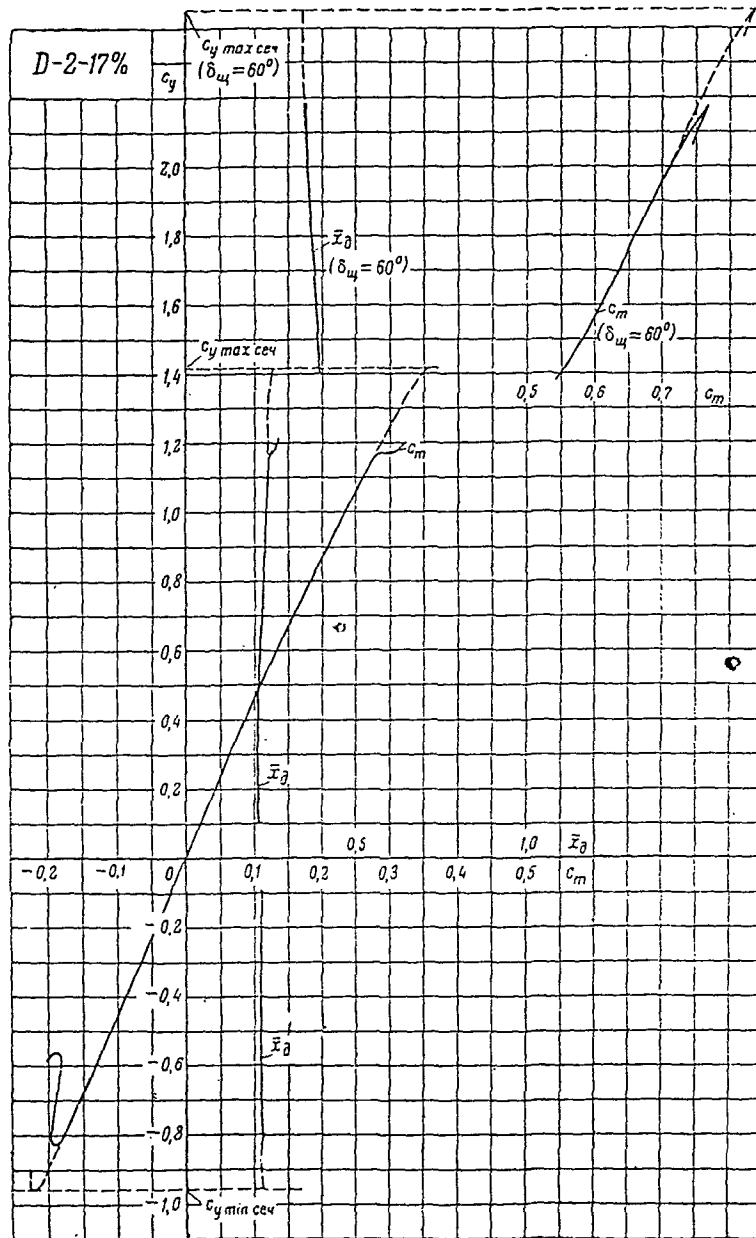


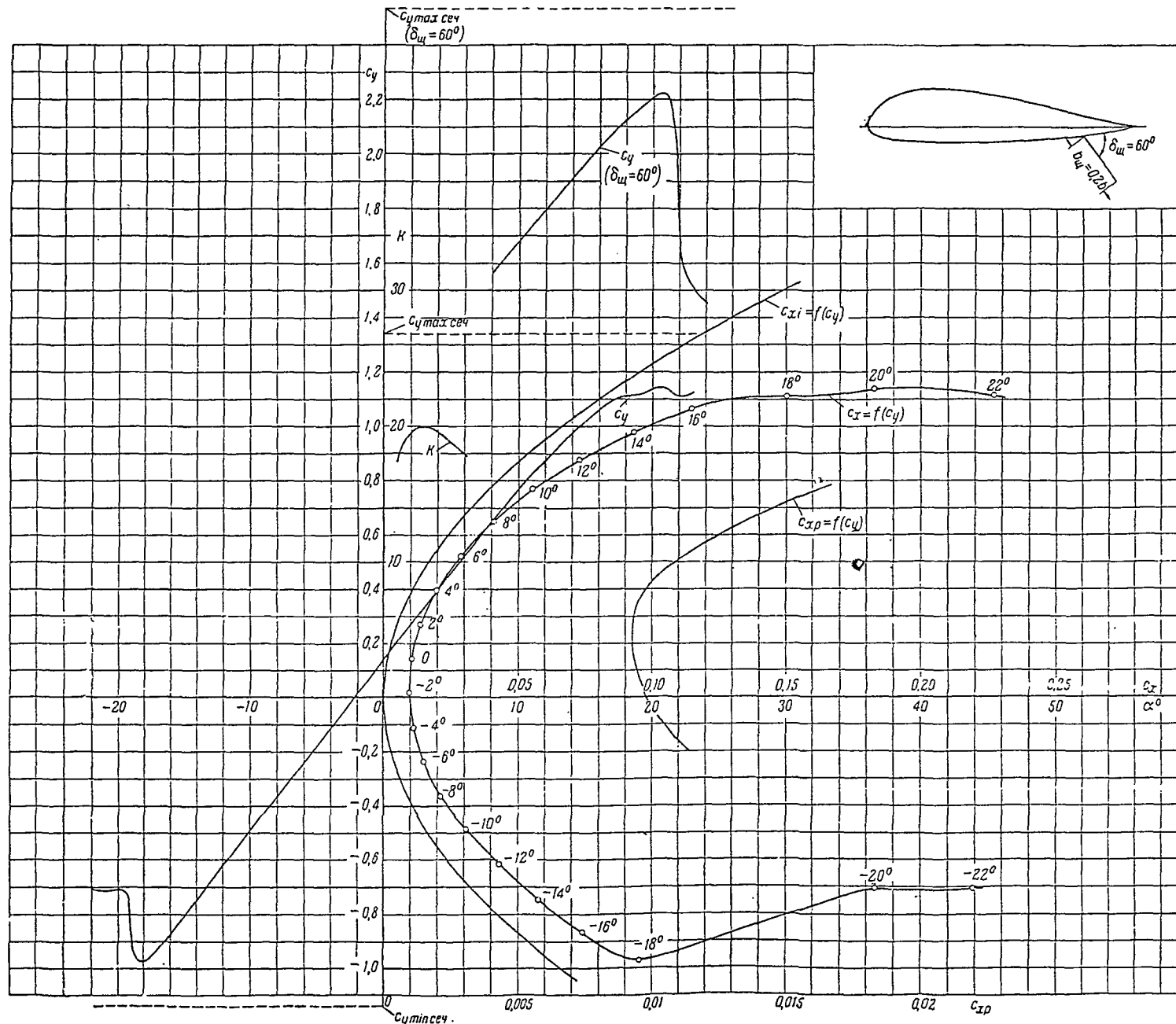
Таблица значений аэродинамических коэффициентов

($\lambda = 5$)

α	c	c_x	c_m	\bar{x}_d	c_{xp}	$\delta_w = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_d
-16°	-0,821	0,0910	-0,185	0,225				
-14°	-0,766	0,0602	-0,170	0,219				
-12°	-0,632	0,0439	-0,138	0,218				
-10°	-0,501	0,0315	-0,110	0,219				
-8°	-0,376	0,0215	-0,082	0,218				
-6°	-0,250	0,0148	-0,055	0,220				
-4°	-0,120	0,0110	-0,026	0,217	0,0101 ₀			
-2°	0,010	0,0093	0,003		0,0092 ₇			
0°	0,140	0,0100	0,030	0,214	0,0087 ₃			
2°	0,265	0,0132	0,057	0,214	0,0086 ₀			
4°	0,395	0,0193	0,084	0,213	0,0090 ₅			
6°	0,523	0,0283	0,115	0,220	0,0103 ₀	1,444	0,565	0,391
8°	0,652	0,0403	0,146	0,224	0,0123 ₇	1,555	0,598	0,385
10°	0,780	0,0555	0,178	0,228	0,0150 ₅	1,666	0,627	0,377
12°	0,899	0,0725	0,207	0,231		1,777	0,655	0,369
14°	1,015	0,0910	0,238	0,234		1,885	0,682	0,362
16°	1,125	0,1148	0,274	0,244		1,995	0,712	0,357
18°	1,178	0,1440	0,307	0,261		2,100	0,744	0,354
20°						2,175	0,770	0,354

Серия D-2

Профиль D-2-20%



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

$C_{x \min} = 0,0093$

$C_{y \text{opt}} = 0,250$

$C_{x0} = 0,0098$

$\alpha_0 = -2,5^\circ$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 4,92$

$C_{y \max} = 1,340$

$\alpha_{xp} = -$

$C_{y \min} = -1,14$

$C_{m0} = 0$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,214$

$C_{y \max} = 144,2$
 $C_{x \rho \min}$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_w = 60^\circ$

$C_{y \max} = 2,530$

$\Delta C_{y \max} = 1,190$

$\frac{C_{y \max}}{C_{x \rho \min}} = 272,0$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$

Серия D-2

Профиль D-2-20%

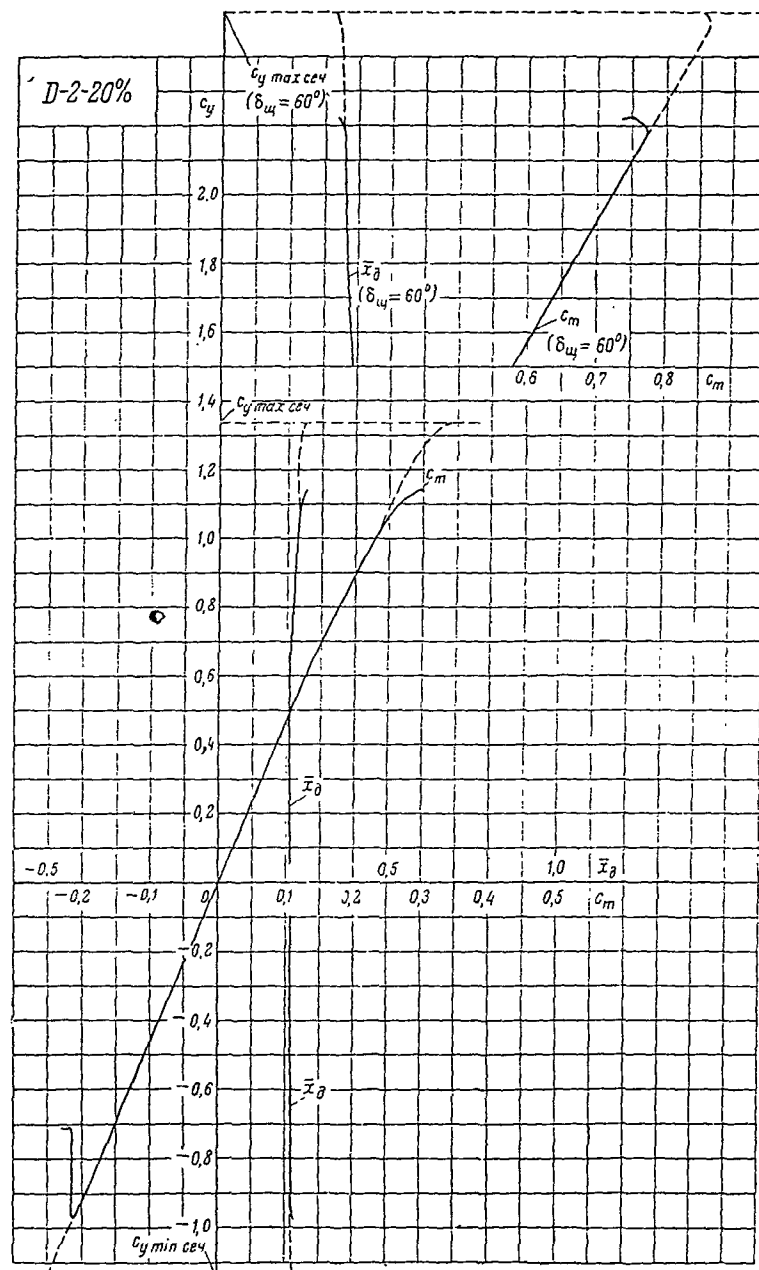


Таблица значений аэродинамических коэффициентов

 $(\lambda = 5)$

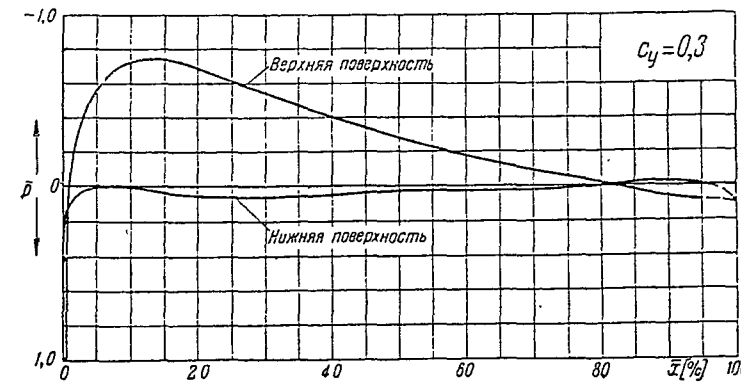
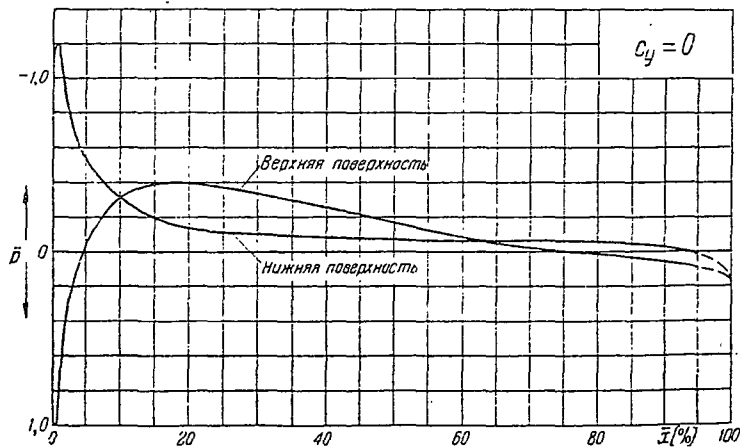
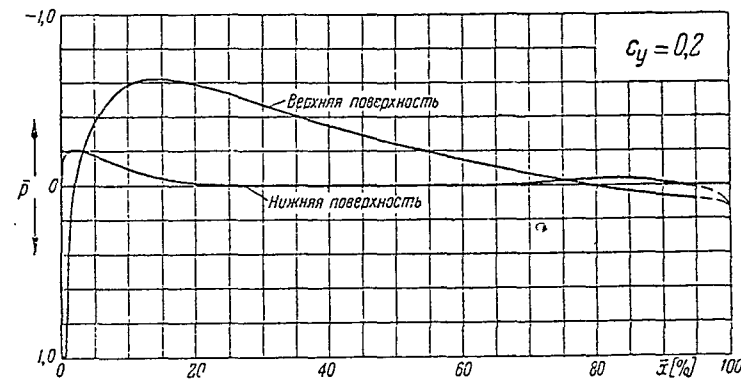
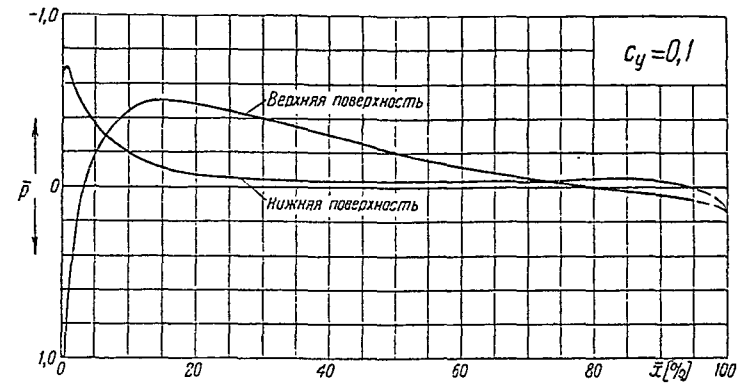
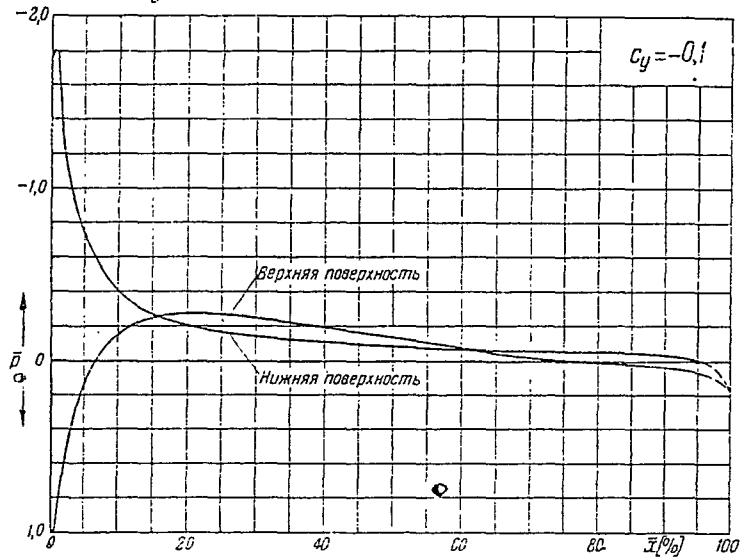
α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_{cp}	c_{xp}	$\delta_w = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_{cp}
-18°	-0,974	0,0955	-0,214	0,220				
-16°	-0,870	0,0740	-0,189	0,218				
-14°	-0,744	0,0575	-0,161	0,216				
-12°	-0,618	0,0432	-0,133	0,215				
-10°	-0,491	0,0311	-0,105	0,214				
-8°	-0,364	0,0215	-0,078	0,214				
-6°	-0,240	0,0150	-0,052	0,217				
-4°	-0,112	0,0114	-0,024	0,214	0,0105 ₆			
-2°	0,015	0,0098	0,004		0,0097 ₅			
0°	0,140	0,0106	0,030	0,214	0,0093 ₂			
2°	0,266	0,0139	0,056	0,210	0,0093 ₀			
4°	0,394	0,0200	0,084	0,213	0,0097 ₅			
6°	0,519	0,0288	0,110	0,212	0,0111 ₅			
8°	0,645	0,0409	0,139	0,216	0,0133 ₈	1,560	0,595	0,381
10°	0,766	0,0552	0,168	0,219		1,680	0,630	0,375
12°	0,872	0,0729	0,195	0,224		1,799	0,665	0,370
14°	0,972	0,0930	0,222	0,228		1,915	0,698	0,365
16°	1,061	0,1146	0,252	0,237		2,026	0,728	0,359
18°	1,110	0,1500	0,270	0,243		2,124	0,758	0,357
20°	1,135	0,1830	0,287	0,253		2,205	0,765	0,347

Распределение давления по профилю D-2-8%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

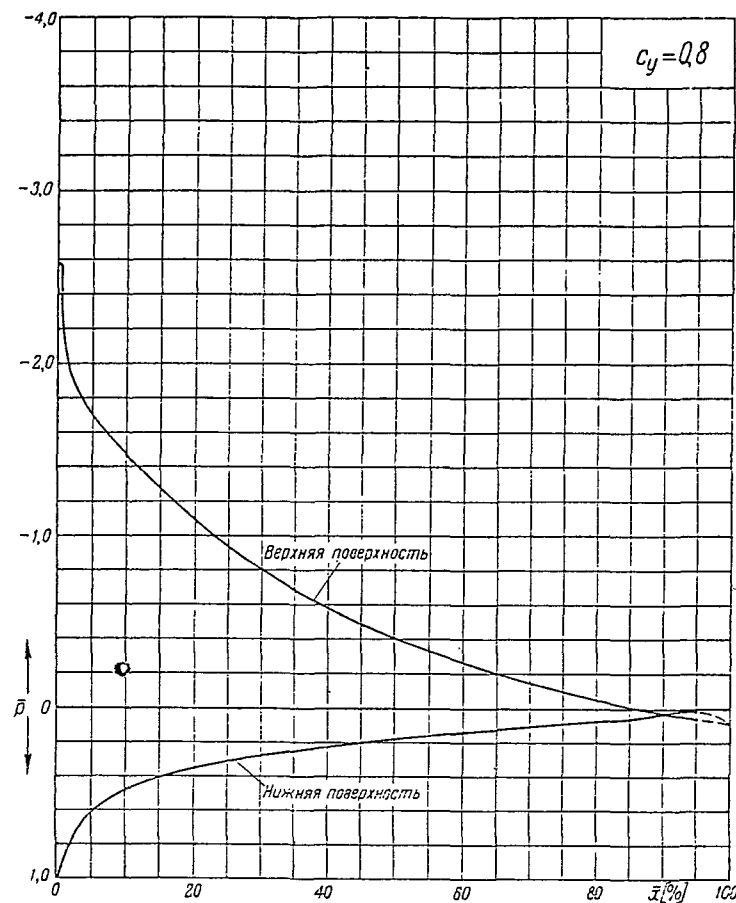
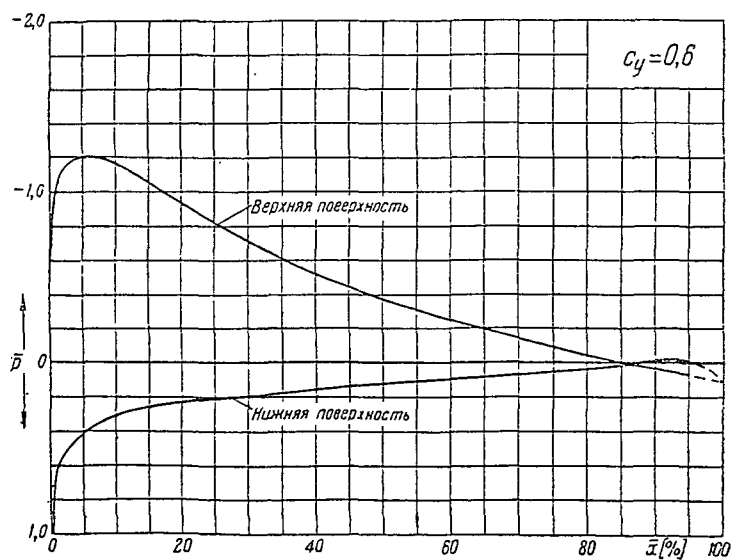
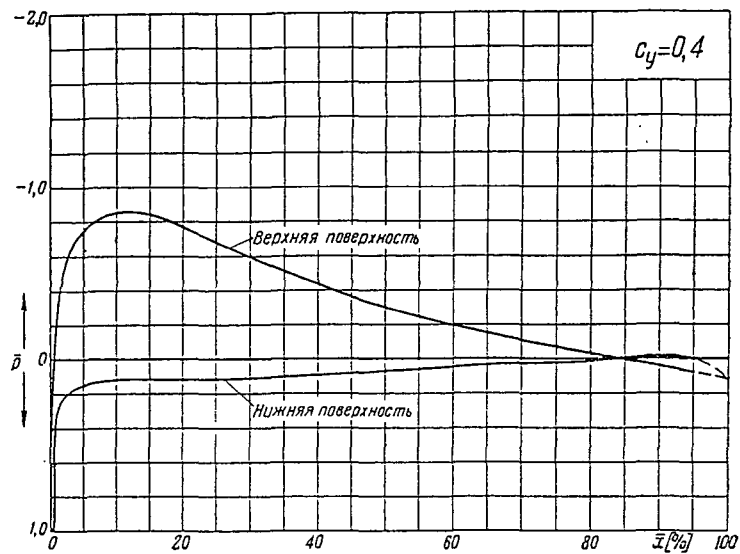
$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)



Серия D-2

Профиль D-2-8%



Распределение давления по профилю D-2-8%

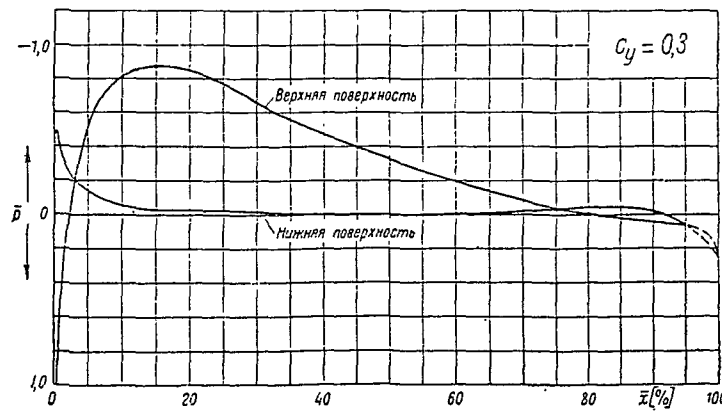
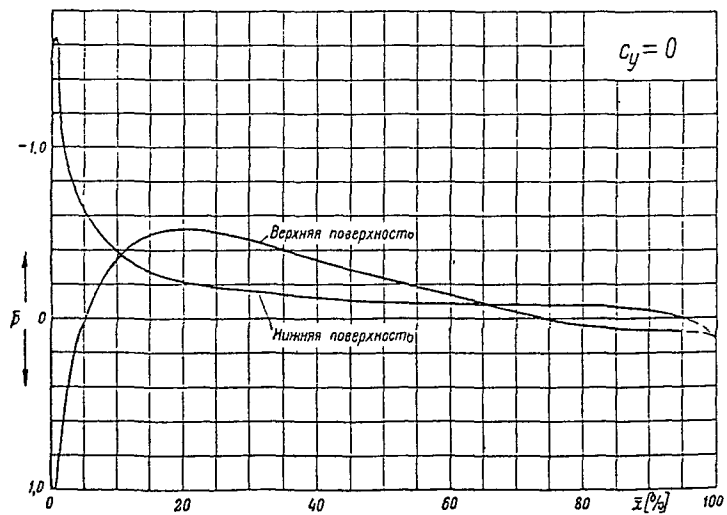
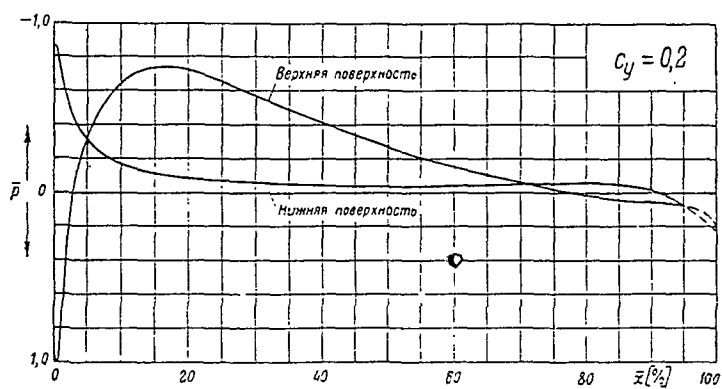
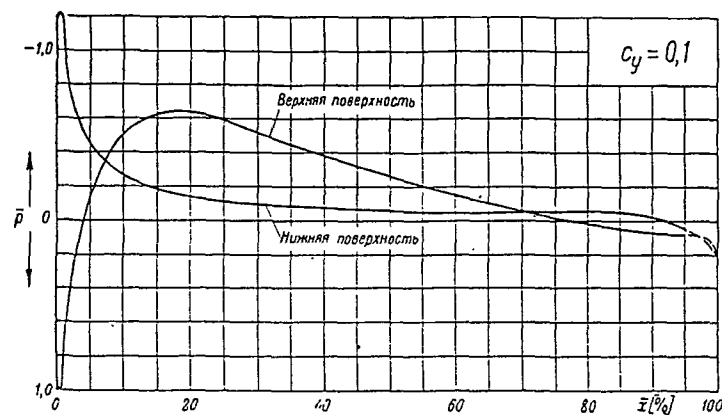
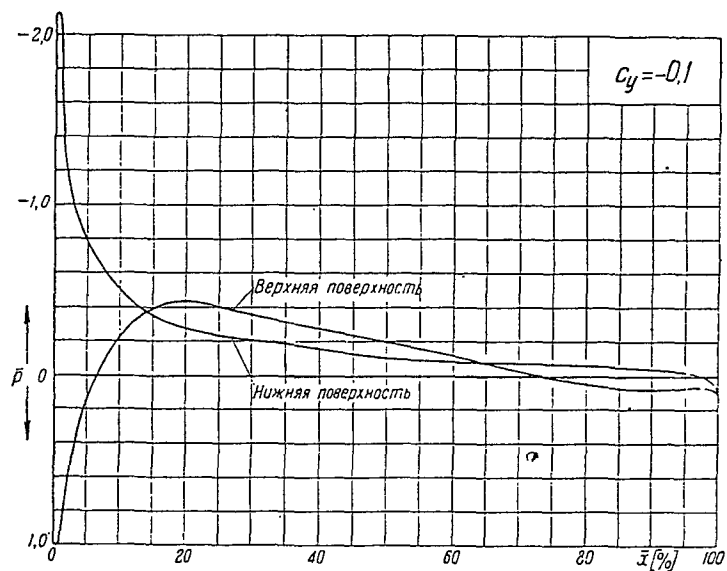
$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} - \text{коэффициент давления.})$$

$$\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды}$$

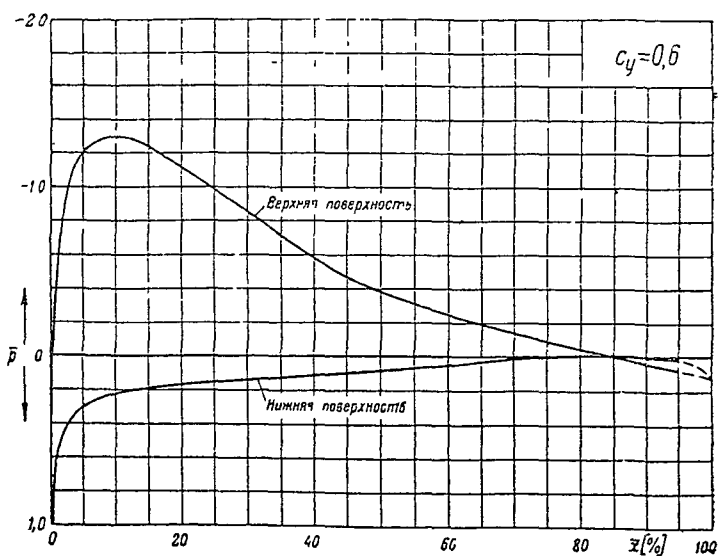
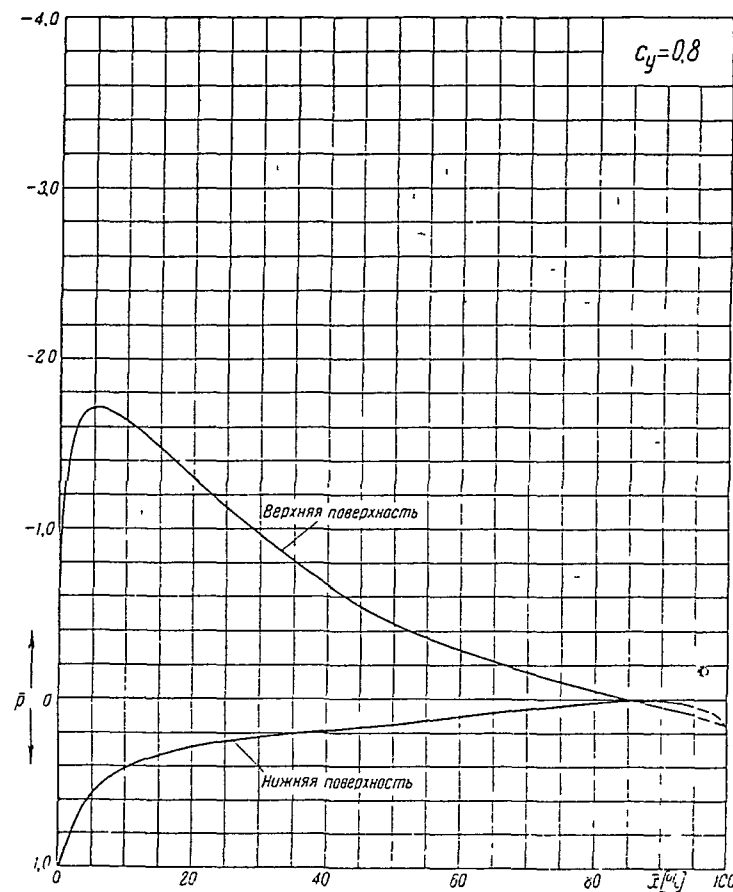
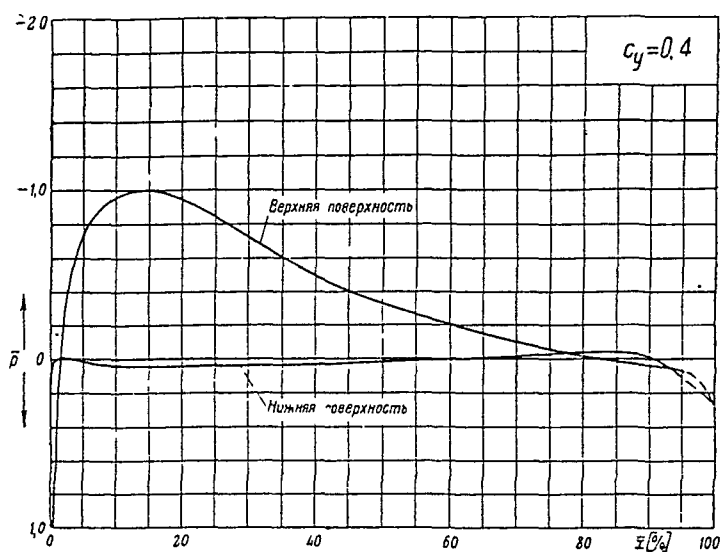
Распределение давления по профилю D-2-11%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$



Серия D-2

Профиль D-2-11%



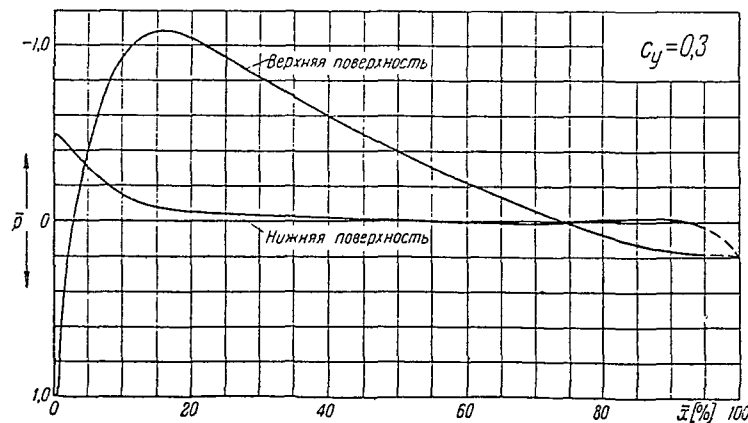
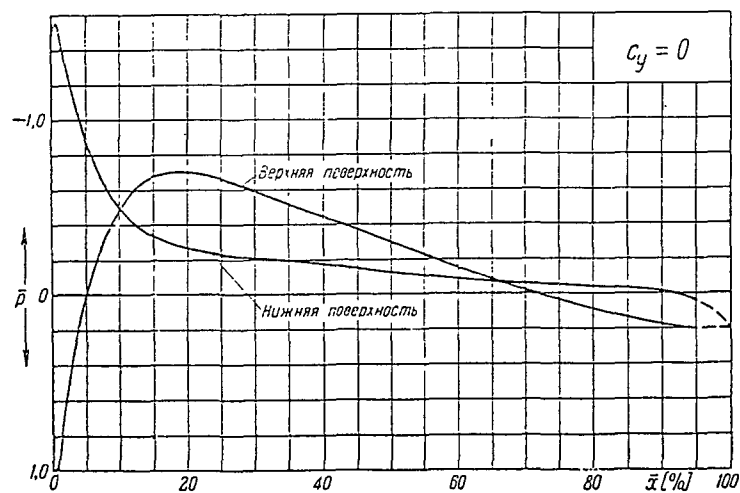
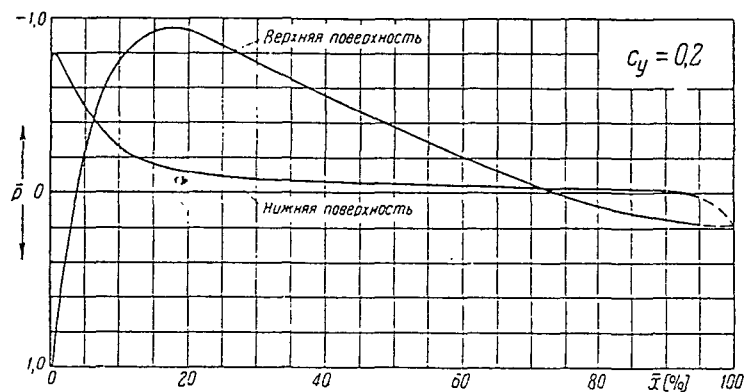
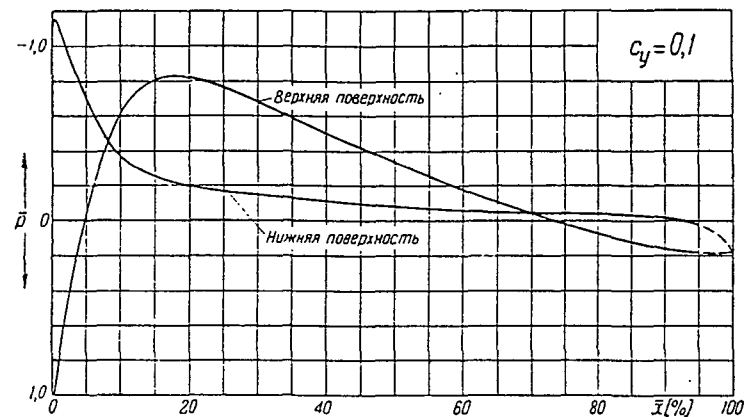
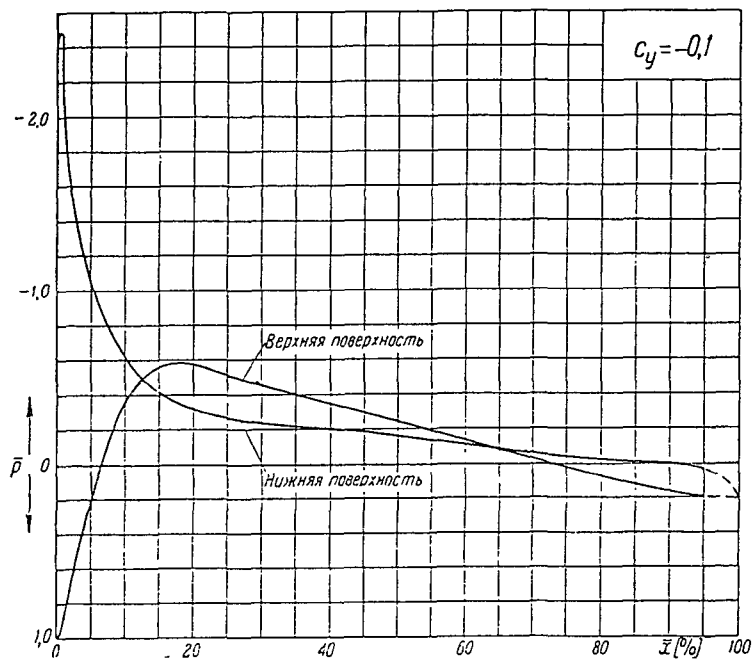
Распределение давления по профилю D-2-11%₀

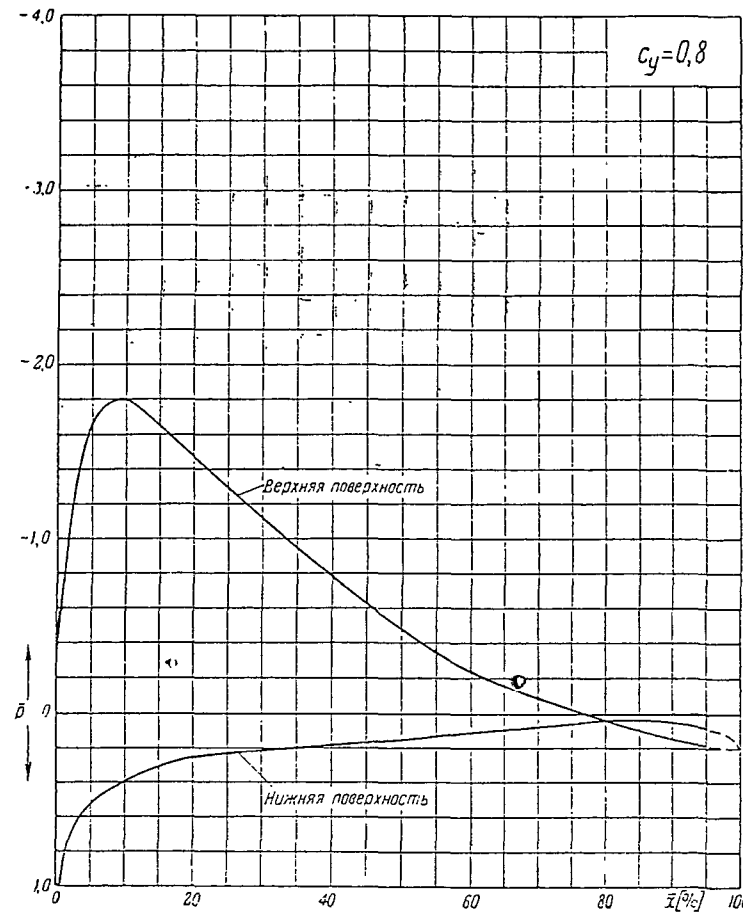
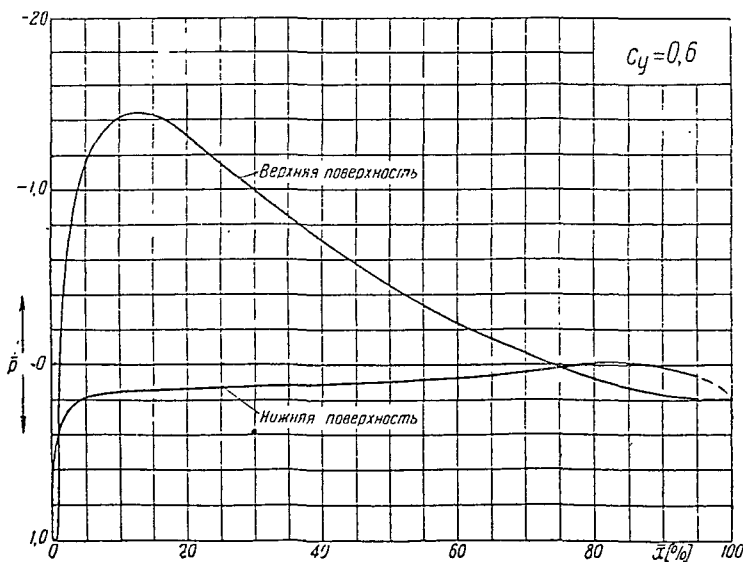
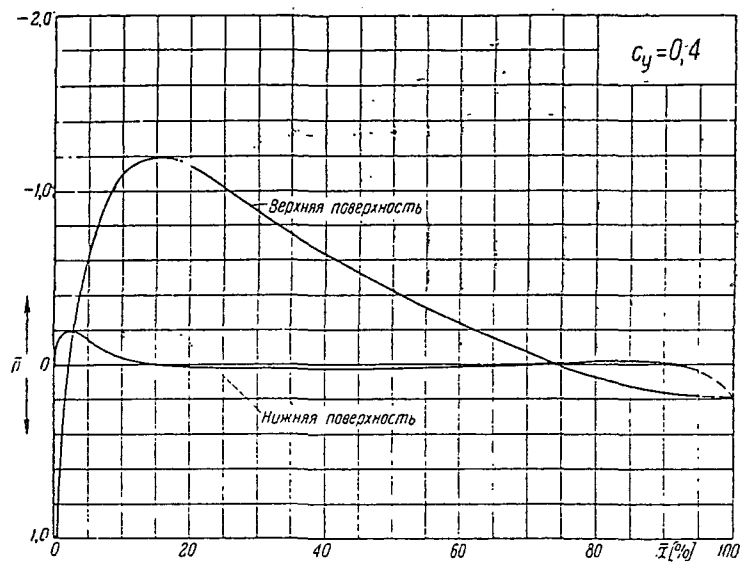
$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)

Распределение давления по профилю D-2-14%





Распределение давления по профилю D-2-14%₀

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

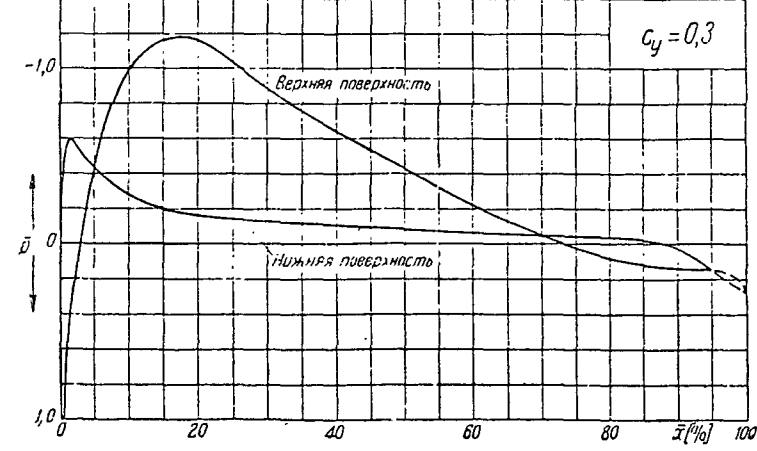
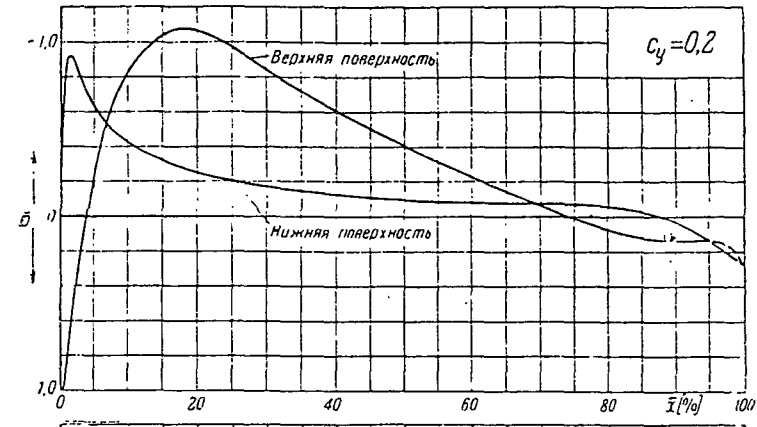
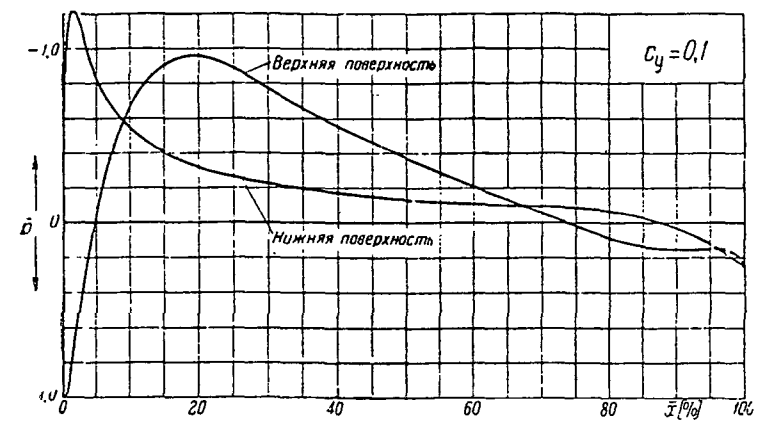
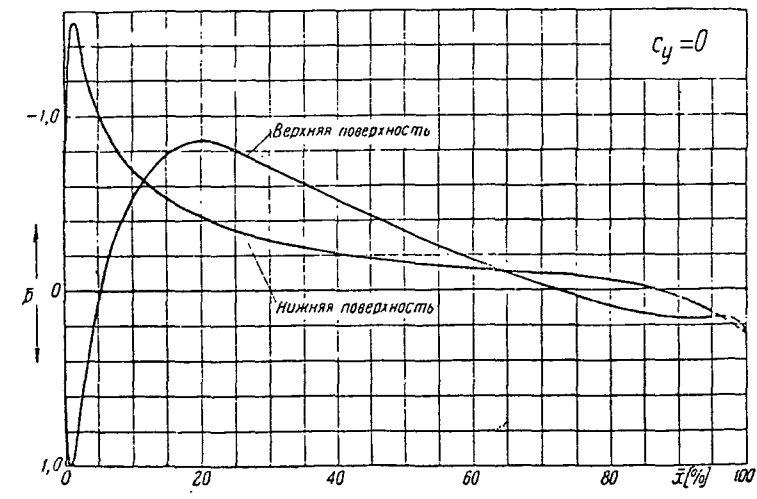
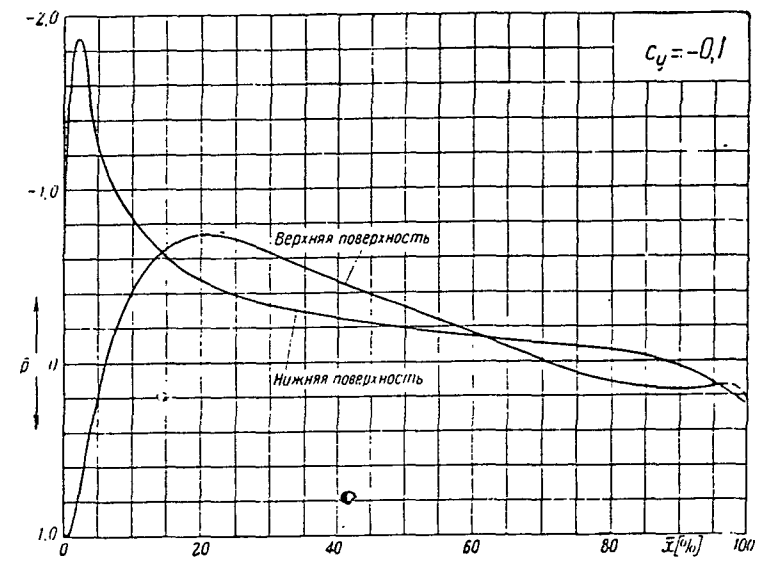
$\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

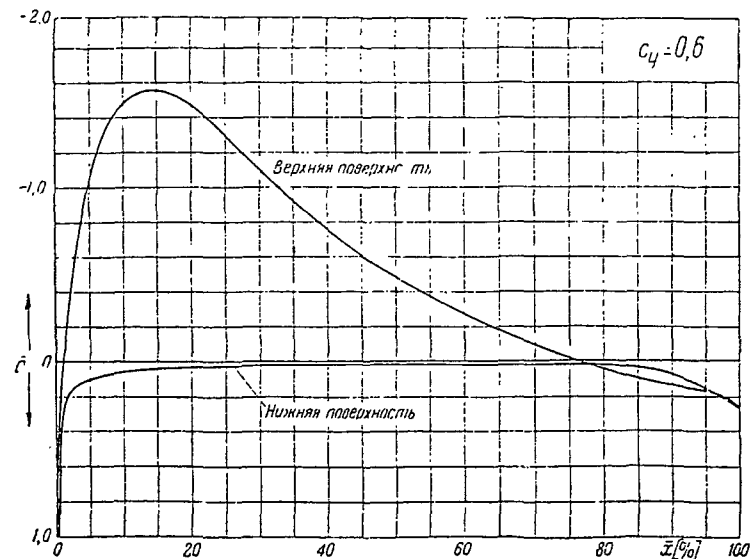
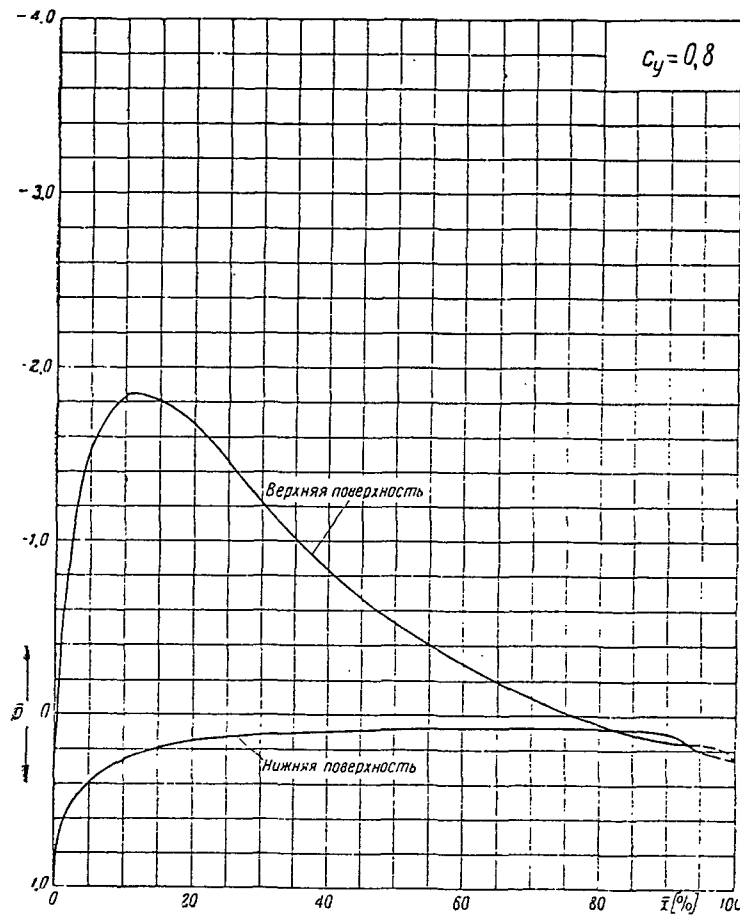
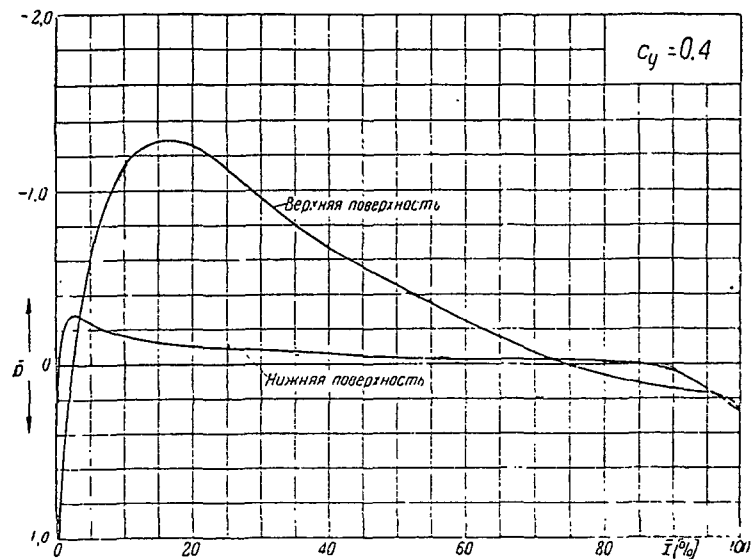
$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды,

Серия Д-С

Распределение давления по профилю D-2-17%

$$\bar{p} = f(x)$$





Распределение давления по профилю D-2-17%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,880	0,800	0,660	0,500	0,100	-0,260	-1,040	-2,080
2,5	0,480	0,285	0,120	-0,100	-0,330	-0,600	-1,150	-1,870
5,0	0,140	-0,030	-0,180	-0,350	-0,550	-0,760	-1,200	-1,700
10,0	-0,150	-0,310	-0,450	-0,590	-0,720	-0,850	-1,160	-1,470
15,0	-0,250	-0,390	-0,505	-0,620	-0,740	-0,840	-1,050	-1,270
20,0	-0,280	-0,395	-0,480	-0,590	-0,680	-0,760	-0,930	-1,090
30,0	-0,245	-0,335	-0,400	-0,465	-0,540	-0,590	-0,710	-0,810
40,0	-0,190	-0,255	-0,310	-0,350	-0,400	-0,430	-0,510	-0,585
50,0	-0,140	-0,170	-0,200	-0,240	-0,280	-0,300	-0,370	-0,410
60,0	-0,075	-0,080	-0,120	-0,150	-0,180	-0,190	-0,245	-0,260
70,0	-0,020	-0,020	-0,055	-0,070	-0,090	-0,110	-0,140	-0,150
80,0	0,000	0,010	0,000	-0,005	-0,020	-0,035	-0,040	-0,050
90,0	0,040	0,060	0,045	0,060	0,060	-0,040	0,040	0,030
95,0	0,060	0,090	0,080	0,080	0,080	0,080	0,080	0,060

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,700	-1,160	-0,670	-0,200	-0,100	0,300	0,620	0,880
2,5	-1,100	-0,790	-0,500	-0,200	0,050	0,200	0,510	0,740
5,0	-0,730	-0,530	-0,350	-0,170	0,010	0,150	0,410	0,620
10,0	-0,400	-0,320	-0,200	-0,100	0,005	0,125	0,310	0,490
15,0	-0,270	-0,190	-0,105	-0,040	0,035	0,120	0,250	0,410
20,0	-0,200	-0,130	-0,070	-0,010	0,055	0,120	0,230	0,350
30,0	-0,140	-0,100	-0,045	0,000	0,060	0,115	0,200	0,280
40,0	-0,110	-0,080	-0,035	0,000	0,050	0,100	0,160	0,225
50,0	-0,090	-0,065	-0,030	0,000	0,030	0,070	0,120	0,180
60,0	-0,070	-0,060	-0,040	0,000	0,020	0,050	0,100	0,140
70,0	-0,060	-0,060	-0,030	-0,010	0,020	0,030	0,070	0,110
80,0	-0,055	-0,060	-0,060	-0,040	0,000	0,010	0,040	0,080
90,0	-0,035	-0,025	-0,030	-0,020	-0,025	-0,020	-0,010	0,030
95,0	-0,010	0,010	0,000	0,015	0,000	0,000	-0,005	0,020

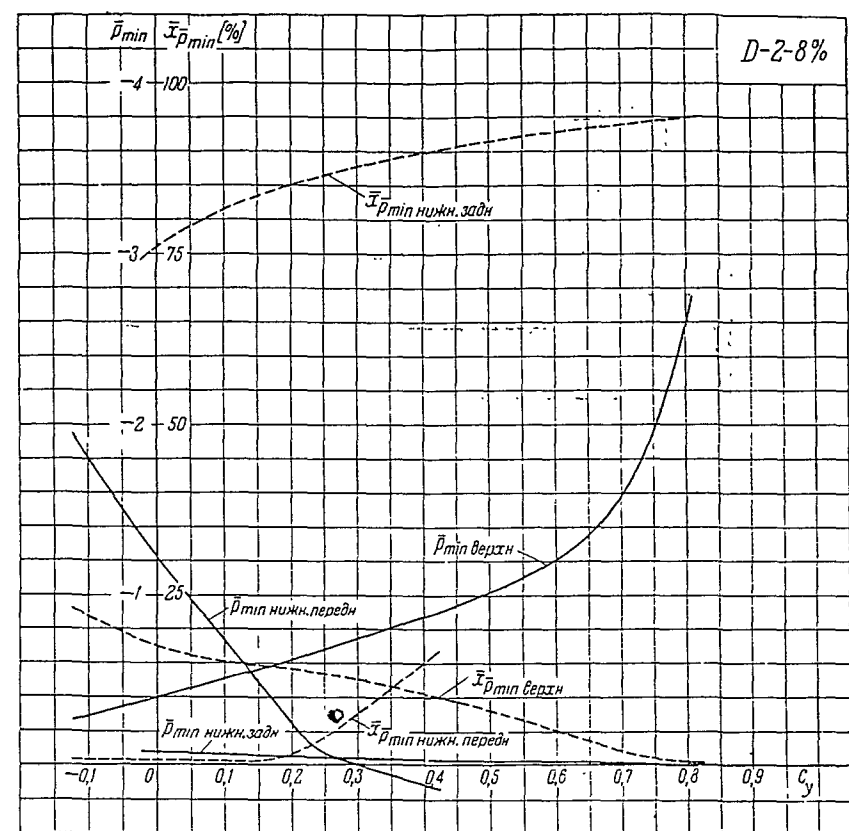


Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{p_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,285	-0,395	-0,500	-0,620	-0,740	-0,865	-1,010	-1,200	-2,600
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-1,800	-1,220	-0,720	-0,235	0	0,120	—	—	—
\bar{p}_{\min} нижн. задн	—	-0,070	-0,060	-0,040	-0,035	-0,025	-0,020	-0,020	0,010
$\bar{x}_{p_{\min}}$ верхн [%]	21,6	17,5	15,0	14,0	12,5	10,5	8,0	5,0	0,5
$\bar{x}_{p_{\min}}$ нижн. передн [%]	0,75	0,75	0,5	1,5	7,5	15,0	—	—	—
$\bar{x}_{p_{\min}}$ нижн. задн [%]	—	75,8	81,5	85,0	87,6	89,8	91,5	92,7	95,0

Таблица значений \bar{r}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,920	0,870	0,810	0,800	0,500	0,260	-0,500	-1,310
2,5	0,540	0,430	0,280	0,080	-0,070	-0,410	-0,980	-1,610
5,0	0,135	0,020	-0,140	-0,330	-0,520	-0,740	-1,200	-1,715
10,0	-0,230	-0,345	-0,510	-0,645	-0,810	-0,960	-1,300	-1,640
15,0	-0,400	-0,485	-0,625	-0,735	-0,870	-1,000	-1,230	-1,475
20,0	-0,440	-0,525	-0,640	-0,725	-0,845	-0,940	-1,105	-1,300
30,0	-0,360	-0,455	-0,520	-0,575	-0,660	-0,710	-0,840	-0,960
40,0	-0,280	-0,340	-0,380	-0,420	-0,470	-0,485	-0,570	-0,660
50,0	-0,205	-0,240	-0,270	-0,280	-0,320	-0,325	-0,380	-0,450
60,0	-0,120	-0,140	-0,155	-0,160	-0,190	-0,200	-0,240	-0,290
70,0	-0,030	-0,045	-0,065	-0,065	-0,085	-0,100	-0,135	-0,160
80,0	0,045	0,035	0,020	0,010	-0,005	-0,010	-0,045	-0,050
90,0	0,080	0,075	0,065	0,060	0,055	0,045	0,045	0,040
95,0	0,070	0,080	0,080	0,080	0,070	0,075	0,080	0,095

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,840	-1,440	-1,050	-0,720	-0,330	-0,010	0,570	0,890
2,5	-1,110	-0,890	-0,660	-0,470	-0,220	-0,005	0,415	0,740
5,0	-0,800	-0,640	-0,460	-0,300	-0,140	0,010	0,300	0,560
10,0	-0,500	-0,400	-0,265	-0,165	-0,050	0,045	0,230	0,415
15,0	-0,355	-0,270	-0,180	-0,110	-0,025	0,050	0,195	0,340
20,0	-0,280	-0,210	-0,140	-0,080	-0,020	0,045	0,170	0,285
30,0	-0,205	-0,160	-0,100	-0,060	-0,010	0,040	0,140	0,225
40,0	-0,160	-0,120	-0,080	-0,045	0,000	0,035	0,110	0,185
50,0	-0,100	-0,090	-0,060	-0,040	0,000	0,020	0,080	0,155
60,0	-0,085	-0,080	-0,050	-0,040	-0,005	0,000	0,055	0,110
70,0	-0,080	-0,080	-0,055	-0,045	-0,020	-0,020	0,020	0,060
80,0	-0,065	-0,075	-0,060	-0,060	-0,040	-0,035	0,000	0,025
90,0	-0,045	-0,045	-0,035	-0,020	-0,020	-0,010	0,000	0,010
95,0	-0,030	0,005	0,045	0,080	0,075	0,115	0,020	0,040

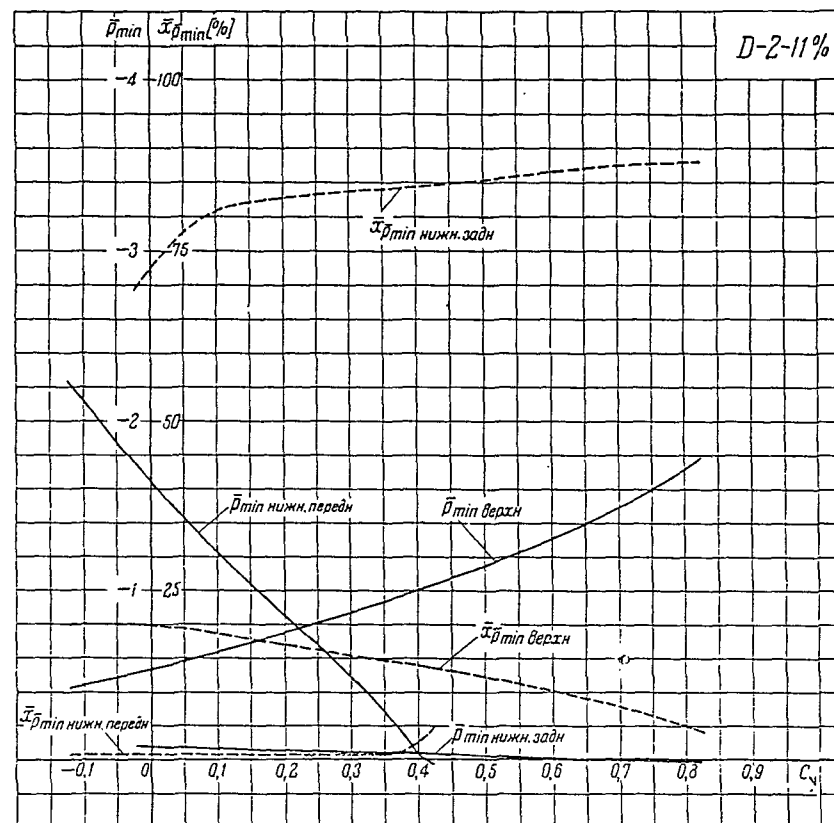


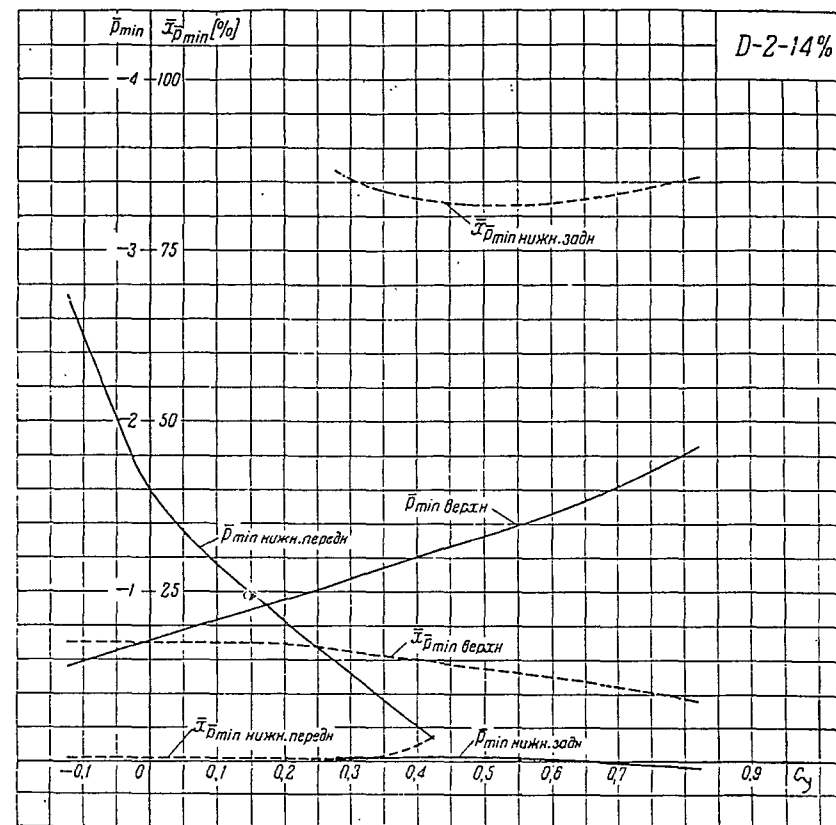
Таблица значений \bar{r}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{r}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
$\bar{r}_{\text{тип верхн}}$	-0,440	-0,525	-0,635	-0,750	-0,865	-1,000	-1,145	-1,300	-1,715
$\bar{r}_{\text{тип нижн. передн}}$	-2,120	-1,640	-1,220	-0,850	-0,480	-0,020	—	—	—
$\bar{r}_{\text{тип нижн. задн}}$	—	-0,07	-0,065	-0,055	-0,040	-0,040	-0,025	-0,010	0,010
$\bar{x}_{\bar{r}_{\min}}$ тип верхн [%]	20,0	19,8	18,5	16,8	15,2	13,8	12,0	10,0	5,0
$\bar{x}_{\bar{r}_{\min}}$ тип нижн. передн [%]	0,7	0,7	0,7	0,5	0,5	2,5	—	—	—
$\bar{x}_{\bar{r}_{\min}}$ тип нижн. задн [%]	—	72,5	81,0	82,8	83,6	84,4	85,3	86,5	88,0

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,880	0,920	0,800	0,700	0,580	0,580	0,500	-0,800
2,5	0,600	0,485	0,420	0,300	0,060	-0,140	-0,700	-1,260
5,0	0,200	0,000	-0,020	-0,240	-0,370	-0,640	-1,170	-1,650
10,0	-0,360	-0,475	-0,620	-0,760	-0,930	-1,110	-1,420	-1,800
15,0	-0,560	-0,670	-0,800	-0,920	-1,080	-1,190	-1,430	-1,650
20,0	-0,580	-0,700	-0,820	-0,930	-1,040	-1,140	-1,300	-1,470
30,0	-0,455	-0,585	-0,680	-0,740	-0,815	-0,870	-0,990	-1,110
40,0	-0,350	-0,440	-0,490	-0,560	-0,600	-0,630	-0,710	-0,780
50,0	-0,245	-0,300	-0,340	-0,380	-0,390	-0,420	-0,450	-0,480
60,0	-0,135	-0,155	-0,180	-0,200	-0,220	-0,230	-0,240	-0,240
70,0	-0,030	-0,020	-0,035	-0,050	-0,065	-0,070	-0,060	-0,085
80,0	0,075	0,080	0,080	0,080	0,080	0,080	0,080	0,045
90,0	0,160	0,175	0,160	0,155	0,165	0,160	0,170	0,145
95,0	0,190	0,200	0,185	0,180	0,180	0,180	0,190	0,185

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-2,480	-1,520	-1,110	-0,780	-0,470	-0,170	0,400	0,820
2,5	-1,490	-1,210	-0,940	-0,660	-0,400	-0,200	0,260	0,640
5,0	-1,060	-0,865	-0,710	-0,490	-0,300	-0,150	0,180	0,520
10,0	-0,620	-0,490	-0,365	-0,255	-0,145	-0,045	0,150	0,390
15,0	-0,420	-0,330	-0,245	-0,160	-0,075	0,000	0,140	0,310
20,0	-0,320	-0,260	-0,200	-0,115	-0,050	0,020	0,135	0,255
30,0	-0,235	-0,205	-0,145	-0,075	-0,035	0,020	0,120	0,220
40,0	-0,200	-0,175	-0,115	-0,060	-0,020	0,025	0,110	0,180
50,0	-0,160	-0,125	-0,080	-0,050	-0,010	0,020	0,095	0,160
60,0	-0,110	-0,090	-0,060	-0,040	0,010	0,015	0,075	0,110
70,0	-0,060	-0,060	-0,040	-0,030	0,010	0,000	0,040	0,080
80,0	-0,020	-0,040	-0,035	-0,020	-0,010	-0,020	-0,020	0,040
90,0	0,000	-0,020	-0,015	-0,010	-0,020	-0,010	0,020	0,050
95,0	0,035	0,040	0,030	0,030	0,030	0,040	0,060	0,080


 Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{p_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,580	-0,710	-0,830	-0,950	-1,070	-1,200	-1,320	-1,460	-1,800
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-2,500	-1,590	-1,155	-0,820	-0,510	-0,200	-	-	-
\bar{p}_{\min} нижн. задн	-	-	-	-	-0,020	-0,020	-0,020	-0,010	0,035
$\bar{x}_{p_{\min}}$ верхн [%]	17,5	17,5	17,5	17,4	16,2	15,0	13,8	12,5	9,5
$\bar{x}_{p_{\min}}$ нижн. передн [%]	0,5	0,5	0,5	0,5	0,25	2,4	-	-	-
$\bar{x}_{p_{\min}}$ нижн. задн [%]	-	-	-	-	85,5	82,5	81,5	81,8	85,0

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,945	0,970	0,880	0,800	0,700	0,600	0,080	-0,430
2,5	0,690	0,670	0,475	0,320	0,160	0,000	-0,500	-0,990
5,0	0,190	0,065	-0,665	-0,260	-0,400	-0,600	-1,070	-1,520
10,0	-0,410	-0,530	-0,670	-0,830	-0,985	-1,155	-1,485	-1,825
15,0	-0,660	-0,780	-0,905	-1,030	-1,160	-1,280	-1,550	-1,800
20,0	-0,740	-0,855	-0,960	-1,060	-1,160	-1,265	-1,470	-1,670
30,0	-0,635	-0,700	-0,770	-0,840	-0,885	-0,960	-1,090	-1,215
40,0	-0,465	-0,515	-0,550	-0,595	-0,640	-0,675	-0,750	-0,830
50,0	-0,310	-0,335	-0,370	-0,400	-0,420	-0,450	-0,480	-0,535
60,0	-0,160	-0,175	-0,210	-0,220	-0,230	-0,250	-0,270	-0,295
70,0	0,000	-0,035	-0,060	-0,060	-0,055	-0,080	-0,095	-0,100
80,0	0,115	0,085	0,080	0,075	0,080	0,060	0,050	0,050
90,0	0,165	0,155	0,150	0,140	0,135	0,135	0,140	0,150
95,0	0,150	0,150	0,140	0,140	0,140	0,160	0,180	0,165

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,660	-1,540	-1,070	-0,880	-0,520	-0,180	-0,340	0,660
2,5	-1,870	-1,370	-1,160	-0,840	-0,560	-0,300	0,150	0,520
5,0	-1,250	-1,020	-0,815	-0,630	-0,440	-0,240	0,100	0,400
10,0	-0,835	-0,695	-0,550	-0,420	-0,290	-0,170	0,065	0,270
15,0	-0,610	-0,530	-0,400	-0,315	-0,205	-0,130	0,040	0,200
20,0	-0,475	-0,420	-0,320	-0,250	-0,170	-0,105	0,035	0,155
30,0	-0,330	-0,290	-0,230	-0,170	-0,130	-0,085	0,015	0,120
40,0	-0,260	-0,215	-0,180	-0,130	-0,100	-0,065	0,020	0,100
50,0	-0,200	-0,165	-0,140	-0,100	-0,080	-0,040	0,020	0,080
60,0	-0,150	-0,120	-0,115	-0,085	-0,060	-0,030	0,020	0,080
70,0	-0,105	-0,100	-0,095	-0,080	-0,050	-0,035	0,020	0,080
80,0	-0,065	-0,060	-0,070	-0,060	-0,040	-0,020	0,025	0,080
90,0	0,030	0,035	0,030	0,030	0,025	0,035	0,075	0,110
95,0	0,130	0,130	0,120	0,150	0,150	0,150	0,160	0,210

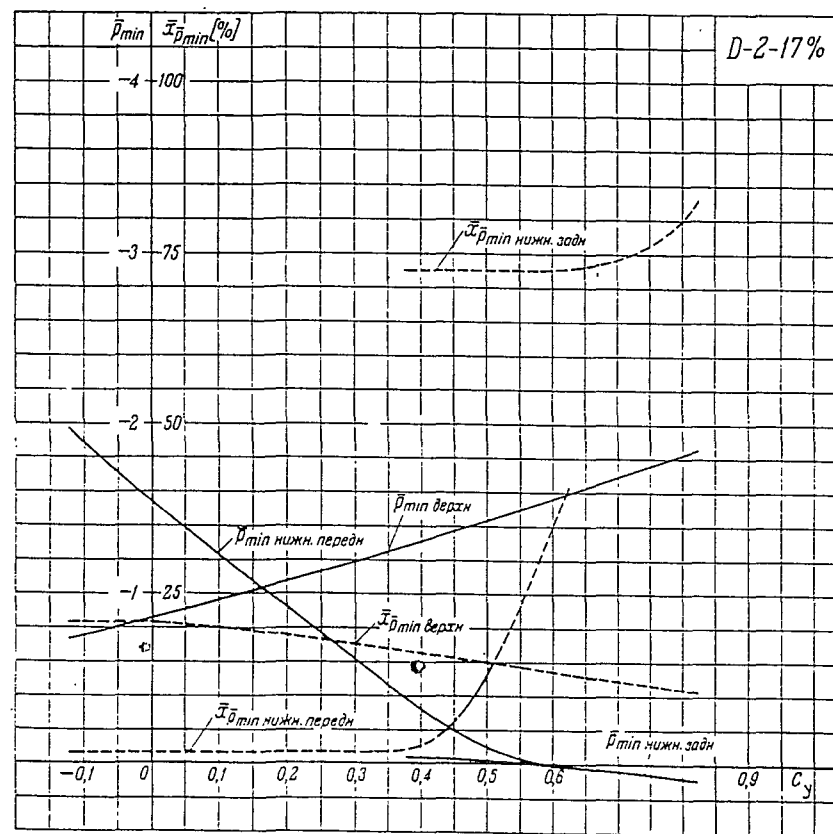


Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,755	-0,855	-0,960	-1,070	-1,180	-1,305	-1,435	-1,560	-1,825
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-1,880	-1,540	-1,220	-0,915	-0,605	-0,315	-0,090	0,015	—
\bar{p}_{\min} нижн. задн	—	—	—	—	—	-0,030	-0,015	0,015	0,080
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ тip верхн [%]	21,0	20,75	20,0	18,8	17,5	16,25	15,0	13,5	11,0
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ тip нижн. передн [%]	1,5	1,5	1,6	1,7	1,7	2,6	13,3	35,0	—
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ тip нижн. задн [%]	—	—	—	—	—	72,5	72,5	72,5	80,0

Таблица значений \bar{p} профиля D-2-8° при больших значениях c_y

\bar{x} [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ		
	$c_y = 0,970$	$c_y = 1,140$	$c_y = 1,050$	$c_y = 0,970$	$c_y = 1,140$	$c_y = 1,050$
1,0	-2,730	-4,040	-2,020	0,950	0,800	0,960
2,5	-2,390	-3,310	-1,800	0,930	1,000	0,980
5,0	-2,110	-2,630	-1,510	0,750	0,880	0,860
10,0	-1,735	-2,050	-1,170	0,605	0,730	0,710
15,0	-1,450	-1,700	-0,970	0,510	0,625	0,630
20,0	-1,210	-1,390	-0,855	0,445	0,550	0,565
30,0	-0,870	-0,890	-0,730	0,360	0,450	0,455
40,0	-0,625	-0,630	-0,675	0,300	0,375	0,360
50,0	-0,440	-0,470	-0,650	0,255	0,315	0,290
60,0	-0,290	-0,350	-0,640	0,195	0,250	0,215
70,0	-0,165	-0,245	-0,650	0,140	0,175	0,125
80,0	-0,065	-0,145	-0,630	0,090	0,100	0,000
85,0	-0,020	-0,100	-0,565	0,065	0,065	-0,060
90,0	0,020	-0,055	-0,490	0,045	0,025	-0,135
95,0	0,060	-0,015	-0,400	0,040	-0,015	-0,220

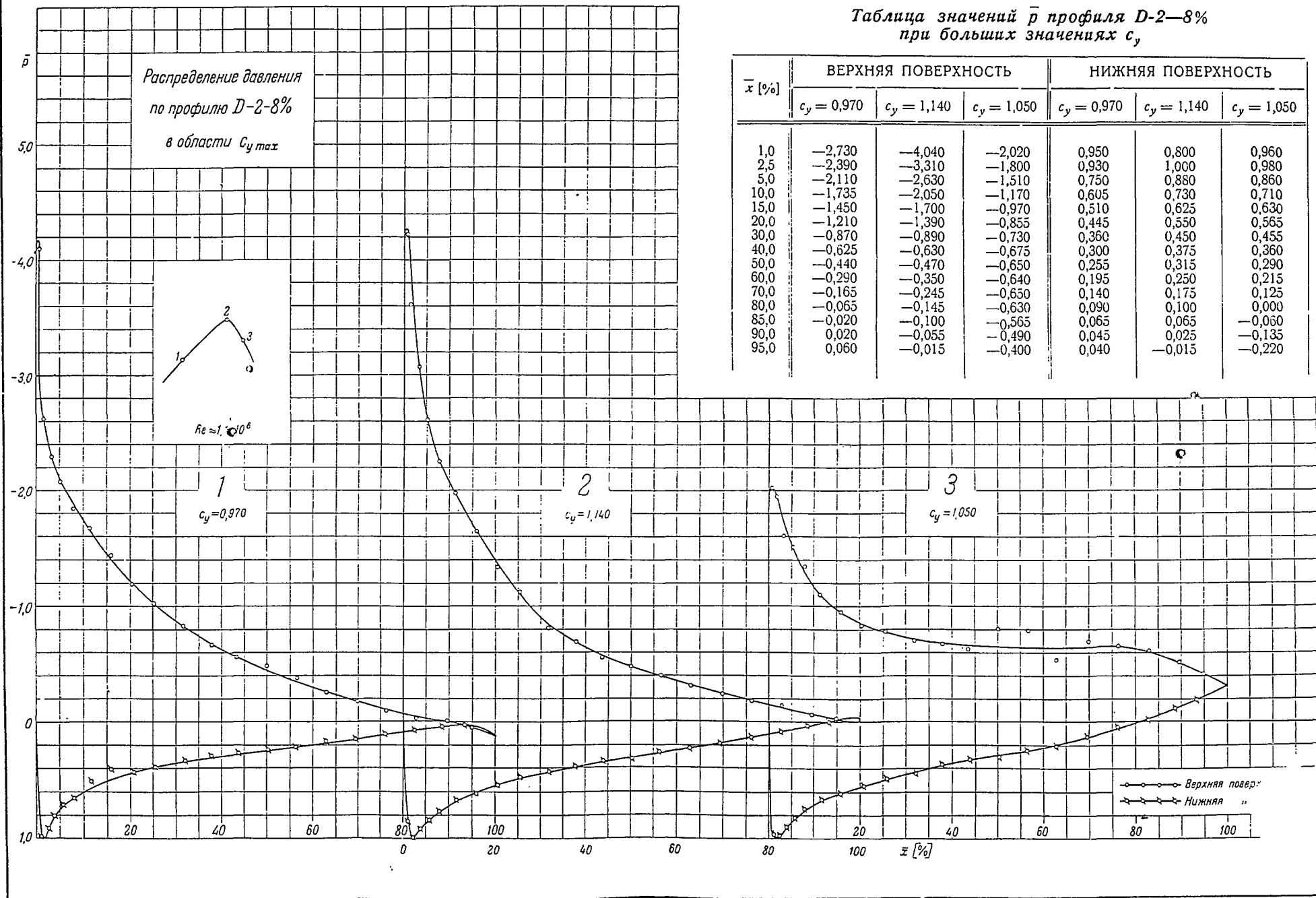
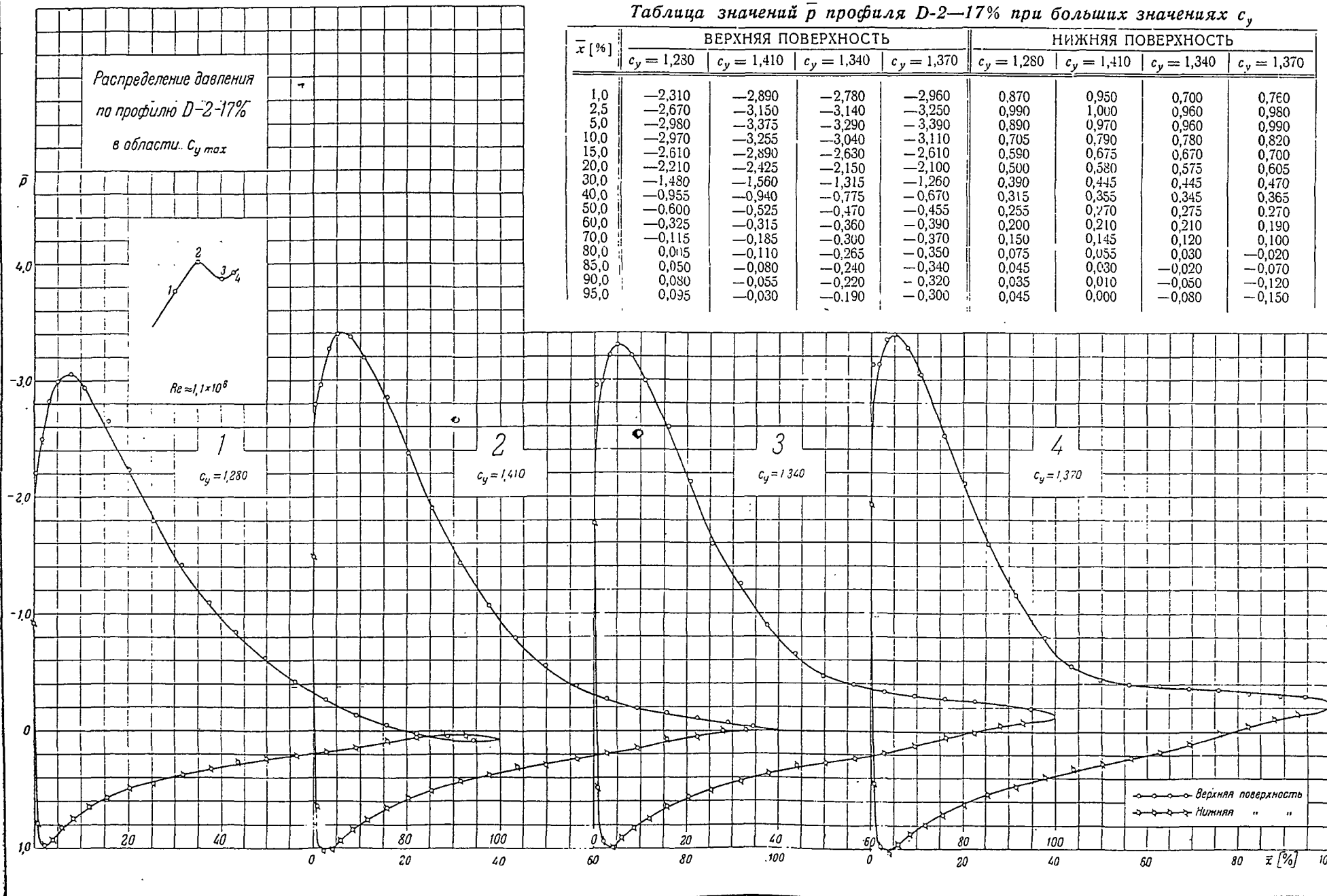


Таблица значений \bar{p} профиля D-2-17% при больших значениях c_y

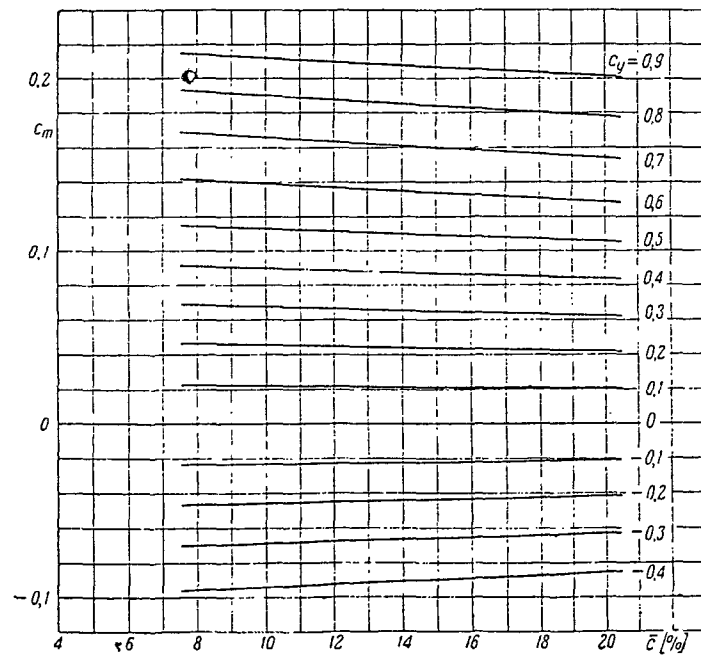
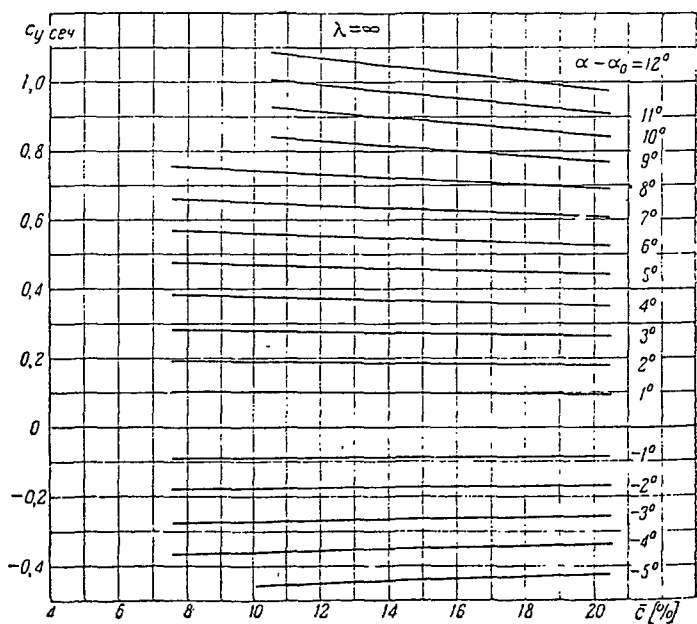
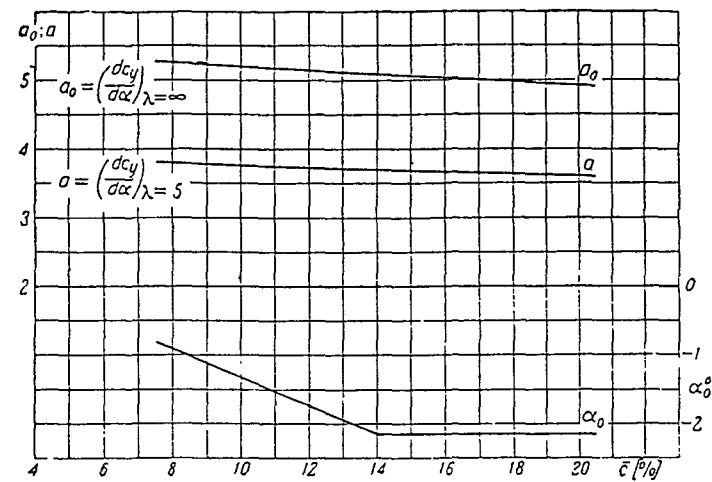
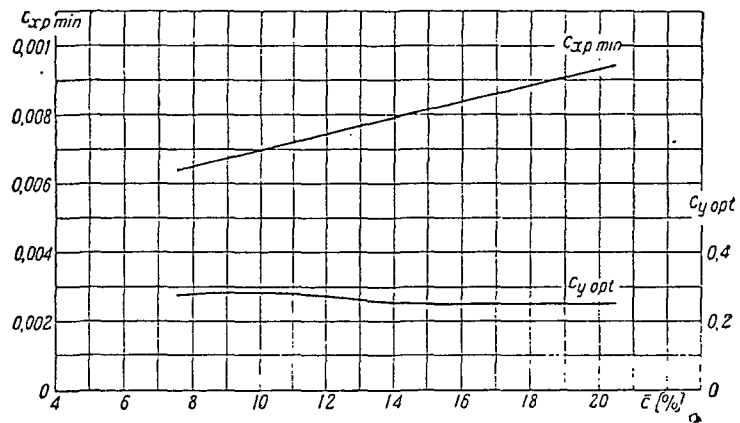
\bar{x} [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 1,280$	$c_y = 1,410$	$c_y = 1,340$	$c_y = 1,370$	$c_y = 1,280$	$c_y = 1,410$	$c_y = 1,340$	$c_y = 1,370$
1,0	-2,310	-2,890	-2,780	-2,960	0,870	0,950	0,700	0,760
2,5	-2,670	-3,150	-3,140	-3,250	0,990	1,000	0,960	0,980
5,0	-2,980	-3,375	-3,290	-3,390	0,890	0,970	0,960	0,990
10,0	-2,970	-3,255	-3,040	-3,110	0,705	0,790	0,780	0,820
15,0	-2,610	-2,890	-2,630	-2,610	0,590	0,675	0,670	0,700
20,0	-2,210	-2,425	-2,150	-2,100	0,500	0,580	0,575	0,605
30,0	-1,480	-1,560	-1,315	-1,260	0,390	0,445	0,445	0,470
40,0	-0,955	-0,940	-0,775	-0,670	0,315	0,355	0,345	0,365
50,0	-0,600	-0,525	-0,470	-0,455	0,255	0,270	0,275	0,270
60,0	-0,325	-0,315	-0,360	-0,390	0,200	0,210	0,210	0,190
70,0	-0,115	-0,185	-0,300	-0,370	0,150	0,145	0,120	0,100
80,0	0,015	-0,110	-0,265	-0,350	0,075	0,055	0,030	-0,020
85,0	0,050	-0,080	-0,240	-0,340	0,045	0,030	-0,020	-0,070
90,0	0,080	-0,055	-0,220	-0,320	0,035	0,010	-0,050	-0,120
95,0	0,095	-0,030	-0,190	-0,300	0,045	0,000	-0,080	-0,150

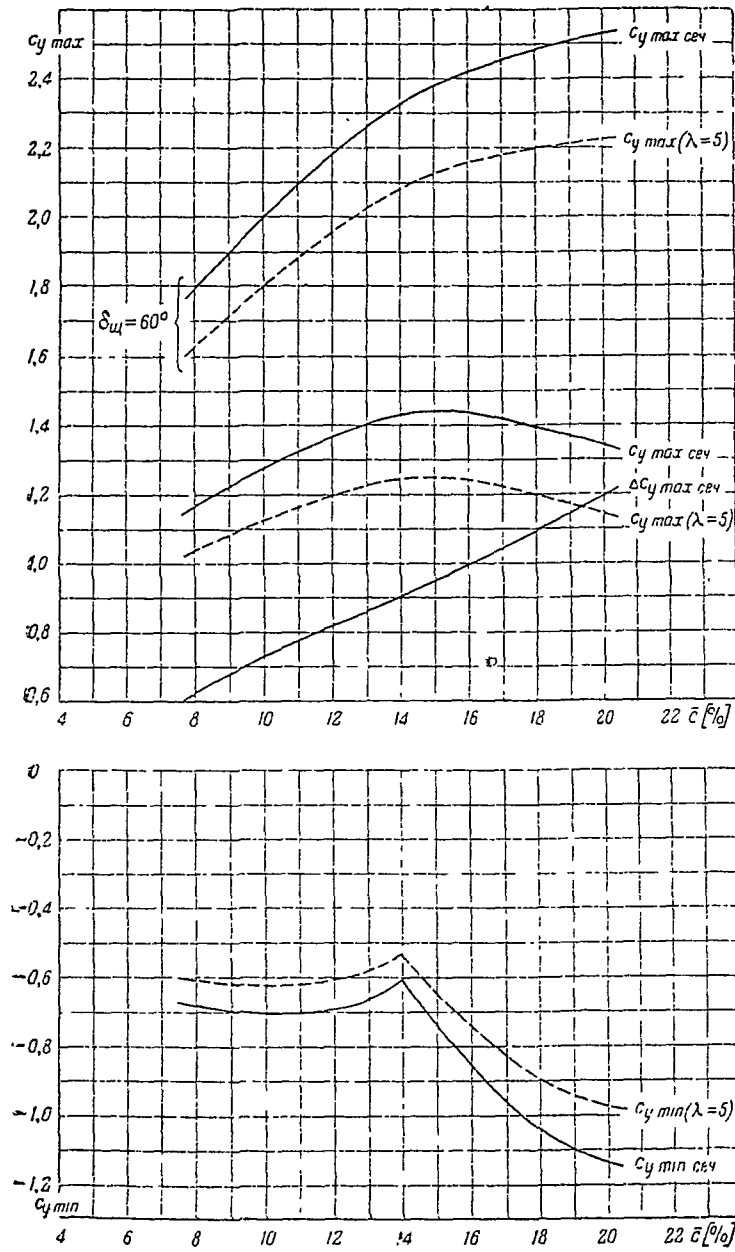
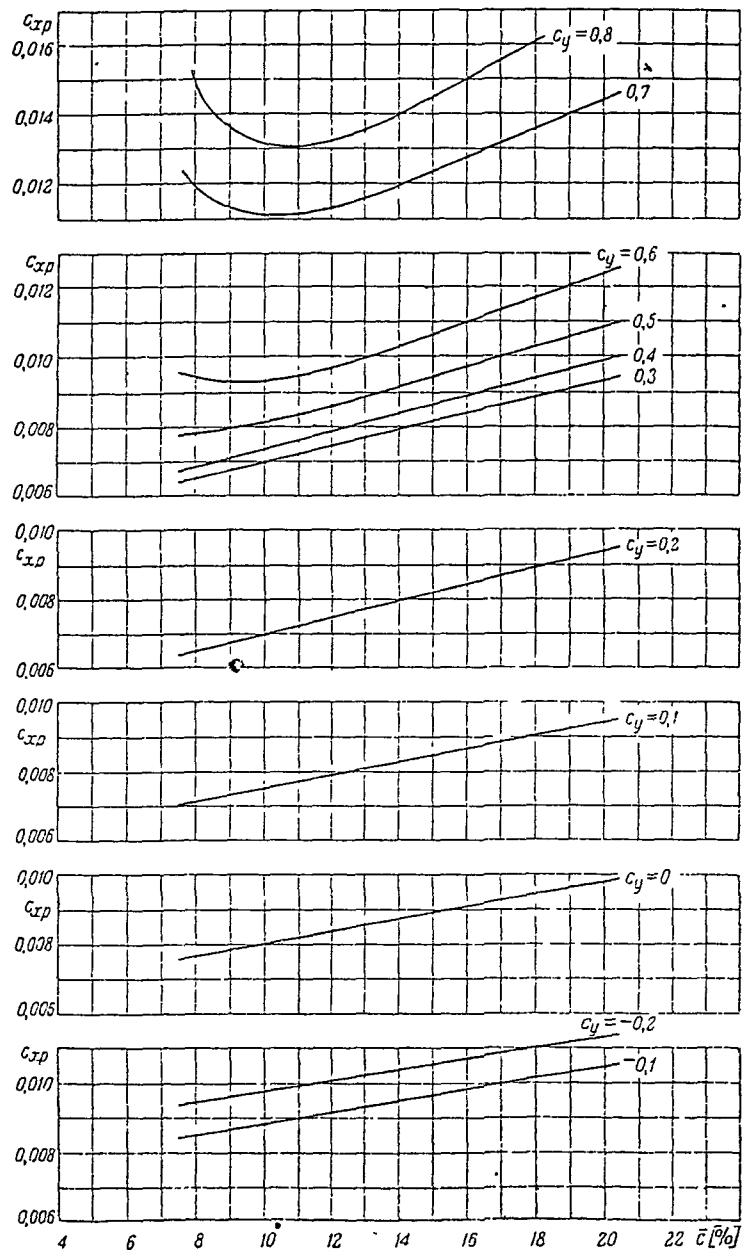


Серия D-2

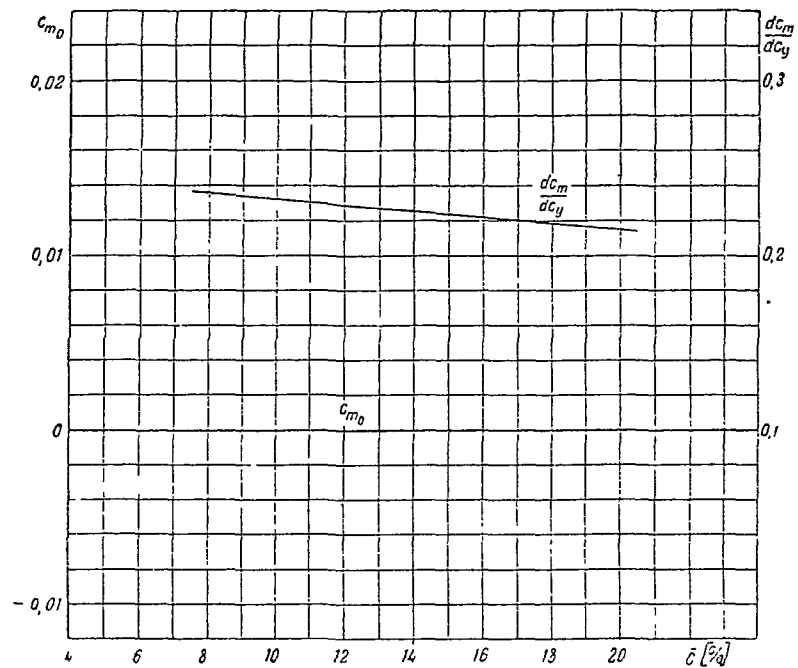
Сводные диаграммы

$Re \approx 1,7 \times 10^6$



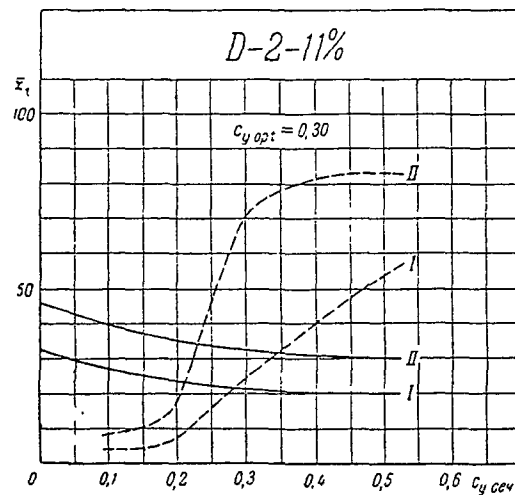
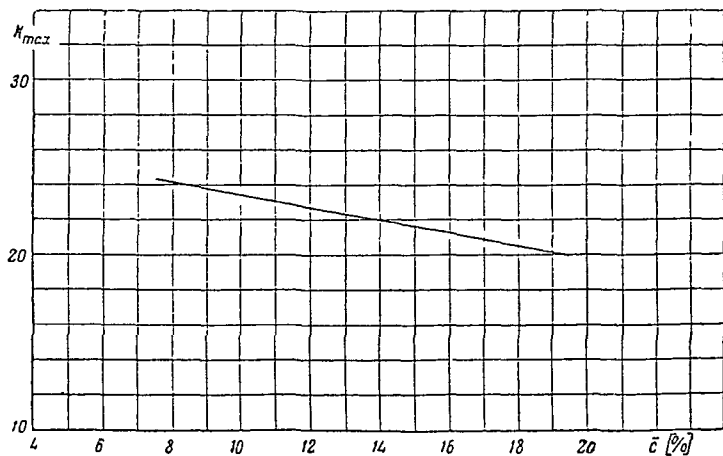
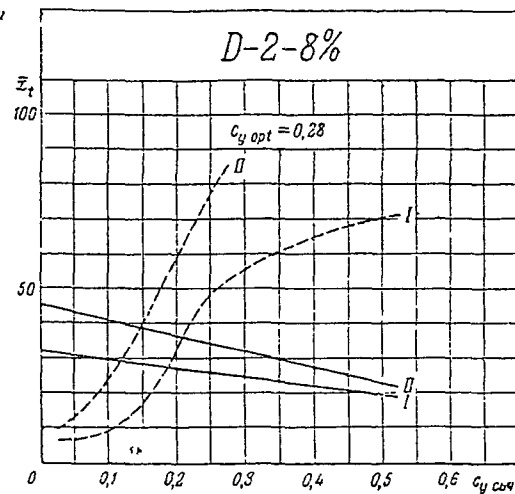


Серия D-2

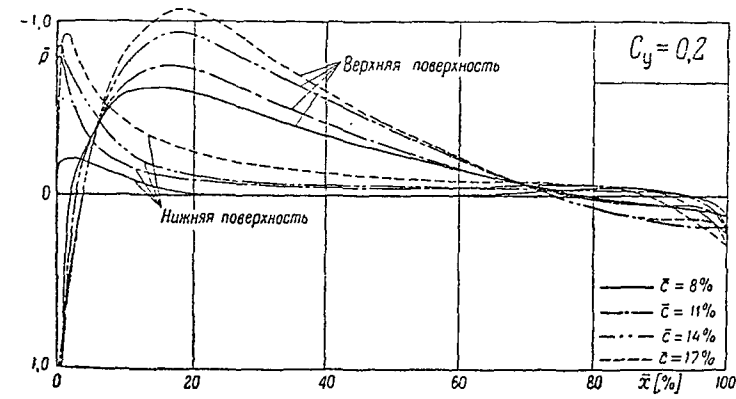
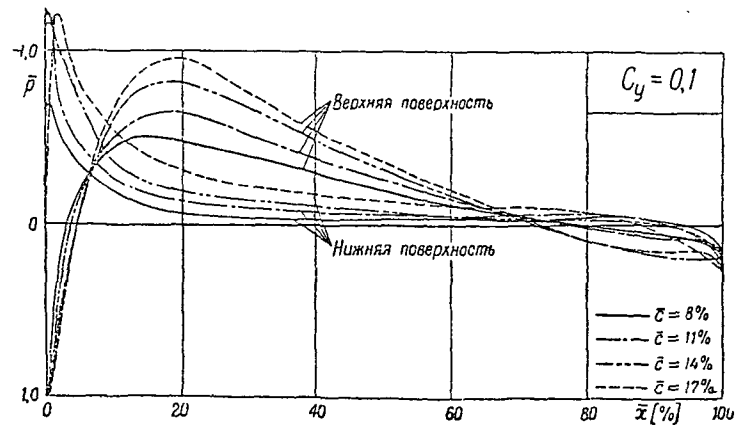
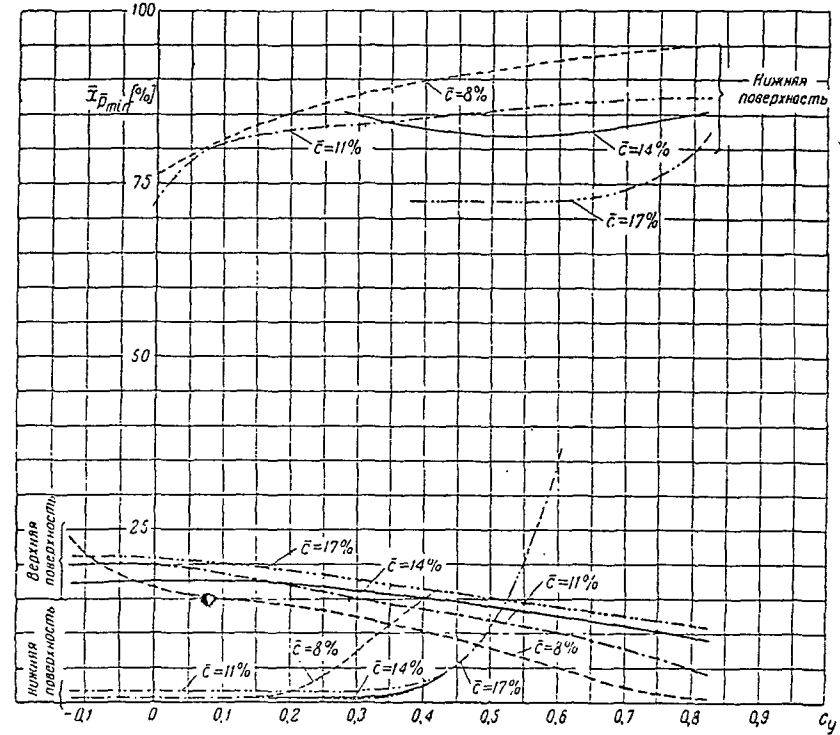
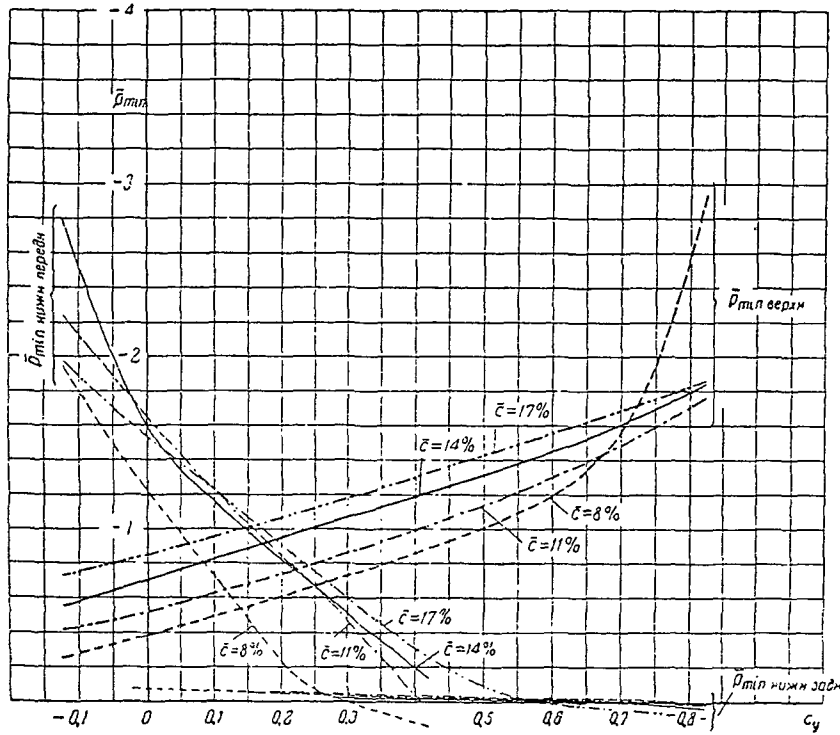


Границы области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние при $Re \approx 1.7 \times 10^4$

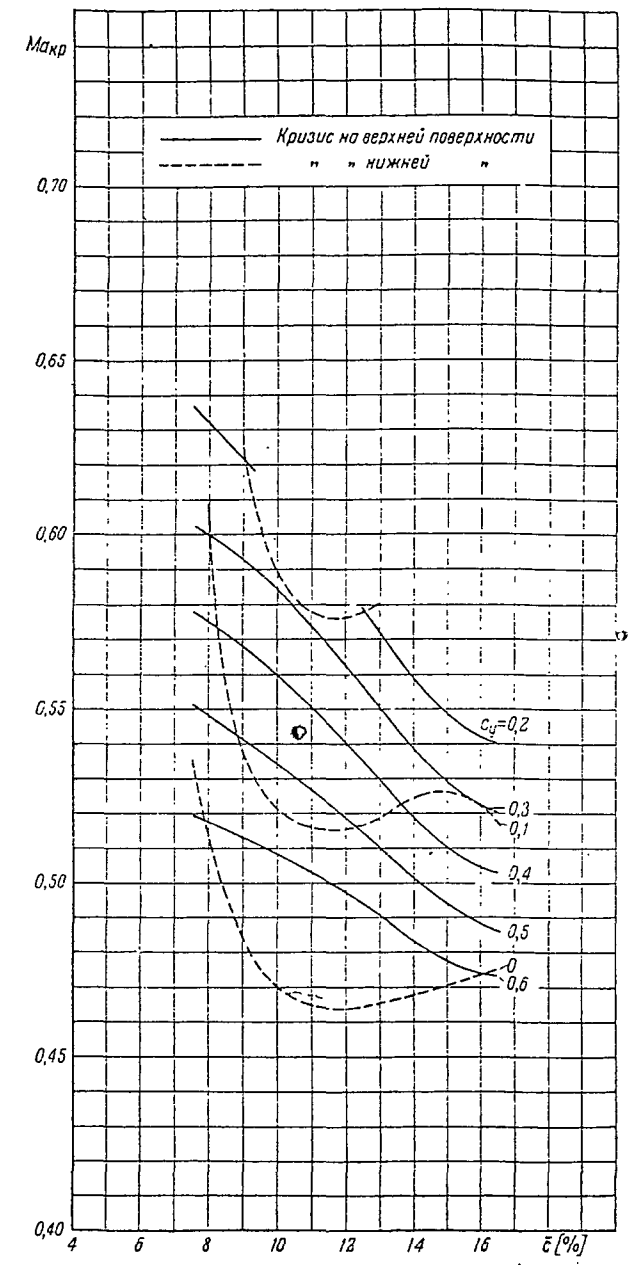
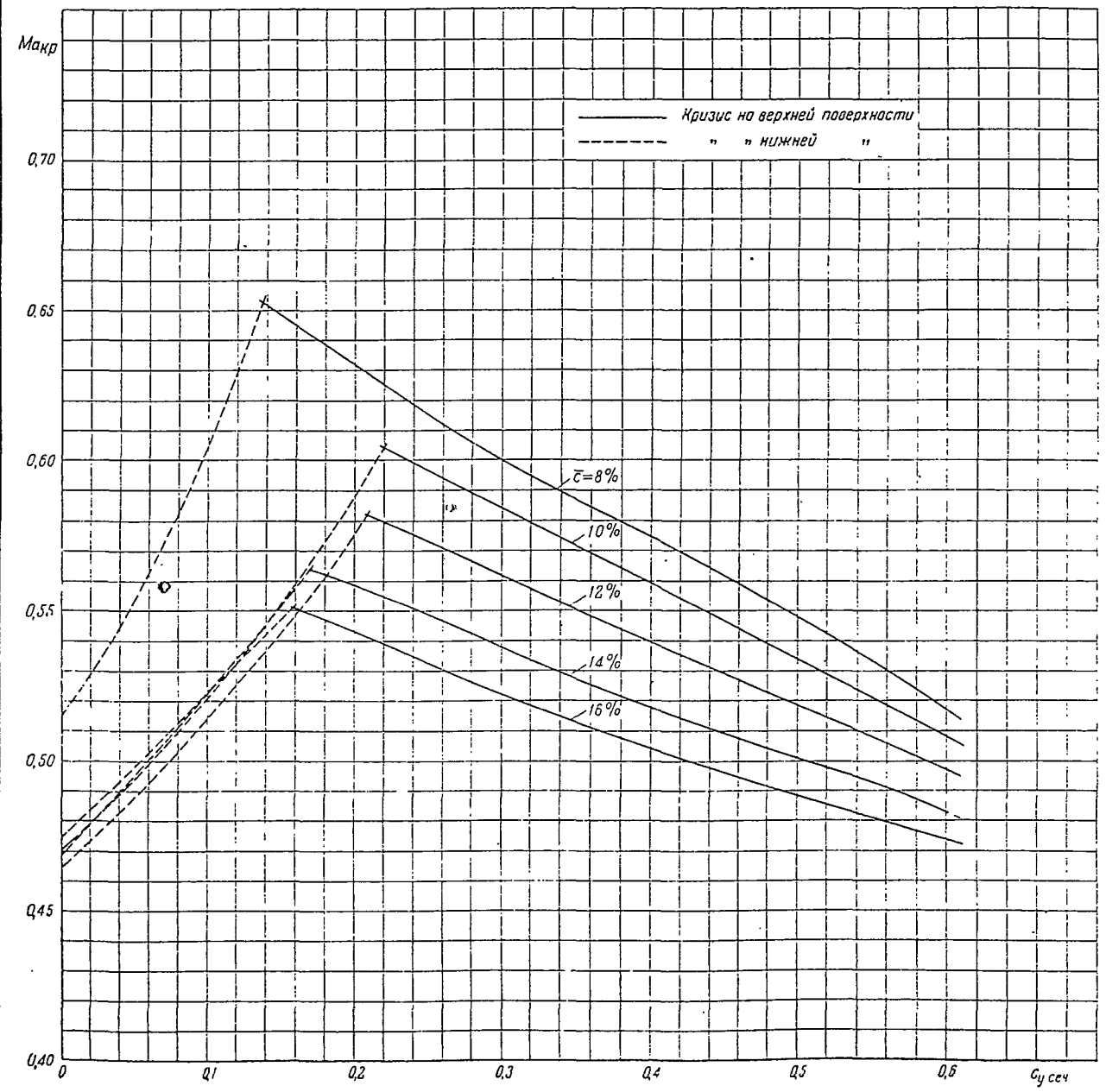
- \bar{x} — расстояние от передней кромки в процентах хорды
- I — начало перехода
- II — конец перехода
- область перехода на верхней поверхности
- - - область перехода на нижней поверхности



Серия Д-2

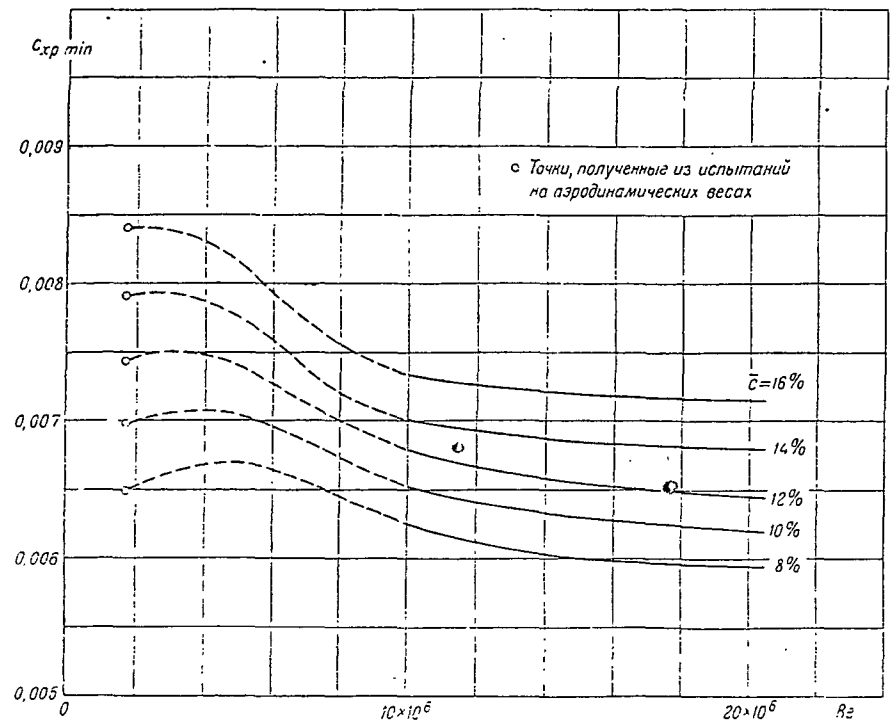


Серия Д-2



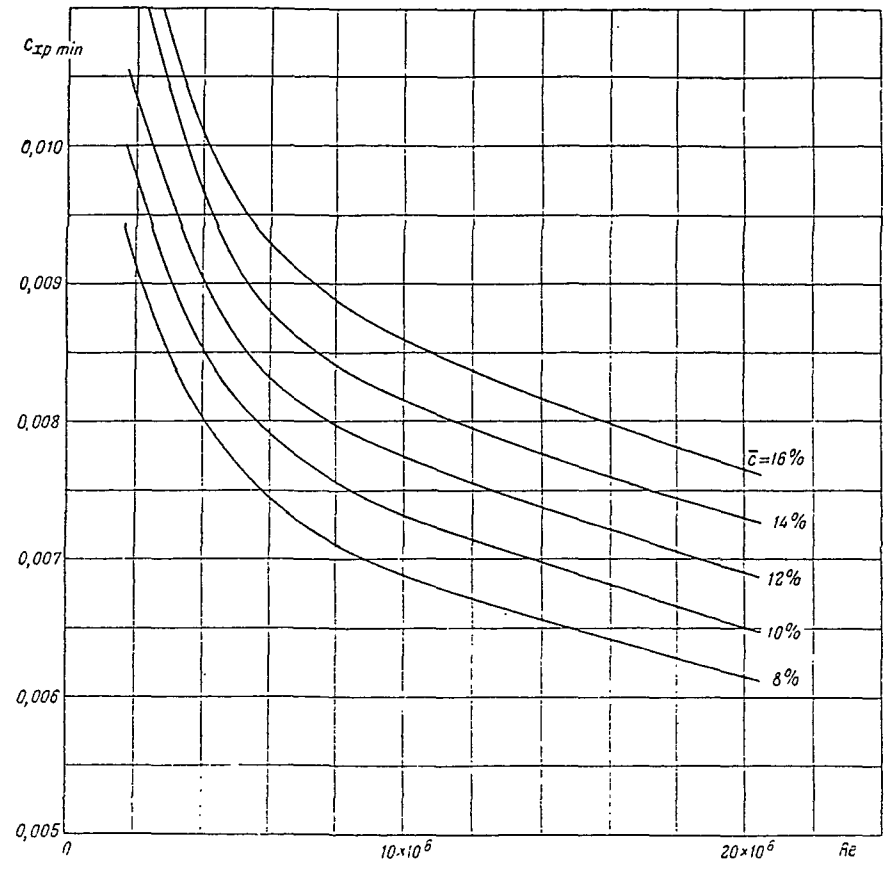
Расчетные графики для определения минимальных значений коэффициента профильного сопротивления на больших числах Рейнольдса

Первый вариант расчета (основной)



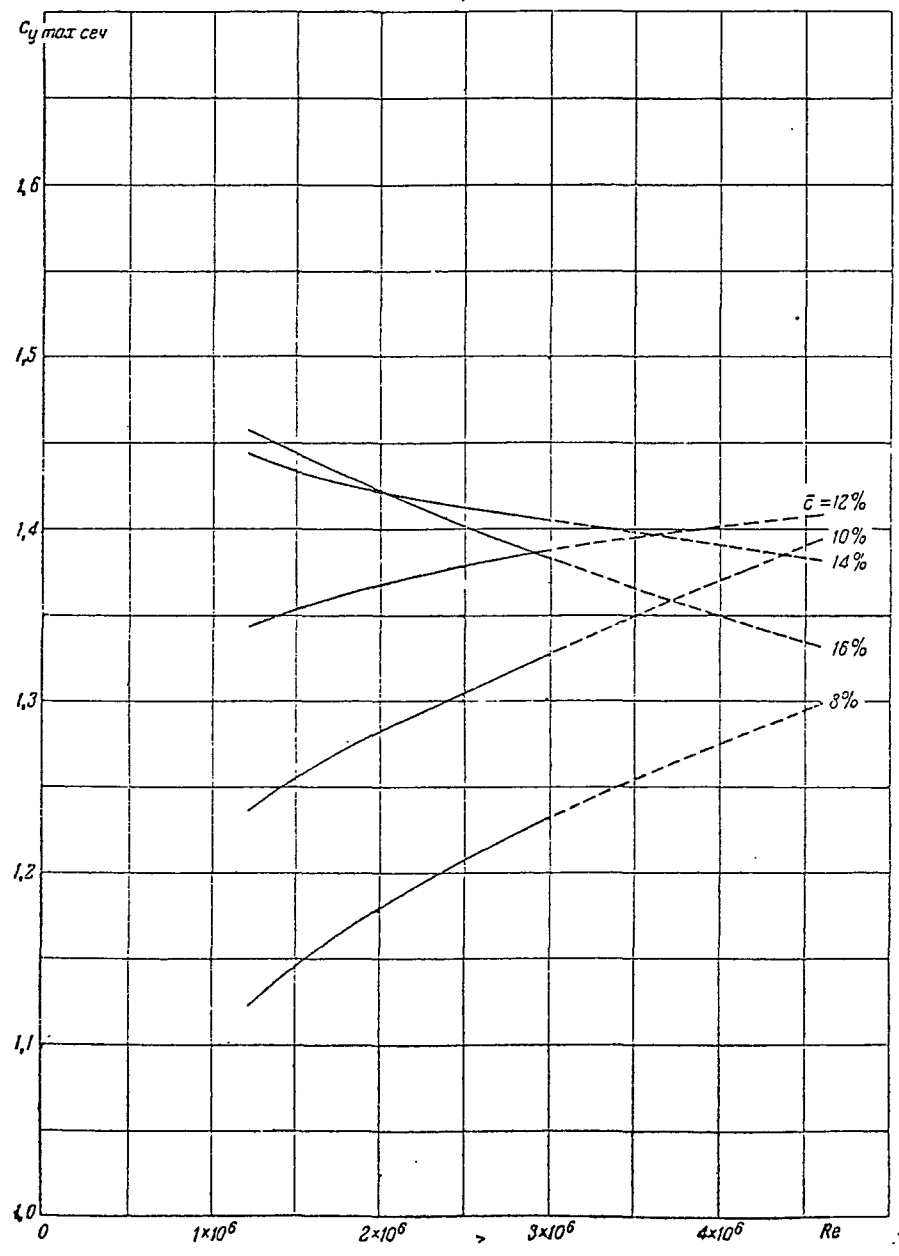
Re \ \bar{c}	8%	10%	12%	14%	16%
$1,7 \times 10^6$	0,0065 ₀	0,0069 ₈	0,0074 ₂	0,0079 ₀	0,0083 ₈
5×10^6	0,0067 ₀	0,0070 ₅	0,0074 ₀	0,0077 ₅	0,0081 ₅
10×10^6	0,0062 ₅	0,0065 ₃	0,0067 ₇	0,0070 ₀	0,0073 ₄
15×10^6	0,0060 ₀	0,0063 ₀	0,0065 ₅	0,0068 ₅	0,0071 ₈
20×10^6	0,0059 ₅	0,0062 ₀	0,0064 ₅	0,0068 ₀	0,0071 ₅

Второй вариант расчета

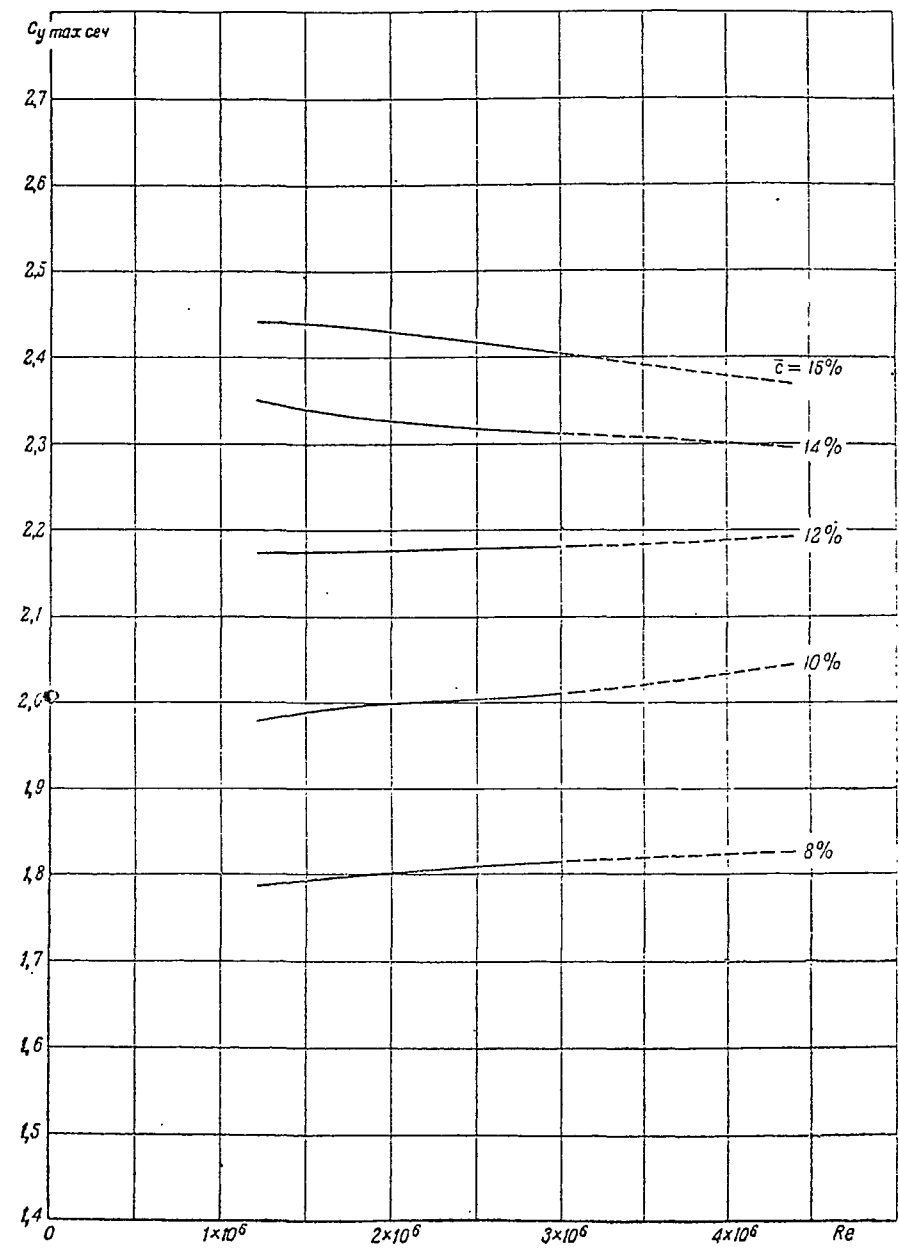


Re \ \bar{c}	8%	10%	12%	14%	16%
3×10^6	0,0085 ₀	0,0090 ₈	0,0095 ₅	0,0104 ₀	0,0108 ₁
5×10^6	0,0077 ₀	0,0081 ₆	0,0086 ₀	0,0091 ₁	0,0096 ₀
10×10^6	0,0068 ₇	0,0073 ₂	0,0077 ₅	0,0081 ₅	0,0086 ₀
15×10^6	0,0065 ₀	0,0069 ₀	0,0073 ₀	0,0076 ₈	0,0080 ₈
20×10^6	0,0061 ₅	0,0065 ₀	0,0069 ₁	0,0073 ₀	0,0076 ₅

$\delta_{\alpha} = 0$



$\delta_{\alpha} = 60^{\circ}$



Серия Clark-УН

СЕРИЯ Clark-YH

Основные геометрические параметры серии в процентах хорды:

положение максимальной толщины	$\bar{x}_c = 30\%$
положение максимальной вогнутости	$\bar{x}_f = 34\%$

Значение относительной вогнутости \bar{f} изменяется в зависимости от толщины профиля по закону прямой пропорциональности.

В атласе серия представлена пятью профилями с относительной толщиной: 8, 11, 14, 17 и 20%.

В основу построения этой серии положен исходный профиль Clark-YH с относительной толщиной $\bar{c} = 11,99\%$ и максимальной вогнутостью $\bar{f} = 2,87\%$, обычно используемый в практике проектирования.

Профили серии Clark-YH, результаты испытаний которых публикуются в атласе, были получены из исходного профиля путем пропорционального изменения его ординат.

* * *

Для того, чтобы облегчить построение профиля любой толщины, а также для уточнения координат профиля и проверки плавности обвода контура был построен эпюрный профиль ($\bar{c} = 100\%$) и составлена таблица следующих данных: ординат верхней и нижней частей контура эпюрного профиля ($\bar{y}_{в. эп}$ и $\bar{y}_{н. эп}$), значений толщин профиля в данном месте хорды $\bar{y}_{эп}$ и ординат средней линии $\bar{y}_{ср. л. эп}$.

Основные геометрические параметры эпюрного профиля:

относительная максимальная толщина	$\bar{c}_{эп} = 100\%$
положение максимальной толщины	$\bar{x}_{c эп} = 30\%$
относительная вогнутость	$\bar{f}_{эп} = 23,97\%$
положение относительной вогнутости	$\bar{x}_{f эп} = 34\%$

* * *

Для построения профиля любой толщины необходимо уменьшить ординаты эпюрного профиля в отношении $\frac{\bar{c}}{100}$, где \bar{c} — толщина искомого профиля.

Таким образом, ординаты искомого профиля определяются по следующим формулам:

$$\bar{y}_в = \bar{y}_{в. эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100};$$

$$\bar{y}_н = \bar{y}_{н. эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100};$$

аналогично определяются ординаты средней линии искомого профиля:

$$\bar{y}_{ср. л} = \bar{y}_{ср. л. эп} \cdot \frac{\bar{c}}{100}.$$

Серия Clark-YH

Контуры профилей

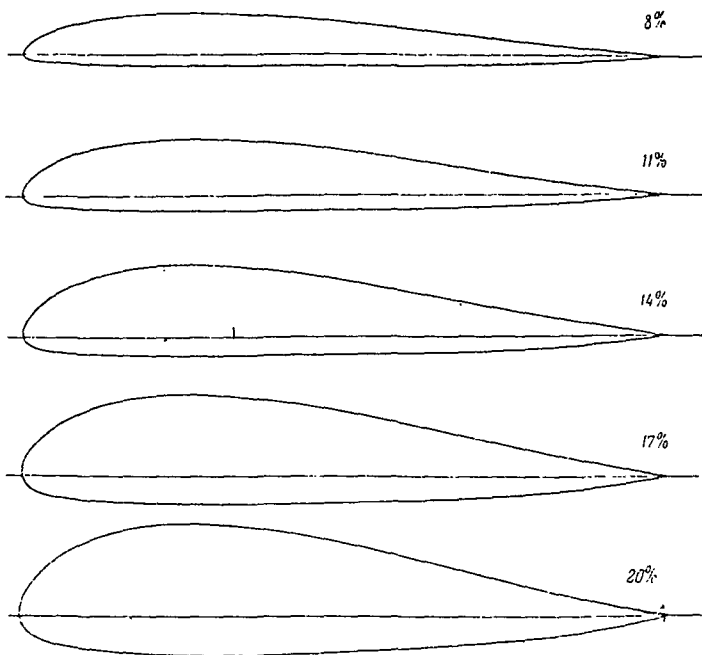


Таблица основных геометрических параметров серии Clark-YH

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
8	30,00	1,918	34,00	—	—

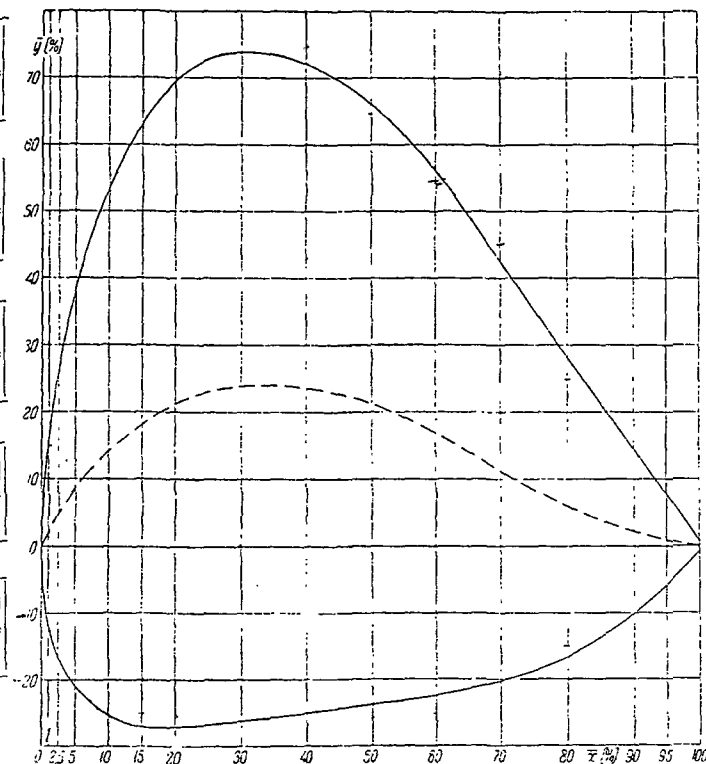
\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
11	30,00	2,637	34,00	—	—

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
14	30,00	3,356	34,00	—	—

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
17	30,00	4,075	34,00	—	—

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
20	30,00	4,794	34,00	—	—

Эпюрный профиль серии Clark-YH



\bar{x} —расстояние от передней кромки в процентах хорды

Координаты эпюрного профиля Clark-YH

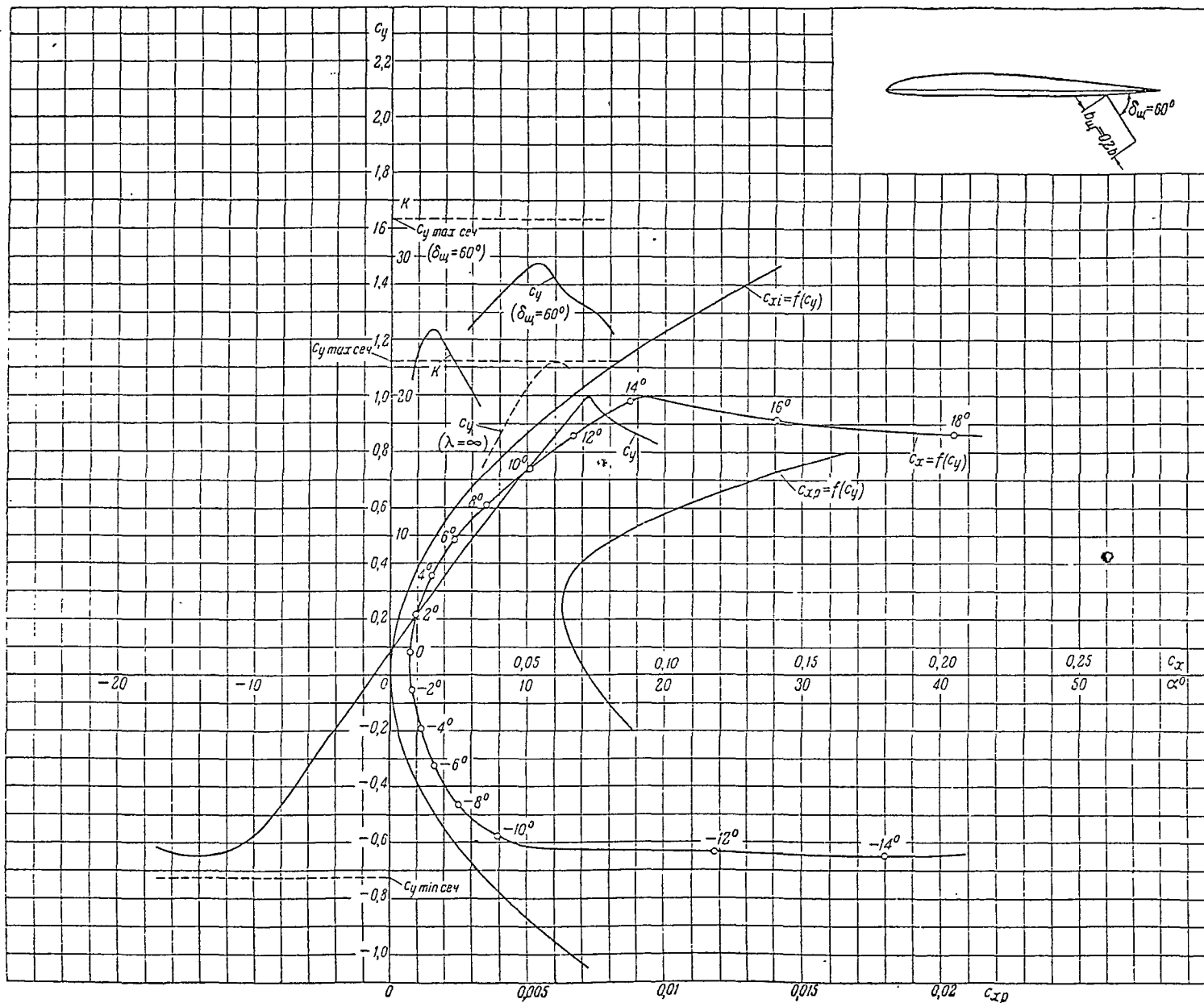
\bar{x} [%]	0,25	0,50	0,75	1,00	1,25	1,75	2,50	3,25	5,00	7,50	10,00	15,00	20,00	30,00	40,00	50,00	60,00	70,00	80,00	85,00	90,00	95,00	100,00
$\bar{y}_{в. эп}$ [%]	7,100	10,500	13,200	15,300	17,400	21,200	25,800	30,000	38,150	46,800	53,500	63,100	69,450	73,800	72,050	65,050	56,050	42,500	28,150	21,200	14,350	7,500	0,600
$\bar{y}_{н. эп}$ [%]	-5,950	-8,500	-10,300	-11,650	-12,600	-14,550	-16,600	-18,250	-20,900	-23,400	-25,220	-27,000	-27,000	-26,200	-24,950	-23,700	-22,400	-20,200	-16,480	-13,500	-10,100	-5,730	-0,500
$\bar{h}_{эп}$ [%]	13,050	19,000	23,500	26,950	30,000	33,750	42,400	48,250	59,050	70,200	78,720	90,100	96,450	100,000	97,000	89,750	78,450	62,500	44,630	34,700	24,450	13,230	1,200
$\bar{y}_{ср. л. эп}$ [%]	0,575	1,000	1,450	1,925	2,400	3,325	4,600	5,875	8,625	11,700	14,140	18,050	21,225	23,800	23,550	21,175	16,825	11,050	5,835	3,850	2,125	0,885	0,000

Пример. Пользуясь ординатами эпюрного профиля, определим $\bar{y}_в$ и $\bar{y}_н$ для $\bar{x} = 30\%$ при толщине профиля $\bar{c} = 11\%$:

$$\bar{y}_в = \bar{y}_{в. эп} \frac{\bar{c}}{100} = 73,800 \frac{11}{100} = 8,118; \quad \bar{y}_н = \bar{y}_{н. эп} \frac{\bar{c}}{100} = -26,200 \frac{11}{100} = -2,882$$

Серия Clark-YH

Профиль Clark-YH-8%



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

- $\delta_{\omega} = 0$
- $c_{x_{мин}} = 0,00620$
- $c_{y_{ор}} = 0,250$
- $c_{x_0} = 0,00715$
- $\alpha_0 = -1,2$
- $\frac{dc_y}{d\alpha} = 5,39$
- $c_{y_{max}} = 1,125$
- $\alpha_{кр} = 12,1$
- $c_{y_{min}} = -0,73$
- $c_{m_0} = 0,319$
- $\frac{dc_m}{dc_y} = 0,234$
- $\frac{c_{y_{max}}}{c_{x_{p\ min}}} = 181,5$
- $Re \approx 1,7 \times 10^6$

- $\delta_{\omega} = 60^\circ$
- $c_{y_{max}} = 1,630$
- $\Delta c_{y_{max}} = 0,505$
- $\frac{c_{y_{max}}}{c_{x_{p\ min}}} = 263,0$
- $Re \approx 1,65 \times 10^6$

Серия Clark-Y H

Профиль Clark-YH 8%

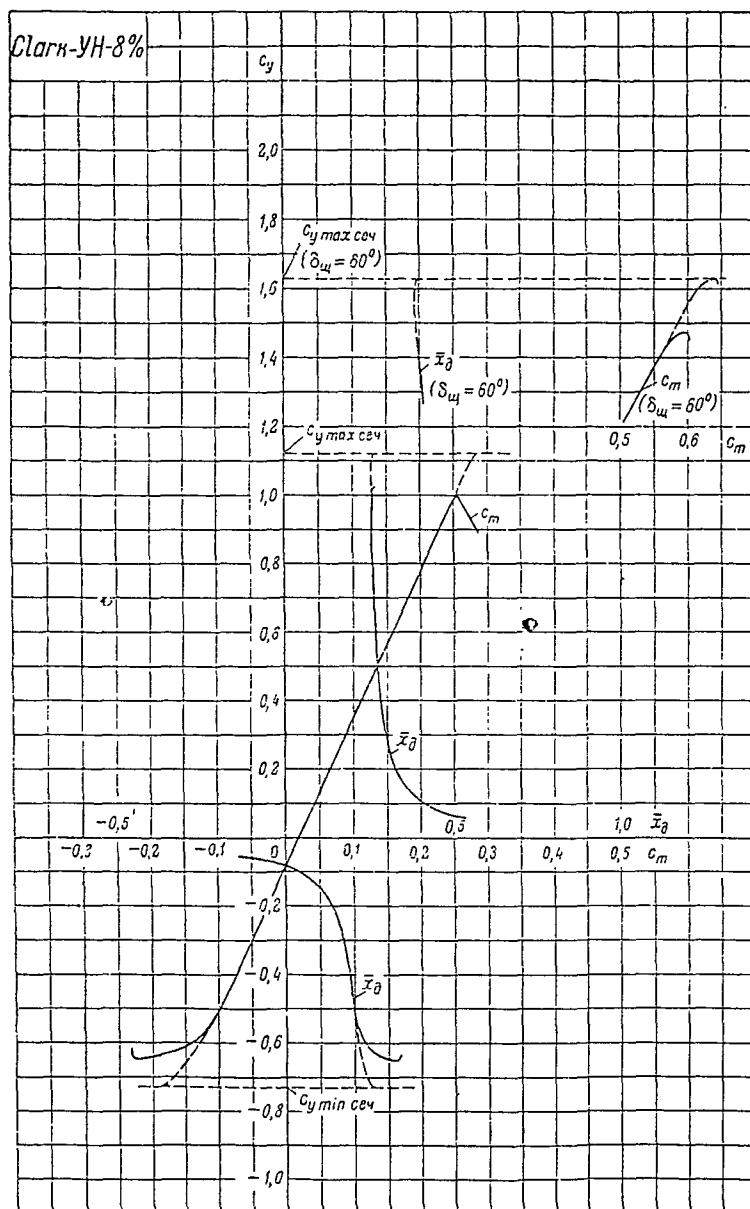
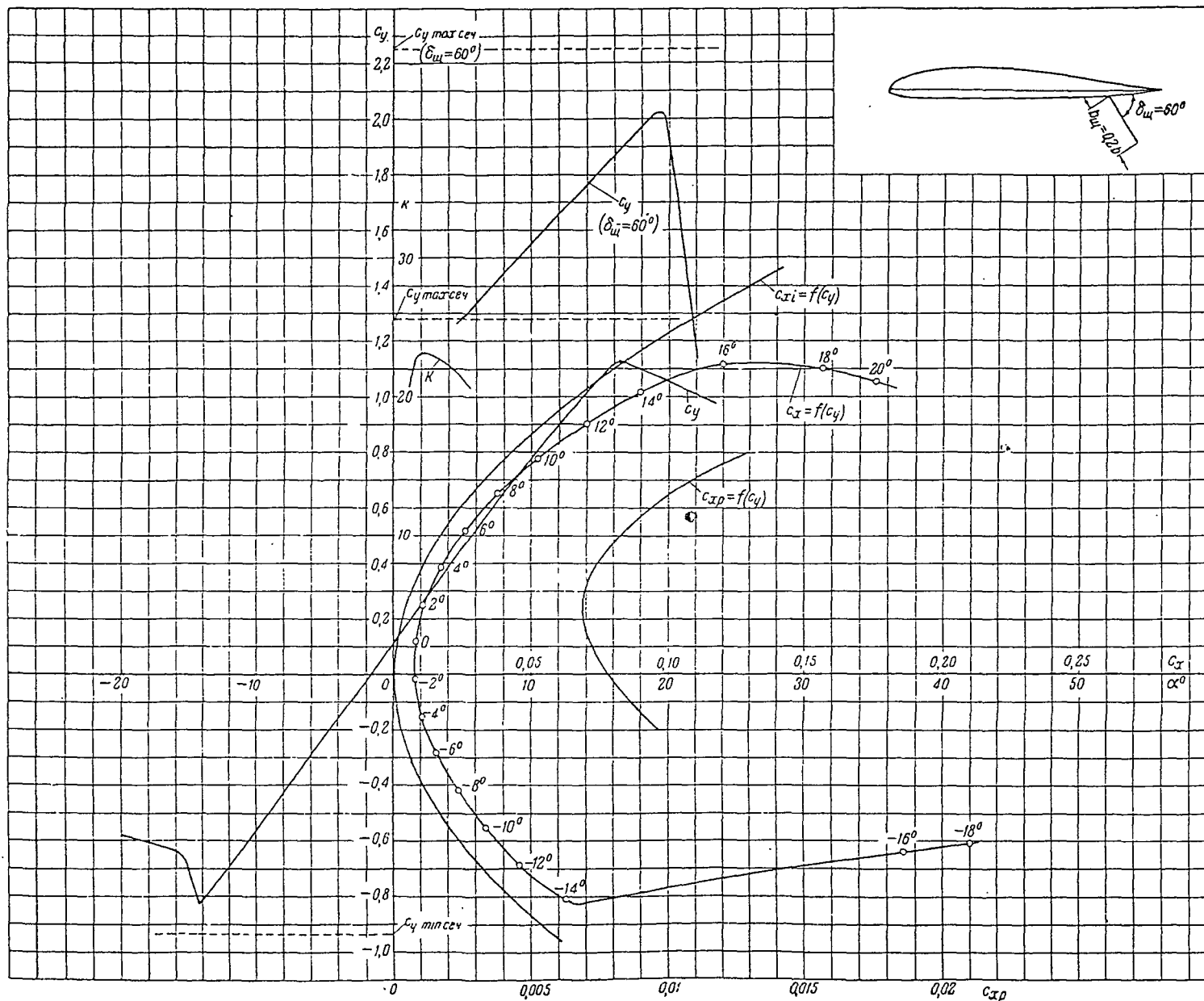


Таблица значений аэродинамических коэффициентов

 $(\lambda = 5)$

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-14°	-0,650	0,1800	-0,220	0,339				
-12°	-0,634	0,1180	-0,180	0,284				
-10°	-0,576	0,0392	-0,125	0,217				
-8°	-0,464	0,0254	-0,089	0,191				
-6°	-0,327	0,0165	-0,057	0,174				
-4°	-0,192	0,0112	-0,025	0,130	0,00876			
-2°	-0,056	0,0078	0,007	-0,125	0,00755			
0°	0,082	0,0072	0,039	0,475	0,00670			
2°	0,216	0,0093	0,069	0,319	0,00625			
4°	0,351	0,0148	0,101	0,288	0,00655			
6°	0,482	0,0235	0,132	0,274	0,00800	1,256	0,515	0,410
8°	0,612	0,0355	0,162	0,264	0,01080	1,362	0,546	0,400
10°	0,742	0,0507	0,192	0,259	0,01450	1,460	0,578	0,396
12°	0,860	0,0665	0,220	0,256				
14°	0,981	0,0872	0,249	0,253				



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

- $\delta_{\text{ш}} = 0$
- $C_{xp \min} = 0,00685$
- $C_{y \text{opt}} = 0,250$
- $C_{x_0} = 0,00780$
- $\alpha_0 = -1,73$
- $\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,38$
- $C_{y \max} = 1,280$
- $\alpha_{кр} = -$
- $C_{y \min} = -0,938$
- $C_{\text{ш}_0} = 0,0275$
- $\frac{dC_m}{dC_y} = 0,223$
- $\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 186,8$
- $Re \approx 1,7 \times 10^6$

- $\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$
- $C_{y \max} = 2,250$
- $\Delta C_{y \max} = 0,970$
- $\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 329,0$
- $Re \approx 1,65 \times 10^6$

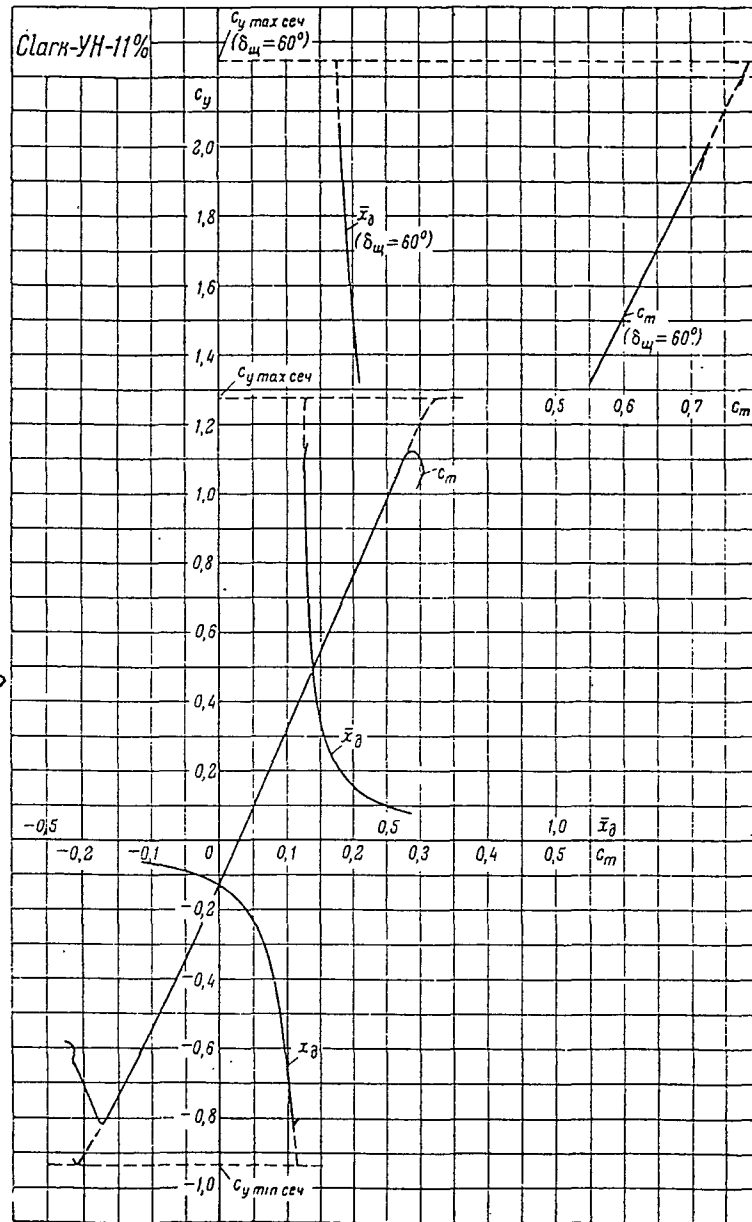
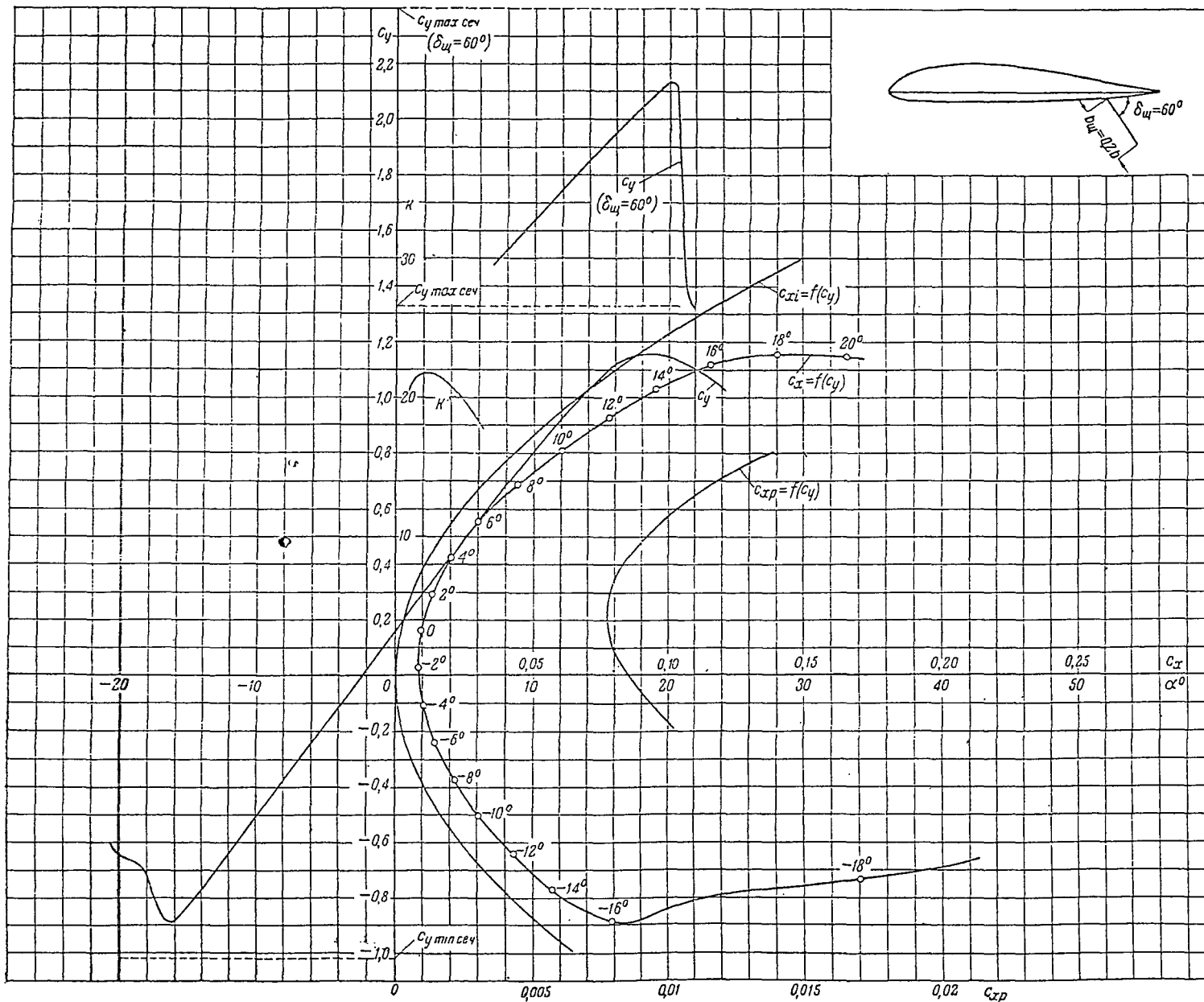


Таблица значений аэродинамических коэффициентов

($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	ϵ_{xp}	$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-14°	-0,810	0,0625	-0,172	0,212				
-12°	-0,685	0,0460	-0,137	0,200				
-10°	-0,554	0,0339	-0,103	0,186				
-8°	-0,420	0,0240	-0,068	0,162				
-6°	-0,285	0,0158	-0,037	0,129				
-4°	-0,150	0,0106	-0,006	0,040	0,0090 ₈			
-2°	-0,019	0,0080	0,024		0,0079 ₄			
0°	0,119	0,0080	0,054	0,453	0,0071 ₄			
2°	0,250	0,0109	0,083	0,332	0,0068 ₅			
4°	0,385	0,0171	0,113	0,293	0,0073 ₁			
6°	0,520	0,0262	0,143	0,275	0,0083 ₈	1,340	0,555	0,414
8°	0,652	0,0380	0,173	0,265	0,0100 ₀	1,445	0,582	0,404
10°	0,780	0,0525	0,203	0,261	0,0124 ₀	1,550	0,608	0,392
12°	0,901	0,0700	0,230	0,255		1,655	0,636	0,385
14°	1,019	0,0900	0,257	0,252		1,765	0,663	0,375
16°	1,120	0,1200	0,283	0,252		1,870	0,690	0,369
18°						1,980	0,718	0,362



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

$C_{xp\ min} = 0,00770$

$C_{y\ qst} = 0,230$

$C_{x_0} = 0,00853$

$\alpha_0 = -2,35$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,37$

$C_{y\ max} = 1,330$

$\alpha_{кр} = \rightarrow$

$C_{y\ min} = -1,018$

$C_{m_0} = 0,0364$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,213$

$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 172,9$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

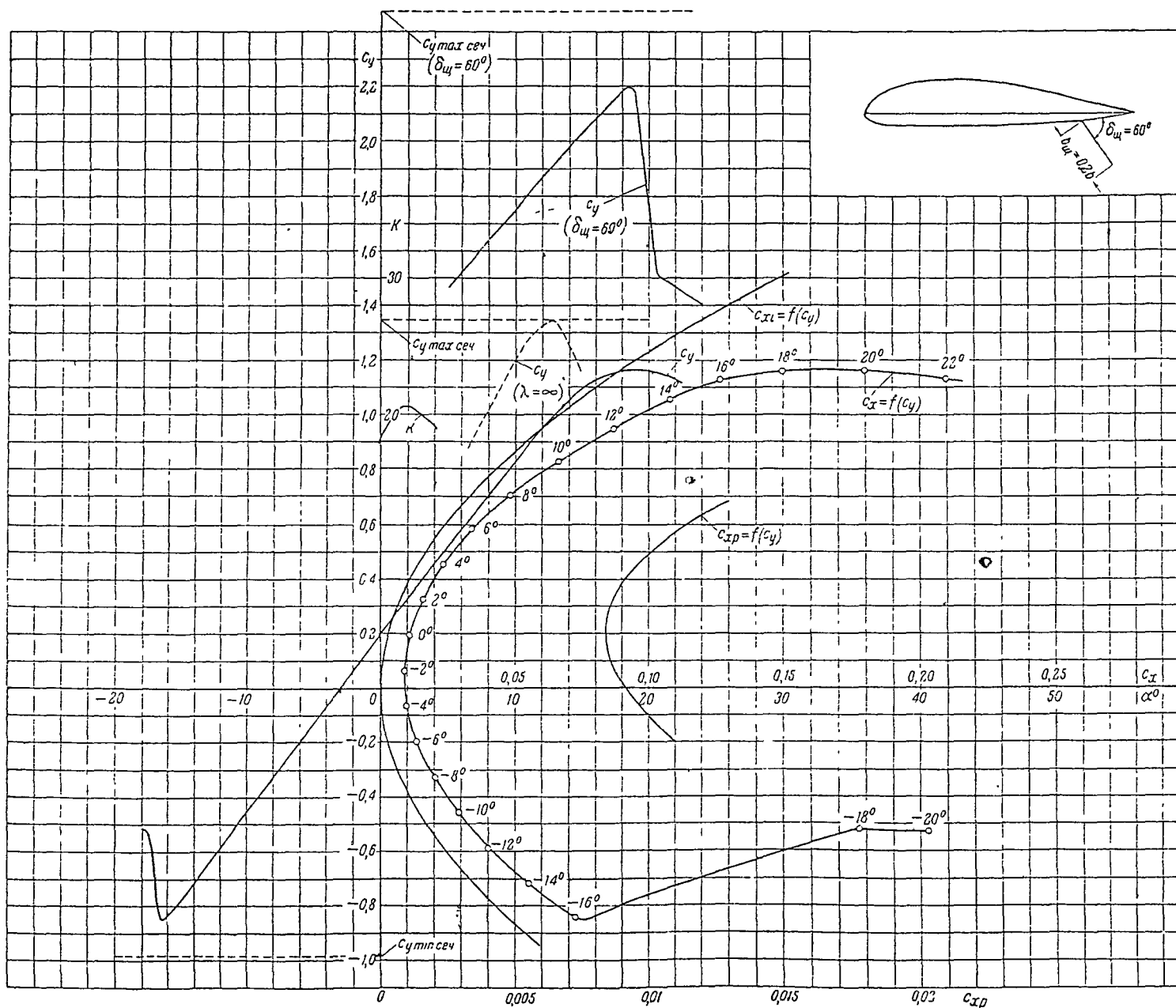
$\delta_w = 60^\circ$

$C_{y\ max} = 2,400$

$\Delta C_{y\ max} = 1,070$

$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 312,0$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

- $\delta_w = 0$
- $C_{x \min} = 0,0084$
- $C_{y \text{ opt}} = 0,200$
- $C_{x_0} = 0,00914$
- $\alpha_0 = -3,05$
- $\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,30$
- $C_{y \max} = 1,350$
- $\alpha_{кр} = 12,8$
- $C_{y \min} = -0,988$
- $C_{m_0} = 0,045$
- $\frac{dC_m}{dC_y} = 0,202$
- $\frac{C_{y \max}}{C_{x \min}} = 160,2$
- $Re \approx 1,7 \times 10^6$

- $\delta_w = 60^\circ$
- $C_{y \max} = 2,478$
- $\Delta C_{y \max} = 1,128$
- $\frac{C_{y \max}}{C_{x \min}} = 294,0$
- $Re \approx 1,65 \times 10^6$

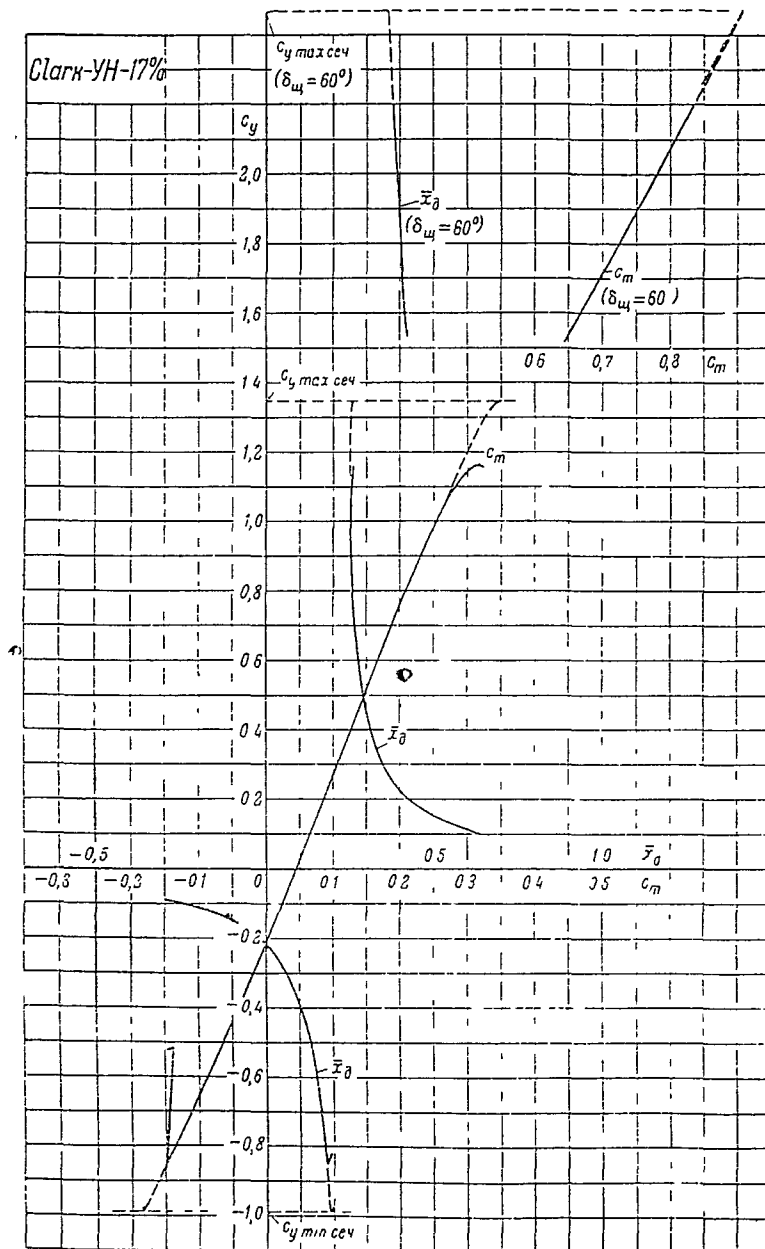
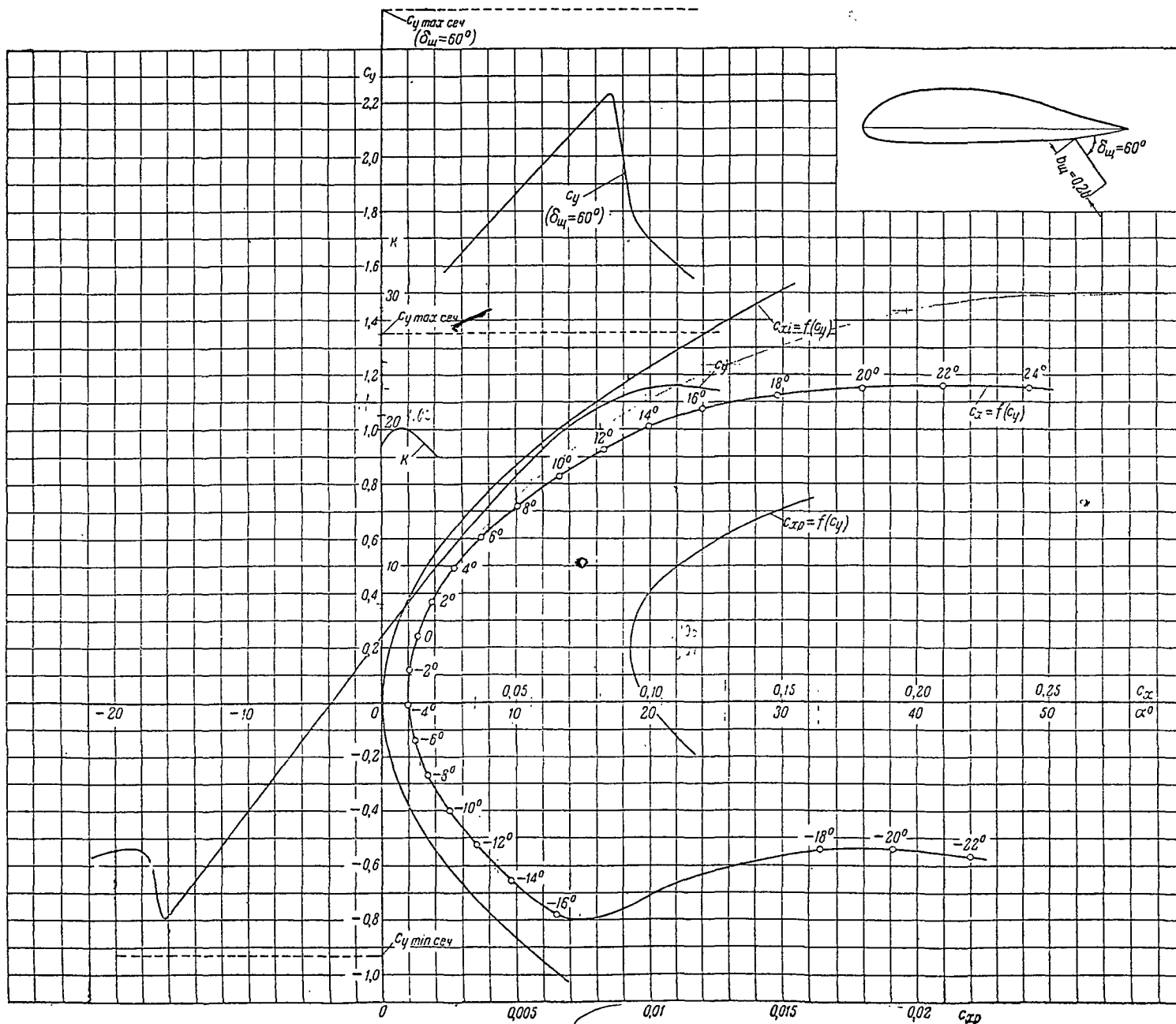


Таблица значений аэродинамических коэффициентов ($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$		
						c_y	c_m'	\bar{x}_δ
-6	-0,839	0,0725	-0,145	0,173				
-14	-0,713	0,0545	-0,114	0,160				
-12	-0,584	0,0400	-0,085	0,145				
0	-0,456	0,0294	-0,054	0,118				
8	-0,326	0,0205	-0,025	0,077				
6	-0,196	0,0135	0,005	-0,025	0,01095			
4	-0,065	0,0098	0,032	-0,492	0,00962			
2	0,066	0,0090	0,060	0,910	0,00871			
0	0,198	0,0110	0,085	0,429	0,00840			
	0,328	0,0158	0,112	0,342	0,00865			
	0,457	0,0234	0,138	0,302	0,00960			
	0,585	0,0339	0,164	0,279	0,01120	1,530	0,647	0,423
8	0,710	0,0480	0,190	0,268		1,645	0,630	0,413
10	0,831	0,0660	0,216	0,260		1,755	0,710	0,404
12	0,954	0,0870	0,245	0,257		1,870	0,745	0,398
14	1,060	0,1080	0,270	0,255		1,980	0,775	0,391
16	1,135	0,1270	0,295	0,260		2,085	0,803	0,385
18	1,165	0,1500	0,310	0,266		2,188	0,830	0,379



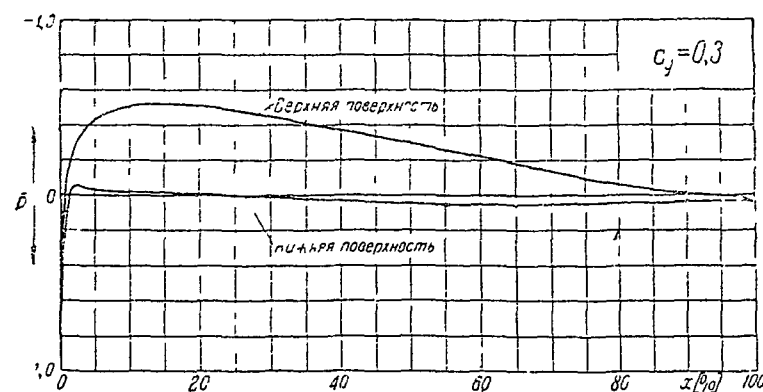
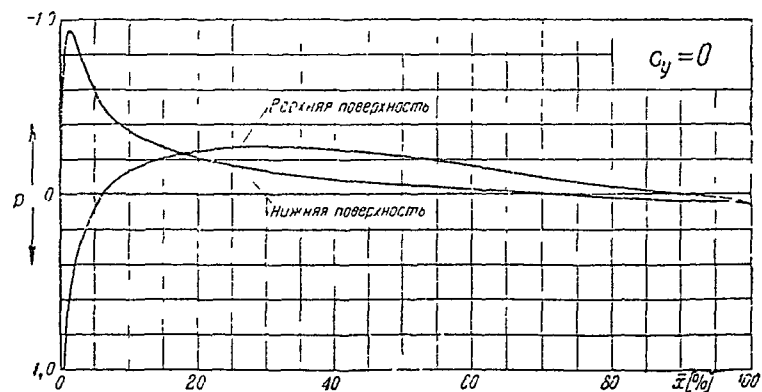
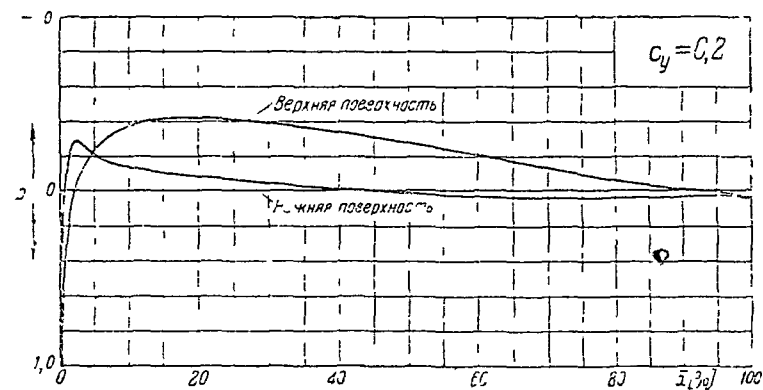
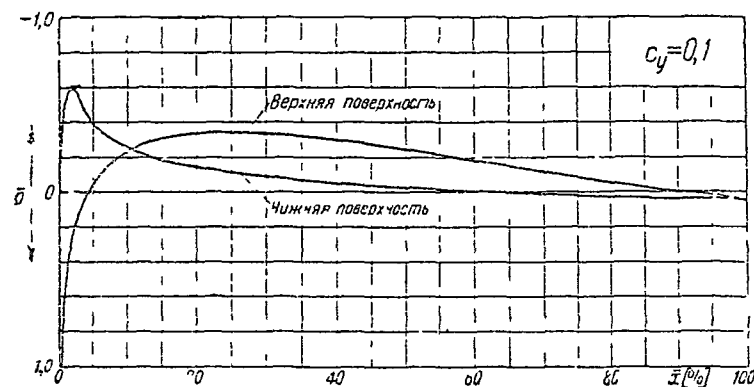
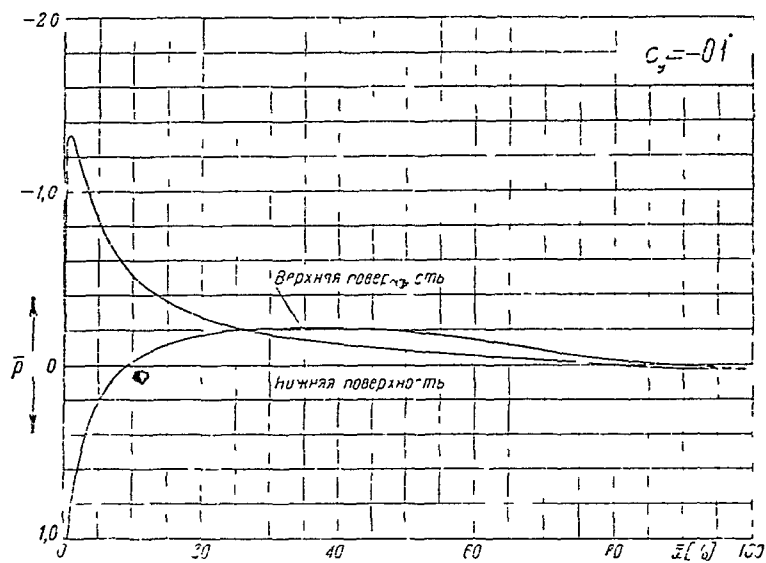
Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)	
$\delta_w = 0$	
$C_{xp\ min}$	$= 0,00925$
$C_{y\ opt}$	$= 4,200$
C_{x_0}	$= 0,00982$
α_0	$= -3,88$
$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$= 5,10$
$C_{y\ max}$	$= 1,355$
$\alpha_{кр}$	$= -$
$C_{y\ min}$	$= -0,930$
C_{m_0}	$= 0,054$
$\frac{dC_m}{dC_y}$	$= 0,191$
$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}}$	$= 146,6$
Re	$\approx 1,7 \times 10^6$
$\delta_w = 60^\circ$	
$C_{y\ max}$	$= 2,538$
$\Delta C_{y\ max}$	$= 1,183$
$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}}$	$= 274,0$
Re	$\approx 1,65 \times 10^6$

Распределение давления по профилю Clark-YH-80₀

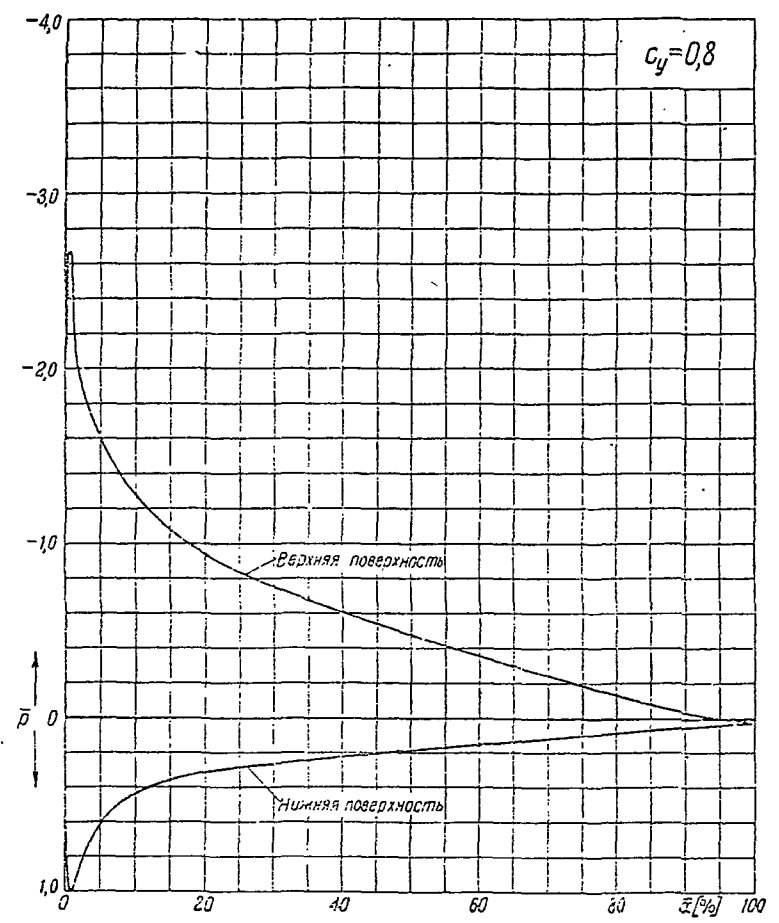
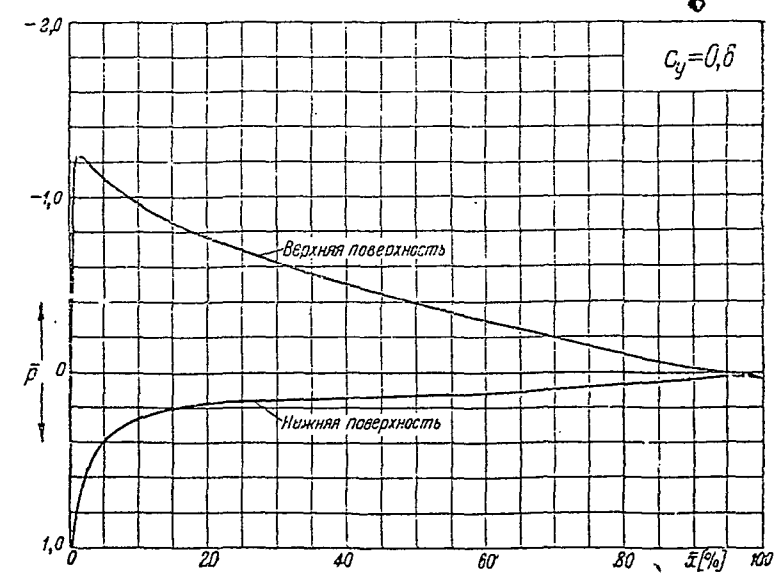
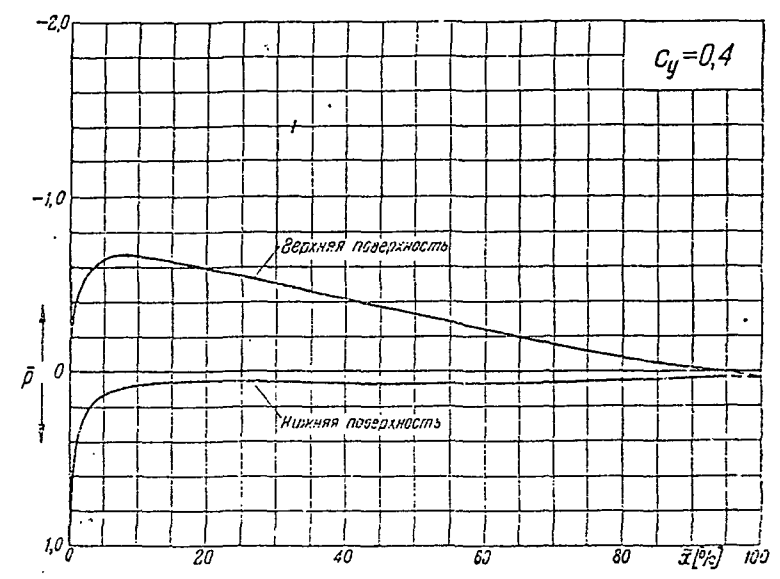
$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)



серия ССШ К-ЭП



Распределение давления по профилю С10гм-УН-8%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0})$ - коэффициент давления.

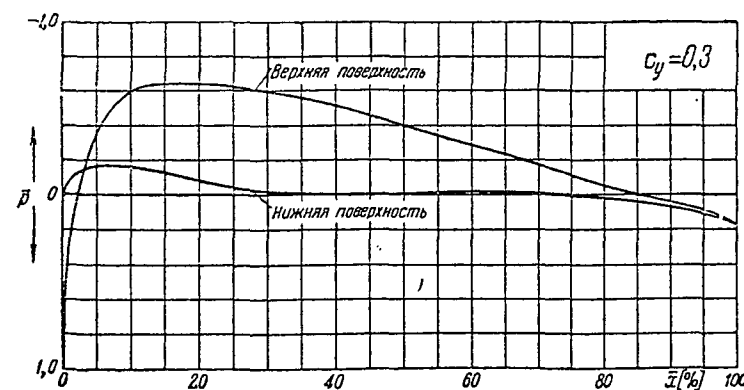
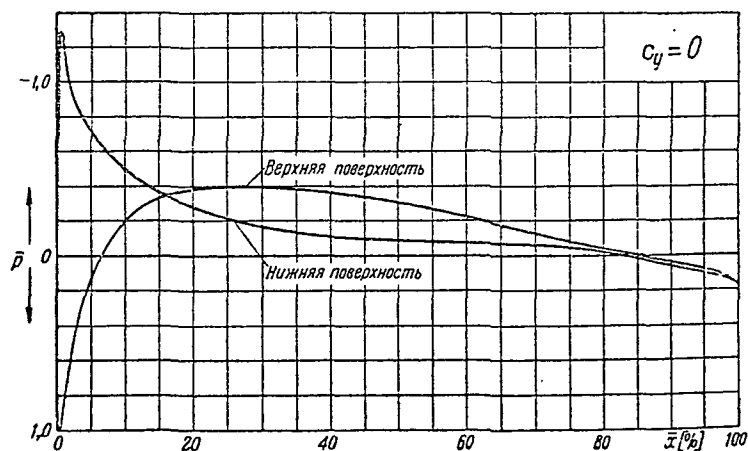
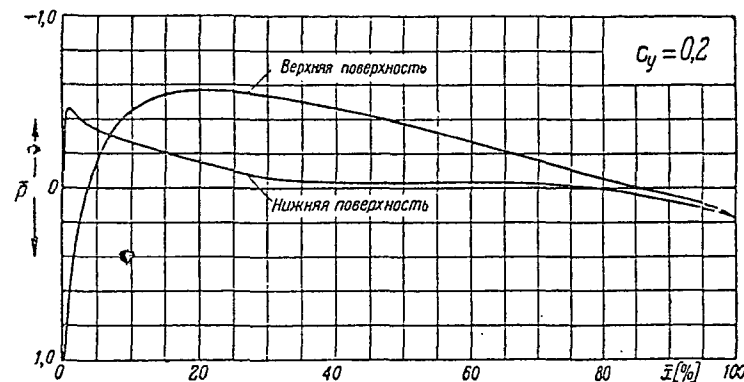
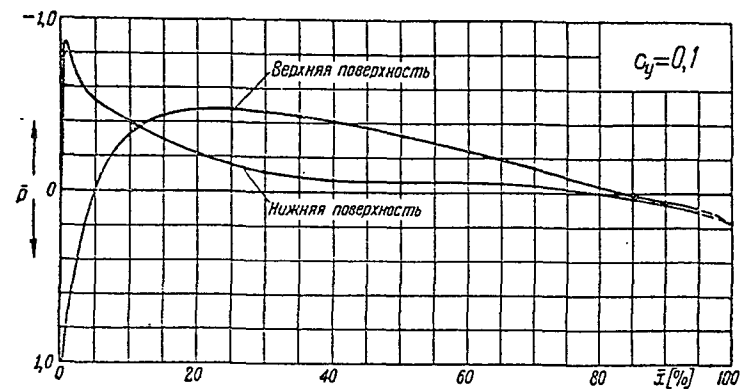
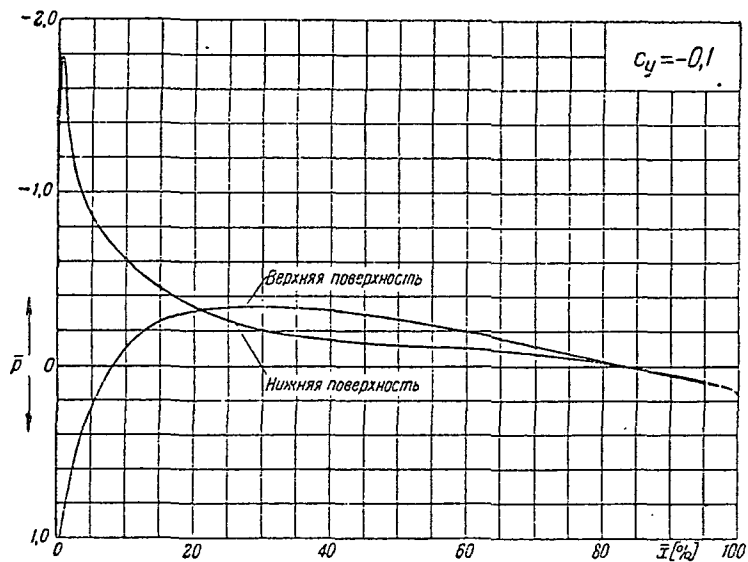
$\bar{x} = \frac{x}{b}$ - расстояние от передней кромки в долях хорды

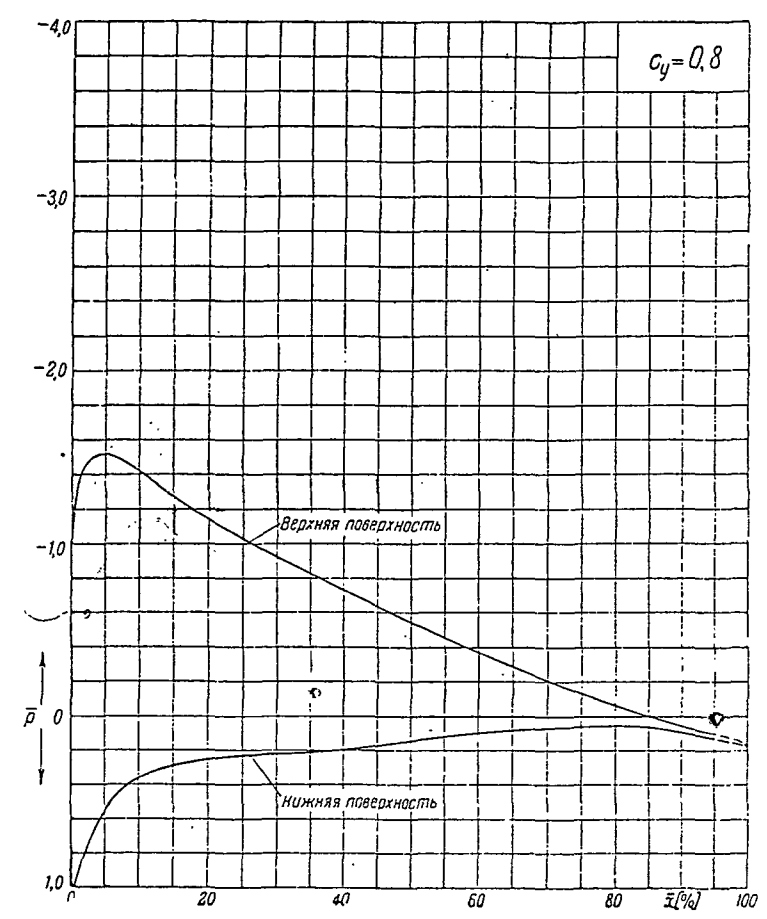
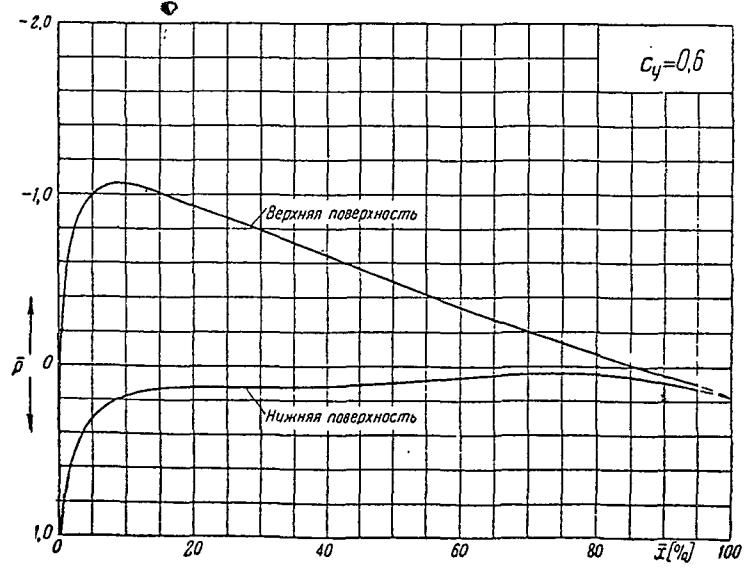
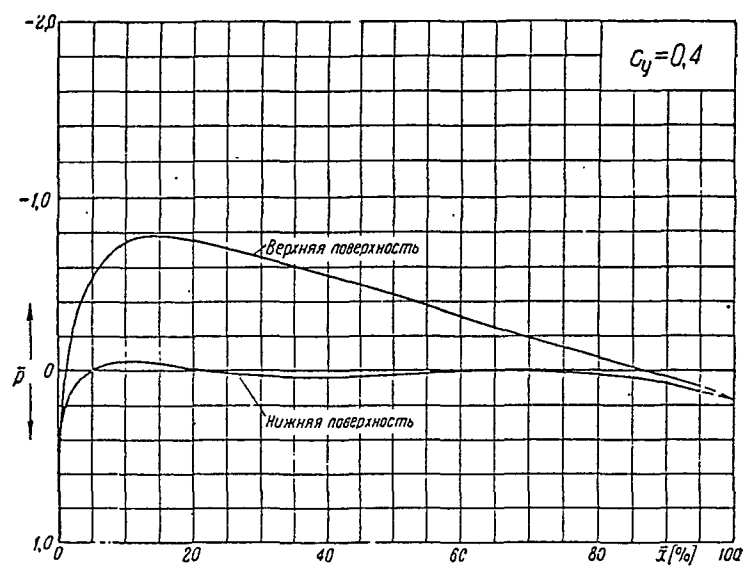
Распределение давления по профилю Слагк-УН-11%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$\left(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} - \text{коэффициент давления,}\right.$$

$$\left.\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды)}\right.$$





Р.к.

Распределение давления по профилю СЛГК УН-11%

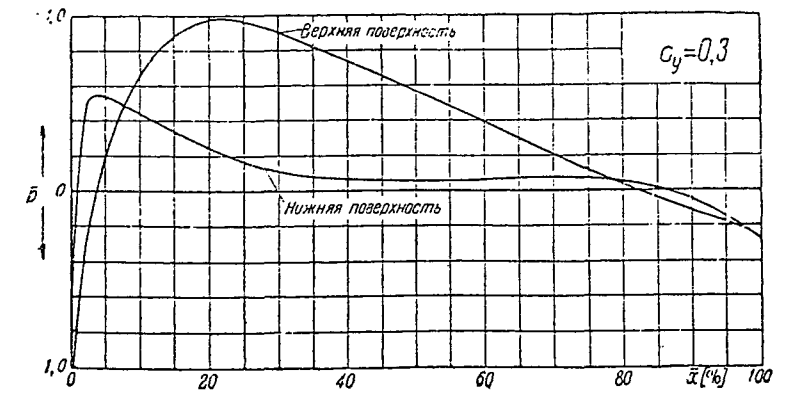
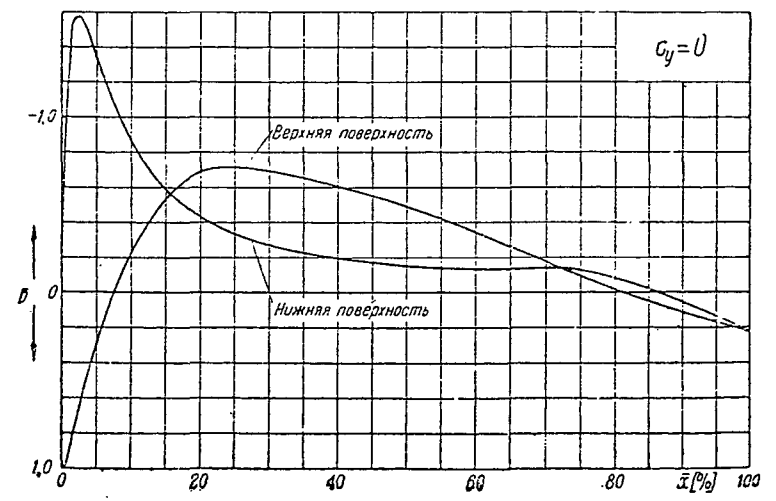
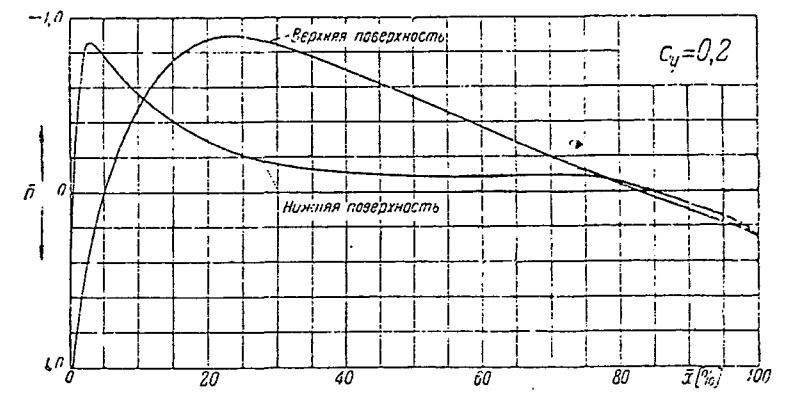
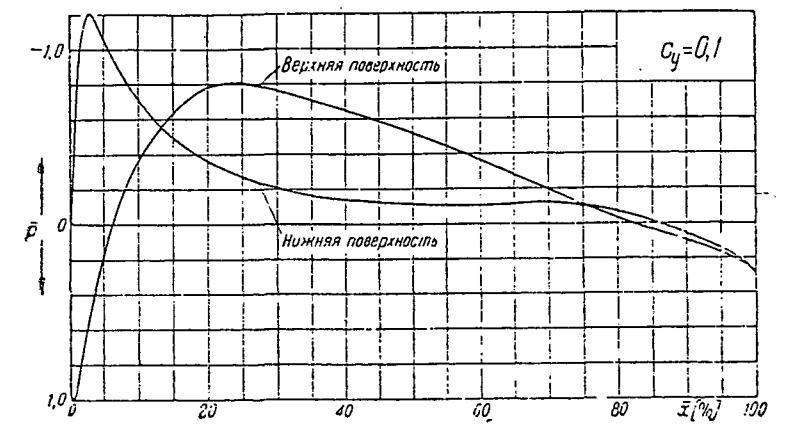
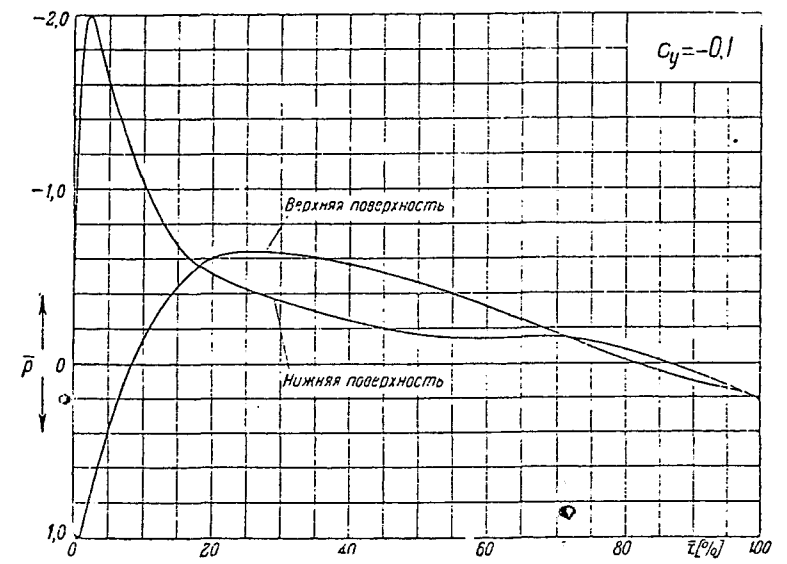
$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

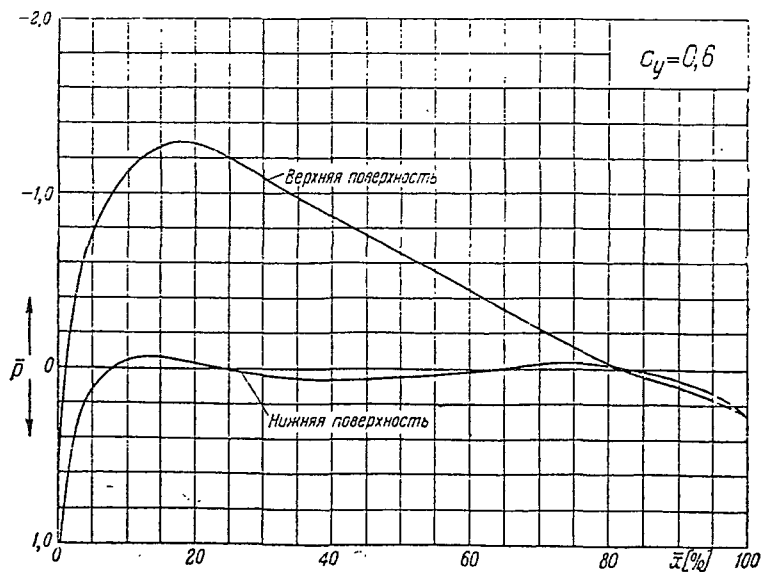
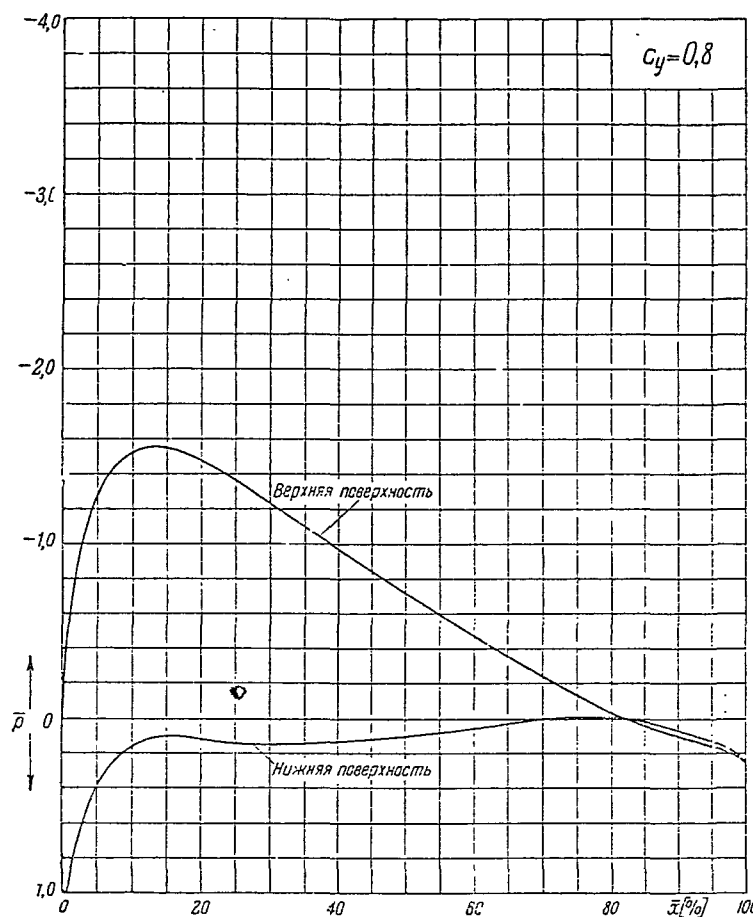
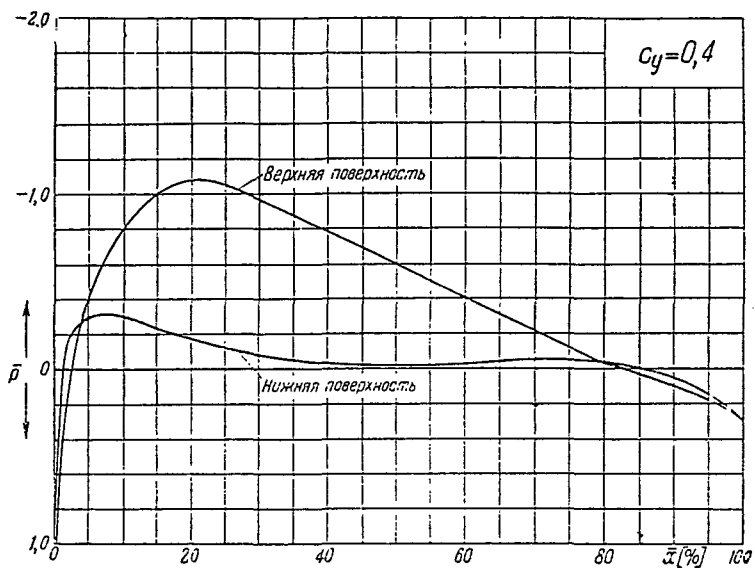
$(\bar{p} = \frac{p - p_a}{\rho_a} - \text{коэффициент давления.})$

$\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды})$

Распределение давления по профилю Clark-YH-17%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$





Распределение давления по профилю Слагк-УН-17%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$\left(\bar{p} = \frac{p - p_1}{q_1}\right) \text{ — коэффициент давления,}$$

$$\bar{x} = \frac{x}{b} \text{ — расстояние от передней кромки в долях хорды)}$$

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,870	0,700	0,500	0,220	-0,100	-0,420	-1,200	-2,170
2,5	0,515	0,350	0,180	-0,060	-0,300	-0,560	-1,210	-1,870
5,0	0,215	0,070	-0,050	-0,240	-0,425	-0,645	-1,105	-1,620
10,0	-0,020	-0,130	-0,240	-0,370	-0,500	-0,665	-0,960	-1,280
15,0	-0,115	-0,200	-0,310	-0,415	-0,520	-0,630	-0,855	-1,075
20,0	-0,170	-0,240	-0,330	-0,420	-0,510	-0,590	-0,770	-0,940
30,0	-0,210	-0,280	-0,330	-0,390	-0,445	-0,500	-0,620	-0,750
40,0	-0,210	-0,260	-0,290	-0,340	-0,370	-0,420	-0,500	-0,600
50,0	-0,190	-0,215	-0,240	-0,280	-0,300	-0,330	-0,395	-0,470
60,0	-0,150	-0,160	-0,180	-0,210	-0,220	-0,240	-0,300	-0,355
70,0	-0,080	-0,100	-0,115	-0,130	-0,140	-0,160	-0,200	-0,245
80,0	-0,030	-0,040	-0,050	-0,060	-0,060	-0,080	-0,105	-0,130
90,0	0,000	0,000	0,000	-0,005	-0,015	0,020	-0,030	-0,030
95,0	0,015	0,020	0,020	0,010	0,000	0,000	0,000	0,000

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,320	-0,880	-0,500	-0,150	0,140	0,430	0,840	1,000
2,5	-1,110	-0,845	-0,580	-0,280	-0,050	0,230	0,570	0,840
5,0	-0,830	-0,580	-0,390	-0,200	-0,030	0,130	0,400	0,630
10,0	-0,510	-0,360	-0,250	-0,130	-0,020	0,080	0,270	0,435
15,0	-0,360	-0,270	-0,180	-0,100	-0,020	0,060	0,210	0,360
20,0	-0,275	-0,210	-0,140	-0,080	-0,010	0,055	0,180	0,315
30,0	-0,170	-0,130	-0,085	-0,040	0,010	0,060	0,160	0,260
40,0	-0,120	-0,080	-0,050	-0,010	0,030	0,065	0,140	0,230
50,0	-0,085	-0,055	-0,020	0,015	0,045	0,065	0,130	0,190
60,0	-0,055	-0,030	-0,005	0,030	0,050	0,060	0,120	0,150
70,0	-0,025	-0,010	0,010	0,040	0,050	0,060	0,100	0,120
80,0	0,000	0,020	0,030	0,040	0,040	0,050	0,070	0,080
90,0	0,025	0,040	0,040	0,035	0,040	0,040	0,040	0,055
95,0	0,030	0,040	0,040	0,030	0,030	0,030	0,020	0,040

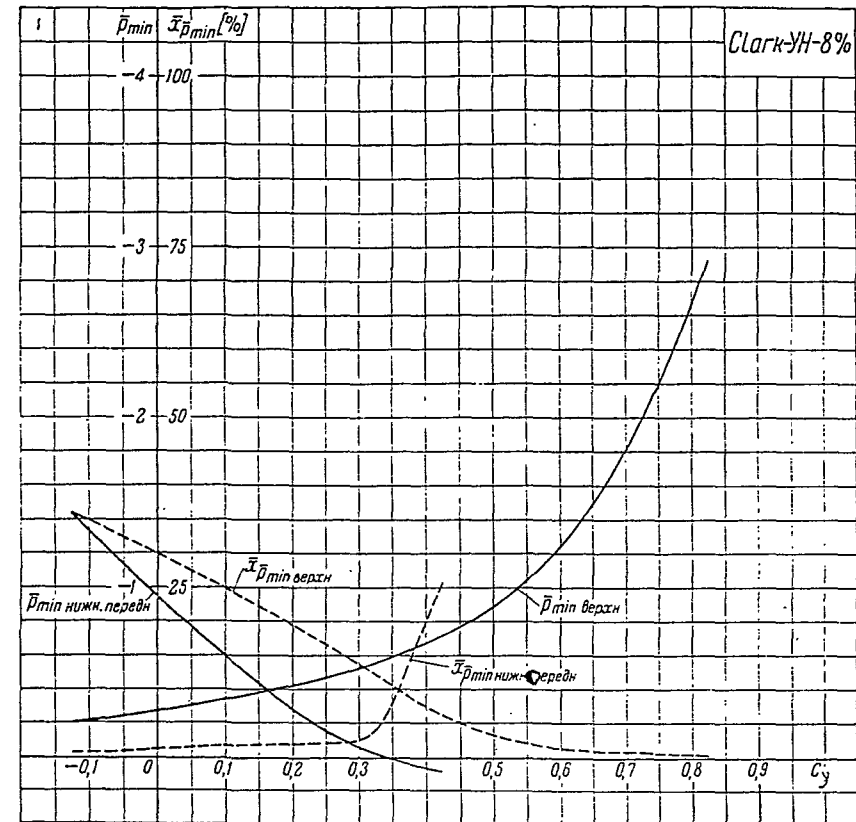


Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,215	-0,275	-0,340	-0,420	-0,520	-0,670	-0,880	-1,240	-2,675
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-1,330	-0,940	-0,600	-0,285	-0,060	0,060	—	—	—
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	35,0	30,0	25,0	19,5	13,7	7,5	3,3	1,2	0,5
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. передн [%]	0,7	1,2	1,8	2,0	2,6	20,0	—	—	—

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,910	0,830	0,700	0,540	0,300	0,060	-0,500	-1,340
2,5	0,580	0,470	0,360	0,200	-0,040	-0,300	-0,840	-1,470
5,0	0,230	0,130	-0,010	-0,160	-0,350	-0,540	-1,000	-1,520
10,0	-0,090	-0,200	-0,330	-0,450	-0,600	-0,750	-1,070	-1,420
15,0	-0,255	-0,335	-0,440	-0,545	-0,640	-0,780	-1,010	-1,270
20,0	-0,310	-0,385	-0,470	-0,570	-0,640	-0,750	-0,935	-1,140
30,0	-0,340	-0,400	-0,465	-0,540	-0,600	-0,660	-0,790	-0,930
40,0	-0,320	-0,365	-0,410	-0,470	-0,515	-0,560	-0,640	-0,740
50,0	-0,260	-0,310	-0,330	-0,375	-0,400	-0,440	-0,490	-0,550
60,0	-0,200	-0,225	-0,240	-0,270	-0,290	-0,310	-0,345	-0,370
70,0	-0,120	-0,120	-0,140	-0,160	-0,170	-0,190	-0,200	-0,210
80,0	-0,030	-0,040	-0,040	-0,055	-0,055	-0,070	-0,070	-0,060
90,0	0,050	0,040	0,040	0,040	0,040	0,040	0,050	0,055
95,0	0,090	0,080	0,090	0,090	0,090	0,100	0,100	0,100

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,690	-1,250	-0,850	-0,460	-0,090	0,240	0,720	0,940
2,5	-1,160	-0,890	-0,640	-0,400	-0,140	0,080	0,490	0,760
5,0	-0,875	-0,720	-0,520	-0,340	-0,165	0,000	0,300	0,550
10,0	-0,620	-0,500	-0,390	-0,260	-0,165	-0,060	0,170	0,360
15,0	-0,460	-0,370	-0,300	-0,200	-0,130	-0,040	0,130	0,290
20,0	-0,350	-0,280	-0,220	-0,150	-0,085	-0,010	0,120	0,250
30,0	-0,210	-0,170	-0,120	-0,065	-0,020	0,030	0,120	0,220
40,0	-0,150	-0,110	-0,070	-0,030	0,000	0,040	0,115	0,190
50,0	-0,120	-0,090	-0,060	-0,035	-0,010	0,025	0,090	0,140
60,0	-0,100	-0,080	-0,060	-0,040	-0,020	0,000	0,060	0,100
70,0	-0,070	-0,060	-0,040	-0,030	-0,010	0,000	0,040	0,070
80,0	-0,030	-0,020	0,000	0,000	0,015	0,020	0,040	0,060
90,0	0,060	0,060	0,060	0,070	0,070	0,070	0,085	0,090
95,0	0,100	0,100	0,110	0,115	0,110	0,120	0,120	0,130

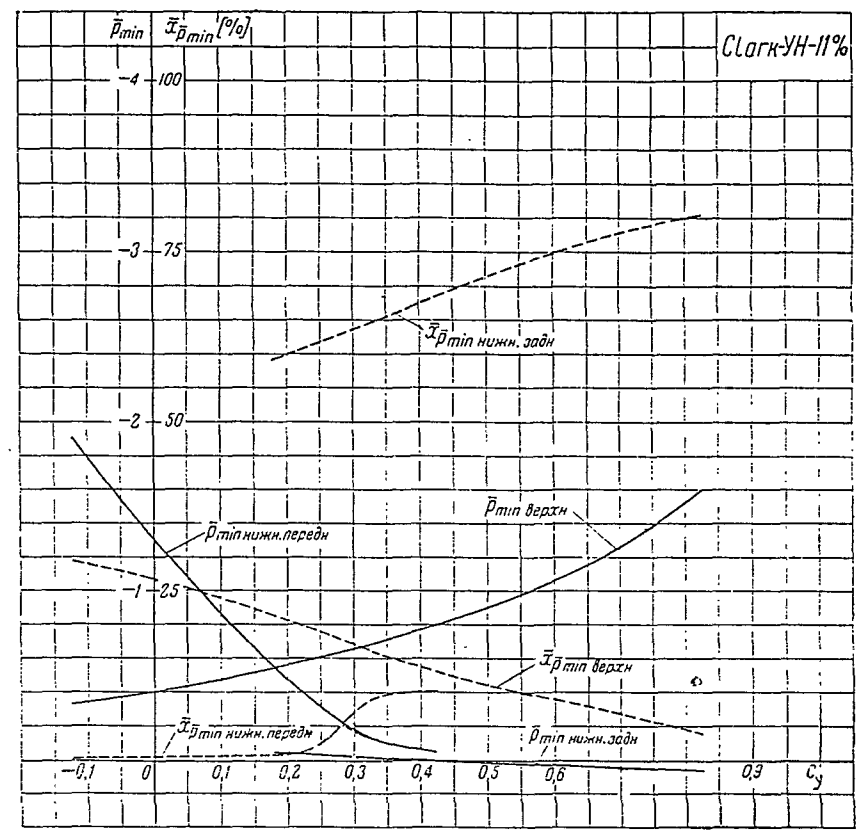


Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,340	-0,400	-0,475	-0,560	-0,655	-0,770	-0,905	-1,060	-1,520
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-1,800	-1,300	-0,865	-0,475	-0,180	-0,065	—	—	—
\bar{p}_{\min} нижн. задн	—	—	—	-0,045	-0,020	-0,005	0,020	0,030	0,055
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	29,0	26,8	24,0	20,8	17,1	13,7	11,2	9,0	4,6
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. передн [%]	0,5	0,5	0,7	1,0	7,3	10,3	—	—	—
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. задн [%]	—	—	—	60,5	63,5	67,5	71,4	75,0	80,0

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,980	0,940	0,900	0,820	0,670	0,500	0,030	-0,530
2,5	0,750	0,680	0,600	0,430	0,250	0,010	-0,400	-0,920
5,0	0,385	0,290	0,180	0,000	-0,180	-0,390	-0,795	-1,250
10,0	-0,130	-0,235	-0,360	-0,195	-0,640	-0,795	-1,125	-1,520
15,0	-0,450	-0,535	-0,640	-0,755	-0,880	-1,000	-1,270	-1,545
20,0	-0,610	-0,695	-0,785	-0,880	-0,975	-1,080	-1,280	-1,480
30,0	-0,630	-0,695	-0,760	-0,845	-0,900	-0,960	-1,080	-1,225
40,0	-0,570	-0,610	-0,655	-0,700	-0,740	-0,780	-0,870	-0,965
50,0	-0,465	-0,495	-0,520	-0,550	-0,570	-0,595	-0,660	-0,710
60,0	-0,330	-0,350	-0,365	-0,380	-0,390	-0,400	-0,450	-0,470
70,0	-0,170	-0,175	-0,195	-0,205	-0,210	-0,220	-0,230	-0,240
80,0	-0,020	-0,015	-0,030	-0,040	-0,030	-0,035	-0,035	-0,030
90,0	0,100	0,110	0,100	0,110	0,110	0,100	0,095	0,100
95,0	0,145	0,165	0,170	0,180	0,180	0,180	0,170	0,155

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,640	-1,200	-0,720	-0,420	-0,040	0,200	0,740	0,940
2,5	-1,990	-1,580	-1,200	-0,850	-0,520	-0,205	0,350	0,680
5,0	-1,610	-1,340	-1,055	-0,790	-0,540	-0,300	0,110	0,390
10,0	-1,030	-0,860	-0,705	-0,560	-0,440	-0,300	-0,050	0,160
15,0	-0,660	-0,585	-0,490	-0,410	-0,335	-0,235	-0,065	0,100
20,0	-0,510	-0,435	-0,360	-0,300	-0,240	-0,175	-0,035	0,120
30,0	-0,360	-0,270	-0,205	-0,160	-0,110	-0,080	0,035	0,145
40,0	-0,250	-0,195	-0,135	-0,110	-0,065	-0,030	0,060	0,130
50,0	-0,165	-0,150	-0,110	-0,090	-0,060	-0,020	0,040	0,100
60,0	-0,140	-0,130	-0,100	-0,085	-0,060	-0,030	0,010	0,055
70,0	-0,150	-0,140	-0,120	-0,095	-0,080	-0,065	0,035	0,000
80,0	-0,080	-0,080	-0,070	-0,060	-0,050	-0,040	-0,020	-0,005
90,0	0,050	0,060	0,055	0,060	0,050	0,055	0,060	0,075
95,0	0,130	0,140	0,140	0,145	0,150	0,150	0,140	0,135

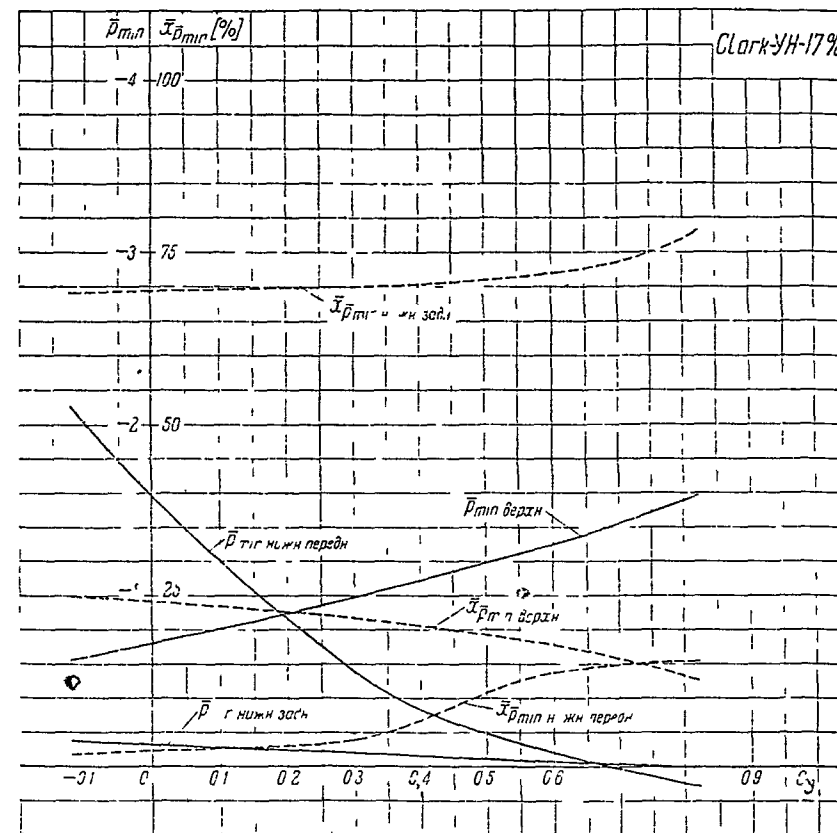
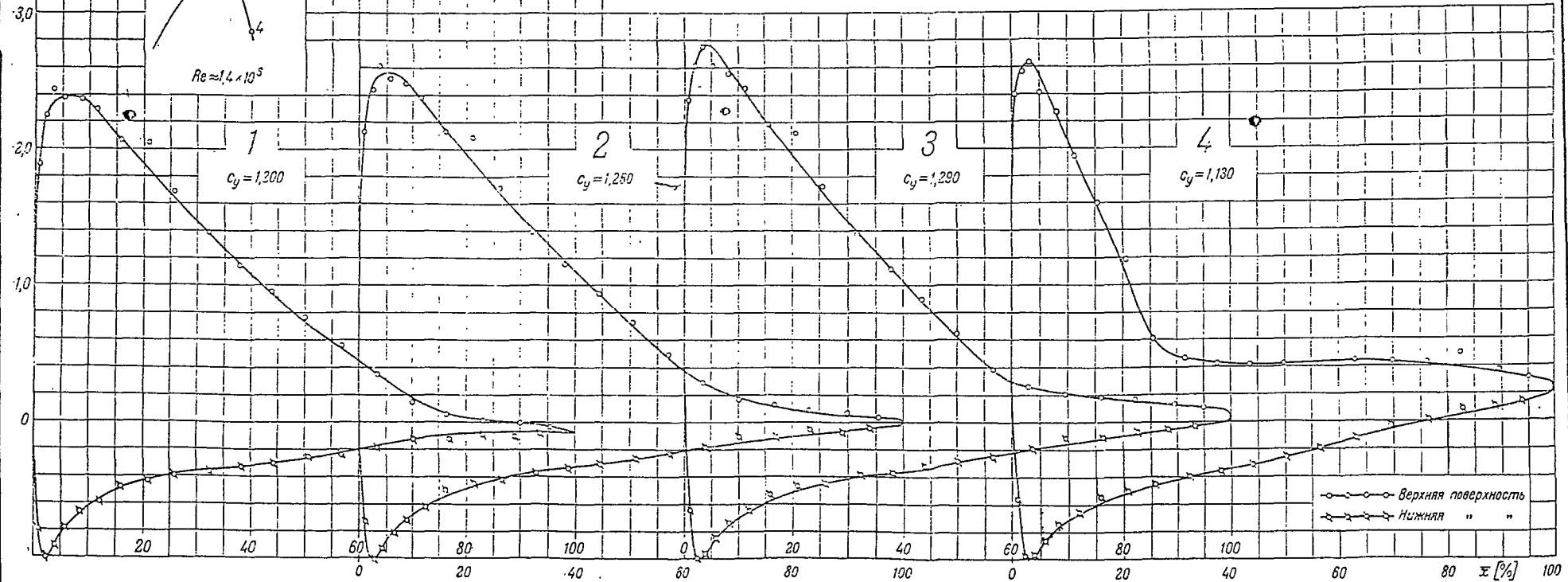
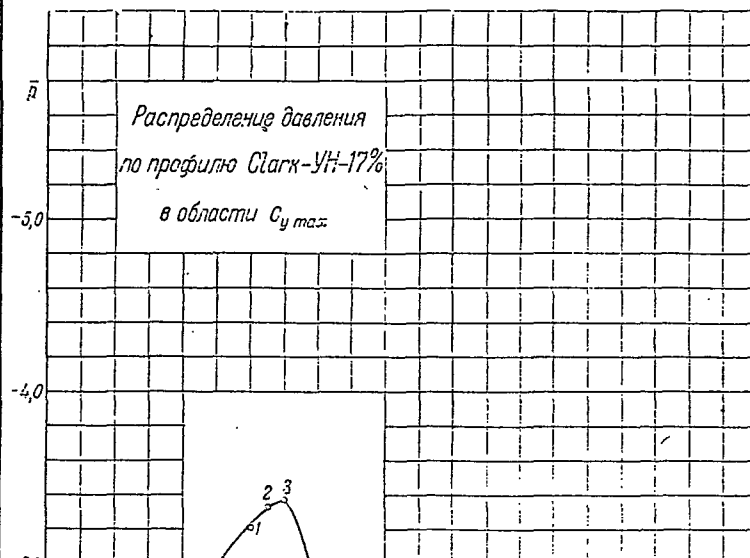


Таблица значений $\bar{p}_{мин}$ и $\bar{x}_{\bar{p}_{мин}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
$\bar{p}_{мин}$ верхн	-0,640	-0,720	-0,800	-0,895	-0,985	-1,085	-1,190	-1,295	-1,550
$\bar{p}_{мин}$ нижн передн	-2,005	-1,580	-1,210	-0,870	-0,555	-0,330	-0,190	-0,075	0,100
$\bar{p}_{мин}$ нижн задн	-0,150	-0,140	-0,120	-0,100	-0,085	-0,070	-0,050	-0,040	0
$\bar{x}_{\bar{p}_{мин}}$ тип верхн [%]	24,8	24,2	23,5	22,7	21,7	20,7	19,5	18,0	13,5
$\bar{x}_{\bar{p}_{мин}}$ тип нижн передн [%]	2,0	2,5	2,7	3,0	3,9	6,9	10,8	13,7	15,5
$\bar{x}_{\bar{p}_{мин}}$ тип нижн задн [%]	69,2	69,4	69,6	69,9	70,0	70,4	71,0	72,0	76,8

Таблица значений \bar{p} профиля Clark-YH-17% при больших значениях c_y

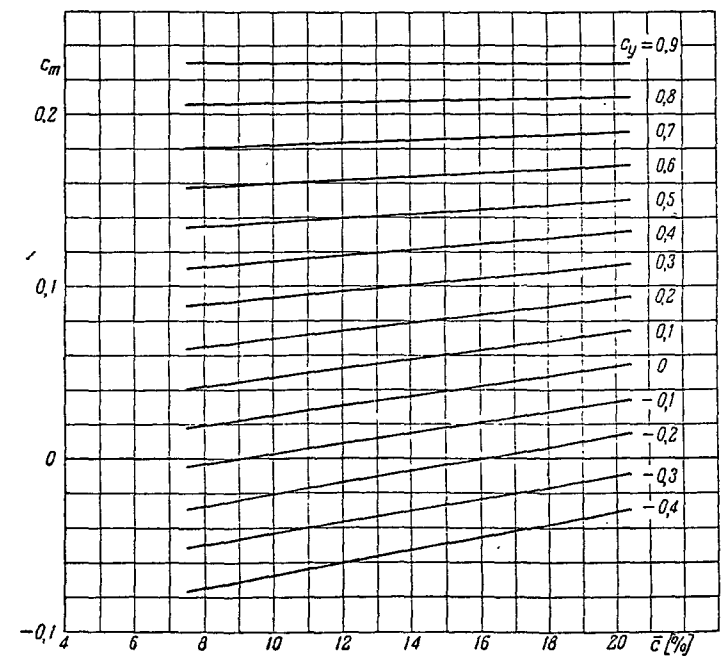
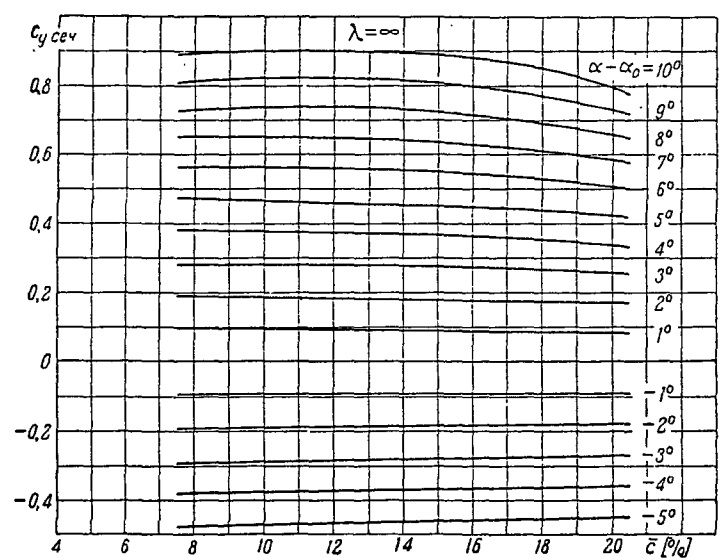
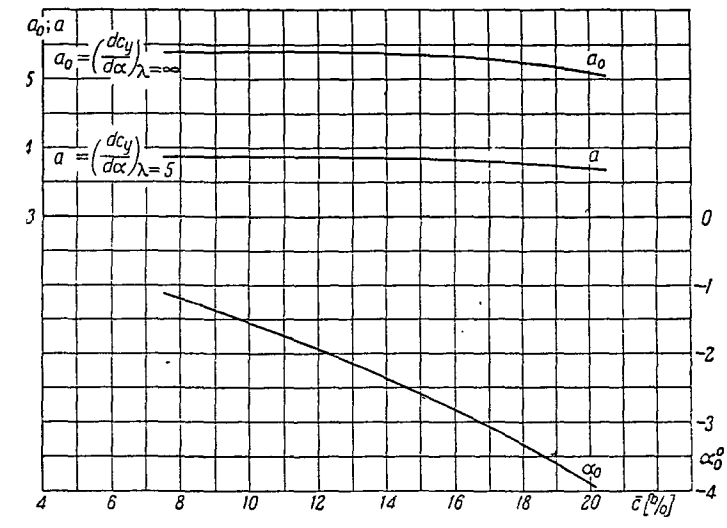
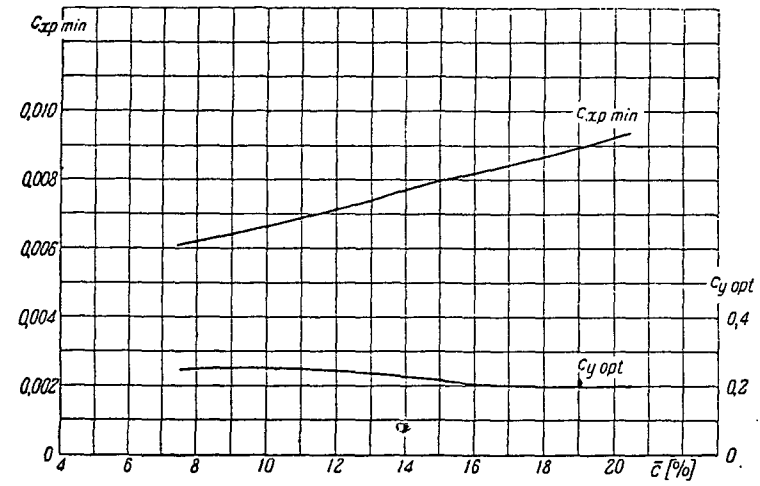
\bar{x} [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 1,200$	$c_y = 1,260$	$c_y = 1,290$	$c_y = 1,130$	$c_y = 1,200$	$c_y = 1,260$	$c_y = 1,290$	$c_y = 1,130$
1,0	-2,000	-2,250	-2,450	-2,460	0,890	0,870	0,700	0,600
2,5	-2,280	-2,510	-2,670	-2,620	0,990	0,990	0,990	0,990
5,0	-2,385	-2,560	-2,750	-2,545	0,820	0,860	0,890	0,890
10,0	-2,325	-2,430	-2,490	-2,080	0,625	0,670	0,690	0,700
15,0	-2,100	-2,180	-2,215	-1,630	0,500	0,565	0,590	0,595
20,0	-1,880	-1,950	-1,950	-1,150	0,430	0,490	0,510	0,520
30,0	-1,470	-1,500	-1,475	-0,490	0,355	0,385	0,410	0,410
40,0	-1,090	-1,090	-1,030	-0,430	0,310	0,330	0,360	0,335
50,0	-0,750	-0,710	-0,625	-0,425	0,250	0,270	0,290	0,250
60,0	-0,450	-0,370	-0,305	-0,440	0,190	0,200	0,215	0,155
70,0	-0,190	-0,170	-0,220	-0,440	0,110	0,150	0,155	0,060
80,0	-0,050	-0,090	-0,170	-0,405	0,065	0,105	0,100	-0,020
85,0	-0,025	-0,060	-0,145	-0,380	0,055	0,085	0,075	-0,060
90,0	-0,010	-0,045	-0,125	-0,350	0,050	0,060	0,050	-0,100
95,0	0,020	-0,030	-0,110	-0,315	0,055	0,040	0,025	-0,145



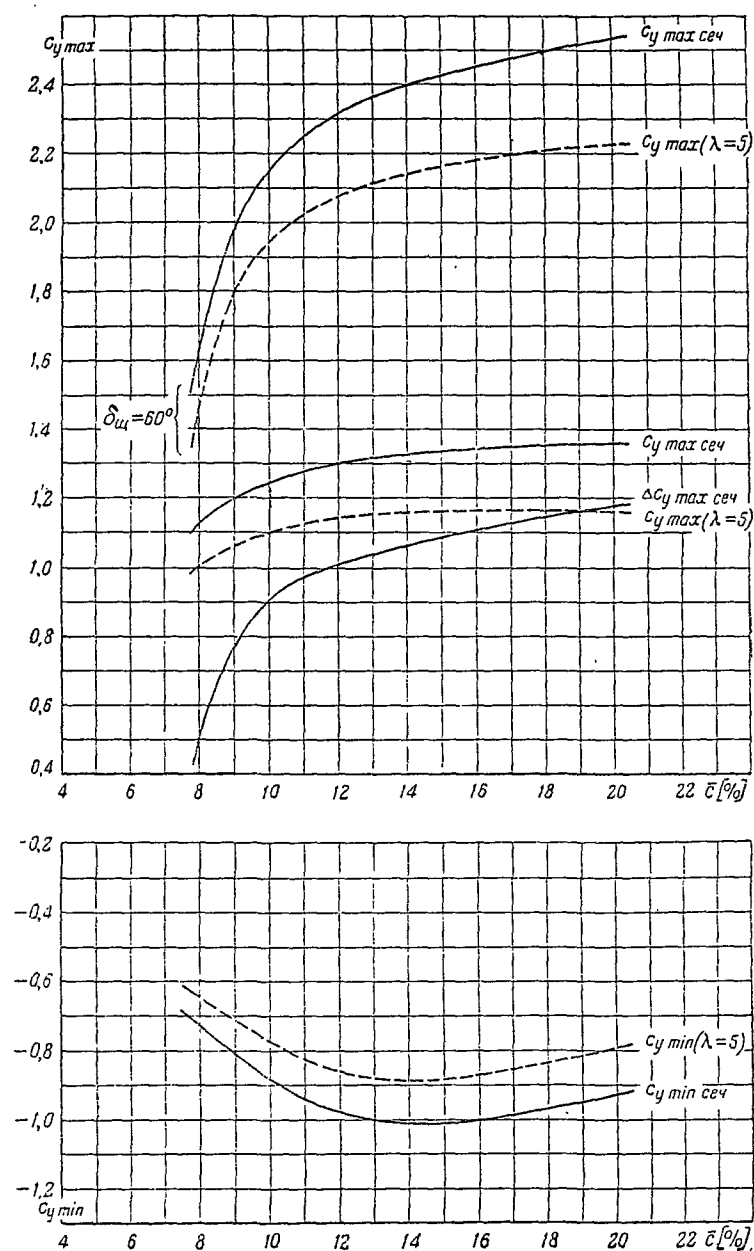
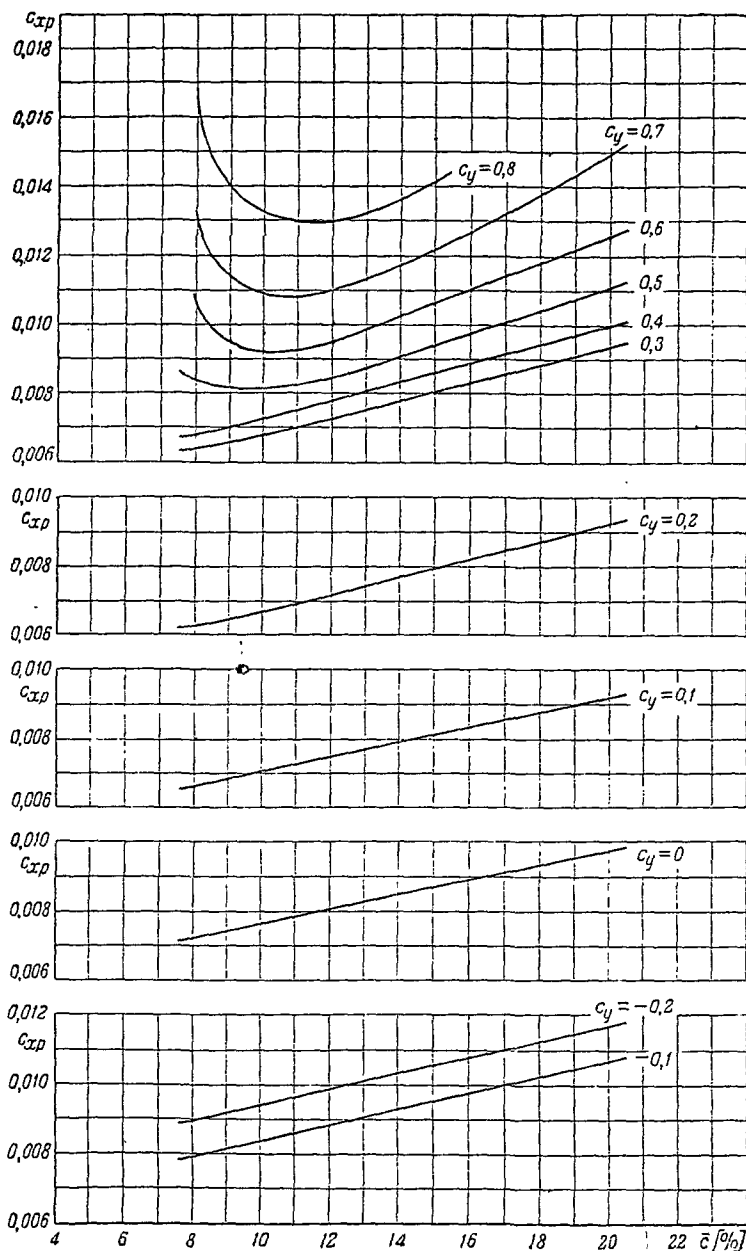
Серия Слагк-УН

Сводные диаграммы

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

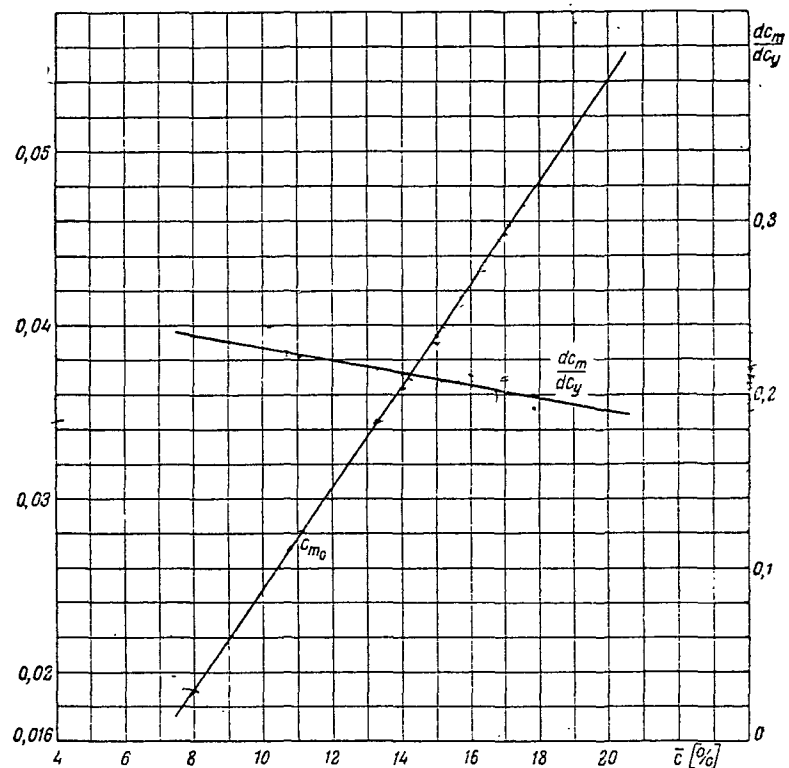


Серия Clark-YH

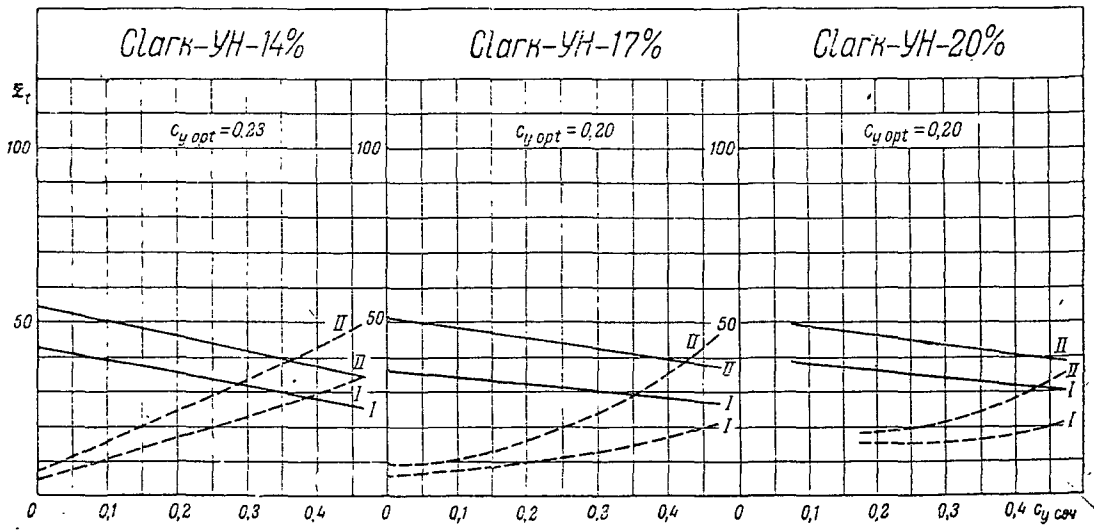
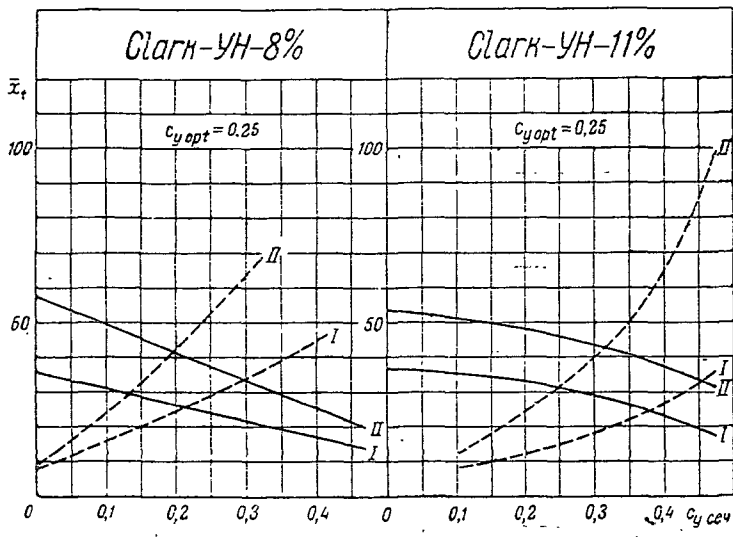
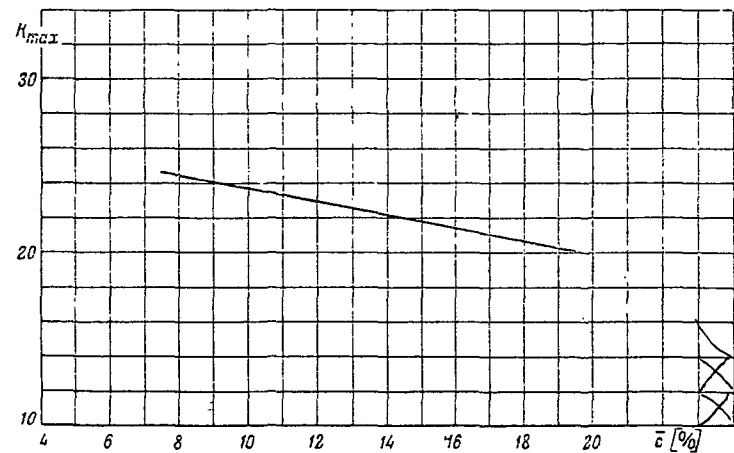


Серия-Слагк-УН

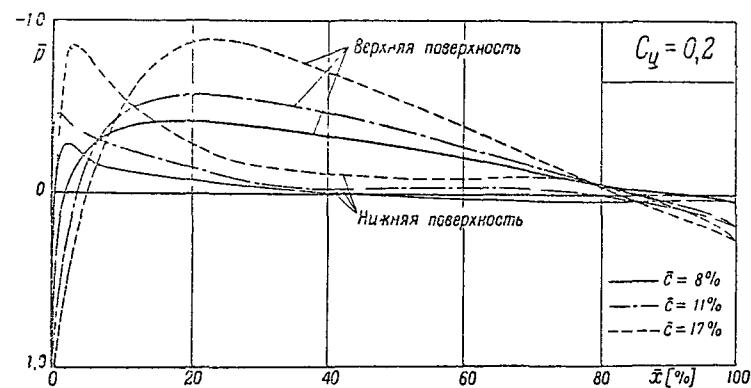
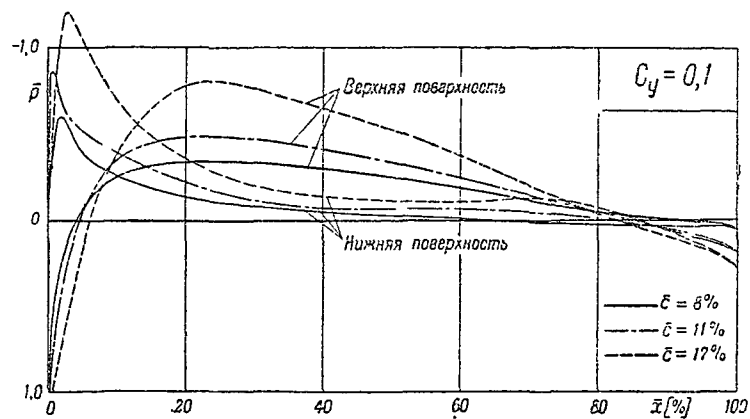
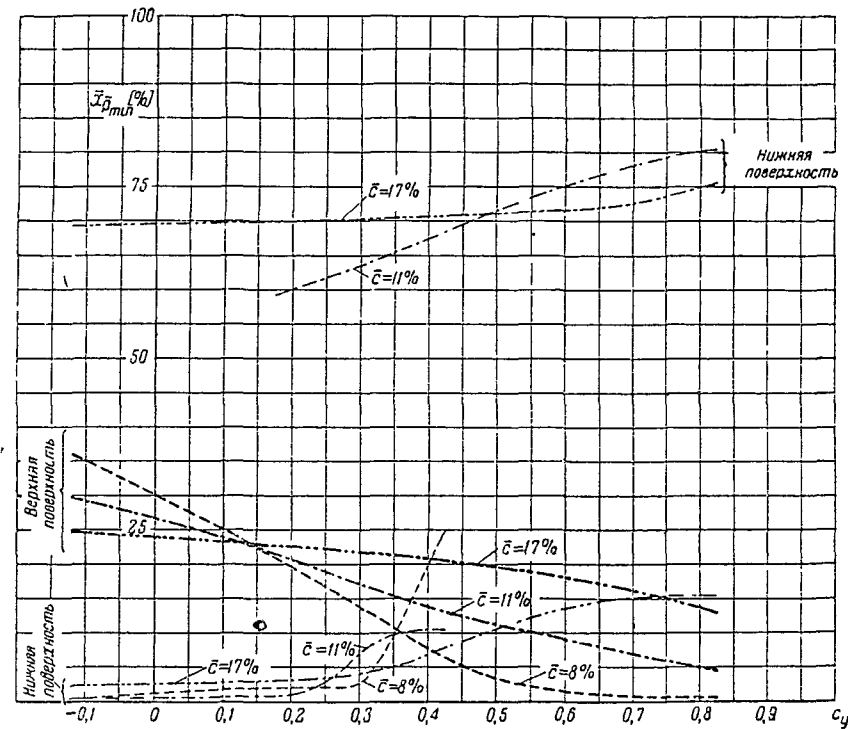
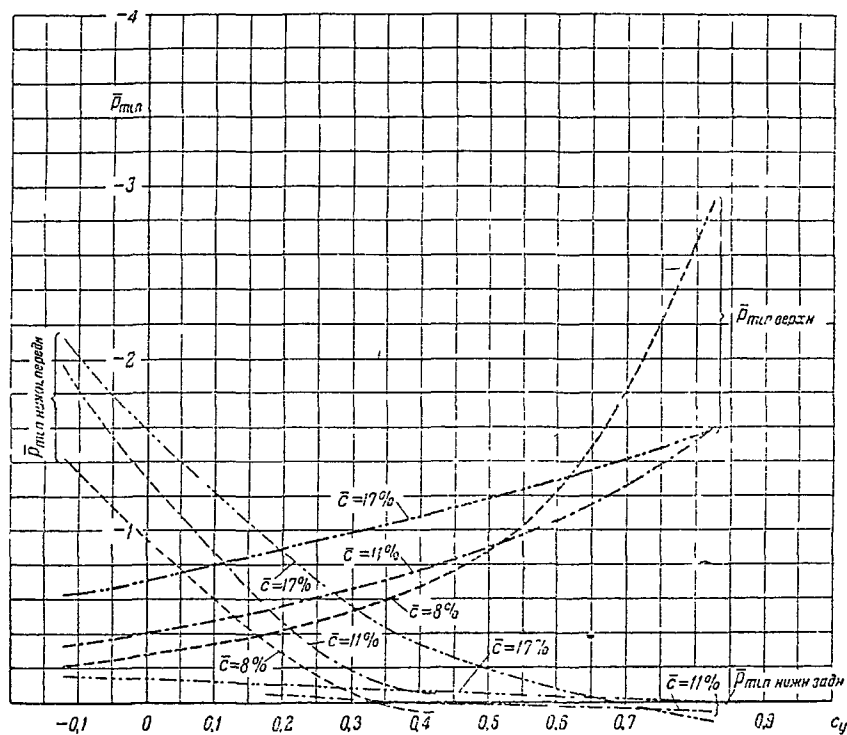
Границы области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние при $Re \approx 1,7 \times 10^6$



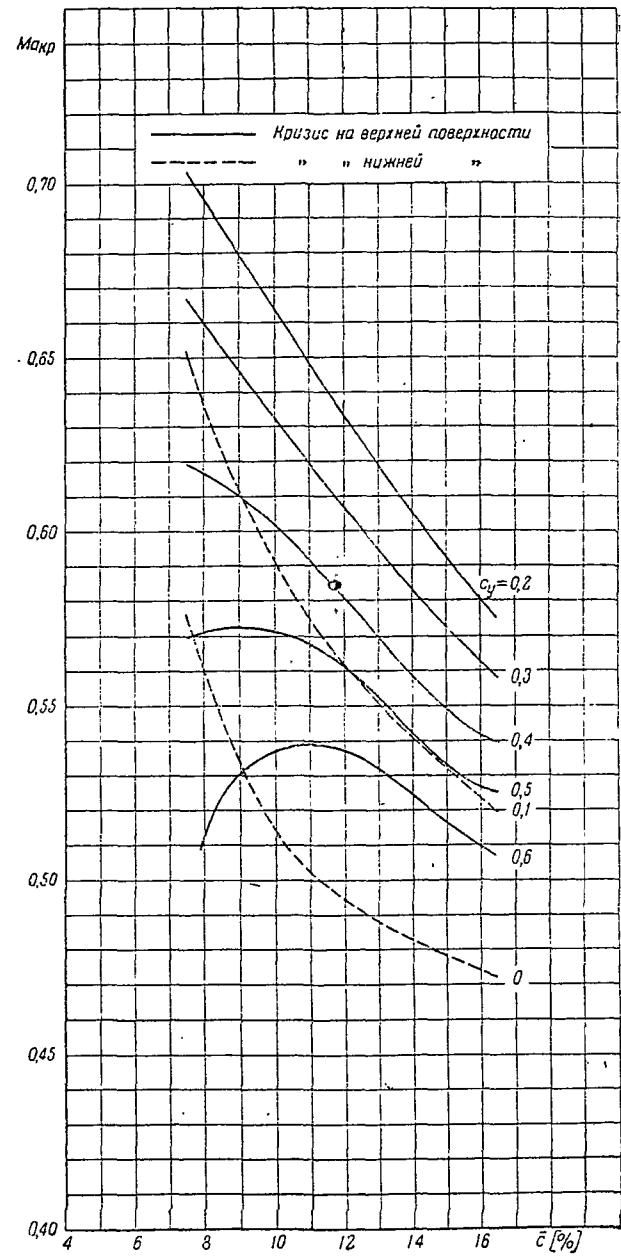
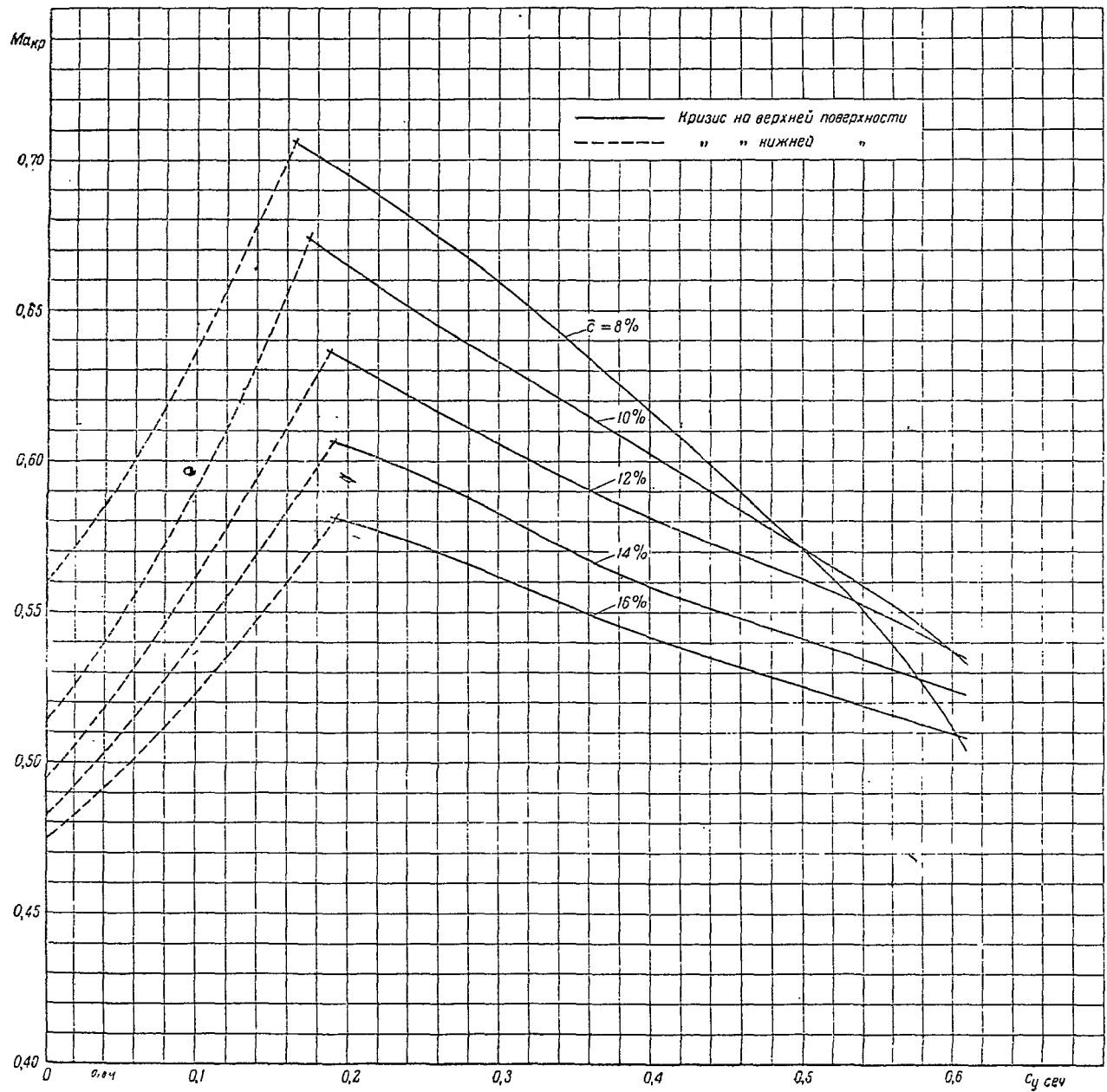
\bar{x} — расстояние от передней кромки в процентах хорды
 I — начало перехода
 II — конец перехода
 — область перехода на верхней поверхности
 - - область перехода на нижней поверхности



Серия Clark-YH

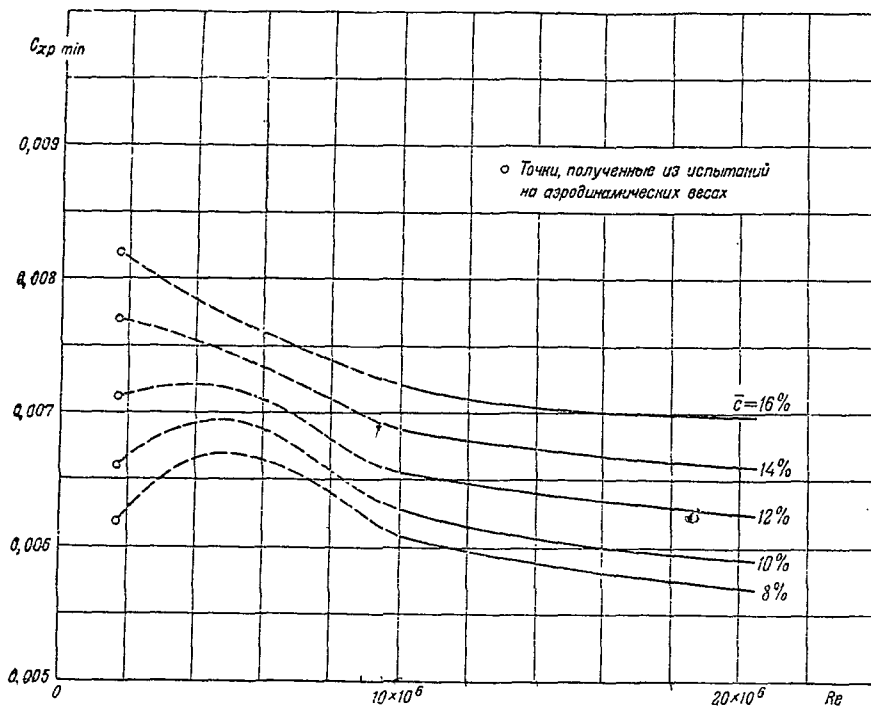


Серия Слагк-УН



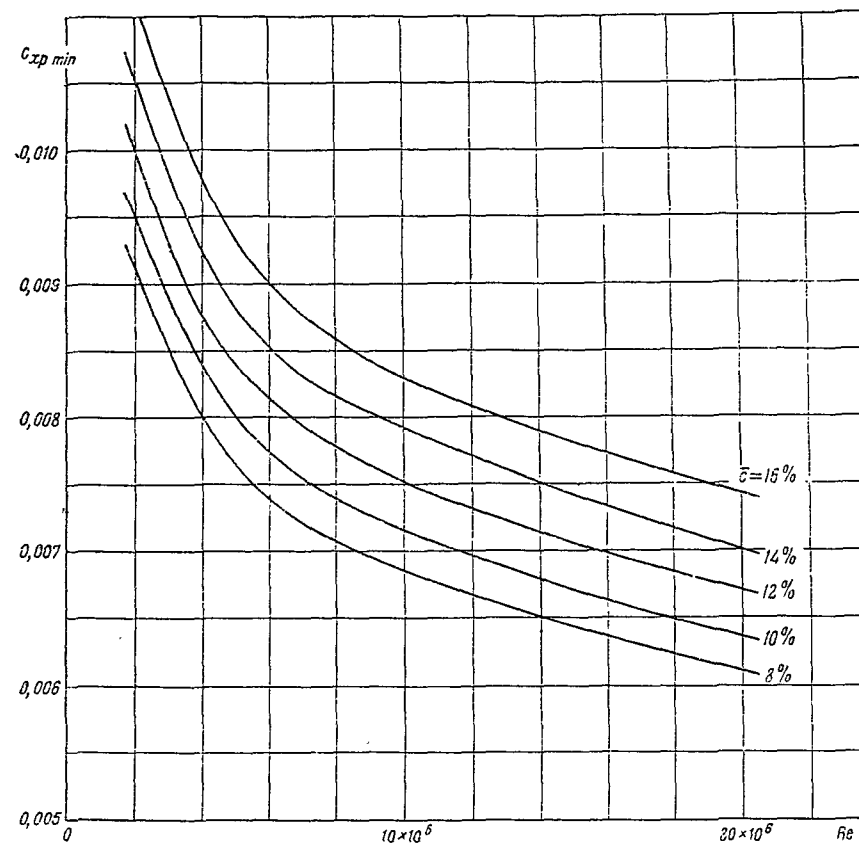
Расчетные графики для определения минимальных значений коэффициента профильного сопротивления на больших числах Рейнольдса

Первый вариант расчета (основной)



\bar{c} \ Re	8%	10%	12%	14%	16%
$1,7 \times 10^6$	0,0062 ₃	0,0066 ₀	0,0071 ₂	0,0077 ₀	0,0082 ₀
5×10^6	0,0067 ₀	0,0069 ₅	0,0071 ₈	0,0074 ₄	0,0077 ₀
10×10^6	0,0060 ₈	0,0062 ₈	0,0065 ₅	0,0068 ₈	0,0072 ₀
15×10^6	0,0058 ₅	0,0060 ₃	0,0063 ₈	0,0067 ₀	0,0070 ₃
20×10^6	0,0057 ₀	0,0059 ₁	0,0062 ₅	0,0066 ₀	0,0069 ₈

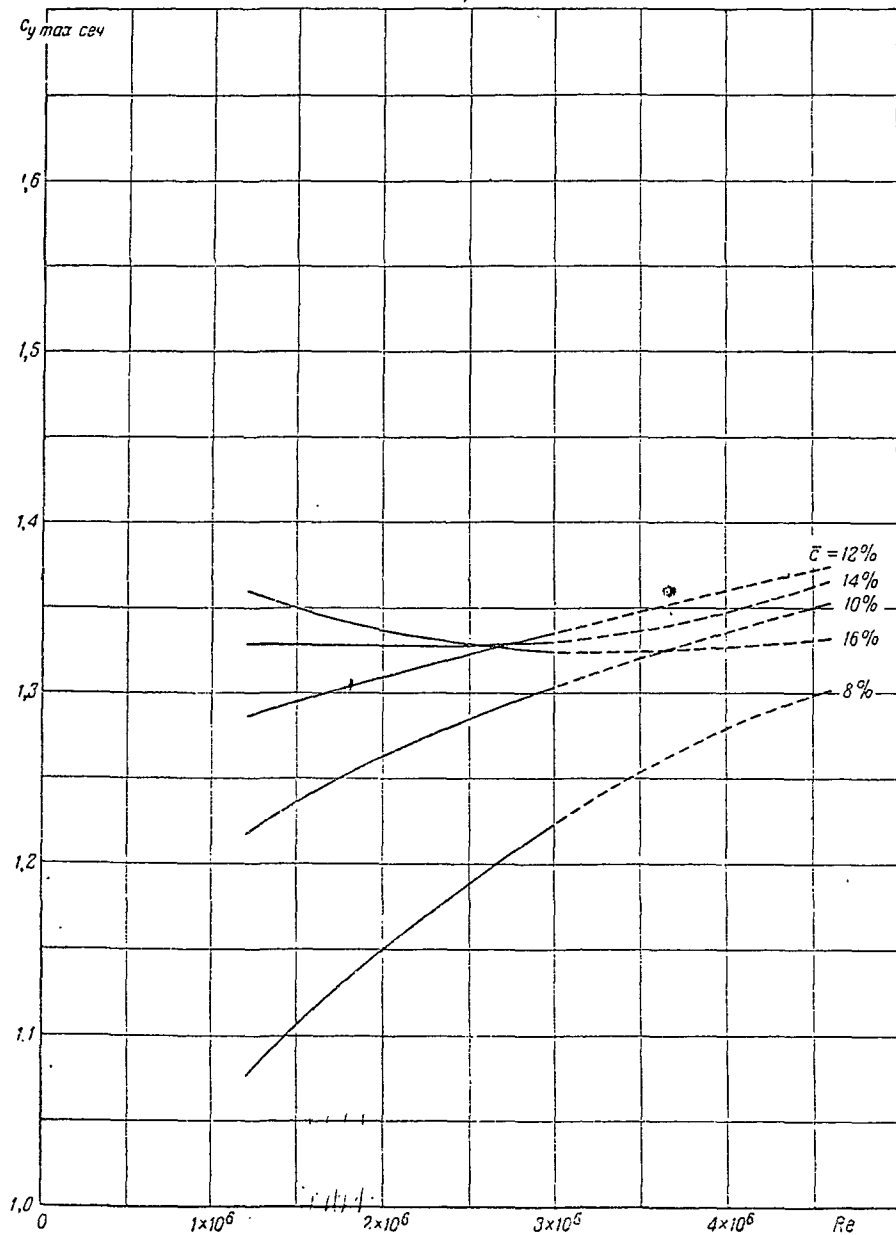
Второй вариант расчета



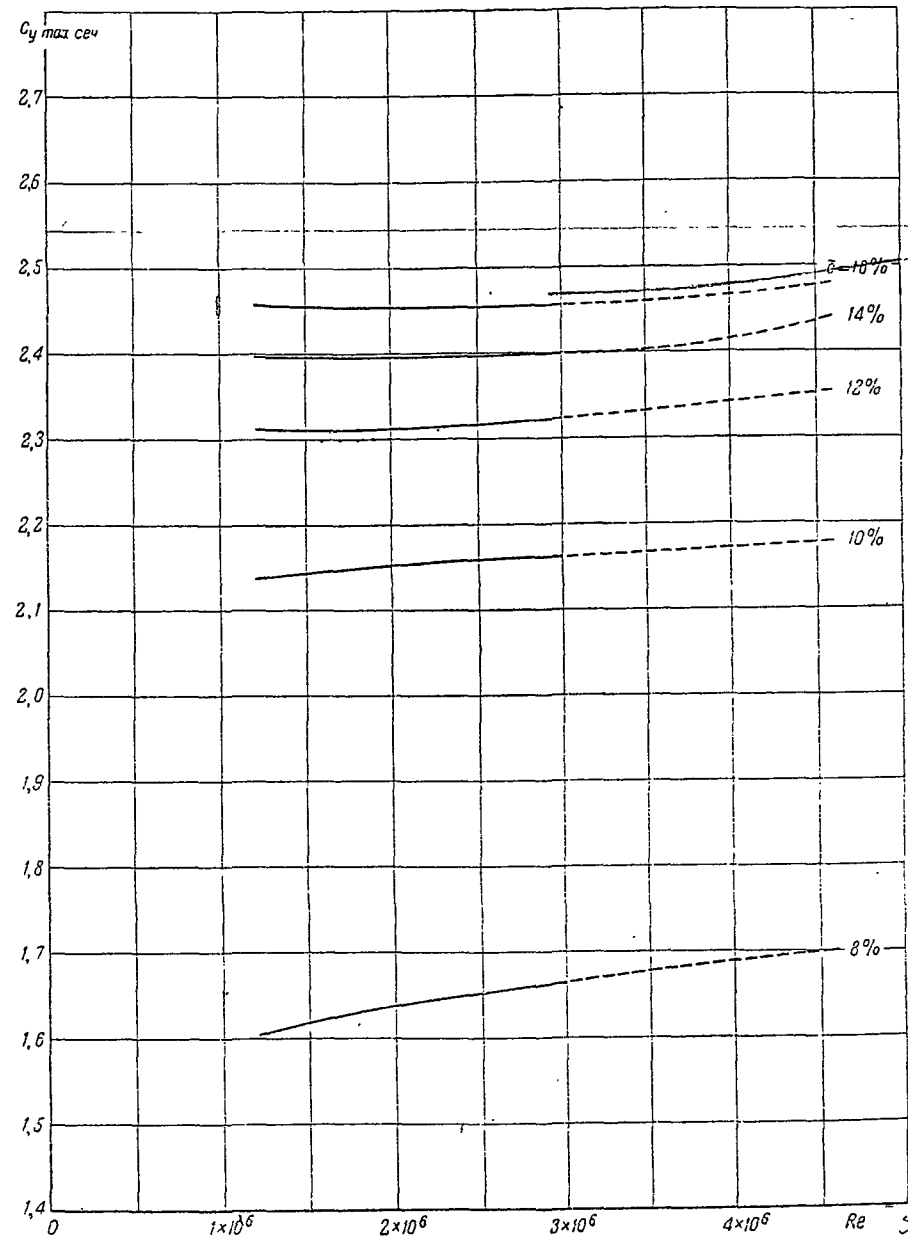
\bar{c} \ Re	8%	10%	12%	14%	16%
3×10^6	0,0035 ₃	0,0089 ₀	0,0093 ₂	0,0093 ₄	0,0103 ₉
5×10^6	0,0076 ₄	0,0083 ₀	0,0084 ₀	0,0088 ₈	0,0093 ₃
10×10^6	0,0068 ₅	0,0071 ₅	0,0075 ₃	0,0079 ₃	0,0083 ₀
15×10^6	0,0064 ₃	0,0067 ₁	0,0070 ₇	0,0074 ₃	0,0078 ₁
20×10^6	0,0061 ₀	0,0063 ₅	0,0067 ₀	0,0070 ₁	0,0074 ₃

Серия Слагк-УН

$\delta_{\text{ш}} = 0$



$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$



Серия НАСА-22

СЕРИЯ НАСА-22

Основные геометрические параметры серии в процентах хорды:

- положение максимальной толщины $\bar{x}_c = 30\%$
- максимальная вогнутость осевой дуги $\bar{f} = 20\%$
- положение максимальной вогнутости $\bar{x}_f = 20\%$

В атласе серия представлена пятью профилями с относительной толщиной 8, 11, 14, 17 и 20%.

Для построения профилей серии НАСА-22 использованы формулы, опубликованные в Т. Реп. НАСА № 460.

В основе построения серии лежит исходный симметричный профиль, относительная толщина которого равна ~0,20 хорды; уравнение его контура имеет вид:

$$\pm \bar{y} = 0,29690 \sqrt{\bar{x}} - 0,12600 \bar{x} - 0,35160 \bar{x}^2 + 0,28430 \bar{x}^3 - 0,10150 \bar{x}^4. \quad (1)$$

Профили серии НАСА-22 получены путем наращивания указанного симметричного профиля на осевую дугу. Осевая дуга образована двумя параболой, сопряженными в точке, соответствующей максимальной кривизне профиля (\bar{x}_f).

Уравнение первого участка осевой дуги, а именно в области $0 \leq \bar{x} \leq \bar{x}_f$ имеет вид:

$$\bar{y}_f = \frac{m}{p^2} (2p\bar{x} - \bar{x}^2). \quad (2)$$

Уравнение второго участка осевой дуги в области $\bar{x}_f \leq \bar{x} \leq 1$ имеет вид:

$$\bar{y}_f = \frac{m}{(1-p)^2} [(1-2p) + 2p\bar{x} - \bar{x}^2]. \quad (3)$$

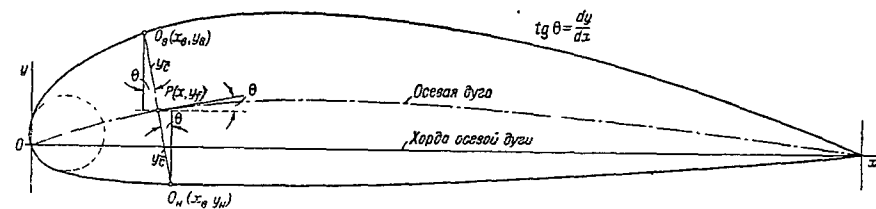
Здесь \bar{y}_f — текущая ордината осевой дуги в долях хорды;

$p = \bar{f}$ — максимальная ордината осевой дуги в долях хорды (максимальная относительная вогнутость профиля);

$m = \bar{x}_f$ — положение максимальной ординаты осевой дуги в долях хорды (отсчет от носка);

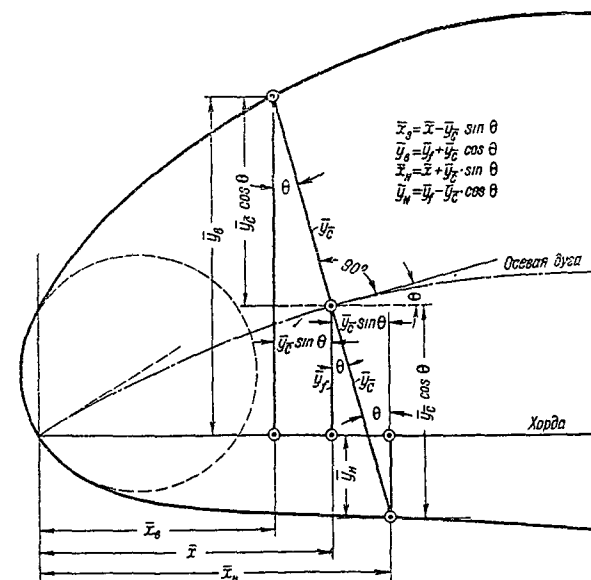
\bar{x} — текущая абсцисса осевой дуги в долях хорды.

Способ образования профилей серии из упомянутого симметричного профиля (соответствующей толщины) и осевой дуги (одинаковой для всей серии профилей) виден из чертежа на фиг. 1.



Фиг. 1

Для большей наглядности способа построения профилей этой серии приводится фиг. 2.



Фиг. 2

На фиг. 2 обозначено:

\bar{y}_c — относительная текущая ордината симметричного профиля, отложенная от осевой дуги по перпендикуляру к ней:

$$\bar{y}_c = \frac{\bar{c}}{0,20} (0,29690 \sqrt{\bar{x}} - 0,12600 \bar{x} - 0,35160 \bar{x}^2 + 0,28430 \bar{x}^3 - 0,10150 \bar{x}^4). \quad (4)$$

θ — угол, образованный направлением хорды профиля и касательной к осевой дуге в данной точке:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{dy_f}{dx}. \quad (5)$$

$\bar{x}_в, \bar{y}_в$ — относительные текущие координаты верхней части контура профиля:

$$\bar{x}_в = \bar{x} - \bar{y}_c \sin \theta, \quad (6)$$

$$\bar{y}_в = \bar{y}_f + \bar{y}_c \cos \theta. \quad (7)$$

$\bar{x}_н, \bar{y}_н$ — относительные текущие координаты нижней части контура профиля:

$$\bar{x}_н = \bar{x} + \bar{y}_c \sin \theta, \quad (8)$$

$$\bar{y}_н = \bar{y}_f - \bar{y}_c \cos \theta. \quad (9)$$

\bar{r}_c — радиус окружности, образующей носик профиля; центр окружности находится на касательной, проведенной к осевой дуге в точке $\bar{x} = 0$:

$$\bar{r}_c = 1,1 \bar{c}^2. \quad (10)$$

Таким образом, для построения профиля серии NACA-22 следовало бы предварительно сделать такие расчеты:

1) задаваясь различными значениями \bar{x} , определить по уравнениям (2) и (3) значения текущих ординат осевой дуги (\bar{y}_f);

2) продифференцировав уравнения (2) и (3) по \bar{x} , определить для различных значений \bar{x} величины $\operatorname{tg} \theta$, а затем $\sin \theta$ и $\cos \theta$;

3) для профиля искомой толщины подсчитать по уравнению (4) значения \bar{y}_c при разных \bar{x} ;

4) пользуясь уравнениями (6), (7), (8) и (9), определить координаты верхней и нижней частей контура профиля: $\bar{x}_в, \bar{y}_в, \bar{x}_н$ и $\bar{y}_н$.

Для облегчения части расчетов в атласе приведены значения ординат осевой дуги (\bar{y}_f), ординаты эюрного профиля ($\bar{y}_{c-эп}$) и численные значения произведений $\bar{y}_{c-эп} \sin \theta$ и $\bar{y}_{c-эп} \cos \theta$. Все эти величины даны для семнадцати значений x . Кроме того, в атласе приведены контур эюрного симметричного профиля и контур осевой дуги серии. Следовательно, при пользовании материалами атласа процесс предварительных расчетов значительно сокращается и сводится к следующему: из таблицы на стр. 137 берутся значения $\bar{y}_f, \bar{y}_{c-эп} \sin \theta$ и $\bar{y}_{c-эп} \cos \theta$. Произведения $\bar{y}_{c-эп} \sin \theta$ и $\bar{y}_{c-эп} \cos \theta$ надо уменьшить в отношении $\frac{\bar{c}}{100}$, где \bar{c} — толщина искомого профиля. Затем при помощи уравнений (6), (7), (8) и (9) определяются значения $\bar{x}_в, \bar{y}_в, \bar{x}_н$ и $\bar{y}_н$.

Построение носика профиля производится следующим образом: в точке $\bar{x} = 0$ проводится касательная к осевой дуге под углом θ , тангенс которого для серии NACA-22 равен 0,2; затем через точку $\bar{x} = 0$ проводится окружность, центр которой лежит на указанной касательной; радиус окружности равен $1,1 \bar{c}^2$.

Пример построения профиля

Требуется построить профиль НАСА-2214

Из приведенной на стр. 137 таблицы берем последовательно соответствующие значения координаты осевой дуги \bar{x} , \bar{y}_f в процентах хорды, а также значения произведений $\bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta$ и $\bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta$.

\bar{x}	\bar{y}_f	$\bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta$	$\bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta$
1	0,195	2,679	13,942

Подставляем эти значения в формулы подсчета координат профиля:

$$\bar{x}_в = \bar{x} - \bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta \cdot \frac{\bar{c}}{100}; \quad \bar{y}_в = \bar{y}_f + \bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta \cdot \frac{\bar{c}}{100};$$

$$\bar{x}_н = \bar{x} + \bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta \cdot \frac{\bar{c}}{100}; \quad \bar{y}_н = \bar{y}_f - \bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta \cdot \frac{\bar{c}}{100}.$$

Получаем:

$$\begin{aligned} \bar{x}_в &= 1 - 2,679 \times 0,14 = 0,625; & \bar{y}_в &= 0,195 + 13,942 \times 0,14 = 2,147; \\ \bar{x}_н &= 1 + 2,679 \times 0,14 = 1,375; & \bar{y}_н &= 0,195 - 13,942 \times 0,14 = -1,757. \end{aligned}$$

Из той же таблицы берем следующие значения \bar{x} , \bar{y}_f , $\bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta$, $\bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta$:

\bar{x}	\bar{y}_f	$\bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta$	$\bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta$
2	0,380	3,519	19,343

и подставляем их в формулы для подсчета координат профиля. Получаем:

$$\begin{aligned} \bar{x}_в &= 2 - 3,519 \times 0,14 = 1,507; & \bar{y}_в &= 0,380 + 19,343 \times 0,14 = 3,088; \\ \bar{x}_н &= 2 + 3,519 \times 0,14 = 2,493; & \bar{y}_н &= 0,380 - 19,343 \times 0,14 = -2,328. \end{aligned}$$

Аналогичным путем делаем расчеты для всех приведенных в таблице значений координат осевой дуги.

Все подсчитанные значения $\bar{x}_в$, $\bar{y}_в$ и $\bar{x}_н$, $\bar{y}_н$ заносятся в таблицу. По данным таблицы строится верхний контур ($\bar{y}_в$ по $\bar{x}_в$) и нижний контур ($\bar{y}_н$ по $\bar{x}_н$).

Построение носика профиля

Через точку $\bar{x} = 0$ радиусом $1,1 \bar{c}^2$ проводим окружность. Центр окружности лежит на прямой, проходящей через точку $\bar{x} = 0$ под углом θ к хорде; $\text{tg } \theta = 0,20$.

Серия NASA-22

Контуры профилей

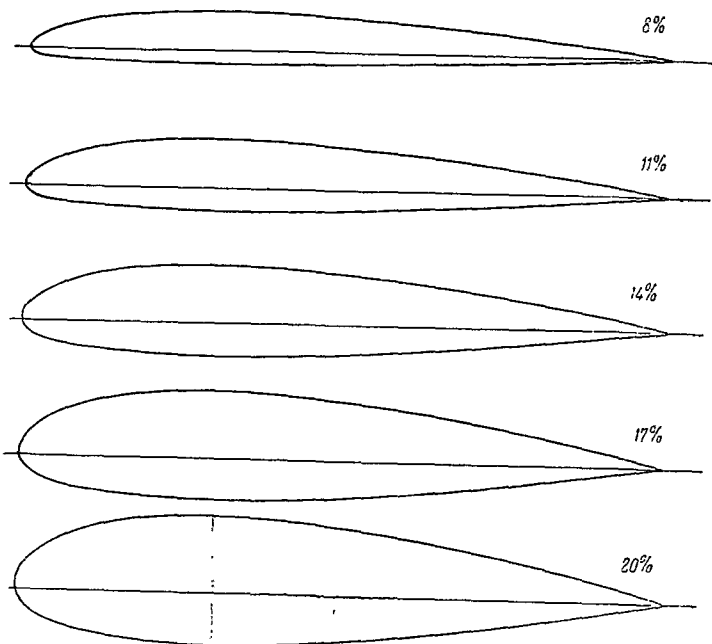


Таблица основных геометрических параметров серии NASA-22

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
8	30,00	2,00	20,00	—	—

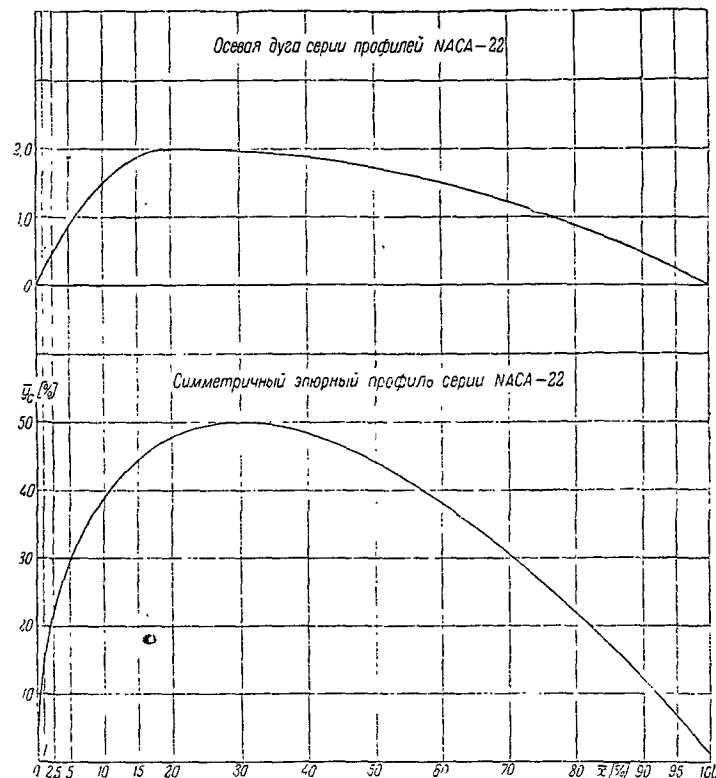
\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
11	30,00	2,00	20,00	—	—

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
14	30,00	2,00	20,00	—	—

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
17	30,00	2,00	20,00	—	—

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
20	30,00	2,00	20,00	—	—

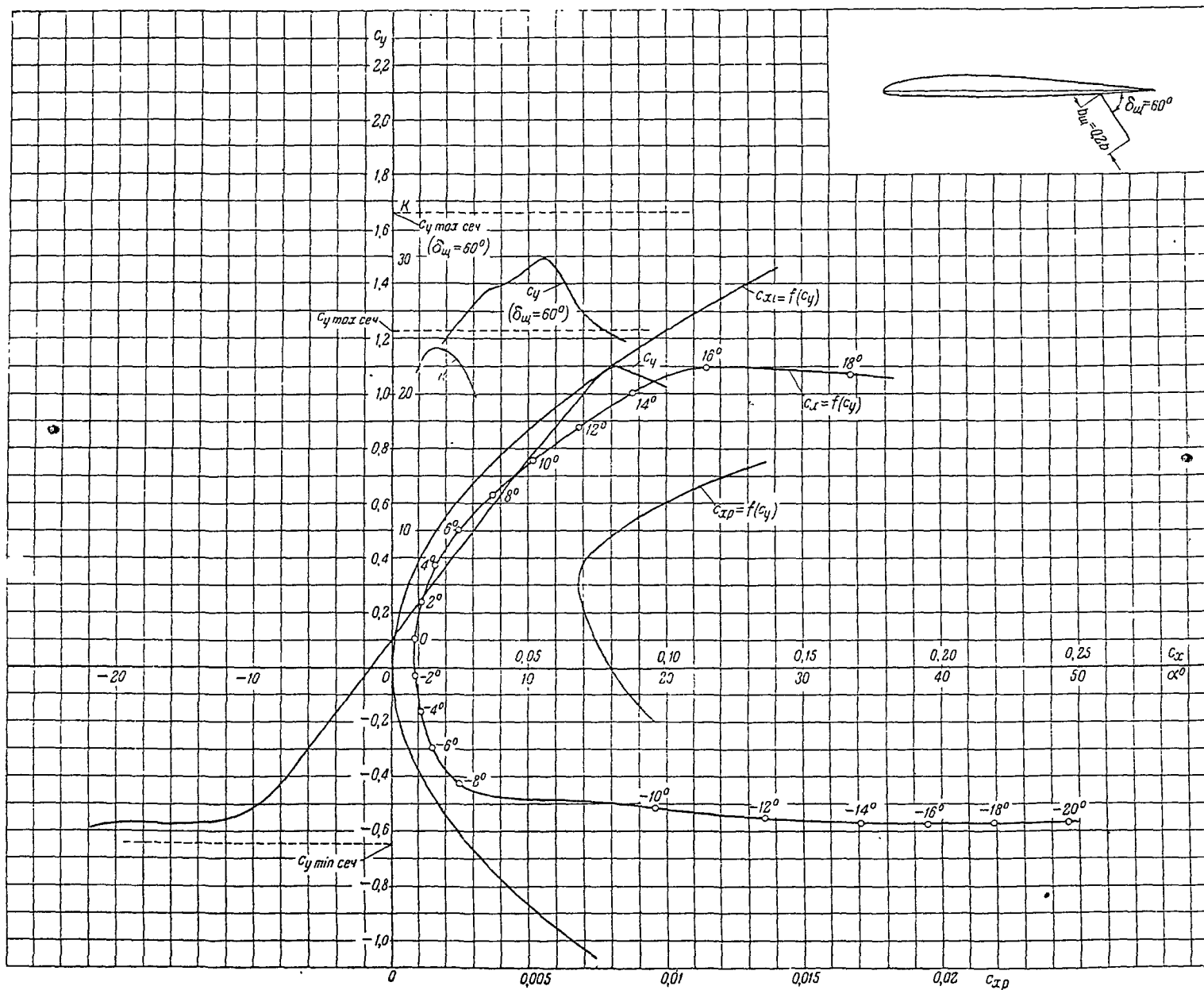
Эпюрный профиль NASA-22



\bar{x} — расстояние от передней кромки в процентах хорды

Координаты профиля NASA-22

\bar{x} [%]	1,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	15,00	20,00	30,00	40,00	50,00	60,00	70,00	80,00	90,00	100,00	
$\bar{y}_{\bar{c}} \text{ эп} \text{ } \bar{f}$ [%]	14,198	19,662	26,893	31,988	35,888	39,019	44,544	47,811	50,011	48,365	44,116	38,029	30,539	21,856	12,067	6,650	1,050
$\bar{y}_{\bar{f}}$	0,195	0,380	0,720	1,020	1,280	1,500	1,875	2,000	1,989	1,875	1,719	1,500	1,219	0,875	0,469	0,242	0,000
$\sin \theta$	0,1887	0,1790	0,1593	0,1395	0,1197	0,0998	0,0500	0,0000	-0,0064	-0,0125	-0,0189	-0,0250	-0,0314	-0,0375	-0,0429	-0,0468	-0,0500
$\cos \theta$	0,9820	0,9828	0,9872	0,9902	0,9928	0,9950	0,9988	1,0000	1,0000	0,9999	0,9998	0,9997	0,9995	0,9993	0,9990	0,9989	0,9988
$\bar{y}_{\bar{c}} \text{ эп} \text{ } \sin \theta$	2,579	3,519	4,284	4,432	4,295	3,894	2,227	0,000	-0,320	-0,605	-0,834	-0,951	-0,959	-0,820	-0,530	-0,311	-0,033
$\bar{y}_{\bar{c}} \text{ эп} \text{ } \cos \theta$	13,942	19,343	23,549	31,675	35,620	38,824	44,491	47,811	50,011	48,360	44,107	38,018	30,524	21,840	12,055	6,643	1,049



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$$\delta_w = 0$$

$$C_{x \text{ ртп}} = 0,00680$$

$$C_{y \text{ орт}} = 0,31$$

$$C_{x_0} = 0,00790$$

$$\alpha_0 = -1,60$$

$$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,3$$

$$C_{y \max} = 1,232$$

$$\alpha_{\text{кр}} = -$$

$$C_{y \min} = -0,645$$

$$C_{m_0} = 0,0273$$

$$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,242$$

$$\frac{C_{y \max}}{C_{x \text{ ртп}}} = 181,6$$

$$Re \approx 1,7 \times 10^6$$

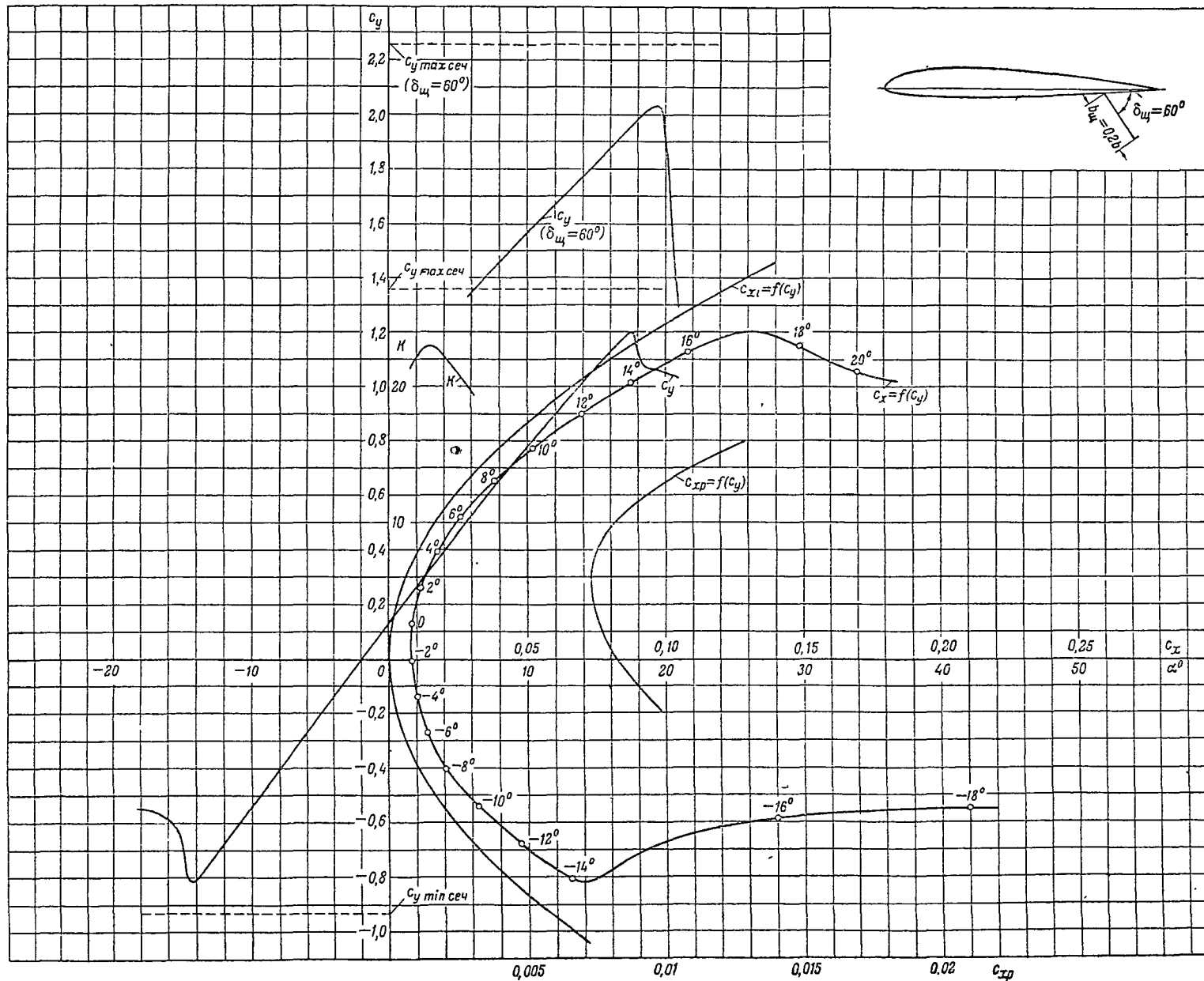
$$\delta_w = 60^\circ$$

$$C_{y \max} = 1,664$$

$$\Delta C_{y \max} = 0,432$$

$$\frac{C_{y \max}}{C_{x \text{ ртп}}} = 245,0$$

$$Re \approx 1,65 \times 10^6$$



Основные аэродинамические характеристики сечения

($\lambda = \infty$)

$\delta_{\text{ц}} = 0$

$C_{xp \min} = 0,00730$

$C_{y \text{ opt}} = 0,30$

$C_{x_0} = 0,00823$

$\alpha_0 = -1,30$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,25$

$C_{y \max} = 1,362$

$\alpha_{кр} = -$

$C_{y \min} = -0,83$

$C_{m_0} = 0,027$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,235$

$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 186,8$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_{\text{ц}} = 60^\circ$

$C_{y \max} = 2,26$

$\Delta C_{y \max} = 0,898$

$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 309,8$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$

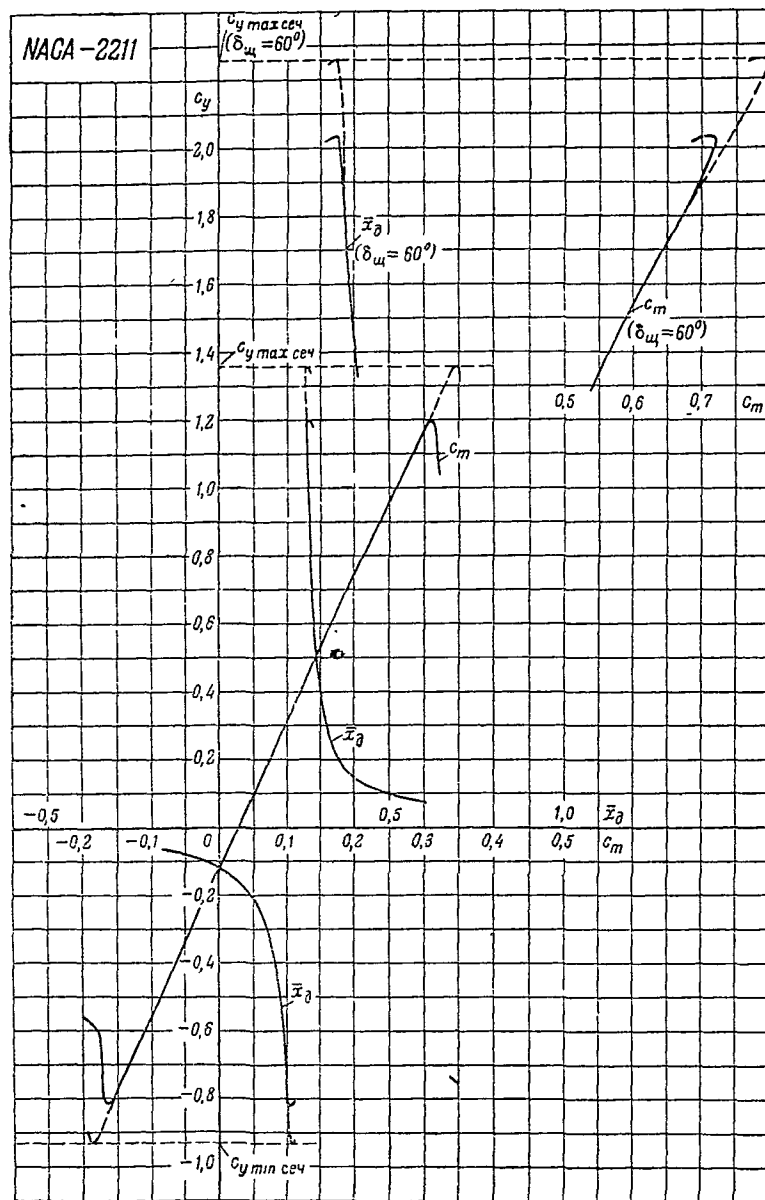
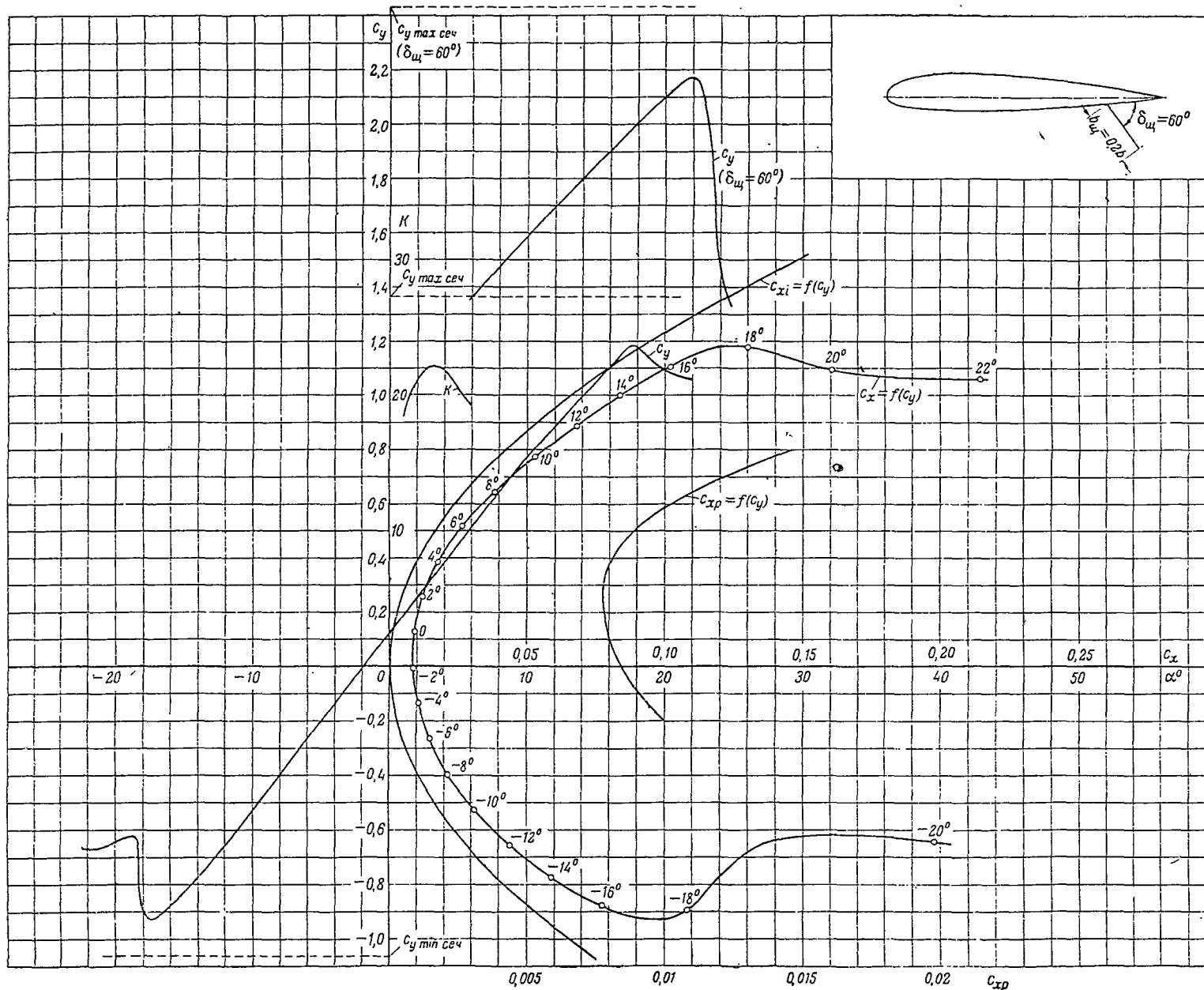


Таблица значений аэродинамических коэффициентов.

($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_{∂}	c_{xp}	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_{∂}
-14°	-0,810	0,0658	-0,162	0,200				
-12°	-0,680	0,0475	-0,129	0,190				
-10°	-0,542	0,0325	-0,097	0,179				
-8°	-0,405	0,0210	-0,066	0,163				
-6°	-0,271	0,0140	-0,034	0,125				
-4°	-0,140	0,0106	-0,003	0,020	0,0093 ₅			
-2°	-0,008	0,0083	0,026		0,0082 ₉			
0°	0,126	0,0080	0,057	0,452	0,0076 ₀			
2°	0,260	0,0118	0,087	0,335	0,0073 ₅			
4°	0,390	0,0175	0,117	0,300	0,0074 ₆			
6°	0,520	0,0262	0,147	0,283	0,0083 ₈	1,345	0,550	0,408
8°	0,652	0,0381	0,180	0,276	0,0100 ₈	1,455	0,578	0,397
10°	0,775	0,0520	0,208	0,268	0,0123 ₆	1,565	0,607	0,388
12°	0,900	0,0695	0,237	0,263		1,665	0,634	0,380
14°	1,017	0,0875	0,265	0,261		1,875	0,689	0,367
16°	1,130	0,1085	0,292	0,258		1,770	0,663	0,375
18°						1,980	0,712	0,359



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

$c_{xp\ min} = 0,00780$

$c_{y\ opt} = 0,25$

$c_{x0} = 0,00846$

$\alpha_0 = -1,8$

$\frac{dc_y}{d\alpha} = 5,16$

$c_{y\ max} = 1,365$

$\alpha_{кр} = -$

$c_{y\ min} = -1,06$

$c_{m0} = 0,0265$

$\frac{dc_m}{dc_y} = 0,227$

$\frac{c_{y\ max}}{c_{xp\ min}} = 175,1$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_w = 60^\circ$

$c_{y\ max} = 2,435$

$\Delta c_{y\ max} = 1,07$

$\frac{c_{y\ max}}{c_{xp\ min}} = 312,2$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$

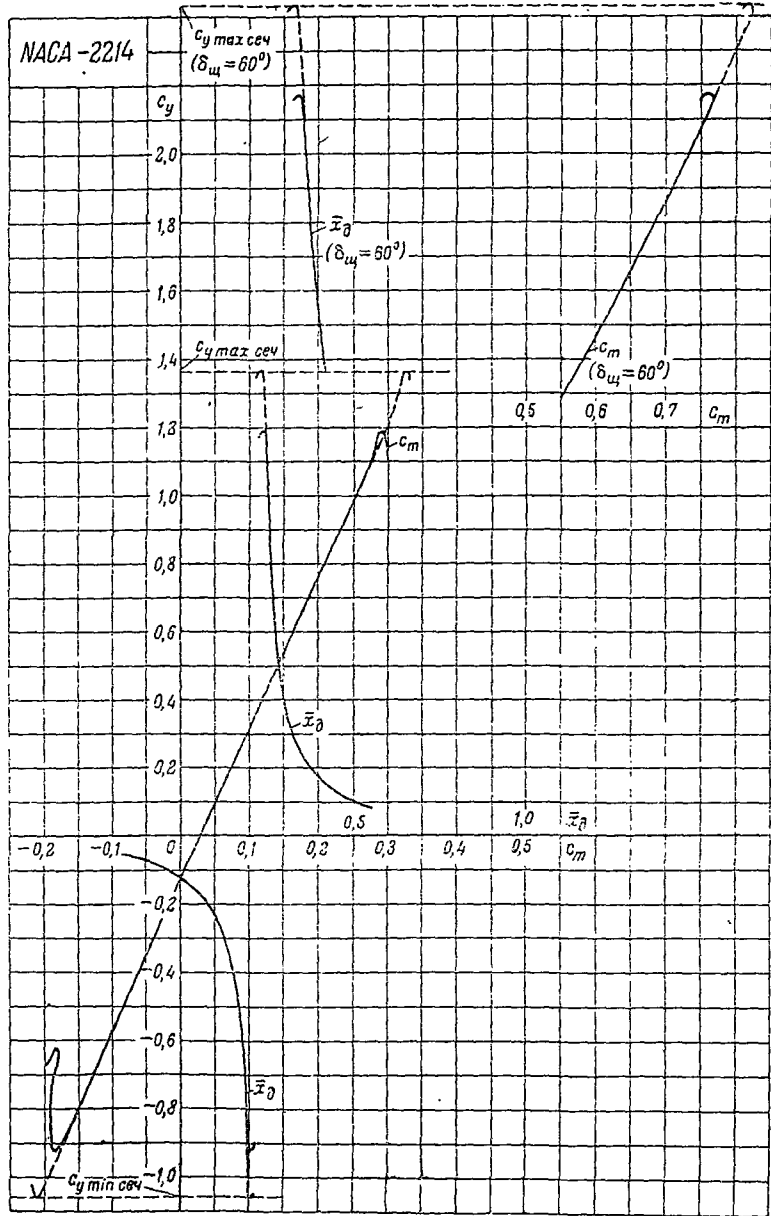
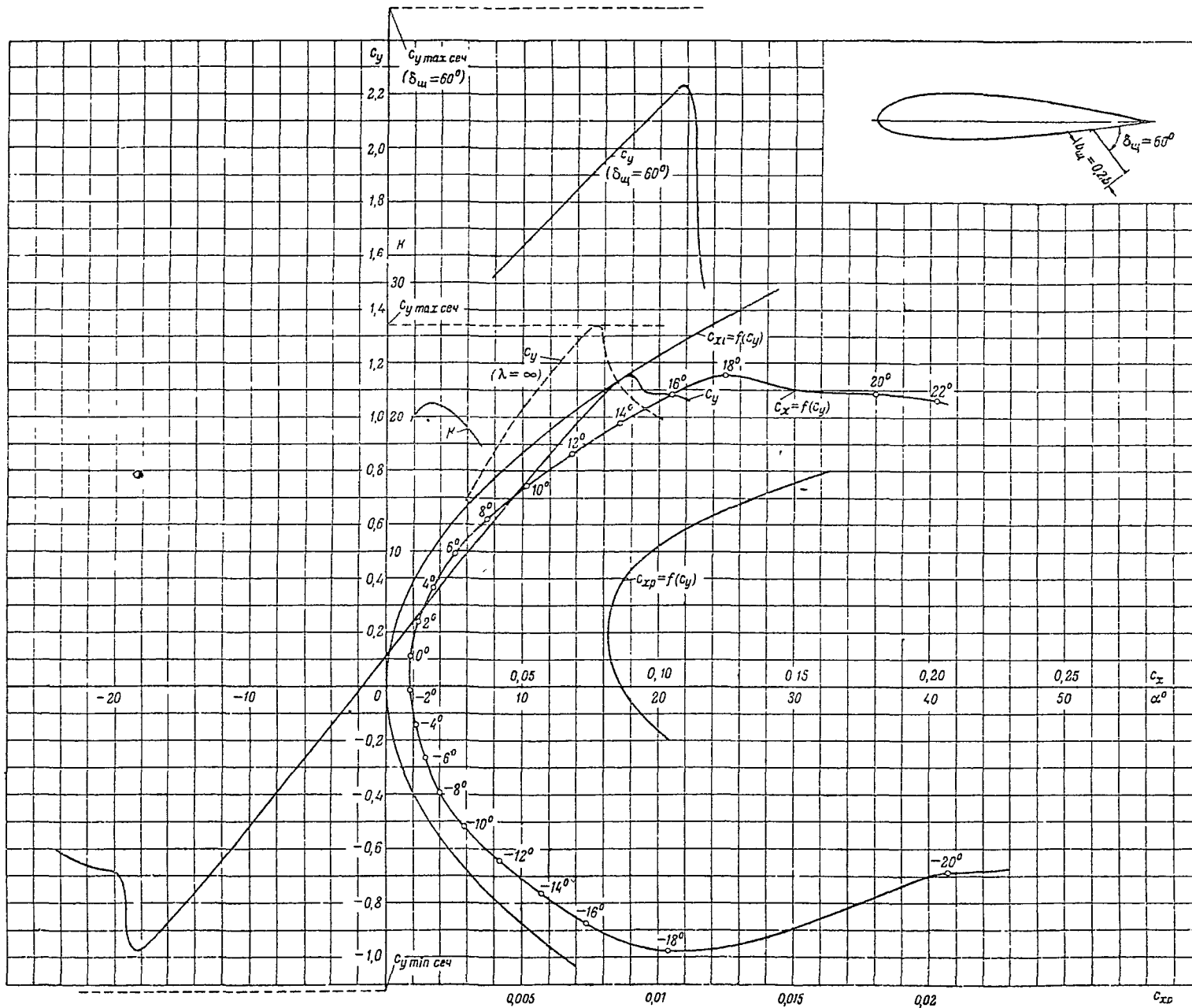


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-16°	-0,830	0,0775	-0,170	0,193				
-14°	-0,775	0,0590	-0,145	0,187				
-12°	-0,655	0,0440	-0,118	0,180				
-10°	-0,528	0,0315	-0,088	0,166				
-8°	-0,399	0,0215	-0,060	0,150				
-6°	-0,267	0,0150	-0,030	0,112				
-4°	-0,136	0,0106	0,000		0,00940			
-2°	-0,005	0,0085	0,027		0,00850			
0°	0,128	0,0091	0,058	0,452	0,00799			
2°	0,255	0,0120	0,087	0,341	0,00780			
4°	0,384	0,0177	0,116	0,302	0,00800			
6°	0,516	0,0266	0,145	0,280	0,00910	1,360	0,572	0,420
8°	0,645	0,0384	0,175	0,271	0,01105	1,470	0,601	0,408
10°	0,771	0,0530	0,203	0,263	0,01385	1,585	0,630	0,397
12°	0,885	0,0680	0,223	0,258		1,695	0,657	0,387
14°	0,997	0,0840	0,253	0,253		1,800	0,684	0,379
16°	1,105	0,1020	0,275	0,249		1,900	0,708	0,372
18°	1,182	0,1300	0,286	0,242		2,020	0,732	0,362
20°						2,100	0,756	0,360
22°						2,172	0,761	0,351



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_{\omega} = 0$

$C_{xp \text{ min}} = 0,00315$

$C_{y \text{ opt}} = 0,20$

$C_{x_0} = 0,00868$

$\alpha_0 = -1^\circ 8'$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,07$

$C_{y \text{ max}} = 1,344$

$\alpha_{xp} = 15,9^\circ$

$C_{y \text{ min}} = -1,19$

$C_{m_0} = 0,0255$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,220$

$C_{y \text{ max}} = 165,0$

$C_{xp \text{ min}} = 1,7 \cdot 10^6$

$Re \approx 1,7 \cdot 10^6$

$\delta_{\omega} = 60^\circ$

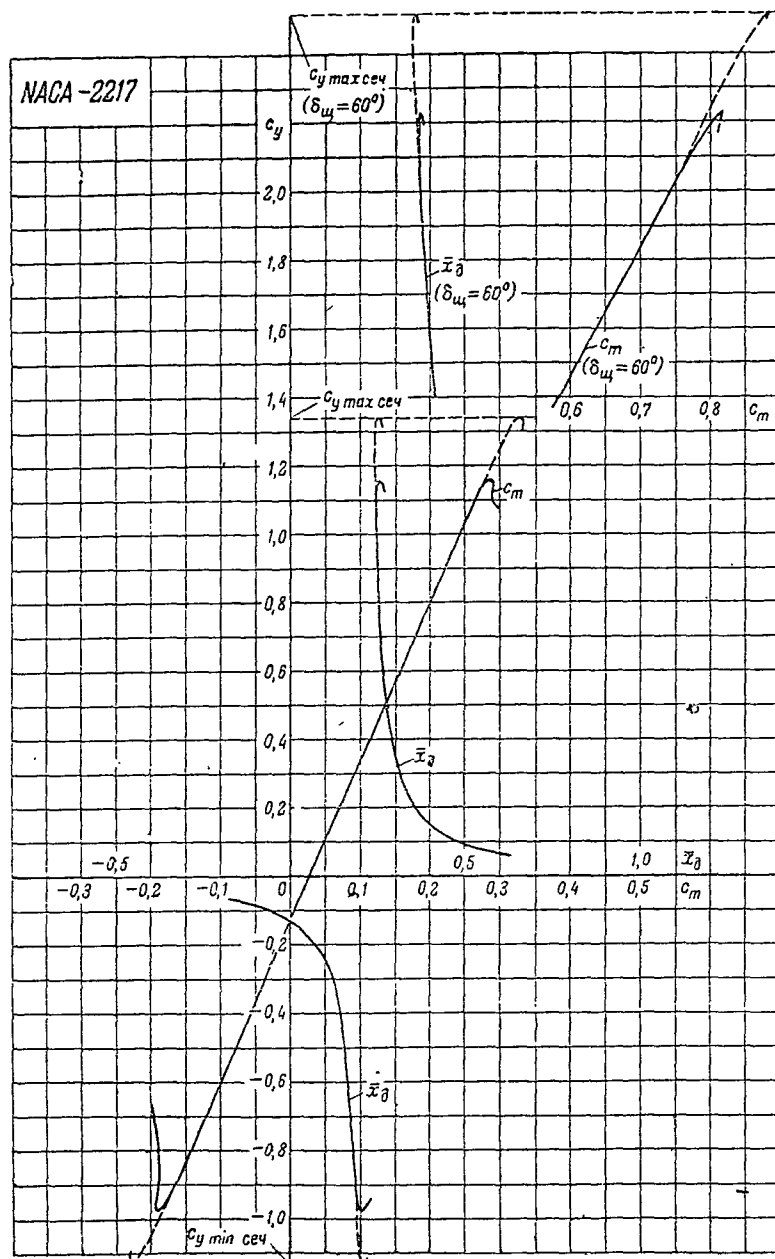
$C_{y \text{ max}} = 2,52$

$\Delta C_{y \text{ max}} = 1,178$

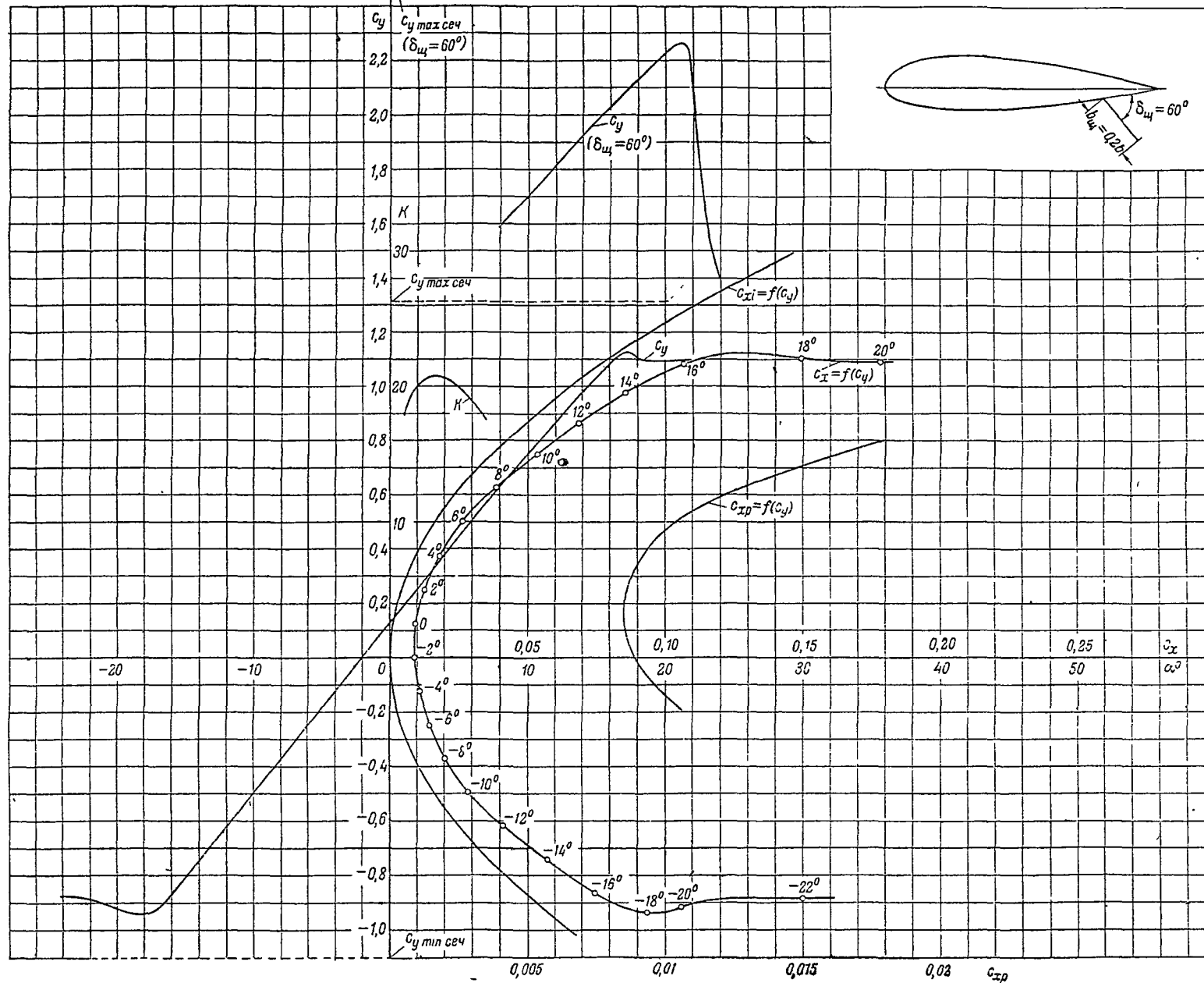
$C_{y \text{ max}} = 309,0$

$C_{xp \text{ min}} = 1,65 \cdot 10^6$

$Re \approx 1,65 \cdot 10^6$


 Таблица значений аэродинамических коэффициентов
 ($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_d	c_{xp}	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_d
-18°	-0,972	0,1040	-0,187	0,192				
-16°	-0,875	0,0730	-0,158	0,180				
-14°	-0,761	0,0570	-0,133	0,174				
-12°	-0,642	0,0425	-0,108	0,168				
-10°	-0,518	0,0298	-0,082	0,158				
-8°	-0,390	0,0200	-0,056	0,143				
-6°	-0,265	0,0146	-0,029	0,109				
-4°	-0,140	0,0110	-0,002	0,014	0,0097 ₅			
-2°	-0,012	0,0089	0,025		0,0087 ₂			
0°	0,112	0,0091	0,052	0,465	0,0082 ₅			
2°	0,240	0,0120	0,080	0,333	0,0081 ₉			
4°	0,368	0,0174	0,107	0,291	0,0085 ₅			
6°	0,495	0,0257	0,135	0,273	0,0096 ₃			
8°	0,621	0,0371	0,167	0,269	0,0117 ₀	1,530	0,619	0,405
10°	0,748	0,0516	0,189	0,252	0,0147 ₅	1,638	0,647	0,395
12°	0,865	0,0680	0,215	0,249		1,742	0,675	0,387
14°	0,980	0,0855	0,240	0,245		1,848	0,700	0,379
16°	1,088	0,1045	0,263	0,242		1,955	0,739	0,378
18°	1,156	0,1245	0,285	0,247		2,055	0,758	0,368
20°						2,155	0,787	0,365
22°						2,225	0,815	0,367



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_{\zeta} = 0$
$c_{xp\ min} = 0,00850$
$c_{y\ opt} = 0,17$
$c_{x0} = 0,00892$
$\alpha_0 = -1,90$
$\frac{dc_y}{d\alpha} = 4,95$
$c_{y\ max} = 1,315$
$\alpha_{кр} = -$
$c_{y\ min} = -1,1$
$c_{m0} = 0,025$
$\frac{dc_m}{dc_y} = 0,212$
$\frac{c_{y\ max}}{c_{xp\ min}} = 154,9$
$Re \approx 1,7 \times 10^6$
$\delta_{\zeta} = 60^0$
$c_{y\ max} = 2,57$
$\Delta c_{y\ max} = 1,255$
$\frac{c_{y\ max}}{c_{xp\ min}} = 302,0$
$Re \approx 1,55 \times 10^6$

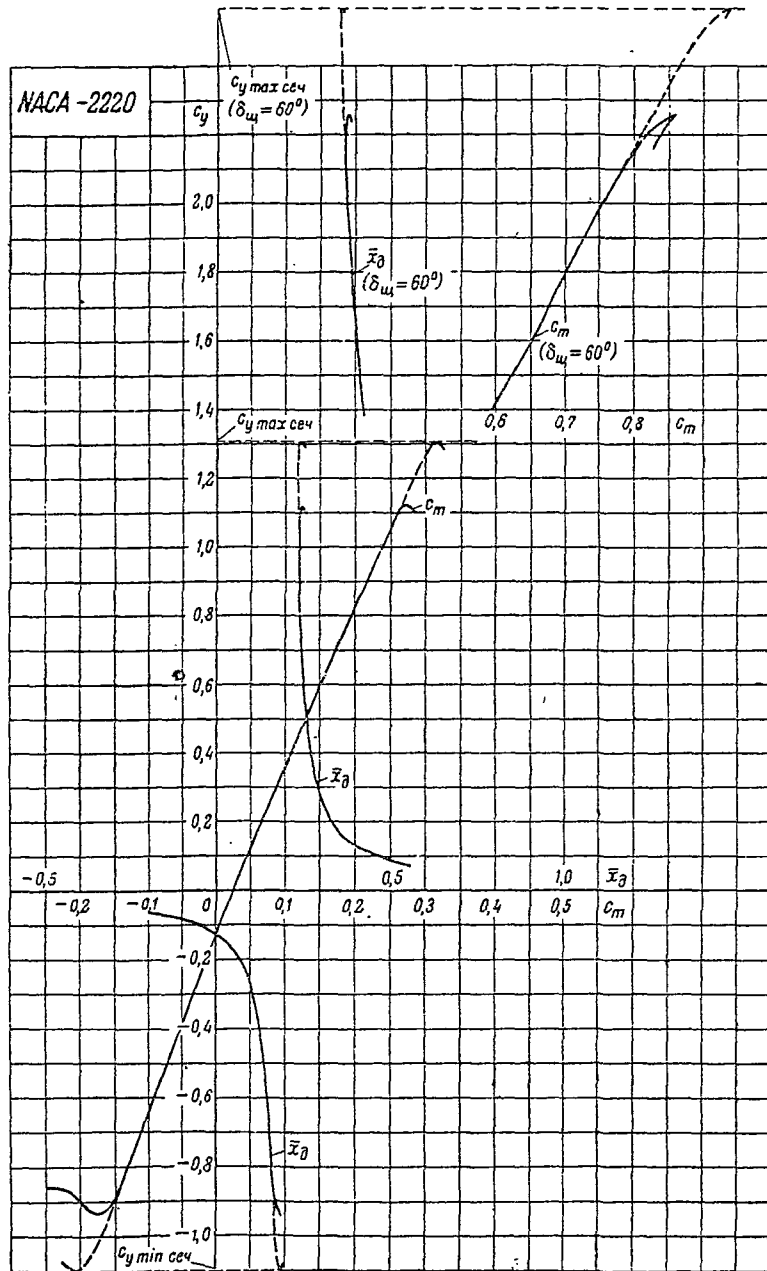


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

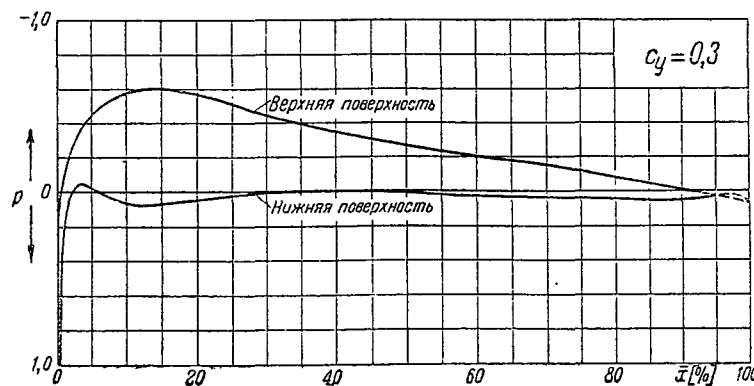
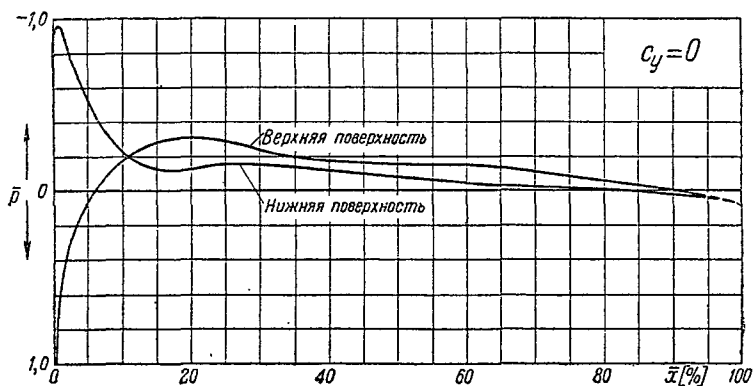
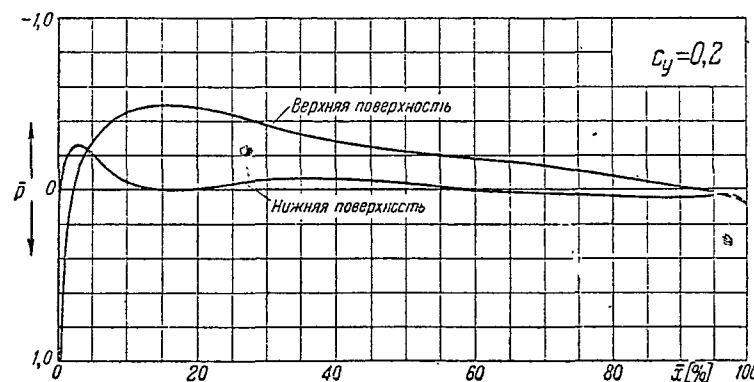
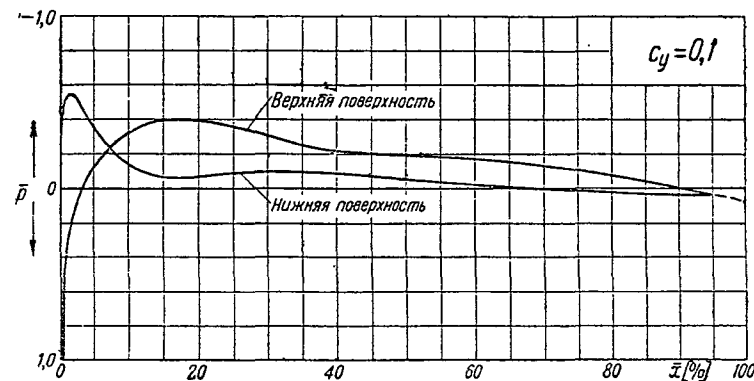
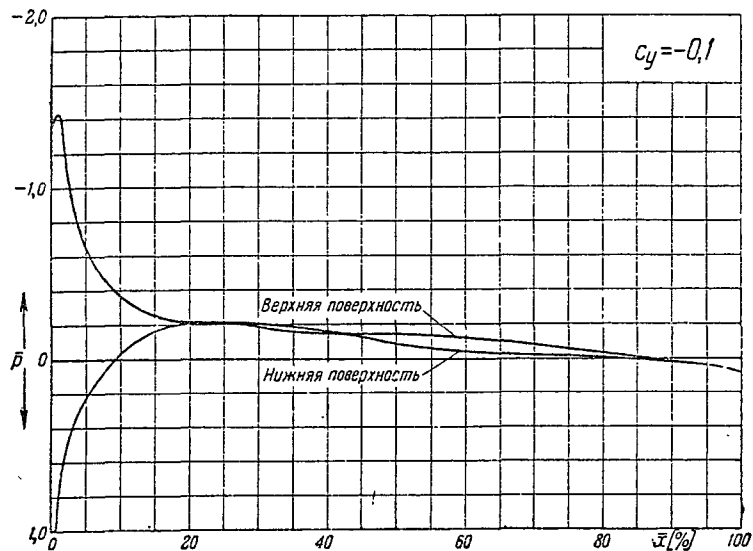
α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-18°	-0,940	0,0935	-0,175	0,186				
-16°	-0,869	0,0745	-0,143	0,165				
-14°	-0,741	0,0570	-0,119	0,161				
-12°	-0,620	0,0410	-0,095	0,153				
-10°	-0,495	0,0290	-0,070	0,141				
-8°	-0,370	0,0200	-0,047	0,127				
-6°	-0,250	0,0149	-0,023	0,092				
-4°	-0,125	0,0109	0,000		0,0098 ₈			
-2°	0,000	0,0089	0,026		0,0089 ₂			
0°	0,125	0,0096	0,051	0,407	0,0085 ₅			
2°	0,250	0,0127	0,077	0,308	0,0086 ₃			
4°	0,376	0,0186	0,105	0,280	0,0092 ₂			
6°	0,500	0,0268	0,132	0,264	0,0104 ₄			
8°	0,628	0,0388	0,158	0,251	0,0129 ₀	1,592	0,649	0,407
10°	0,750	0,0534	0,186	0,248	0,0163 ₈	1,700	0,677	0,398
12°	0,862	0,0690	0,210	0,243		1,810	0,705	0,389
14°	0,975	0,0860	0,234	0,240		1,922	0,734	0,382
16°	1,079	0,1066	0,256	0,237		2,025	0,762	0,376
18°						2,126	0,792	0,372
20°						2,225	0,831	0,373

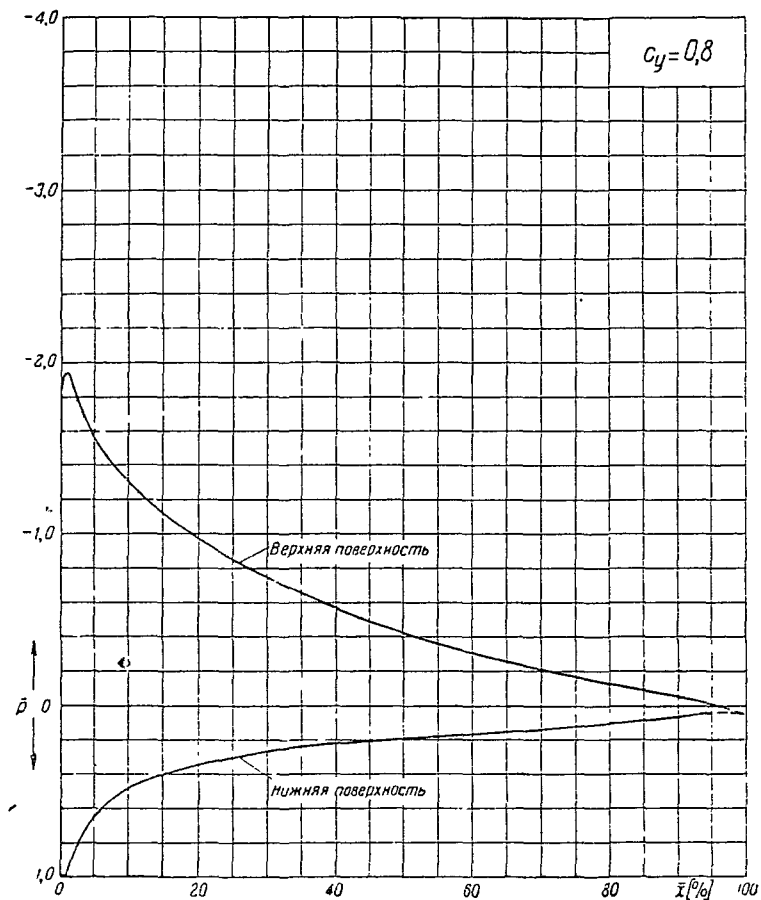
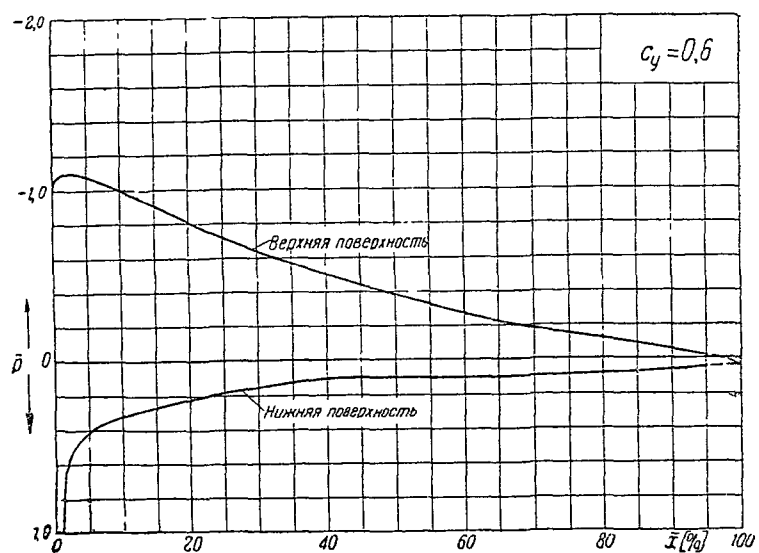
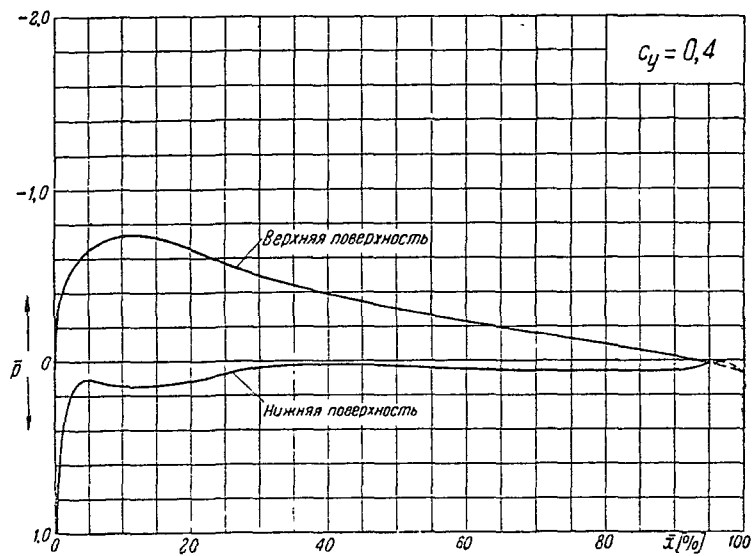
Распределение давления по профилю *NACA-2208*

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

($\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления.

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления по профилю NACA-2208

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$\left(\bar{p} = \frac{p - p_\infty}{q_\infty}\right) \text{ -- коэффициент давления,}$$

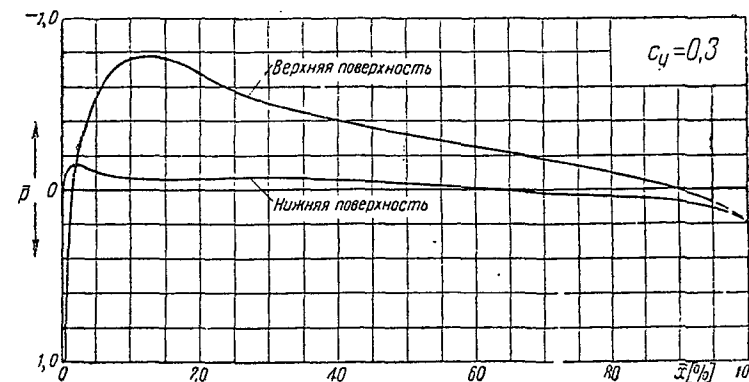
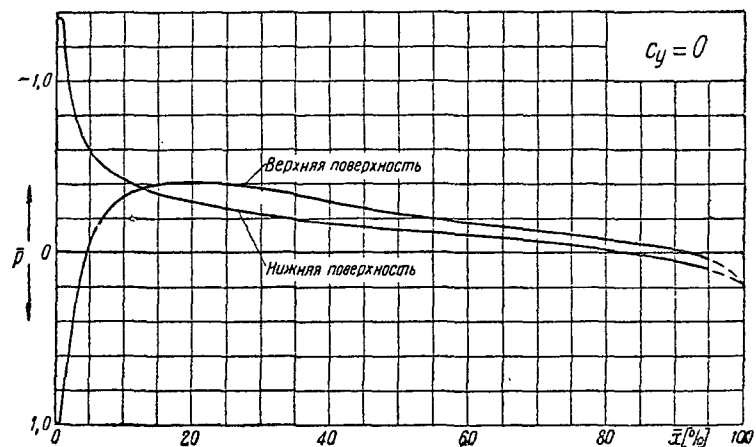
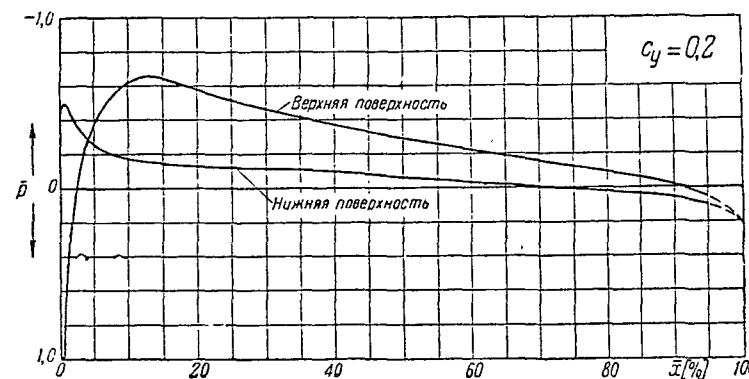
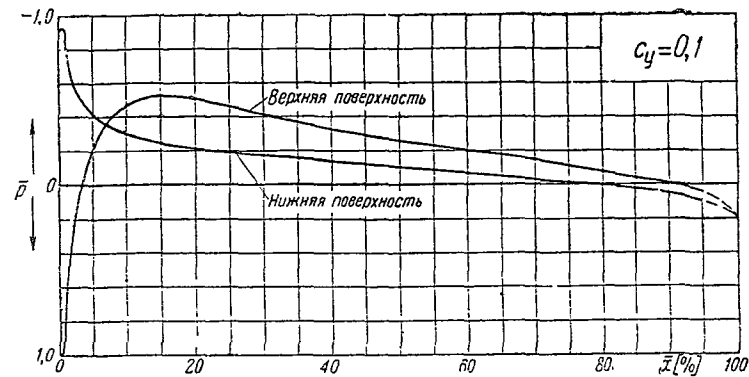
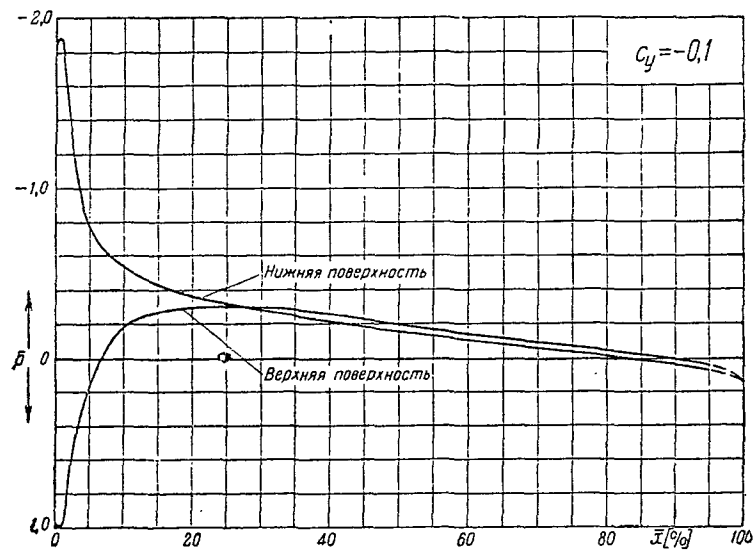
$$\bar{x} = \frac{x}{b} \text{ -- расстояние от передней кромки в долях хорды}$$

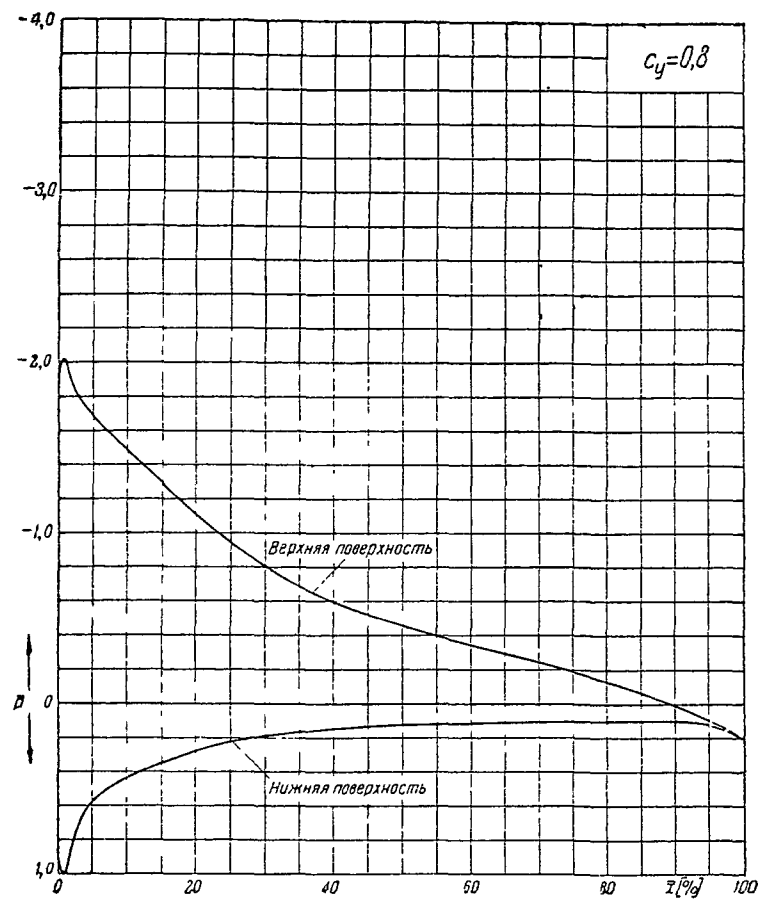
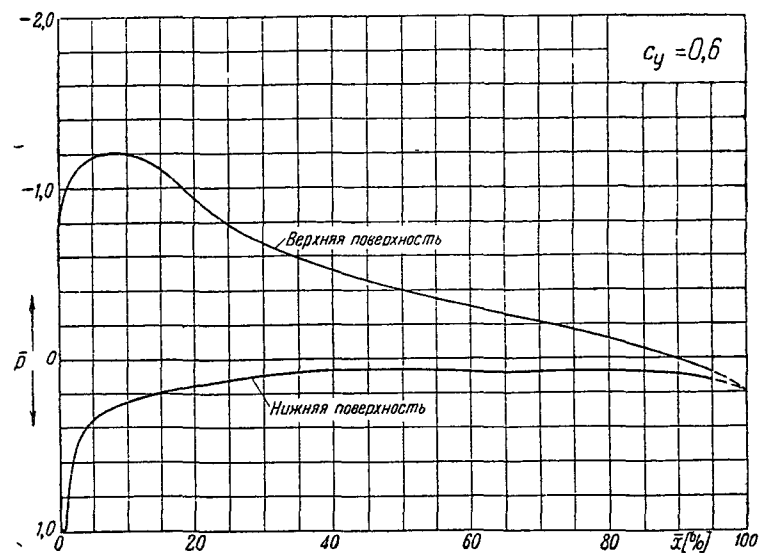
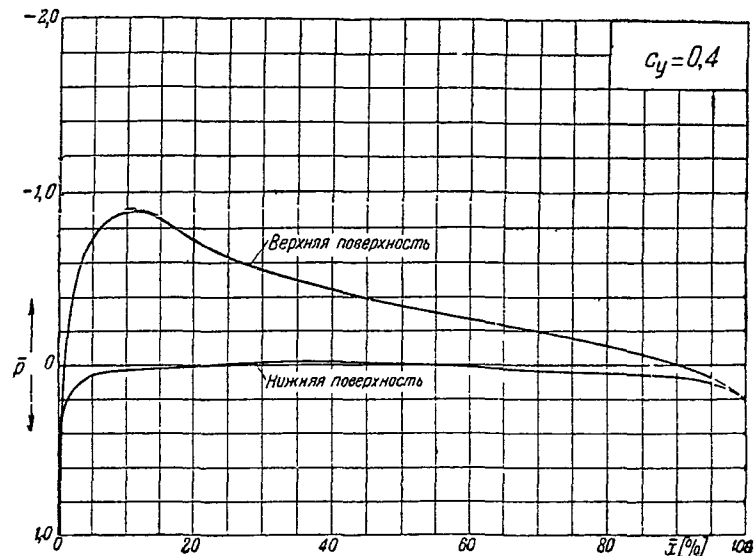
Распределение давления по профилю NASA-2211

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

($\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ - коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ - расстояние от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления по профилю *NACA-2211*

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$\left\{ \bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} \right. \text{-- коэффициент давления,}$$

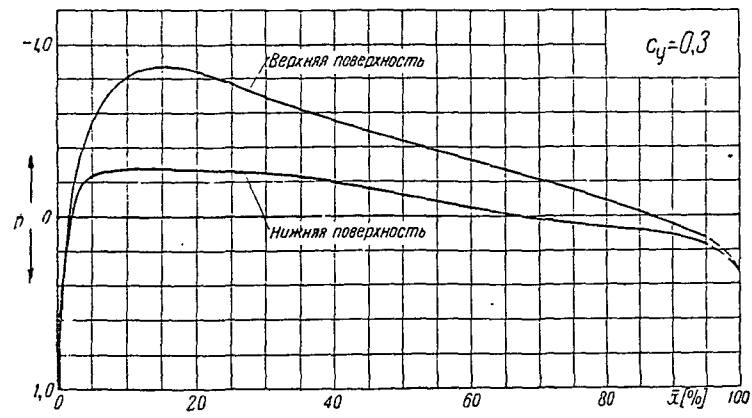
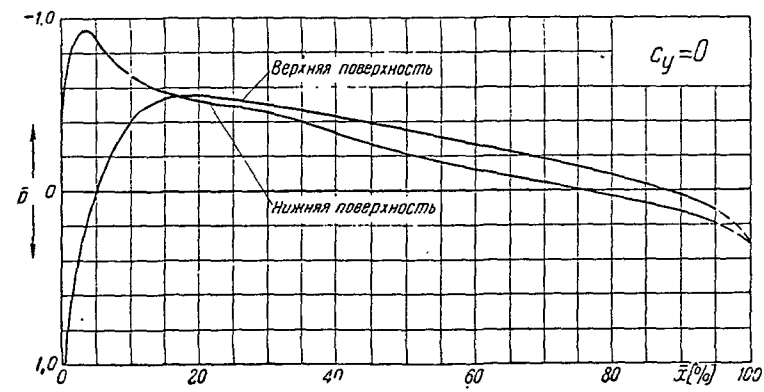
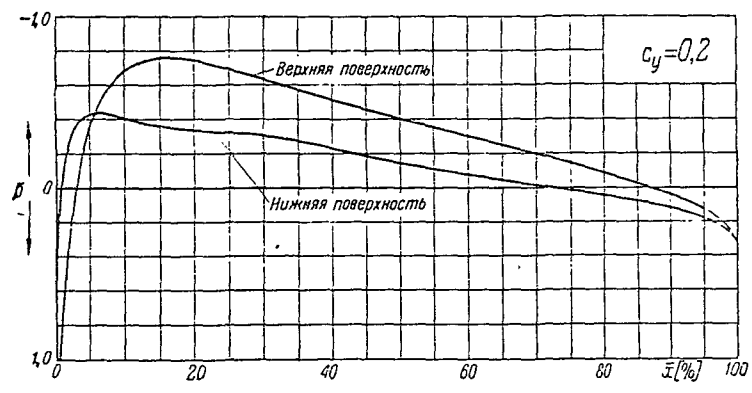
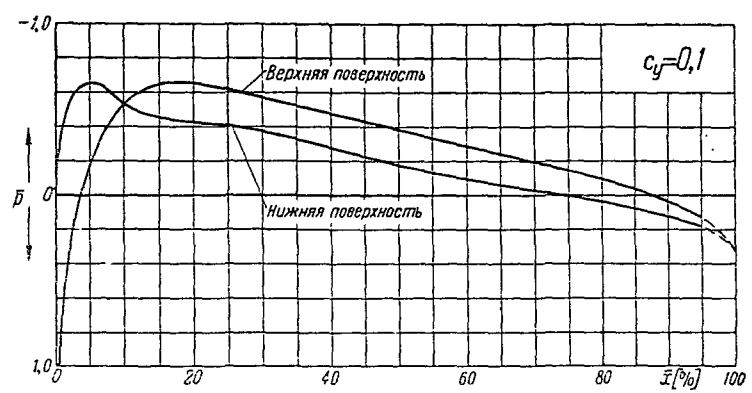
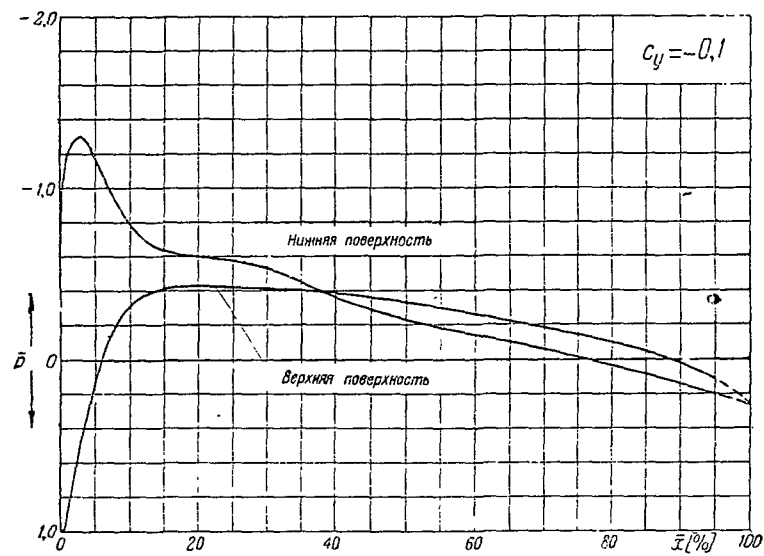
$$\bar{x} = \frac{x}{h} \text{-- расстояние от передней кромки в долях хорды)}$$

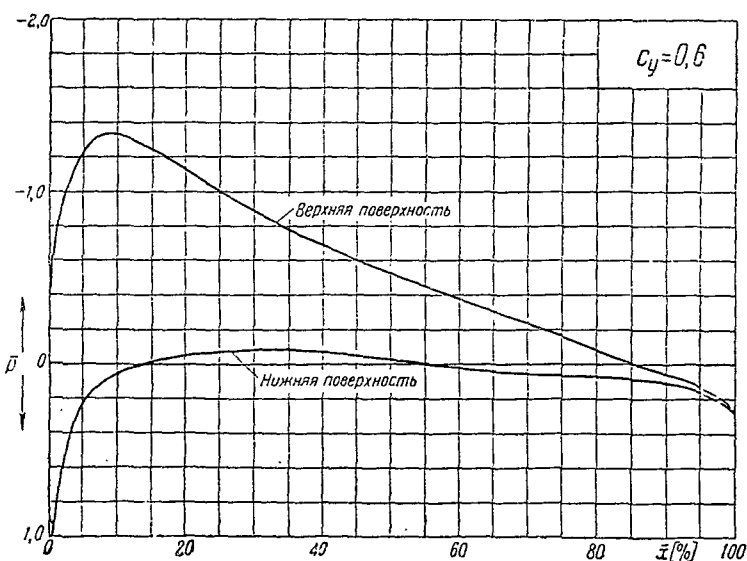
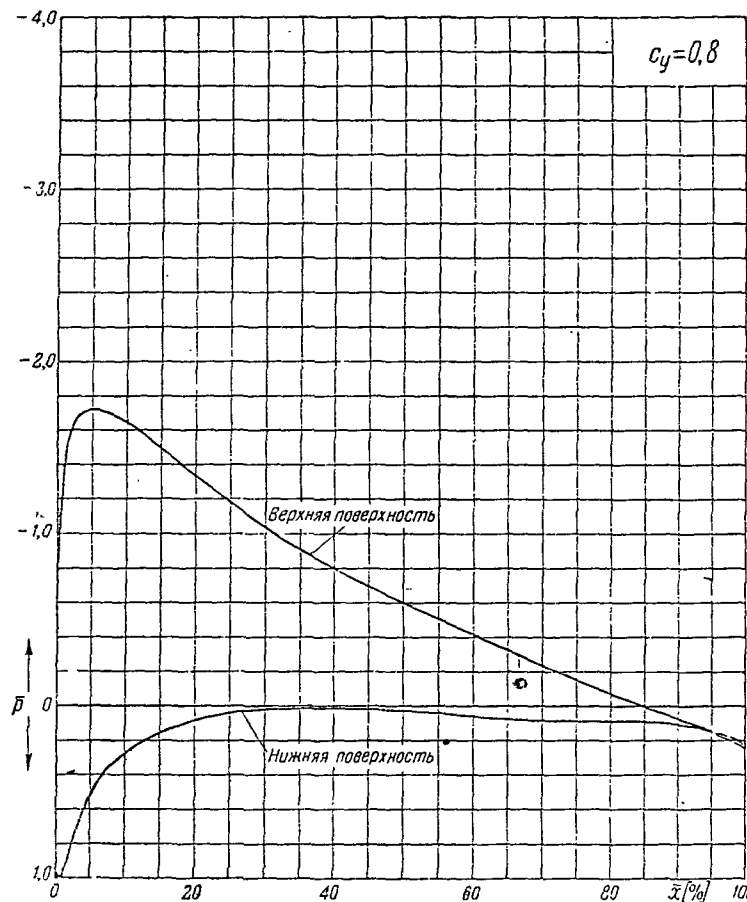
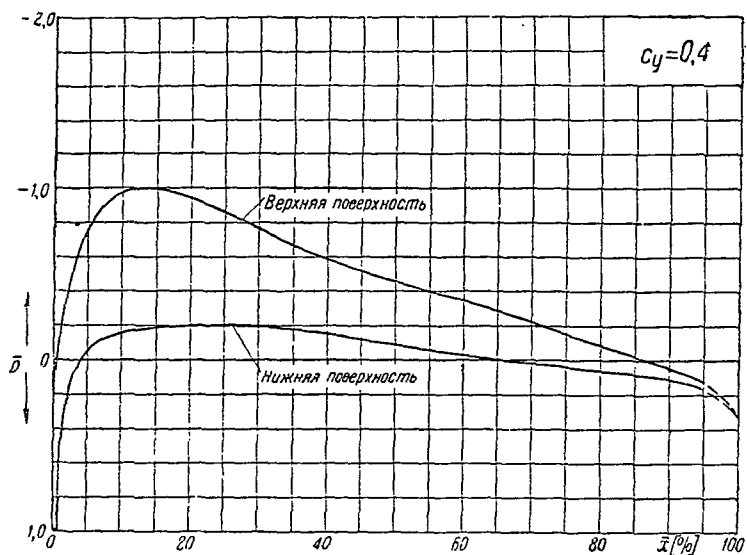
Распределение давления по профилю NASA-2217

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

($\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ - коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ - расстояние, от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления по профилю NASA-2217

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{P - P_0}{q_0}$ - коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ - расстояние от передней кромки в долях хорды)

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,800	0,600	0,340	0,300	-0,110	-0,380	-1,080	-1,930
2,5	0,480	0,310	0,085	-0,065	-0,290	-0,530	-1,100	-1,770
5,0	0,230	0,080	-0,120	-0,270	-0,460	-0,645	-1,070	-1,550
10,0	-0,030	-0,170	-0,320	-0,450	-0,580	-0,725	-0,995	-1,290
15,0	-0,170	-0,280	-0,390	-0,490	-0,600	-0,720	-0,900	-1,120
20,0	-0,220	-0,310	-0,390	-0,480	-0,560	-0,650	-0,810	-0,975
30,0	-0,180	-0,240	-0,310	-0,370	-0,440	-0,495	-0,635	-0,745
40,0	-0,150	-0,175	-0,220	-0,285	-0,350	-0,390	-0,500	-0,570
50,0	-0,140	-0,160	-0,200	-0,225	-0,265	-0,300	-0,380	-0,425
60,0	-0,120	-0,150	-0,170	-0,180	-0,200	-0,230	-0,270	-0,310
70,0	-0,080	-0,110	-0,130	-0,140	-0,150	-0,160	-0,180	-0,215
80,0	-0,040	-0,055	-0,070	-0,075	-0,080	-0,095	-0,120	-0,130
90,0	0,015	0,000	0,000	-0,010	-0,005	-0,025	-0,055	-0,050
95,0	0,035	-0,030	-0,040	0,020	0,030	0,020	-0,015	-0,010

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,430	-0,960	-0,535	-0,150	0,180	0,430	0,820	0,980
2,5	-1,030	-0,770	-0,510	-0,255	-0,035	0,180	0,520	0,810
5,0	-0,650	-0,525	-0,350	-0,210	-0,030	0,100	0,420	0,645
10,0	-0,370	-0,230	-0,140	-0,040	0,060	0,150	0,330	0,475
15,0	-0,250	-0,130	-0,070	0,000	0,070	0,140	0,270	0,400
20,0	-0,210	-0,130	-0,070	-0,005	0,045	0,115	0,225	0,345
30,0	-0,200	-0,150	-0,100	-0,060	0,005	0,040	0,160	0,260
40,0	-0,165	-0,120	-0,090	-0,030	-0,005	0,020	0,105	0,220
50,0	-0,085	-0,080	-0,060	-0,040	0,000	0,030	0,100	0,195
60,0	-0,040	-0,040	-0,020	0,010	0,025	0,050	0,100	0,165
70,0	-0,020	-0,020	0,000	0,020	0,030	0,055	0,090	0,140
80,0	-0,010	-0,010	0,020	0,035	0,040	0,055	0,080	0,110
90,0	0,020	0,025	0,040	0,050	0,050	0,060	0,060	0,070
95,0	0,035	0,040	0,040	0,035	0,030	0,020	0,050	0,040

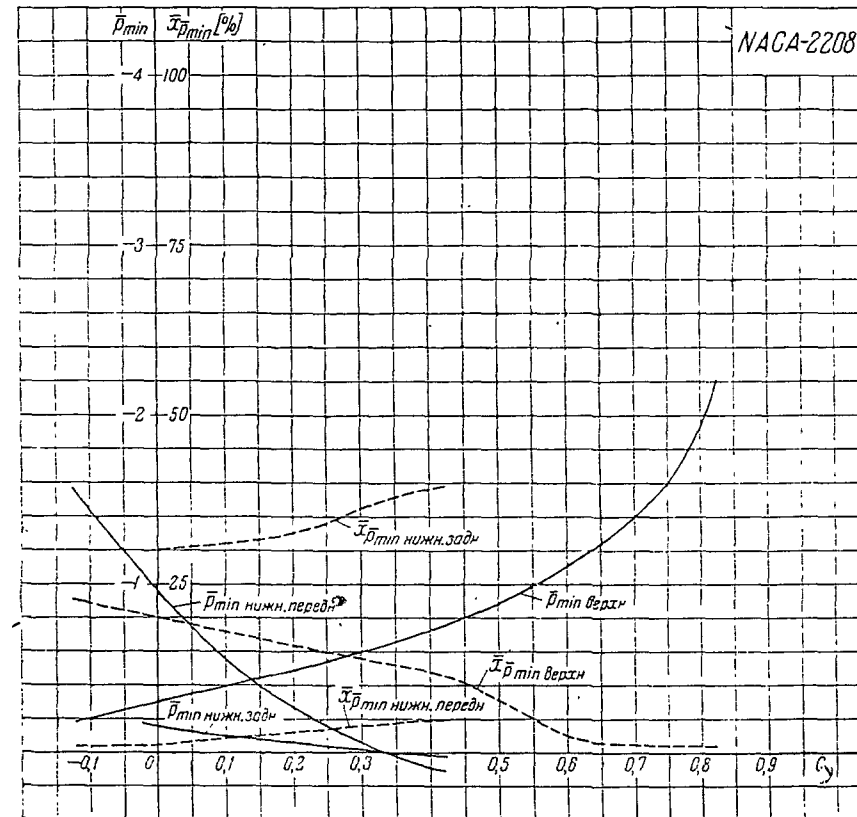


Таблица значений \bar{p}_{min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{min}}$

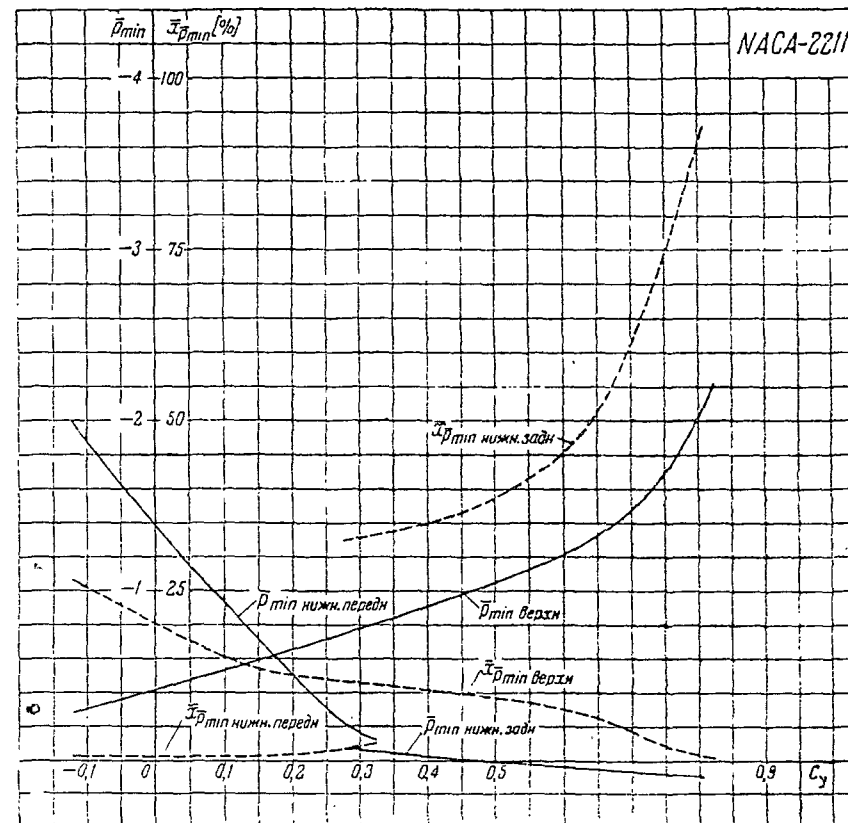
c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{min} верхн	-0,210	-0,305	-0,400	-0,490	-0,595	-0,725	-0,890	-1,100	-1,940
\bar{p}_{min} нижн. передн	-1,44	-0,960	-0,550	-0,265	-0,055	0,090	—	—	—
\bar{p}_{min} нижн. задн	—	-0,160	-0,100	-0,060	-0,015	0,020	—	—	—
$\bar{x}_{\bar{p}_{min}}$ верхн [%]	22,0	20,0	18,0	16,0	14,0	12,0	7,8	2,5	1,0
$\bar{x}_{\bar{p}_{min}}$ нижн. передн [%]	1,0	1,0	2,0	3,0	4,0	4,8	—	—	—
$\bar{x}_{\bar{p}_{min}}$ нижн. задн [%]	—	30,0	31,0	32,6	36,0	39,0	—	—	—

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,990	0,900	0,800	0,600	0,340	-0,100	-1,000	-2,000
2,5	0,550	0,400	0,180	0,000	-0,225	-0,500	-1,100	-1,820
5,0	0,150	-0,050	-0,200	-0,370	-0,540	-0,755	-1,180	-1,680
10,0	-0,190	-0,330	-0,470	-0,615	-0,760	-0,900	-1,200	-1,480
15,0	-0,265	-0,400	-0,520	-0,640	-0,760	-0,860	-1,100	-1,290
20,0	-0,300	-0,405	-0,500	-0,580	-0,670	-0,735	-0,930	-1,110
30,0	-0,305	-0,375	-0,410	-0,460	-0,500	-0,660	-0,680	-0,810
40,0	-0,260	-0,300	-0,330	-0,370	-0,410	-0,445	-0,520	-0,600
50,0	-0,195	-0,230	-0,260	-0,290	-0,320	-0,350	-0,405	-0,460
60,0	-0,140	-0,175	-0,200	-0,225	-0,250	-0,270	-0,310	-0,350
70,0	-0,090	-0,130	-0,150	-0,160	-0,185	-0,200	-0,220	-0,250
80,0	-0,040	-0,080	-0,080	-0,090	-0,105	-0,115	-0,120	-0,140
90,0	0,010	-0,020	-0,010	-0,010	0,000	-0,005	0,000	0,010
95,0	0,045	0,030	0,040	0,060	0,070	0,075	0,080	0,090

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,800	-1,310	-0,920	-0,490	-0,125	0,230	0,820	1,000
2,5	-1,230	-0,800	-0,560	-0,370	-0,150	0,130	0,500	0,750
5,0	-0,750	-0,590	-0,425	-0,255	-0,100	0,050	0,350	0,570
10,0	-0,530	-0,430	-0,300	-0,180	-0,070	0,030	0,250	0,430
15,0	-0,430	-0,355	-0,245	-0,150	-0,060	0,020	0,190	0,345
20,0	-0,360	-0,300	-0,210	-0,130	-0,060	0,010	0,150	0,280
30,0	-0,280	-0,225	-0,180	-0,120	-0,075	-0,020	0,090	0,190
40,0	-0,210	-0,170	-0,140	-0,100	-0,060	-0,020	0,060	0,150
50,0	-0,150	-0,135	-0,100	-0,060	-0,040	-0,010	0,060	0,130
60,0	-0,100	-0,100	-0,070	-0,040	-0,010	0,010	0,070	0,120
70,0	-0,060	-0,065	-0,035	-0,010	0,020	0,030	0,075	0,110
80,0	-0,020	-0,020	0,000	0,020	0,040	0,050	0,070	0,100
90,0	0,040	0,045	0,050	0,060	0,070	0,075	0,090	0,095
95,0	0,075	0,095	0,100	0,100	0,110	0,110	0,120	0,120


 Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,300	-0,415	-0,535	-0,650	-0,775	-0,905	-1,050	-1,215	-2,020
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-1,880	-1,370	-1,920	-0,500	-0,160	-	-	-	-
\bar{p}_{\min} нижн. задн	-	-	-	-	-0,060	-0,020	0,015	0,040	0,100
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	25,3	20,2	15,2	12,5	11,4	10,4	9,2	7,5	0,7
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. передн [%]	0,5	0,5	0,5	0,8	2,0	-	-	-	-
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. задн [%]	-	-	-	-	32,7	35,0	38,7	45,3	90,0

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,840	0,800	0,630	0,670	0,270	-0,160	-0,770	-1,450
2,5	0,550	0,375	0,190	0,090	-0,200	-0,455	-1,025	-1,660
5,0	0,130	0,000	-0,170	-0,350	-0,540	-0,760	-1,235	-1,720
10,0	-0,320	-0,415	-0,535	-0,680	-0,815	-0,980	-1,330	-1,640
15,0	-0,420	-0,535	-0,640	-0,755	-0,870	-0,990	-1,240	-1,490
20,0	-0,430	-0,550	-0,650	-0,740	-0,840	-0,940	-1,125	-1,335
30,0	-0,410	-0,500	-0,570	-0,630	-0,690	-0,765	-0,890	-1,040
40,0	-0,390	-0,430	-0,480	-0,515	-0,550	-0,590	-0,690	-0,800
50,0	-0,335	-0,355	-0,385	-0,405	-0,440	-0,460	-0,525	-0,600
60,0	-0,260	-0,270	-0,285	-0,305	-0,330	-0,350	-0,380	-0,420
70,0	-0,180	-0,185	-0,195	-0,200	-0,220	-0,225	-0,240	-0,235
80,0	-0,100	-0,095	-0,100	-0,090	-0,095	-0,090	-0,080	-0,070
90,0	0,020	0,025	0,035	0,035	0,050	0,045	0,060	0,070
95,0	0,120	0,120	0,125	0,120	0,125	0,125	0,125	0,145

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,200	-0,760	-0,410	-0,090	0,270	0,500	0,840	0,970
2,5	-1,300	-0,910	-0,580	-0,320	-0,090	0,135	0,500	0,780
5,0	-1,160	-0,875	-0,655	-0,430	-0,235	-0,060	0,230	0,510
10,0	-0,790	-0,675	-0,540	-0,405	-0,275	-0,160	0,060	0,285
15,0	-0,635	-0,570	-0,460	-0,360	-0,275	-0,180	-0,015	0,160
20,0	-0,600	-0,520	-0,430	-0,340	-0,270	-0,200	-0,050	0,085
30,0	-0,530	-0,455	-0,380	-0,310	-0,250	-0,200	-0,090	0,020
40,0	-0,370	-0,340	-0,280	-0,240	-0,200	-0,155	-0,075	0,020
50,0	-0,235	-0,125	-0,180	-0,150	-0,130	-0,095	-0,030	0,030
60,0	-0,140	-0,125	-0,100	-0,085	-0,050	-0,035	0,020	0,060
70,0	-0,060	-0,050	-0,030	-0,020	0,010	0,015	0,045	0,080
80,0	0,030	0,030	0,040	0,040	0,060	0,060	0,070	0,085
90,0	0,140	0,120	0,120	0,110	0,110	0,110	0,105	0,100
95,0	0,200	0,190	0,180	0,170	0,170	0,165	0,160	0,150

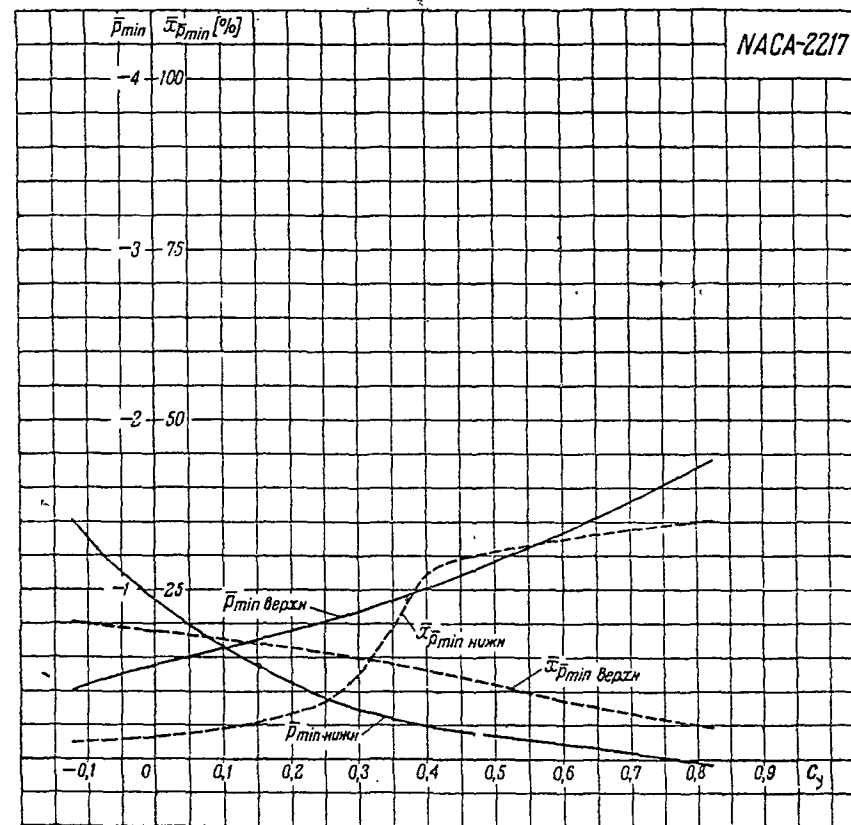
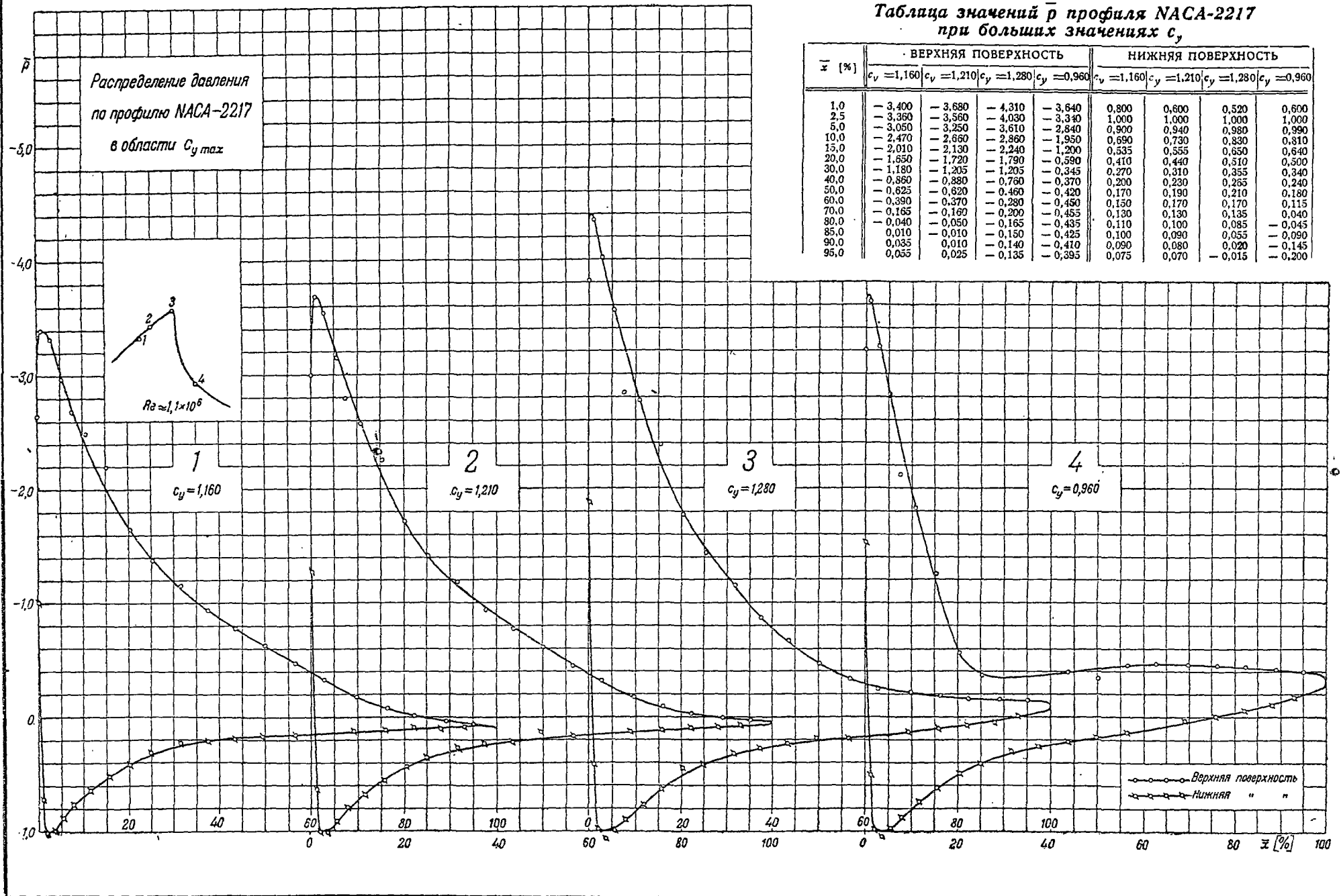


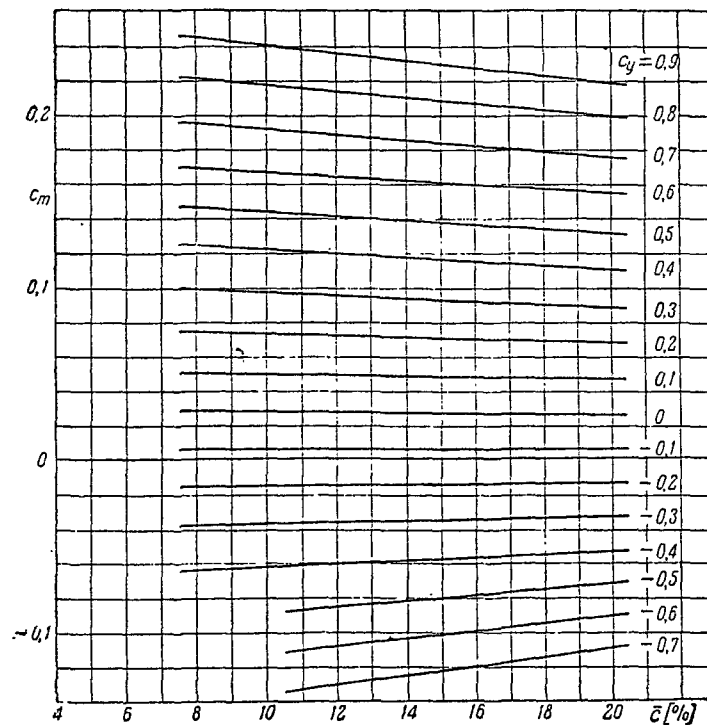
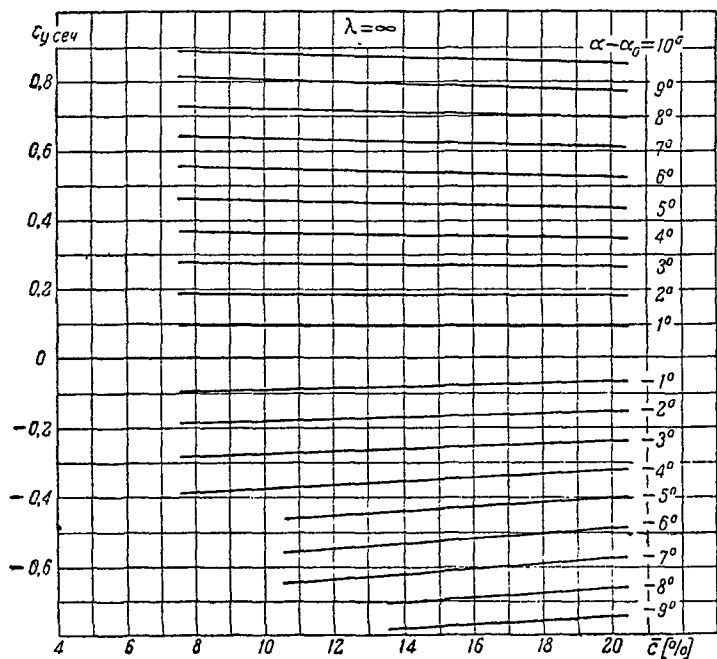
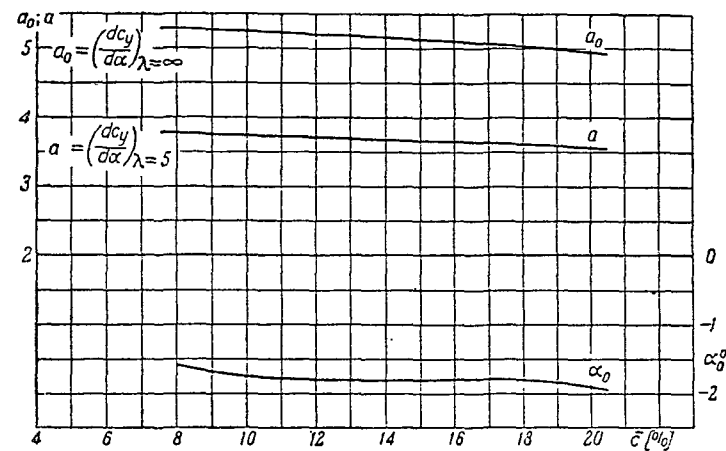
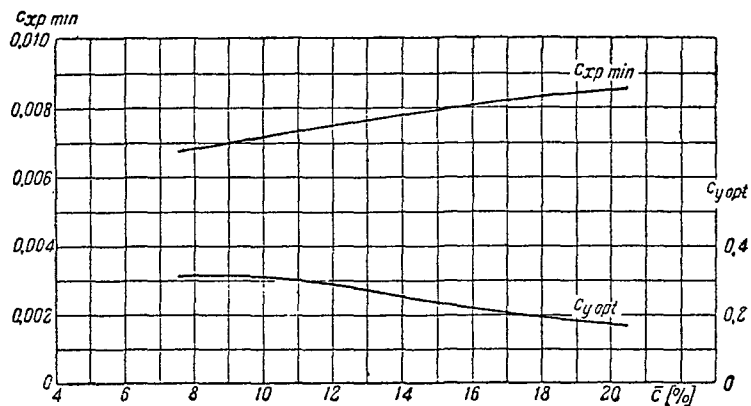
Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{p\min}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,435	-0,555	-0,655	-0,760	-0,870	-1,005	-1,160	-1,335	-1,720
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-1,305	-0,940	-0,665	-0,450	-0,290	-0,200	-0,135	-0,090	0,020
$\bar{x}_{p\min}$ верхн [%]	20,0	19,0	17,7	16,5	15,0	13,1	11,0	8,5	5,2
$\bar{x}_{p\min}$ нижн. передн [%]	2,6	3,2	4,5	6,6	12,5	27,4	30,5	32,4	35,0

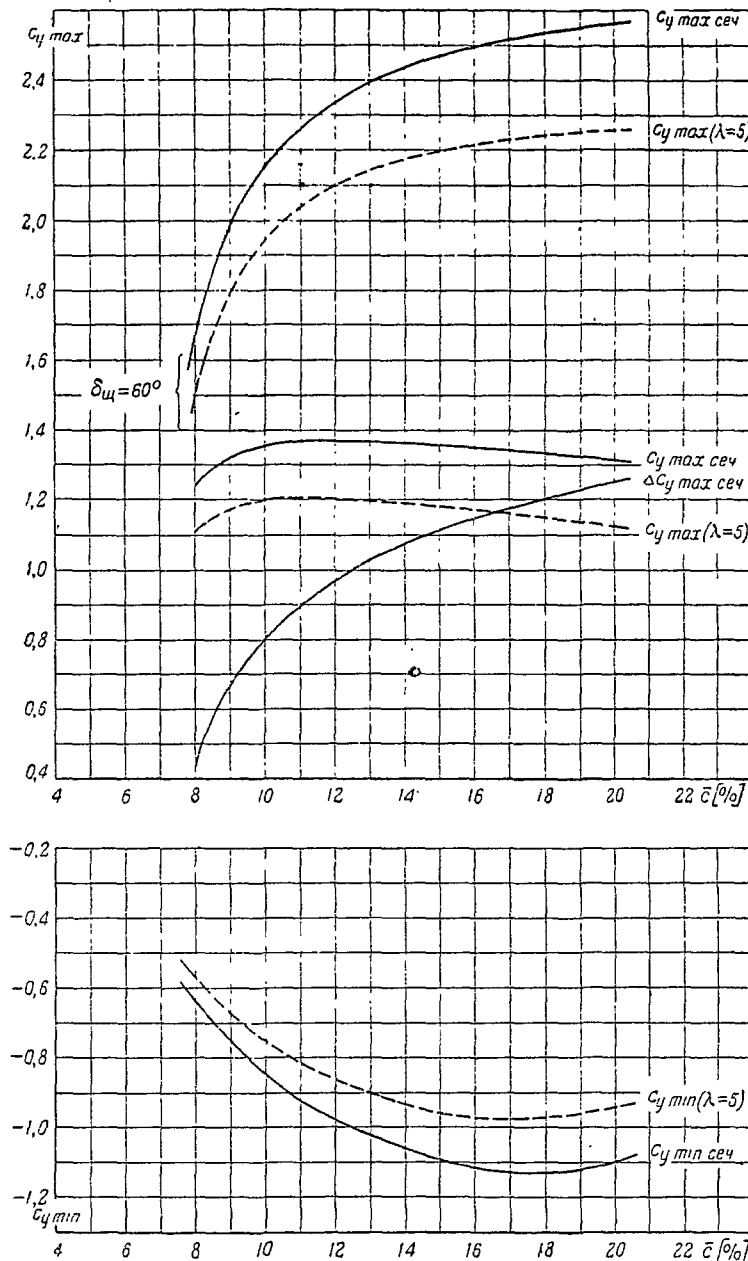
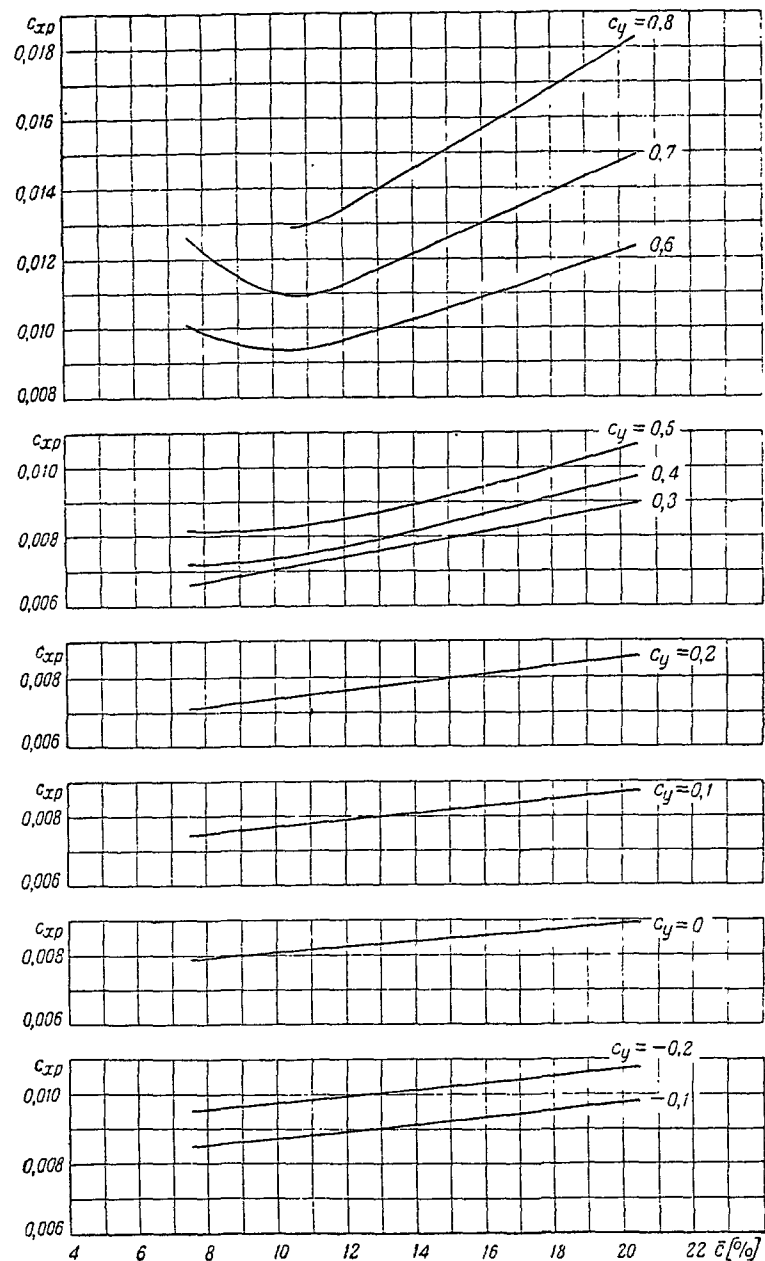


Серия NASA-22

Сводные диаграммы.
 $Re \approx 1,7 \times 10^6$

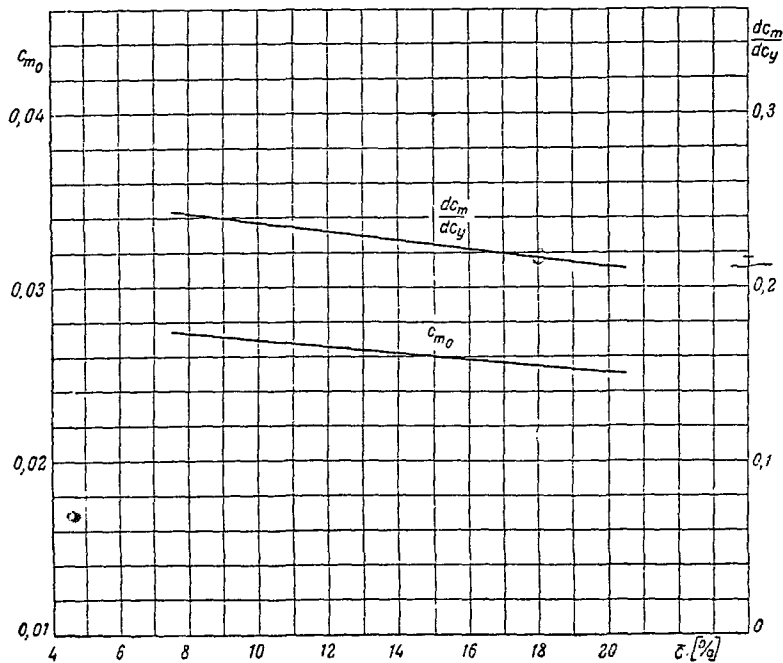


Серия НАСА-22

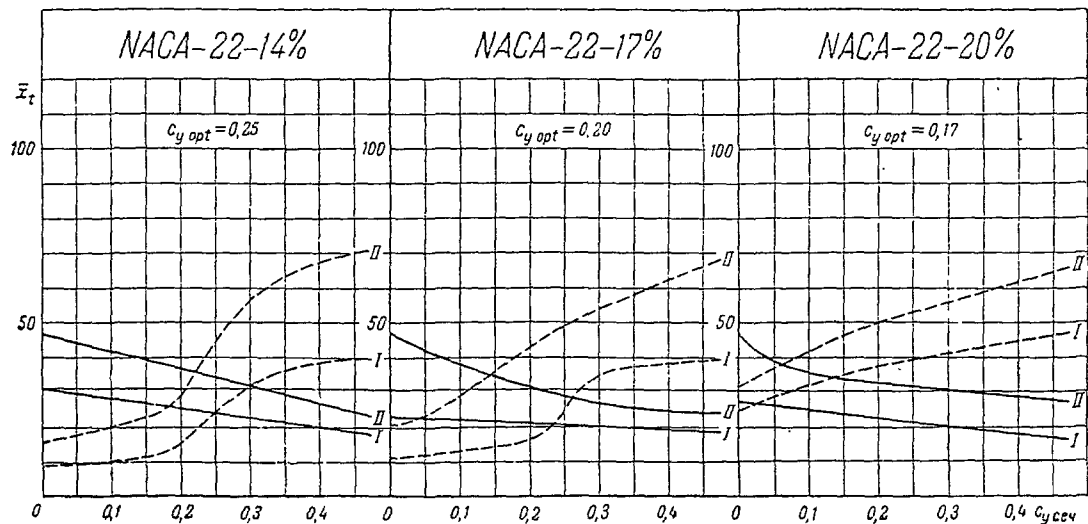
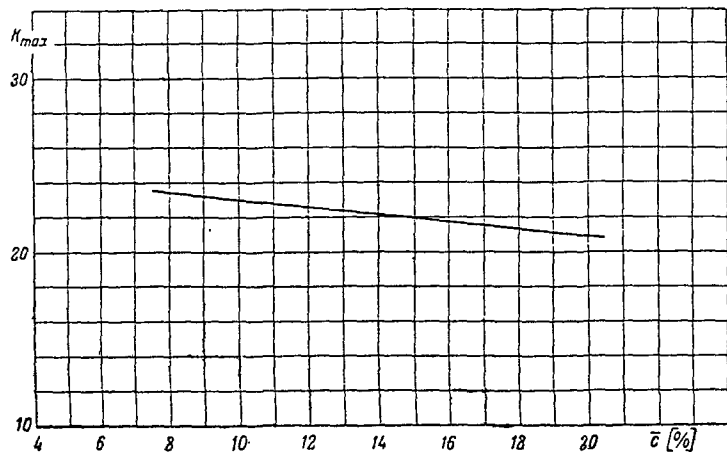
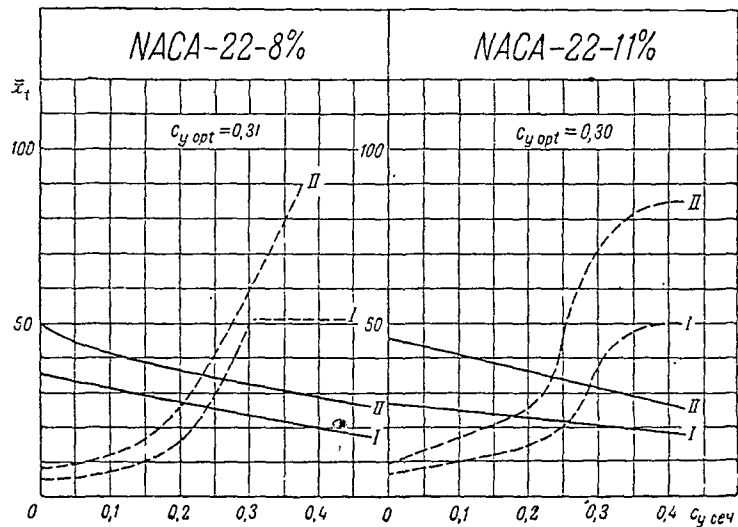


Серия-NACA-22

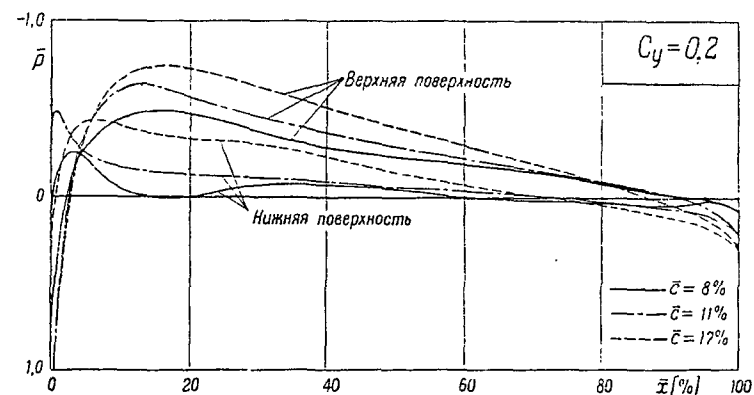
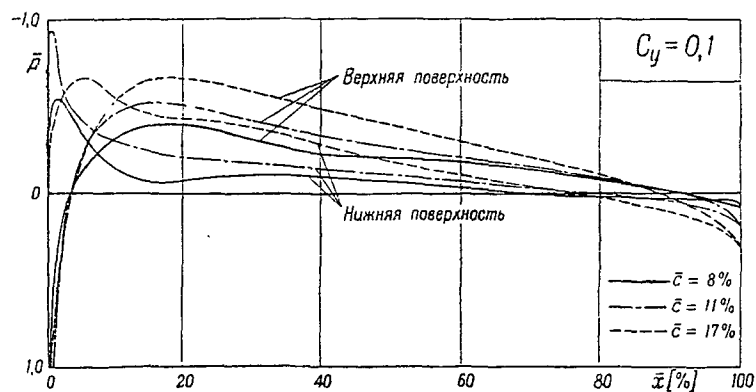
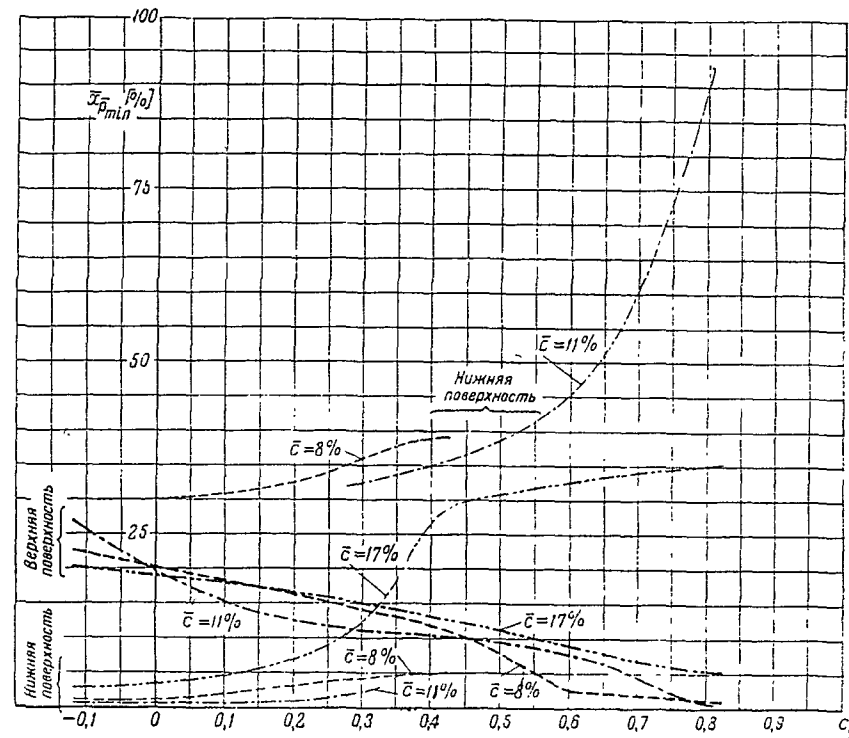
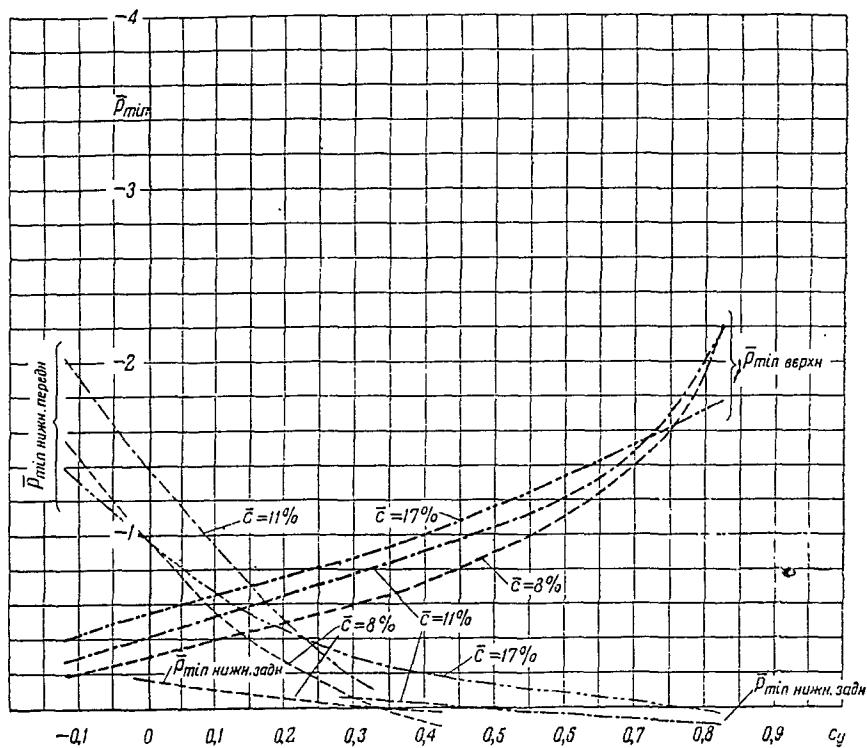
Границы области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние при $Re \approx 1,7 \times 10^4$



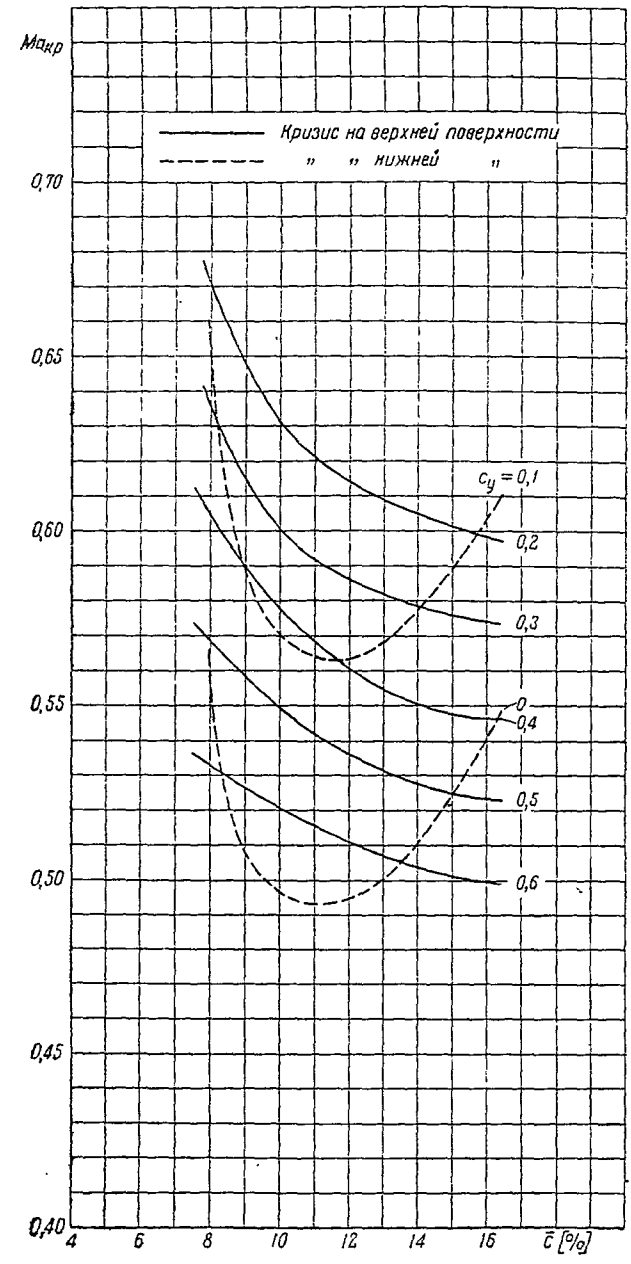
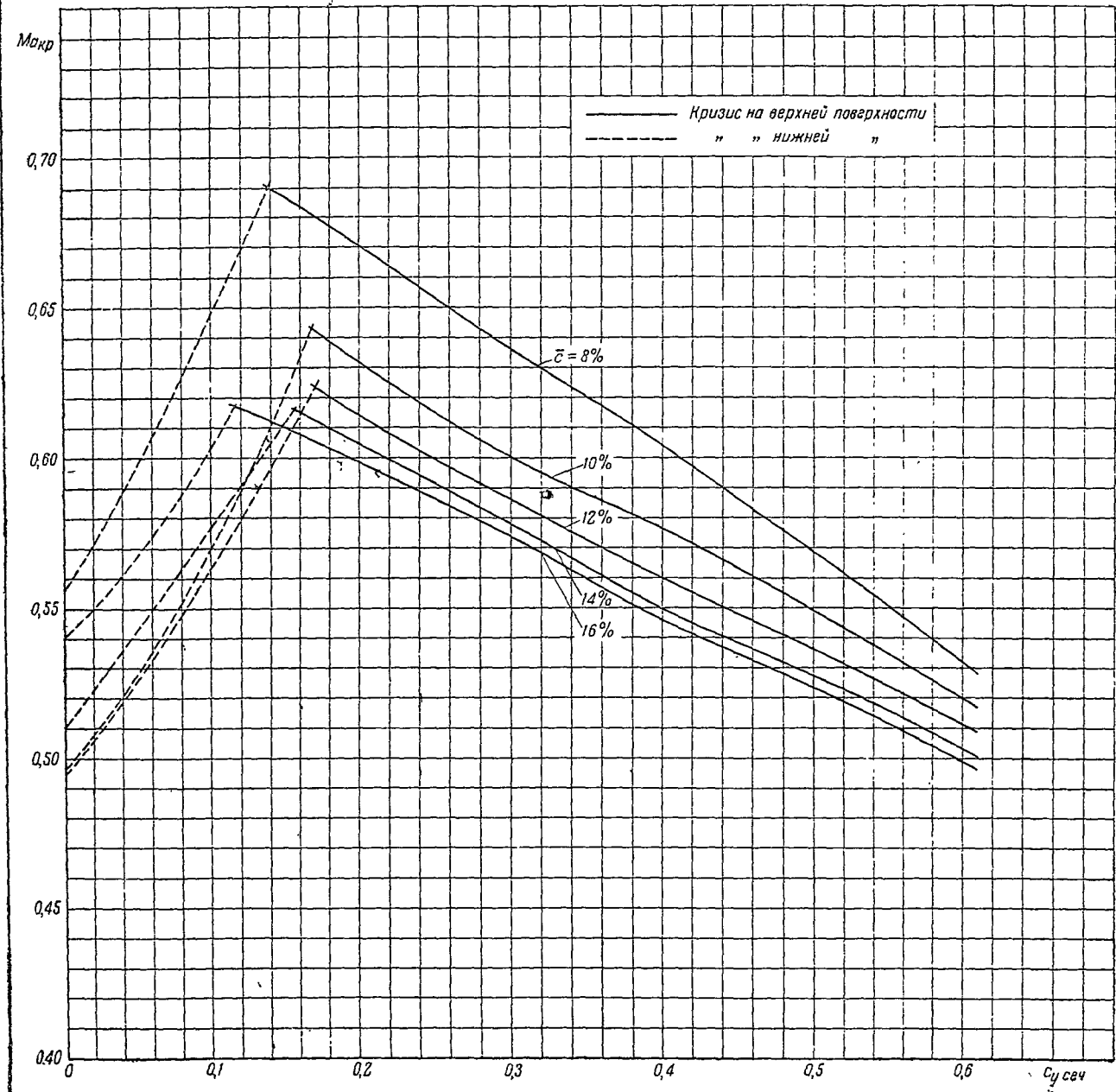
\bar{x}_t — расстояние от передней кромки в процентах хорды
 I — начало перехода
 II — конец перехода
 — область перехода на верхней поверхности
 - - - область перехода на нижней поверхности



Серия NASA-22

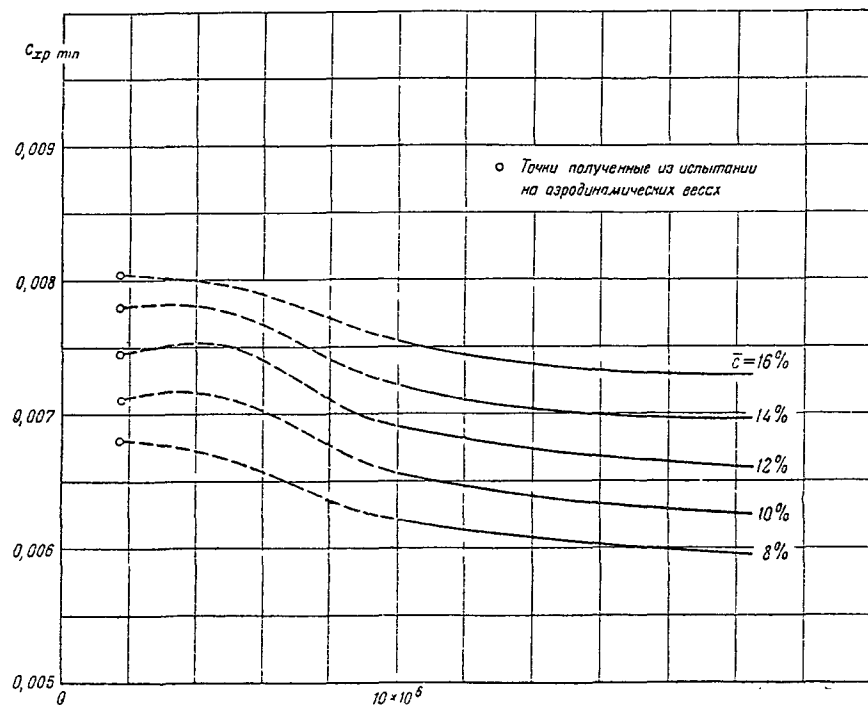


Серия NASA-22



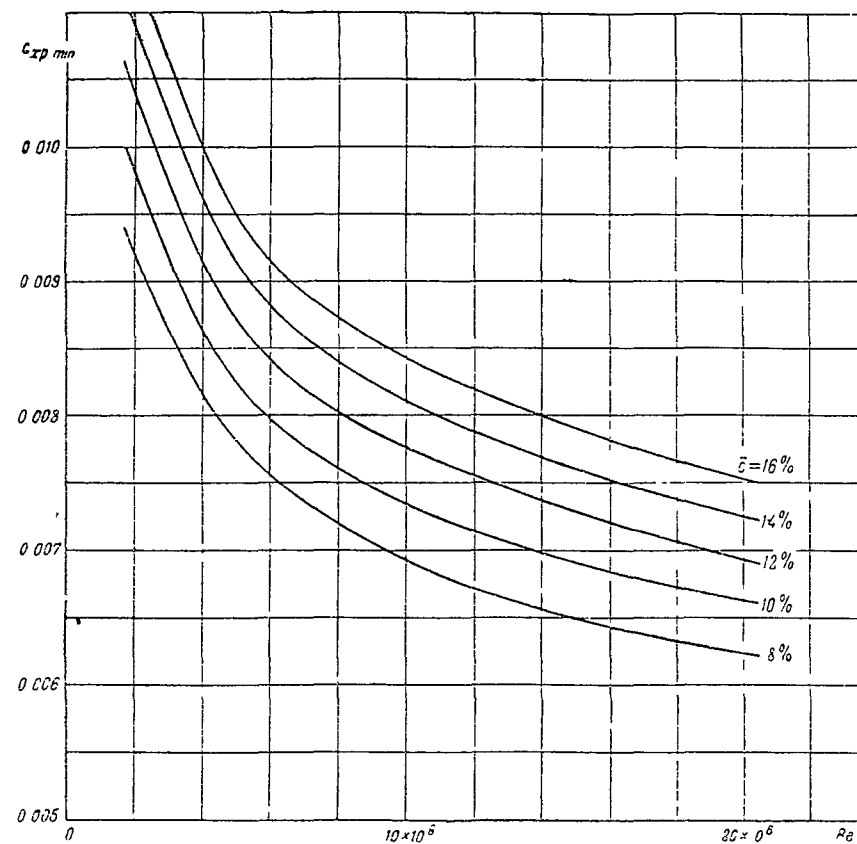
Расчетные графики для определения минимальных значений коэффициента профильного сопротивления на больших числах Рейнольдса

Первый вариант расчета (основной)



\bar{c} \ Re	8%	10%	12%	14%	16%
$1,7 \times 10^6$	0,0068 ₀	0,0071 ₀	0,0074 ₅	0,0078 ₀	0,0080 ₅
5×10^6	0,0066 ₅	0,0071 ₀	0,0075 ₀	0,0078 ₀	0,0079 ₅
10×10^6	0,0062 ₀	0,0065 ₅	0,0069 ₀	0,0072 ₂	0,0075 ₅
15×10^6	0,0060 ₅	0,0063 ₅	0,0067 ₀	0,0070 ₀	0,0073 ₃
20×10^6	0,0059 ₅	0,0062 ₅	0,0066 ₀	0,0069 ₅	0,0072 ₈

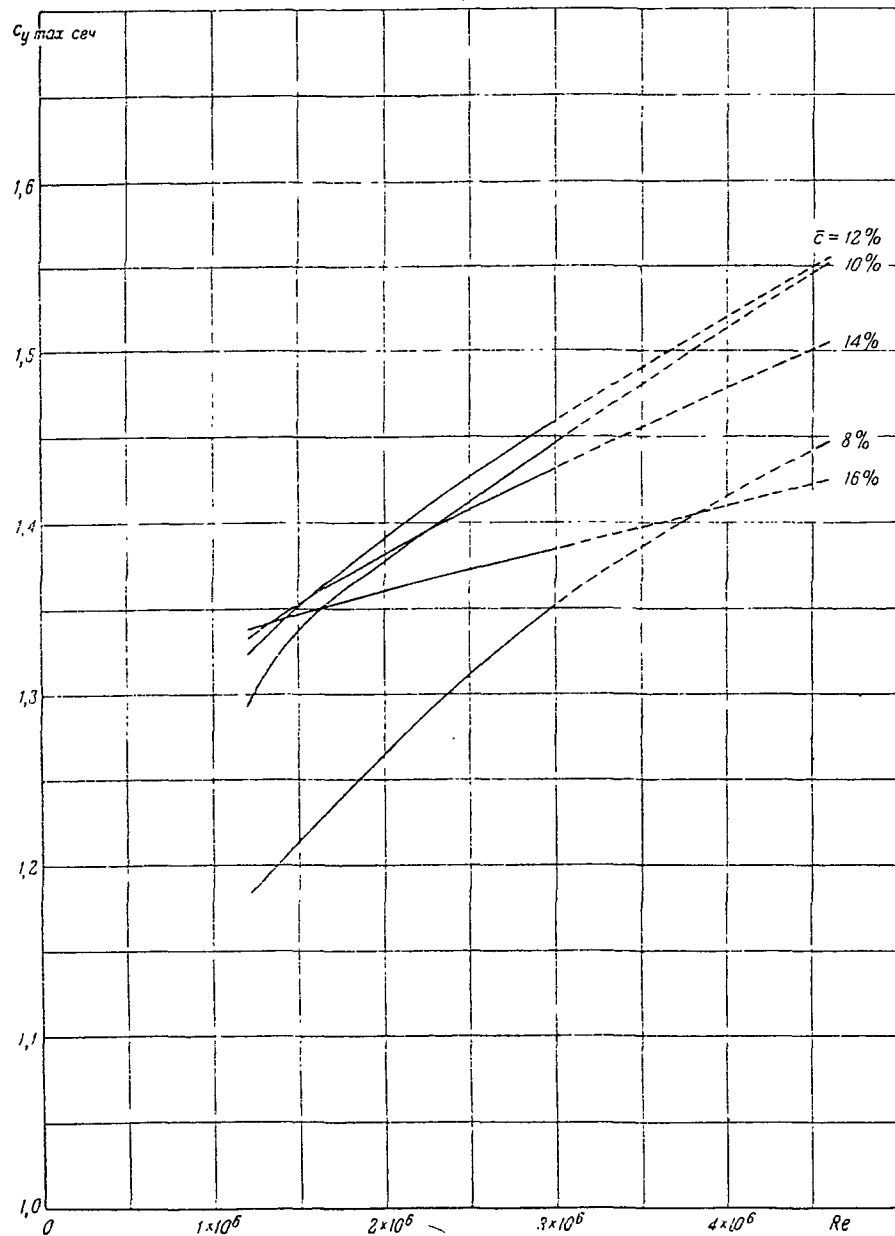
Второй вариант расчета



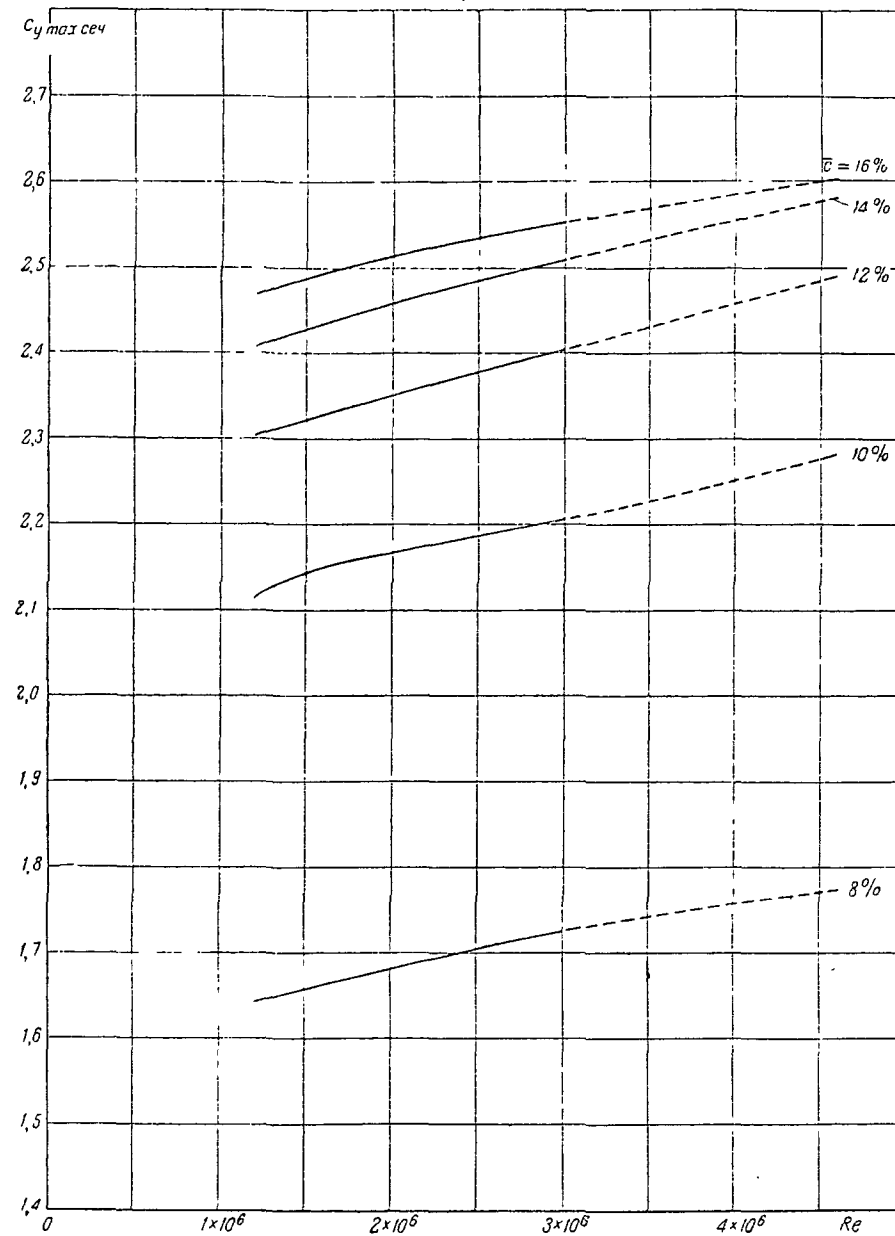
\bar{c} \ Re	8%	10%	12%	14%	16%
3×10^6	0,0086 ₅	0,0091 ₈	0,0097 ₃	0,0102 ₂	0,0106 ₃
5×10^6	0,0078 ₁	0,0082 ₄	0,0087 ₁	0,0091 ₃	0,0094 ₈
10×10^6	0,0069 ₂	0,0073 ₄	0,0077 ₆	0,0081 ₁	0,0084 ₃
15×10^6	0,0065 ₀	0,0069 ₁	0,0072 ₈	0,0076 ₀	0,0079 ₀
20×10^6	0,0062 ₄	0,0066 ₃	0,0069 ₃	0,0072 ₅	0,0075 ₃

Серия НАСА-22

$\delta_{\text{ш}} = 0$



$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$



Серия НАСА-230

СЕРИЯ НАСА-230

Основные геометрические параметры серии в процентах хорды:

- положение максимальной толщины $\bar{x}_c = 30\%$
- максимальная вогнутость (по осевой дуге) . . . $\bar{f} = 20\%$
- положение максимальной вогнутости $\bar{x}_f = 150\%$

В атласе серия представлена пятью профилями с относительной толщиной: 8, 11, 14, 17 и 20%.

Для построения профилей серии НАСА-230 использованы формулы, опубликованные в Т. Реп. НАСА № 530.

В основе построения серии лежит исходный симметричный профиль, относительная толщина которого равна ~0,20 хорды; уравнение его контура имеет вид:

$$\pm \bar{y} = 0,29690 \sqrt{\bar{x}} - 0,12600 \bar{x} - 0,35160 \bar{x}^2 + 0,28430 \bar{x}^3 - 0,10150 \bar{x}^4. \quad (1)$$

Профили серии НАСА-230 получены путем наращивания указанного симметричного профиля на осевую дугу. Осевая дуга образована кубической параболой и прямой линией, сопряженными в точке, соответствующей максимальной кривизне профиля (\bar{x}_f). Уравнение первого участка осевой дуги, а именно в области $0 \leq \bar{x} \leq \bar{x}_f$ имеет вид:

$$\bar{y}_f = \frac{1}{6} k [\bar{x}^3 - 3m \bar{x}^2 + m^2 (3 - m) \bar{x}]. \quad (2)$$

Уравнение второго участка осевой дуги в области $\bar{x}_f \leq \bar{x} \leq 1$ имеет вид:

$$\bar{y}_f = \frac{1}{6} km^3 (1 - \bar{x}). \quad (3)$$

Здесь \bar{y}_f — текущая ордината осевой дуги в долях хорды;

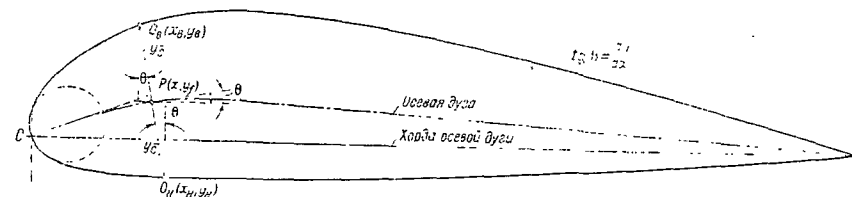
m — значение m для серии НАСА-230 равно 0,2025;

\bar{x} — текущая абсцисса осевой дуги в долях хорды;

k — коэффициент, численное значение которого для серии НАСА-230 равно 15,957.

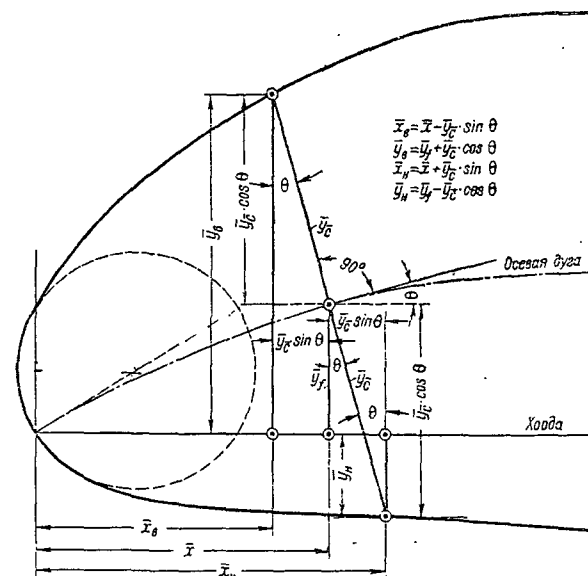
Способ образования профилей серии из упомянутого симметричного

профиля (соответствующей толщины) и осевой дуги (одинаковой для всей серии профилей) виден из чертежа фиг. 1.



Фиг. 1

Для большей наглядности способа построения профилей этой серии приводится фиг. 2.



Фиг. 2

На фиг. 2 обозначено:

\bar{y}_c^- — относительная текущая ордината симметричного профиля, отложенная от осевой дуги по перпендикуляру к ней:

$$\bar{y}_c^- = \frac{\bar{c}}{0,20} (0,296901 \bar{x} - 0,12600 \bar{x}^2 - 0,35160 \bar{x}^3 + 0,28430 \bar{x}^4 - 0,10150 \bar{x}^5). \quad (4)$$

θ — угол, образованный направлением хорды профиля и касательной к осевой дуге в данной точке:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{d\bar{y}_c^-}{d\bar{x}}. \quad (5)$$

$\bar{x}_в, \bar{y}_в$ — относительные текущие координаты верхней части контура профиля:

$$\bar{x}_в = \bar{x} - \bar{y}_c^- \sin \theta, \quad (6)$$

$$\bar{y}_в = \bar{y}_c^- + \bar{y}_c^- \cos \theta. \quad (7)$$

$\bar{x}_н, \bar{y}_н$ — относительные текущие координаты нижней части контура профиля:

$$\bar{x}_н = \bar{x} + \bar{y}_c^- \sin \theta, \quad (8)$$

$$\bar{y}_н = \bar{y}_c^- - \bar{y}_c^- \cos \theta. \quad (9)$$

\bar{r}_c^- — радиус окружности, образующей носик профиля; центр окружности находится на касательной, проведенной к осевой дуге в точке $\bar{x} = 0$:

$$\bar{r}_c^- = 1,1 \bar{c}^2. \quad (10)$$

Таким образом, для построения профиля серии НАСА-230 следовало бы предварительно сделать такие расчеты:

1) задаваясь различными значениями \bar{x} , определить по уравнениям (2) и (3) значения текущих ординат осевой дуги (\bar{y}_c^-);

2) проинтегрировав уравнения (2) и (3) по \bar{x} , определить для различных значений \bar{x} величины $\operatorname{tg} \theta$, а затем $\sin \theta$ и $\cos \theta$;

3) для профиля искомой толщины подсчитать по уравнению (4) значения \bar{y}_c^- при разных \bar{x} ;

4) пользуясь уравнениями (6), (7), (8) и (9), определить координаты верхней и нижней частей контура профиля: $\bar{x}_в, \bar{y}_в, \bar{x}_н$ и $\bar{y}_н$.

Для облегчения части расчетов в атласе приведены значения ординат осевой дуги (\bar{y}_c^-), ординаты эпюрного профиля ($\bar{y}_{c\text{ эп}}$) и численные значения произведений $\bar{y}_{c\text{ эп}} \sin \theta$ и $\bar{y}_{c\text{ эп}} \cos \theta$. Все эти величины даны для семнадцати значений \bar{x} . Кроме того, в атласе приведены контур эпюрного симметричного профиля и контур осевой дуги серии.

Следовательно, при пользовании материалами атласа процесс предварительных расчетов значительно сокращается и сводится к следующему: из таблицы на стр. 169 берутся значения \bar{y}_c^- , $\bar{y}_{c\text{ эп}} \sin \theta$ и $\bar{y}_{c\text{ эп}} \cos \theta$. Произведения $\bar{y}_{c\text{ эп}} \sin \theta$ и $\bar{y}_{c\text{ эп}} \cos \theta$ надо уменьшить в отношении $\frac{\bar{c}}{100}$, где \bar{c} — толщина искомого профиля. Затем при помощи уравнений (6), (7), (8) и (9) определяются значения $\bar{x}_в, \bar{y}_в, \bar{x}_н$ и $\bar{y}_н$.

Построение носика профиля производится следующим образом: в точке $\bar{x} = 0$ проводится касательная к осевой дуге под углом θ , тангенс которого для серии НАСА-230 равен 0,305; затем через точку $\bar{x} = 0$ проводится окружность, центр которой лежит на указанной касательной; радиус окружности равен $1,1 \bar{c}^2$.

Пример построения профиля

Требуется построить профиль НАСА-23016.

Из приведенной таблицы берем последовательно соответствующие значения координаты осевой дуги \bar{x} , \bar{y}_f в процентах хорды, а также и значения произведений $\bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta$ и $\bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta$.

\bar{x}	\bar{y}_f	$\bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta$	$\bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta$
1,00	0,290	3,744	13,695

Подставляем эти значения в формулы подсчета координат профиля:

$$\bar{x}_в = \bar{x} - \bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta \cdot \frac{\bar{c}}{100}; \quad \bar{y}_в = \bar{y}_f + \bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta \cdot \frac{\bar{c}}{100};$$

$$\bar{x}_н = \bar{x} + \bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta \cdot \frac{\bar{c}}{100}; \quad \bar{y}_н = \bar{y}_f - \bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta \cdot \frac{\bar{c}}{100}.$$

Получаем:

$$\bar{x}_в = 1 - 3,744 \times 0,16 = 0,401; \quad \bar{y}_в = 0,290 + 13,695 \times 0,16 = 2,481;$$

$$\bar{x}_н = 1 + 3,744 \times 0,16 = 1,599; \quad \bar{y}_н = 0,290 - 13,695 \times 0,16 = -1,901.$$

Из той же таблицы берем следующие значения \bar{x} , \bar{y}_f , $\bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta$, $\bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta$:

\bar{x}	\bar{y}_f	$\bar{y}_{c_{эн}} \sin \theta$	$\bar{y}_{c_{эн}} \cos \theta$
2,00	0,548	4,172	19,214

и подставляем их в формулы для подсчета координат профиля. Получаем:

$$\bar{x}_в = 2 - 4,172 \times 0,16 = 1,332; \quad \bar{y}_в = 0,548 + 19,214 \times 0,16 = 3,622;$$

$$\bar{x}_н = 2 + 4,172 \times 0,16 = 2,668; \quad \bar{y}_н = 0,548 - 19,214 \times 0,16 = -2,526.$$

Аналогичным путем делаем расчеты для всех приведенных в таблице значений координат осевой дуги.

Все подсчитанные значения $\bar{x}_в$, $\bar{y}_в$, $\bar{x}_н$ и $\bar{y}_н$ заносятся в таблицу.

По данным таблицы строятся верхний контур ($\bar{y}_в$ по $\bar{x}_в$) и нижний контур ($\bar{y}_н$ по $\bar{x}_н$).

Построение носика профиля

Через точку $x=0$ радиусом $1,1 \bar{c}^2$ проводим окружность. Центр окружности лежит на прямой, проходящей через точку $\bar{x}=0$ под углом θ к хорде; $\operatorname{tg} \theta = 0,305$.

Серия NACA-230

Контуры профилей

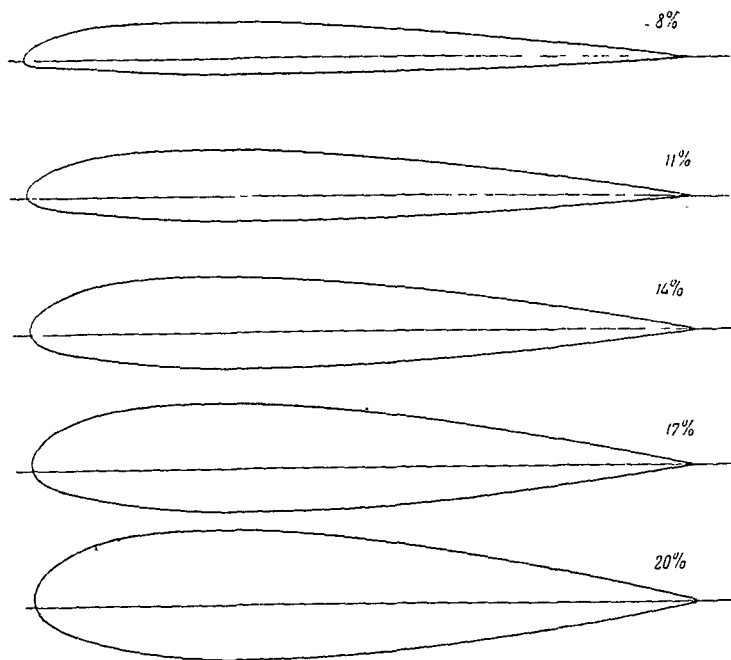
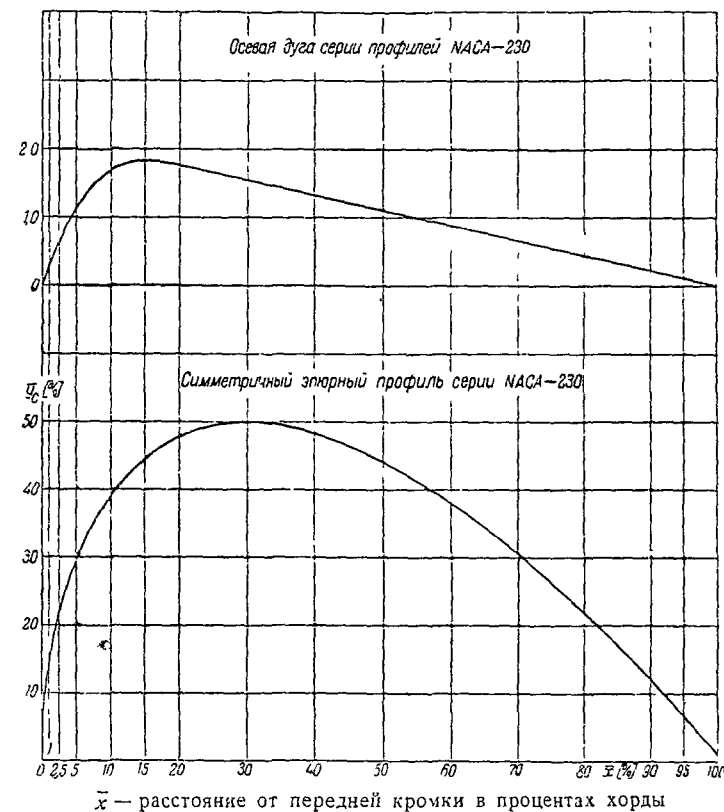


Таблица основных геометрических параметров серии NACA-230

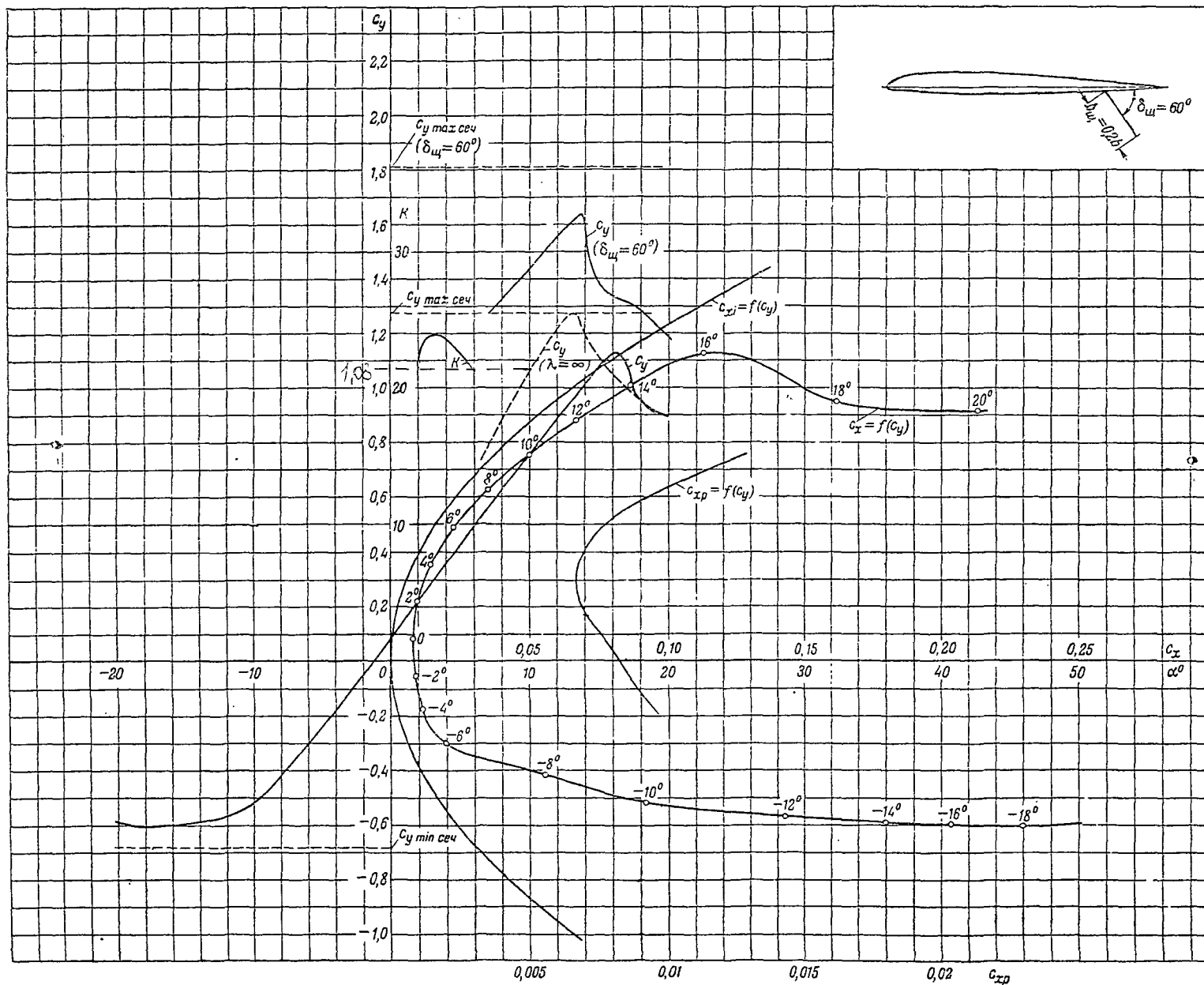
\bar{c} [%]	\bar{x}_c [%]	\bar{f}_1 [%]	\bar{x}_{f_1} [%]	\bar{f}_2 [%]	\bar{x}_{f_2} [%]
8	30,00	1,84	15,00	—	—
11	30,00	1,84	15,00	—	—
14	30,00	1,84	15,00	—	—
17	30,00	1,84	15,00	—	—
20	30,00	1,84	15,00	—	—

Эпюрный профиль серии NACA-230



Координаты профиля NACA-230

\bar{x} [%]	1,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	15,00	20,00	30,00	40,00	50,00	60,00	70,00	80,00	90,00	95,00	100,00
$\frac{y}{c} \sin \theta$ [%]	14,198	19,662	26,893	31,988	35,888	9,019	44,544	47,811	50,011	48,365	44,116	38,029	30,539	21,856	12,067	6,650	1,050
$\frac{y}{c} \sin \theta$	0,290	0,548	0,976	1,306	1,540	1,697	1,835	1,761	1,547	1,326	1,105	0,884	0,663	0,442	0,221	0,111	0,000
$\cos \theta$	0,9637	0,9772	0,9826	0,9904	0,9953	0,9981	1,000	0,9998	0,9998	0,9998	0,9998	0,9998	0,9998	0,9998	0,9998	0,9998	0,9998
$\frac{y}{c} \sin \theta$	3,744	4,172	4,983	4,435	3,485	2,404	0,000	-1,057	-1,105	-1,069	-0,976	-0,840	-0,675	-0,483	-0,267	-0,147	-0,023
$\frac{y}{c} \cos \theta$	13,695	19,214	26,425	31,681	35,719	38,945	44,544	47,801	50,001	48,355	44,157	38,021	30,533	21,852	12,065	6,649	1,050



Основные аэродинамические
характеристики сечения
($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

$c_{xp \min} = 0,00670$

$c_{y \text{ opt}} = 0,28$

$c_{x_0} = 0,00827$

$\alpha_0 = -1,2$

$\frac{dc_y}{d\alpha} = 5,35$

$c_{y \max} = 1,275$

$\alpha_{\text{пр}} = 13,2$

$c_{y \min} = -0,682$

$c_{m_0} = 0,010$

$\frac{dc_m}{dc_y} = 0,234$

$\frac{c_{y \max}}{c_{xp \min}} = 190,5$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_w = 60^\circ$

$c_{y \max} = 1,810$

$\Delta c_{y \max} = 0,535$

$\frac{c_{y \max}}{c_{xp \min}} = 270,0$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$

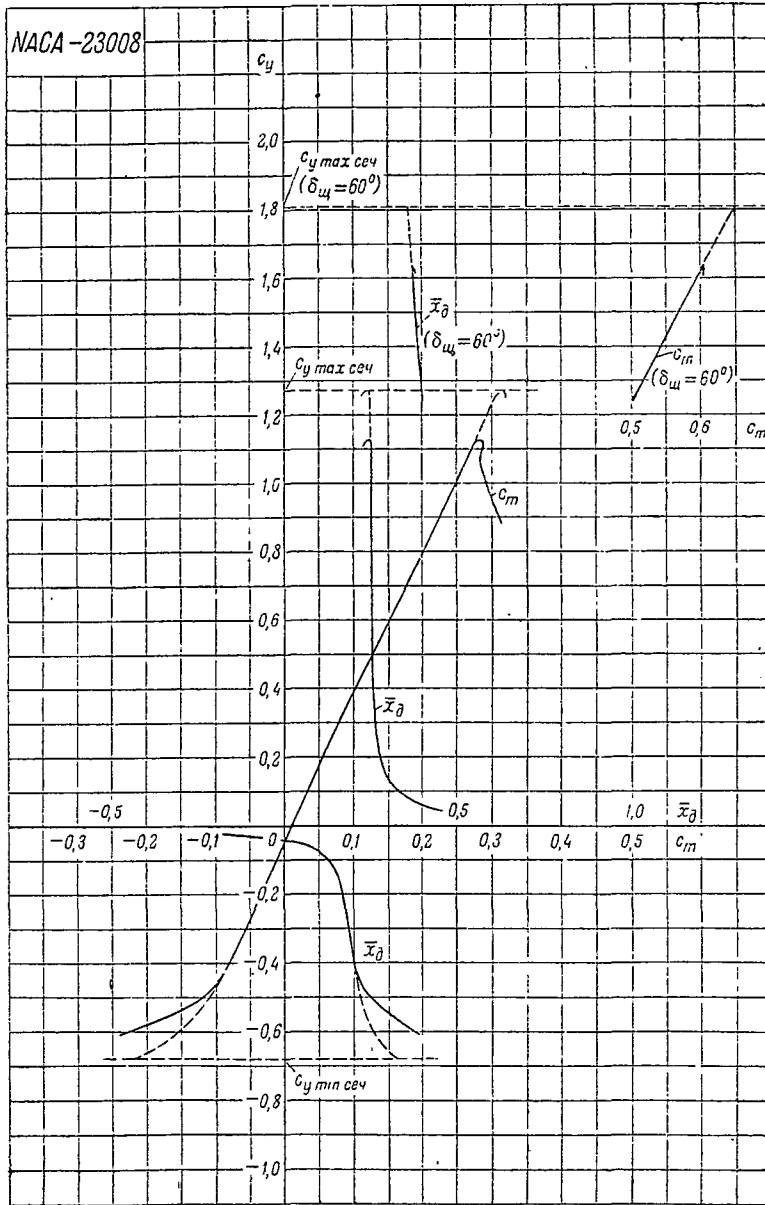
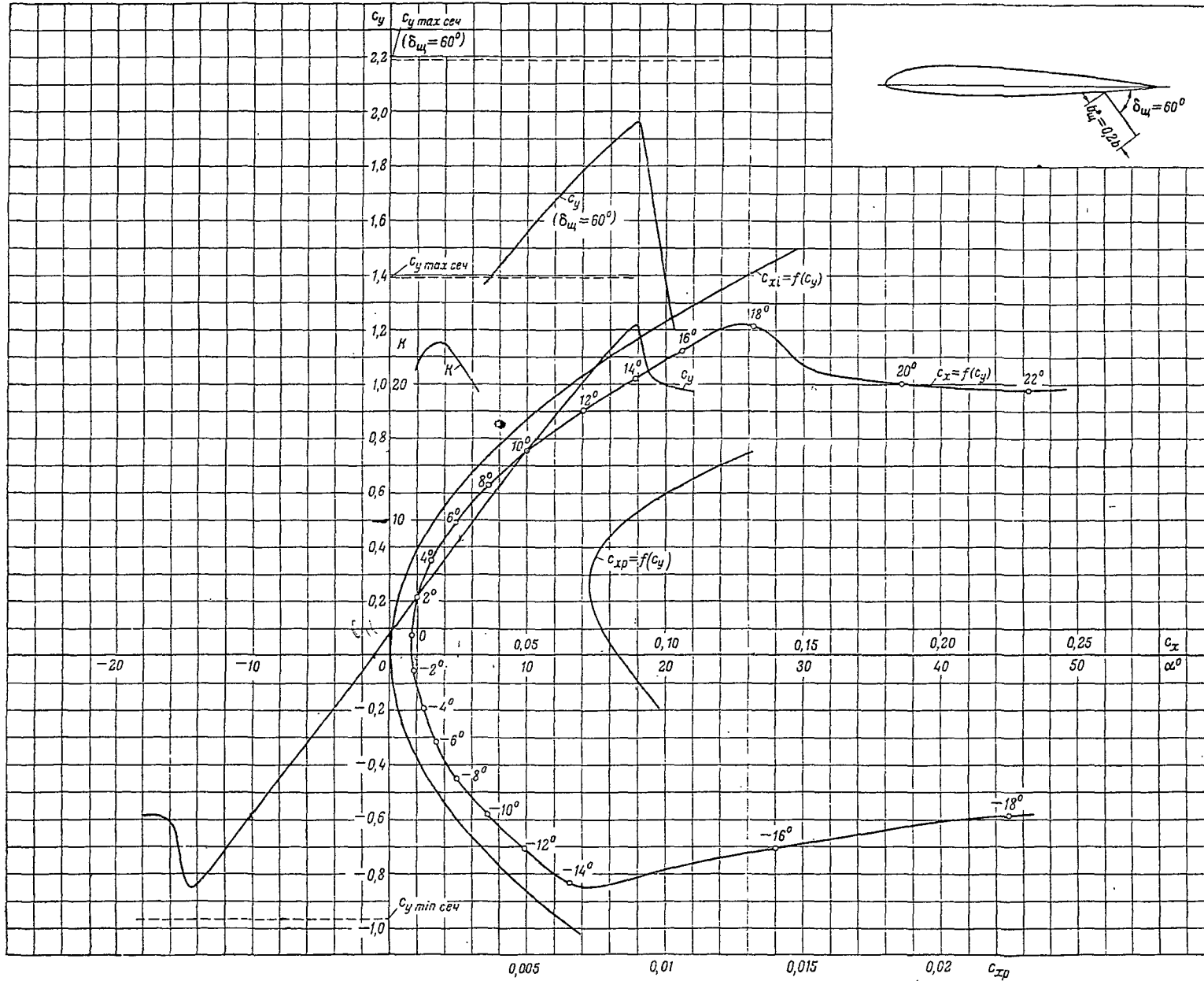


Таблица значений аэродинамических коэффициентов

($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_∂	$c_{x,p}$	$\delta_{щ} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_∂
-18°	-0,608	0,2300	-0,240	0,394				
-16°	-0,600	0,2035	-0,225	0,376				
-14°	-0,590	0,1800	-0,220	0,373				
-12°	-0,570	0,1430	-0,190	0,333				
-10°	-0,519	0,0915	-0,135	0,260				
-8°	-0,420	0,0558	-0,087	0,207				
-6°	-0,304	0,0200	-0,058	0,191				
-4°	-0,181	0,0117	-0,030	0,166	0,0095 ₅			
-2°	-0,054	0,0092	-0,002	0,037	0,0086 ₂			
0°	0,083	0,0082	0,030	0,360	0,0077 ₀			
2°	0,216	0,0099	0,059	0,270	0,0068 ₅			
4°	0,351	0,0149	0,090	0,260	0,0068 ₂			
6°	0,490	0,0234	0,124	0,250	0,0076 ₅			
8°	0,621	0,0351	0,157	0,250	0,0097 ₅	1,325	0,523	0,394
10°	0,750	0,0500	0,188	0,250	0,0127 ₀	1,435	0,551	0,384
12°	0,880	0,0670	0,220	0,250		1,555	0,583	0,375
14°	1,008	0,0865	0,250	0,250				
16°	1,124	0,1125	0,280	0,250				



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

$C_{xp\ min} = 0,00730$

$C_{y\ opt} = 0,260$

$C_{x_0} = 0,00833$

$\alpha_0 = -1,2^\circ$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,37$

$C_{y\ max} = 1,390$

$\alpha_{кр} = -$

$C_{y\ min} = -0,968$

$C_{m_0} = 0,0055$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,230$

$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 190,5$

$Re \approx 1,7 \cdot 10^6$

$\delta_w = 60^\circ$

$C_{y\ max} = 2,190$

$\Delta C_{y\ max} = 0,800$

$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 300,0$

$Re \approx 1,65 \cdot 10^6$

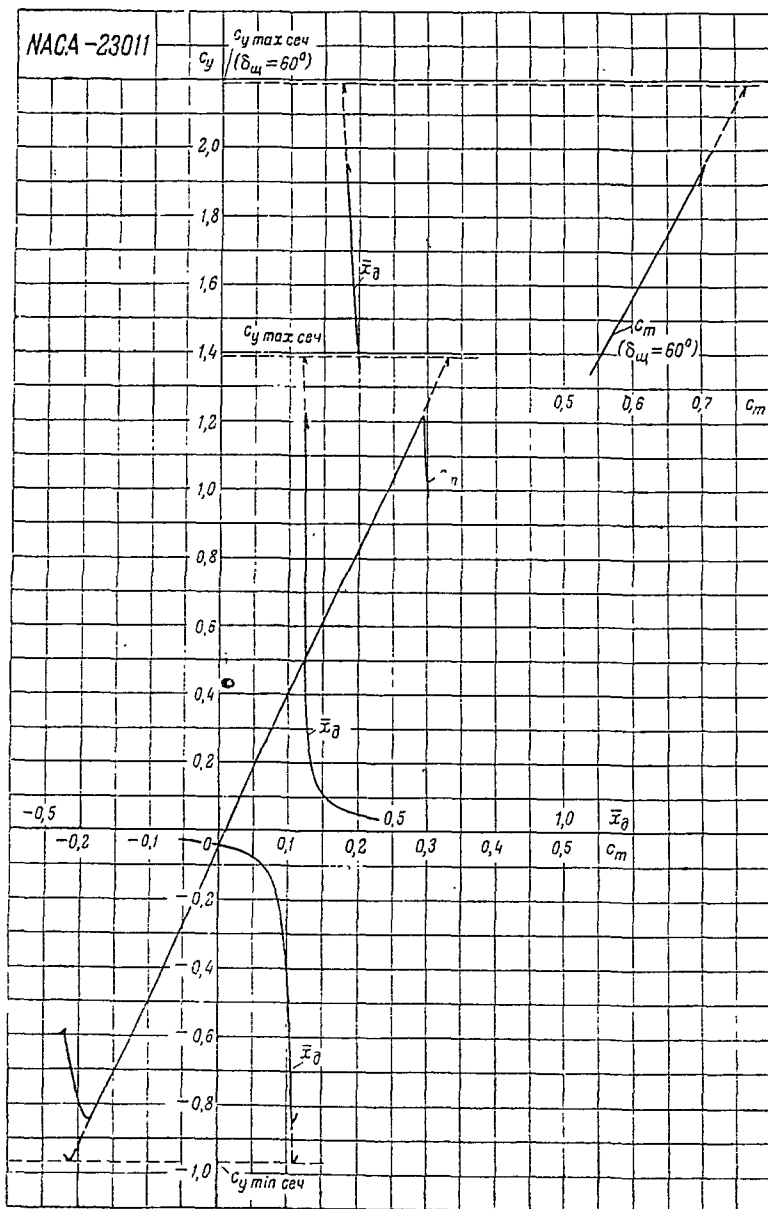
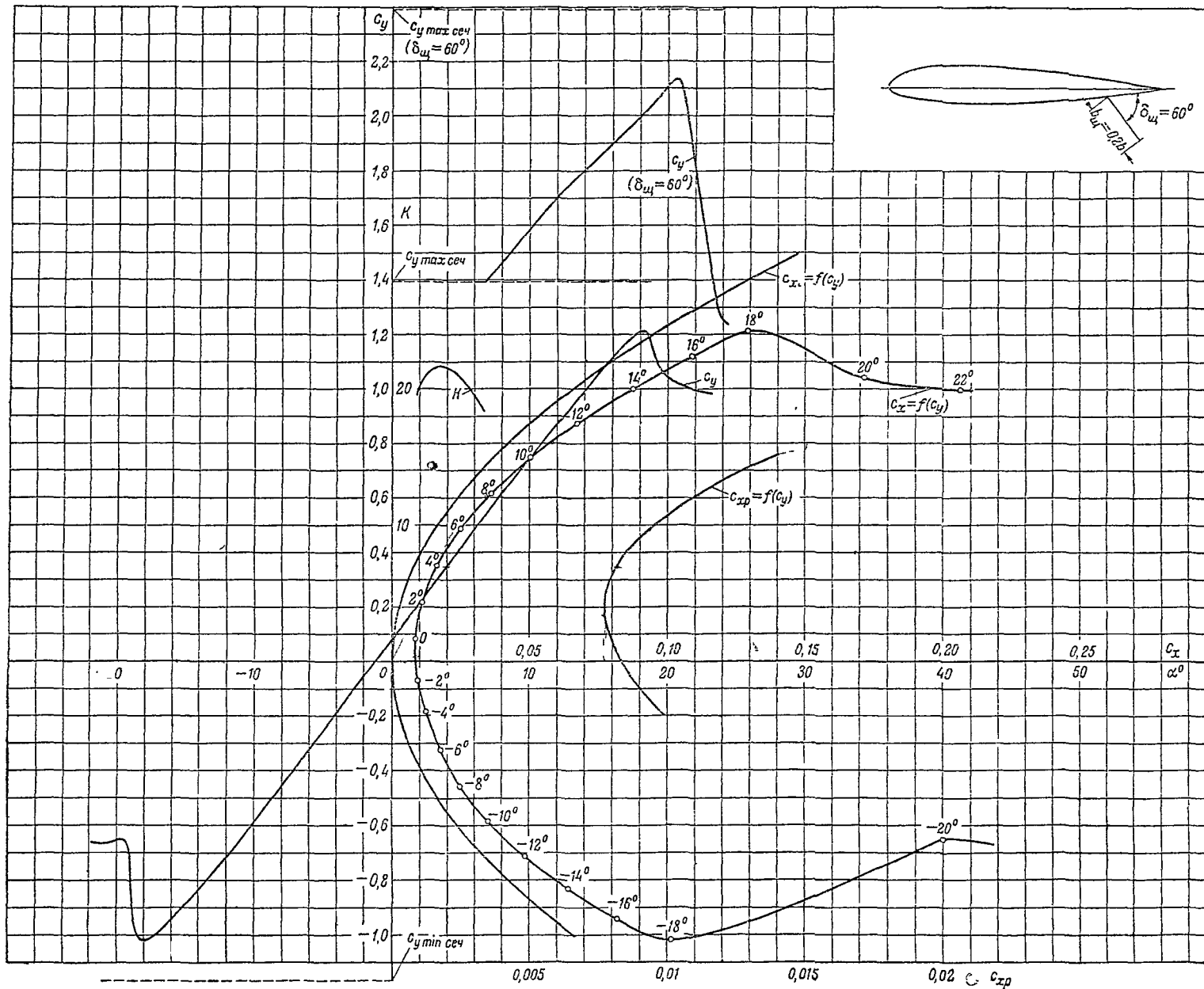


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_0	c_{xp}	$\delta_{щ} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_0
-14°	-0,836	0,0655	-0,180	0,215				
-12°	-0,712	0,0495	-0,151	0,212				
-10°	-0,582	0,0355	-0,122	0,209				
-8°	-0,451	0,0245	-0,090	0,200				
-6°	-0,322	0,0170	-0,063	0,196				
-4°	-0,195	0,0123	-0,034	0,174	0,00980			
-2°	-0,058	0,0090	-0,004	0,069	0,00874			
0°	0,078	0,0082	0,026	0,333	0,00783			
2°	0,215	0,0103	0,057	0,266	0,00730			
4°	0,350	0,0155	0,088	0,252	0,00745			
6°	0,485	0,0240	0,120	0,248	0,00850			
8°	0,622	0,0359	0,152	0,244	0,01050	1,435	0,563	0,392
10°	0,751	0,0504	0,182	0,242	0,01322	1,555	0,595	0,382
12°	0,880	0,0675	0,214	0,243		1,675	0,628	0,374
14°	1,003	0,0865	0,242	0,241		1,790	0,660	0,368
16°	1,122	0,1060	0,270	0,241		1,880	0,684	0,364
18°	1,214	0,1314	0,292	0,240		1,960	0,705	0,360



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

$C_{xp\ min} \approx 0,00770$

$C_{y\ rot} = 0,200$

$C_{x0} = 0,00833$

$\alpha_0 = -1,2^\circ$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,35$

$C_{y\ max} = 1,392$

$\alpha_{кр} = -$

$C_{y\ min} = -1,168$

$C_{m0} = 0,0067$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,224$

$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 180,8$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_w = 60^\circ$

$C_{y\ max} = 2,390$

$\Delta C_{y\ max} = 0,998$

$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 310,0$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$

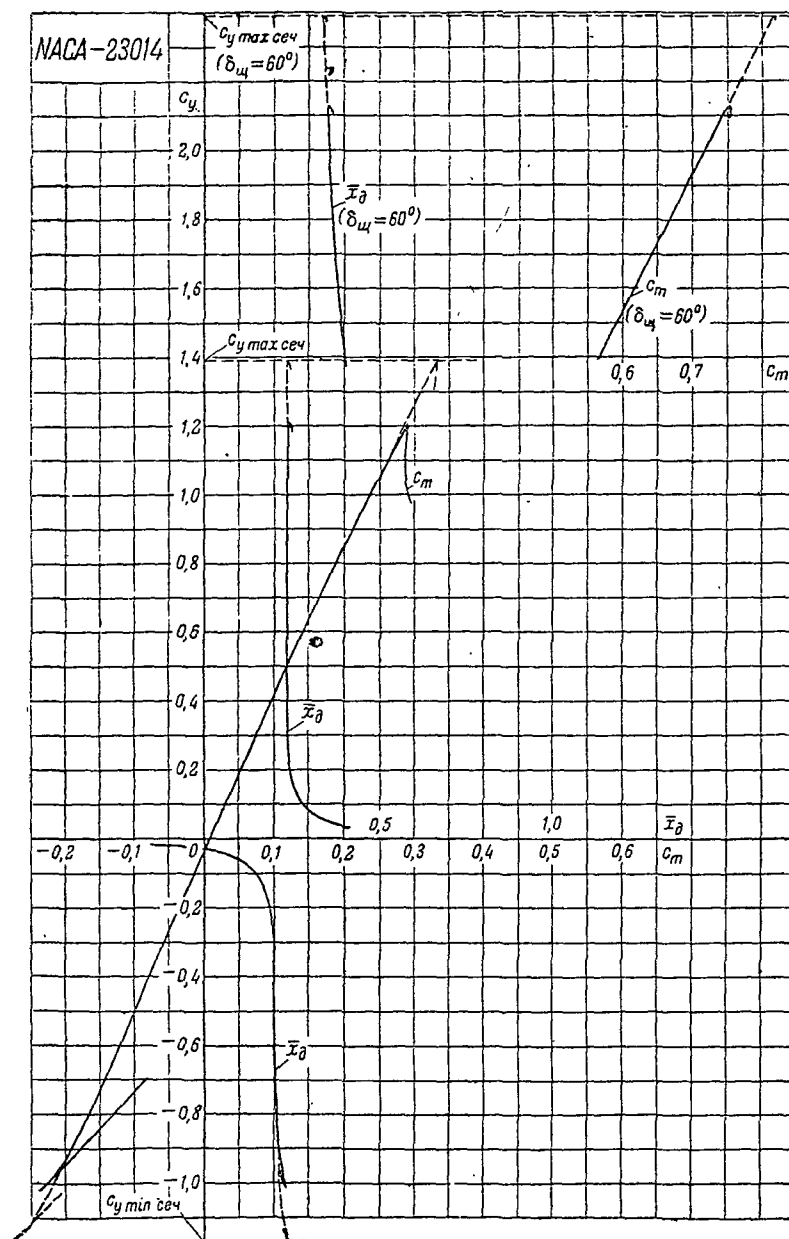
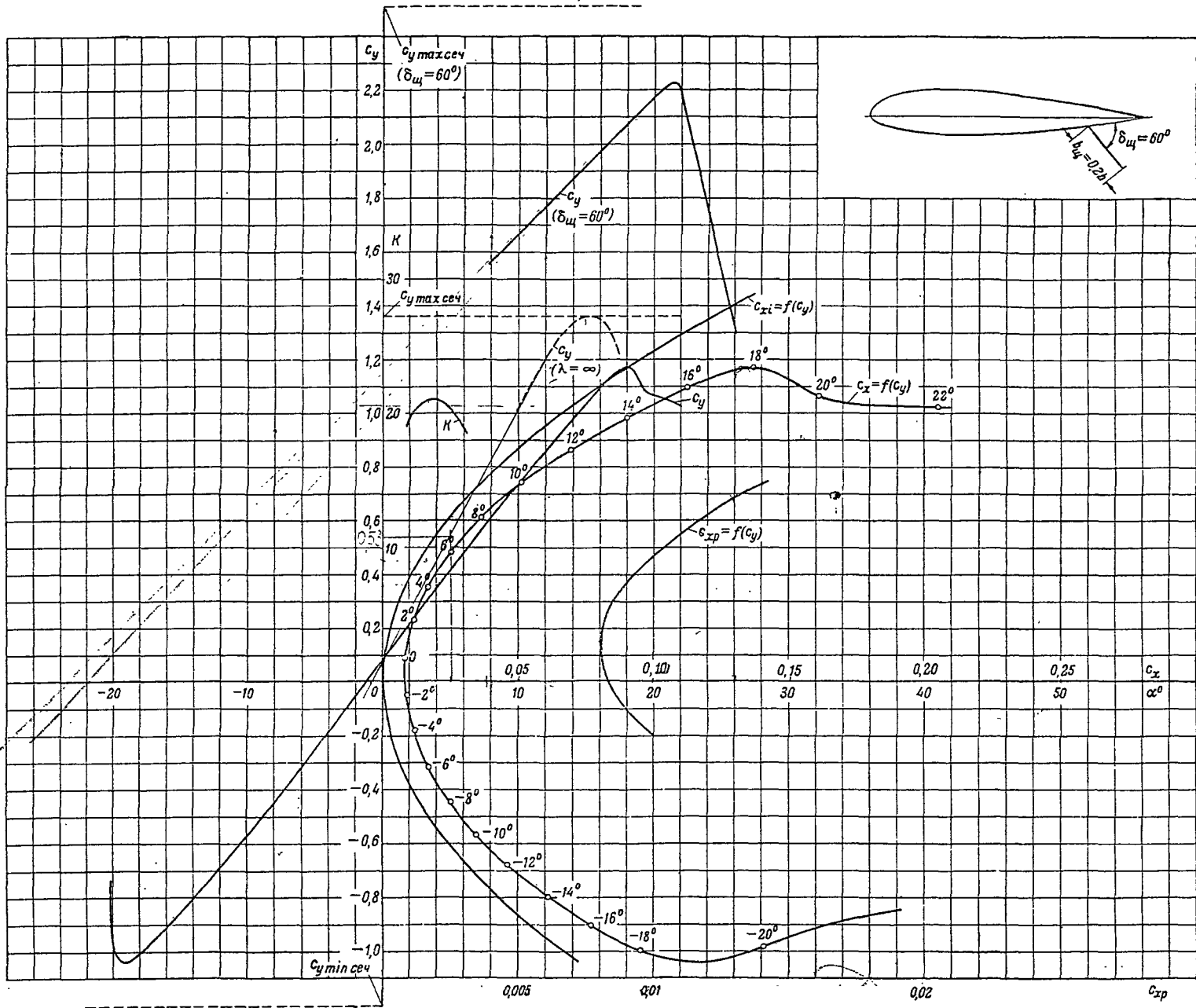


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-18°	-1,020	0,1015	-0,235	0,230				
-16°	-0,945	0,0820	-0,205	0,217				
-14°	-0,834	0,0640	-0,175	0,210				
-12°	-0,715	0,0480	-0,148	0,207				
-10°	-0,589	0,0350	-0,120	0,204				
-8°	-0,460	0,0249	-0,092	0,200				
-6°	-0,325	0,0175	-0,065	0,200				
-4°	-0,190	0,0122	-0,035	0,184	0,0098 ₀			
-2°	-0,055	0,0089	-0,005	0,091	0,0086 ₈			
0°	0,080	0,0084	0,025	0,312	0,0080 ₀			
2°	0,216	0,0109	0,055	0,255	0,0078 ₁			
4°	0,350	0,0163	0,085	0,243	0,0081 ₉			
6°	0,485	0,0248	0,115	0,237	0,0093 ₉			
8°	0,616	0,0362	0,145	0,235	0,0111 ₆	1,465	0,583	0,398
10°	0,746	0,0503	0,175	0,235	0,0137 ₀	1,585	0,613	0,386
12°	0,870	0,0670	0,205	0,236		1,700	0,642	0,378
14°	0,994	0,0870	0,234	0,236		1,805	0,670	0,370
16°	1,115	0,1085	0,265	0,237		1,900	0,692	0,364
18°	1,210	0,1290	0,292	0,241		1,995	0,716	0,359
20°						2,110	0,745	0,353



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

- $\delta_{цл} = 0$
- $C_{xp\ min} = 0,00808$
- $C_{y\ opt} = 0,150$
- $C_{x_0} = 0,00832$
- $\alpha_0 = -1,2^\circ$
- $\frac{C_y}{C_x} = 5,30$
- $C_{y\ max} = 1,96$
- $\alpha_{кр} = 15,4^\circ$
- $C_{y\ min} = -1,2$
- $C_{m_0} = 0,005$
- $\frac{dC_m}{dC_y} = 0,218$
- $\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 168,8$
- $Re \approx 1,7 \times 10^6$

- $\delta_{цл} = 60^\circ$
- $C_{n\ max} = 2,51$
- $\Delta C_{y\ max} = 1,15$
- $\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 310,0$
- $Re \approx 1,65 \times 10^6$

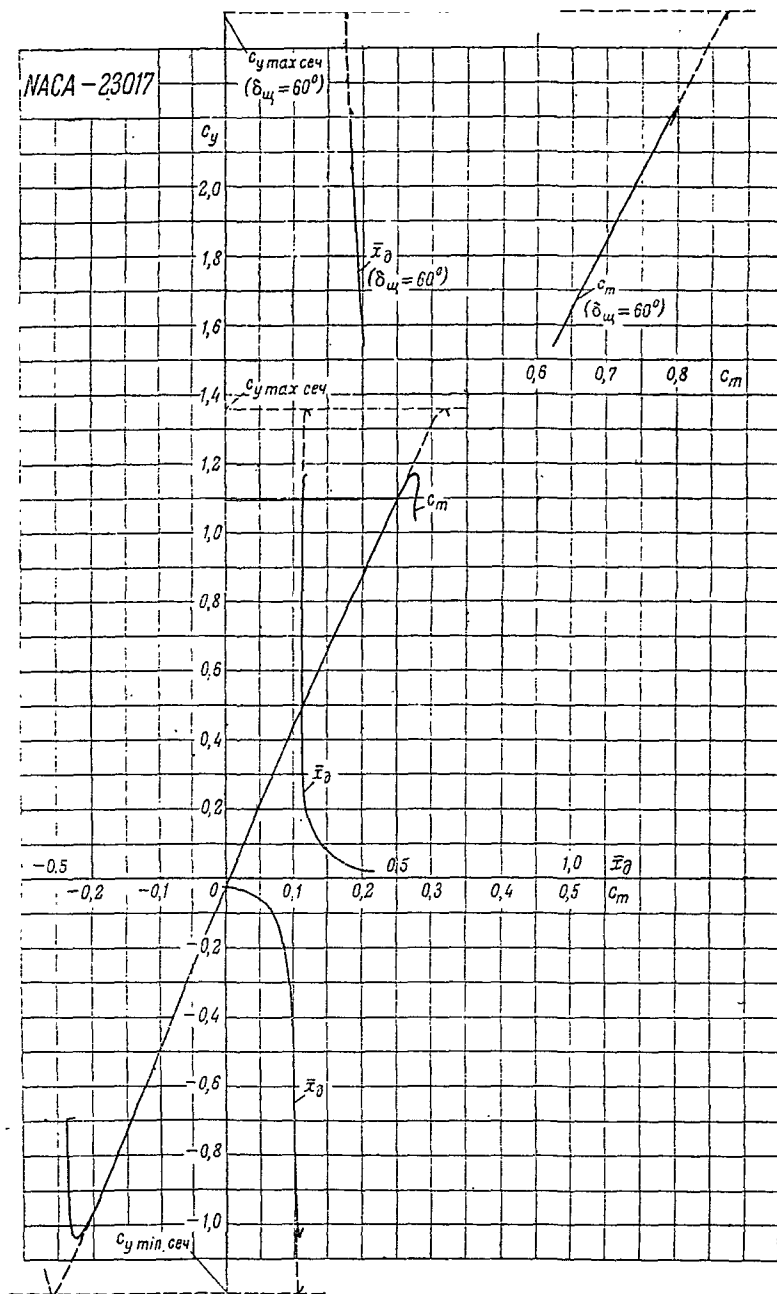
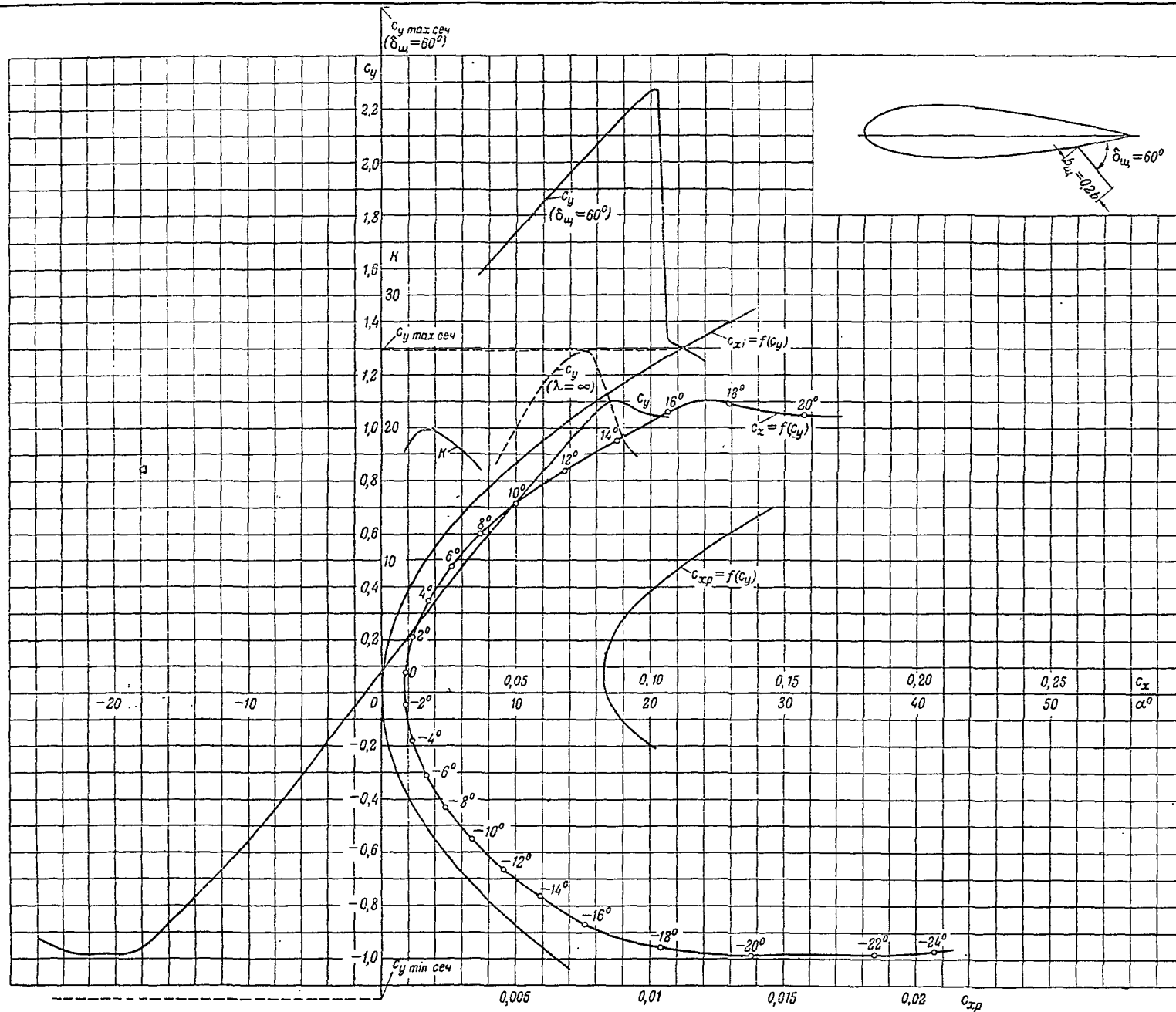


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_w = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-18°	-1,003	0,0960	-0,210	0,209				
-16°	-0,910	0,0765	-0,188	0,207				
-14°	-0,801	0,0610	-0,163	0,204				
-12°	-0,687	0,0470	-0,139	0,202				
-10°	-0,570	0,0345	-0,115	0,202				
-8°	-0,450	0,0250	-0,090	0,200				
-6°	-0,320	0,0170	-0,060	0,188				
-4°	-0,187	0,0121	-0,032	0,171	0,00982			
-2°	-0,055	0,0088	-0,005	0,091	0,00860			
0°	0,084	0,0086	0,025	0,298	0,00810			
2°	0,216	0,0112	0,051	0,236	0,00814			
4°	0,347	0,0167	0,080	0,231	0,00884			
6°	0,480	0,0253	0,110	0,230	0,01015			
8°	0,610	0,0365	0,140	0,230	0,01184	1,565	0,630	0,403
10°	0,740	0,0501	0,170	0,230	0,01408	1,665	0,655	0,394
12°	0,860	0,0690	0,197	0,230		1,770	0,680	0,384
14°	0,980	0,0900	0,225	0,230		1,875	0,707	0,377
16°	1,090	0,1123	0,250	0,229		1,975	0,732	0,371
18°	1,170	0,1370	0,275	0,235		2,075	0,755	0,364
20°						2,175	0,782	0,360

Серия NASA-230

Профиль NASA-23020



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_{\text{ш}} = 0$

$C_{xpr \min} = 0,00830$

$C_{yopt} = 0,10$

$C_{x0} = 0,00839$

$\alpha_0 = -1,2^\circ$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,20$

$C_{y \max} = 1,295$

$\alpha_{кр} = 15,2^\circ$

$C_{y \min} = -1,15$

$C_{m0} = 0,0033$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,213$

$\frac{C_{y \max}}{C_{xpr \min}} = 156,0$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$

$C_{y \max} = 2,582$

$\Delta C_{y \max} = 1,287$

$\frac{C_{y \max}}{C_{xpr \min}} = 311,0$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$

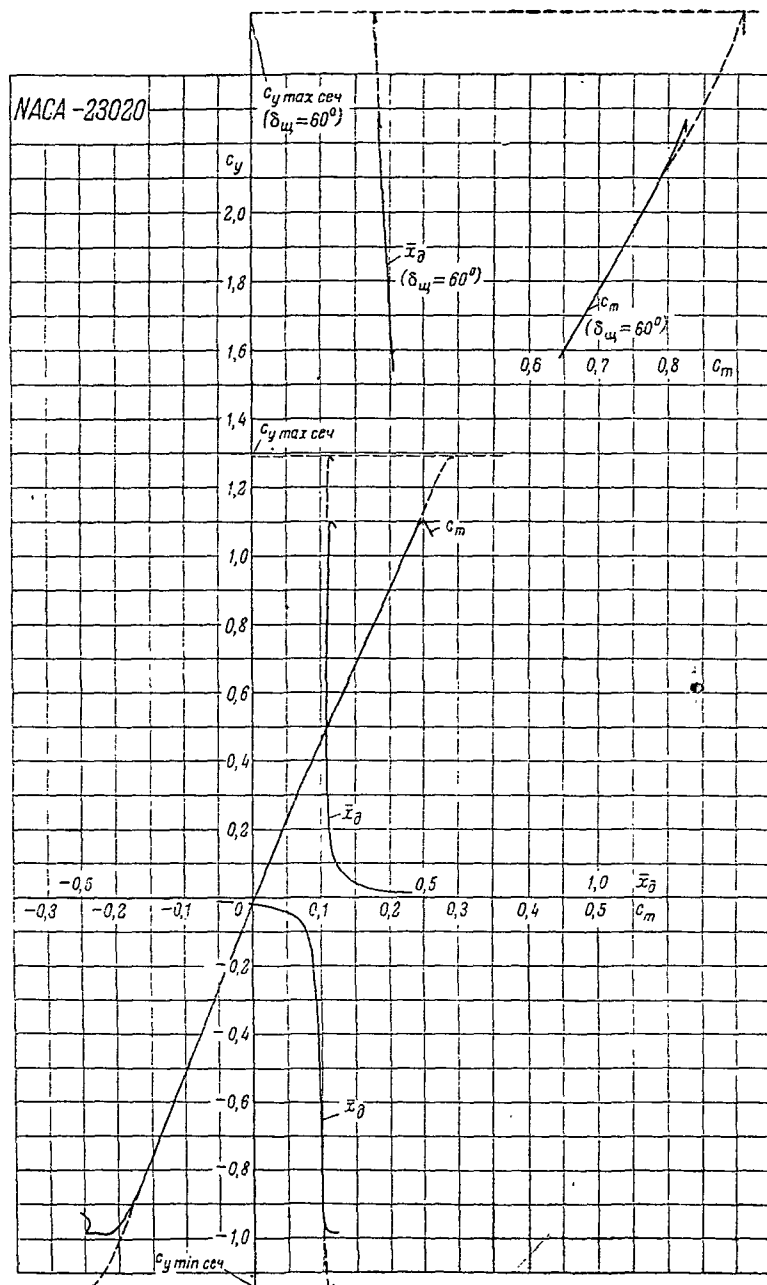


Таблица значений аэродинамических коэффициентов

($\lambda = 5$)

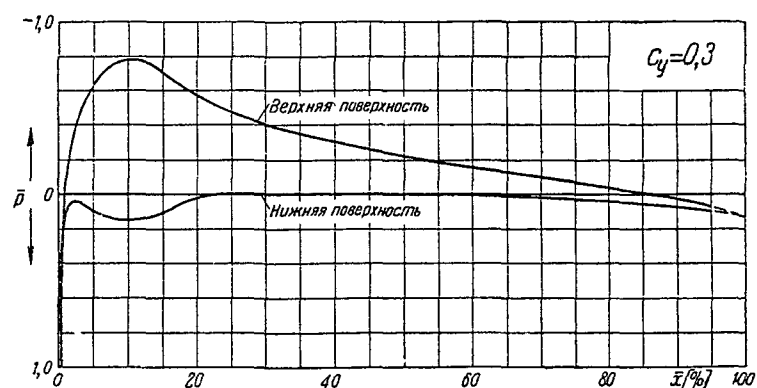
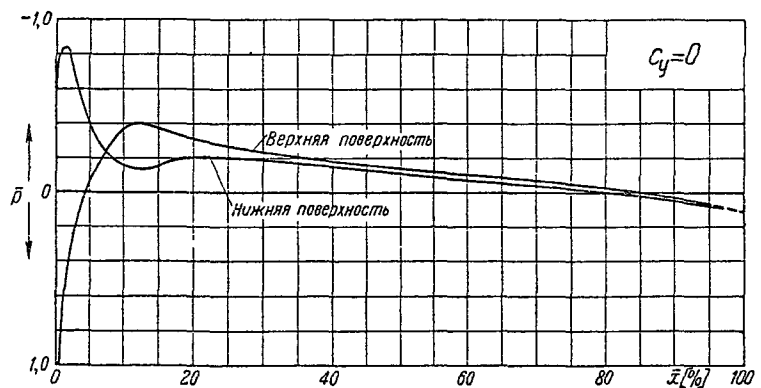
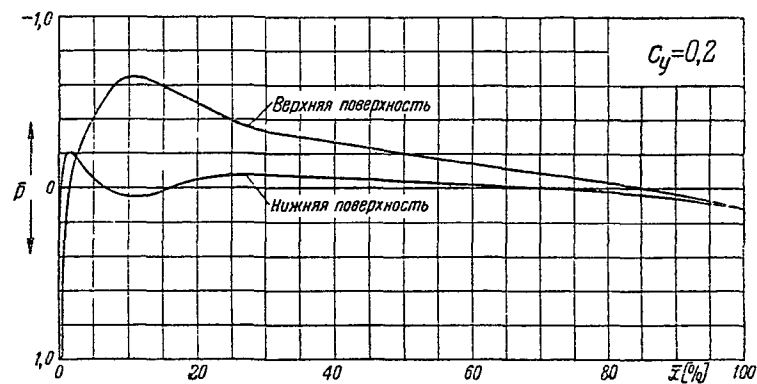
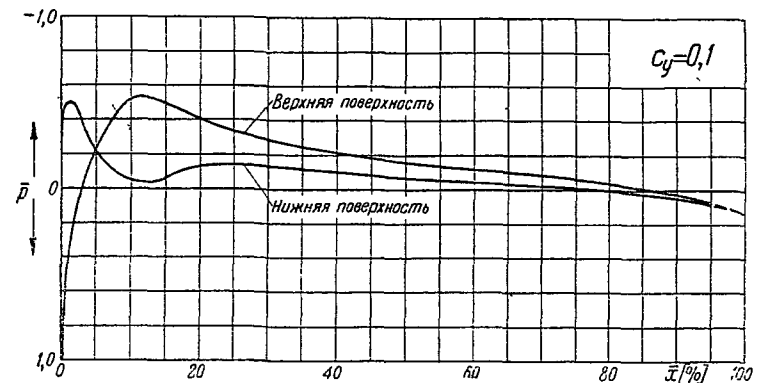
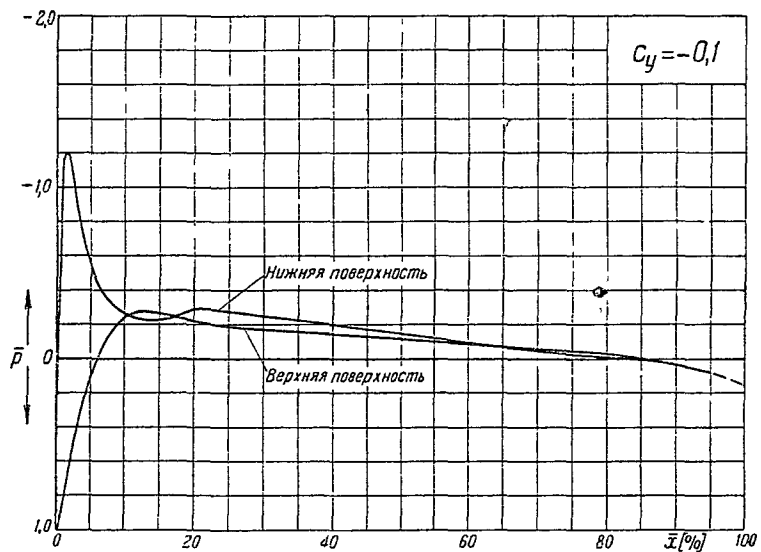
α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_w = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-20°	-0,985	0,1375	-0,215	0,218				
-18°	-0,959	0,1040	-0,200	0,209				
-16°	-0,869	0,0760	-0,174	0,200				
-14°	-0,768	0,0594	-0,152	0,198				
-12°	-0,660	0,0450	-0,130	0,197				
-10°	-0,551	0,0337	-0,108	0,197				
-8°	-0,432	0,0240	-0,084	0,195				
-6°	-0,310	0,0167	-0,058	0,187				
-4°	-0,180	0,0120	-0,032	0,178	0,0098 ₄			
-2°	-0,050	0,0088	-0,006	0,120	0,0086 ₀			
0°	0,082	0,0087	0,021	0,256	0,0082 ₃			
2°	0,215	0,0116	0,048	0,223	0,0086 ₀			
4°	0,346	0,0175	0,076	0,220	0,0096 ₀			
6°	0,475	0,0260	0,105	0,220	0,0111 ₅			
8°	0,599	0,0364	0,132	0,220	0,0128 ₅	1,620	0,655	0,404
10°	0,720	0,0503	0,160	0,222	0,0149 ₀	1,740	0,690	0,396
12°	0,840	0,0680	0,186	0,222		1,850	0,720	0,390
14°	0,954	0,0875	0,212	0,222		1,960	0,752	0,383
16°	1,061	0,1065	0,235	0,222		2,065	0,780	0,376
18°						2,171	0,805	0,371
20°						2,266	0,822	0,363

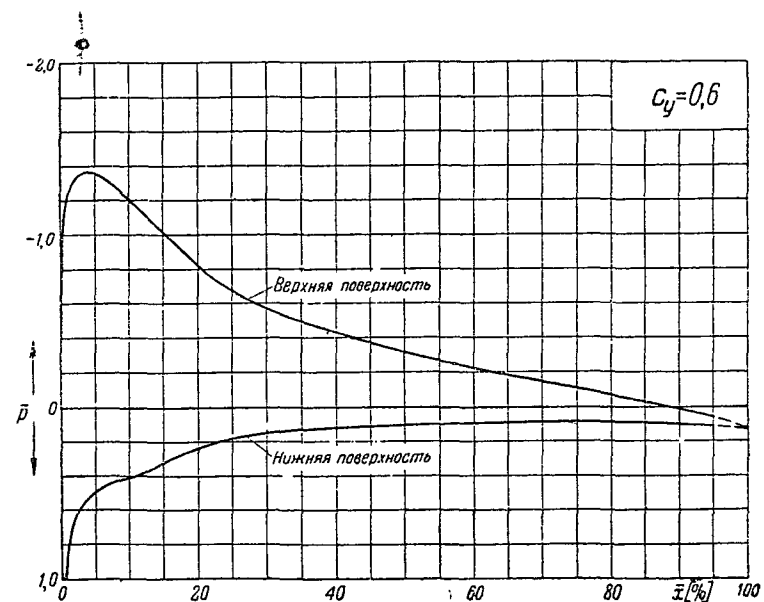
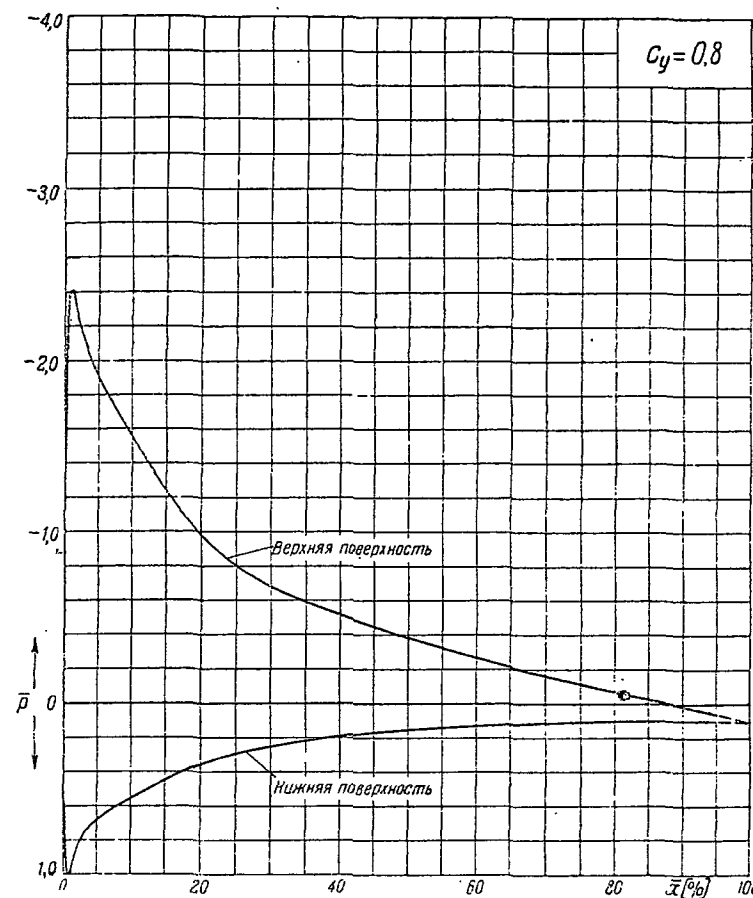
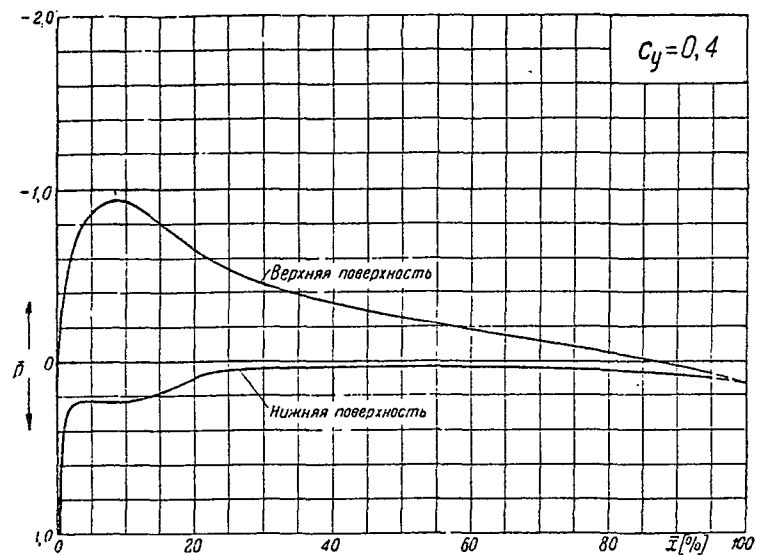
Распределение давления по профилю *NACA-23008*

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{P - P_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления по профилю NASA-23008

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} \text{ — коэффициент давления,}$$

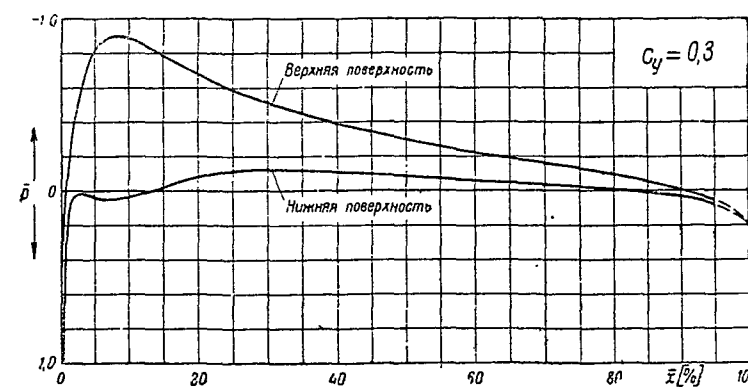
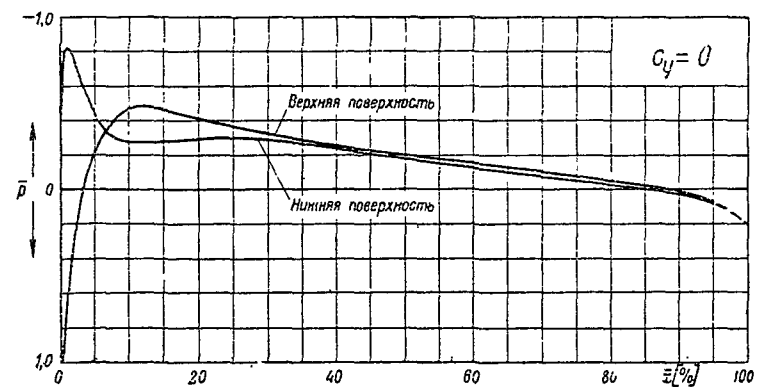
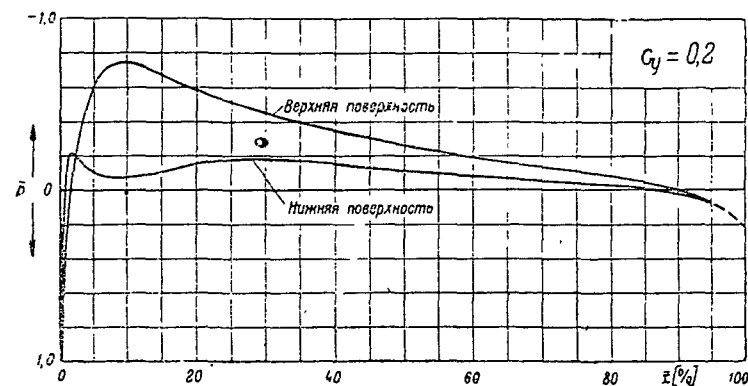
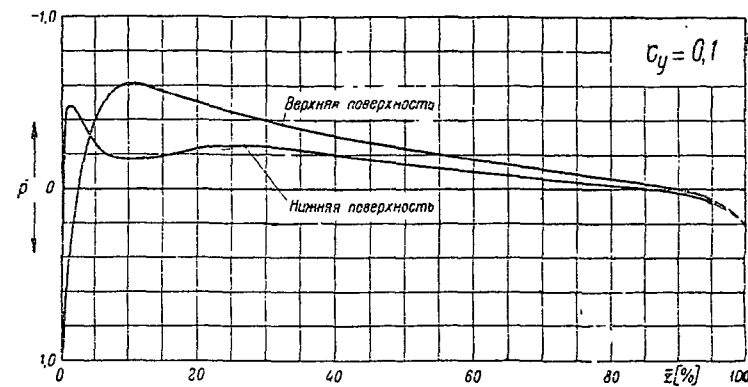
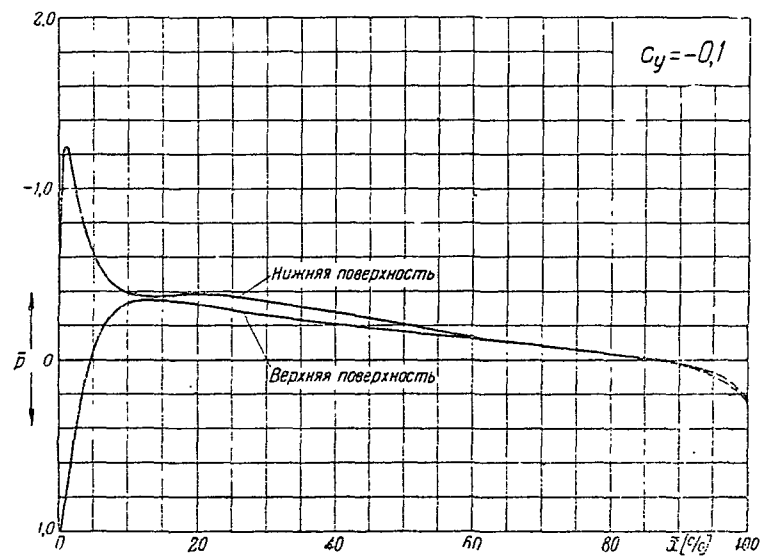
$$\bar{x} = \frac{x}{b} \text{ — расстояние от передней кромки в долях хорды)}$$

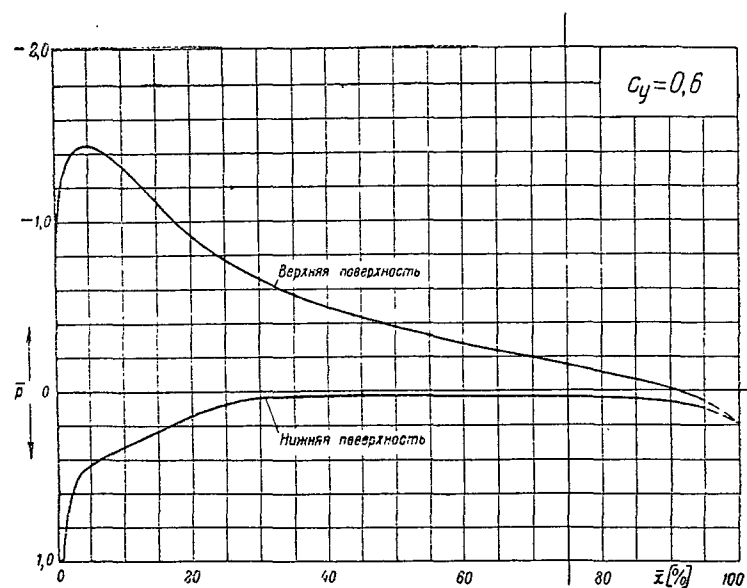
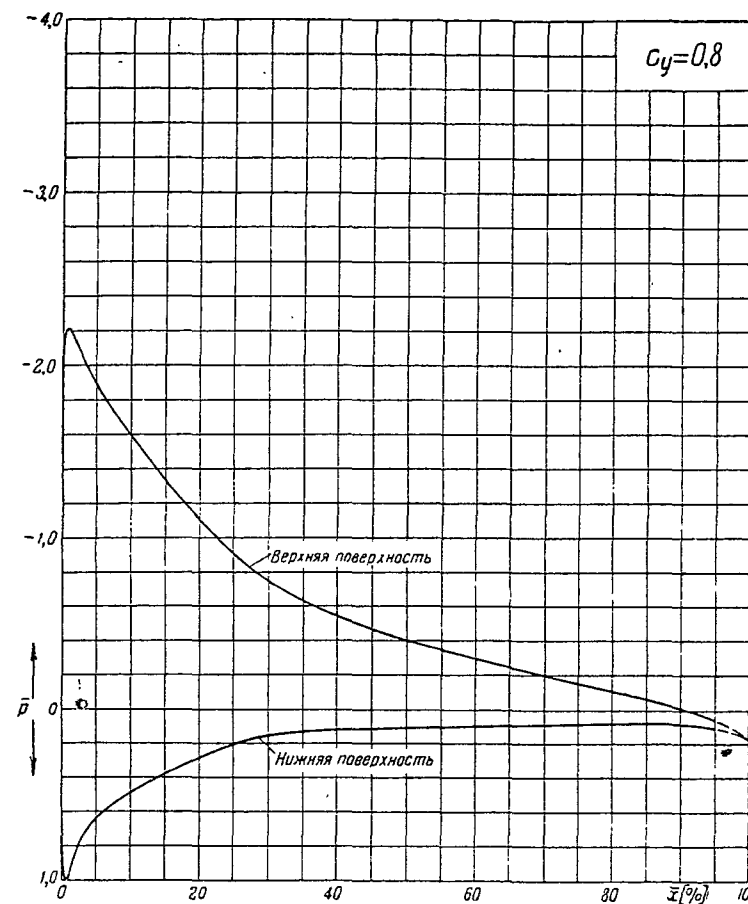
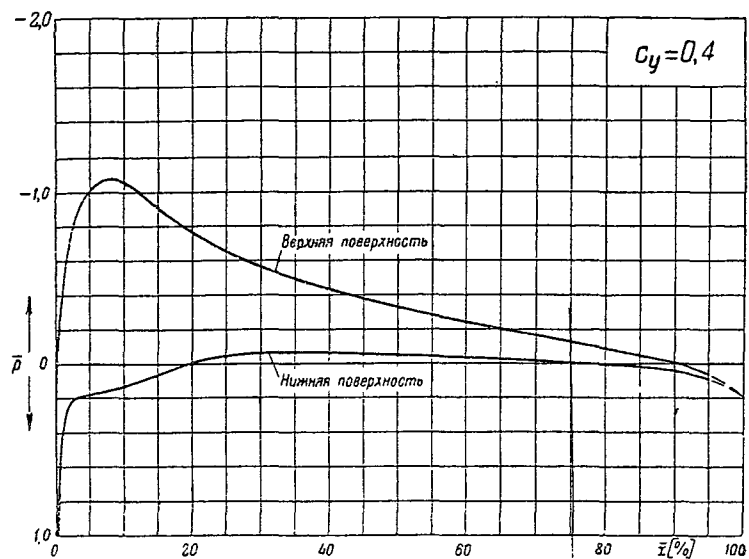
Распределение давления по профилю NASA-23011

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления по профилю *NACA-23011*

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$(\bar{p} = \frac{P - P_0}{q_\infty} - \text{коэффициент давления,}$$

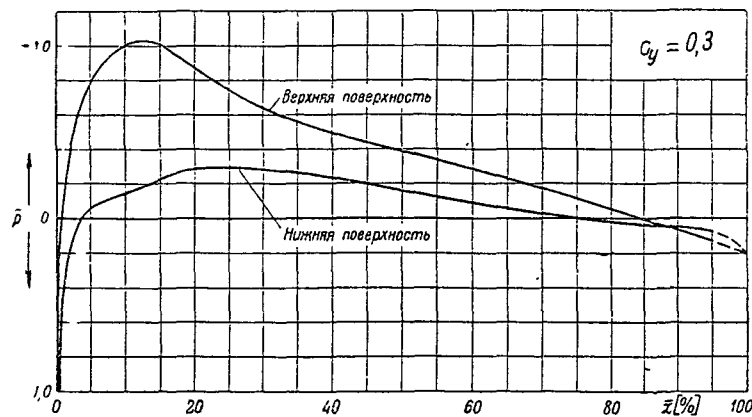
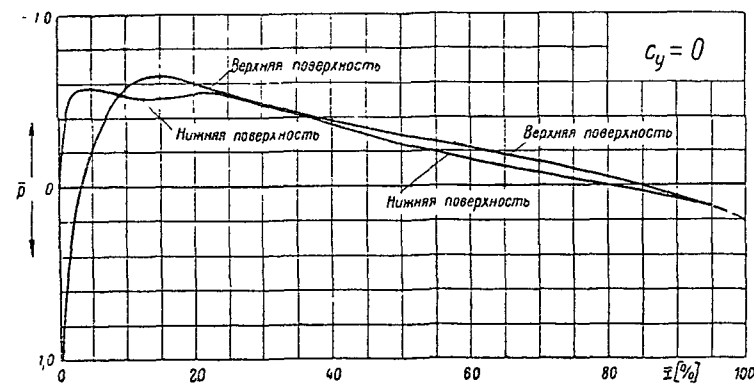
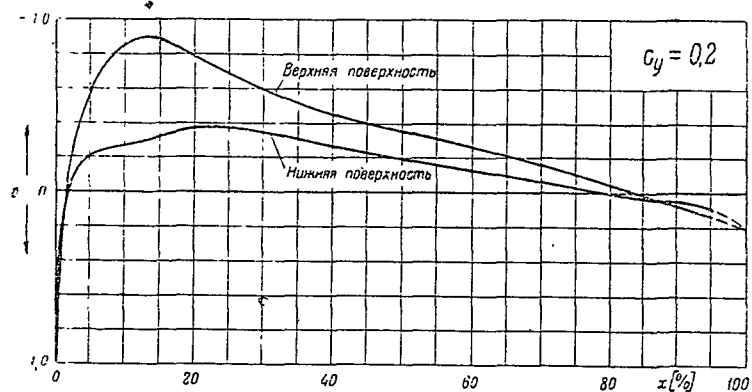
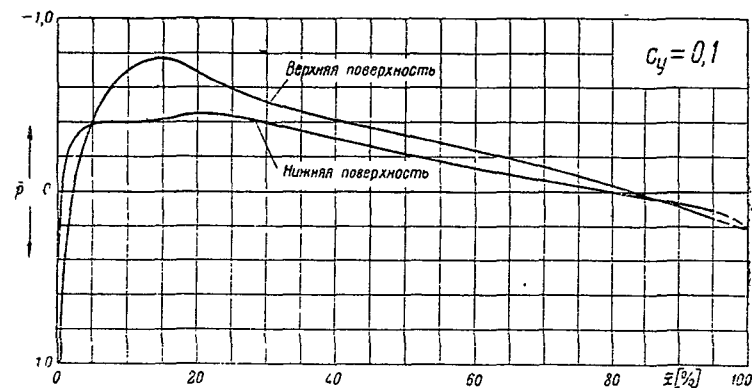
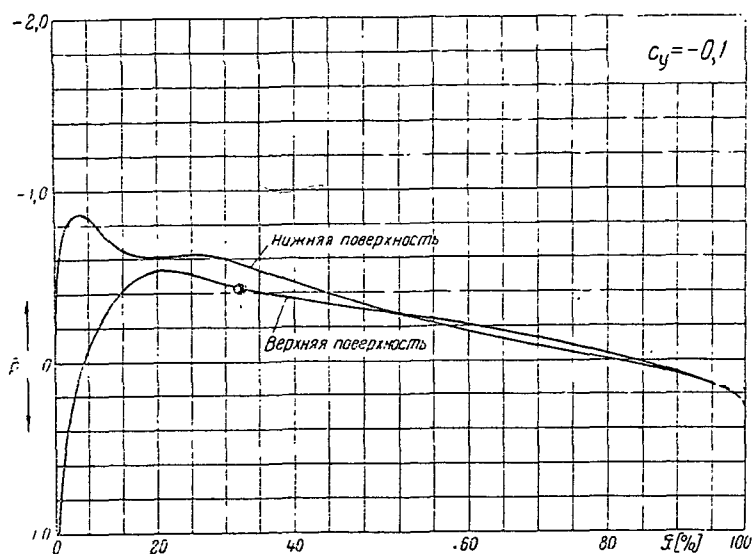
$$\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды)}$$

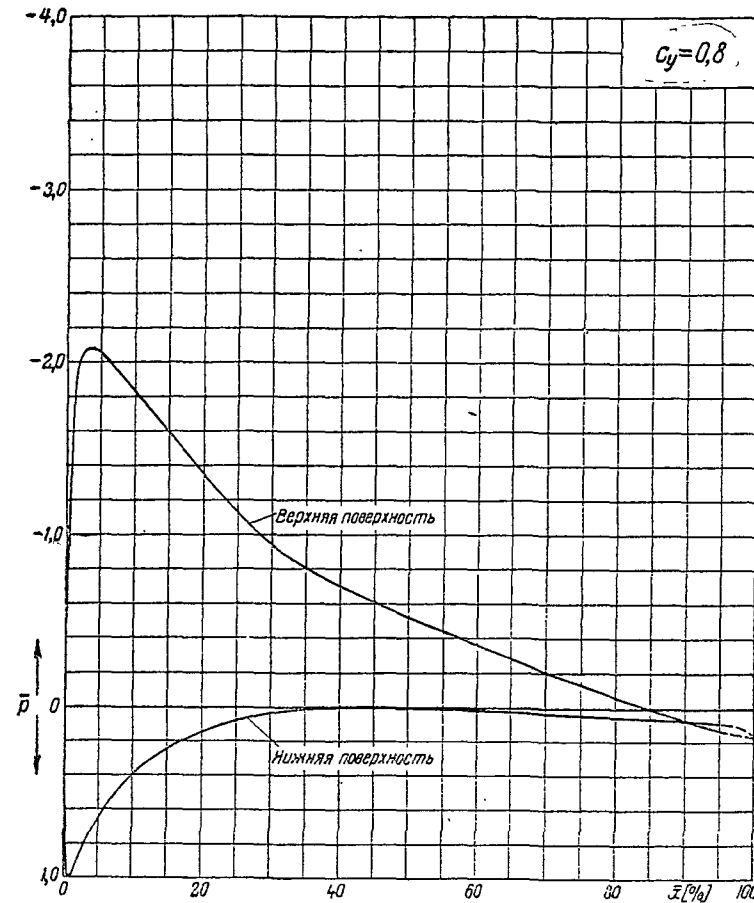
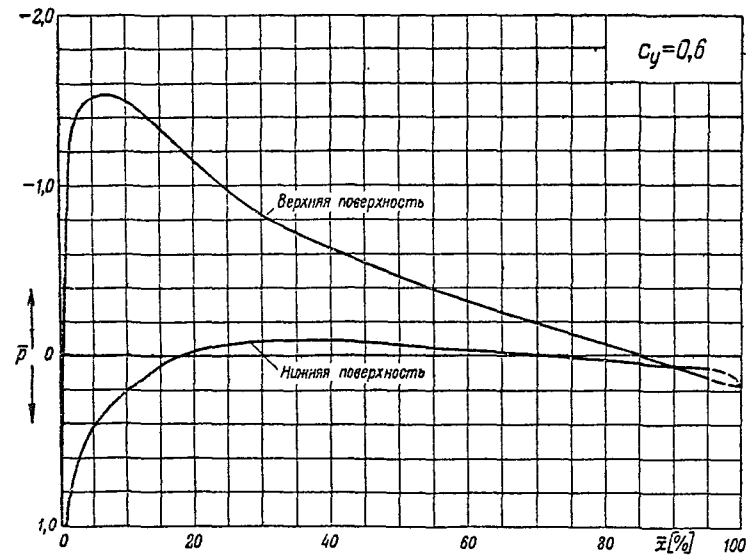
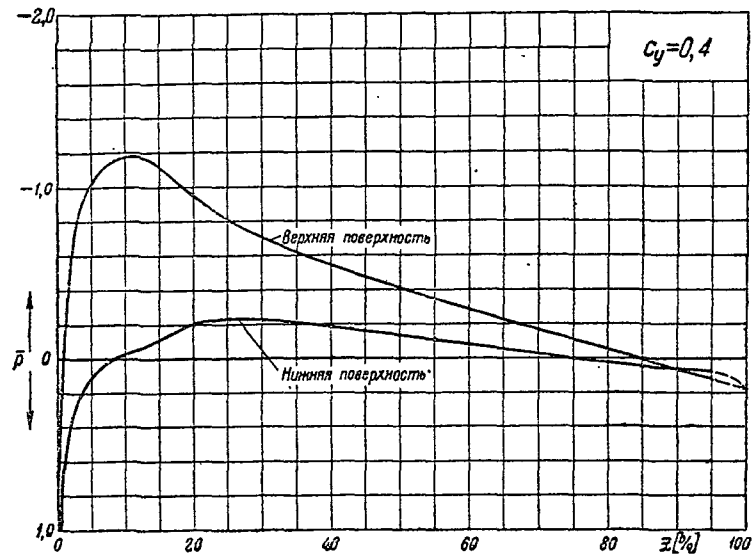
Распределение давления по профилю NASA-23017

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0})$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды





Распределение давления по профилю NASA-23017

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} - \text{коэффициент давления,}$$

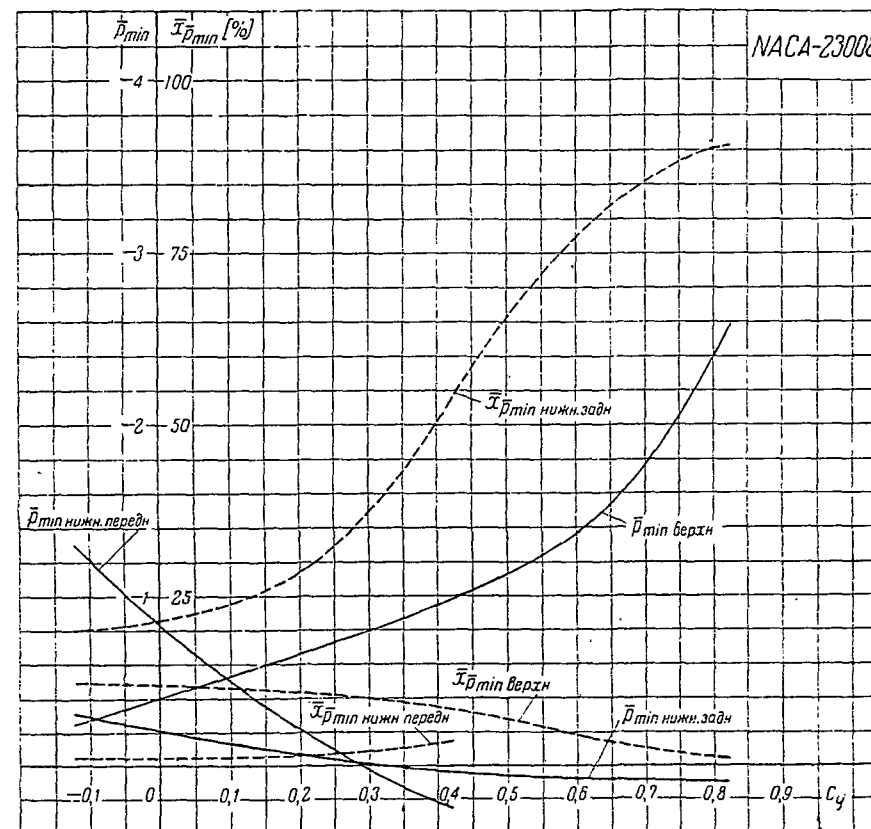
$$\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды)}$$

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,790	0,660	0,400	0,170	-0,110	-0,400	-1,240	-2,400
2,5	0,490	0,290	0,060	-0,170	-0,410	-0,690	-1,350	-2,160
5,0	0,120	-0,070	-0,230	-0,420	-0,635	-0,860	-1,360	-1,910
10,0	-0,240	-0,365	-0,520	-0,650	-0,780	-0,930	-1,210	-1,550
15,0	-0,270	-0,370	-0,490	-0,595	-0,710	-0,800	-1,020	-1,240
20,0	-0,220	-0,310	-0,400	-0,490	-0,570	-0,660	-0,820	-0,990
30,0	-0,175	-0,240	-0,285	-0,330	-0,400	-0,430	-0,570	-0,680
40,0	-0,145	-0,185	-0,215	-0,270	-0,300	-0,340	-0,425	-0,510
50,0	-0,120	-0,140	-0,160	-0,200	-0,225	-0,260	-0,320	-0,380
60,0	-0,090	-0,100	-0,120	-0,140	-0,165	-0,190	-0,225	-0,270
70,0	-0,050	-0,065	-0,080	-0,090	-0,100	-0,115	-0,145	-0,170
80,0	-0,010	-0,030	-0,035	-0,035	-0,040	-0,050	-0,065	-0,070
90,0	0,040	0,030	0,030	0,035	0,020	0,020	0,010	0,020
95,0	0,080	0,080	0,070	0,080	0,070	0,070	0,060	0,060

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,150	-0,820	-0,500	-0,180	0,100	0,400	0,800	0,990
2,5	-1,020	-0,710	-0,430	-0,190	0,040	0,240	0,600	0,800
5,0	-0,540	-0,385	-0,200	-0,050	0,100	0,230	0,490	0,680
10,0	-0,265	-0,160	-0,050	0,050	0,150	0,235	0,410	0,560
15,0	-0,230	-0,150	-0,060	0,020	0,100	0,180	0,325	0,450
20,0	-0,290	-0,205	-0,130	-0,045	0,020	0,095	0,235	0,360
30,0	-0,250	-0,190	-0,130	-0,075	0,000	0,040	0,150	0,250
40,0	-0,190	-0,150	-0,100	-0,060	0,000	0,030	0,120	0,200
50,0	-0,140	-0,110	-0,070	-0,040	0,000	0,030	0,100	0,160
60,0	-0,095	-0,070	-0,040	-0,020	0,005	0,035	0,090	0,135
70,0	-0,060	-0,040	-0,020	0,000	0,020	0,040	0,080	0,120
80,0	-0,030	0,000	0,000	0,020	0,035	0,050	0,080	0,100
90,0	0,040	0,045	0,050	0,060	0,065	0,075	0,100	0,100
95,0	0,080	0,085	0,080	0,090	0,095	0,100	0,110	0,100


 Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

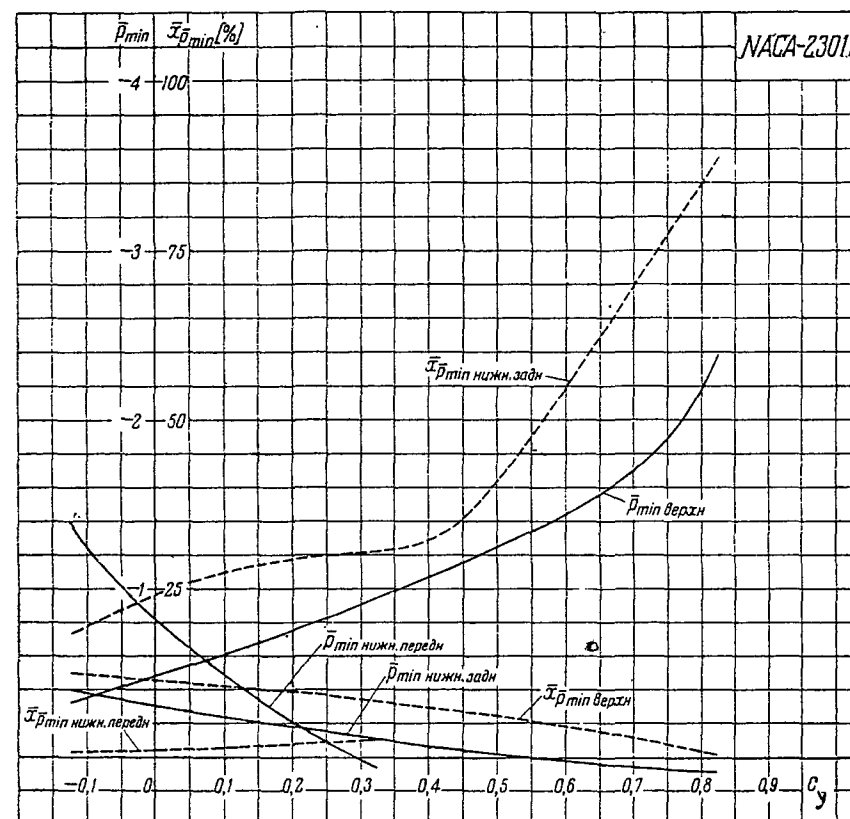
c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,280	-0,400	-0,525	-0,660	-0,790	-0,904	-1,130	-1,365	-2,400
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-1,205	-0,840	-0,505	-0,215	0,030	0,220	—	—	—
\bar{p}_{\min} нижн. задн	-0,290	-0,215	-0,140	-0,075	-0,005	0,035	0,060	0,080	0,100
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	12,3	12,0	11,5	11,0	10,0	8,6	6,8	4,5	1,0
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. передн [%]	1,3	1,3	1,4	1,5	2,1	3,25	—	—	—
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. задн [%]	20,2	21,5	23,7	28,5	37,3	50,0	65,5	77,2	90,0

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,800	0,660	0,445	0,240	-0,100	-0,400	-1,230	-2,200
2,5	0,370	0,170	0,000	-0,200	-0,430	-0,785	-1,400	-2,090
5,0	-0,060	-0,220	-0,405	-0,600	-0,810	-1,010	-1,450	-1,900
10,0	-0,330	-0,470	-0,610	-0,745	-0,895	-1,055	-1,320	-1,595
15,0	-0,345	-0,455	-0,565	-0,670	-0,790	-0,900	-1,110	-1,335
20,0	-0,320	-0,410	-0,500	-0,585	-0,675	-0,770	-0,920	-1,100
30,0	-0,260	-0,320	-0,395	-0,450	-0,510	-0,570	-0,660	-0,740
40,0	-0,210	-0,260	-0,310	-0,345	-0,390	-0,430	-0,490	-0,545
50,0	-0,165	-0,200	-0,235	-0,260	-0,295	-0,325	-0,375	-0,405
60,0	-0,125	-0,150	-0,170	-0,190	-0,220	-0,250	-0,280	-0,300
70,0	-0,080	-0,100	-0,110	-0,130	-0,150	-0,170	-0,190	-0,200
80,0	-0,030	-0,050	-0,060	-0,075	-0,090	-0,090	-0,105	-0,110
90,0	0,020	0,010	0,000	0,000	0,000	-0,010	-0,010	-0,010
95,0	0,080	0,070	0,075	0,070	0,060	0,060	0,060	0,060

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,240	-0,820	-0,475	-0,100	0,210	0,400	0,880	0,990
2,5	-0,940	-0,680	-0,430	-0,190	0,025	0,210	0,550	0,800
5,0	-0,600	-0,440	-0,260	-0,105	0,045	0,185	0,430	0,640
10,0	-0,390	-0,275	-0,170	-0,075	0,040	0,130	0,325	0,490
15,0	-0,370	-0,280	-0,190	-0,100	-0,020	0,060	0,225	0,375
20,0	-0,380	-0,300	-0,230	-0,145	-0,080	-0,010	0,140	0,280
30,0	-0,340	-0,290	-0,245	-0,180	-0,120	-0,060	0,040	0,150
40,0	-0,275	-0,240	-0,195	-0,150	-0,105	-0,060	0,030	0,120
50,0	-0,205	-0,180	-0,150	-0,110	-0,080	-0,050	0,030	0,105
60,0	-0,140	-0,125	-0,100	-0,080	-0,055	-0,030	0,030	0,100
70,0	-0,080	-0,080	-0,060	-0,050	-0,035	-0,010	0,035	0,090
80,0	-0,030	-0,025	-0,020	-0,030	-0,010	0,000	0,040	0,080
90,0	0,025	0,020	0,020	0,020	0,030	0,040	0,065	0,080
95,0	0,100	0,080	0,080	0,080	0,080	0,090	0,100	0,110


 Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,350	-0,480	-0,610	-0,755	-0,905	-1,070	-1,250	-1,445	-2,200
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-1,245	-0,820	-0,480	-0,215	0,015	—	—	—	—
\bar{p}_{\min} нижн. задн	-0,380	-0,310	-0,240	-0,185	-0,125	-0,070	-0,020	0,020	0,080
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	12,4	11,5	10,6	9,8	8,5	7,5	6,2	4,7	1,0
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. передн [%]	0,9	1,0	1,4	1,8	2,5	—	—	—	—
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. задн [%]	19,5	24,0	27,5	29,5	30,5	32,0	41,0	55,0	85,0

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,700	0,600	0,400	0,200	-0,090	-0,200	-0,900	-1,650
2,5	0,280	0,150	-0,065	-0,260	-0,500	-0,750	-1,395	-2,050
5,0	-0,070	-0,220	-0,390	-0,585	-0,785	-1,020	-1,515	-2,055
10,0	-0,420	-0,570	-0,700	-0,845	-1,000	-1,180	-1,495	-1,830
15,0	-0,530	-0,640	-0,765	-0,885	-1,005	-1,110	-1,340	-1,590
20,0	-0,510	-0,590	-0,685	-0,780	-0,860	-0,950	-1,140	-1,350
30,0	-0,410	-0,475	-0,520	-0,590	-0,640	-0,710	-0,830	-0,945
40,0	-0,340	-0,385	-0,410	-0,450	-0,495	-0,545	-0,625	-0,700
50,0	-0,275	-0,300	-0,330	-0,355	-0,390	-0,410	-0,470	-0,520
60,0	-0,205	-0,220	-0,240	-0,260	-0,280	-0,290	-0,320	-0,360
70,0	-0,125	-0,140	-0,150	-0,155	-0,165	-0,170	-0,190	-0,210
80,0	-0,040	-0,045	-0,040	-0,040	-0,050	-0,050	-0,060	-0,060
90,0	0,075	0,060	0,080	0,080	0,070	0,065	0,070	0,080
95,0	0,145	0,130	0,145	0,140	0,130	0,125	0,130	0,130

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-0,720	-0,400	-0,120	0,200	0,440	0,620	0,890	0,980
2,5	-0,840	-0,550	-0,320	-0,095	0,110	0,305	0,620	0,840
5,0	-0,845	-0,570	-0,390	-0,215	-0,060	0,100	0,420	0,650
10,0	-0,650	-0,520	-0,400	-0,270	-0,145	-0,025	0,215	0,400
15,0	-0,610	-0,510	-0,420	-0,320	-0,220	-0,115	0,055	0,250
20,0	-0,625	-0,535	-0,450	-0,370	-0,280	-0,200	-0,030	0,150
30,0	-0,530	-0,470	-0,400	-0,345	-0,280	-0,220	-0,090	0,035
40,0	-0,400	-0,350	-0,310	-0,265	-0,230	-0,180	-0,090	0,000
50,0	-0,275	-0,240	-0,220	-0,195	-0,155	-0,130	-0,060	0,000
60,0	-0,170	-0,150	-0,140	-0,125	-0,085	-0,080	-0,030	0,020
70,0	-0,090	-0,070	-0,065	-0,060	-0,030	-0,020	0,000	0,035
80,0	-0,010	0,000	0,000	0,010	0,020	0,020	0,030	0,060
90,0	0,080	0,080	0,060	0,055	0,050	0,060	0,060	0,080
95,0	0,145	0,135	0,110	0,095	0,080	0,080	0,070	0,090

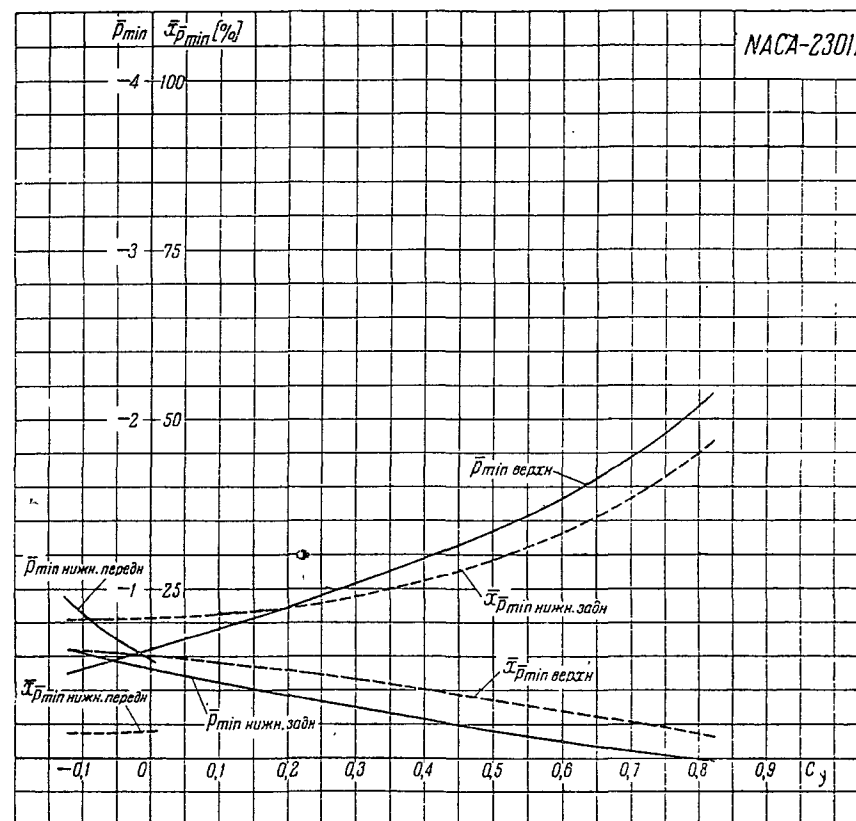
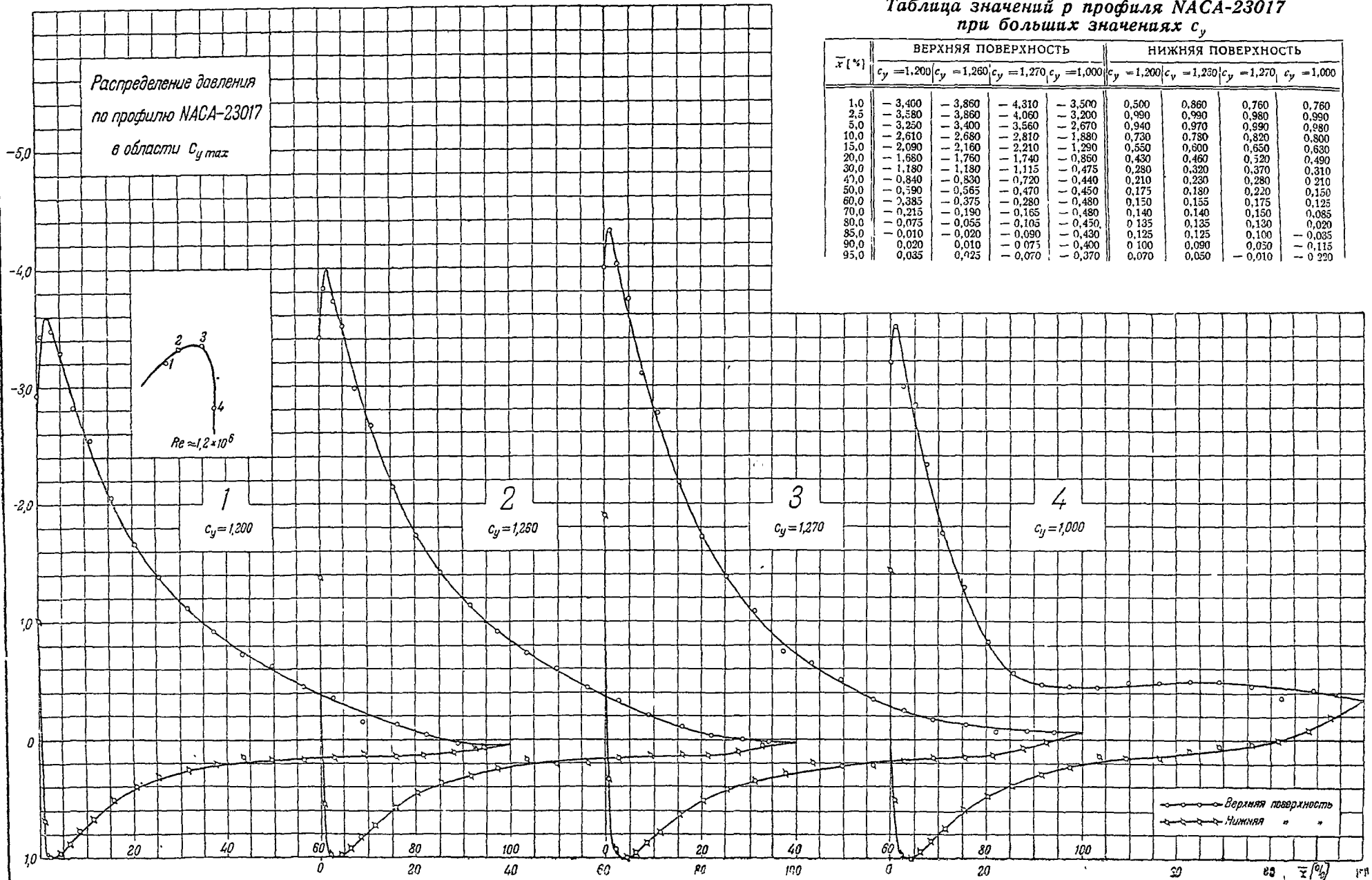


Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,525	-0,650	-0,770	-0,900	-1,030	-1,180	-1,340	-1,535	-2,080
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-0,860	-0,580	—	—	—	—	—	—	—
\bar{p}_{\min} нижн. задн	-0,620	-0,530	-0,450	-0,370	-0,300	-0,230	-0,165	-0,100	0
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	16,0	15,2	14,2	13,0	11,6	10,2	8,6	7,0	3,7
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. передн [%]	3,75	4,0	—	—	—	—	—	—	—
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. задн [%]	20,5	20,7	21,4	22,2	24,0	26,2	29,2	33,3	45,0

Таблица значений \bar{p} профиля НАСА-23017 при больших значениях c_y

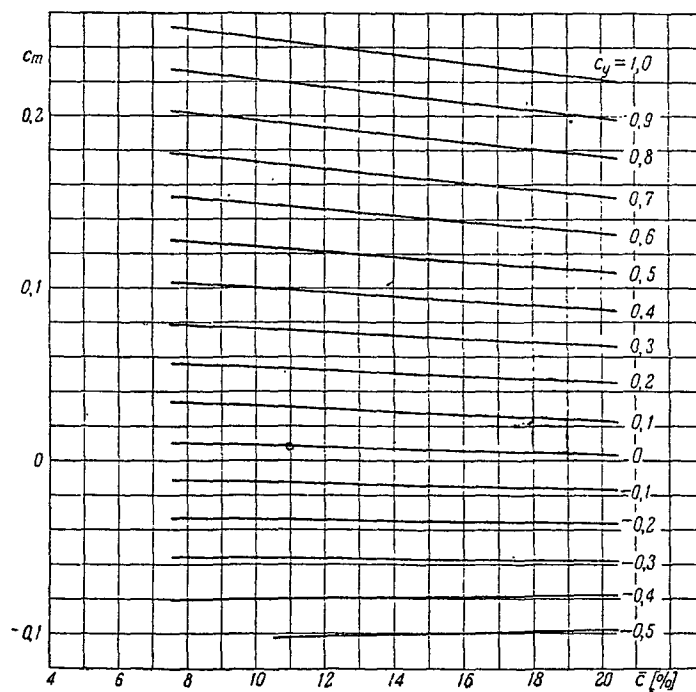
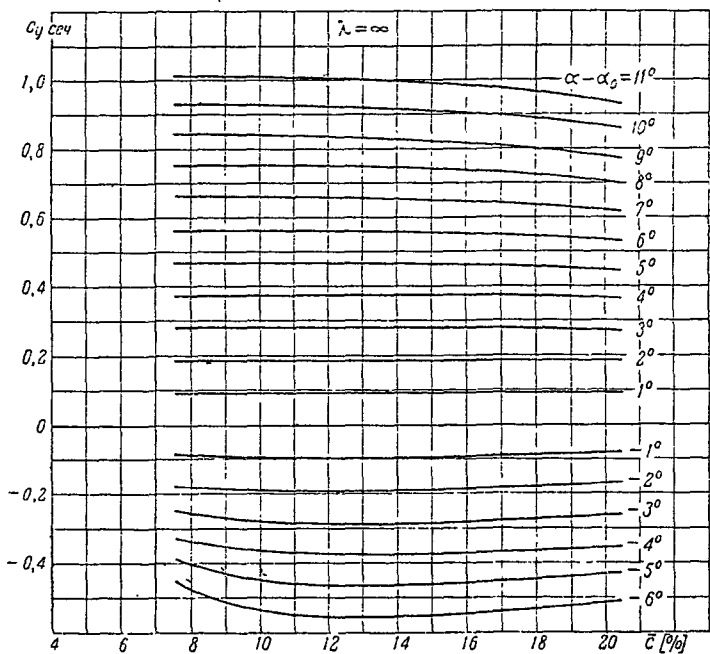
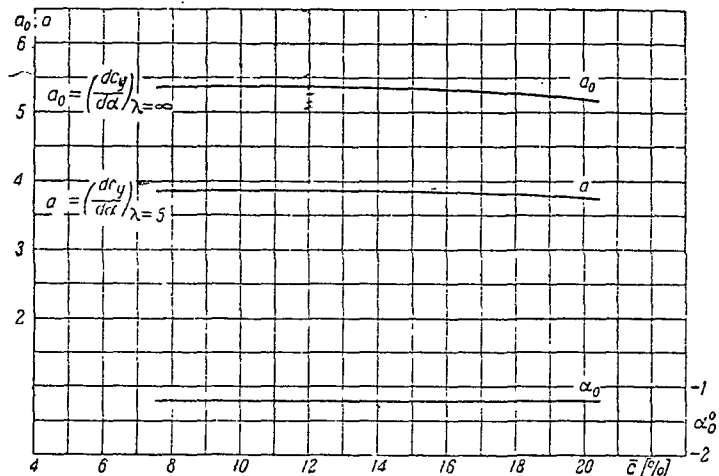
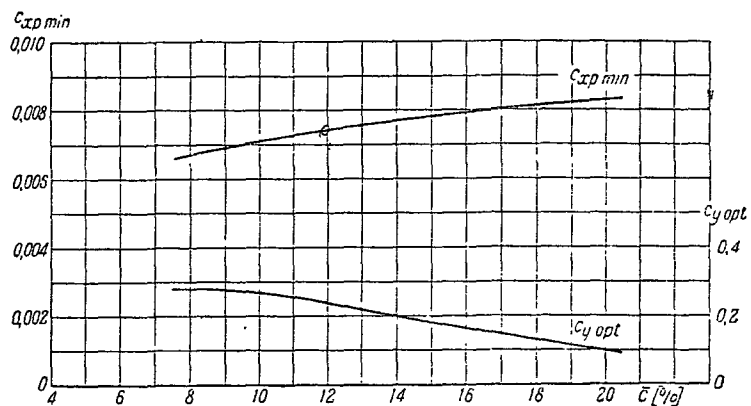
\bar{x} [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 1,200$	$c_y = 1,260$	$c_y = 1,270$	$c_y = 1,000$	$c_y = 1,200$	$c_y = 1,230$	$c_y = 1,270$	$c_y = 1,000$
1,0	-3,400	-3,860	-4,310	-3,500	0,500	0,860	0,760	0,760
2,5	-3,580	-3,860	-4,060	-3,200	0,990	0,990	0,990	0,990
5,0	-3,250	-3,400	-3,560	-2,670	0,940	0,970	0,990	0,990
10,0	-2,610	-2,680	-2,810	-1,880	0,730	0,780	0,820	0,800
15,0	-2,090	-2,160	-2,210	-1,290	0,550	0,600	0,650	0,630
20,0	-1,660	-1,760	-1,740	-0,860	0,430	0,460	0,520	0,490
30,0	-1,180	-1,180	-1,115	-0,475	0,280	0,320	0,370	0,310
40,0	-0,840	-0,830	-0,720	-0,440	0,210	0,230	0,280	0,210
50,0	-0,590	-0,565	-0,470	-0,450	0,175	0,180	0,220	0,150
60,0	-0,385	-0,375	-0,280	-0,480	0,150	0,155	0,175	0,125
70,0	-0,215	-0,190	-0,165	-0,480	0,140	0,140	0,150	0,085
80,0	-0,075	-0,055	-0,105	-0,450	0,135	0,135	0,130	0,020
85,0	-0,010	-0,020	-0,090	-0,430	0,125	0,125	0,100	-0,035
90,0	0,020	0,010	-0,075	-0,400	0,100	0,090	0,050	-0,115
95,0	0,035	0,025	-0,070	-0,370	0,070	0,050	-0,010	-0,220



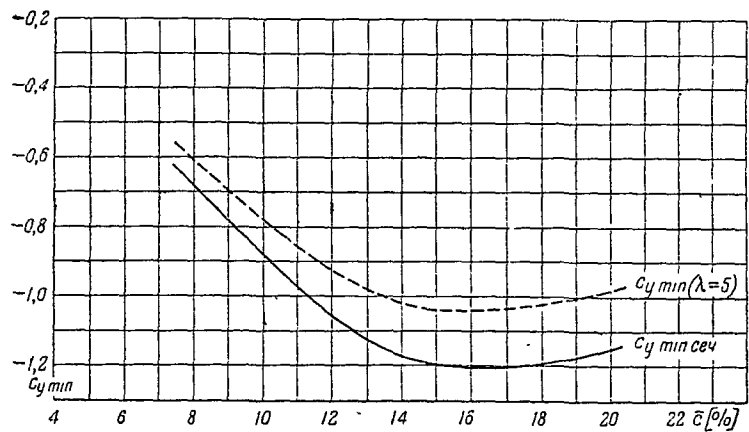
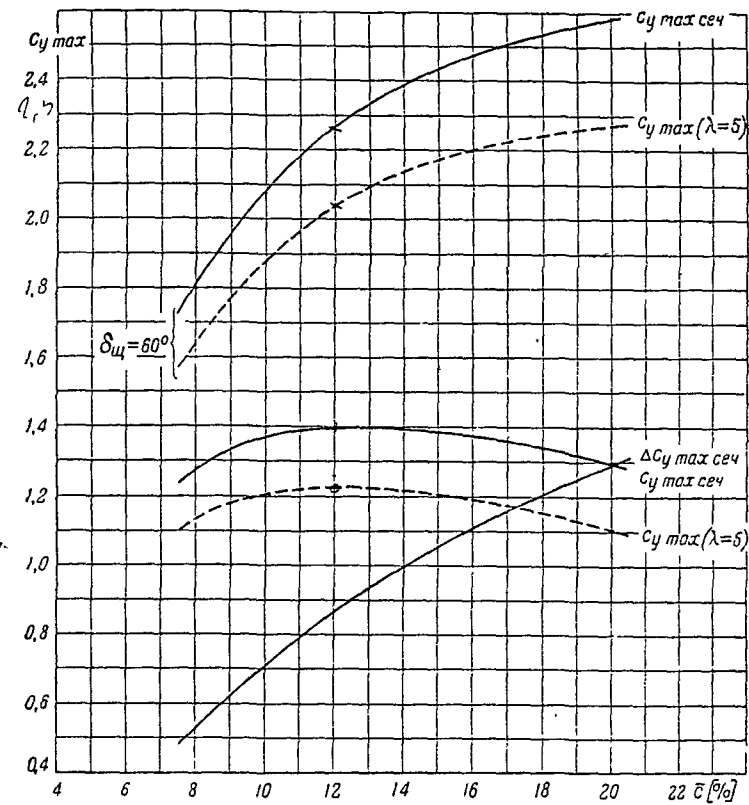
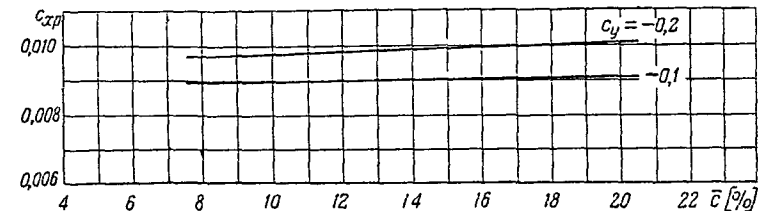
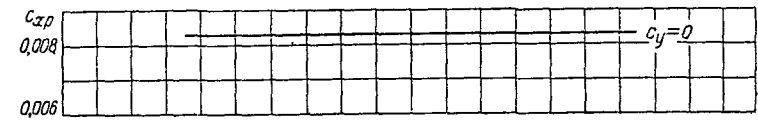
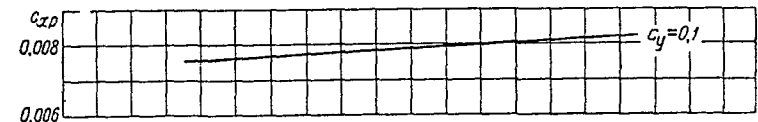
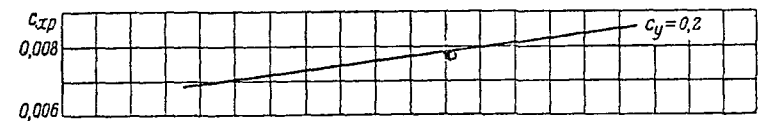
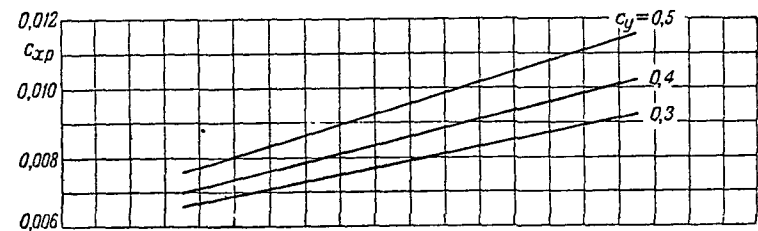
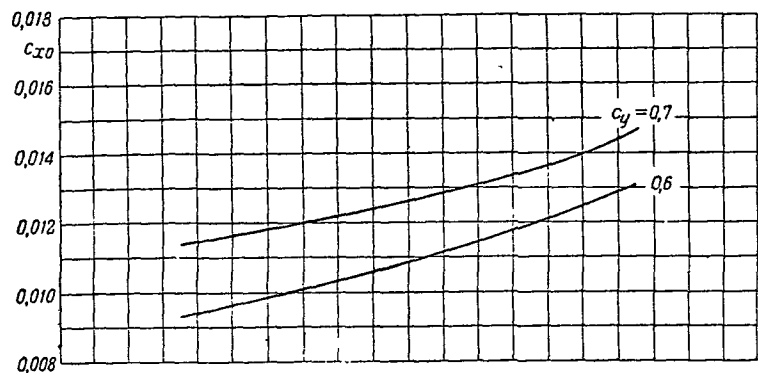
Серия NASA-230

Сводные диаграммы

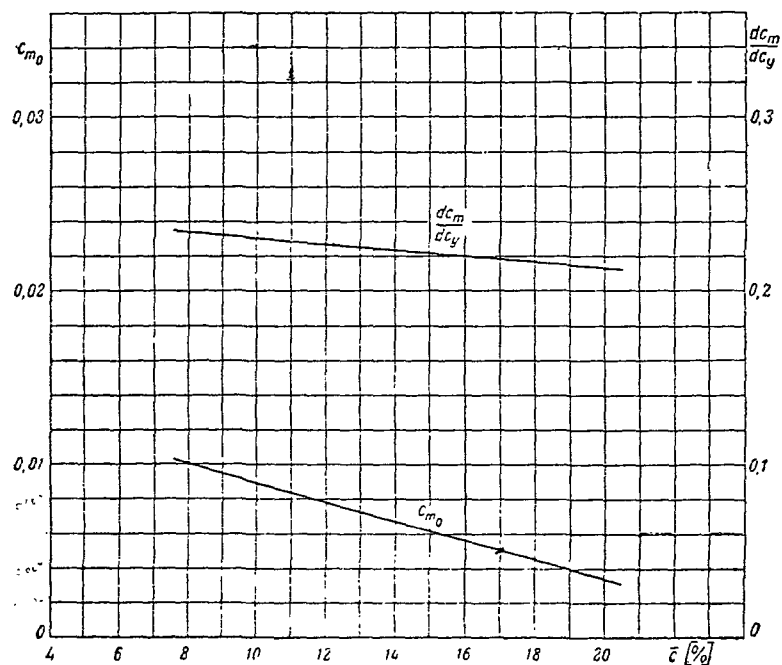
$Re \approx 1,7 \times 10^6$



Серия НАСА-230

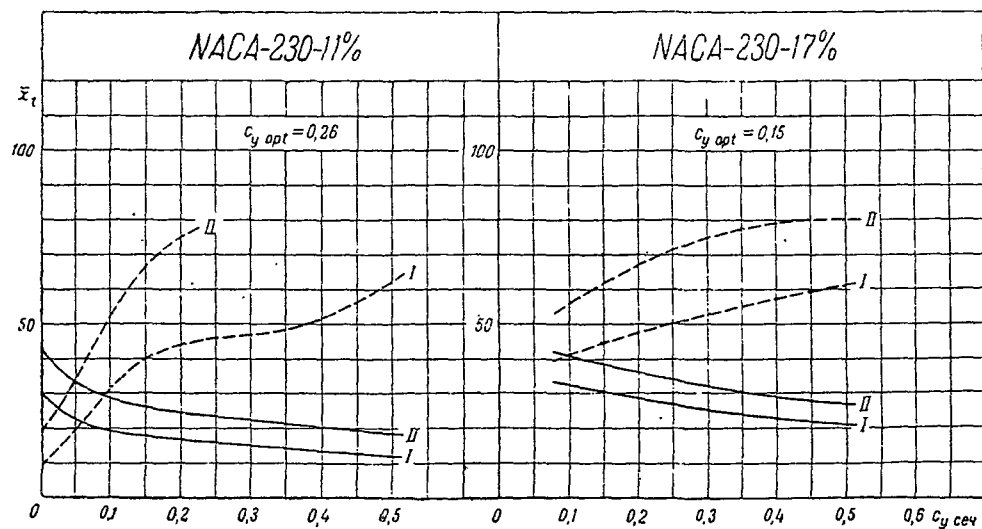
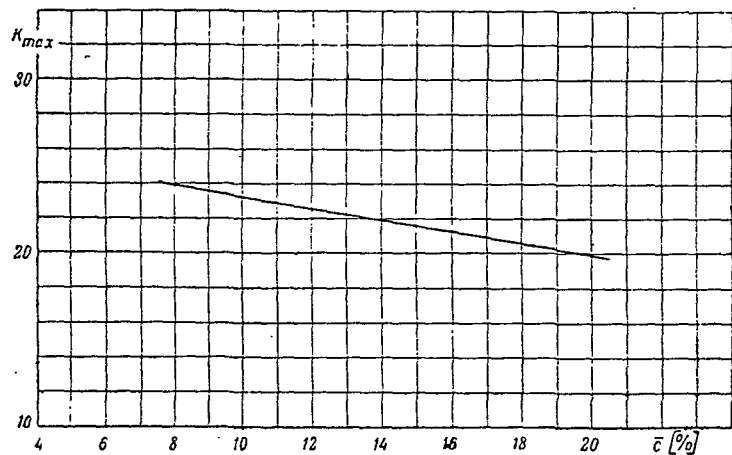
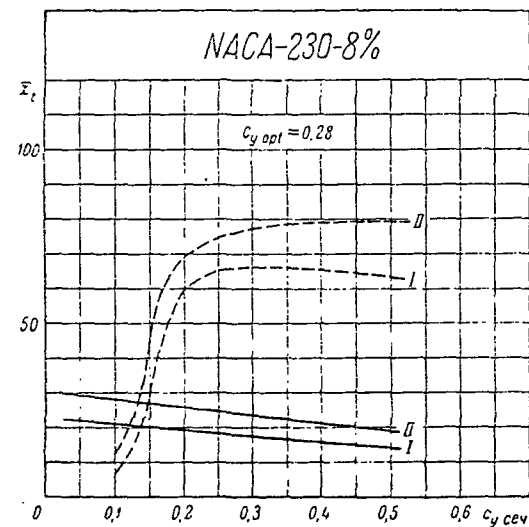


Серия-NACA-230

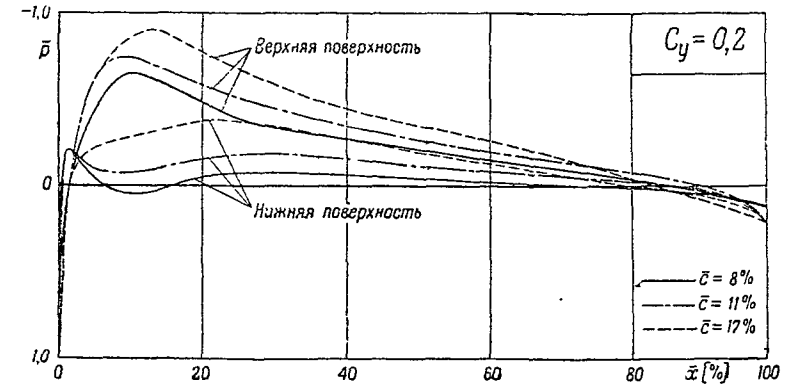
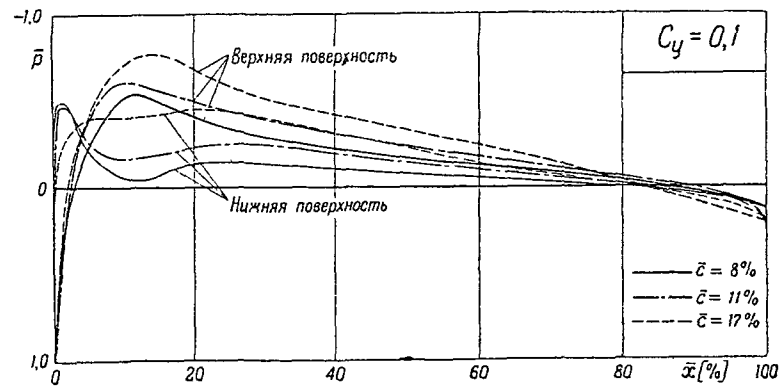
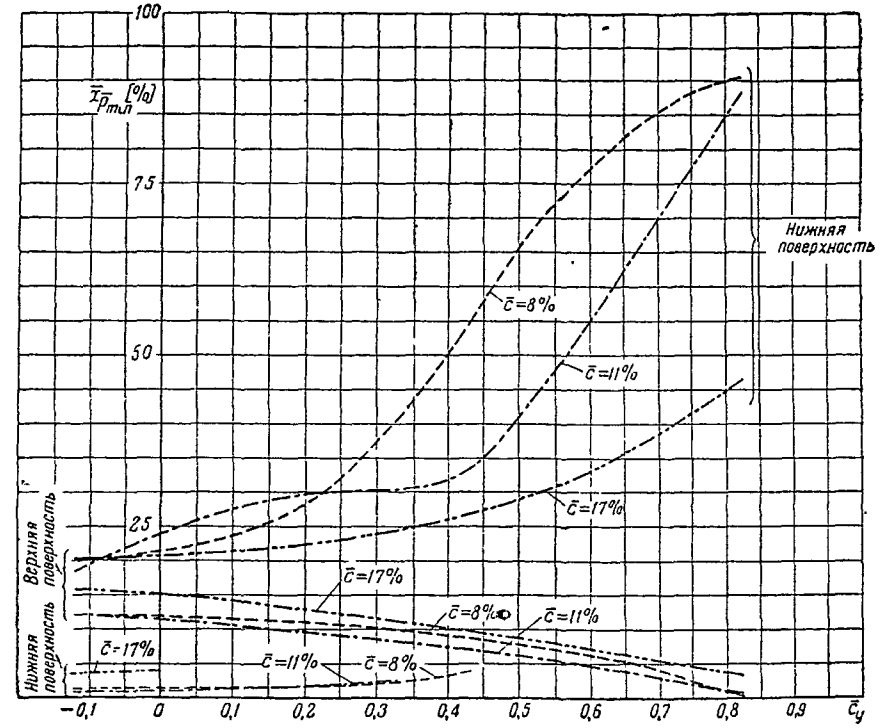
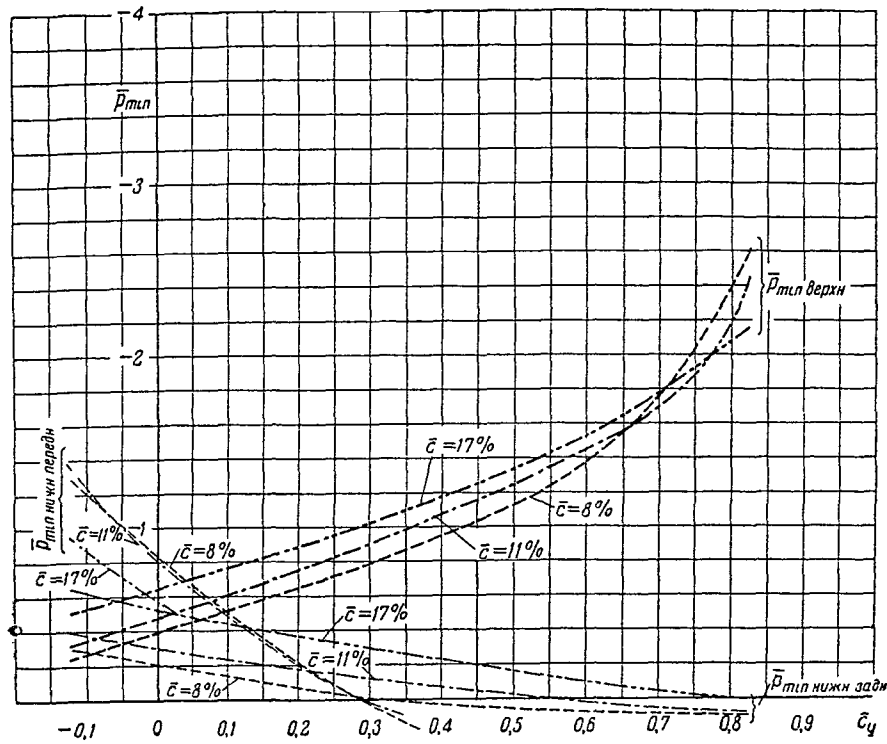


Границы области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние при $Re \approx 1,7 \times 10^6$

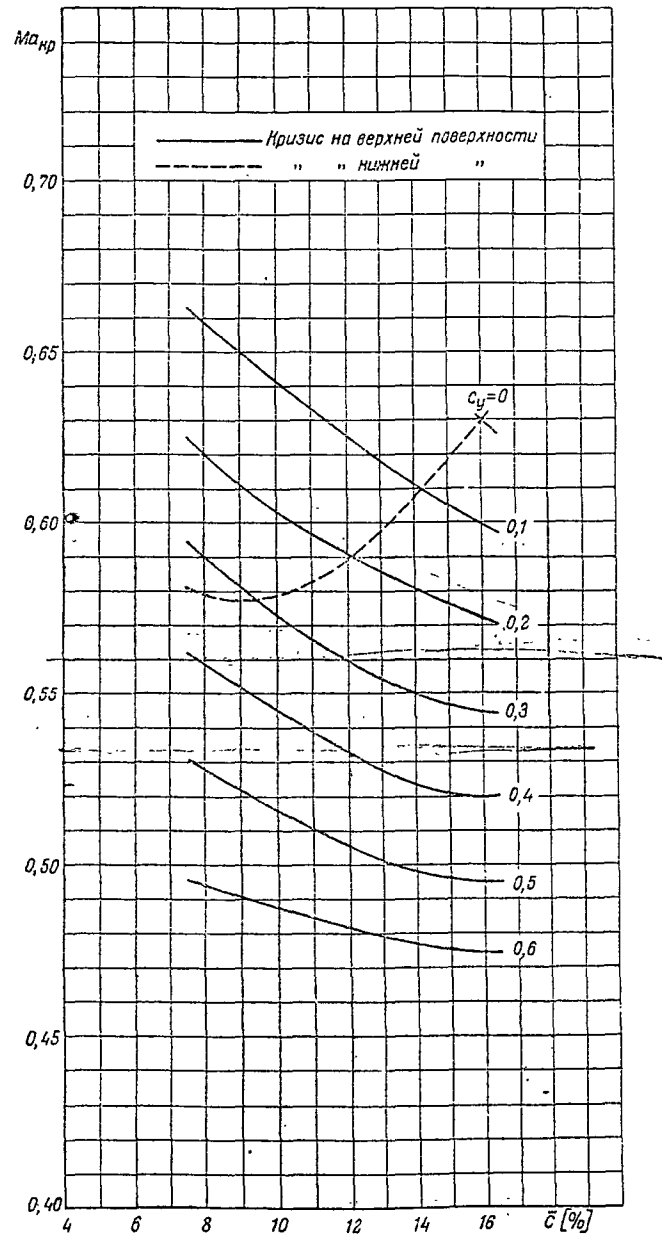
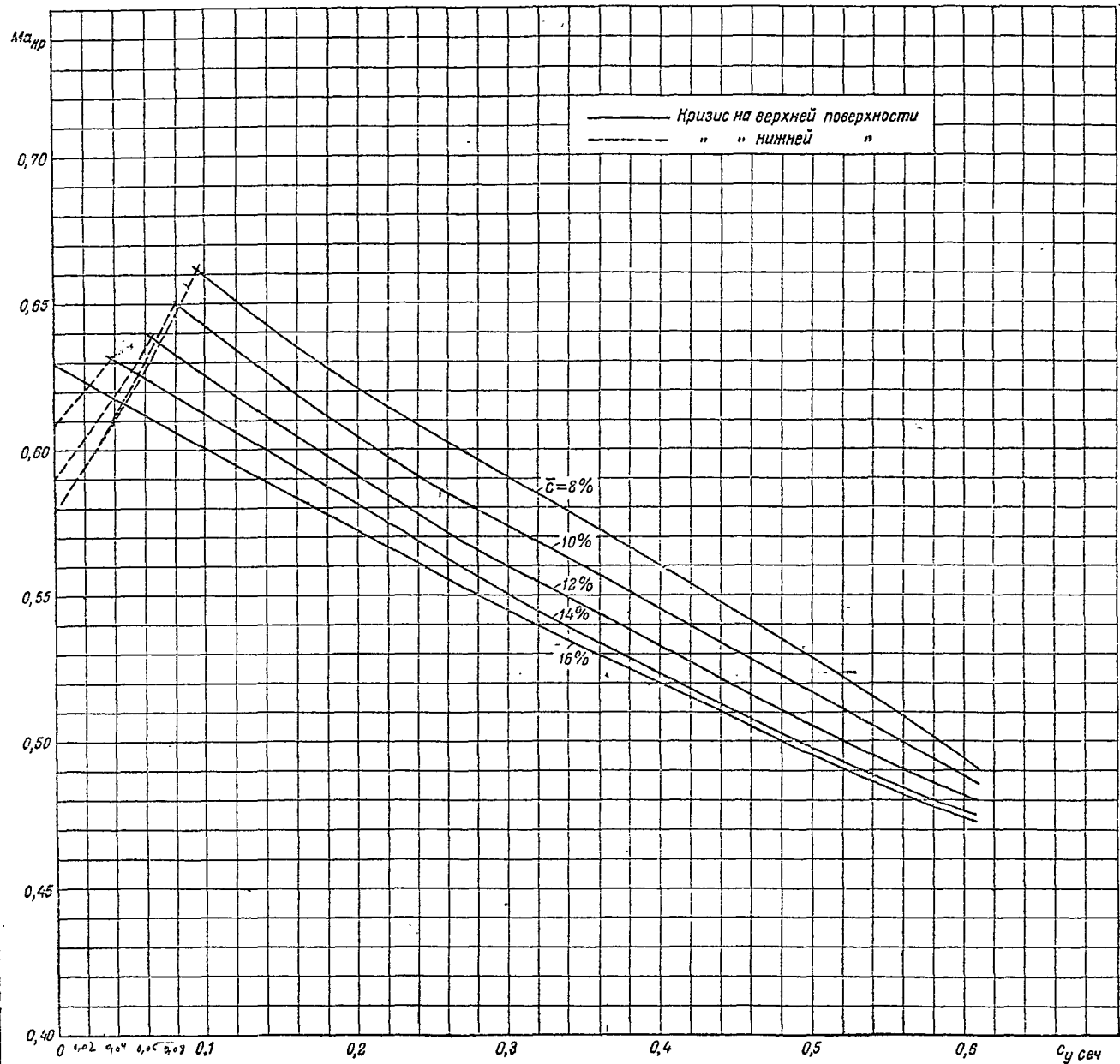
- \bar{x}_t — расстояние от передней кромки в процентах хорды
- I — начало перехода
- II — конец перехода
- область перехода на верхней поверхности
- - - область перехода на нижней поверхности



Серия NACA-230



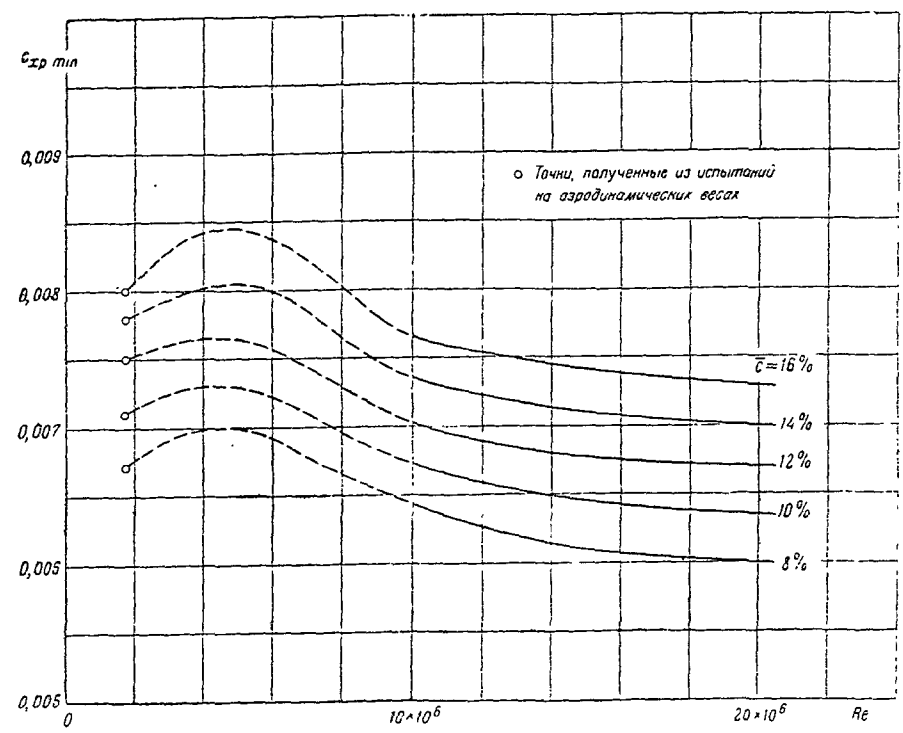
Серия *NACA-230*



Серия NASA-230

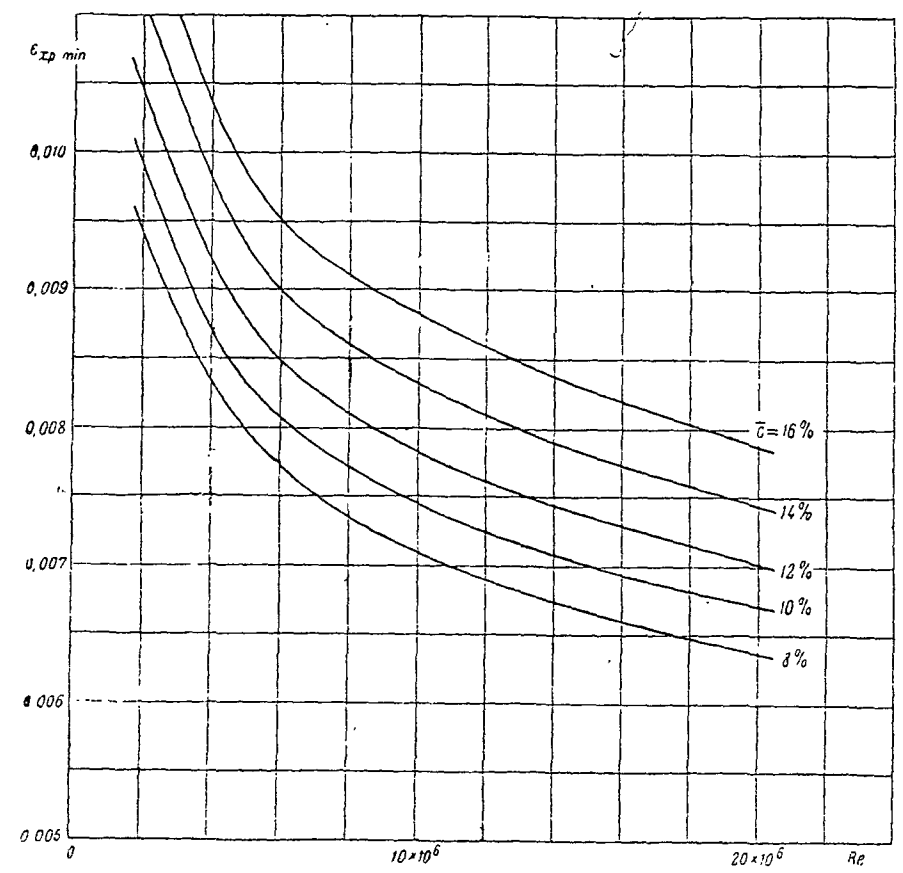
Расчетные графики для определения минимальных значений коэффициента профильного сопротивления на больших числах Рейнольдса

Первый вариант расчета (основной)



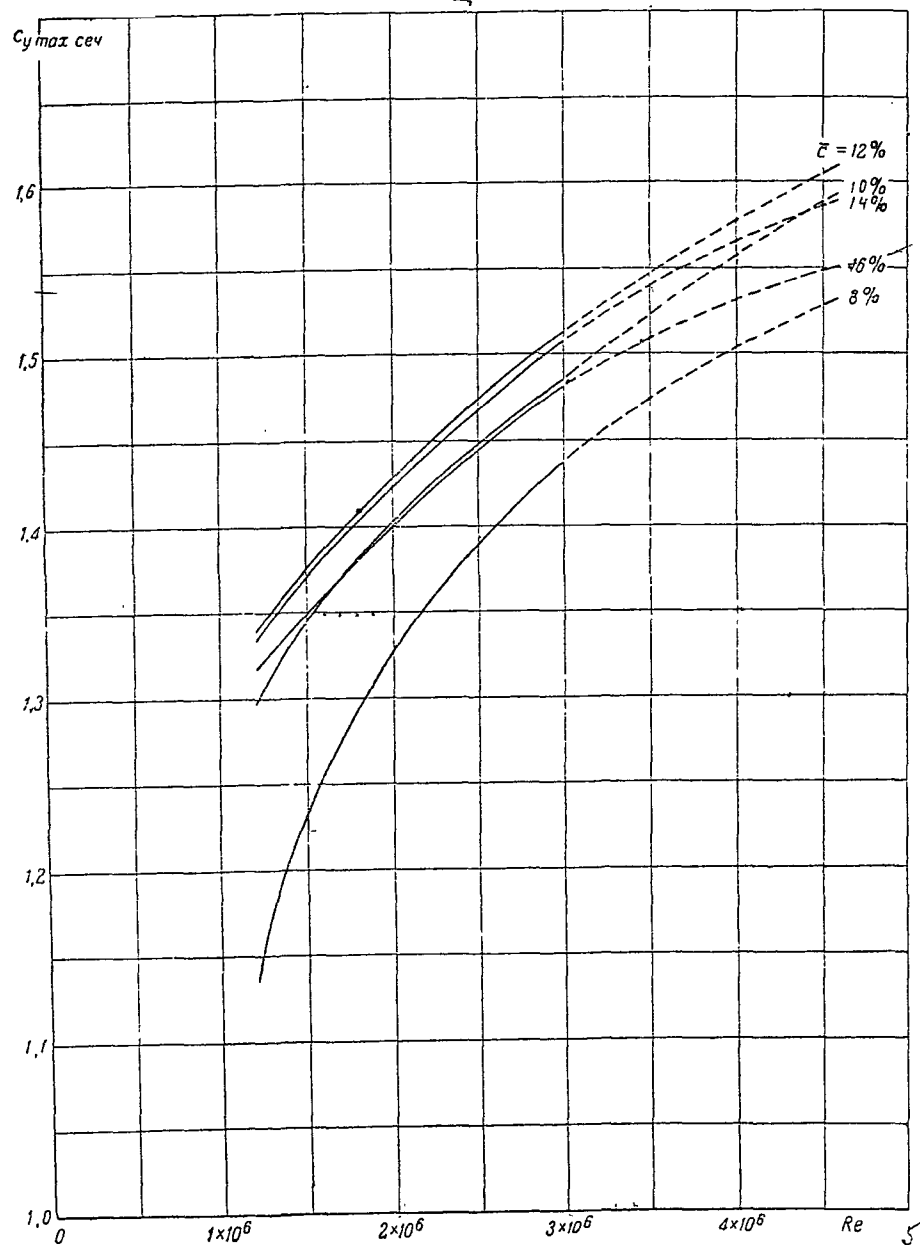
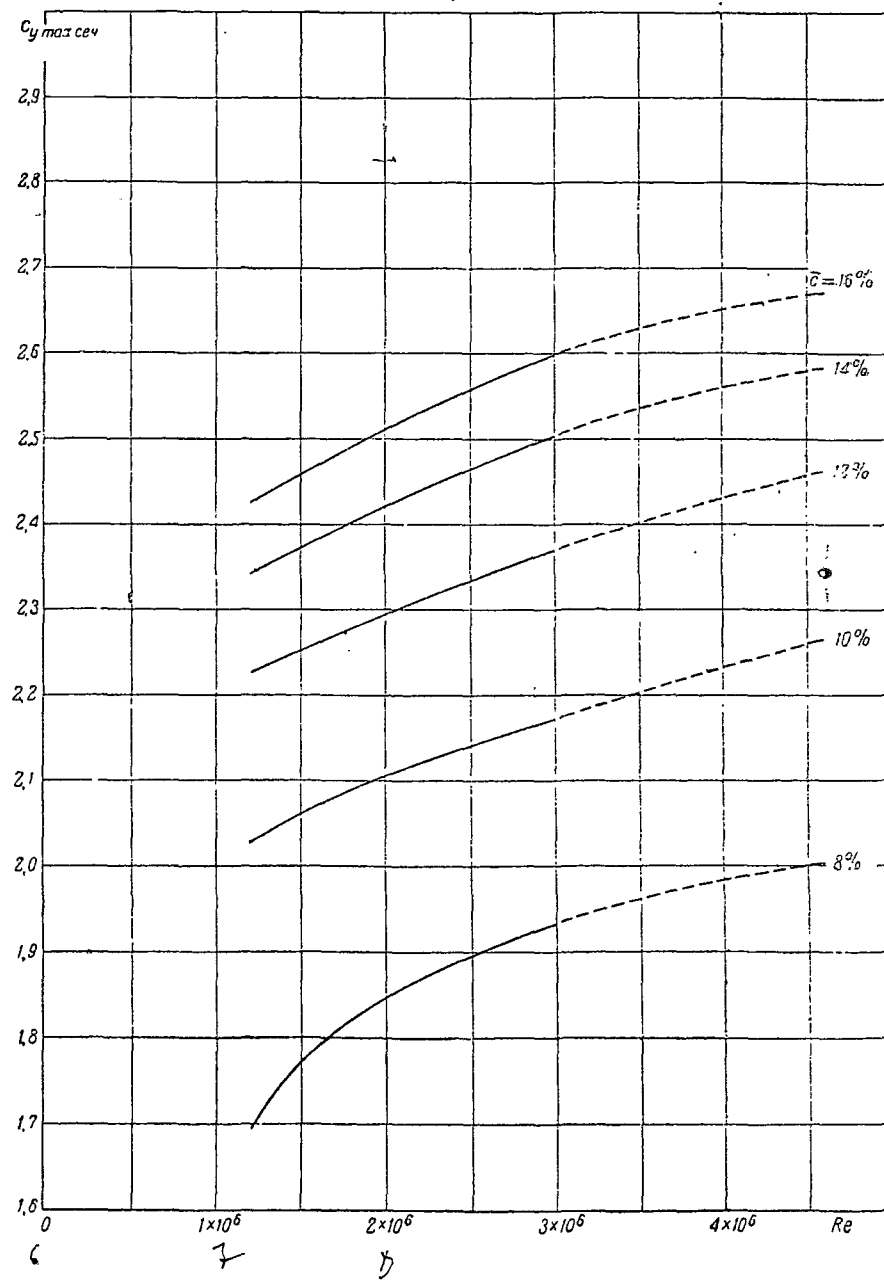
Re \ \bar{c}	8%	10%	12%	14%	16%
$1,7 \times 10^6$	0,0067 ₀	0,0071 ₀	0,0075 ₀	0,0078 ₀	0,0080 ₀
5×10^6	0,0070 ₀	0,0073 ₀	0,0076 ₀	0,0080 ₀	0,0084 ₀
10×10^6	0,0064 ₃	0,0067 ₃	0,0070 ₃	0,0073 ₃	0,0076 ₃
15×10^6	0,0061 ₀	0,0064 ₀	0,0067 ₀	0,0071 ₀	0,0074 ₁
20×10^6	0,0060 ₀	0,0063 ₅	0,0067 ₀	0,0070 ₀	0,0073 ₀

Второй вариант расчета



Re \ \bar{c}	8%	10%	12%	14%	16%
3×10^6	0,0088 ₁	0,0092 ₅	0,0098 ₀	0,0104 ₂	0,0110 ₀
5×10^6	0,0079 ₈	0,0083 ₃	0,0088 ₀	0,0093 ₃	0,0098 ₅
10×10^6	0,0070 ₇	0,0074 ₄	0,0078 ₃	0,0083 ₂	0,0088 ₂
15×10^6	0,0066 ₅	0,0070 ₀	0,0073 ₅	0,0078 ₀	0,0082 ₈
20×10^6	0,0063 ₅	0,0067 ₀	0,0070 ₀	0,0074 ₃	0,0078 ₅

Серия НАСА-230

 $\delta_{\text{ш}} = 0$

 $\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$


Серия РАФ-34

С Е Р И Я RAF-34

Основные геометрические параметры серии в процентах хорды:

положение максимальной толщины	$\bar{x}_c = 30\%$
положение максимальной вогнутости	$\bar{x}_{f_1} = 31\%$
положение обратной вогнутости	$\bar{x}_{f_2} = 94\%$

Значения относительной вогнутости \bar{f}_1 и обратной вогнутости \bar{f}_2 изменяются в зависимости от толщины профиля по закону прямой пропорциональности.

В атласе серия представлена четырьмя профилями с относительной толщиной: 8; 12,66; 16 и 20%.

В основу построения этой серии положен исходный профиль RAF-34 с относительной толщиной $\bar{c} = 12,66\%$, максимальной вогнутостью $\bar{f}_1 = 1,994$ и обратной вогнутостью $\bar{f}_2 = -0,060$.

Профиль RAF-34 получен из симметричного профиля RAF-30 путем изгиба его оси симметрии по дуге, уравнение которой имеет вид:

$$\bar{y} = 0,02065(1 - \bar{x})(7 - 8\bar{x}).$$

Профили серии RAF-34, результаты испытаний которых публикуются в атласе, были получены из исходного профиля путем пропорционального изменения его ординат.

* * *

Для того, чтобы облегчить построение профиля любой толщины, а также для уточнения координат профиля и проверки плавности обвода контура был построен эюрный профиль ($\bar{c} = 100\%$) и составлена таблица следующих данных: ординат верхней и нижней частей

контура эюрного профиля ($\bar{y}_{в. эп}$ и $\bar{y}_{н. эп}$), значений толщин профиля в данном месте хорды $\bar{y}_{эп}$ и ординат средней линии $\bar{y}_{ср. л. эп}$.

Основные геометрические параметры эюрного профиля:

относительная максимальная толщина	$\bar{c}_{эп} = 100\%$
положение максимальной толщины	$\bar{x}_{c-эп} = 30\%$
относительная вогнутость	$\bar{f}_{1эп} = 15,75\%$
положение относительной вогнутости	$\bar{x}_{f_1эп} = 31\%$
обратная вогнутость	$\bar{f}_{2эп} = -0,475\%$
положение обратной вогнутости	$\bar{x}_{f_2эп} = 94\%$

* * *

Для построения профиля любой толщины необходимо уменьшить ординаты эюрного профиля в отношении $\frac{\bar{c}}{100}$, где \bar{c} — толщина искомого профиля. Таким образом, ординаты искомого профиля определяются по следующим формулам:

$$\bar{y}_{в} = \bar{y}_{в. эп} \frac{\bar{c}}{100};$$

$$\bar{y}_{н} = \bar{y}_{н. эп} \frac{\bar{c}}{100};$$

аналогично определяются ординаты средней линии искомого профиля:

$$\bar{y}_{ср. л} = \bar{y}_{ср. л. эп} \frac{\bar{c}}{100}.$$

Серия RAF-34

Контуры профилей

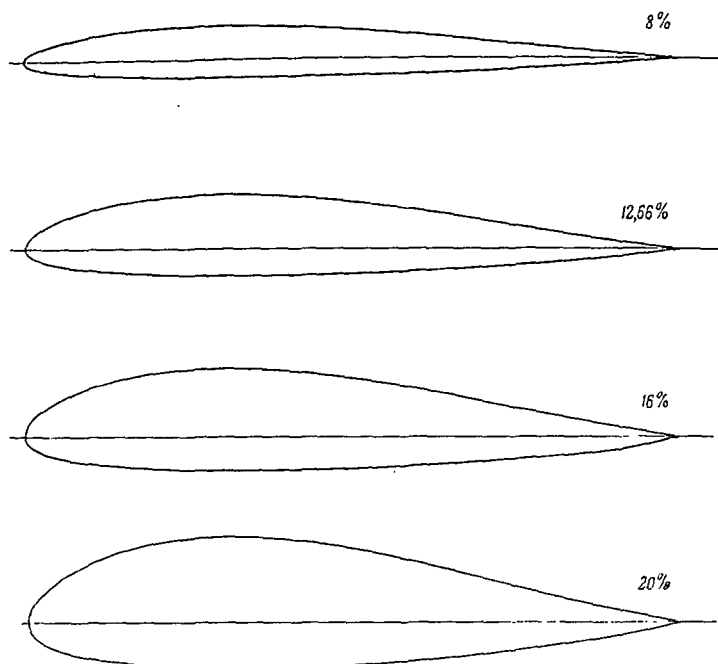


Таблица основных геометрических параметров серии RAF-34

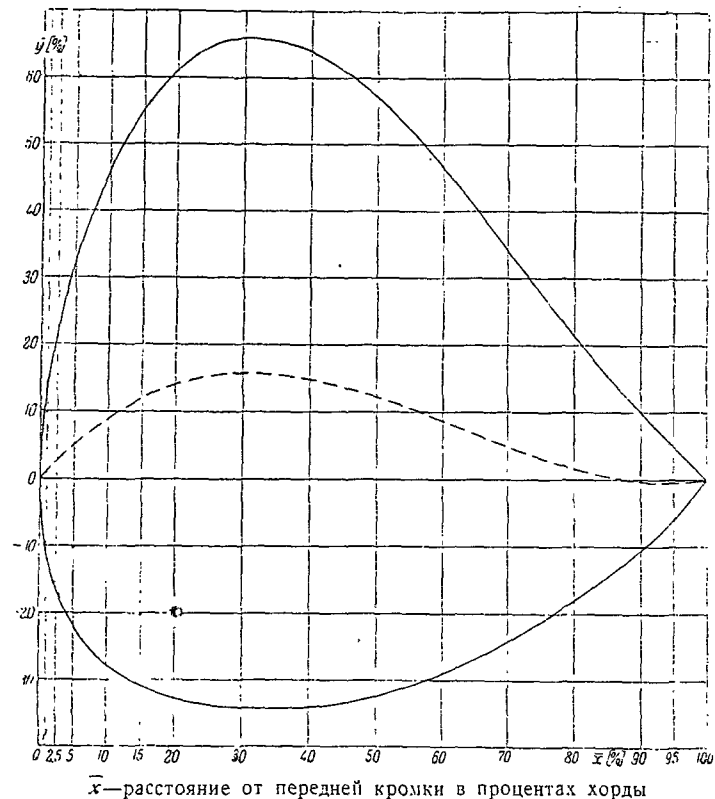
\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
8	30,00	1,260	31,00	-0,038	94,00

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
12,66	30,00	1,994	31,00	-0,060	94,00

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
16	30,00	2,520	31,00	-0,076	94,00

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
20	30,00	3,150	31,00	-0,095	94,00

Эпюрный профиль серии RAF-34

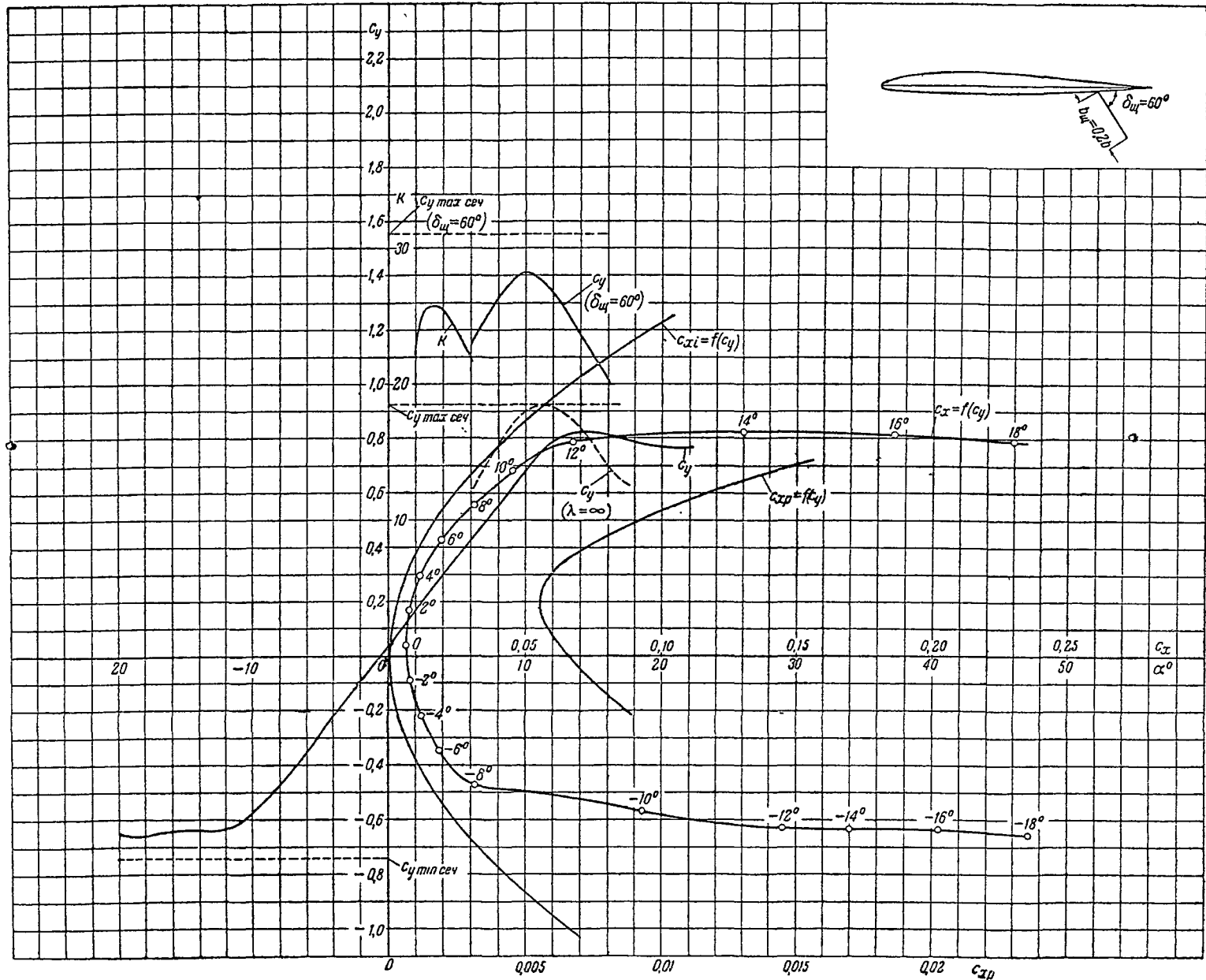


Координаты эпюрного профиля RAF-34

\bar{x} [%]	0,25	0,50	0,75	1,00	1,25	1,75	2,50	3,25	5,00	7,50	10,00	15,00	20,00	30,00	40,00	50,00	60,00	70,00	80,00	85,00	90,00	95,00	100,00
$\bar{y}_{в. эп}$ [%]	6,800	9,700	11,900	13,600	15,568	18,300	22,353	25,800	32,461	39,889	45,971	55,134	60,979	65,800	63,832	57,038	43,445	34,044	21,330	15,520	9,953	5,053	0,000
$\bar{y}_{н. эп}$ [%]	-6,100	-8,600	-10,300	-11,600	-12,875	-14,600	-16,903	-18,700	-22,195	-25,513	-27,883	-30,884	-32,856	-34,200	-34,207	-32,464	-29,148	-24,410	-18,167	-14,600	-10,585	-6,003	0,000
$\bar{h}_{эп}$ [%]	12,900	18,300	22,200	25,200	28,443	32,900	39,256	44,500	54,656	65,402	73,854	86,018	93,835	100,000	98,039	89,502	75,593	58,454	39,497	30,120	20,538	11,056	0,000
$\bar{y}_{ср. л. эп}$ [%]	0,350	0,550	0,800	1,000	1,346	1,850	2,725	3,550	5,133	7,188	9,044	12,125	14,061	15,800	14,812	12,287	8,648	4,817	1,581	0,460	-0,316	-0,425	0,000

Пример. Пользуясь ординатами эпюрного профиля, определим $\bar{y}_в$ и $\bar{y}_н$ для $\bar{x} = 15\%$ при толщине профиля $\bar{c} = 12,66\%$:

$$\bar{y}_в = \bar{y}_{в. эп} \frac{\bar{c}}{100} = 55,134 \frac{12,66}{100} = 6,980; \quad \bar{y}_н = \bar{y}_{н. эп} \frac{\bar{c}}{100} = -30,884 \frac{12,66}{100} = -3,910.$$



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

- $\delta_w = 0$
- $C_{xp\ min} = 0,0055$
- $C_{y\ opt} = 0,20$
- $C_{x_0} = 0,00655$
- $\alpha_0 = -0,55$
- $\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,17$
- $\theta_{y\ max} = 0,925$
- $\alpha_{кр} = 17,5$
- $C_{y\ min} = -0,74$
- $C_{m_0} = 0$
- $\frac{dC_m}{dC_y} = 0,227$
- $\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 168,2$
- $Re \approx 1,7 \times 10^6$

- $\delta_w = 60^\circ$
- $C_{y\ max} = 1,555$
- $\Delta C_{y\ max} = 0,630$
- $\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 283,0$
- $Re \approx 1,65 \times 10^6$

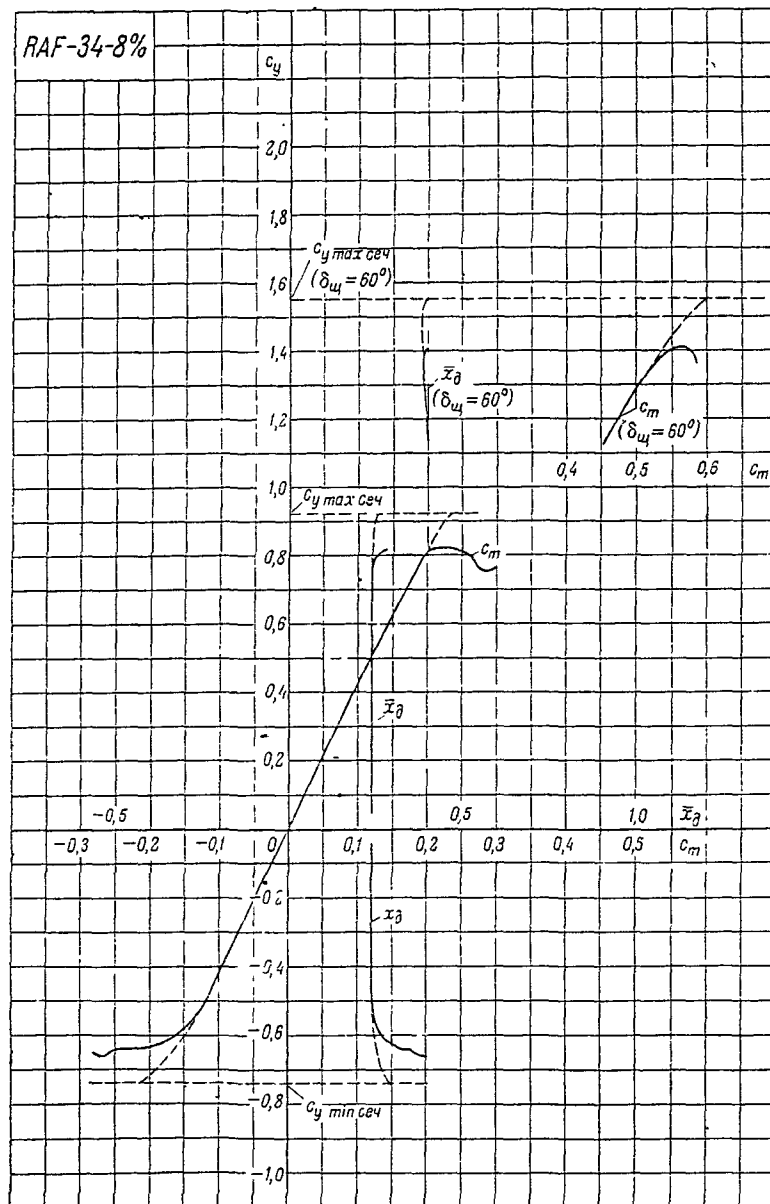
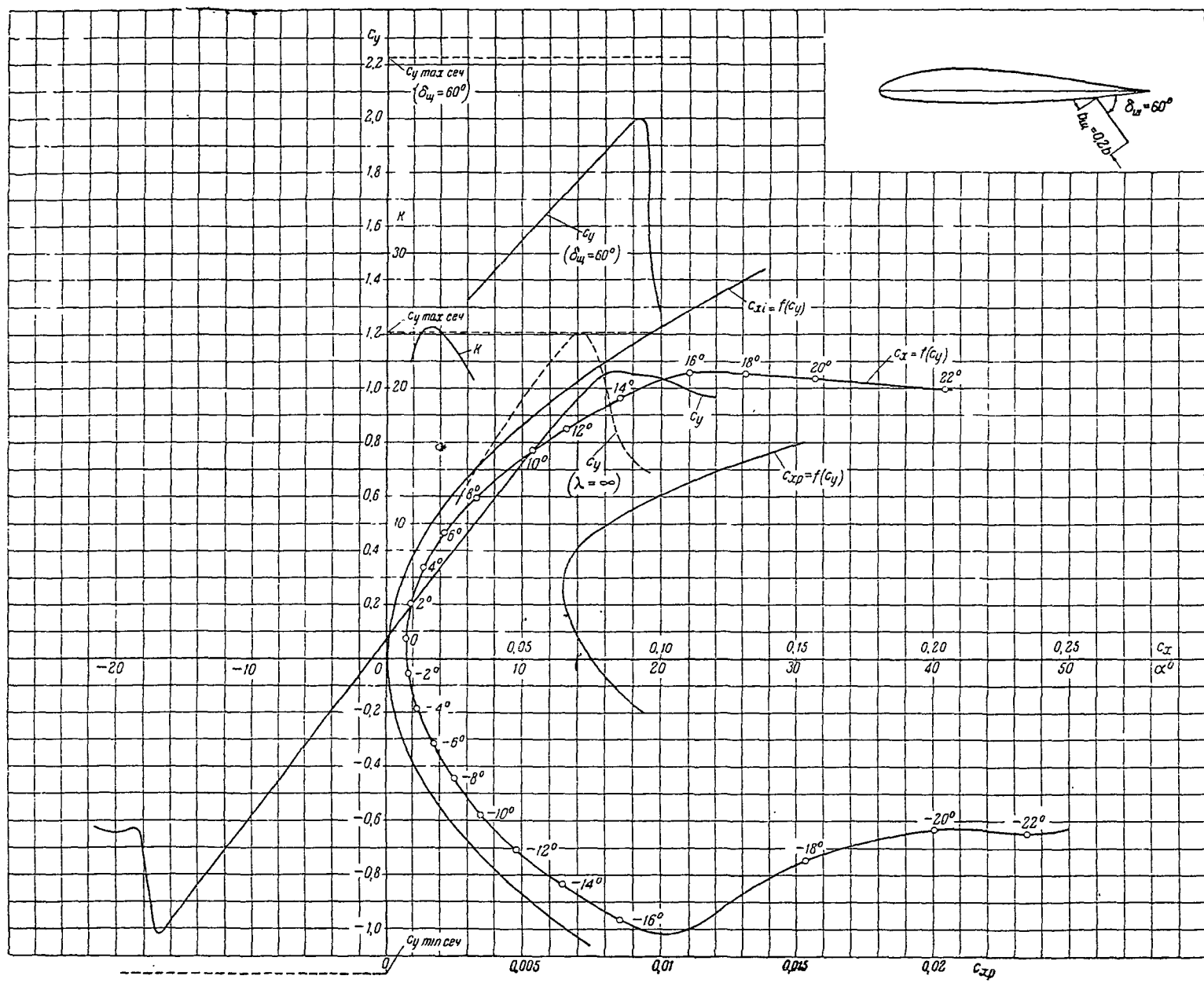


Таблица значений аэродинамических коэффициентов

($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-18°	-0,659	0,2360	-0,265	0,402				
-16°	-0,639	0,2027	-0,225	0,352				
-14°	-0,638	0,1700	-0,210	0,330				
-12°	-0,613	0,1450	-0,193	0,307				
-10°	-0,570	0,0928	-0,145	0,255				
-8°	-0,471	0,0315	-0,112	0,238				
-6°	-0,345	0,0185	-0,083	0,241				
-4°	-0,218	0,0120	-0,052	0,239				
-2°	-0,090	0,0079	-0,023	0,256	0,0073 ₄			
0°	0,040	0,0063	0,008		0,0062 ₂			
2°	0,170	0,0075	0,040	0,235	0,0056 ₂			
4°	0,299	0,0118	0,070	0,234	0,0059 ₅			
6°	0,426	0,0196	0,102	0,240	0,0077 ₀	1,145	0,458	0,400
8°	0,557	0,0310	0,133	0,239	0,0106 ₀	1,323	0,512	0,387
10°	0,685	0,0455	0,165	0,241	0,0143 ₀	1,412	0,565	0,398
12°	0,787	0,0672	0,193	0,245				
14°	0,823	0,1300	0,220					



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

- $\delta_{\alpha} = 0$
- $c_{xp\ min} = 0,0065v$
- $c_{y\ opt} = 0,25$
- $c_{x_0} = 0,00746$
- $\alpha_0 = -1^{\circ}10'$
- $\frac{dc_y}{d\alpha} = 5,17$
- $c_{y\ max} = 1,21$
- $\alpha_{\kappa 0} = 14^{\circ}9'$
- $c_{y\ min} = -1,168$
- $c_{m_0} = 0,006$
- $\frac{dc_m}{dc_y} = 0,231$
- $\frac{c_{y\ max}}{c_{xp\ min}} = 186,0$
- $Re \approx 1,7 \times 10^6$

- $\delta_{\alpha} = 60^{\circ}$
- $c_{y\ max} = 2,225$
- $\Delta c_{y\ max} = 1,015$
- $\frac{c_{y\ max}}{c_{xp\ min}} = 342,5$
- $Re \approx 1,65 \times 10^6$

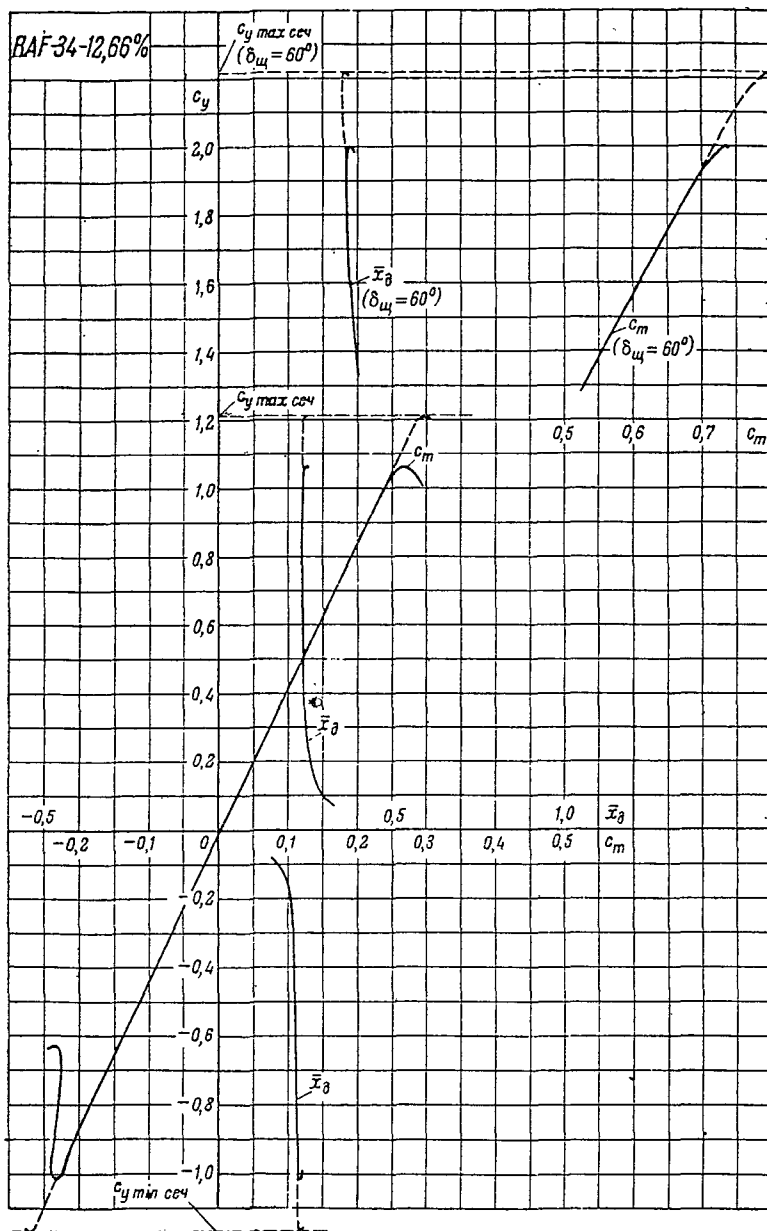
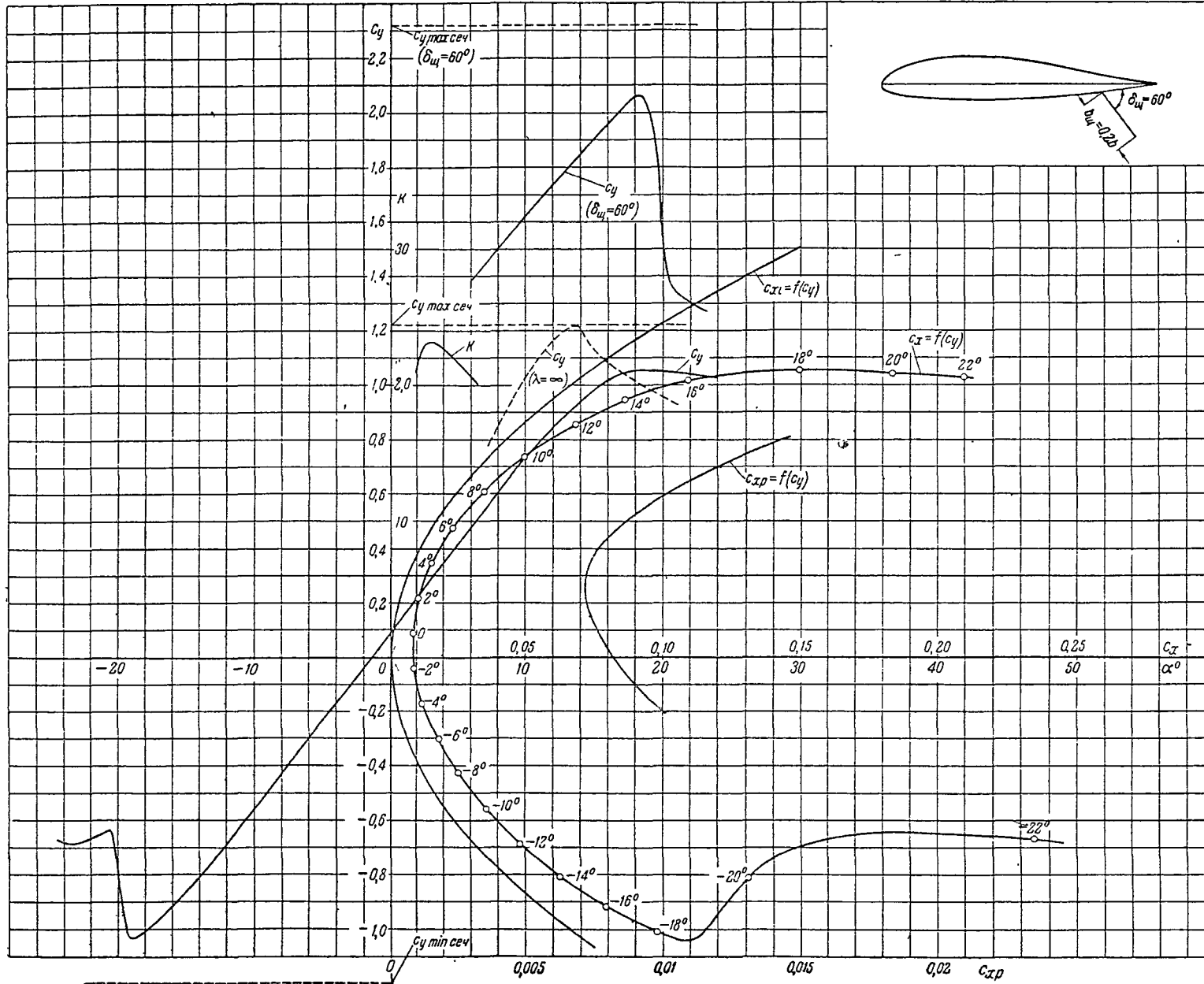


Таблица значений аэродинамических коэффициентов

($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{цл} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
16°	-0,970	0,0855	-0,220	0,227				
-14°	-0,839	0,0649	-0,195	0,233				
-12°	-0,710	0,0480	-0,163	0,230				
-10°	-0,578	0,0346	-0,130	0,225				
-8°	-0,446	0,0254	-0,100	0,222				
-6°	-0,316	0,0180	-0,067	0,212				
-4°	-0,185	0,0114	-0,037	0,200	0,0092			
-2°	-0,056	0,0081	-0,007		0,0079			
0°	0,075	0,0072	0,025	0,334	0,0070 ₂			
2°	0,205	0,0093	0,053	0,259	0,0065 ₇			
4°	0,335	0,0140	0,083	0,248	0,0066			
6°	0,466	0,0218	0,113	0,242	0,0075 ₅	1,330	0,537	0,403
8°	0,596	0,0332	0,144	0,242	0,0098 ₁	1,442	0,567	0,392
10°	0,723	0,0472	0,175	0,242	0,0128 ₅	1,555	0,597	0,383
12°	0,850	0,0658	0,206	0,242		1,665	0,627	0,377
14°	0,967	0,0860	0,233	0,241		1,775	0,657	0,370
16°	1,056	0,1105	0,260	0,247		1,888	0,688	0,365
						1,992	0,730	0,366



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

$C_{xp \min} = 0,00720$

$C_{y \text{opt}} = 0,26$

$C_{x0} = 0,00815$

$\alpha_0 = -1,43$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,17$

$C_{y \max} = 1,225$

$\alpha_{кр} = 13,5$

$C_{y \min} = -1,2$

$C_{\pi 0} = 0,011$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,226$

$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 170,0$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_w = 60^\circ$

$C_{y \max} = 2,325$

$\Delta C_{y \max} = 1,100$

$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 323,0$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$

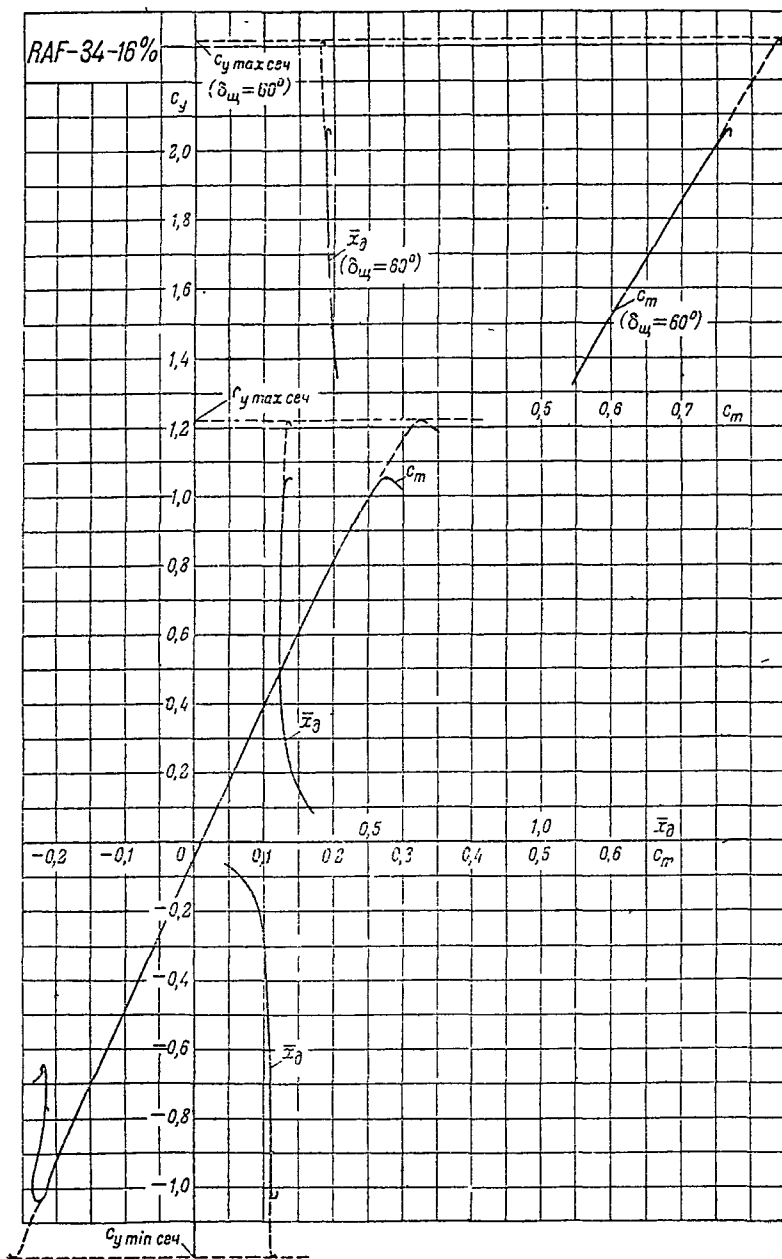
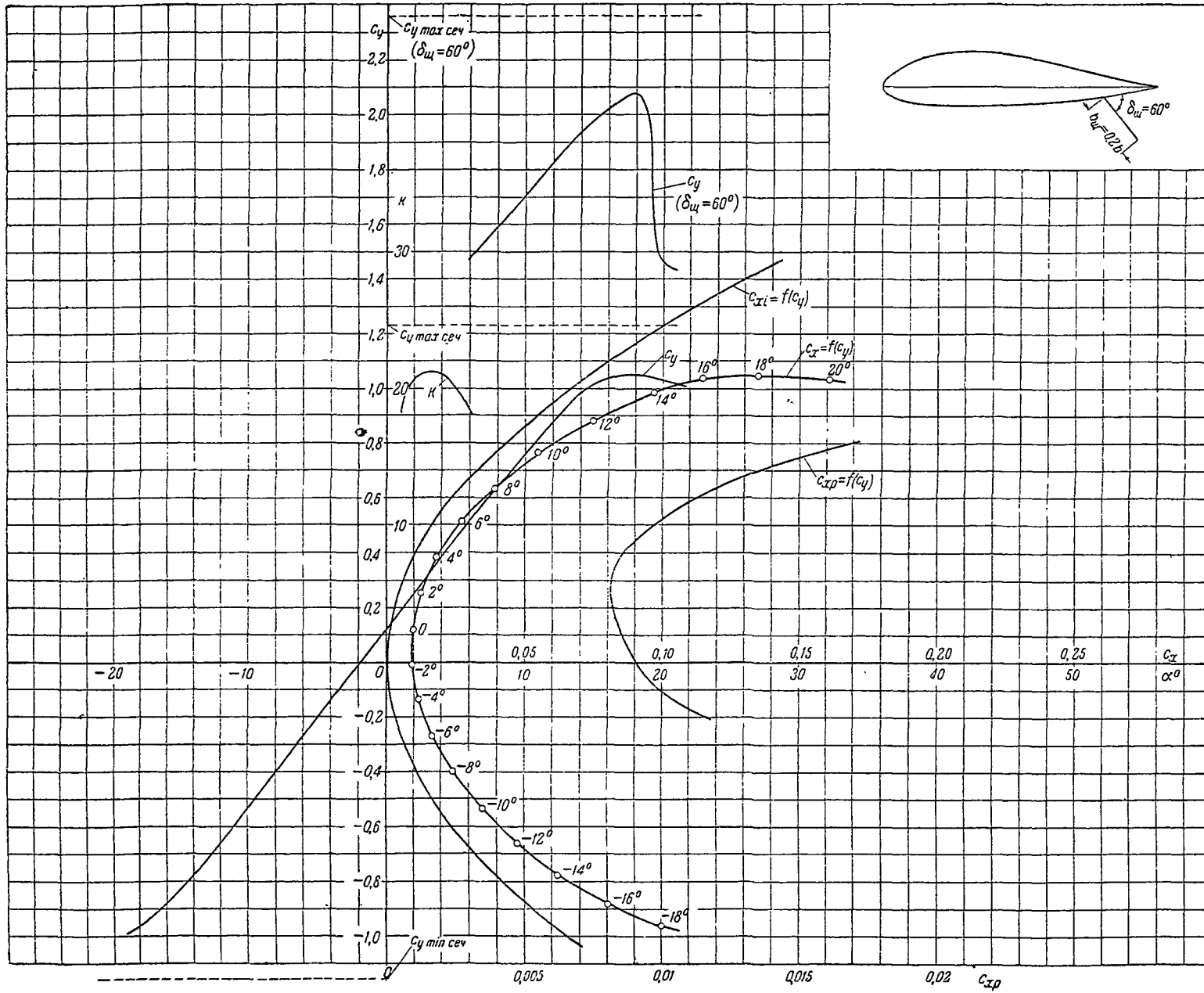


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-18°	-1,010	0,0978	-0,216	0,216				
-16°	-0,920	0,0795	-0,200	0,218				
-14°	-0,812	0,0625	-0,176	0,217				
-12°	-0,688	0,0490	-0,148	0,215				
-10°	-0,560	0,0354	-0,118	0,211				
-8°	-0,430	0,0255	-0,088	0,205				
-6°	-0,300	0,0176	-0,060	0,200				
-4°	-0,171	0,0116	-0,030	0,175	0,00969			
-2°	-0,041	0,0086	0,001		0,00845			
0°	0,086	0,0081	0,029	0,338	0,00765			
2°	0,218	0,0103	0,060	0,275	0,00721			
4°	0,349	0,0154	0,090	0,258	0,00735			
6°	0,478	0,0233	0,118	0,247	0,00835	1,385	0,563	0,406
8°	0,607	0,0344	0,150	0,247	0,01019	1,505	0,595	0,396
10°	0,735	0,0495	0,180	0,245		1,620	0,628	0,388
12°	0,854	0,0680	0,210	0,246		1,738	0,665	0,383
14°	0,948	0,0860	0,233	0,246		1,853	0,700	0,378
16°	1,020	0,1095	0,257	0,252		1,959	0,732	0,374
18°	1,052	0,1500	0,273	0,259		2,060	0,765	0,371



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

$C_{xp\ min} = 0,00811$

$C_{y\ opt} = 0,280$

$C_{x_0} = 0,00900$

$\alpha_0 = -1,9$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,17$

$C_{y\ max} = 1,230$

$\alpha_{кр} = -$

$C_{y\ min} = -1,16$

$C_{m_0} = 0,016$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,222$

$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 152,0$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_w = 60^\circ$

$C_{y\ max} = 2,360$

$\Delta C_{y\ max} = 1,130$

$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 291,0$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$

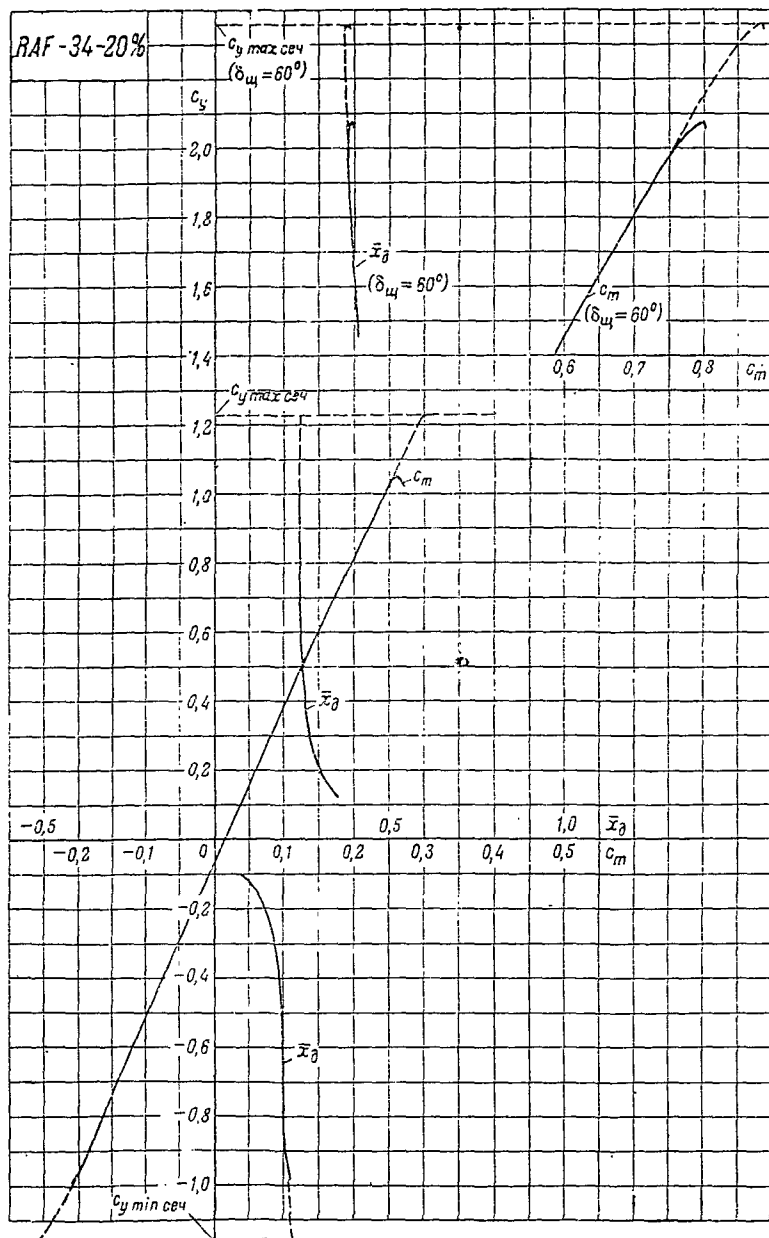


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

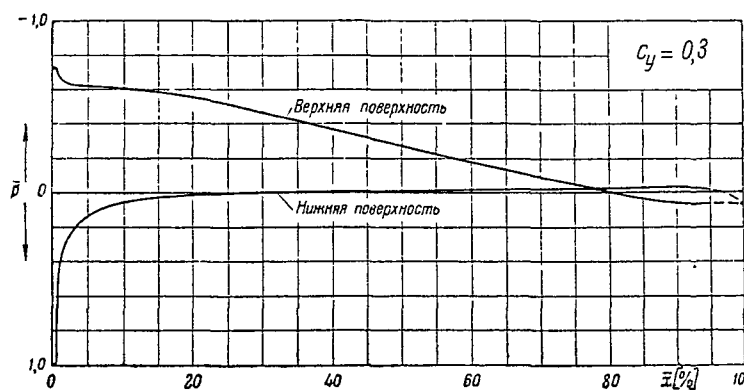
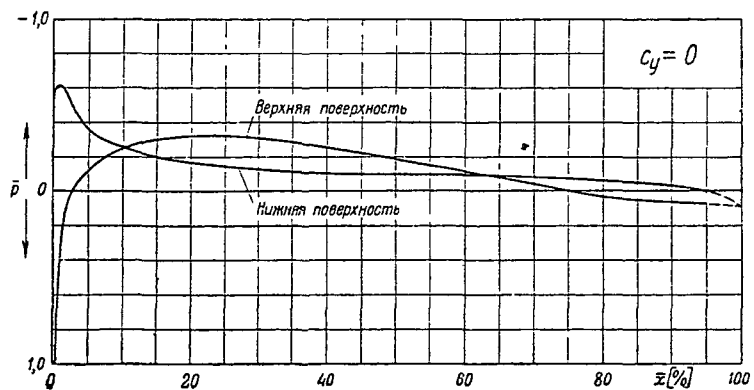
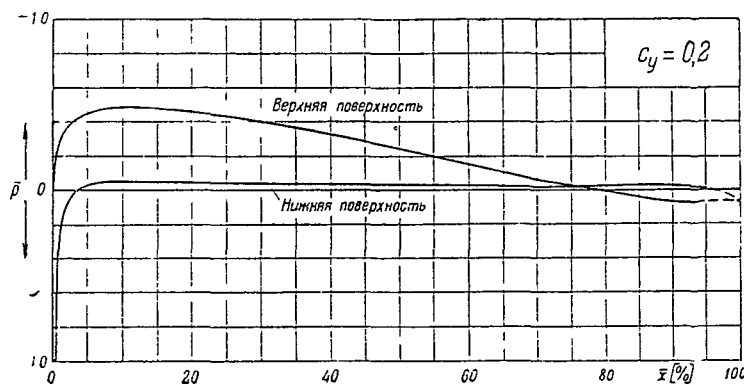
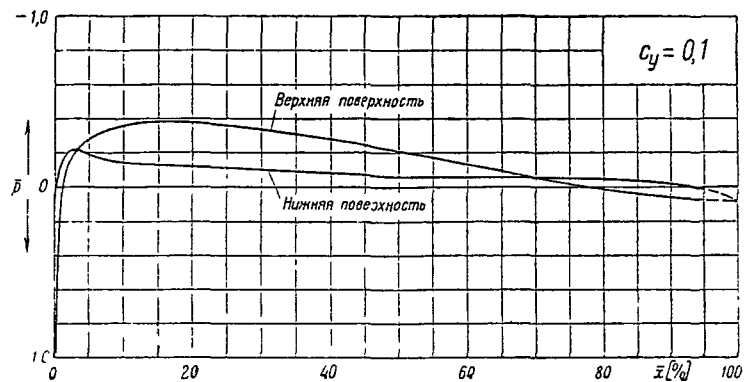
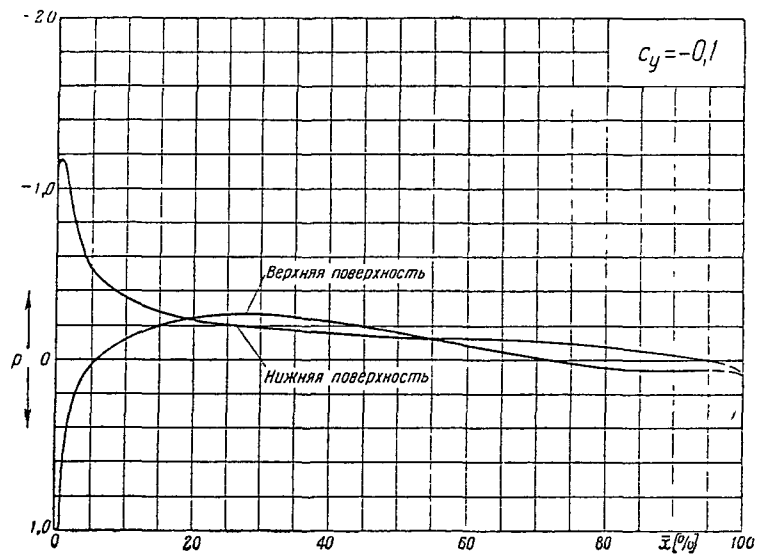
α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-18°	-0,964	0,1000	-0,203	0,211				
-16°	-0,883	0,0800	-0,183	0,207				
-14°	-0,777	0,0620	-0,158	0,203				
-12°	-0,660	0,0473	-0,133	0,202				
-10°	-0,532	0,0348	-0,105	0,198				
-8°	-0,400	0,0245	-0,075	0,188				
-6°	-0,270	0,0170	-0,046	0,170				
-4°	-0,140	0,0116	-0,017	0,121	0,01033			
-2°	-0,010	0,0091	0,013		0,00907			
0°	0,122	0,0095	0,043	0,352	0,0085			
2°	0,255	0,0124	0,073	0,286	0,00812			
4°	0,385	0,0182	0,102	0,266	0,00848			
6°	0,516	0,0274	0,130	0,252	0,00985	1,475	0,607	0,412
8°	0,645	0,0396	0,160	0,248	0,01223	1,594	0,640	0,402
10°	0,768	0,0544	0,188	0,246	0,01555	1,712	0,723	0,422
12°	0,880	0,0745	0,215	0,244		1,830	0,707	0,386
14°	0,985	0,0965	0,240	0,244		1,936	0,737	0,381
16°	1,037	0,1150	0,251	0,242		2,028	0,770	0,380
18°	1,049	0,1350	0,260	0,248		2,078	0,798	0,384

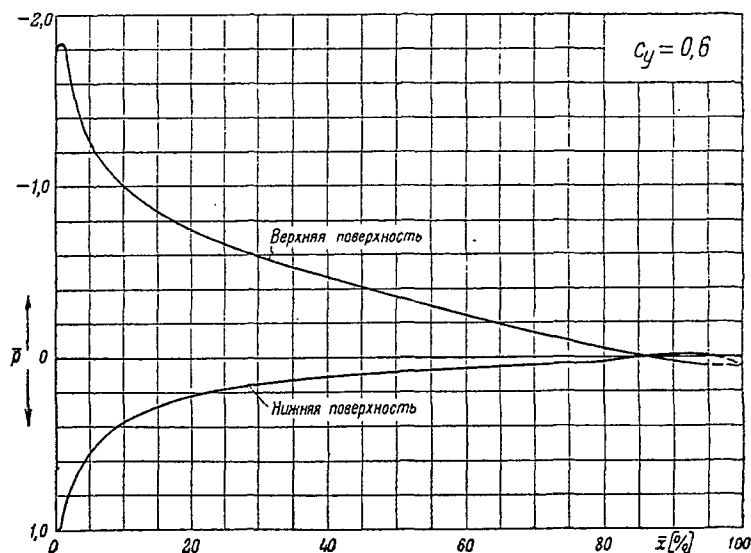
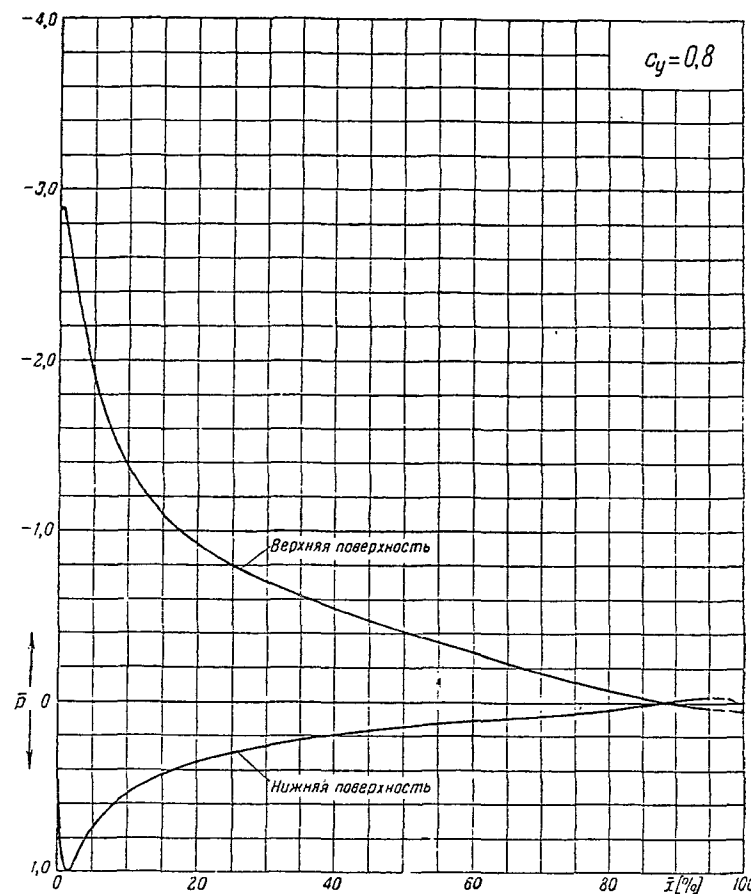
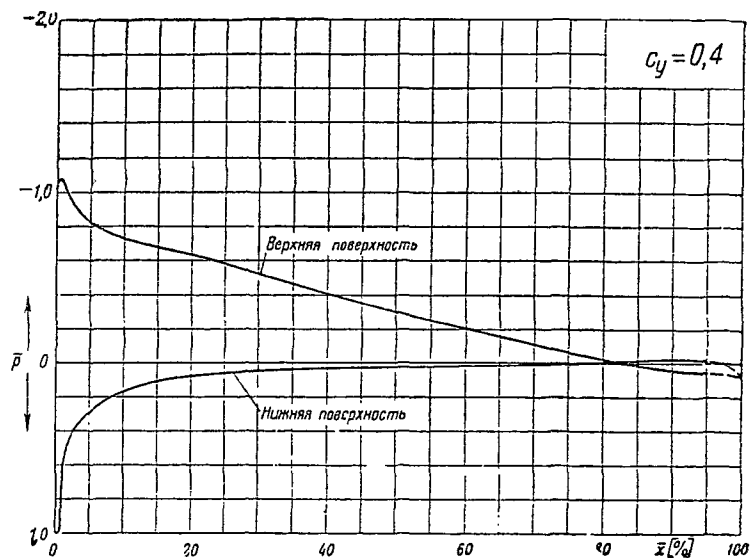
Распределение давления по профилю RAF-34-8%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{p-p_0}{q_0}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления на профиле RAF-34-8%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$(\bar{p} = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} - \text{коэффициент давления.})$$

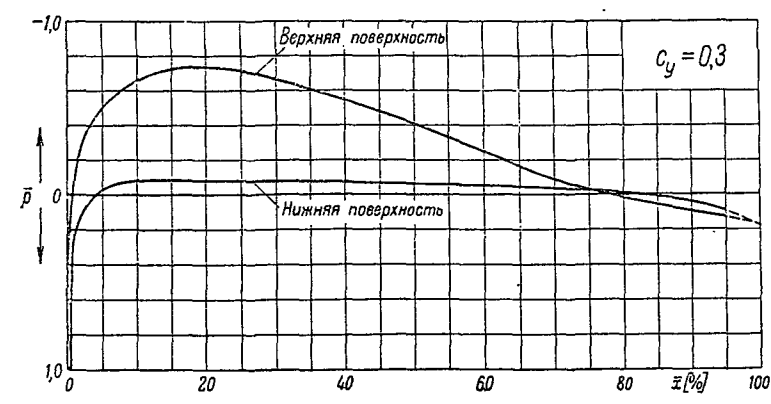
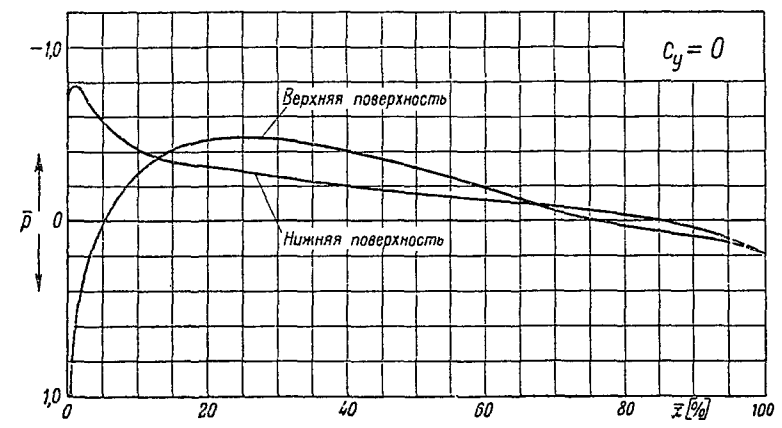
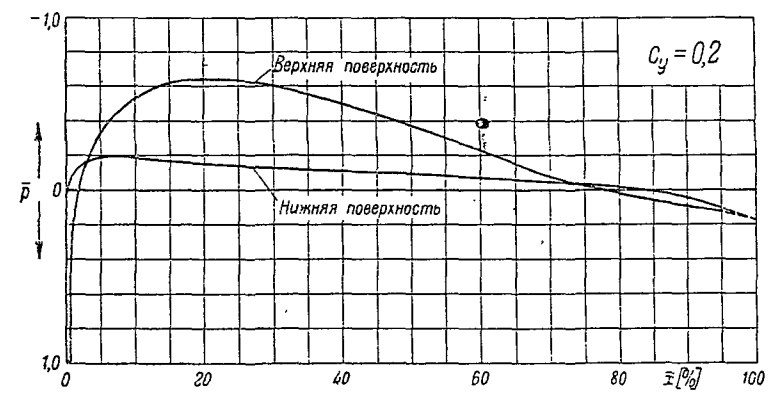
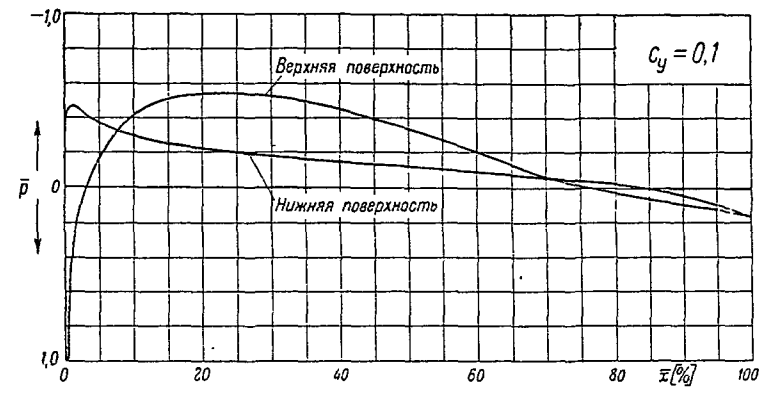
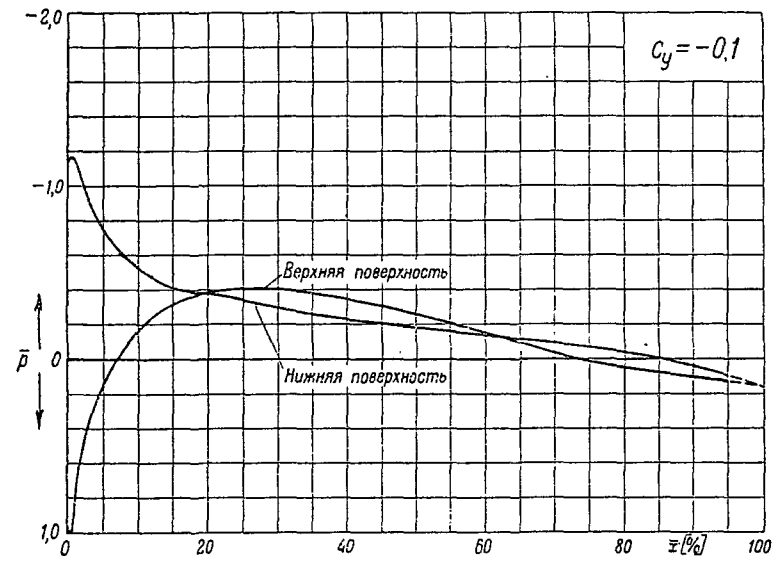
$$(\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды})$$

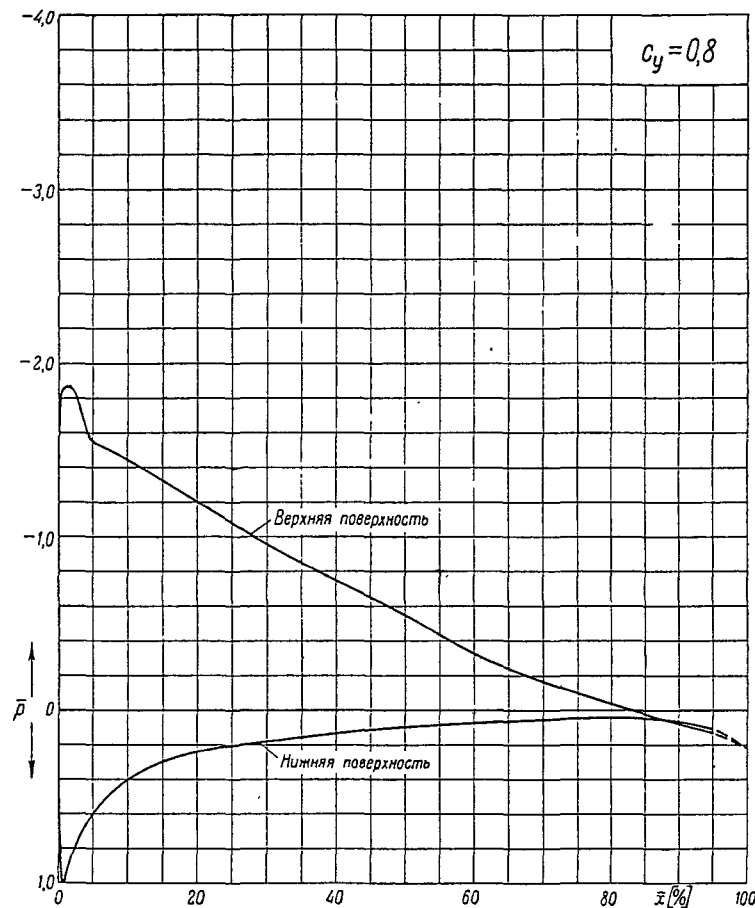
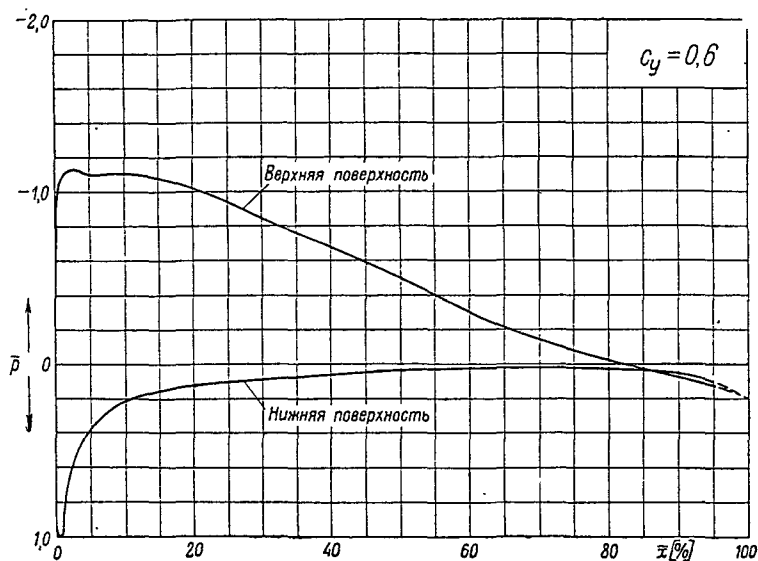
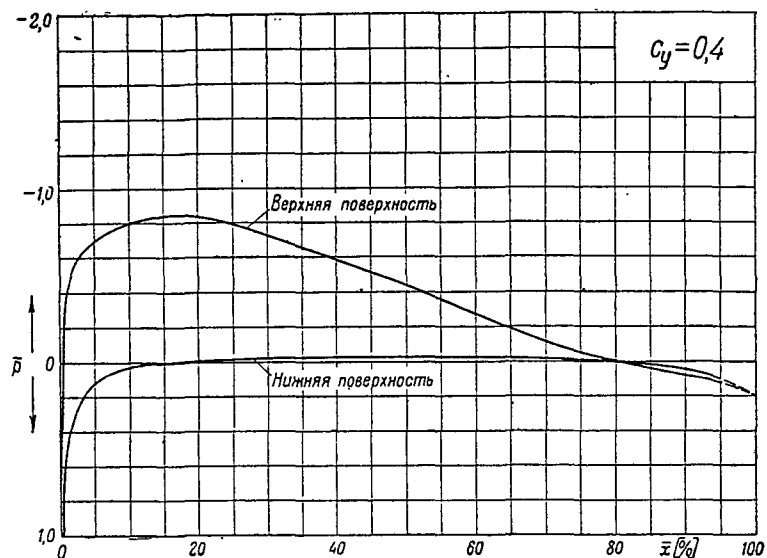
Распределение давления по профилю RAF-34-12,66%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$\left(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} - \text{коэффициент давления}\right)$$

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ - расстояние от передней кромки в долях хорды





Распределение давления по профилю RAF-34-12,66%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$\left(\bar{p} = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \text{ -- коэффициент давления.}\right)$$

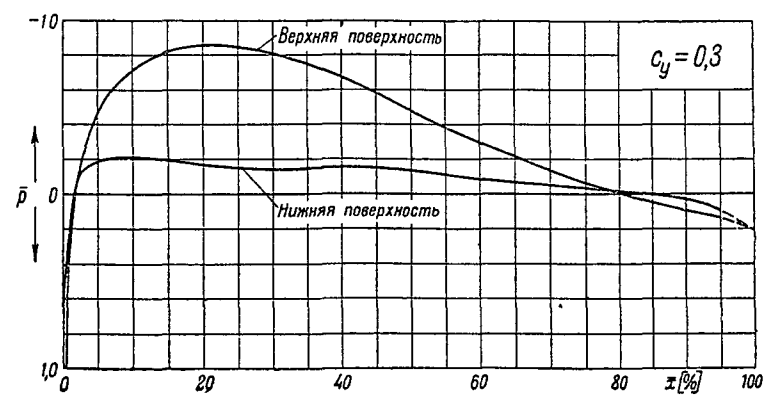
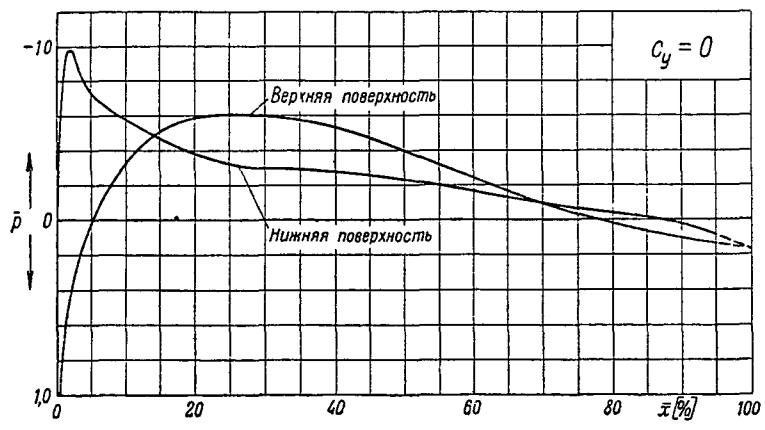
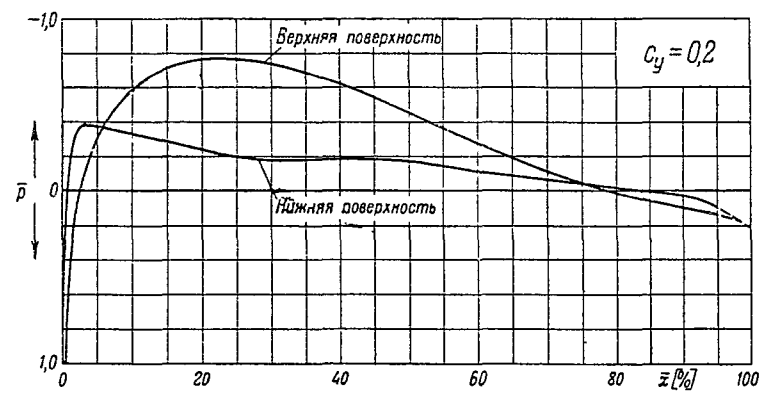
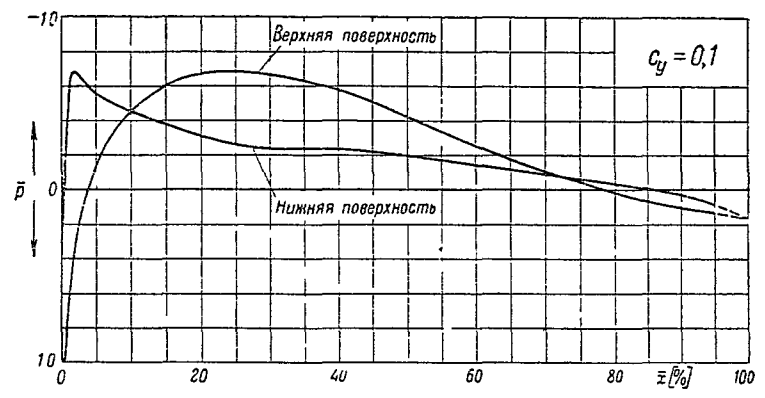
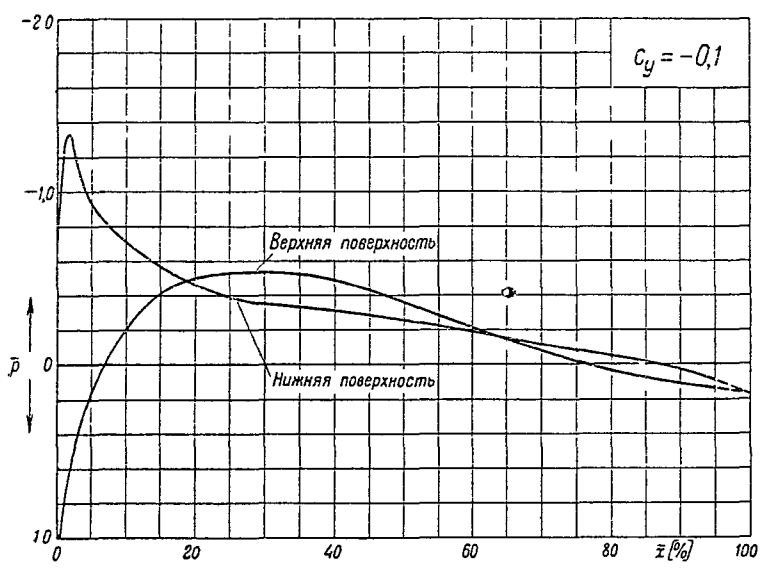
$$\bar{x} = \frac{x}{b} \text{ -- расстояние от передней кромки в долях хорды)}$$

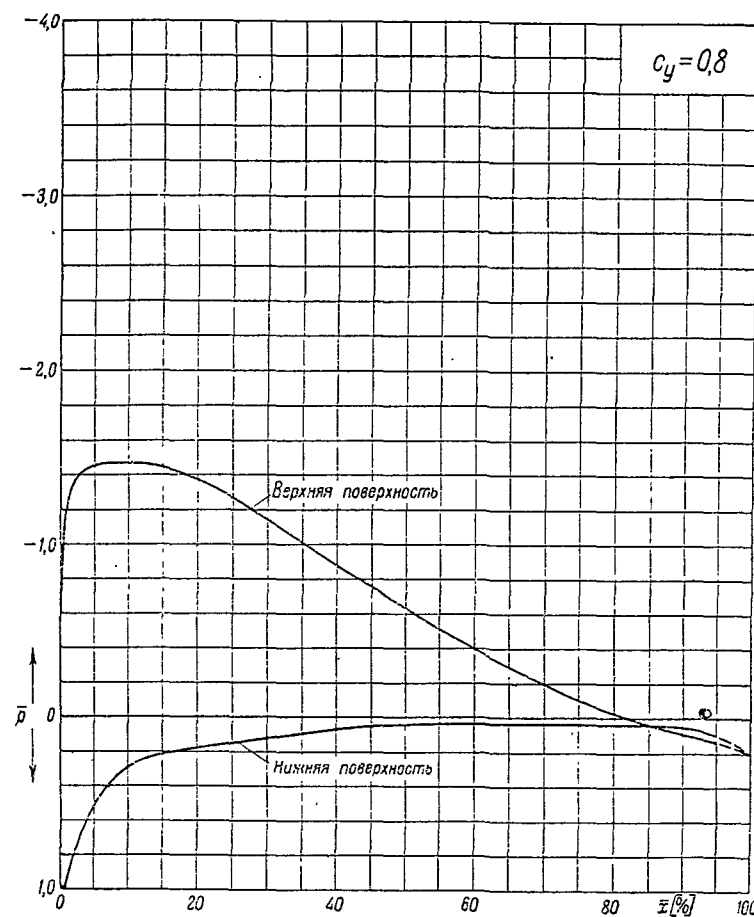
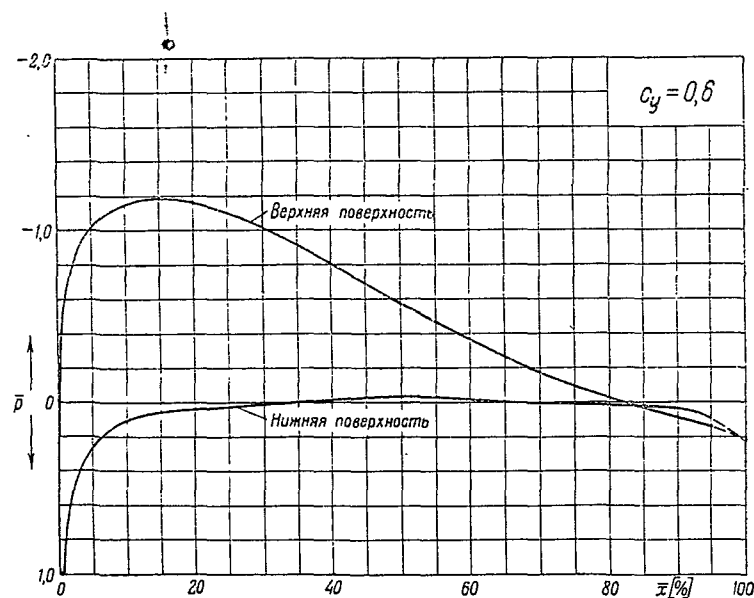
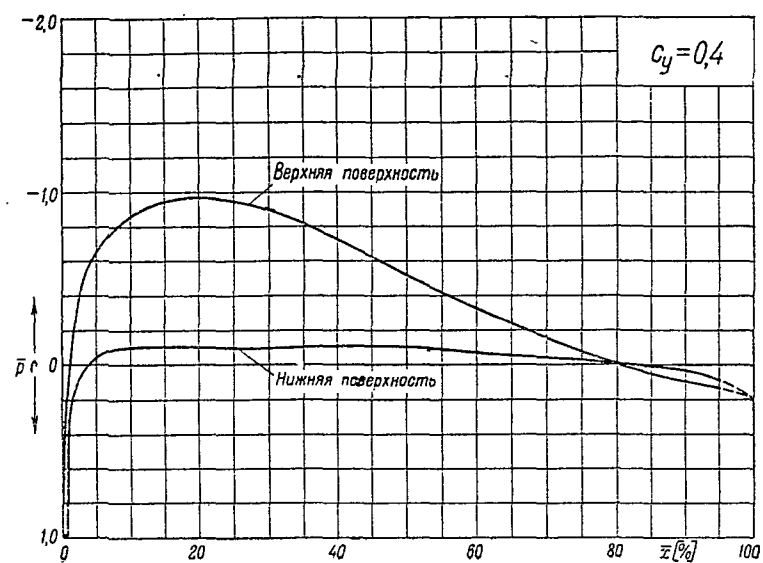
Распределение давления по профилю RAF-34-16%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления.

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления по профилю RAF-34-16%.

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$\left(\bar{p} = \frac{p - p_a}{q_a} - \text{коэффициент давления.}\right)$$

$$\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды)}$$

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,540	0,420	0,090	-0,270	-0,670	-1,060	-1,830	-2,780
2,5	0,210	0,010	-0,175	-0,380	-0,635	-0,930	-1,580	-2,410
5,0	0,025	-0,125	-0,280	-0,445	-0,620	-0,820	-1,260	-1,920
10,0	-0,120	-0,245	-0,360	-0,480	-0,600	-0,725	-1,010	-1,380
15,0	-0,200	-0,300	-0,380	-0,480	-0,580	-0,680	-0,860	-1,095
20,0	-0,250	-0,320	-0,380	-0,460	-0,555	-0,630	-0,750	-0,920
30,0	-0,265	-0,310	-0,340	-0,400	-0,460	-0,520	-0,595	-0,700
40,0	-0,220	-0,250	-0,280	-0,325	-0,365	-0,400	-0,475	-0,545
50,0	-0,160	-0,190	-0,210	-0,240	-0,270	-0,300	-0,360	-0,415
60,0	-0,080	-0,120	-0,135	-0,150	-0,180	-0,200	-0,255	-0,290
70,0	-0,020	-0,040	-0,060	-0,065	-0,090	-0,115	-0,145	-0,165
80,0	0,045	0,035	0,005	0,000	0,000	-0,020	-0,050	-0,070
90,0	0,060	0,060	0,060	0,065	0,060	0,050	0,020	0,010
95,0	0,060	0,075	0,075	0,065	0,065	0,060	0,050	0,040

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,140	-0,610	-0,130	0,340	0,500	0,700	0,930	0,960
2,5	-0,820	-0,510	-0,220	0,040	0,255	0,415	0,720	0,930
5,0	-0,525	-0,360	-0,190	-0,030	0,145	0,290	0,550	0,740
10,0	-0,365	-0,255	-0,145	-0,050	0,060	0,170	0,370	0,540
15,0	-0,280	-0,200	-0,130	-0,050	0,030	0,115	0,280	0,430
20,0	-0,225	-0,170	-0,120	-0,050	0,015	0,080	0,220	0,355
80,0	-0,180	-0,130	-0,100	-0,040	0,000	0,055	0,155	0,255
40,0	-0,155	-0,110	-0,080	-0,040	0,000	0,040	0,110	0,195
50,0	-0,120	-0,100	-0,060	-0,040	-0,010	0,025	0,080	0,140
60,0	-0,120	-0,100	-0,060	-0,025	-0,010	0,020	0,065	0,110
70,0	-0,110	-0,085	-0,060	-0,020	-0,020	0,015	0,045	0,080
80,0	-0,080	-0,065	-0,050	-0,025	-0,020	-0,005	0,025	0,050
90,0	-0,035	-0,030	-0,020	-0,030	-0,020	-0,020	-0,020	-0,015
95,0	0,000	0,000	0,010	-0,010	-0,010	-0,020	-0,005	-0,040

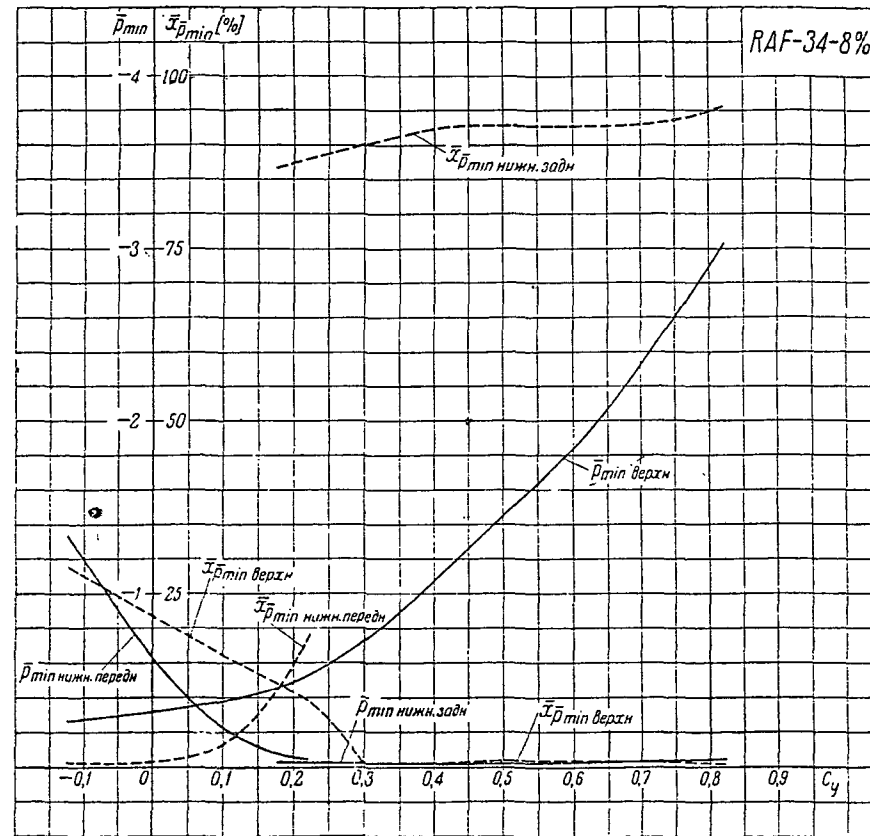


Таблица значений \bar{p}_{min} и $\bar{x}_{p_{min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{min} верхн	-0,280	-0,320	-0,380	-0,495	-0,740	-1,075	-1,450	-1,840	-2,900
\bar{p}_{min} нижн. передн	-1,200	-0,625	-0,225	-0,060	—	—	—	—	—
\bar{p}_{min} нижн. задн	—	—	—	-0,030	-0,020	-0,020	-0,020	-0,020	-0,040
$\bar{x}_{p_{min}}$ верхн [%]	27,6	21,7	16,2	10,9	0,5	0,5	1,0	1,0	0,5
$\bar{x}_{p_{min}}$ нижн. передн [%]	0,5	0,7	3,2	14,8	—	—	—	—	—
$\bar{x}_{p_{min}}$ нижн. задн [%]	—	—	—	87,5	90	92,4	92,8	92,7	95,0

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1	0,820	0,640	0,430	0,170	-0,115	-0,400	-1,095	-1,870
2,5	0,440	0,280	0,095	-0,135	-0,345	-0,600	-1,135	-1,815
5	0,150	0,010	-0,165	-0,330	-0,510	-0,695	-1,105	-1,560
10	-0,170	-0,280	-0,410	-0,530	-0,660	-0,800	-1,105	-1,450
15	-0,320	-0,410	-0,510	-0,620	-0,725	-0,840	-1,075	-1,330
20	-0,390	-0,465	-0,540	-0,645	-0,740	-0,835	-1,020	-1,210
30	-0,405	-0,470	-0,530	-0,600	-0,665	-0,730	-0,845	-0,960
40	-0,353	-0,405	-0,450	-0,495	-0,550	-0,590	-0,675	-0,750
50	-0,270	-0,310	-0,340	-0,375	-0,410	-0,440	-0,500	-0,550
60	-0,160	-0,190	-0,210	-0,230	-0,250	-0,275	-0,300	-0,325
70	-0,035	-0,050	-0,065	-0,080	-0,090	-0,105	-0,135	-0,170
80	0,050	0,035	0,030	0,020	0,015	0	-0,020	-0,040
90	0,100	0,095	0,100	0,095	0,090	0,085	0,080	0,080
95	0,125	0,120	0,130	0,125	0,125	0,125	0,130	0,130

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1	-1,150	-0,790	-0,475	-0,095	0,215	0,500	0,880	0,980
2,5	-1,960	-0,710	-0,430	-0,155	0,070	0,260	0,570	0,780
5	-0,740	-0,560	-0,370	-0,190	-0,030	0,120	0,370	0,600
10	-0,530	-0,410	-0,300	-0,190	-0,080	0,030	0,210	0,400
15	-0,415	-0,335	-0,255	-0,170	-0,085	0	0,155	0,300
20	-0,385	-0,310	-0,230	-0,150	-0,080	-0,010	0,120	0,245
30	-0,300	-0,250	-0,185	-0,130	-0,075	-0,020	0,085	0,180
40	-0,230	-0,195	-0,150	-0,110	-0,070	-0,025	0,065	0,135
50	-0,190	-0,155	-0,130	-0,095	-0,060	-0,025	0,040	0,095
60	-0,140	-0,115	-0,095	-0,075	-0,050	-0,025	0,030	0,070
70	-0,095	-0,080	-0,060	-0,050	-0,035	-0,015	0,025	0,055
80	-0,045	-0,035	-0,030	-0,025	-0,010	0	0,030	0,045
90	0,040	0,040	0,045	0,040	0,040	0,050	0,055	0,065
95	0,095	0,100	0,100	0,100	0,100	0,100	0,105	0,105

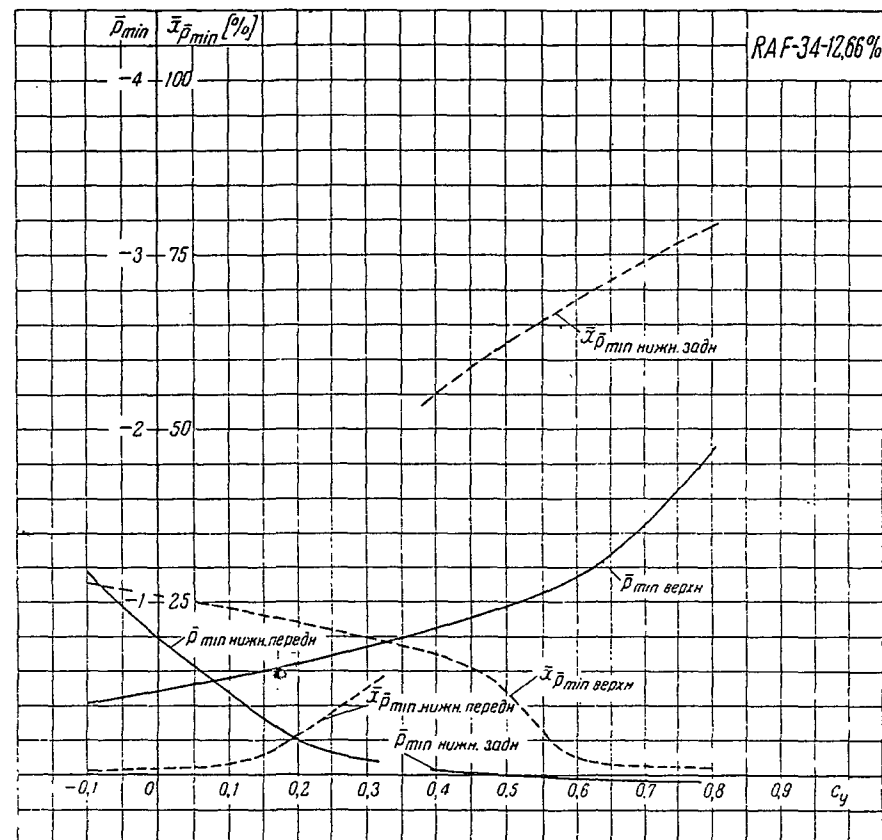


Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{p \min}$

c_y	-0,10	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,410	-0,480	-0,555	-0,645	-0,735	-0,845	-0,970	-1,140	-1,870
\bar{p}_{\min} нижн	-1,170	-0,790	-0,475	-0,205	-0,085	-	-	-	-
\bar{p}_{\min} нижн. задн.	-	-	-	-	-	-0,020	0,0	0,020	0,040
$\bar{x}_{p \min}$ верхн [%]	27,5	26,0	24,0	22,0	20,0	17,5	12,2	2,5	1,0
$\bar{x}_{p \min}$ нижн. [%]	0,50	0,75	1,30	5,70	12,4	-	-	-	-
$\bar{x}_{p \min}$ нижн. задн [%]	-	-	-	-	-	55,0	62,3	68,6	79,0

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1	0,805	0,715	0,600	0,430	0,260	0,065	-0,500	-1,250
2,5	0,495	0,350	0,200	0,015	-0,150	-0,375	-0,830	-1,400
5	0,150	0,010	-0,145	-0,320	-0,480	-0,650	-1,020	-1,450
10	-0,210	-0,330	-0,455	-0,590	-0,720	-0,860	-1,150	-1,470
15	-0,415	-0,500	-0,605	-0,710	-0,825	-0,940	-1,190	-1,450
20	-0,500	-0,585	-0,675	-0,765	-0,856	-0,960	-1,170	-1,370
30	-0,540	-0,600	-0,670	-0,745	-0,810	-0,890	-1,010	-1,150
40	-0,490	-0,535	-0,590	-0,625	-0,675	-0,725	-0,805	-0,885
50	-0,360	-0,400	-0,430	-0,460	-0,480	-0,510	-0,570	-0,635
60	-0,220	-0,245	-0,260	-0,280	-0,300	-0,325	-0,360	-0,400
70	-0,080	-0,095	-0,105	-0,115	-0,140	-0,150	-0,170	-0,195
80	0,030	0,020	0,015	0,010	0	0	-0,025	-0,030
90	0,115	0,100	0,100	0,100	0,100	0,100	0,090	0,090
95	0,135	0,130	0,130	0,140	0,140	0,140	0,145	0,135

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1	-1,240	-0,850	-0,480	-0,135	0,170	0,410	0,810	0,940
2,5	-1,210	-0,945	-0,660	-0,370	-0,120	0,090	0,470	0,740
5	-0,930	-0,725	-0,560	-0,375	-0,195	-0,045	0,265	0,515
10	-0,710	-0,575	-0,460	-0,335	-0,210	-0,100	0,100	0,290
15	-0,570	-0,475	-0,380	-0,290	-0,195	-0,110	0,055	0,215
20	-0,460	-0,380	-0,310	-0,240	-0,170	-0,100	0,040	0,185
30	-0,350	-0,300	-0,240	-0,180	-0,145	-0,095	0,010	0,125
40	-0,310	-0,280	-0,235	-0,195	-0,155	-0,105	-0,020	0,070
50	-0,260	-0,235	-0,200	-0,175	-0,135	-0,105	-0,035	0,040
60	-0,190	-0,160	-0,145	-0,120	-0,085	-0,070	-0,020	0,035
70	-0,120	-0,100	-0,095	-0,070	-0,055	-0,045	0	0,040
80	-0,050	-0,040	-0,035	-0,025	-0,020	0	0,020	0,040
90	0,020	0,020	0,025	0,080	0,030	0,035	0,040	0,050
95	0,090	0,080	0,085	0,095	0,100	0,090	0,100	0,100

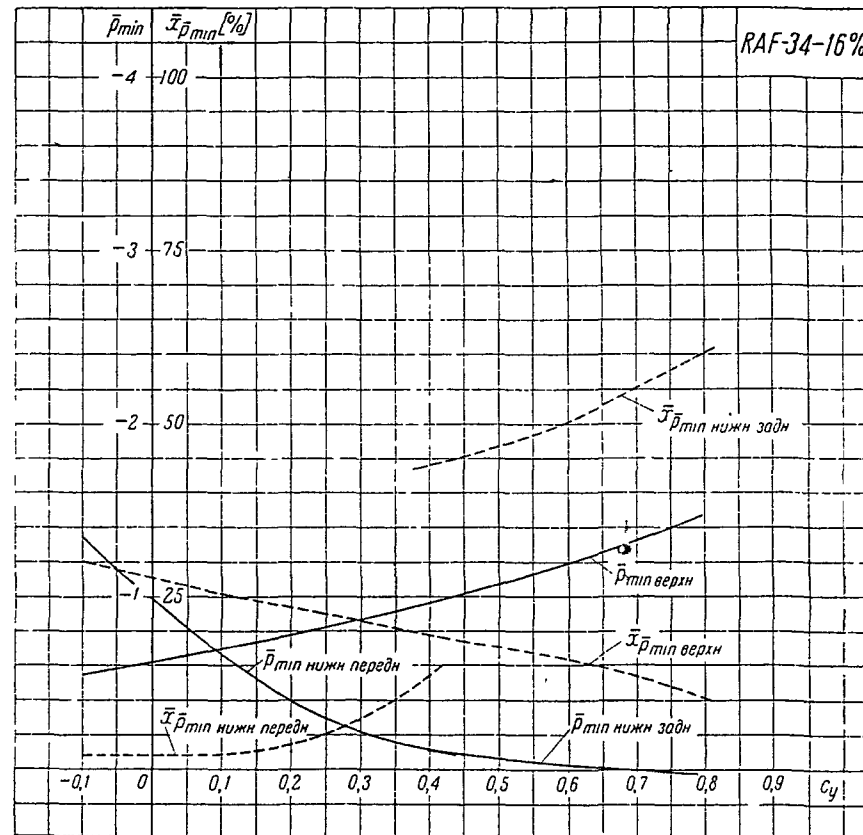
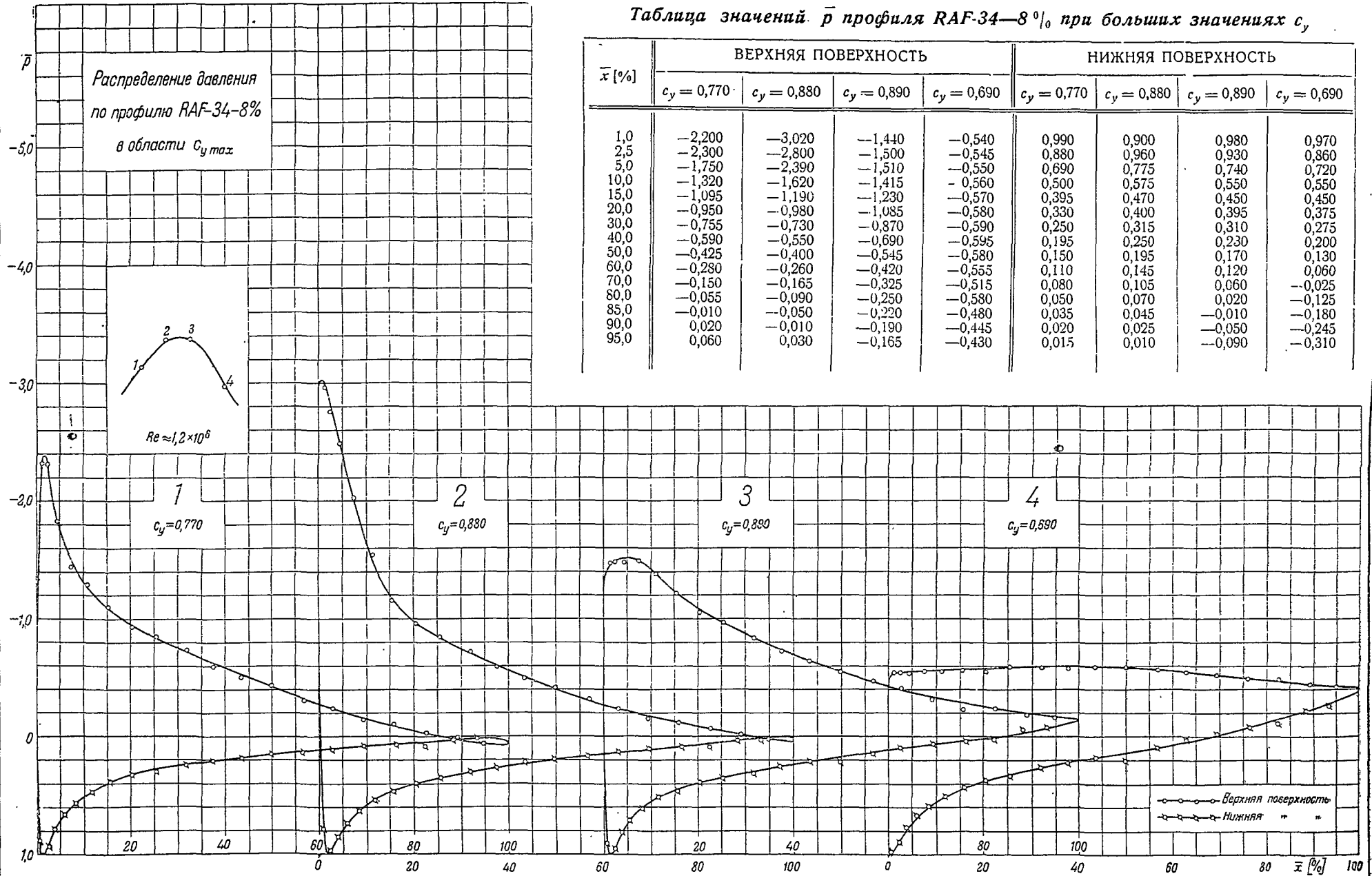


Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,540	-0,600	-0,690	-0,770	-0,860	-0,960	-1,070	-1,190	-1,470
\bar{p}_{\min} нижн	-1,345	-0,990	-0,670	-0,395	-0,210	-0,115	-	-	-
\bar{p}_{\min} нижн задн	-	-	-	-	-	-0,110	-0,070	-0,030	0,030
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	30,0	27,5	25,3	23,5	21,5	19,3	17,7	15,9	10,2
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ шп нижн [%]	2,0	2,0	2,1	3,7	7,2	13,6	-	-	-
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ шп нижн задн [%]	-	-	-	-	-	43,9	46,7	50,0	60,0

Таблица значений \bar{p} профиля RAF-34-8% при больших значениях c_y

\bar{x} [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 0,770$	$c_y = 0,880$	$c_y = 0,890$	$c_y = 0,690$	$c_y = 0,770$	$c_y = 0,880$	$c_y = 0,890$	$c_y = 0,690$
1,0	-2,200	-3,020	-1,440	-0,540	0,990	0,900	0,980	0,970
2,5	-2,300	-2,800	-1,500	-0,545	0,880	0,960	0,930	0,860
5,0	-1,750	-2,390	-1,510	-0,550	0,690	0,775	0,740	0,720
10,0	-1,320	-1,620	-1,415	-0,560	0,500	0,575	0,550	0,550
15,0	-1,095	-1,190	-1,230	-0,570	0,395	0,470	0,450	0,450
20,0	-0,950	-0,980	-1,085	-0,580	0,330	0,400	0,395	0,375
30,0	-0,755	-0,730	-0,870	-0,590	0,250	0,315	0,310	0,275
40,0	-0,590	-0,550	-0,690	-0,595	0,195	0,250	0,230	0,200
50,0	-0,425	-0,400	-0,545	-0,580	0,150	0,195	0,170	0,130
60,0	-0,280	-0,260	-0,420	-0,555	0,110	0,145	0,120	0,060
70,0	-0,150	-0,165	-0,325	-0,515	0,080	0,105	0,060	-0,025
80,0	-0,055	-0,090	-0,250	-0,580	0,050	0,070	0,020	-0,125
85,0	-0,010	-0,050	-0,220	-0,480	0,035	0,045	-0,010	-0,180
90,0	0,020	-0,010	-0,190	-0,445	0,020	0,025	-0,050	-0,245
95,0	0,060	0,030	-0,165	-0,430	0,015	0,010	-0,090	-0,310



Распределение давления
по профилю RAF-34-12,66%
в области $c_y \max$

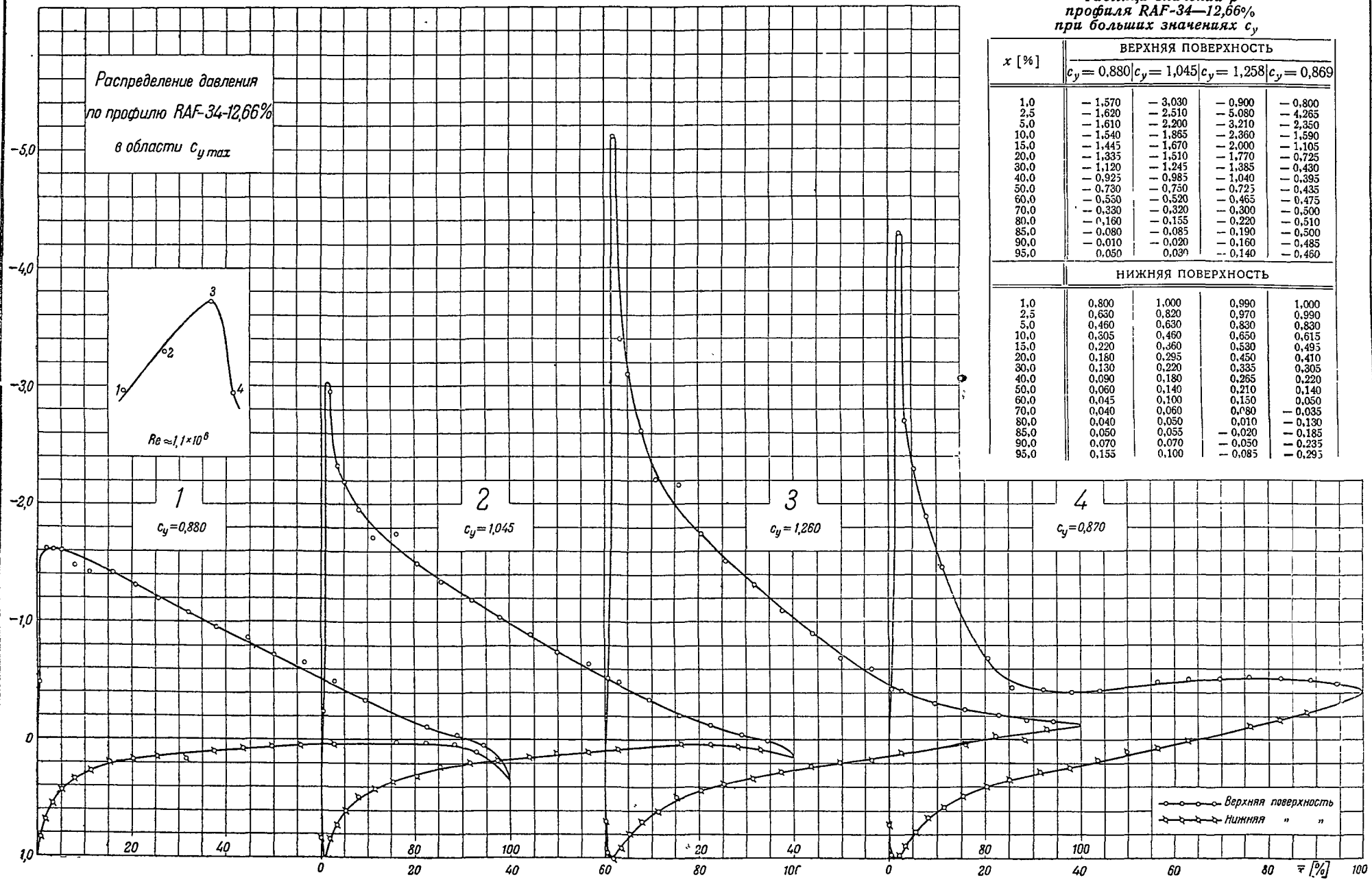
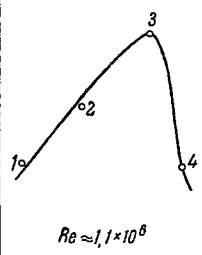


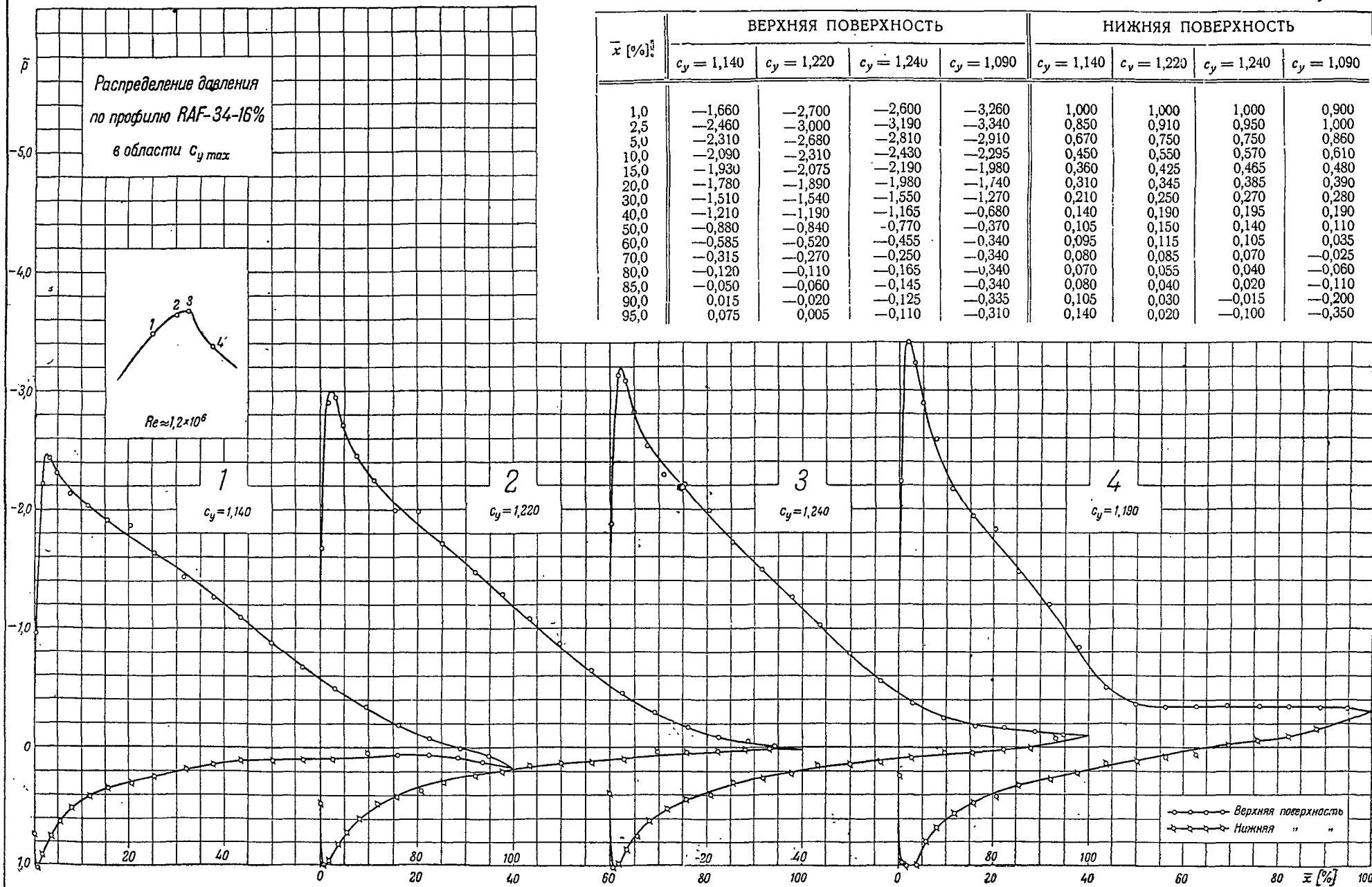
Таблица значений \bar{p}
профиля RAF-34-12,66%
при больших значениях c_y

x [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 0,880$	$c_y = 1,045$	$c_y = 1,258$	$c_y = 0,869$
1.0	-1,570	-3,030	-0,900	-0,800
2.5	-1,620	-2,510	-5,080	-4,265
5.0	-1,610	-2,200	-3,210	-2,350
10.0	-1,540	-1,855	-2,360	-1,590
15.0	-1,445	-1,670	-2,000	-1,105
20.0	-1,335	-1,510	-1,770	-0,725
30.0	-1,120	-1,245	-1,385	-0,430
40.0	-0,925	-0,985	-1,040	-0,395
50.0	-0,730	-0,750	-0,725	-0,435
60.0	-0,550	-0,520	-0,465	-0,475
70.0	-0,330	-0,320	-0,300	-0,500
80.0	-0,160	-0,155	-0,220	-0,510
85.0	-0,080	-0,085	-0,190	-0,500
90.0	-0,010	-0,020	-0,160	-0,485
95.0	0,050	0,030	-0,140	-0,460

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				
1.0	0,800	1,000	0,990	1,000
2.5	0,630	0,820	0,970	0,990
5.0	0,460	0,630	0,830	0,830
10.0	0,305	0,460	0,650	0,615
15.0	0,220	0,360	0,530	0,495
20.0	0,180	0,295	0,450	0,410
30.0	0,130	0,220	0,335	0,305
40.0	0,090	0,180	0,265	0,220
50.0	0,060	0,140	0,210	0,140
60.0	0,045	0,100	0,150	0,050
70.0	0,040	0,060	0,080	-0,035
80.0	0,040	0,050	0,010	-0,130
85.0	0,050	0,055	-0,020	-0,185
90.0	0,070	0,070	-0,050	-0,235
95.0	0,155	0,100	-0,085	-0,295

Таблица значений \bar{p} профиля RAF-34-16°₀ при больших значениях c_y

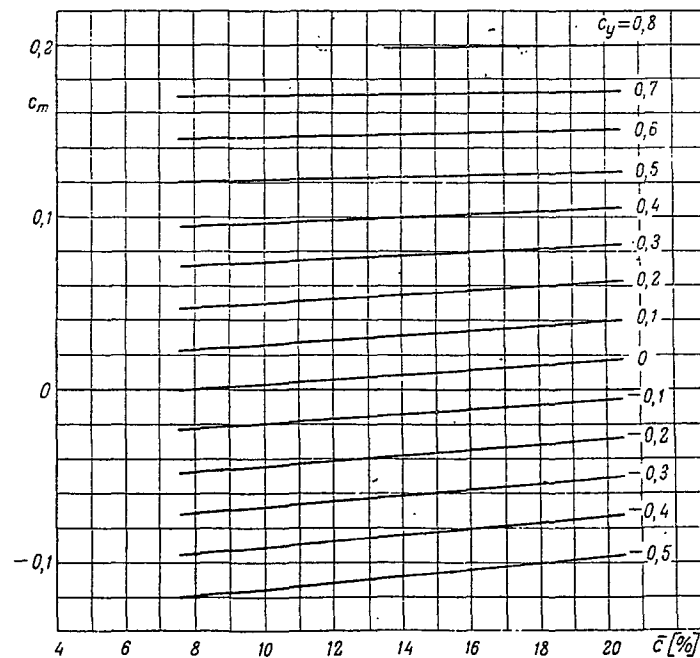
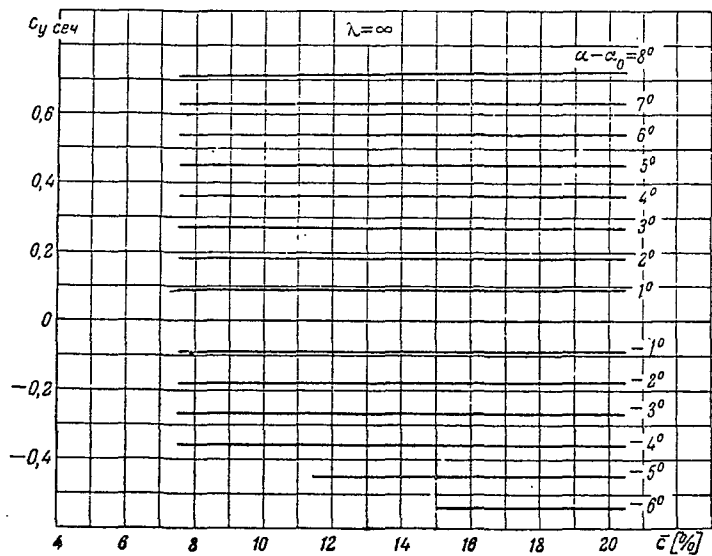
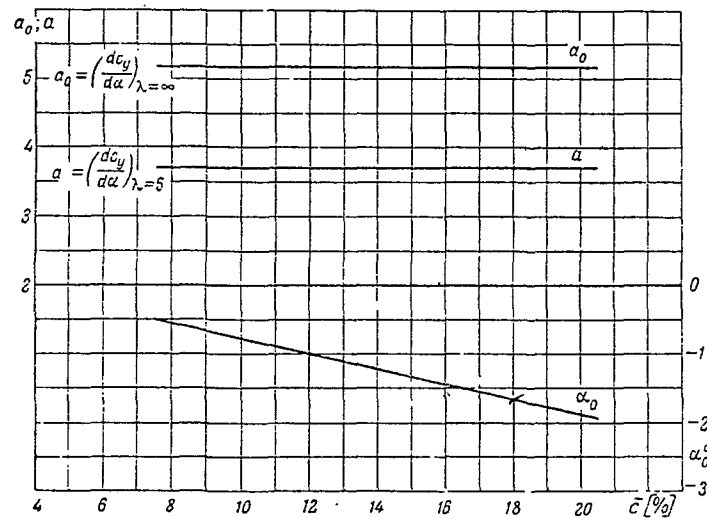
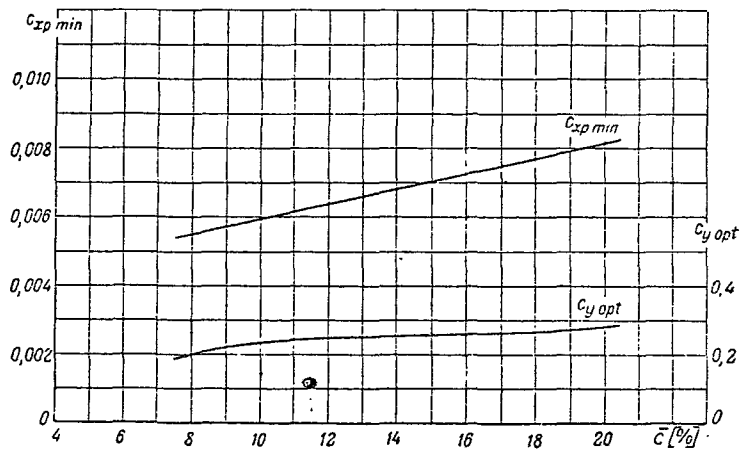
$\bar{x} [\%]_{\text{д}}$	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 1,140$	$c_y = 1,220$	$c_y = 1,240$	$c_y = 1,090$	$c_y = 1,140$	$c_y = 1,220$	$c_y = 1,240$	$c_y = 1,090$
1,0	-1,660	-2,700	-2,600	-3,260	1,000	1,000	1,000	0,900
2,5	-2,460	-3,000	-3,190	-3,340	0,850	0,910	0,950	1,000
5,0	-2,310	-2,680	-2,810	-2,910	0,670	0,750	0,750	0,860
10,0	-2,090	-2,310	-2,430	-2,295	0,450	0,550	0,570	0,610
15,0	-1,930	-2,075	-2,190	-1,980	0,360	0,425	0,465	0,480
20,0	-1,780	-1,890	-1,980	-1,740	0,310	0,345	0,385	0,390
30,0	-1,510	-1,540	-1,550	-1,270	0,210	0,250	0,270	0,280
40,0	-1,210	-1,190	-1,165	-0,680	0,140	0,190	0,195	0,190
50,0	-0,880	-0,840	-0,770	-0,370	0,105	0,150	0,140	0,110
60,0	-0,585	-0,520	-0,455	-0,340	0,095	0,115	0,105	0,035
70,0	-0,315	-0,270	-0,250	-0,340	0,080	0,085	0,070	-0,025
80,0	-0,120	-0,110	-0,165	-0,340	0,070	0,055	0,040	-0,060
85,0	-0,050	-0,060	-0,145	-0,340	0,080	0,040	0,020	-0,110
90,0	0,015	-0,020	-0,125	-0,335	0,105	0,030	-0,015	-0,200
95,0	0,075	0,005	-0,110	-0,310	0,140	0,020	-0,100	-0,350



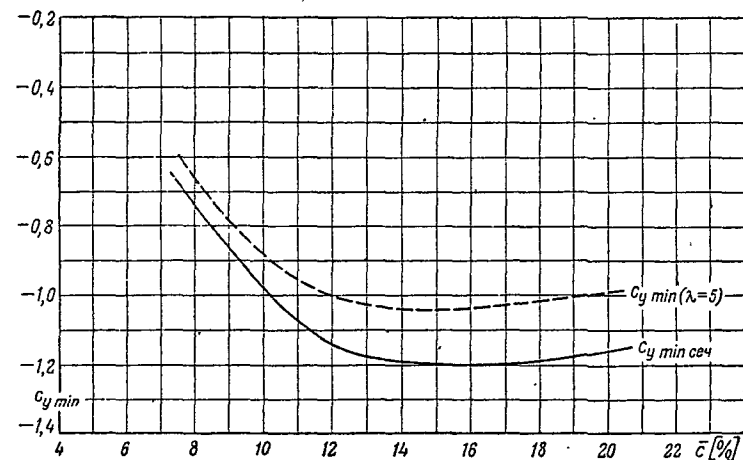
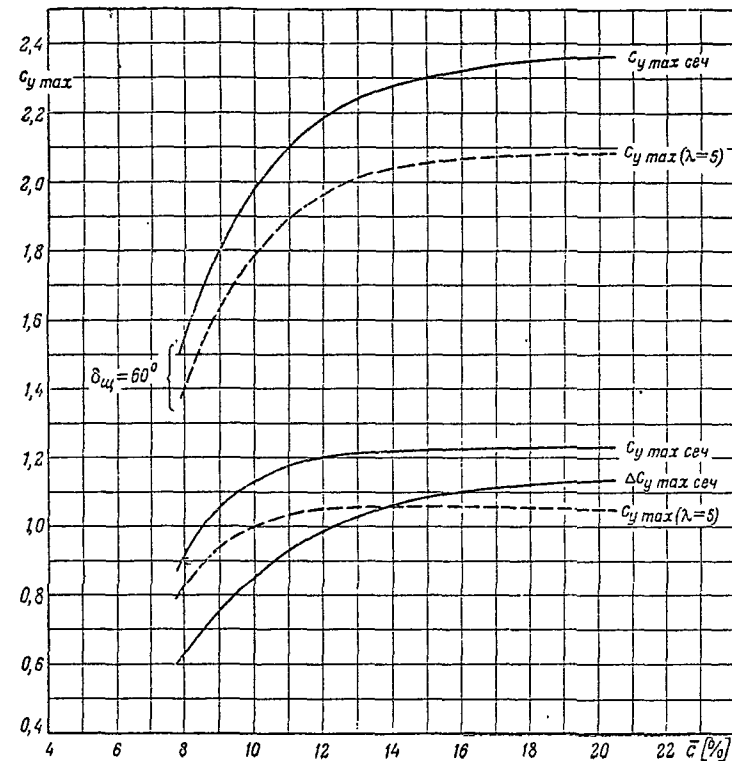
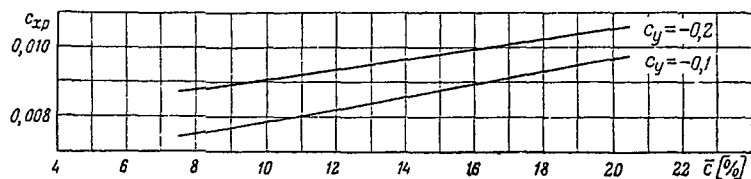
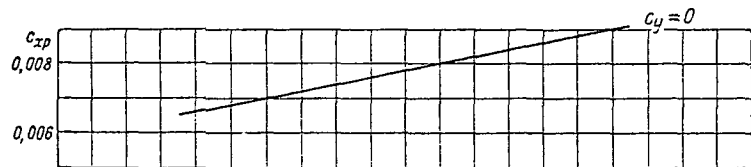
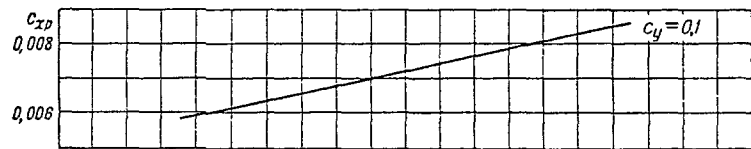
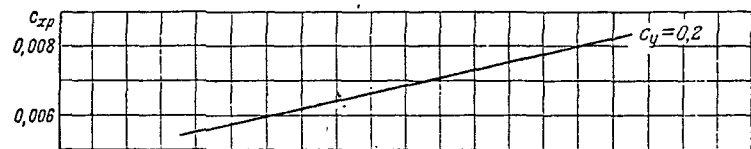
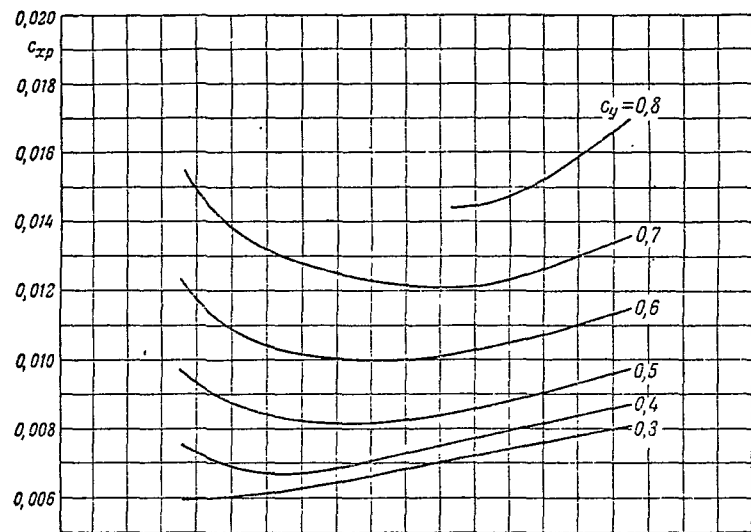
Серия RAF-34

Сводные диаграммы

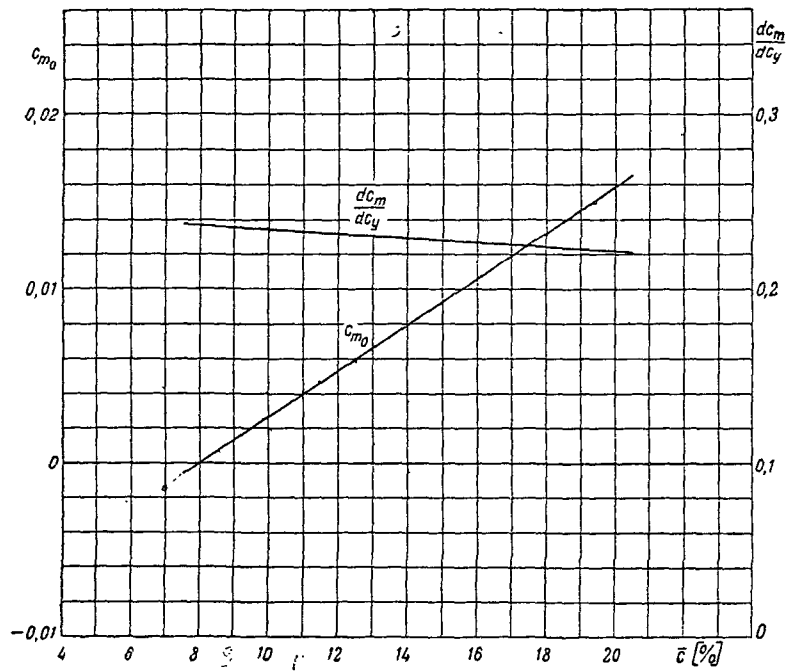
$Re \approx 1,7 \times 10^6$



Серия RAF-34

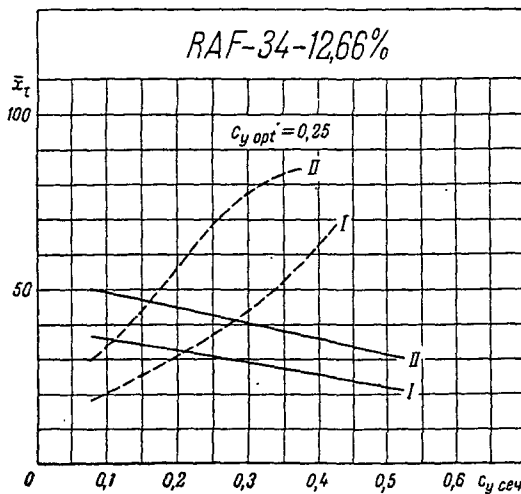
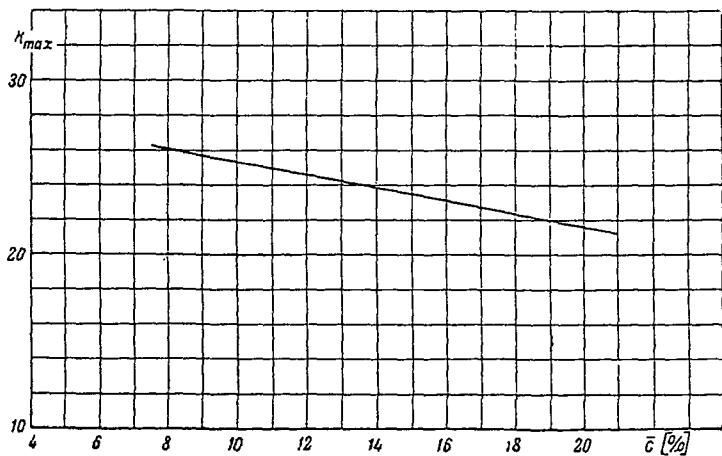
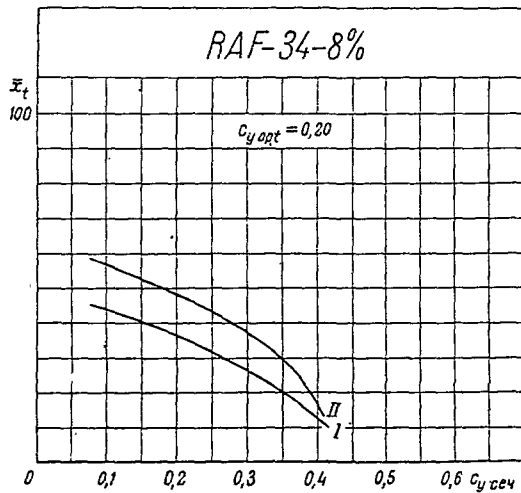


Серия-RAF-34

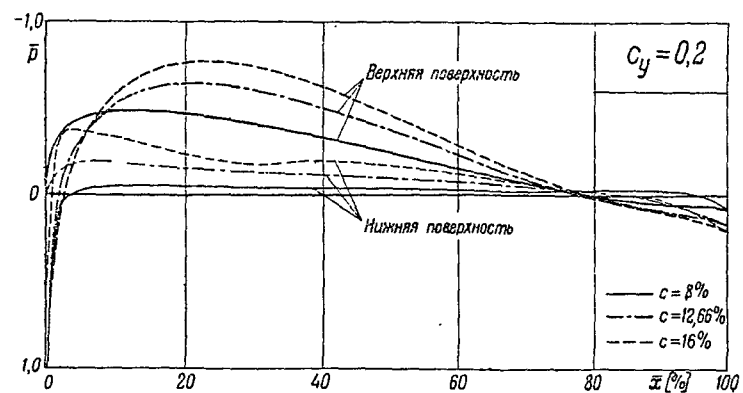
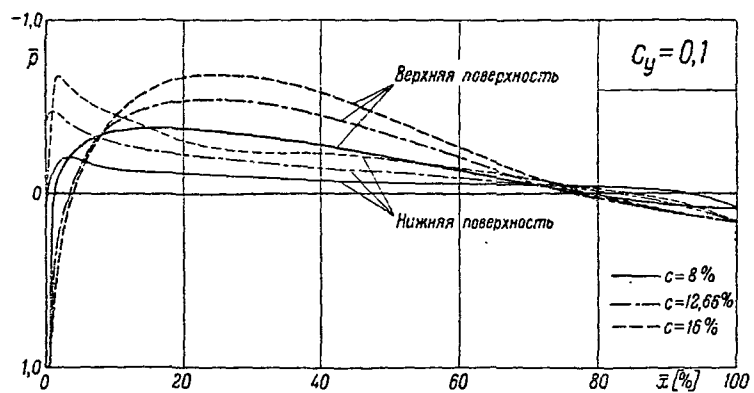
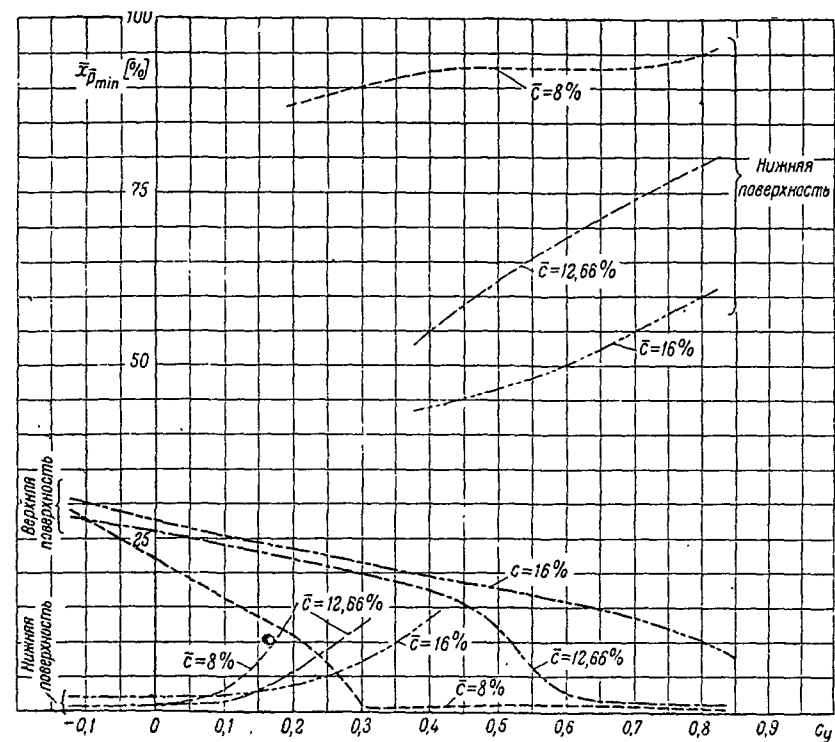
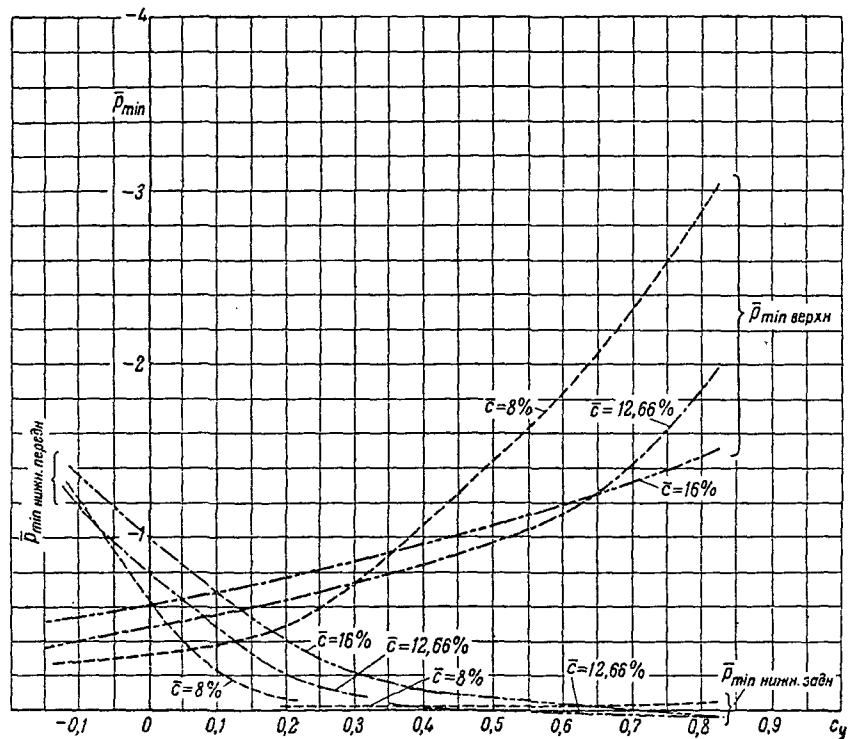


Границы области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние при $Re = 1,7 \times 10^6$

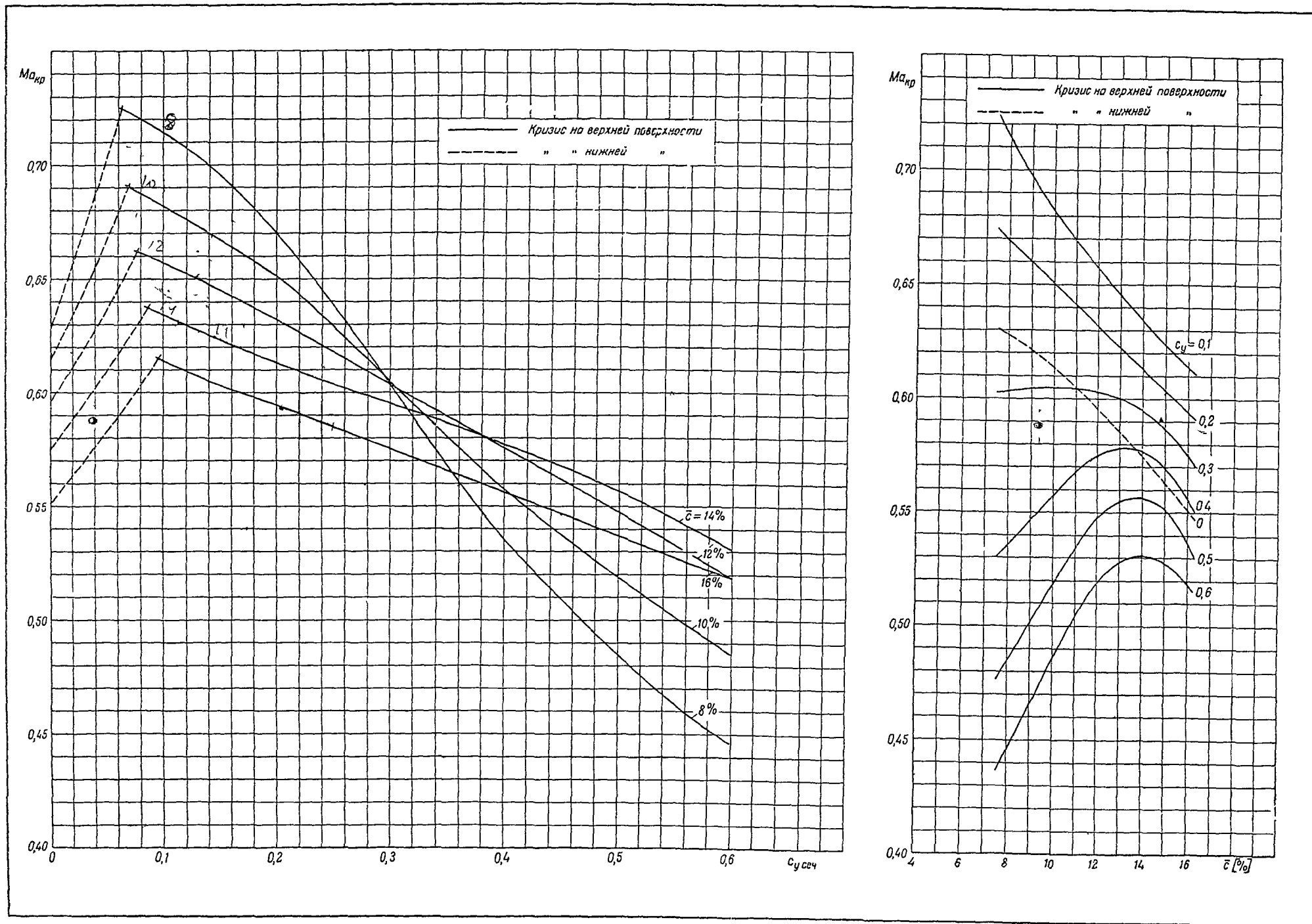
- \bar{x}_t — расстояние от передней кромки в процентах хорды
- I — начало перехода
- II — конец перехода
- область перехода на верхней поверхности
- - - область перехода на нижней поверхности



Серия RAF-34



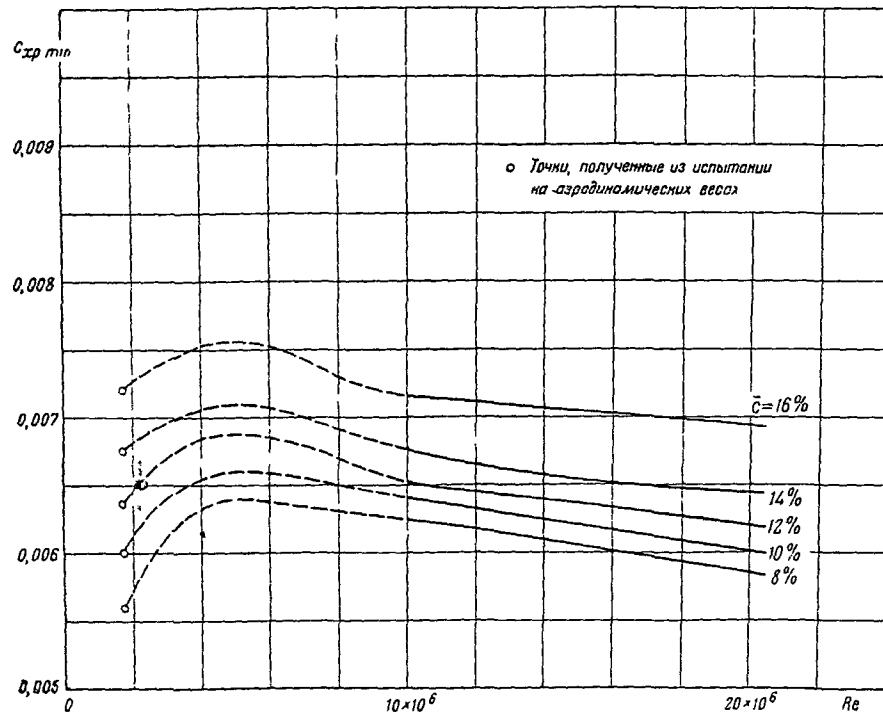
Серия RAF-34



Серия RAF-34

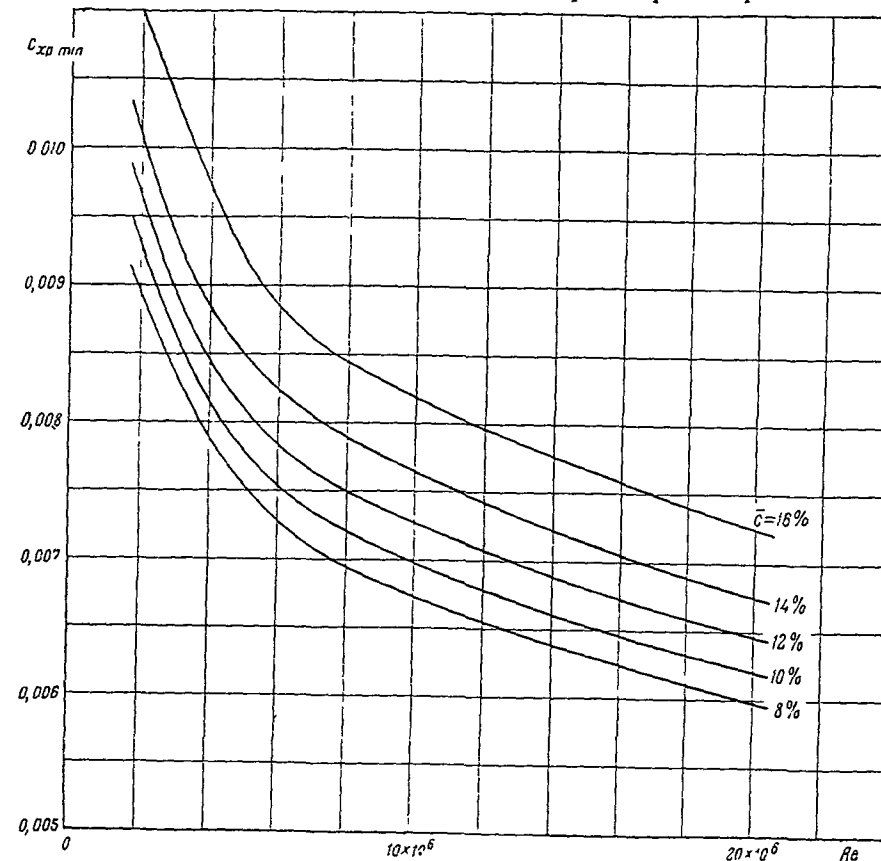
Расчетные графики для определения минимальных значений коэффициента профильного сопротивления на больших числах Рейнольдса

Первый вариант расчета (основной)



\bar{c} \ Re	8%	10%	12%	14%	16%
$1,7 \times 10^6$	0,00560	0,00600	0,00635	0,00675	0,00720
5×10^6	0,00640	0,00660	0,00637	0,00710	0,00755
10×10^6	0,00625	0,00640	0,00653	0,00675	0,00715
15×10^6	0,00607	0,00621	0,00637	0,00653	0,00703
20×10^6	0,00585	0,00602	0,00620	0,00645	0,00694

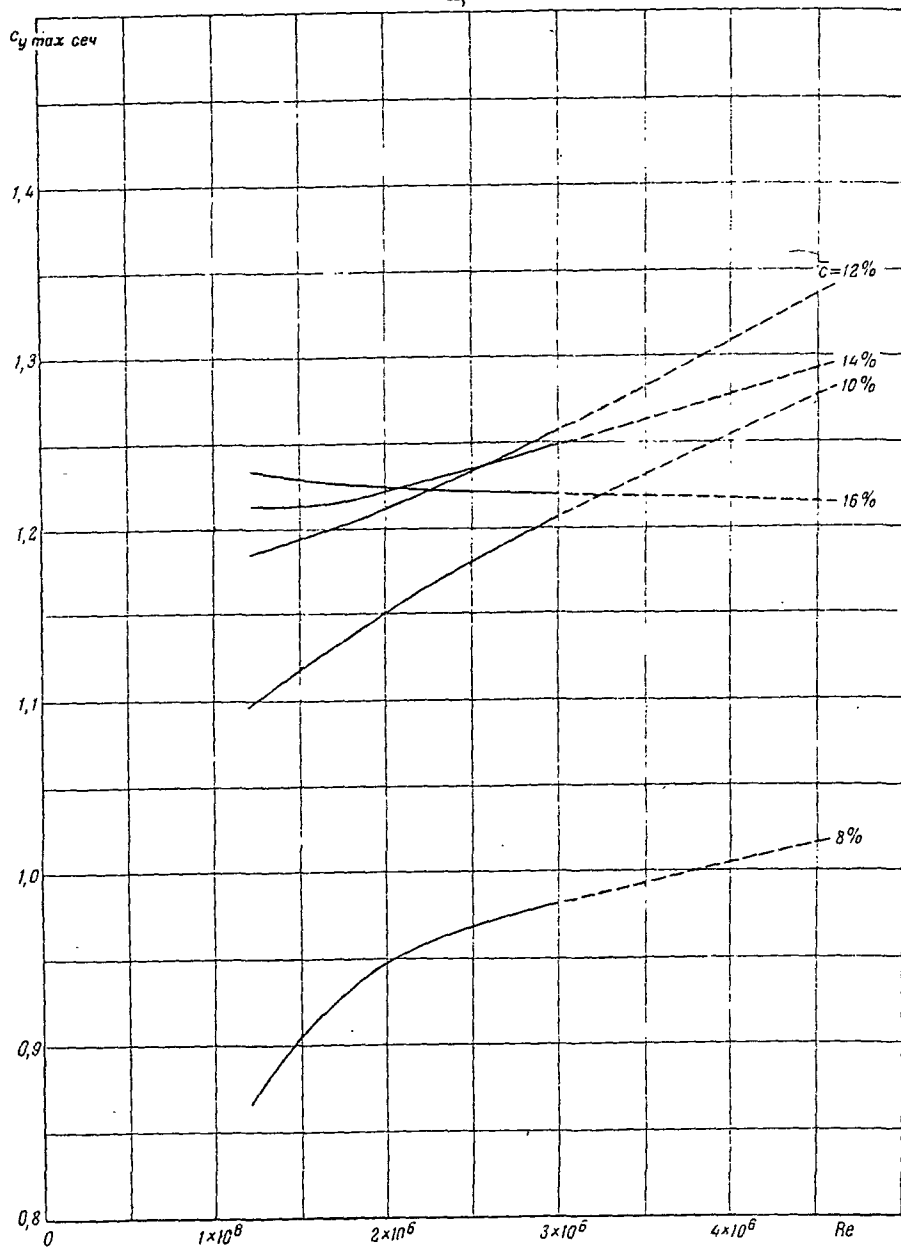
Второй вариант расчета



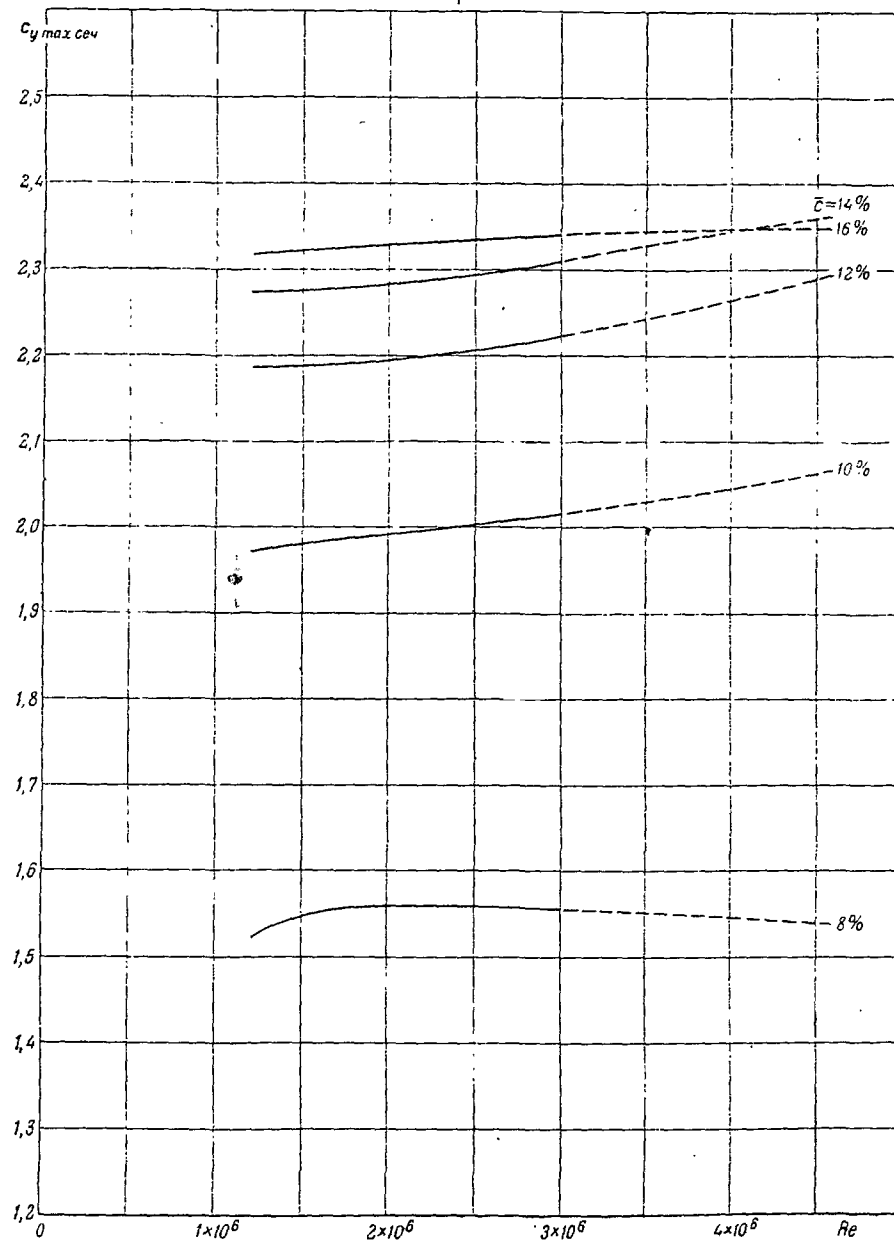
\bar{c} \ Re	8%	10%	12%	14%	16%
3×10^6	0,00337	0,00366	0,00390	0,00397	0,01032
5×10^6	0,00754	0,00730	0,00310	0,00350	0,00918
10×10^6	0,00673	0,00698	0,00727	0,00765	0,00818
15×10^6	0,00630	0,00652	0,00680	0,00713	0,00768
20×10^6	0,00597	0,00620	0,00645	0,00675	0,00725

Серия RAF-34

$\delta_{\omega} = 0$



$\delta_{\omega} = 60^{\circ}$



Серия РАФ-38

С Е Р И Я R A F - 3 8

Основные геометрические параметры серии в процентах хорды:

положение максимальной толщины $\bar{x}_c = 30\%$
 положение максимальной вогнутости $\bar{x}_f = 38\%$

Значение относительной вогнутости \bar{f} изменяется в зависимости от толщины профиля по закону прямой пропорциональности.

В атласе серия представлена четырьмя профилями с относительной толщиной: 8; 12,66; 16 и 20%.

В основу построения этой серии положен исходный профиль RAF-38 с относительной толщиной $\bar{c} = 12,66\%$ и относительной вогнутостью $\bar{f} = 2,507\%$ ¹. Профили серии RAF-38, результаты испытаний которых публикуются в атласе, были получены из исходного профиля путем пропорционального изменения его ординат.

* * *

Для того, чтобы облегчить построение профиля любой толщины, а также для уточнения координат профиля и проверки плавности обвода контура был построен эпюрный профиль ($\bar{c} = 100\%$) и составлена таблица следующих данных: ординат верхней и нижней частей контура эпюрного профиля ($\bar{y}_{в.эп}$ и $\bar{y}_{н.эп}$), значений толщин профиля в данном месте хорды $\bar{y}_{эп}$ и ординат средней линии $\bar{y}_{ср.л.эп}$.

¹ Координаты этого профиля взяты из R&M № 1706.

Основные геометрические параметры эпюрного профиля:

относительная максимальная толщина . . . $\bar{c}_{эп} = 100\%$
 положение максимальной толщины $\bar{x}_{с.эп} = 30\%$
 относительная вогнутость $\bar{f} = 19,8\%$
 положение относительной вогнутости . . . $\bar{x}_f = 38\%$

* * *

Для построения профиля любой толщины необходимо уменьшить ординаты эпюрного профиля в отношении $\frac{\bar{c}}{100}$, где \bar{c} — толщина искомого профиля.

Таким образом, ординаты искомого профиля определяются по следующим формулам:

$$\bar{y}_в = \bar{y}_{в.эп} \frac{\bar{c}}{100};$$

$$\bar{y}_н = \bar{y}_{н.эп} \frac{\bar{c}}{100};$$

аналогично определяются ординаты средней линии искомого профиля:

$$\bar{y}_{ср.л} = \bar{y}_{ср.л.эп} \frac{\bar{c}}{100}.$$

Серия RAF-38

Контур профилей

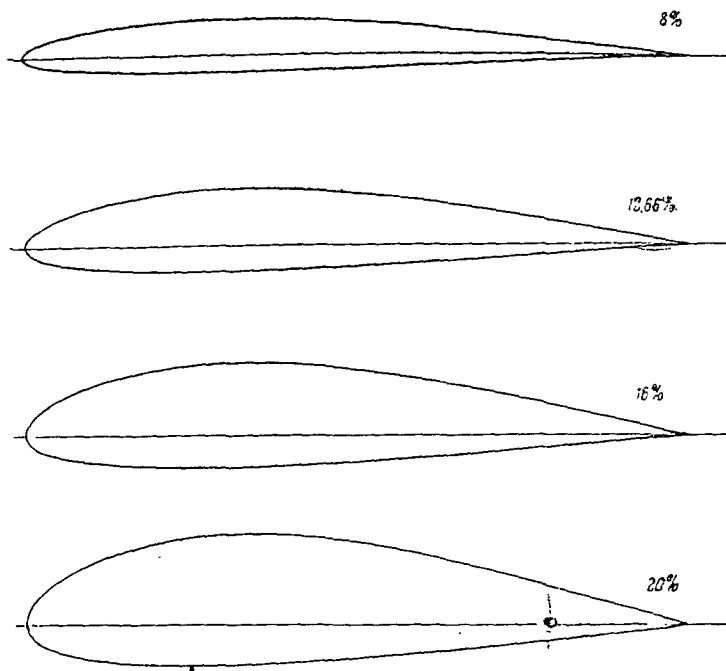


Таблица основных геометрических параметров серии RAF-38

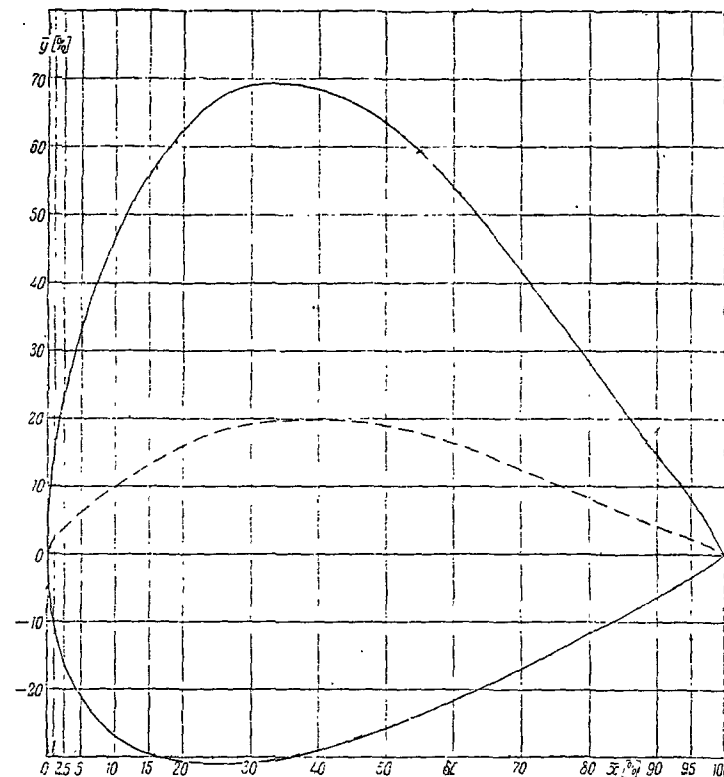
\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
8	30,00	1,584	38,00	—	—

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
12,66	30,00	2,507	38,00	—	—

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
16	30,00	3,168	38,00	—	—

\bar{c} [%]	$\bar{x}_{\bar{c}}$ [%]	\bar{f}_1 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_1}$ [%]	\bar{f}_2 [%]	$\bar{x}_{\bar{f}_2}$ [%]
20	30,00	3,960	38,00	—	—

Эпюрный профиль серии RAF-38



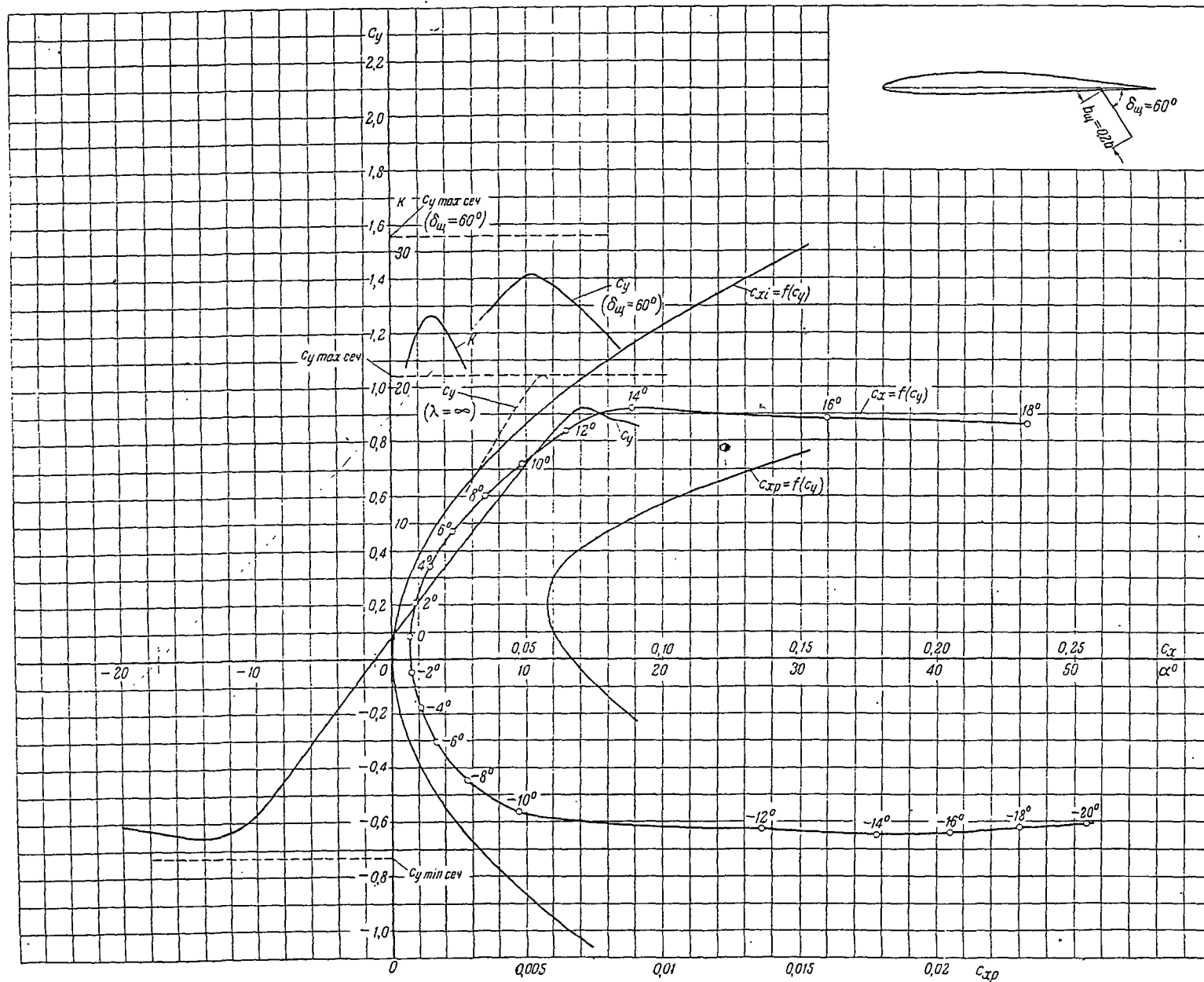
\bar{x} — расстояние от передней кромки в процентах хорды

Координаты эпюрного профиля RAF-38

\bar{x} [%]	0,25	0,50	0,75	1,00	1,25	1,75	2,50	3,25	5,00	7,50	10,00	15,00	20,00	30,00	40,00	50,00	60,00	70,00	80,00	85,00	90,00	95,00	100,00
$\bar{y}_{в.эп}$ [%]	7,500	10,800	13,400	15,100	17,141	19,800	23,538	26,600	33,254	40,753	48,919	56,003	62,460	69,175	68,483	62,665	54,107	41,627	27,962	21,100	14,455	8,057	0,000
$\bar{y}_{н.эп}$ [%]	-5,500	-7,800	-9,500	-10,500	-11,532	-13,600	-15,953	-17,800	-21,011	-24,329	-26,893	-29,532	-30,490	-30,825	-28,910	-25,513	-21,544	-16,838	11,532	-8,900	-6,240	-3,476	0,000
$\bar{h}_{эп}$ [%]	13,000	18,600	22,900	25,600	28,673	33,400	39,494	44,400	54,265	65,082	73,617	85,535	92,970	100,000	97,393	89,178	75,651	58,465	39,494	30,000	20,695	11,533	0,000
$\bar{y}_{ср. л. эп}$ [%]	1,000	1,500	1,950	2,300	2,804	3,100	3,791	4,400	6,121	8,212	10,110	13,235	15,995	19,175	19,786	19,076	16,281	12,394	8,215	6,100	4,107	2,290	0,000

Пример. Пользуясь ординатами эпюрного профиля, определим $\bar{y}_в$ и $\bar{y}_н$ для $\bar{x} = 70\%$ при толщине профиля $\bar{c} = 8\%$:

$$\bar{y}_в = \bar{y}_{в.эп} \frac{\bar{c}}{100} = 41,627 \frac{8}{100} = 3,330; \quad \bar{y}_н = \bar{y}_{н.эп} \frac{\bar{c}}{100} = 16,838 \frac{8}{100} = -1,347.$$



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$
$C_{xp \min} = 0,00575$
$C_{y \text{opt}} = 0,20$
$C_{x0} = 0,0067$
$\alpha_0 = -1,30$
$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,15$
$C_{y \max} = 1,045$
$\alpha_{кр} = 11,4$
$C_{y \min} = -0,73$
$C_{m0} = 0,022$
$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,236$
$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 182$
$Re \approx 1,7 \times 10^6$
$\delta_w = 60^\circ$
$C_{y \max} = 1,56$
$\Delta C_{y \max} = 0,515$
$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 271$
$Re \approx 1,65 \times 10^6$

Серия RAF-38

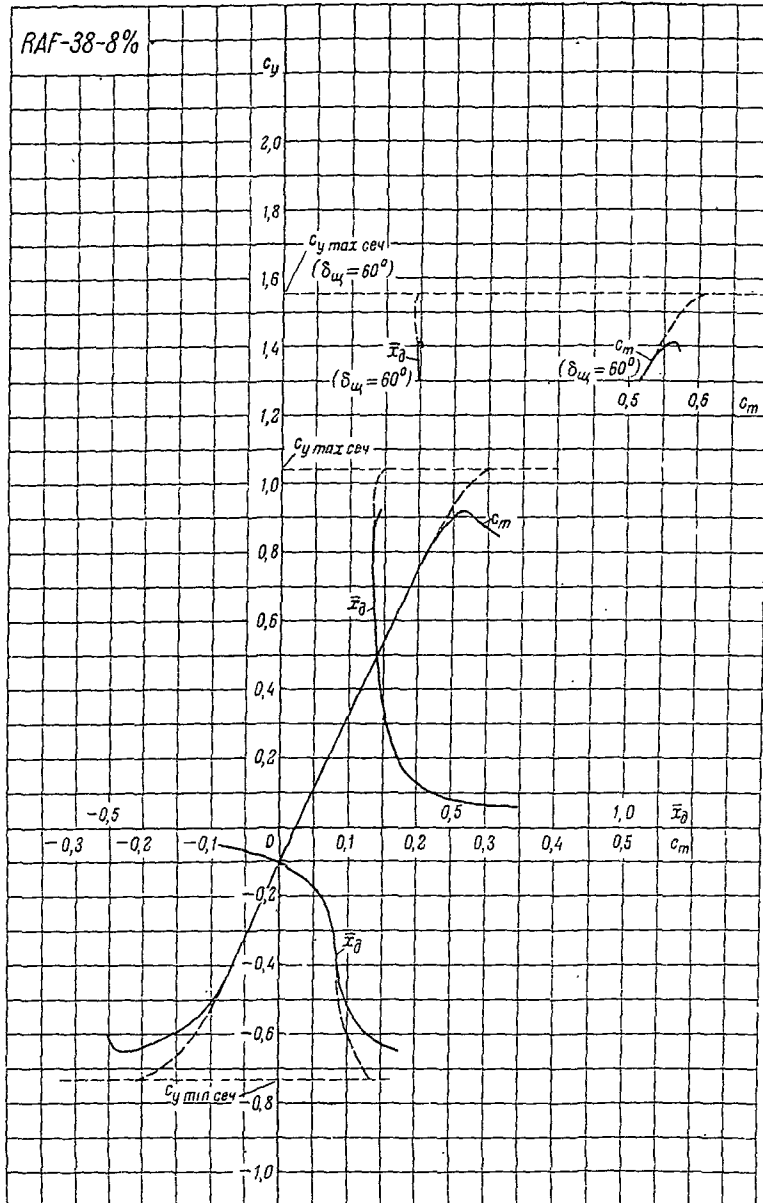
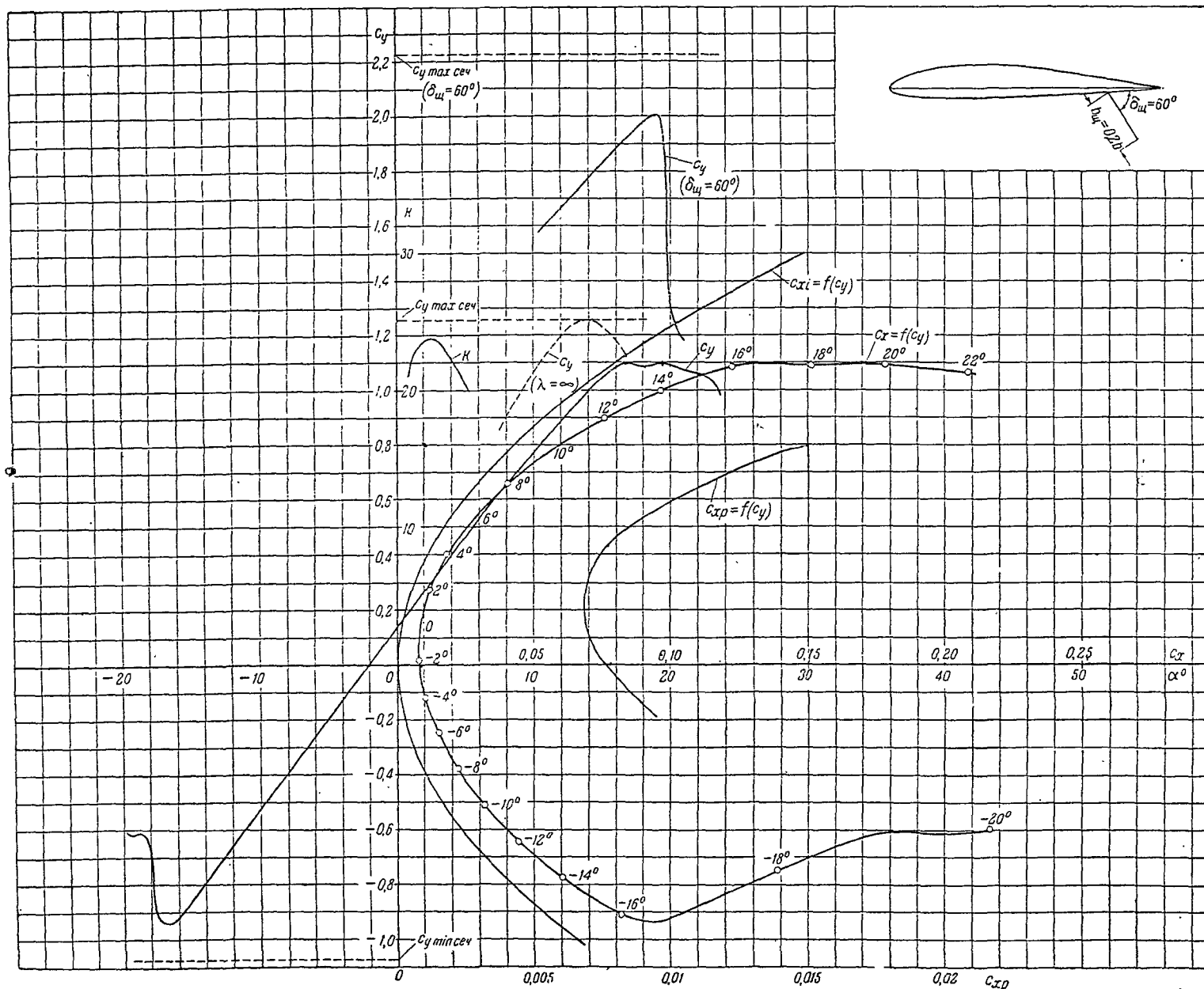


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-14°	-0,650	0,1780	-0,230	0,354				
-12°	-0,631	0,1360	-0,196	0,311				
-10°	-0,562	0,0470	-0,127	0,226				
-8°	-0,438	0,0265	-0,078	0,178				
-6°	-0,306	0,0165	-0,048	0,157				
-4°	-0,178	0,0105	-0,018	0,101	0,0084 ₀			
-2°	-0,048	0,0072	0,012	0,336	0,0070 ₆			
0	0,080	0,0065	0,041	0,513	0,0061 ₀			
2°	0,214	0,0088	0,072	0,336	0,0057 ₈			
4°	0,345	0,0141	0,103	0,299	0,0063 ₀			
6°	0,472	0,0226	0,133	0,282	0,0080 ₀			
8°	0,600	0,0343	0,164	0,273	0,0106 ₃	1,330	0,524	0,394
10°	0,722	0,0482	0,192	0,266	0,0140 ₂	1,413	0,557	0,401
12°	0,841	0,0645	0,223	0,266				
14°	0,922	0,0885	0,262	0,284				



Основные аэродинамические
характеристики сечения
($\lambda = \infty$)

$$\delta_{\text{ш}} = 0$$

$$C_{xр\text{ min}} = 0,00685$$

$$C_{y\text{ орт}} = 2,20$$

$$C_{x_0} = 2,0076$$

$$\alpha_0 = -2^\circ 15'$$

$$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,15$$

$$C_{y\text{ max}} = 1,255$$

$$\alpha_{кр} = 13,8^\circ$$

$$C_{y\text{ min}} = -1,075$$

$$C_{m_0} = 0,0375$$

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = 0,232$$

$$\frac{C_{y\text{ max}}}{C_{xр\text{ min}}} = 183,4$$

$$Re \approx 1,7 \times 10^6$$

$$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$$

$$C_{y\text{ max}} = 2,23$$

$$\Delta C_{y\text{ max}} = 0,975$$

$$\frac{C_{y\text{ max}}}{C_{xр\text{ min}}} = 326$$

$$Re \approx 1,55 \times 10^6$$

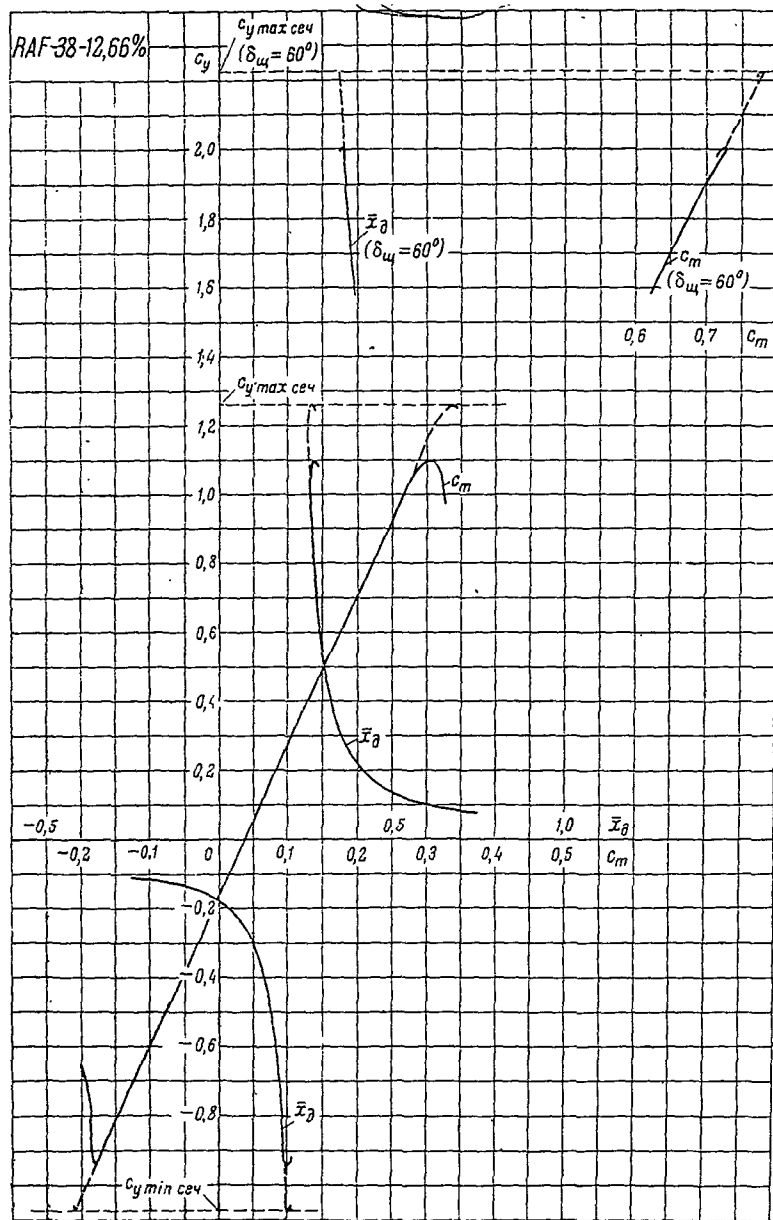
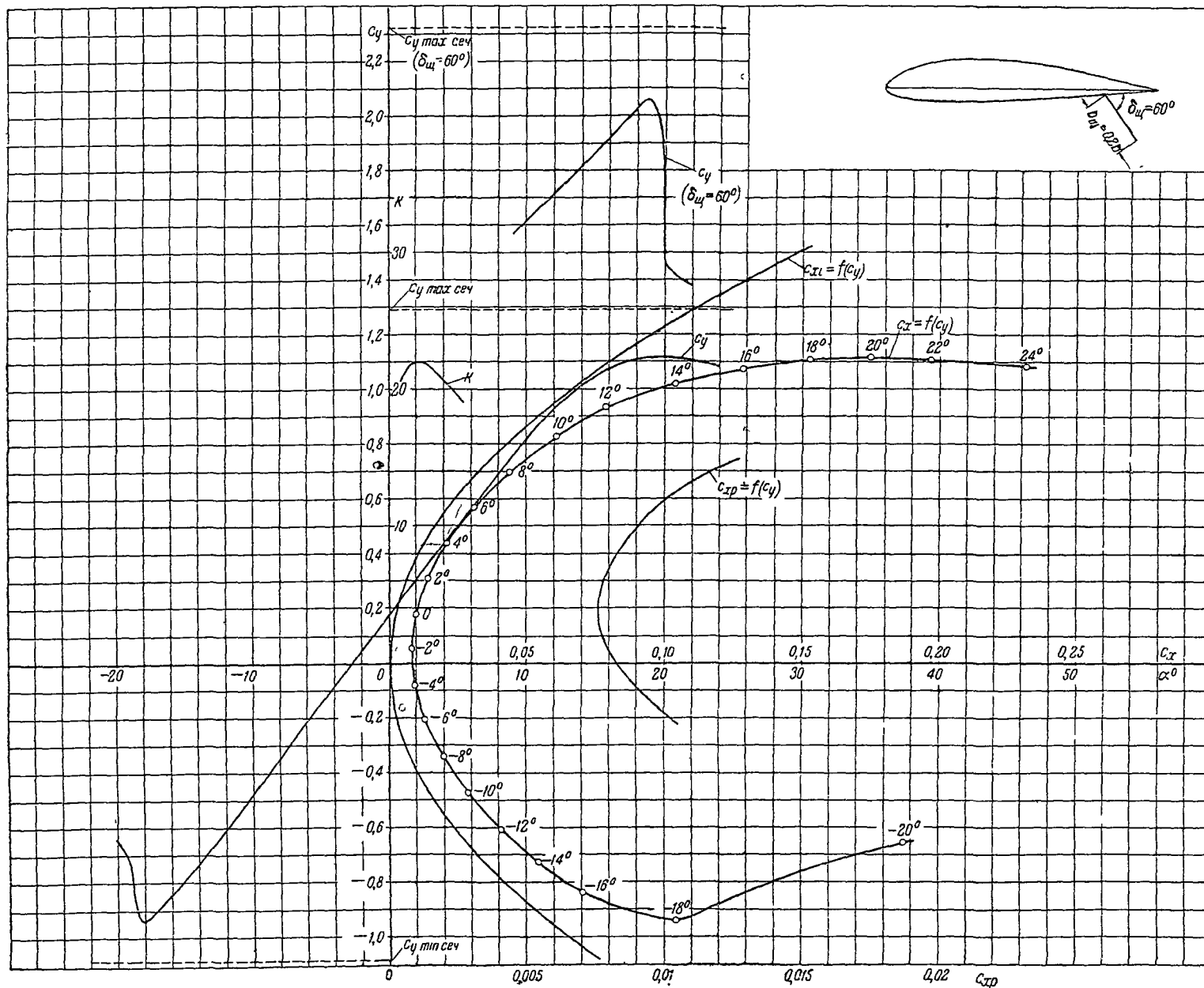


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_0	e_{xp}	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_0
-16°	-0,914	0,0820	-0,173	0,190				
-14°	-0,780	0,0600	-0,142	0,182				
-12°	-0,649	0,0440	-0,111	0,171				
-10°	-0,517	0,0315	-0,080	0,155				
-8°	-0,381	0,0220	-0,049	0,128				
-6°	-0,250	0,0150	-0,018	0,072				
-4°	-0,120	0,0100	0,011	-0,091	0,00867			
-2°	0,011	0,0079	0,039		0,00751			
0°	0,140	0,0082	0,069	0,493	0,00689			
2°	0,271	0,0115	0,100	0,369	0,00687			
4°	0,400	0,0179	0,130	0,325	0,00740			
6°	0,533	0,0276	0,161	0,302	0,00890			
8°	0,660	0,0400	0,190	0,288	0,01125			
10°	0,781	0,0555	0,218	0,280				
12°	0,897	0,0752	0,244	0,272		1,670	0,643	0,385
14°	1,000	0,0965	0,266	0,266		1,778	0,670	0,374
16°	1,088	0,1225	0,293	0,270		1,884	0,692	0,367
18°						1,979	0,722	0,360



Основные аэродинамические
характеристики сечения
($\lambda = \infty$)

$$\delta_w = 0$$

$$C_{xp \min} = 0,00756\alpha$$

$$C_{y \text{ opt}} = 0,20$$

$$C_{x0} = 0,0082\alpha$$

$$\alpha_0 = -2,0^\circ$$

$$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,13$$

$$C_{y \max} = 1,225$$

$$\alpha_{кр} = -$$

$$C_{y \min} = -1,086$$

$$C_{m_0} = 0,0485$$

$$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,23$$

$$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 171$$

$$Re \approx 1,7 \times 10^6$$

$$\delta_w = 60^\circ$$

$$C_{y \max} = 2,32$$

$$\Delta C_{y \max} = 1,025$$

$$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 307$$

$$Re \approx 1,65 \times 10^6$$

Серия RAF-38

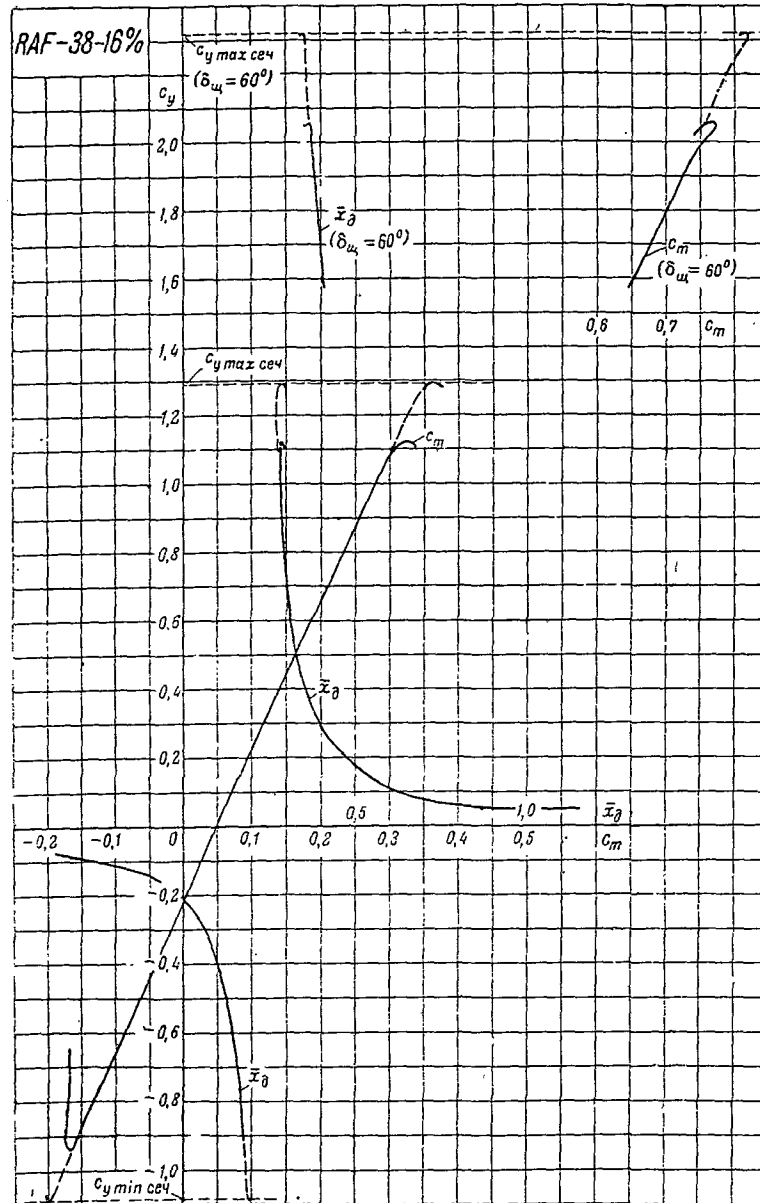
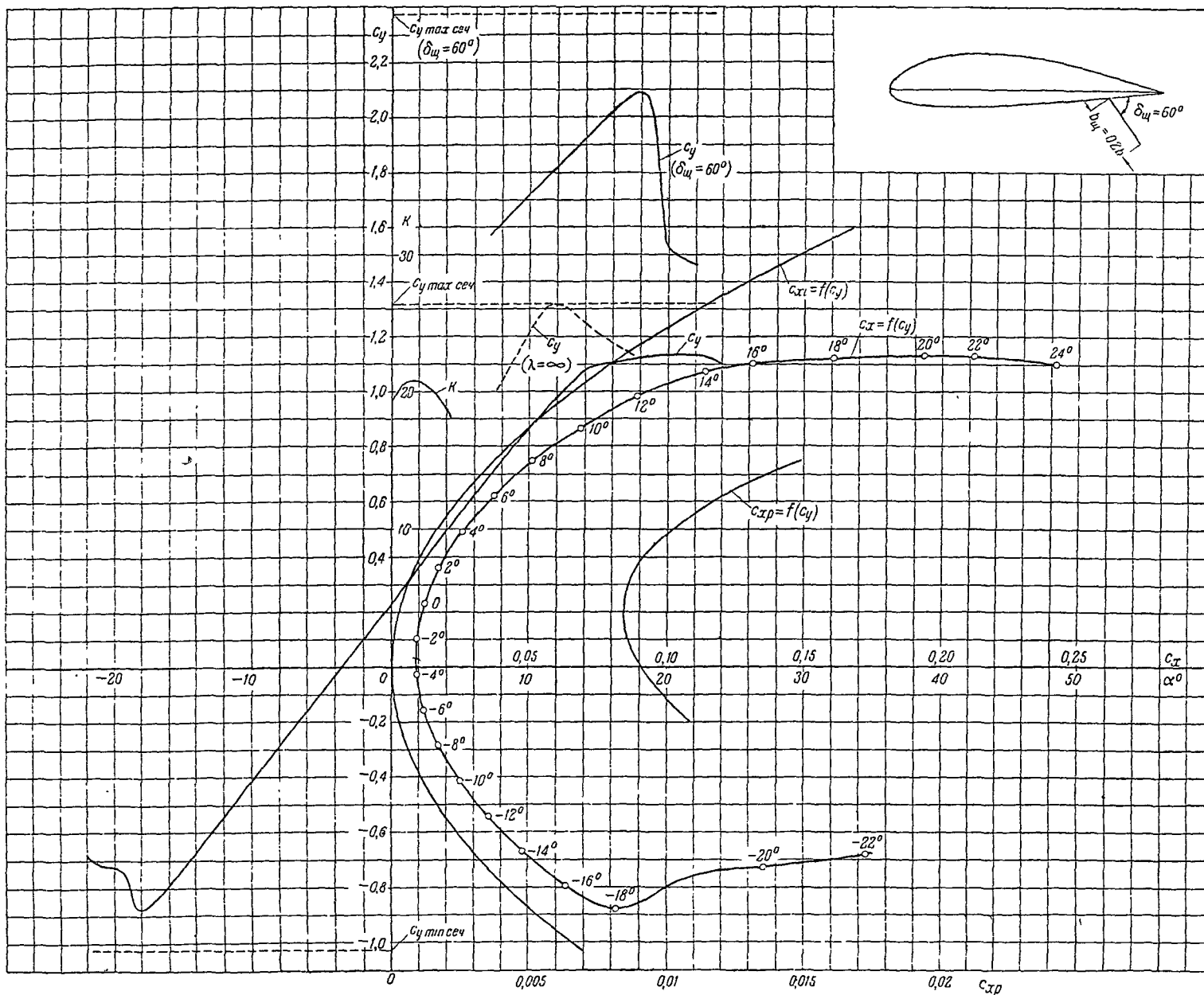


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_w = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-18°	-0,939	0,1040	-0,169	0,180				
-16°	-0,840	0,0700	-0,142	0,169				
-14°	-0,728	0,0540	-0,115	0,158				
-12°	-0,602	0,0402	-0,087	0,144				
-10°	-0,472	0,0285	-0,0575	0,121				
-8°	-0,340	0,0198	-0,027	0,079				
-6°	-0,205	0,0131	0,002	-0,009	0,01021			
-4°	-0,078	0,0093	0,030		0,00887			
-2°	0,052	0,0080	0,060	1,153	0,00789			
0	0,180	0,0097	0,087	0,484	0,00760			
2°	0,312	0,0141	0,121	0,388	0,00781			
4°	0,440	0,0213	0,150	0,341	0,00854			
6°	0,569	0,0310	0,179	0,314	0,00965			
8°	0,700	0,0438	0,210	0,300	0,01161			
10°	0,827	0,0605	0,238	0,288		1,621	0,657	0,402
12°	0,935	0,0782	0,263	0,281		1,720	0,680	0,394
14°	1,020	0,1035	0,283	0,277		1,820	0,704	0,388
16°	1,078	0,1287	0,298	0,276		1,920	0,727	0,380
18°	1,110	0,1530	0,310	0,279		2,031	0,766	0,372
20°	1,122	0,1750	0,320	0,285				

Серия RAF-38

Профиль RAF-38-20%



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_{\text{ц}} = 0$
$C_{x \text{ р min}} = 0,00845$
$C_{y \text{ opt}} = 0,20$
$C_{x_0} = 0,00906$
$\alpha_0 = -3,58$
$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,11$
$C_{y \text{ max}} = 1,322$
$\alpha_{\text{кр}} = 12,2$
$C_{y \text{ min}} = -1,028$
$C_{m_0} = 0,0625$
$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,228$
$\frac{C_{y \text{ max}}}{C_{x \text{ р min}}} = 156,5$
$Re \approx 1,7 \times 10^6$
$\delta_{\text{ц}} = 60^\circ$
$C_{y \text{ max}} = 2,38$
$\Delta C_{y \text{ max}} = 1,058$
$\frac{C_{y \text{ max}}}{C_{x \text{ р min}}} = 282$
$Re \approx 1,55 \times 10^6$

Серия RAF-38

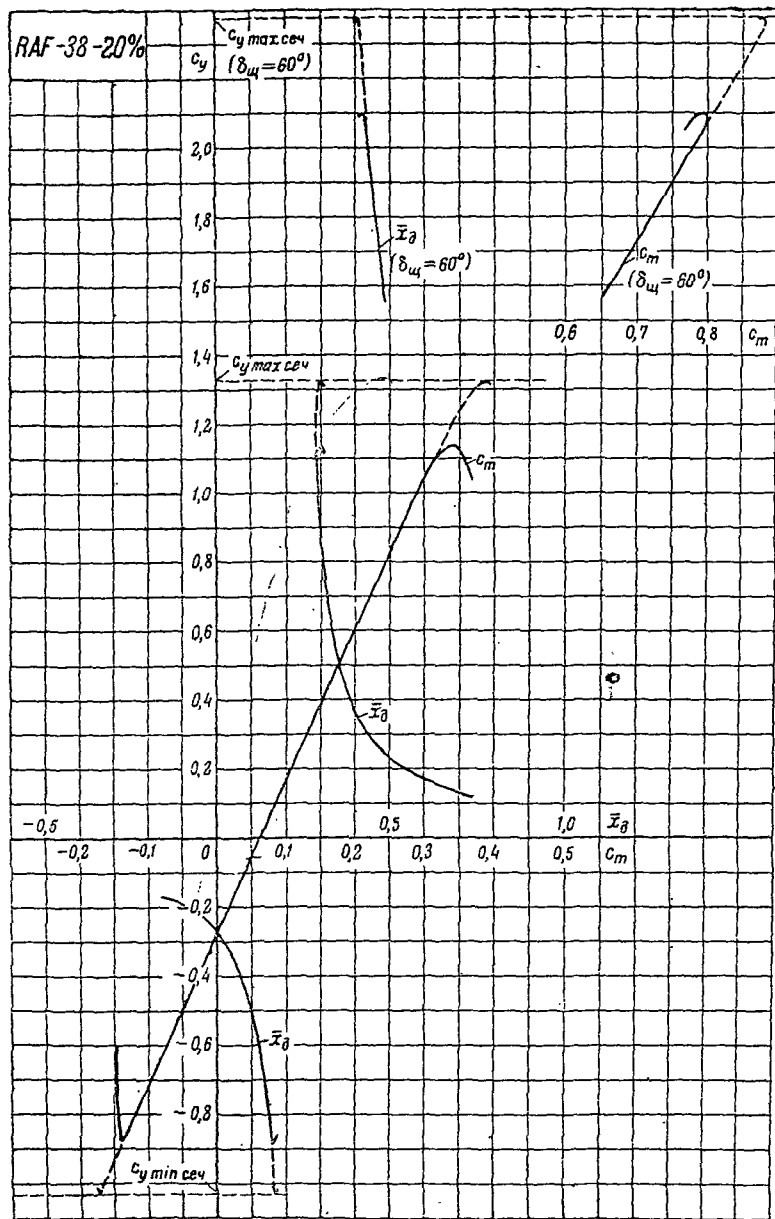


Таблица значений аэродинамических коэффициентов

($\lambda = 5$)

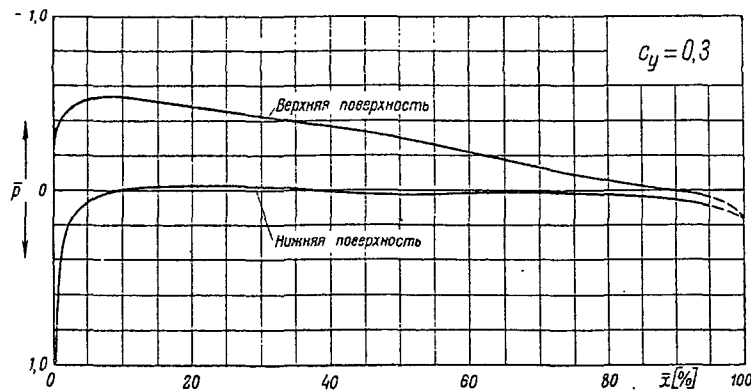
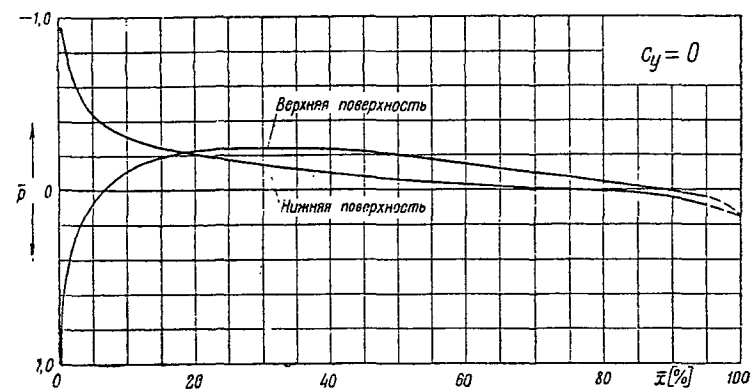
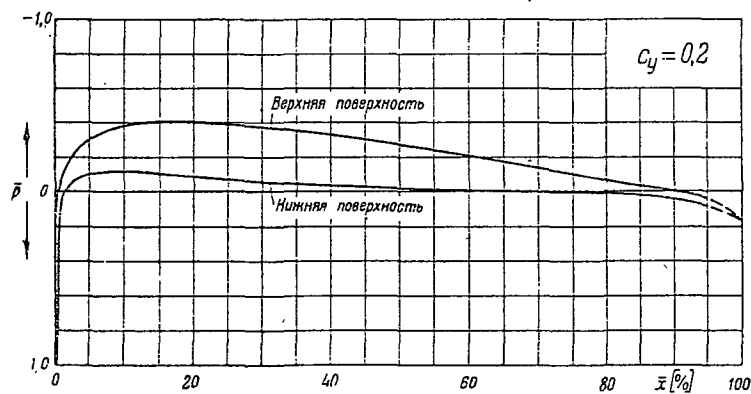
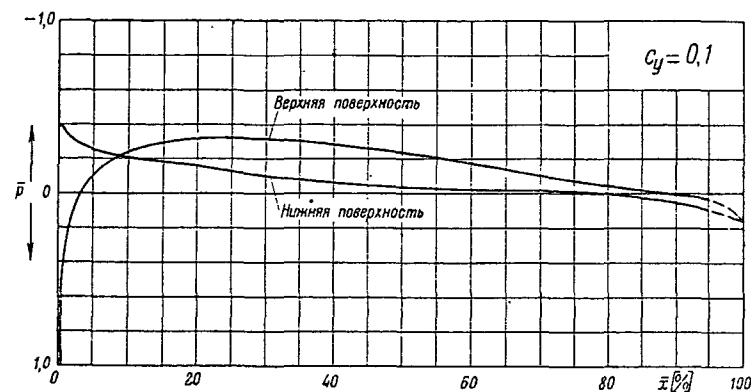
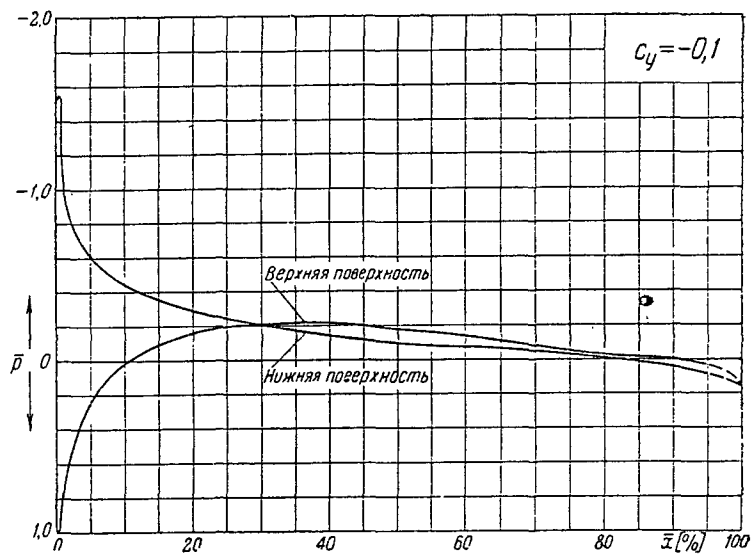
α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{щ} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-18°	-0,879	0,0820	-0,139	0,158				
-16°	-0,792	0,0632	-0,117	0,148				
-14°	-0,671	0,0482	-0,090	0,134				
-12°	-0,542	0,0356	-0,060	0,111				
-10°	-0,414	0,0252	-0,031	0,075				
-8°	-0,285	0,0172	-0,002	0,007				
-6°	-0,155	0,0119	0,0275		0,0103 ₆			
-4°	-0,025	0,0092	0,057		0,0091 ₉			
-2°	0,102	0,0093	0,086		0,0085 ₈			
0	0,232	0,0120	0,116	0,500	0,0084 ₉			
2°	0,361	0,0174	0,144	0,399	0,0089 ₁			
4°	0,493	0,0261	0,175	0,356	0,0101 ₂			
6°	0,625	0,0375	0,205	0,328	0,0121 ₂			
8°	0,750	0,0518	0,234	0,312	0,0148 ₅	1,611	0,666	0,480
10°	0,870	0,0690	0,261	0,300		1,719	0,697	0,467
12°	0,983	0,0892	0,287	0,292		1,818	0,725	0,455
14°	1,079	0,1148	0,311	0,290		1,920	0,755	0,444
16°	1,103	0,1315	0,320	0,288		2,020	0,785	0,434
18°	1,123	0,1610	0,328	0,292		2,092	0,799	0,428
20°	1,132	0,1935	0,335	0,296				
22°	1,132	0,2120	0,344	0,303				

Распределение давления по профилю RAF-38-8%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

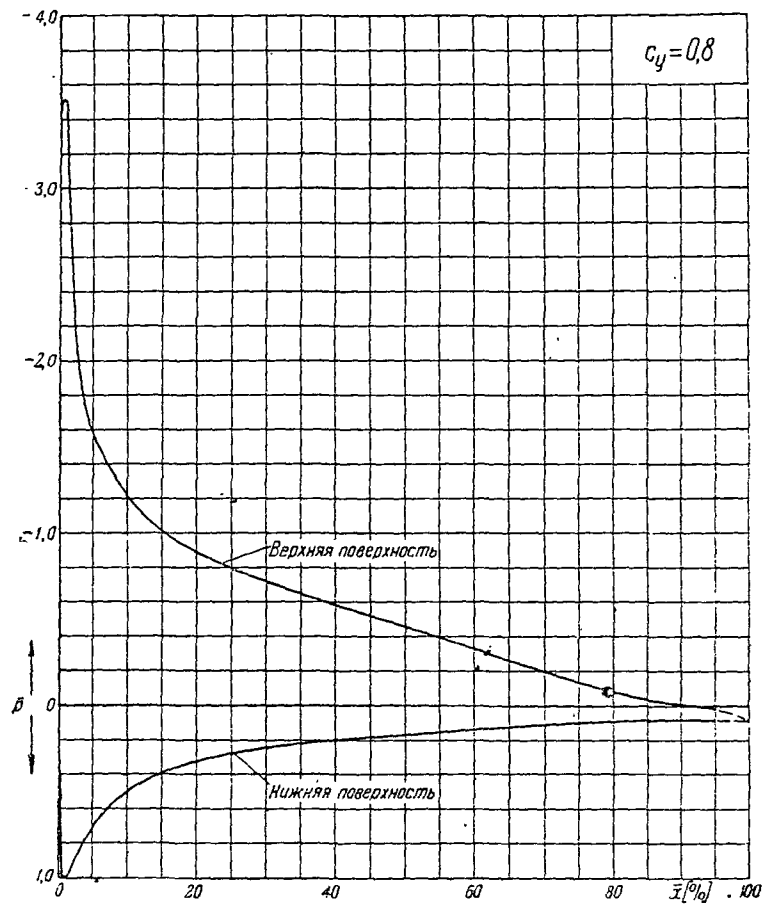
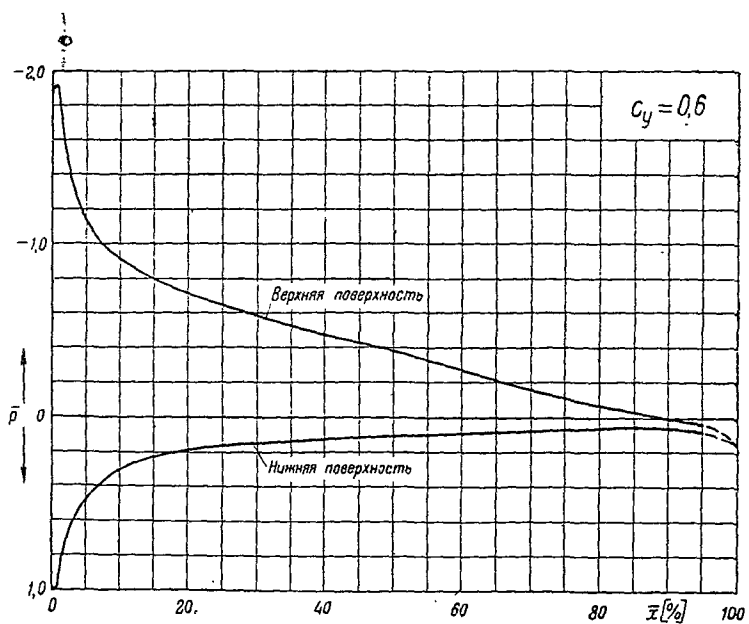
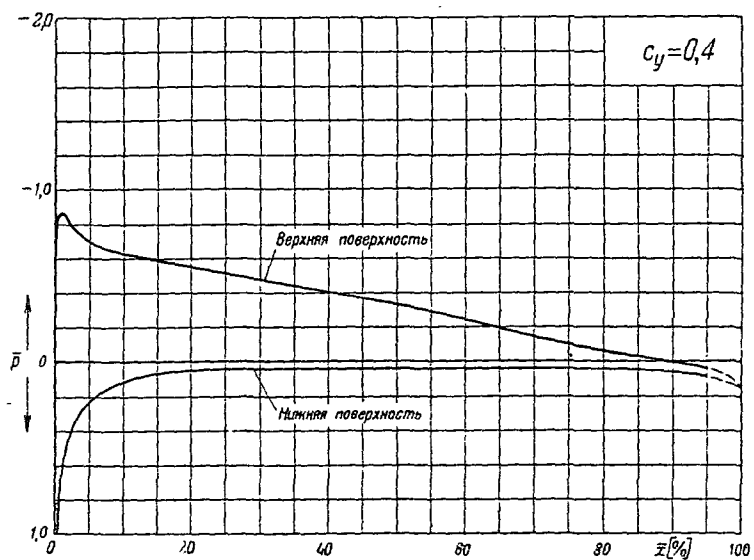
$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ — коэффициент давления.

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)



Серия RAF-38

профиль RAF-38



Распределение давления по профилю RAF-38-8%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} \text{ -- коэффициент давления}$$

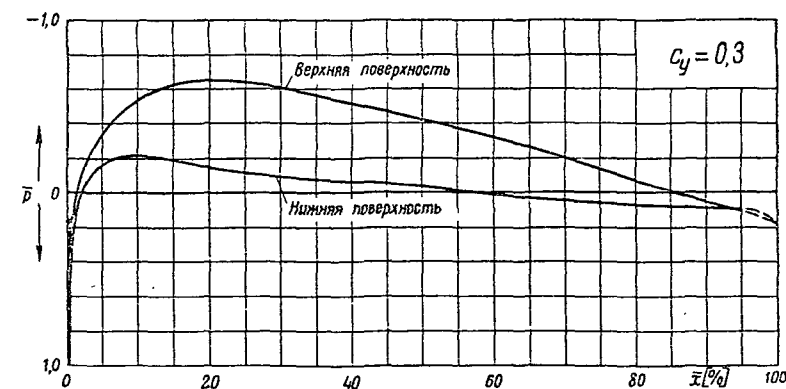
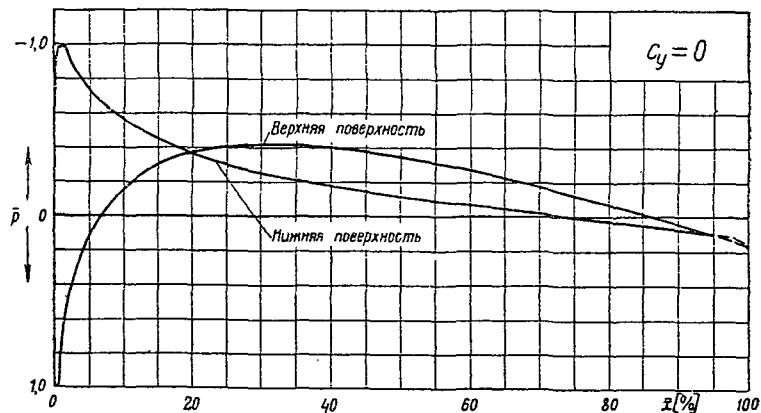
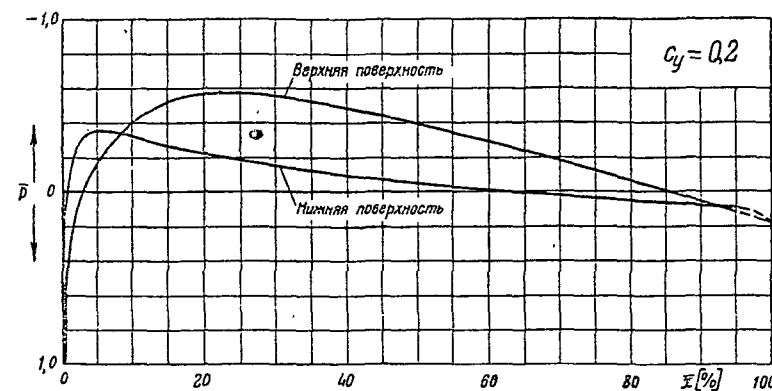
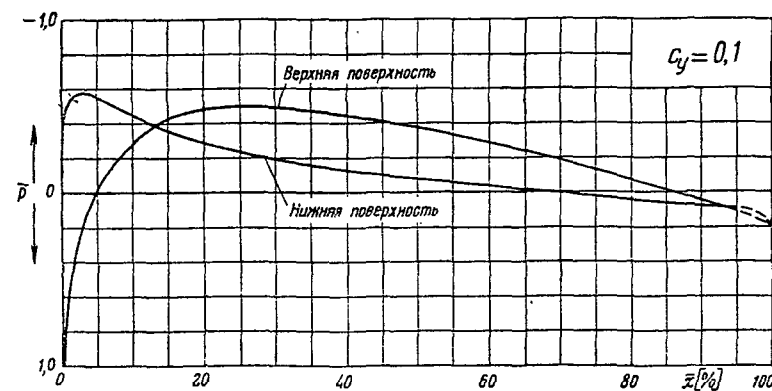
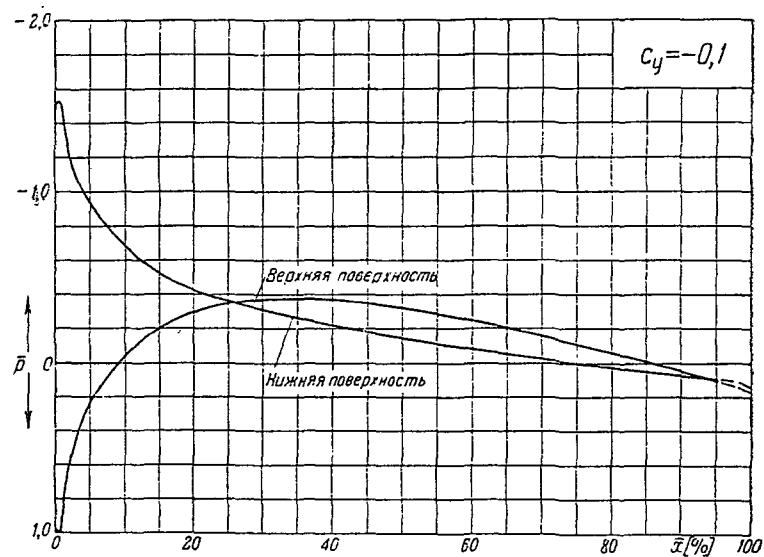
$$\bar{x} = \frac{x}{b} \text{ -- расстояние от передней кромки в долях хорды}$$

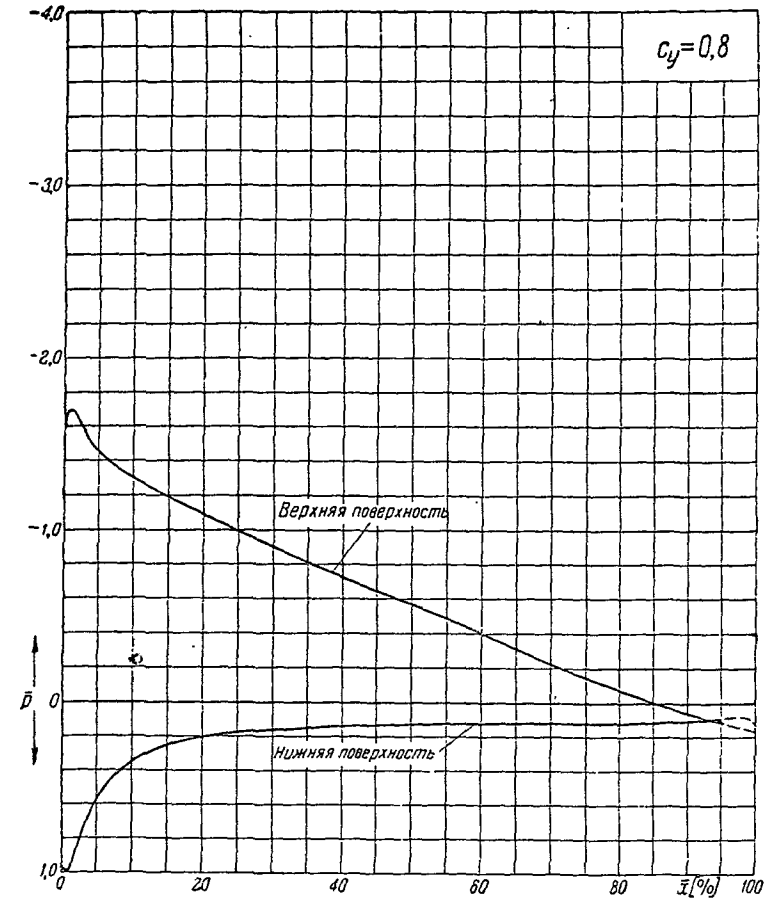
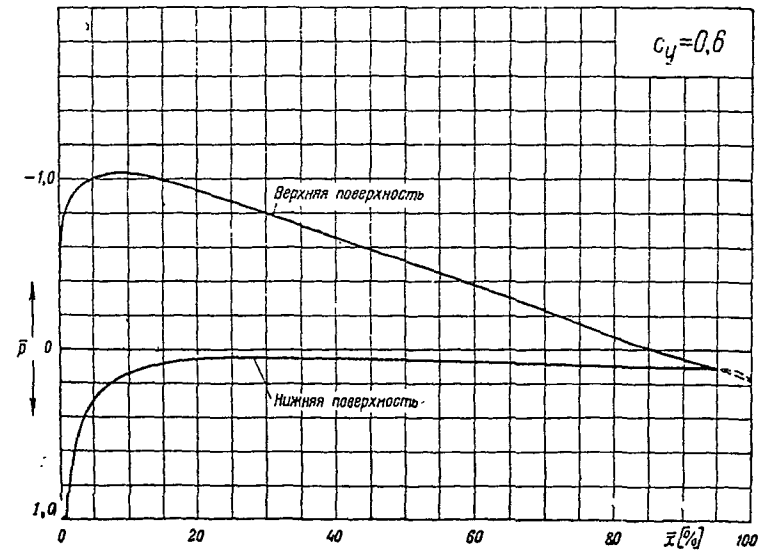
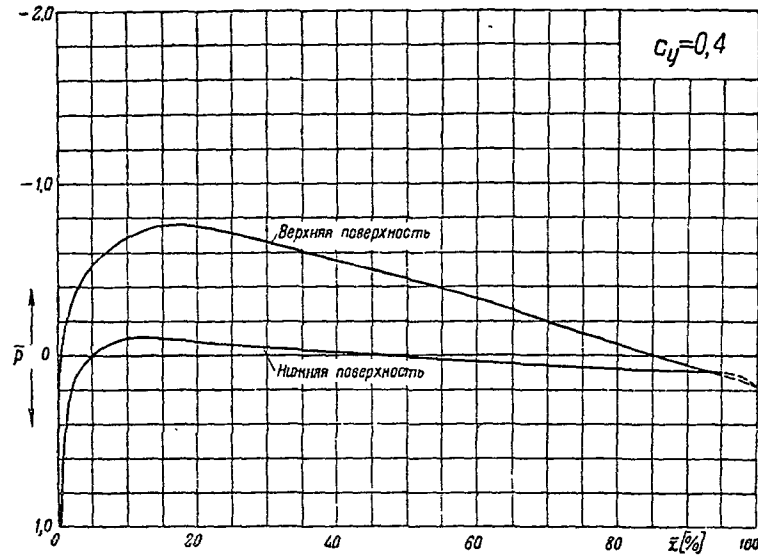
Распределение давления по профилю RAF-38-12,66%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

($\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0}$ - коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ - расстояние от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления по профилю RAF-38-12,66%

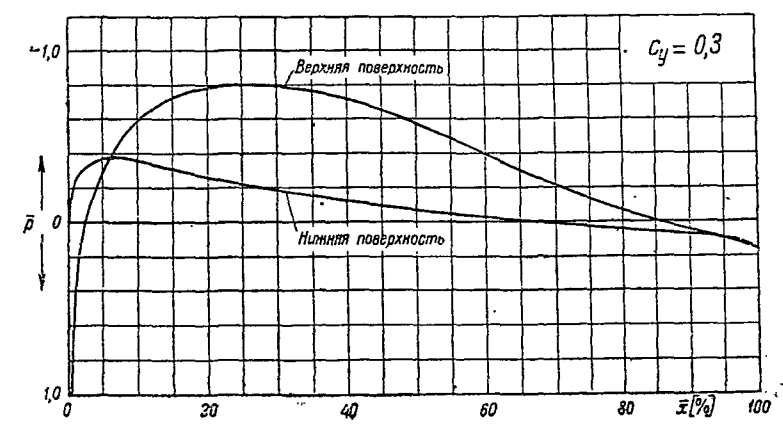
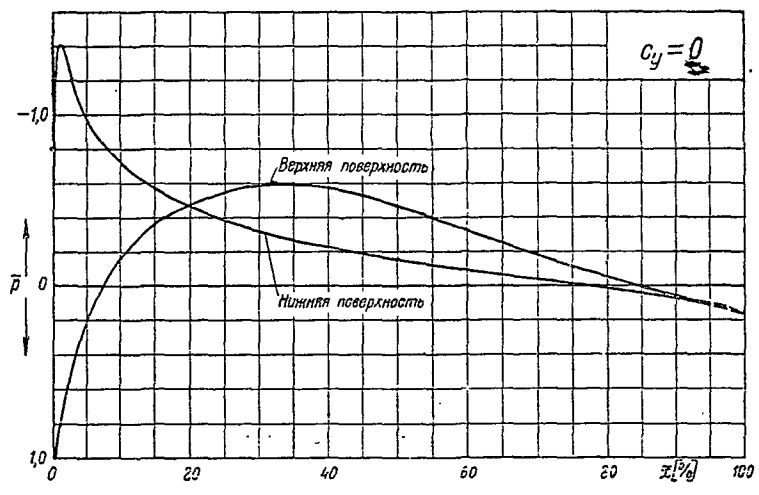
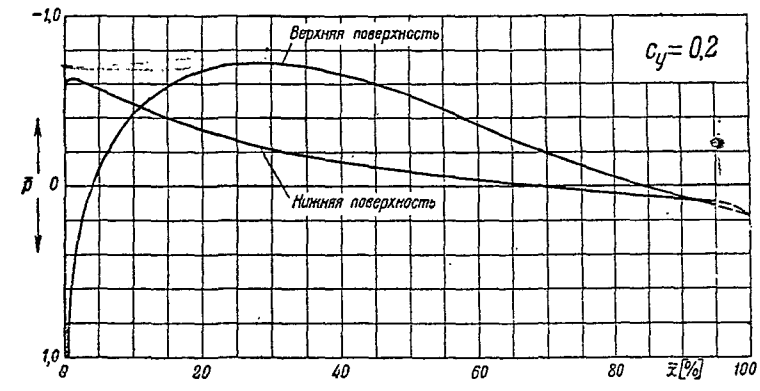
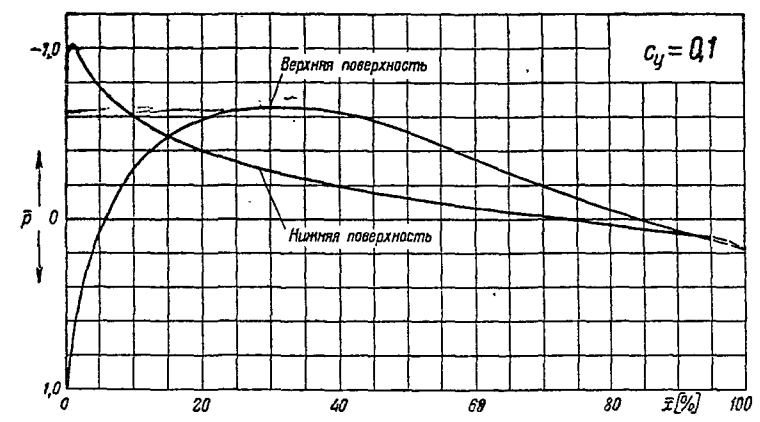
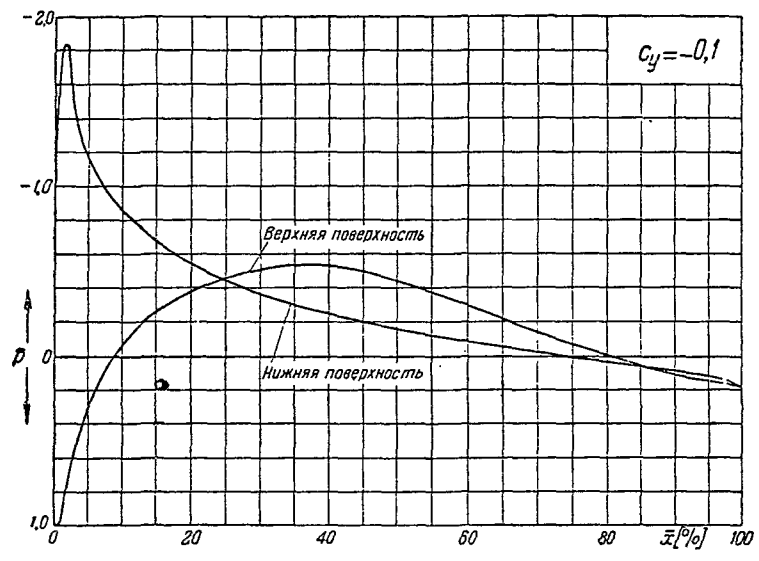
$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

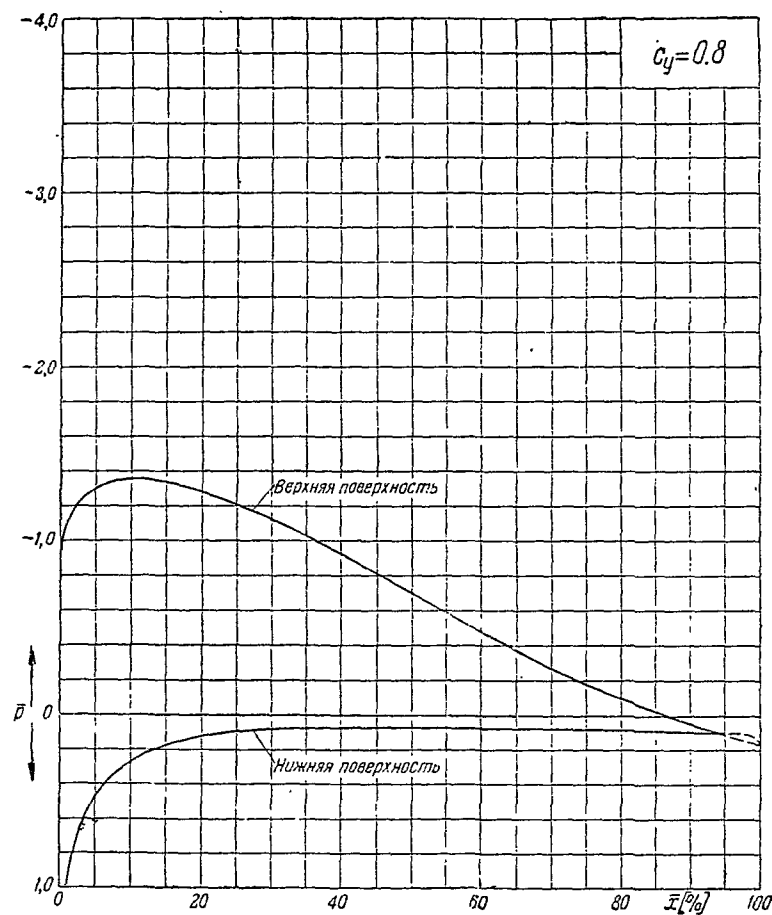
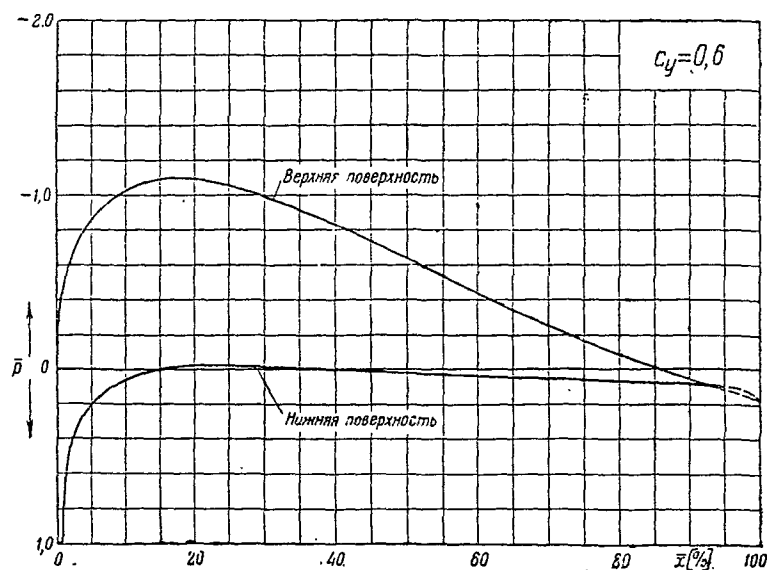
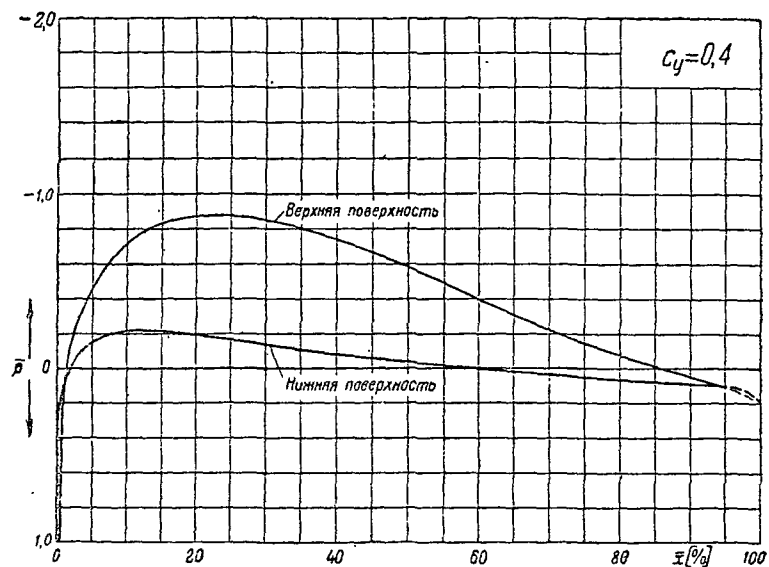
$$\left(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} - \text{коэффициент давления.}\right)$$

$$\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды)}$$

Распределение давления по профилю RAF-38-16%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$





Распределение давления по профилю RAF-38-16%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$\left(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} - \text{коэффициент давления.}\right)$$

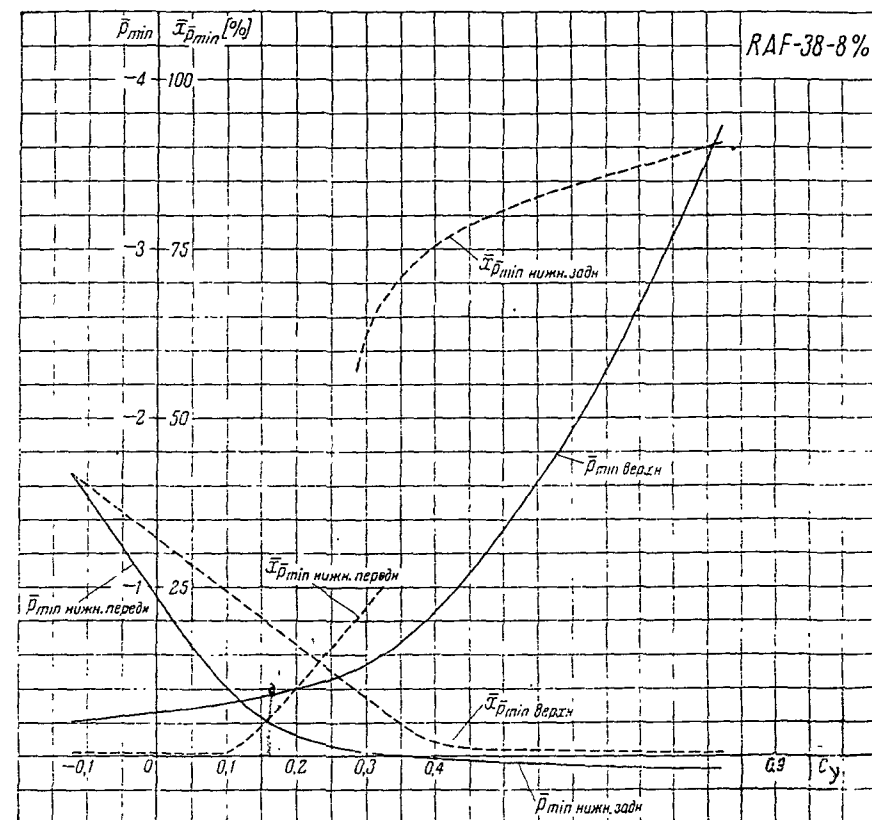
$$\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды}$$

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,760	0,520	0,310	-0,080	-0,390	-0,870	-1,860	-3,300
2,5	0,480	0,280	0,070	-0,200	-0,470	-0,785	-1,440	-2,040
5,0	0,250	0,085	-0,110	-0,295	-0,520	-0,700	-1,135	-1,550
10,0	0,015	-0,115	-0,240	-0,380	-0,540	-0,630	-0,910	-1,210
15,0	-0,090	-0,195	-0,300	-0,400	-0,510	-0,590	-0,795	-1,000
20,0	-0,160	-0,230	-0,325	-0,395	-0,480	-0,560	-0,715	-0,890
30,0	-0,210	-0,245	-0,320	-0,365	-0,420	-0,480	-0,590	-0,720
40,0	-0,220	-0,240	-0,280	-0,325	-0,365	-0,410	-0,480	-0,580
50,0	-0,180	-0,205	-0,240	-0,270	-0,300	-0,340	-0,385	-0,460
60,0	-0,140	-0,150	-0,180	-0,210	-0,215	-0,245	-0,280	-0,330
70,0	-0,080	-0,095	-0,111	-0,135	-0,130	-0,145	-0,165	-0,200
80,0	-0,030	-0,040	-0,050	-0,060	-0,055	-0,060	-0,075	-0,085
90,0	0,000	0,005	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	-0,005
95,0	0,030	0,040	0,030	0,040	0,035	0,035	0,030	0,025

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,100	-0,810	-0,360	0,040	0,460	0,630	0,940	1,000
2,5	-0,790	-0,620	-0,310	-0,060	0,185	0,380	0,680	0,880
5,0	-0,615	-0,450	-0,260	-0,100	0,070	0,230	0,490	0,715
10,0	-0,450	-0,325	-0,220	-0,115	0,000	0,115	0,300	0,495
15,0	-0,360	-0,260	-0,190	-0,100	-0,015	0,070	0,225	0,390
20,0	-0,290	-0,215	-0,160	-0,090	-0,020	0,050	0,190	0,325
30,0	-0,210	-0,155	-0,110	-0,060	-0,020	0,040	0,145	0,245
40,0	-0,145	-0,100	-0,065	-0,035	0,010	0,040	0,120	0,200
50,0	-0,095	-0,060	-0,040	-0,020	0,025	0,040	0,110	0,170
60,0	-0,080	-0,040	-0,030	-0,010	0,010	0,040	0,090	0,140
70,0	-0,050	-0,020	-0,020	0,000	0,015	0,040	0,070	0,110
80,0	-0,010	0,000	0,000	0,010	0,020	0,040	0,060	0,085
90,0	0,040	0,045	0,050	0,045	0,055	0,060	0,060	0,080
95,0	0,080	0,090	0,090	0,085	0,090	0,090	0,090	0,080


 Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

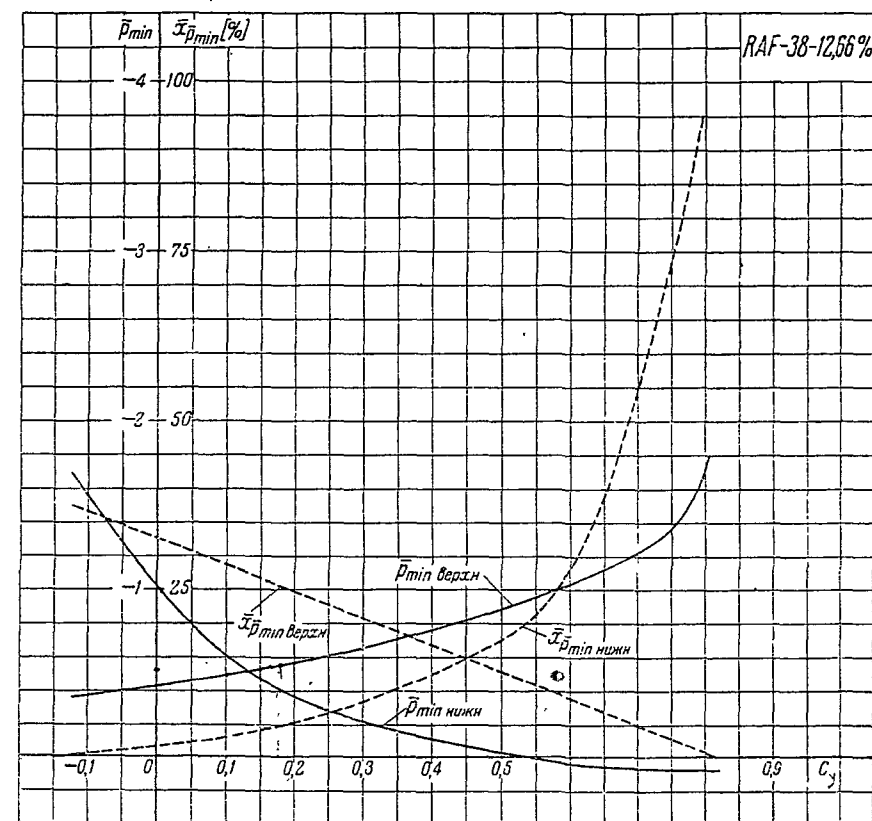
c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,215	-0,260	-0,310	-0,395	-0,540	-0,850	-1,340	-1,925	-3,53
\bar{p}_{\min} нижн. передн	-1,540	-0,940	-0,395	-0,115	-0,020	—	—	—	—
\bar{p}_{\min} нижн. задн	—	—	—	—	—	0,020	0,040	0,060	0,080
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [°/°]	40,0	32,2	24,3	16,5	8,6	1,9	1,0	0,7	0,5
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. передн [°/°]	0,5	0,5	0,5	10,0	22,1	—	—	—	—
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн. задн [°/°]	—	—	—	—	62,2	75,5	80,8	84,2	90,0

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,940	0,820	0,600	0,350	0,080	-0,130	-0,800	-1,700
2,5	0,530	0,400	0,260	0,045	-0,150	-0,355	-0,930	-1,600
5,0	0,250	0,120	-0,010	-0,165	-0,335	-0,520	-1,005	-1,460
10,0	-0,040	-0,150	-0,280	-0,395	-0,530	-0,680	-1,030	-1,310
15,0	-0,200	-0,310	-0,420	-0,530	-0,625	-0,755	-0,990	-1,195
20,0	-0,300	-0,375	-0,480	-0,570	-0,650	-0,750	-0,930	-1,095
30,0	-0,370	-0,420	-0,490	-0,555	-0,600	-0,660	-0,795	-0,905
40,0	-0,365	-0,405	-0,440	-0,480	-0,510	-0,550	-0,650	-0,730
50,0	-0,320	-0,350	-0,370	-0,400	-0,420	-0,450	-0,520	-0,570
60,0	-0,240	-0,270	-0,285	-0,300	-0,320	-0,330	-0,380	-0,400
70,0	-0,155	-0,170	-0,185	-0,180	-0,200	-0,195	-0,225	-0,225
80,0	-0,060	-0,065	-0,070	-0,055	-0,065	-0,065	-0,070	-0,070
90,0	0,045	0,045	0,045	0,060	0,055	0,055	0,060	0,060
95,0	0,100	0,100	0,120	0,120	0,115	0,115	0,110	0,120

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,450	-0,990	-0,530	-0,110	0,200	0,520	0,920	1,000
2,5	-1,150	-0,895	-0,585	-0,305	-0,040	0,140	0,540	0,800
5,0	-0,930	-0,730	-0,555	-0,355	-0,160	0,000	0,290	0,570
10,0	-0,680	-0,560	-0,450	-0,325	-0,210	-0,095	0,140	0,350
15,0	-0,520	-0,450	-0,360	-0,270	-0,190	-0,105	0,080	0,250
20,0	-0,420	-0,360	-0,285	-0,220	-0,145	-0,080	0,055	0,220
30,0	-0,310	-0,245	-0,195	-0,150	-0,090	-0,045	0,045	0,170
40,0	-0,220	-0,175	-0,140	-0,095	-0,060	-0,025	0,050	0,140
50,0	-0,145	-0,115	-0,085	-0,045	-0,035	0,000	0,060	0,125
60,0	-0,080	-0,070	-0,035	-0,010	0,010	0,040	0,070	0,120
70,0	-0,025	-0,020	0,000	0,020	0,045	0,065	0,085	0,120
80,0	0,030	0,035	0,055	0,055	0,075	0,085	0,100	0,120
90,0	0,080	0,085	0,085	0,080	0,090	0,100	0,100	0,105
95,0	0,100	0,100	0,090	0,095	0,100	0,100	0,110	0,090


 Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

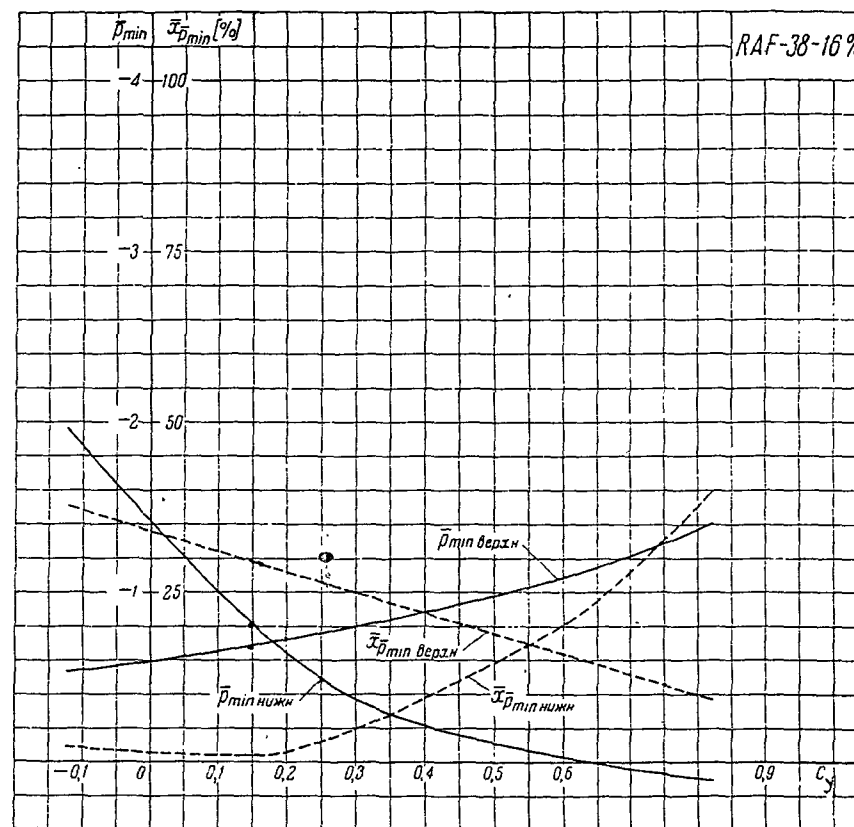
c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,365	-0,420	-0,490	-0,560	-0,655	-0,758	-0,880	-1,030	-1,700
\bar{p}_{\min} нижн	-1,545	-1,010	-0,600	-0,360	-0,210	-0,105	-0,025	0,040	0,080
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	36,5	32,5	28,5	24,5	20,6	16,6	12,7	8,7	0,7
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн [%]	0,5	1,5	2,9	5,0	8,3	12,3	17,5	28,0	—

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,920	0,810	0,720	0,560	0,350	0,100	-0,490	-1,110
2,5	0,640	0,540	0,390	0,200	-0,020	-0,220	-0,690	-1,210
5,0	0,310	0,215	0,090	-0,090	-0,270	-0,460	-0,865	-1,300
10,0	-0,060	-0,160	-0,295	-0,420	-0,580	-0,730	-1,030	-1,355
15,0	-0,260	-0,365	-0,480	-0,585	-0,730	-0,830	-1,085	-1,335
20,0	-0,375	-0,480	-0,580	-0,670	-0,785	-0,870	-1,095	-1,275
30,0	-0,515	-0,585	-0,655	-0,720	-0,790	-0,850	-0,985	-1,120
40,0	-0,530	-0,570	-0,625	-0,660	-0,715	-0,740	-0,830	-0,925
50,0	-0,445	-0,470	-0,505	-0,530	-0,575	-0,580	-0,640	-0,700
60,0	-0,300	-0,320	-0,355	-0,355	-0,395	-0,400	-0,440	-0,485
70,0	-0,150	-0,175	-0,190	-0,190	-0,210	-0,220	-0,245	-0,265
80,0	-0,020	-0,050	-0,050	-0,050	-0,065	-0,075	-0,080	-0,100
90,0	0,090	0,065	0,065	0,065	0,055	0,050	0,060	0,050
95,0	0,130	0,120	0,120	0,120	0,100	0,110	0,115	0,120

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-1,740	-1,410	-1,020	-0,635	-0,260	0,100	0,740	0,960
2,5	-1,600	-1,230	-0,910	-0,620	-0,320	-0,045	0,360	0,690
5,0	-1,155	-0,960	-0,770	-0,570	-0,365	-0,160	0,190	0,465
10,0	-0,860	-0,720	-0,600	-0,480	-0,350	-0,215	0,055	0,270
15,0	-0,675	-0,575	-0,480	-0,400	-0,305	-0,210	-0,010	0,175
20,0	-0,535	-0,465	-0,400	-0,330	-0,255	-0,195	-0,025	0,120
30,0	-0,365	-0,320	-0,280	-0,210	-0,175	-0,135	-0,015	0,080
40,0	-0,250	-0,220	-0,195	-0,140	-0,115	-0,080	0,000	0,070
50,0	-0,165	-0,155	-0,120	-0,085	-0,065	-0,045	0,020	0,075
60,0	-0,095	-0,090	-0,060	-0,040	-0,020	0,000	0,040	0,080
70,0	-0,030	-0,040	-0,015	0,000	0,020	0,040	0,055	0,080
80,0	0,030	0,015	0,030	0,040	0,050	0,060	0,070	0,090
90,0	0,080	0,080	0,080	0,080	0,085	0,095	0,090	0,100
95,0	0,110	0,110	0,110	0,100	0,100	0,100	0,100	0,100


 Таблица значений \bar{p} и \bar{x}_p min

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p} min верхн	-0,540	-0,600	-0,655	-0,720	-0,795	-0,880	-0,980	-1,080	-1,360
\bar{p} min нижн	-1,850	-1,415	-1,000	-0,640	-0,370	-0,215	-0,115	-0,030	0,100
\bar{x}_p min верхн [%]	37,0	34,0	31,0	28,0	25,0	22,0	18,9	16,0	10,0
\bar{x}_p min нижн [%]	2,0	1,5	1,1	1,5	4,9	9,4	14,6	20,1	37,5

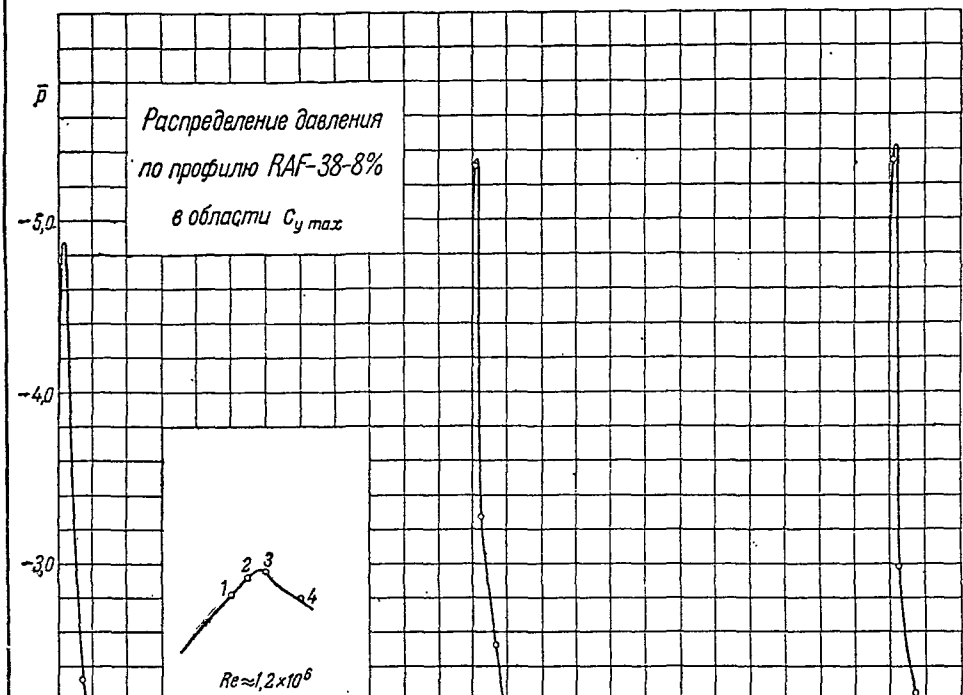


Таблица значений \bar{p} профиля RAF-38—8% при больших значениях c_y

\bar{x} [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 0,910$	$c_y = 0,960$	$c_y = 0,980$	$c_y = 0,900$	$c_y = 0,910$	$c_y = 0,960$	$c_y = 0,980$	$c_y = 0,900$
1,0	-4,880	-4,770	-5,340	-1,500	0,990	0,980	0,960	1,000
2,5	-2,940	-2,820	-2,420	-1,240	0,990	0,990	0,990	0,935
5,0	-1,990	-2,090	-2,080	-1,115	0,770	0,790	0,810	0,785
10,0	-1,340	-1,450	-1,680	-1,000	0,580	0,600	0,630	0,610
15,0	-1,120	-1,180	-1,370	-0,960	0,465	0,480	0,505	0,500
20,0	-0,970	-1,020	-1,120	-0,920	0,390	0,400	0,430	0,420
30,0	-0,750	-0,790	-0,810	-0,840	0,295	0,310	0,330	0,325
40,0	-0,580	-0,605	-0,605	-0,730	0,245	0,260	0,275	0,260
50,0	-0,435	-0,440	-0,440	-0,610	0,215	0,225	0,235	0,205
60,0	-0,310	-0,295	-0,305	-0,515	0,190	0,195	0,210	0,165
70,0	-0,200	-0,190	-0,185	-0,425	0,160	0,170	0,175	0,120
80,0	-0,095	-0,100	-0,100	-0,350	0,140	0,150	0,140	0,060
85,0	-0,050	-0,055	-0,070	-0,310	0,130	0,140	0,120	0,030
90,0	-0,010	-0,020	-0,045	-0,280	0,120	0,125	0,100	-0,010
95,0	0,030	0,010	-0,020	-0,250	0,105	0,105	0,080	-0,050

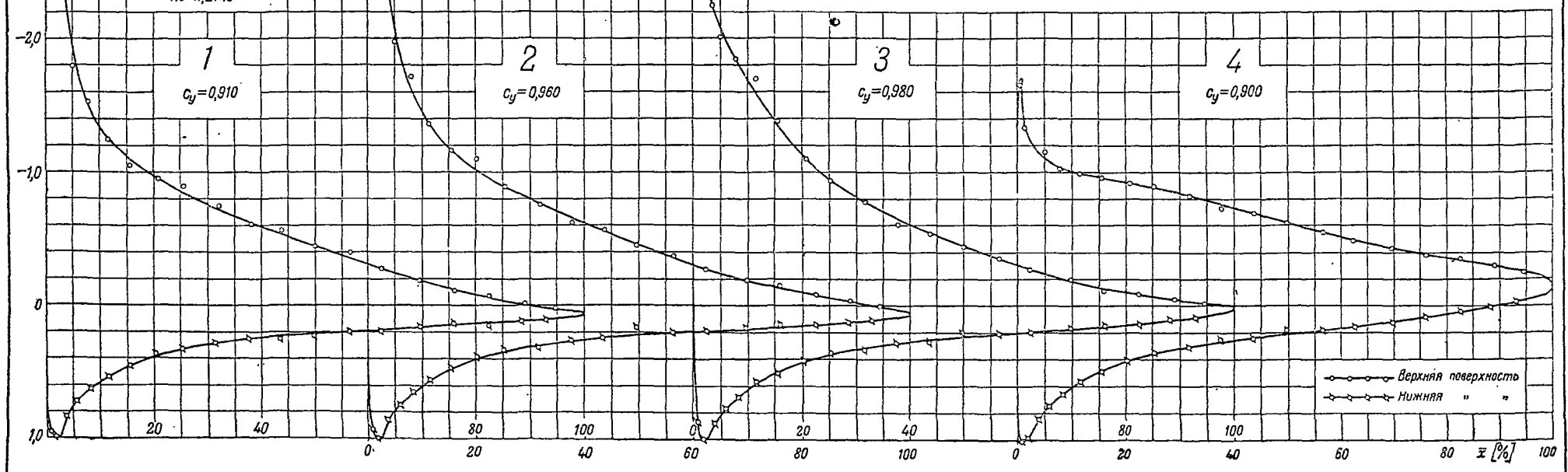


Таблица значений \bar{p} профиля RAF-38—12,66% при больших значениях c_y

x [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 1,120$	$c_y = 1,200$	$c_y = 1,200$	$c_y = 1,030$
1,0	-3,740	-4,630	-5,200	-4,960
2,5	-3,430	-3,670	-3,700	-4,130
5,0	-2,510	-2,850	-3,090	-2,780
10,0	-1,690	-1,880	-2,300	-1,630
15,0	-1,470	-1,610	-1,740	-1,170
20,0	-1,330	-1,420	-1,400	-0,800
30,0	-1,110	-1,170	-1,010	-0,375
40,0	-0,910	-0,930	-0,630	-0,340
50,0	-0,690	-0,665	-0,345	-0,350
60,0	-0,450	-0,405	-0,260	-0,360
70,0	-0,230	-0,205	-0,260	-0,375
80,0	-0,090	-0,100	-0,235	-0,390
85,0	-0,030	-0,065	-0,210	-0,390
90,0	0,010	-0,040	-0,185	-0,380
95,0	0,035	-0,020	-0,180	-0,370

x [%]	НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 1,120$	$c_y = 1,200$	$c_y = 1,200$	$c_y = 1,030$
1,0	0,980	0,800	0,770	0,600
2,5	0,970	1,000	0,980	0,980
5,0	0,830	0,910	0,970	0,960
10,0	0,780	0,665	0,740	0,775
15,0	0,470	0,530	0,620	0,640
20,0	0,390	0,460	0,525	0,550
30,0	0,280	0,330	0,390	0,410
40,0	0,240	0,270	0,310	0,320
50,0	0,220	0,240	0,260	0,260
60,0	0,200	0,220	0,220	0,200
70,0	0,175	0,195	0,180	0,130
80,0	0,150	0,165	0,120	0,055
85,0	0,140	0,145	0,075	0,010
90,0	0,130	0,115	0,035	-0,045
95,0	0,120	0,090	-0,010	-0,105

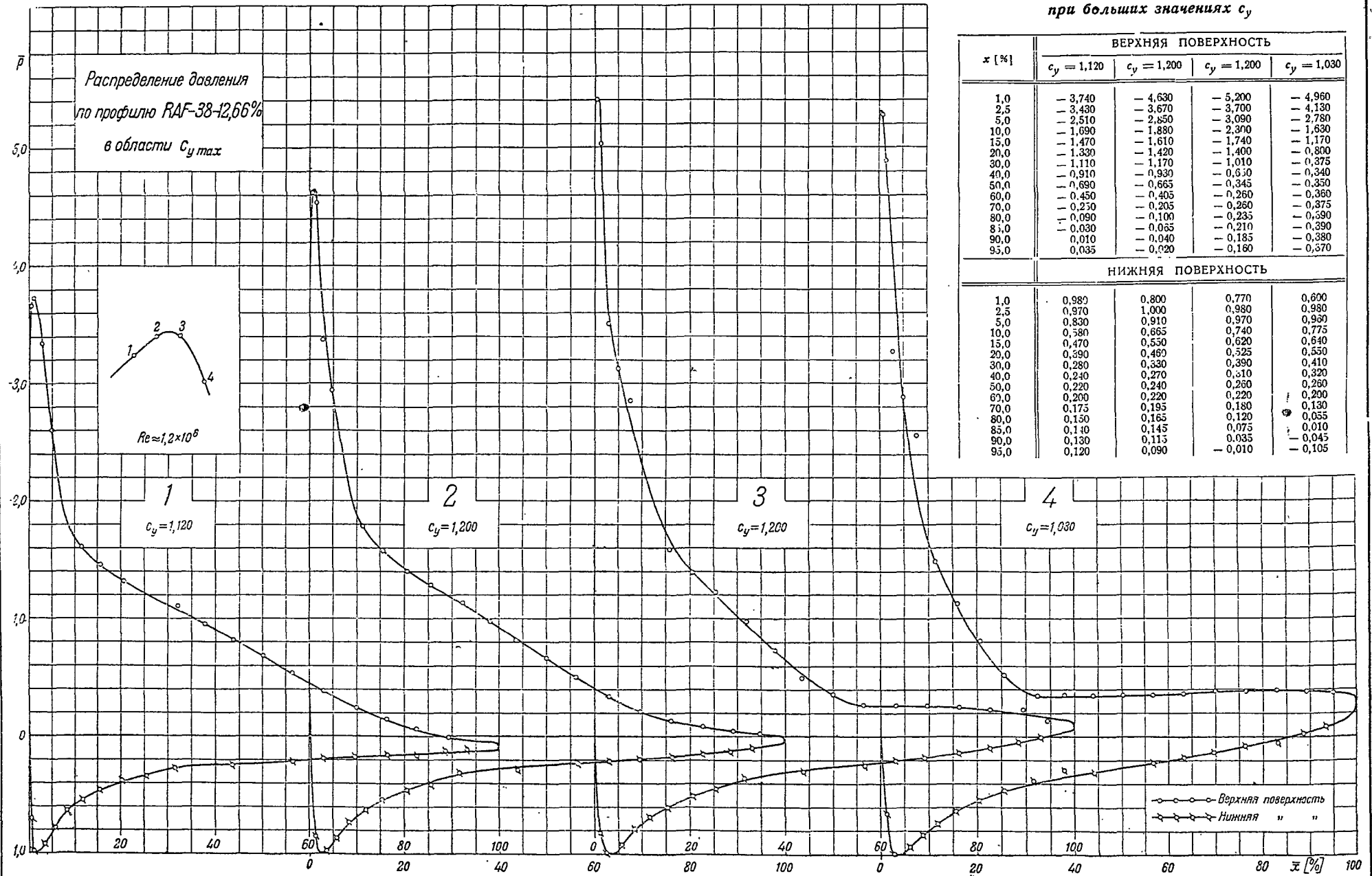
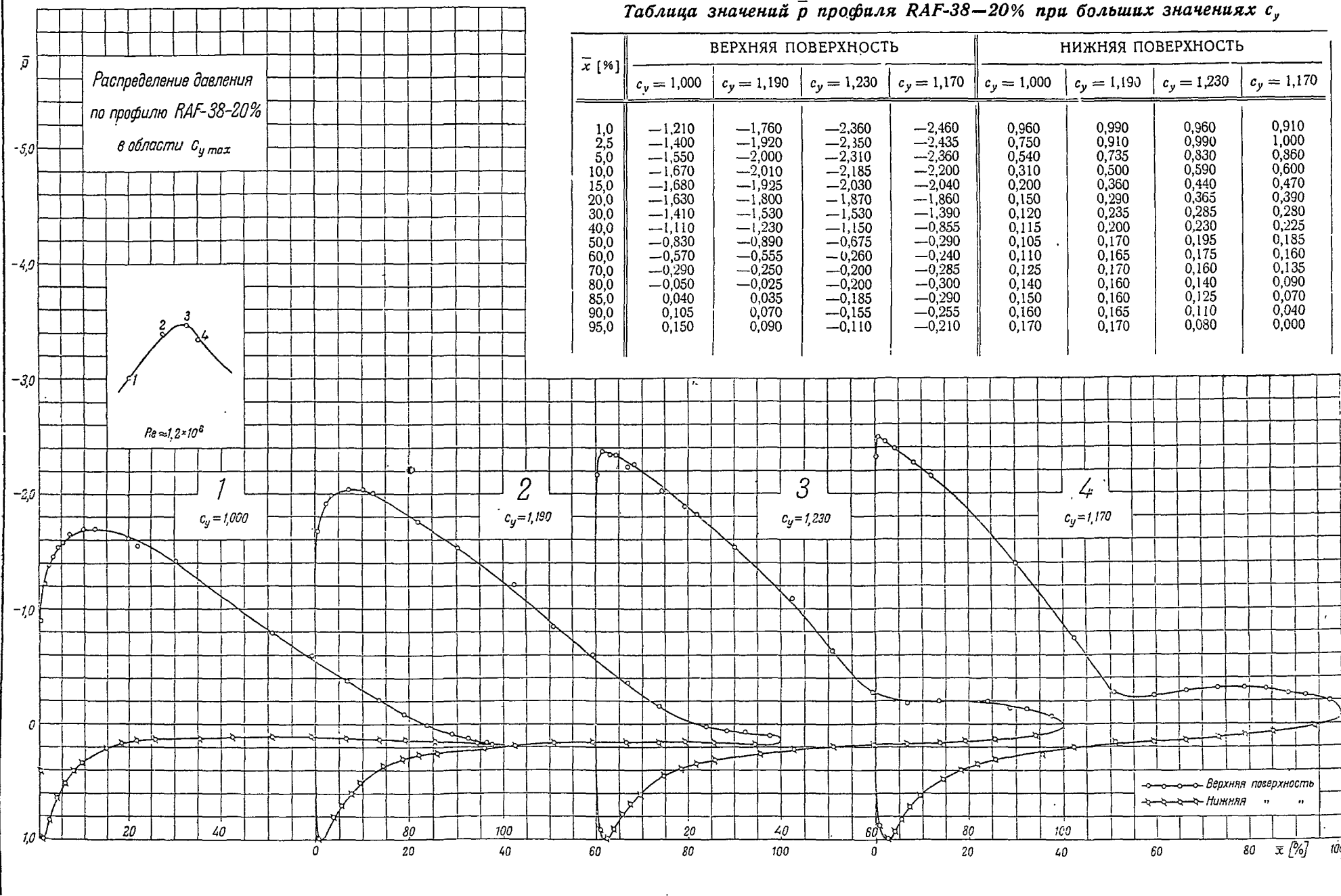


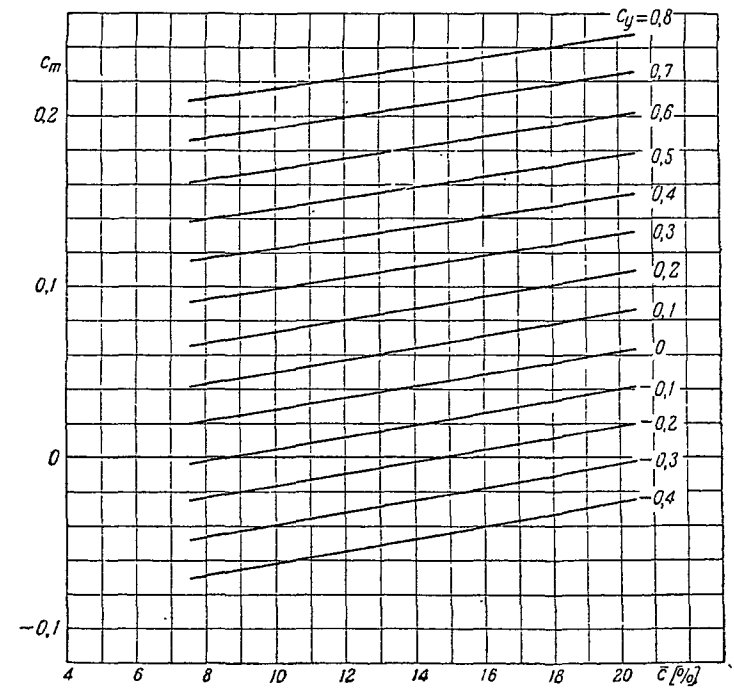
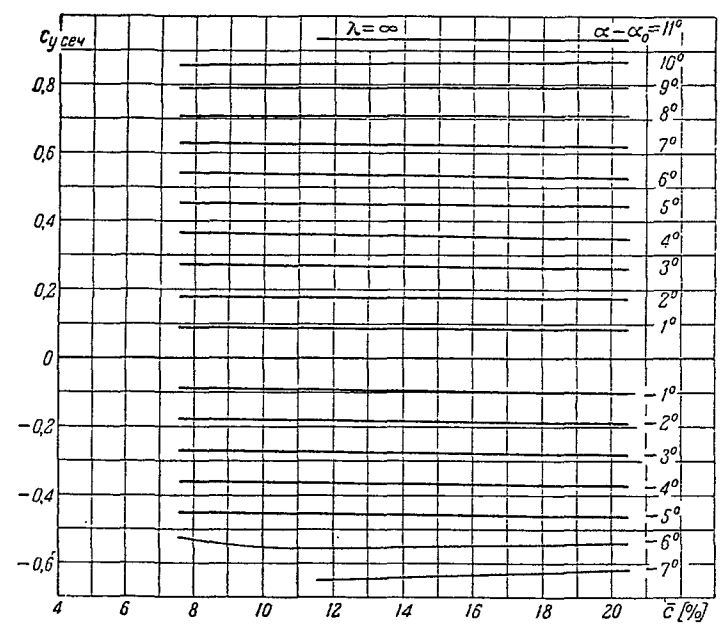
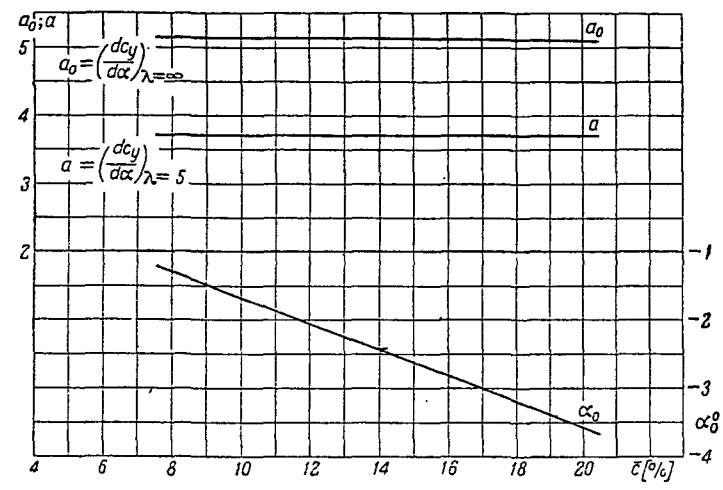
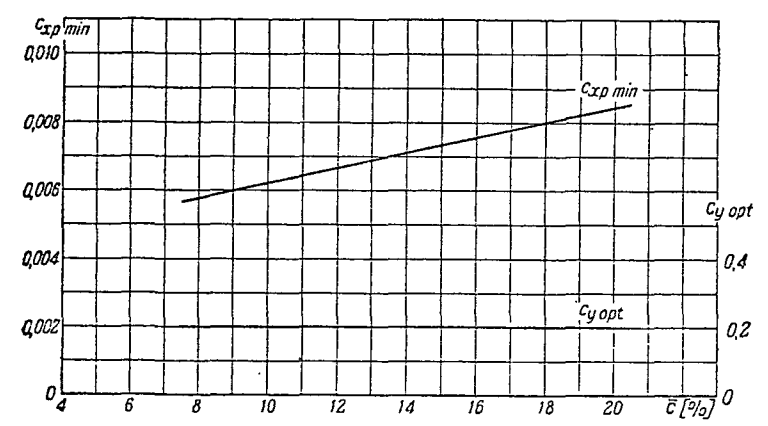
Таблица значений \bar{p} профиля RAF-38-20% при больших значениях c_y

\bar{x} [%]	ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ				НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ			
	$c_y = 1,000$	$c_y = 1,190$	$c_y = 1,230$	$c_y = 1,170$	$c_y = 1,000$	$c_y = 1,190$	$c_y = 1,230$	$c_y = 1,170$
1,0	-1,210	-1,760	-2,360	-2,460	0,960	0,990	0,960	0,910
2,5	-1,400	-1,920	-2,350	-2,435	0,750	0,910	0,990	1,000
5,0	-1,550	-2,000	-2,310	-2,360	0,540	0,735	0,830	0,860
10,0	-1,670	-2,010	-2,185	-2,200	0,310	0,500	0,590	0,600
15,0	-1,680	-1,925	-2,030	-2,040	0,200	0,360	0,440	0,470
20,0	-1,630	-1,800	-1,870	-1,860	0,150	0,290	0,365	0,390
30,0	-1,410	-1,530	-1,530	-1,390	0,120	0,235	0,285	0,280
40,0	-1,110	-1,230	-1,150	-0,855	0,115	0,200	0,230	0,225
50,0	-0,830	-0,390	-0,675	-0,290	0,105	0,170	0,195	0,185
60,0	-0,570	-0,555	-0,260	-0,240	0,110	0,165	0,175	0,160
70,0	-0,290	-0,250	-0,200	-0,285	0,125	0,170	0,160	0,135
80,0	-0,050	-0,025	-0,200	-0,300	0,140	0,160	0,140	0,090
85,0	0,040	0,035	-0,185	-0,290	0,150	0,160	0,125	0,070
90,0	0,105	0,070	-0,155	-0,255	0,160	0,165	0,110	0,040
95,0	0,150	0,090	-0,110	-0,210	0,170	0,170	0,080	0,000

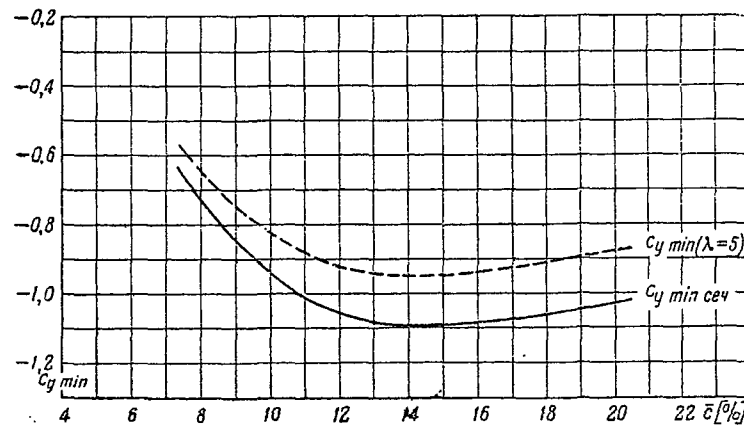
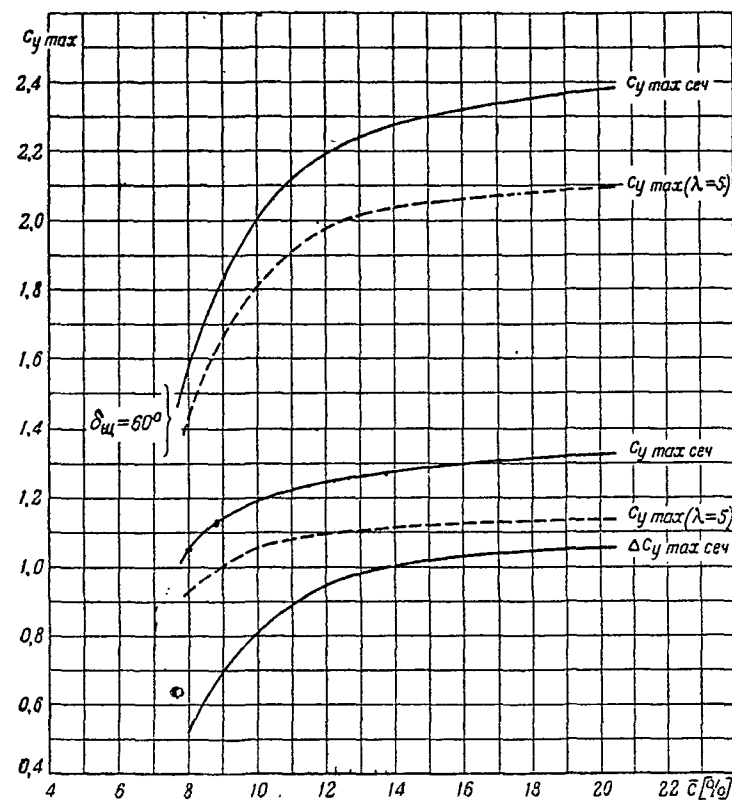
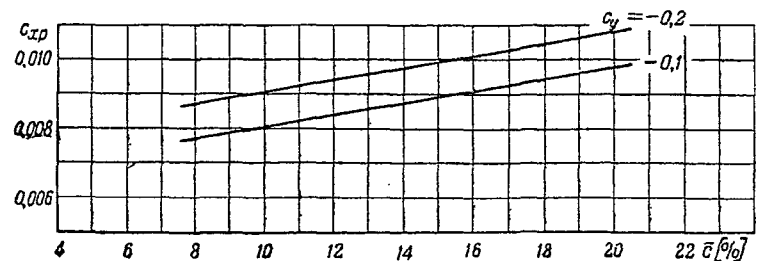
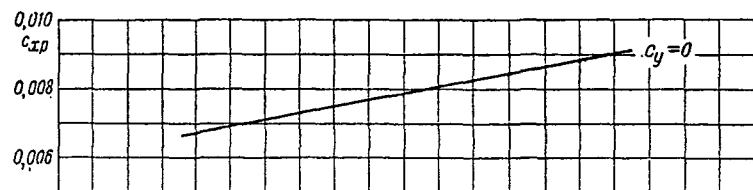
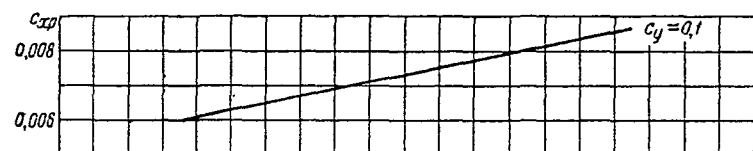
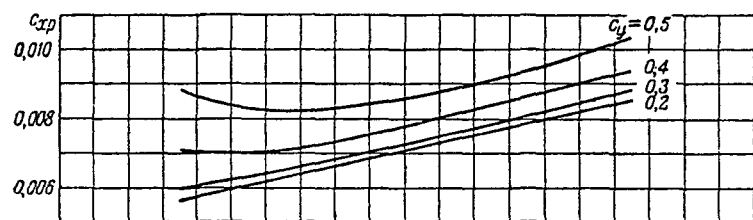
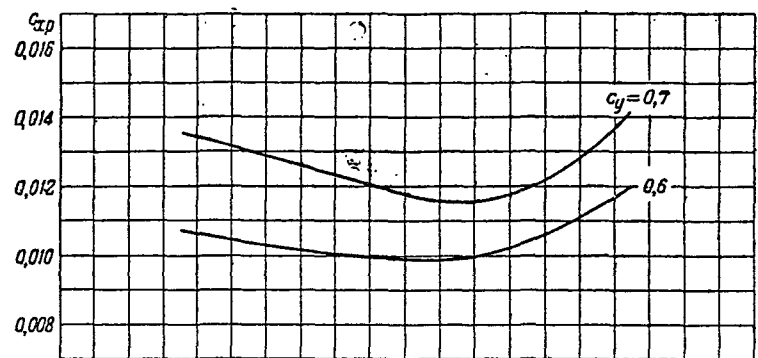


Серия RAF-38

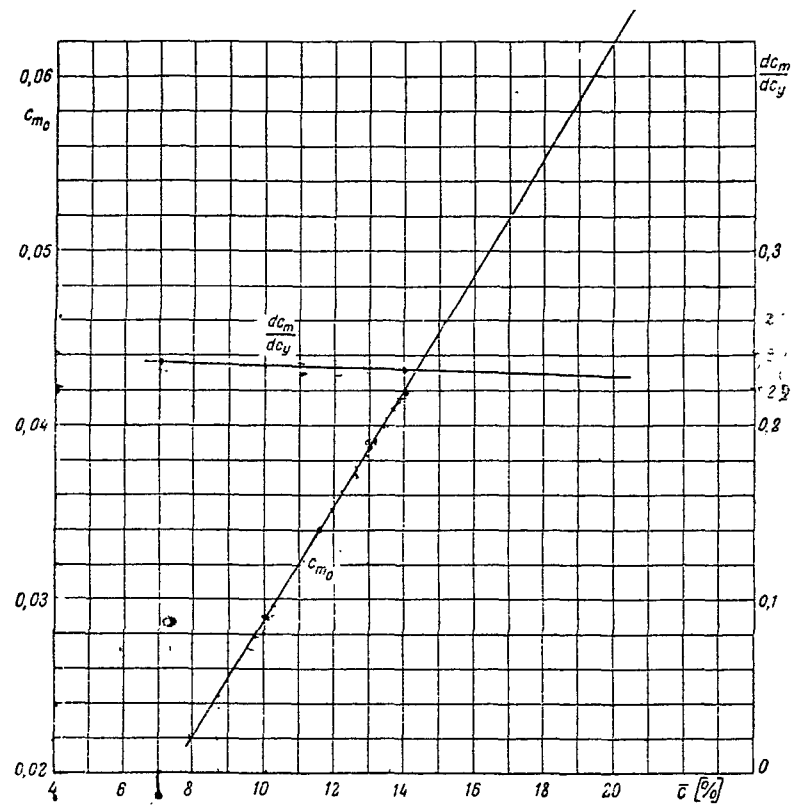
Сводные диаграммы
 $Re \approx 1,7 \times 10^6$



Серия RAF-38

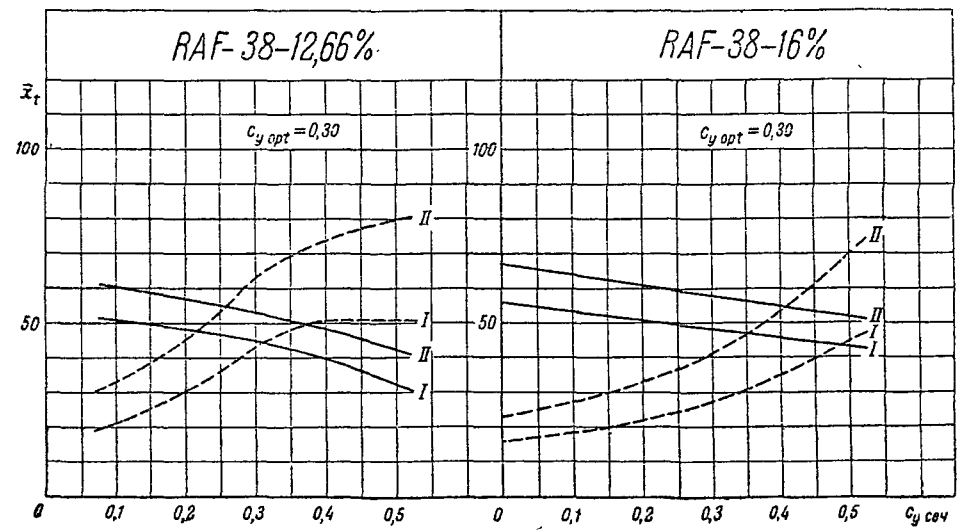
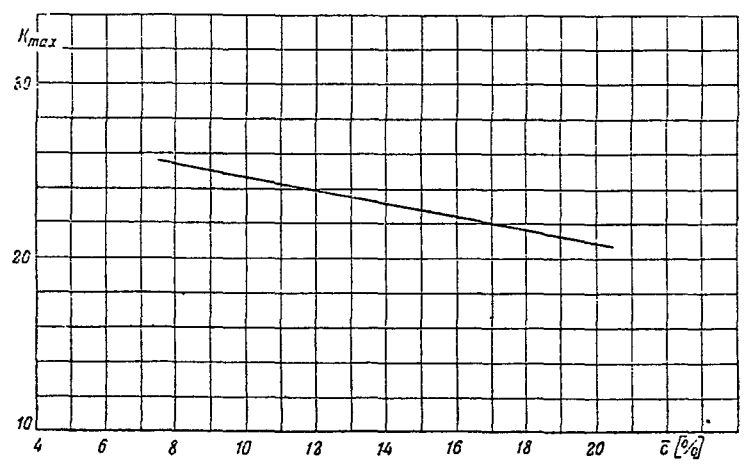
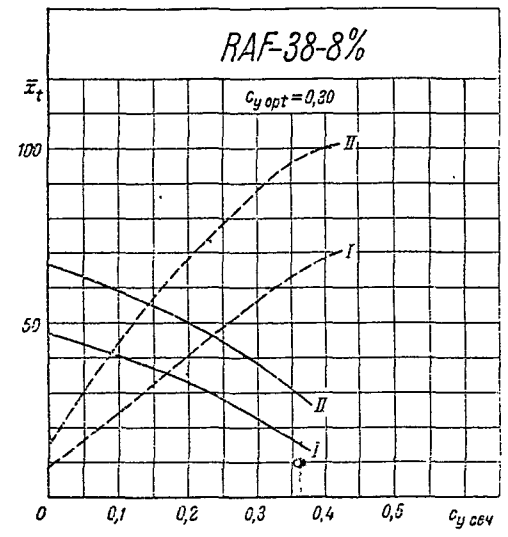


Серия-RAF-38

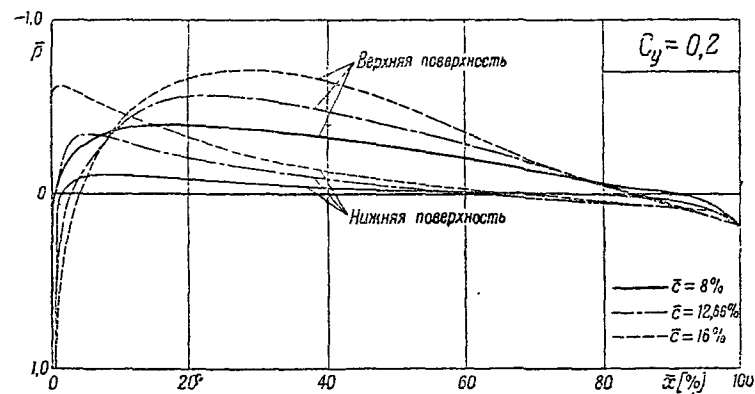
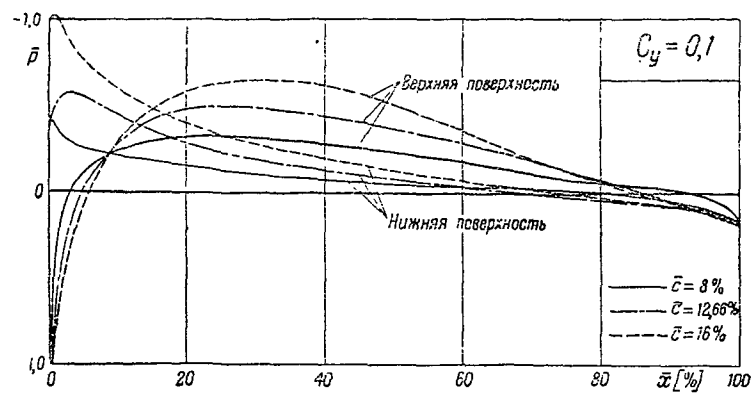
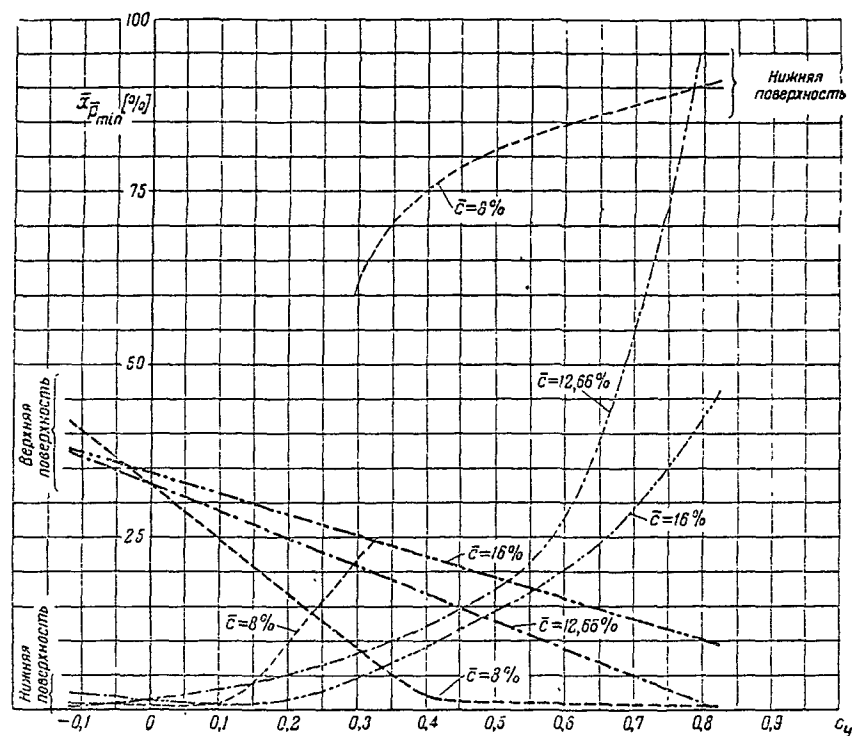
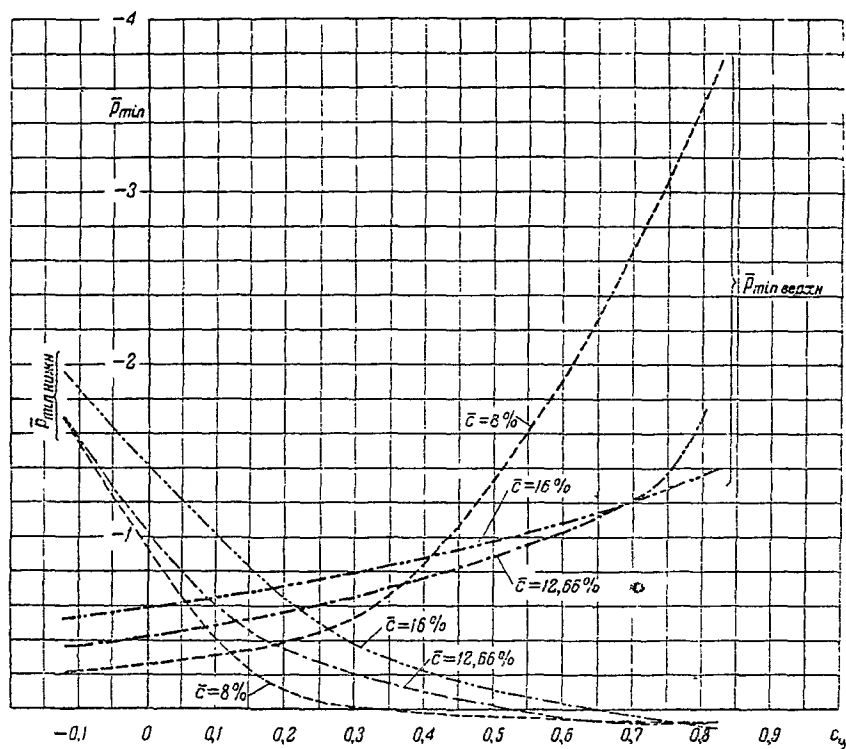


Границы области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние при $Re=1.7 \times 10^6$

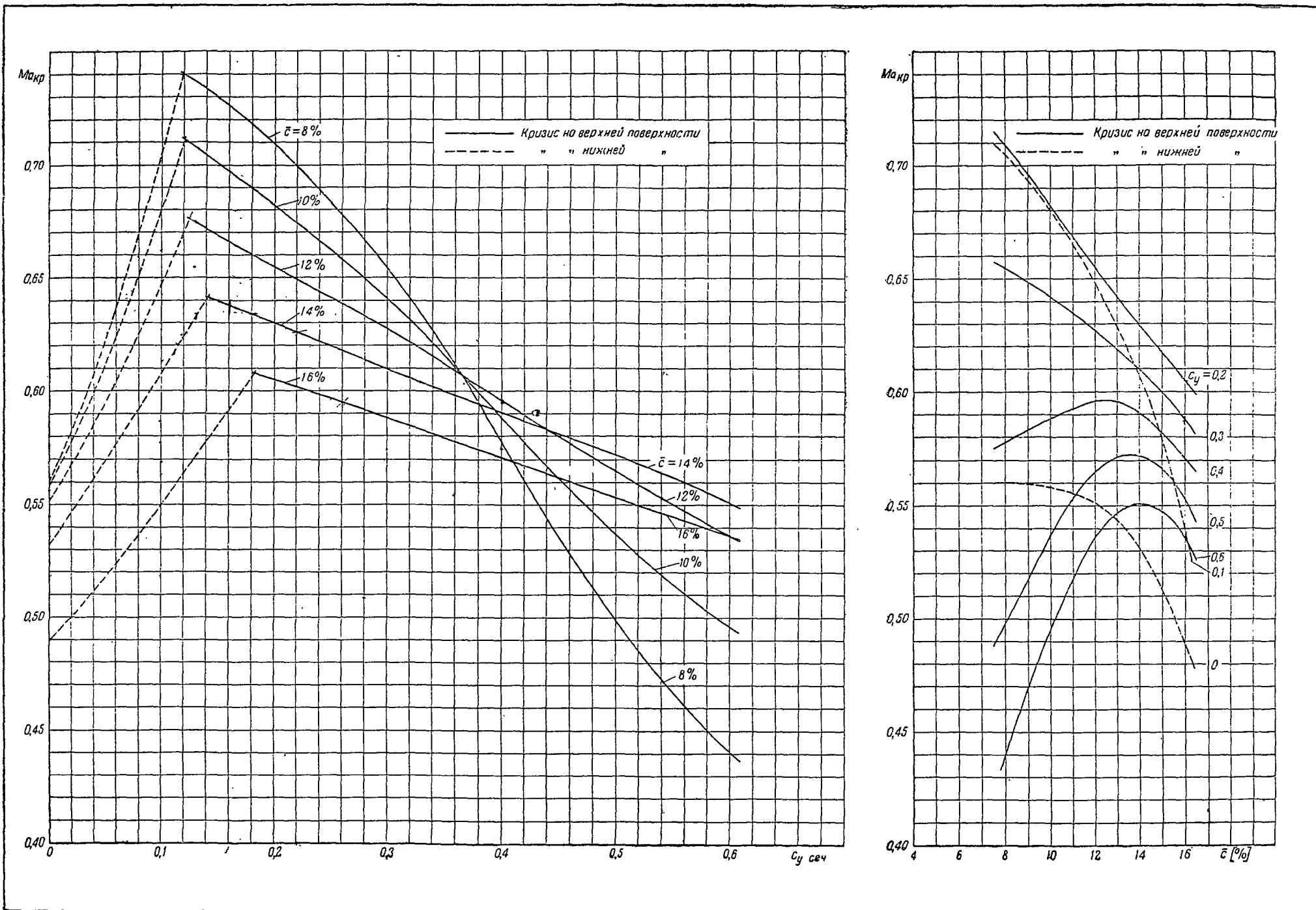
- \bar{x}_t — расстояние от передней кромки в процентах хорды
- I — начало перехода
- II — конец перехода
- область перехода на верхней поверхности
- - - область перехода на нижней поверхности



Серия RAF-38

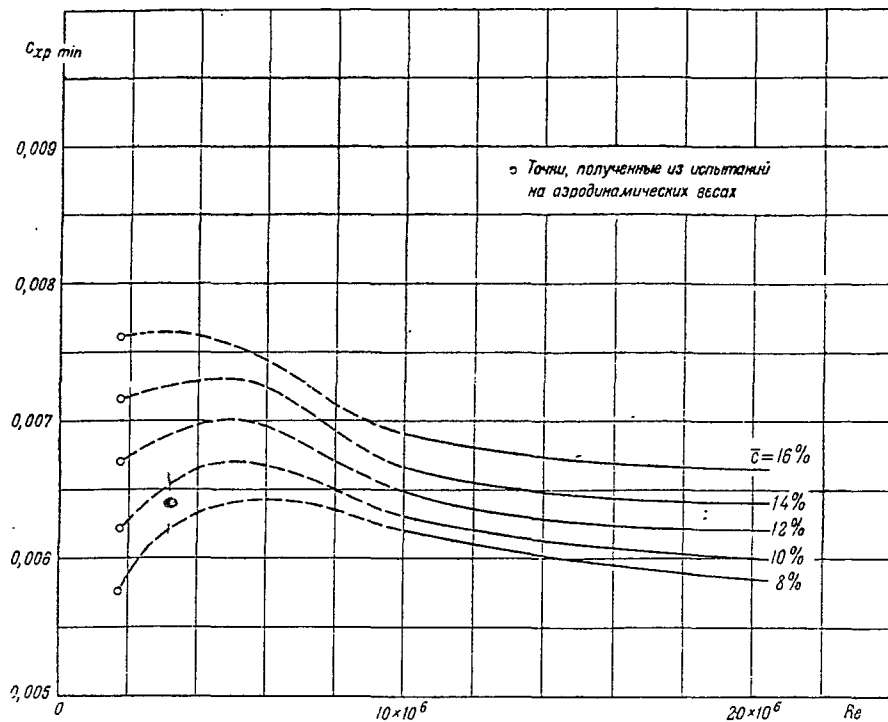


Серия RAF-38



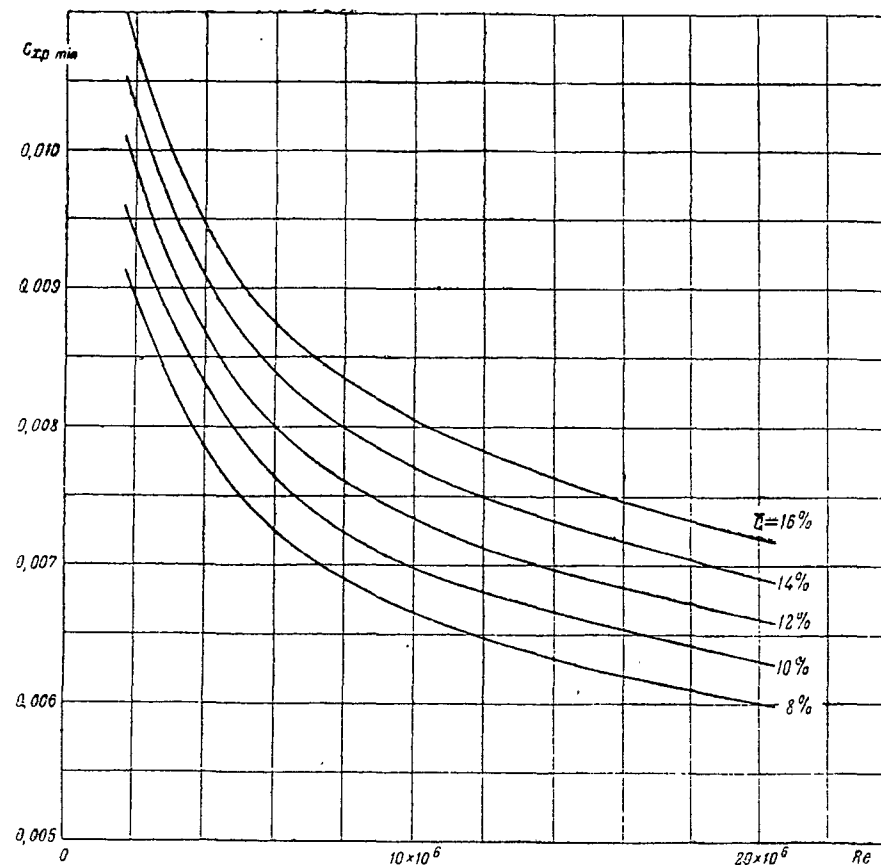
Расчетные графики для определения минимальных значений коэффициента профильного сопротивления на больших числах Рейнольдса

Первый вариант расчета (основной)



\bar{c} \ Re	8%	10%	12%	14%	16%
$1,7 \times 10^6$	0,0057 ₅	0,0062 ₂	0,0067 ₀	0,0071 ₅	0,0076 ₀
5×10^6	0,0064 ₀	0,0067 ₀	0,0070 ₀	0,0073 ₀	0,0075 ₄
10×10^6	0,0062 ₀	0,0063 ₀	0,0064 ₈	0,0066 ₇	0,0069 ₀
15×10^6	0,0059 ₈	0,0061 ₀	0,0062 ₆	0,0064 ₅	0,0067 ₁
20×10^6	0,0058 ₅	0,0060 ₀	0,0062 ₀	0,0064 ₀	0,0066 ₅

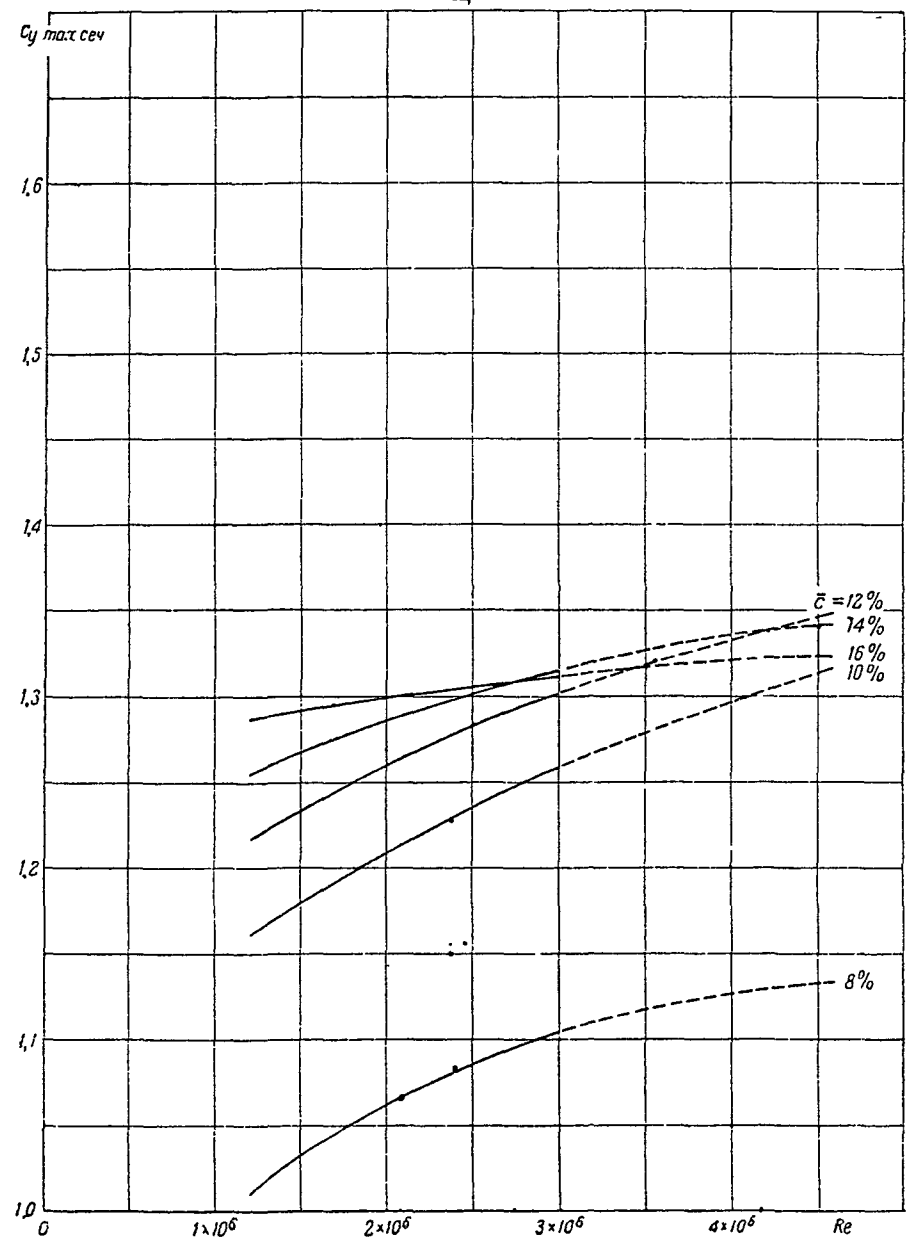
Второй вариант расчета



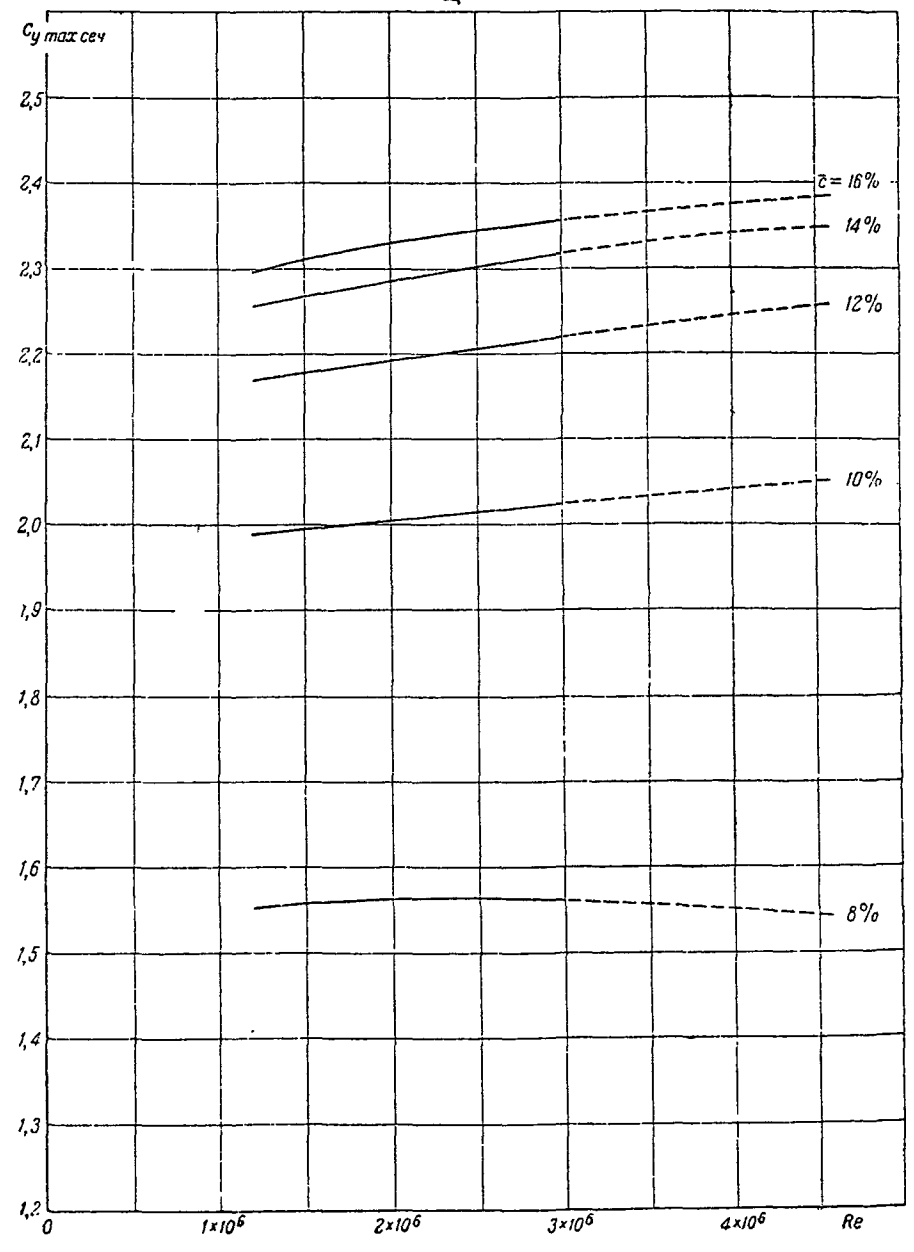
\bar{c} \ Re	8%	10%	12%	14%	16%
3×10^6	0,0033 ₅	0,0038 ₀	0,0042 ₀	0,0046 ₂	0,0050 ₂
5×10^6	0,0045 ₀	0,0049 ₃	0,0053 ₉	0,0058 ₇	0,0063 ₅
10×10^6	0,0066 ₅	0,0069 ₈	0,0073 ₃	0,0077 ₂	0,0080 ₅
15×10^6	0,0062 ₅	0,0066 ₀	0,0069 ₀	0,0072 ₅	0,0075 ₅
20×10^6	0,0060 ₀	0,0063 ₀	0,0066 ₀	0,0069 ₀	0,0072 ₀

Серия RAF-38

$\delta_{\text{ш}} = 0$



$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$



Симметричные профили

СИММЕТРИЧНЫЕ ПРОФИЛИ В сим—12%, НАСА-0012 и RAF-30—12%

Для сравнения аэродинамических характеристик различных по контуру симметричных профилей были спроектированы и испытаны три симметричных профиля с максимальной толщиной $\bar{c} = 12\%$, а именно. В сим—12%, НАСА-0012 и RAF-30—12%.

Ординаты симметричного профиля В сим—12% получены из ординат несимметричного 12-процентного профиля серии В по формуле:

$$y_{\text{сим}} = \frac{y_{\text{в}} + |y_{\text{н}}|}{2}.$$

Ординаты профиля НАСА-0012 взяты из Т. Реп. НАСА № 460.

Ординаты профиля RAF-30—12% получены из ординат исходного симметричного профиля RAF-30 с максимальной толщиной $\bar{c} = 12,66\%$ путем изменения последних в отношении $\frac{12}{12,66}$, т. е. по формуле:

$$y_{\text{сим}} = y_{\text{RAF-30}} \frac{12}{12,66}.$$

Основным различием этих симметричных профилей является полнота носка. Профиль НАСА-0012 имеет наиболее полный носок, затем следует профиль RAF-30—12% и профиль В сим—12%.

Положение максимальной толщины симметричных профилей

профиль В сим $\bar{x}_{\bar{c}} = 33,30\%$ хорды

профиль RAF-30—12 $\bar{x}_{\bar{c}} = 30\%$

профиль НАСА-0012 $\bar{x}_{\bar{c}} = 30\%$

Для сравнения контуров этих профилей последние были построены в эюрном виде ($\bar{c} = 100\%$) на совмещенной хорде

Приведенные в таблице ординаты эюрных симметричных профилей позволяют перейти к ординатам симметричных профилей с заданной максимальной толщиной \bar{c} путем изменения эюрных ординат в отношении $\frac{\bar{c}}{100}$.

Симметричные профили

Контуры профилей

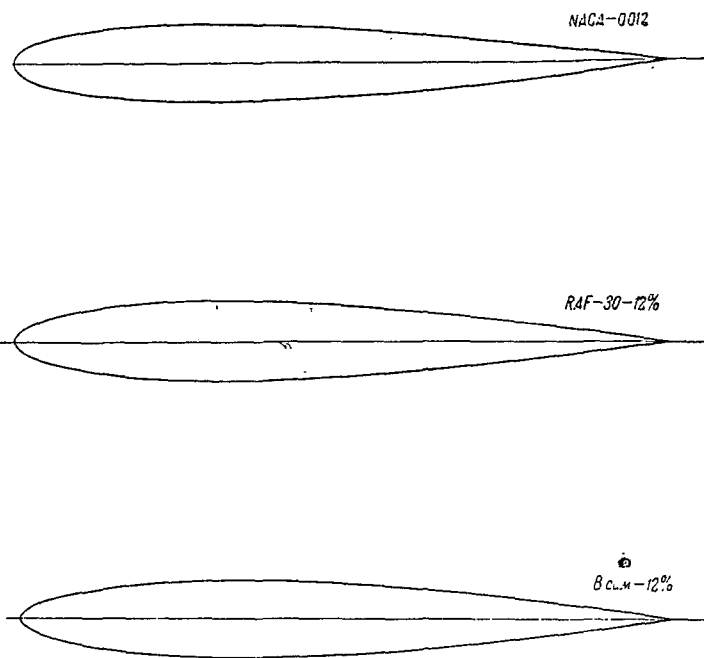
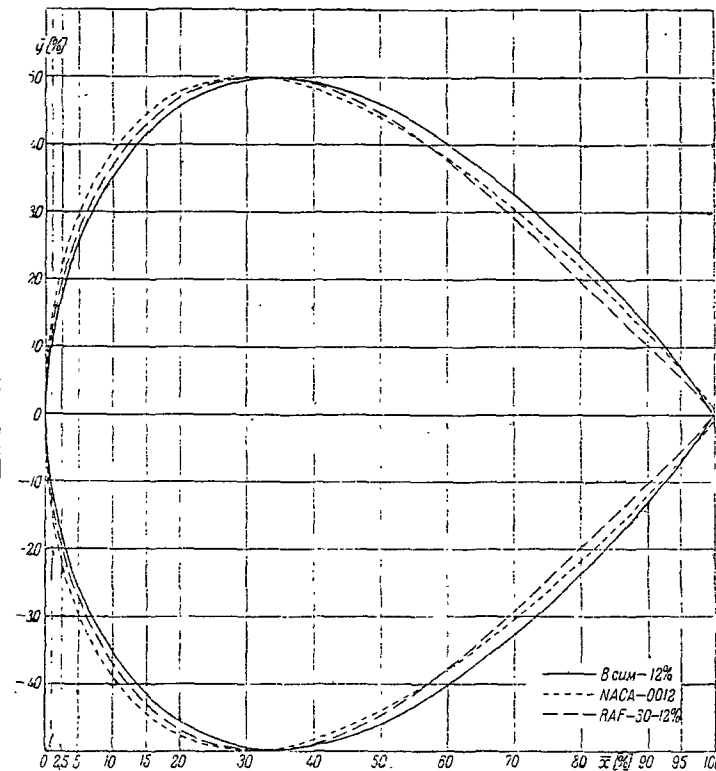


Таблица основных геометрических параметров симметричных профилей

Профили	В сим.-12%	NACA-0012	RAF-30-12
\bar{x}_c [%]	33,30	30,00	30,00

Эпюрные симметричные профили

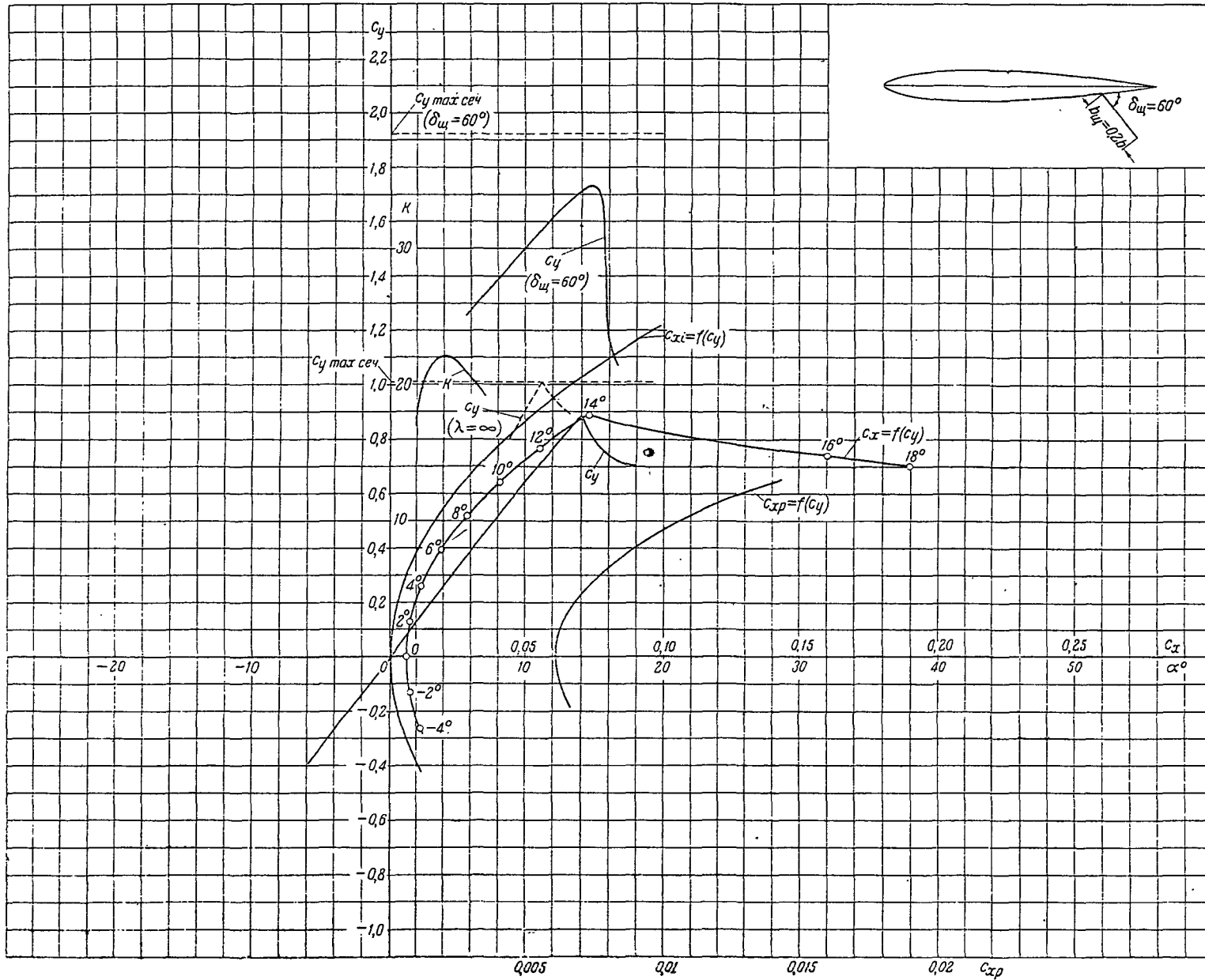


\bar{x} — расстояние от передней кромки в процентах хорды

Координаты эпюрных симметричных профилей

\bar{x} [%]	0,25	0,50	0,75	1,00	1,25	1,75	2,50	3,25	5,00	7,50	10,00	15,00	20,00	30,00	40,00	50,00	60,00	70,00	80,00	85,00	90,00	95,00	100,00	
В сим.-12%	$\bar{y}_{эп}$ [%]	5,185	7,400	9,200	10,775	12,225	14,700	17,800	20,450	25,525	30,900	35,210	41,555	45,760	49,540	49,280	45,850	40,200	32,720	23,690	18,650	13,130	7,070	0,000
	$\bar{h}_{эп}$ [%]	10,370	14,800	18,400	21,550	24,450	29,400	35,600	40,900	51,050	61,800	70,420	83,110	91,520	99,080	98,560	91,700	80,400	65,440	47,380	37,300	26,260	14,140	0,000
NACA-0012	$\bar{y}_{эп}$ [%]	7,200	10,280	12,450	14,100	15,800	18,550	21,800	24,550	29,600	34,990	39,000	44,550	47,780	50,000	48,350	44,000	38,030	30,500	21,850	17,080	12,060	6,700	1,050
	$\bar{h}_{эп}$ [%]	14,400	20,560	24,900	28,200	31,600	37,100	43,600	49,100	59,200	69,980	78,000	89,100	95,560	100,000	96,700	88,000	76,060	61,000	43,700	34,180	24,120	13,400	2,100
RAF-30-12%	$\bar{y}_{эп}$ [%]	6,250	8,950	10,900	12,550	14,200	16,550	19,600	22,150	27,200	32,750	37,000	43,000	46,950	50,000	49,030	44,700	37,750	29,200	19,750	15,000	10,270	5,500	0,000
	$\bar{h}_{эп}$ [%]	12,500	17,900	21,800	25,100	28,400	33,100	39,200	44,300	54,400	65,500	74,000	86,000	93,900	100,000	98,060	89,400	75,500	58,400	39,500	30,000	20,540	11,000	0,000

Определение ординат профиля заданной относительной толщины \bar{c} [%] производится по формуле



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$\delta_w = 0$

$C_{xp \min} = 0,00610$

$C_{y \text{opt}} = 0$

$C_{x_0} = 0,00610$

$\alpha_0 = 0$

$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,20$

$C_{y \max} = 1,011$

$\alpha_{кр} = 11,2$

$C_{y \min} = -$

$C_{m_0} = 0$

$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,220$

$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 166$

$Re \approx 1,7 \times 10^6$

$\delta_w = 60^\circ$

$C_{y \max} = 1,925$

$\Delta C_{y \max} = 0,914$

$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = 316$

$Re \approx 1,65 \times 10^6$

Симметричные профили

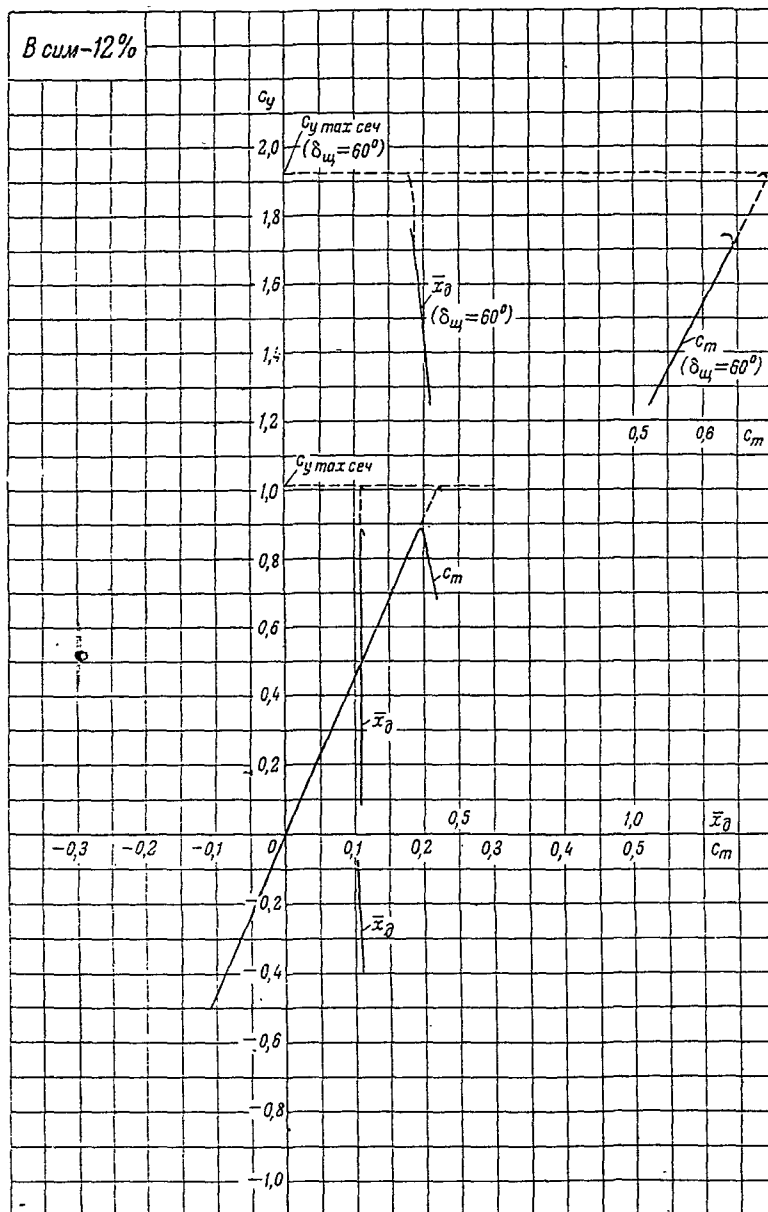
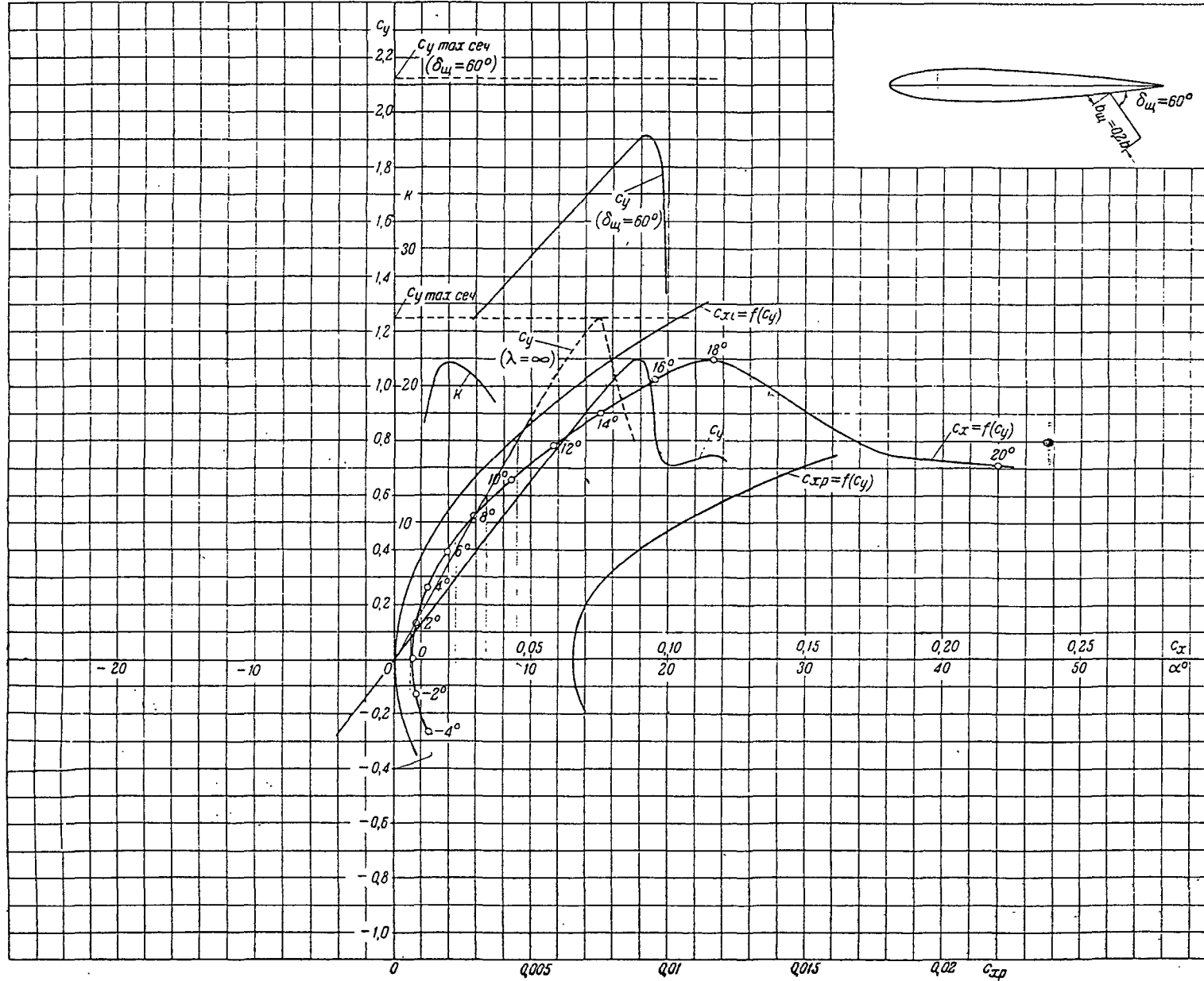


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_w = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-10°	-0,652		-0,143	0,2195				
-8°	-0,523		-0,115	0,220				
-6°	-0,392		-0,086	0,220				
-4°	-0,260		-0,056	0,216				
-2°	-0,132	0,0075	-0,028	0,212	0,0064 ₀			
0	0,000	0,0061	0,000	0,000	0,0061 ₀			
2°	0,130	0,0075	0,028	0,215	0,0063 ₇			
4°	0,260	0,0117	0,056	0,215	0,0072 ₂			
6°	0,390	0,0189	0,085	0,218	0,0087 ₉	1,278	0,530	0,415
8°	0,520	0,0287	0,116	0,223	0,0109 ₃	1,386	0,560	0,405
10°	0,642	0,0410	0,145	0,226		1,500	0,590	0,394
12°	0,766	0,0554	0,170	0,222		1,615	0,618	0,384
14°	0,890	0,0730	0,195	0,219		1,715	0,643	0,375



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

- $\delta_{\omega} = 0$
- $C_{x \text{ р min}} = 0,0051$
- $C_{y \text{ р opt}} = 0$
- $C_{x_0} = 0,0051$
- $\alpha_0 = 0$
- $\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,15$
- $C_{y \text{ max}} = 1,25$
- $\alpha_{\text{кр}} = 15^\circ$
- $C_{y \text{ min}} = -$
- $C_{m_0} = 0$
- $\frac{dC_m}{dC_y} = 0,220$
- $\frac{C_{y \text{ max}}}{C_{x \text{ р min}}} = 192,2$
- $Re \approx 1,7 \times 10^6$

- $\delta_{\omega} = 60^\circ$
- $C_{y \text{ max}} = 2,125$
- $\Delta C_{y \text{ max}} = 0,875$
- $\frac{C_{y \text{ max}}}{C_{x \text{ р min}}} = 327$
- $Re \approx 1,65 \times 10^6$

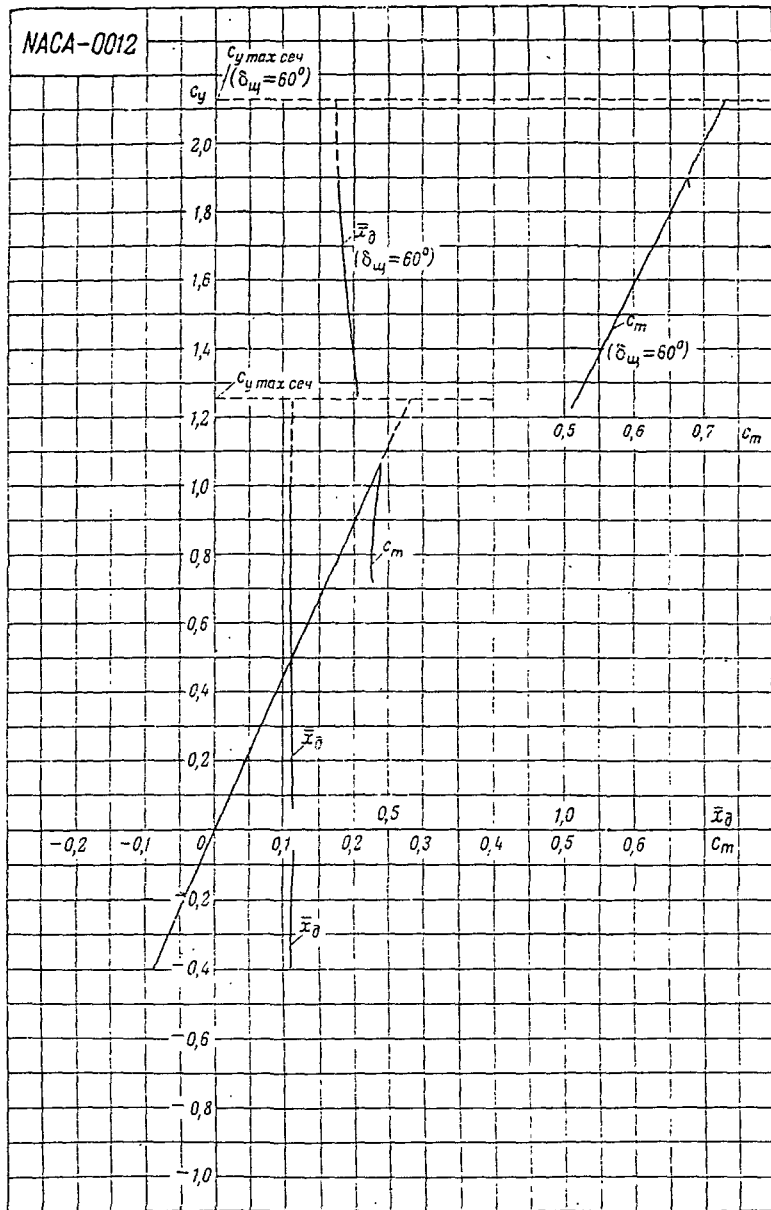
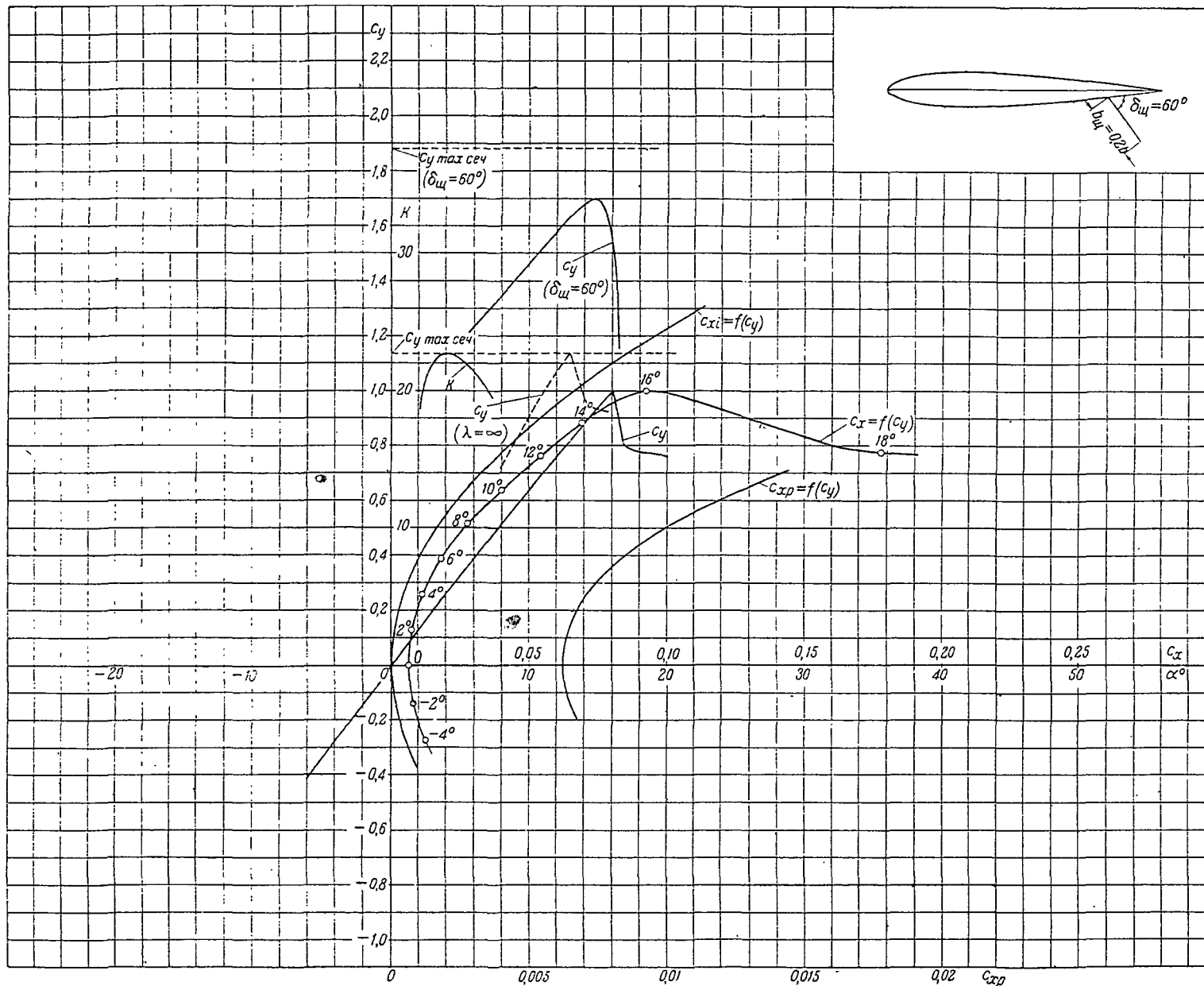


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	$c_{x\delta}$	$\delta_{ш} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-6°	-0,397	0,0192	-0,087	0,219				
-4°	-0,263	0,0119	-0,058	0,220				
-2°	-0,131	0,0079	-0,029	0,221	0,00675			
0	0,000	0,0065	0,000	0,000	0,00651			
2°	0,132	0,0079	0,030	0,227	0,00670			
4°	0,263	0,0119	0,058	0,220	0,00742			
6°	0,397	0,0192	0,088	0,222	0,00885	1,258	0,519	0,413
8°	0,528	0,0293	0,116	0,220	0,01100	1,369	0,545	0,399
10°	0,660	0,0424	0,143	0,217	0,01375	1,482	0,572	0,386
12°	0,784	0,0578	0,177	0,226		1,591	0,600	0,377
14°	0,905	0,0750	0,203	0,224		1,696	0,625	0,369
16°	1,020	0,0950	0,228	0,224		1,800	0,650	0,361
18°	1,098	0,1160	0,243	0,222		1,910	0,675	0,354



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$$\delta_w = 0$$

$$C_{xp\ min} = 0,00620$$

$$C_{y\ opt} = 0$$

$$C_{x_0} = 0,00620$$

$$\alpha_0 = 0$$

$$\frac{dC_y}{d\alpha} = 5,20$$

$$C_{y\ max} = 1,137$$

$$\alpha_{кр} = 12,8$$

$$C_{y\ min} = -$$

$$C_{m_0} = 0$$

$$\frac{dC_m}{dC_y} = 0,220$$

$$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 183,2$$

$$Re \approx 1,7 \times 10^6$$

$$\delta_w = 60^\circ$$

$$C_{y\ max} = 1,885$$

$$\Delta C_{y\ max} = 0,748$$

$$\frac{C_{y\ max}}{C_{xp\ min}} = 304$$

$$Re \approx 1,65 \times 10^6$$

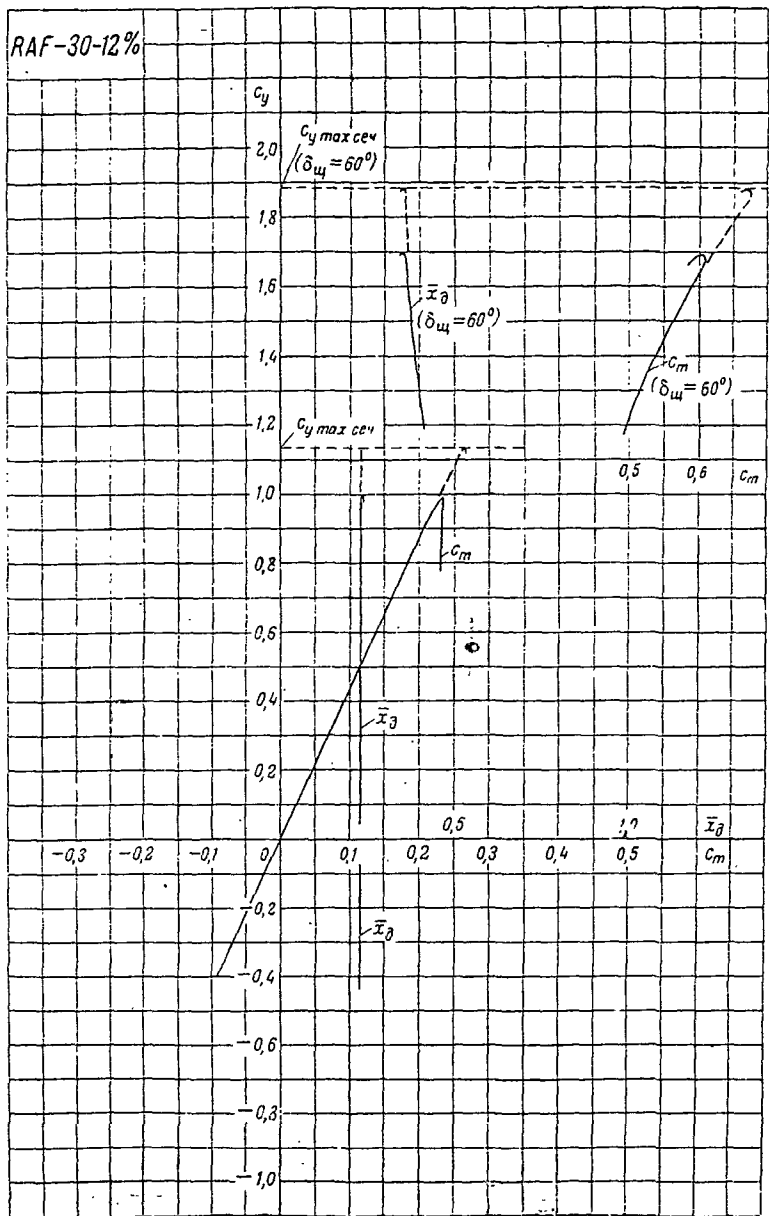


Таблица значений аэродинамических коэффициентов
($\lambda = 5$)

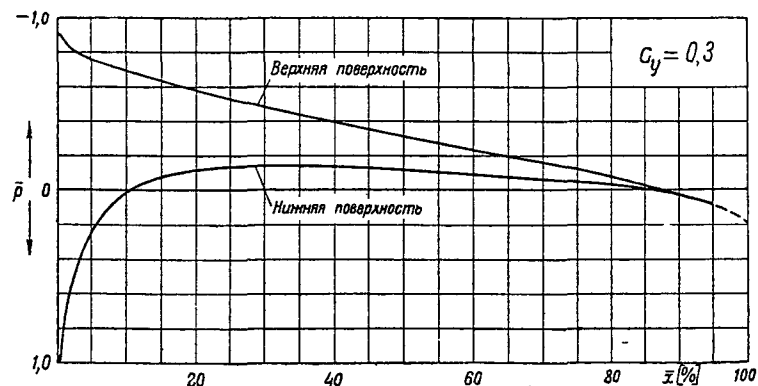
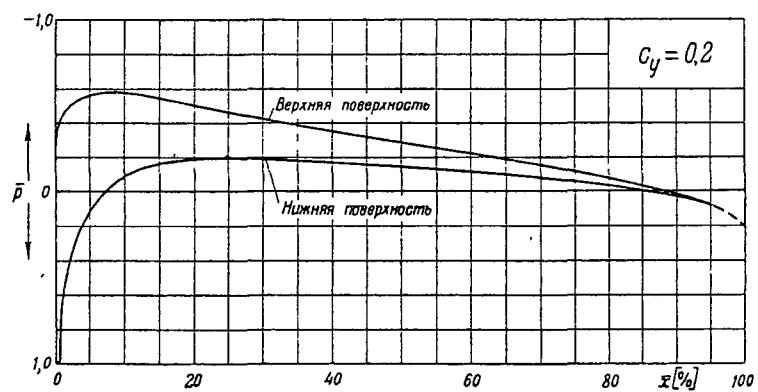
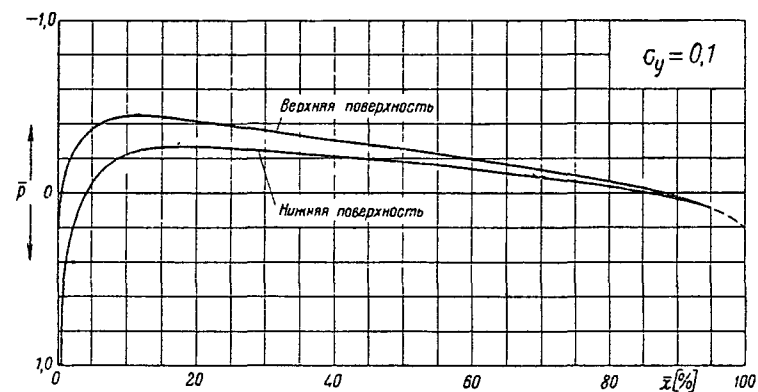
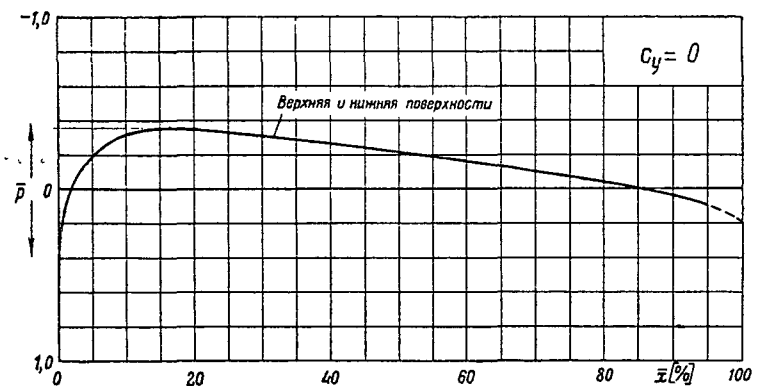
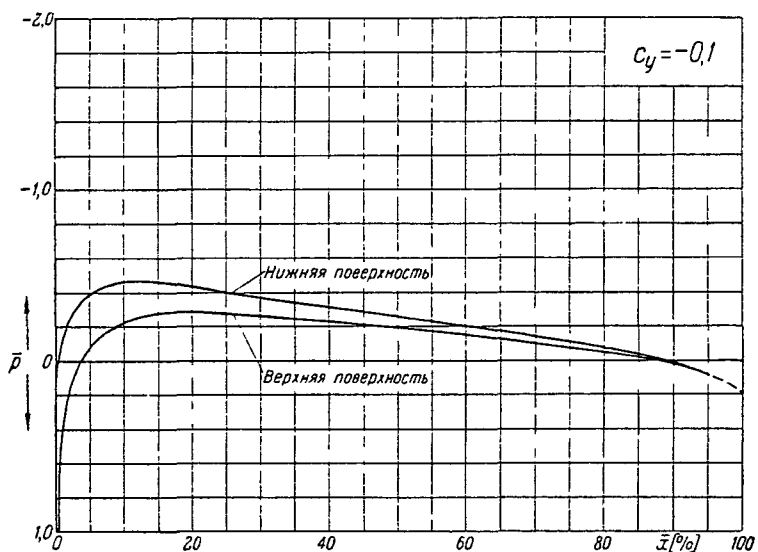
α	c_y	c_x	c_m	\bar{x}_δ	c_{xp}	$\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$		
						c_y	c_m	\bar{x}_δ
-4°	-0,275	0,0115	-0,064	0,233				
-2°	-0,140	0,0077	-0,032	0,229	0,0064			
0	0,000	0,0062	0,000	0,000	0,0062			
2°	0,130	0,0075	0,030	0,231	0,0064			
4°	0,260	0,0115	0,060	0,230	0,0070			
6°	0,390	0,0183	0,089	0,228	0,0082	1,236	0,502	0,406
8°	0,518	0,0278	0,118	0,228	0,0102	1,350	0,525	0,389
10°	0,640	0,0399	0,146	0,228	0,0127	1,465	0,553	0,378
12°	0,760	0,0539	0,174	0,229		1,580	0,583	0,369
14°	0,882	0,0690	0,201	0,228		1,684	0,609	0,362
16°	1,000	0,0920	0,233	0,233				

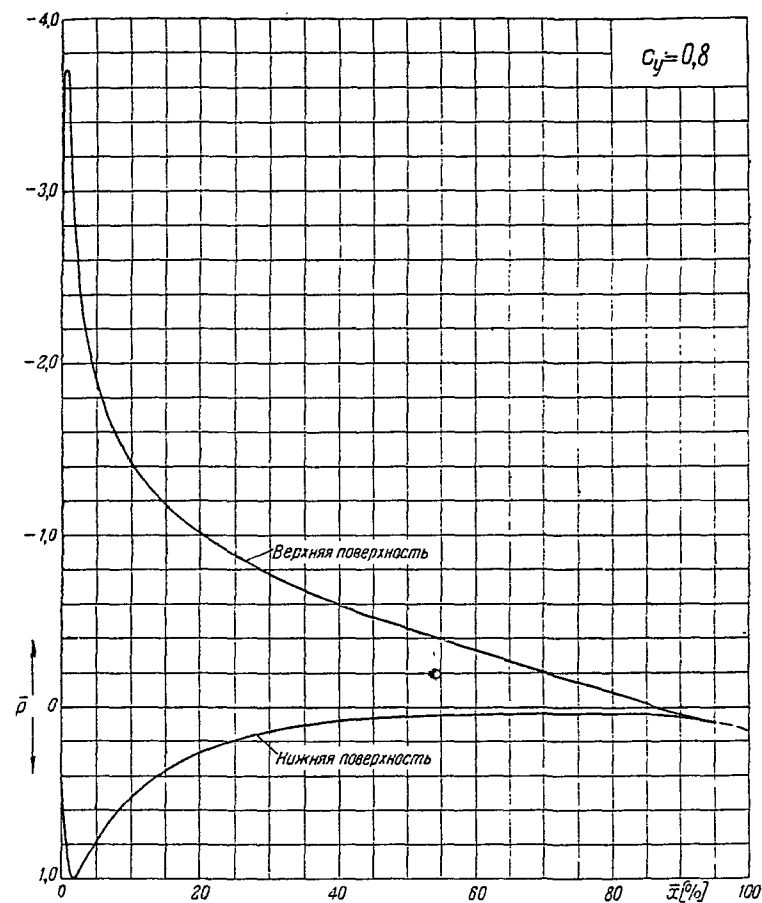
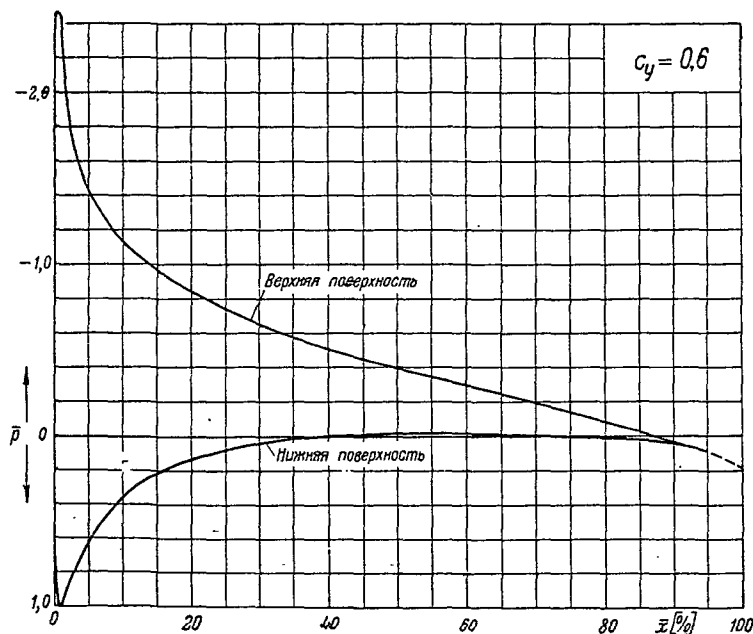
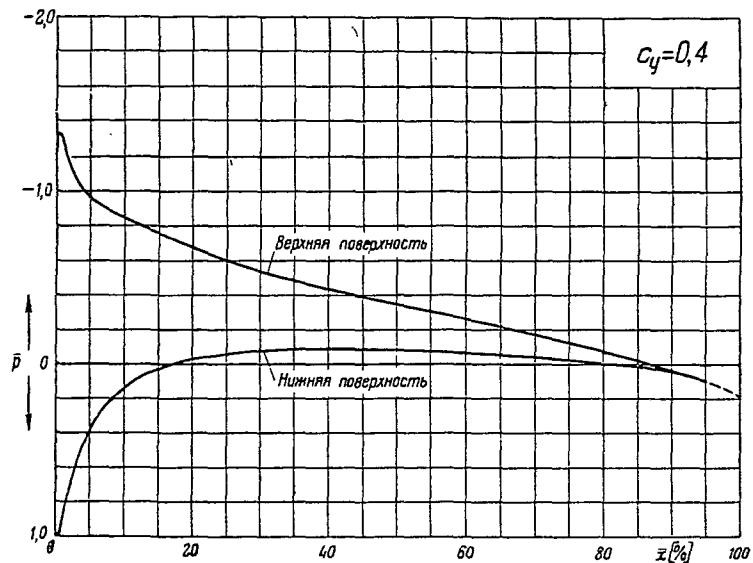
Распределение давления по профилю В сим 12%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

($\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_\infty}$ — коэффициент давления,

$\bar{x} = \frac{x}{b}$ — расстояние от передней кромки в долях хорды)





Распределение давления по профилю Всим 12%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$(\bar{p} = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} - \text{коэффициент давления.})$$

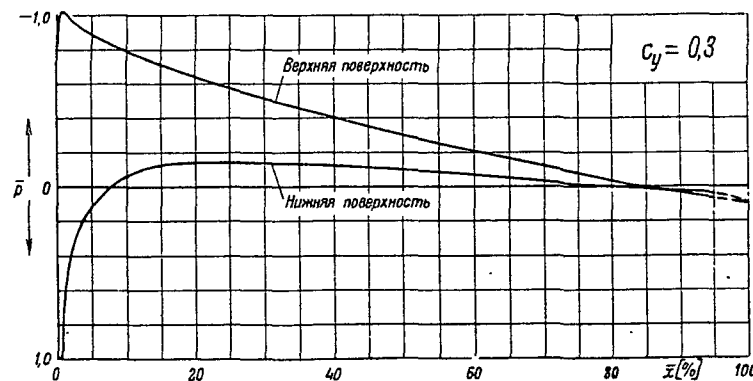
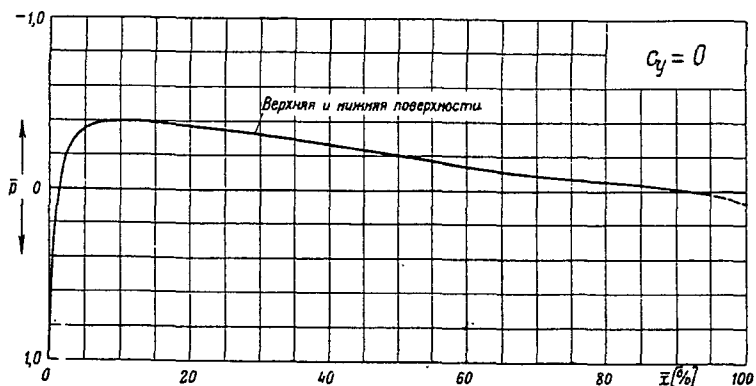
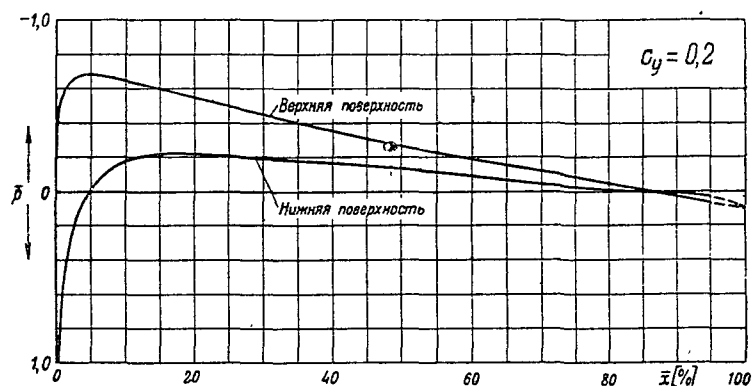
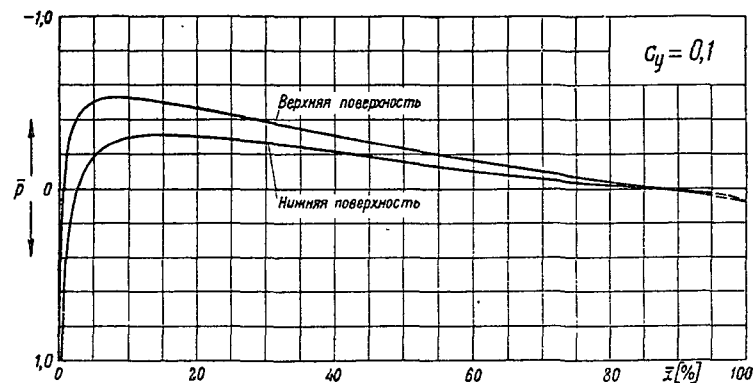
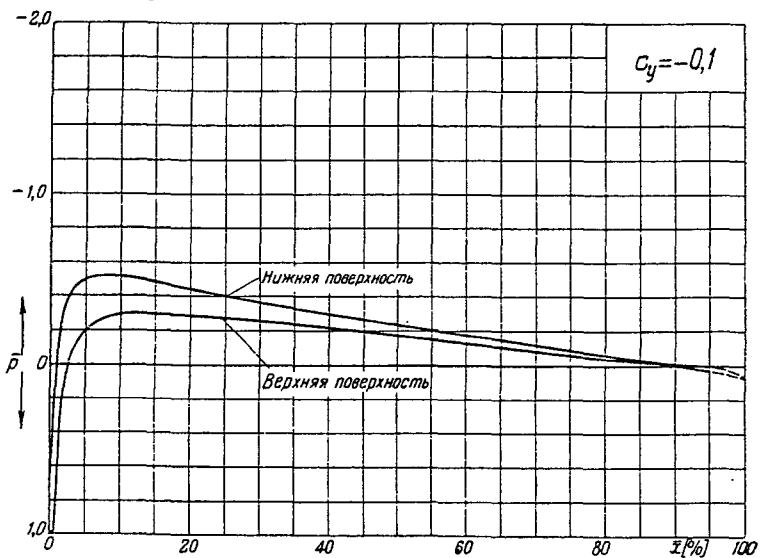
$$\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды}$$

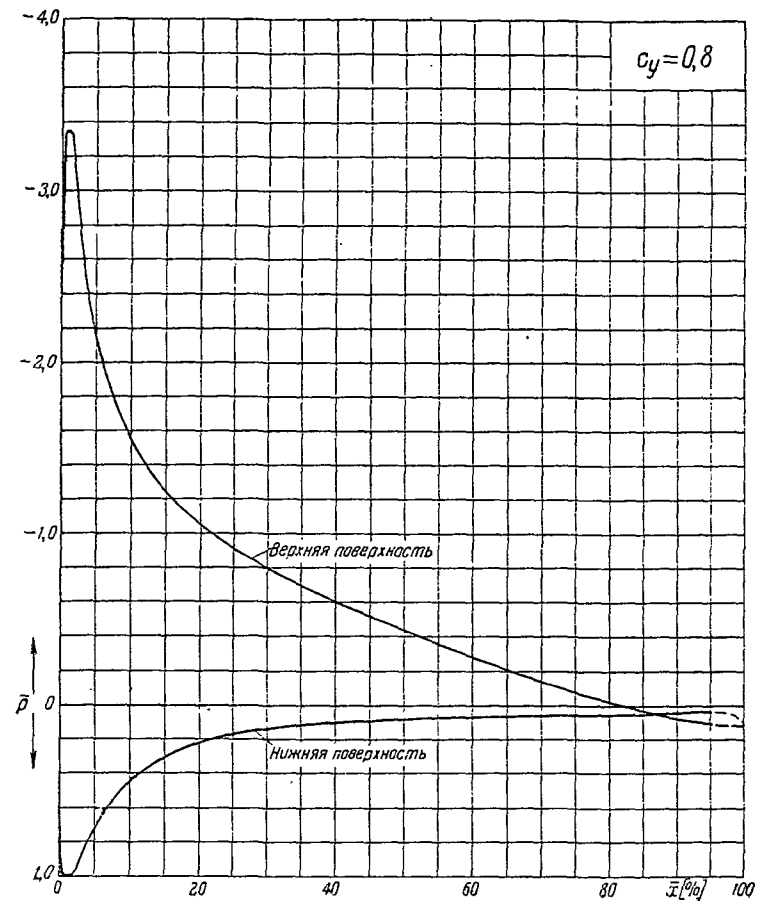
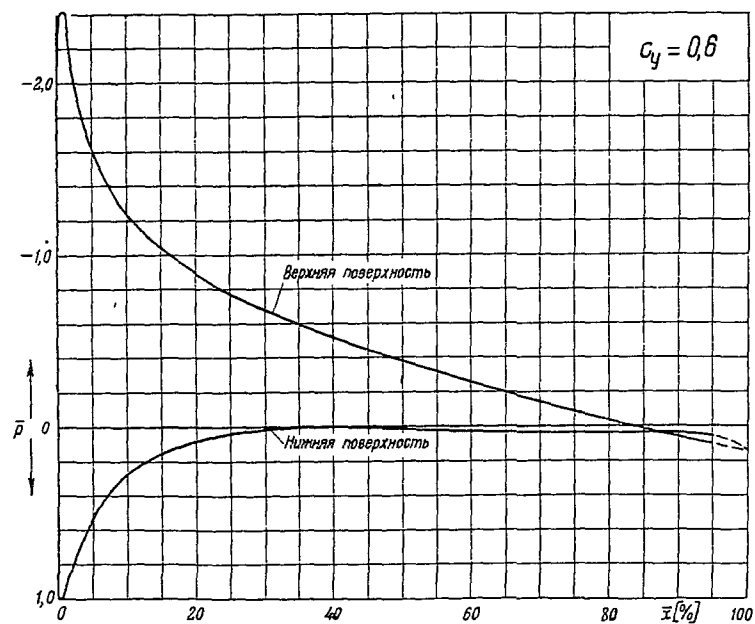
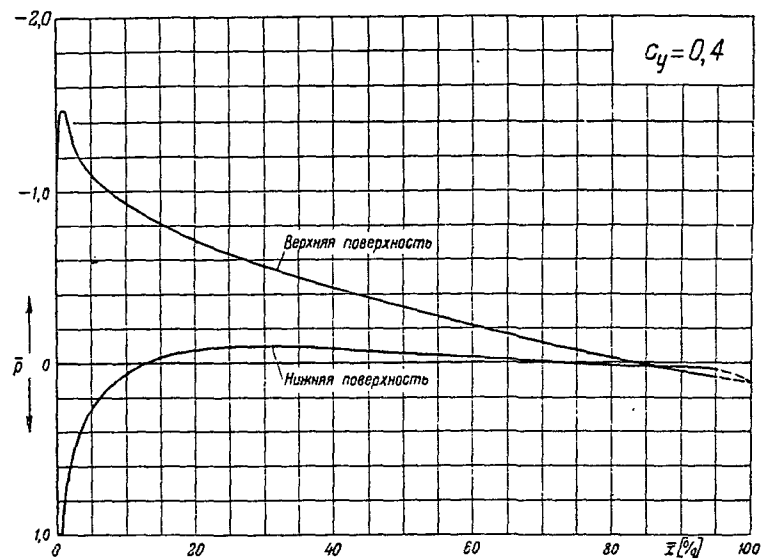
Распределение давления по профилю NASA-0012

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} \text{ — коэффициент давления.})$$

$$(\bar{x} = \frac{x}{b} \text{ — расстояние от передней кромки в долях хорды})$$





Распределение давления по профилю *NACA-0012*

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$(\bar{p} = \frac{p - p_0}{q_0} - \text{коэффициент давления,}$$

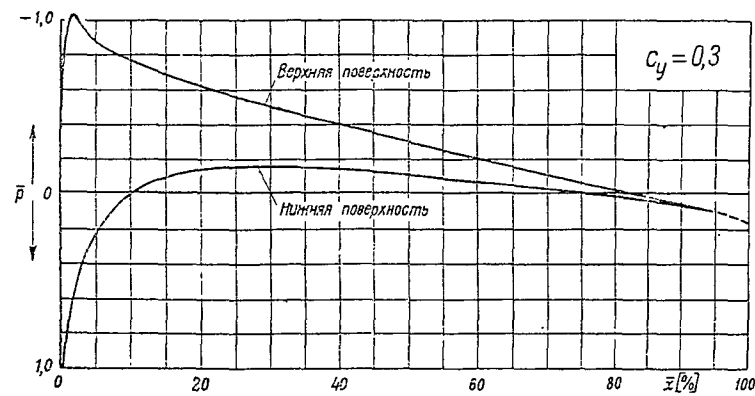
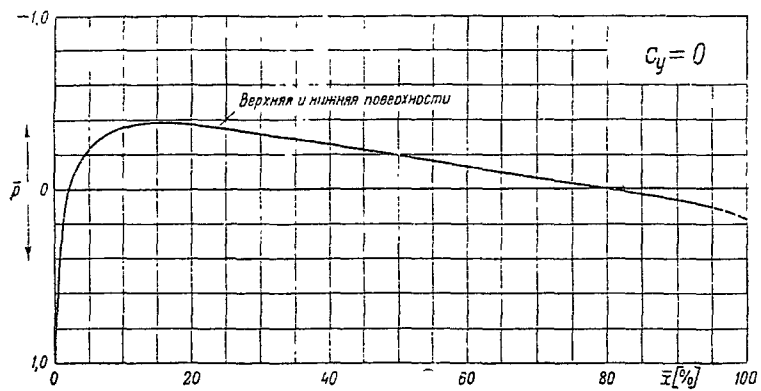
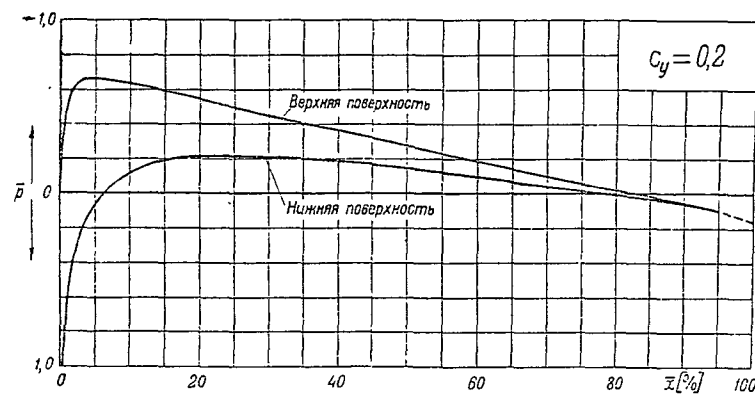
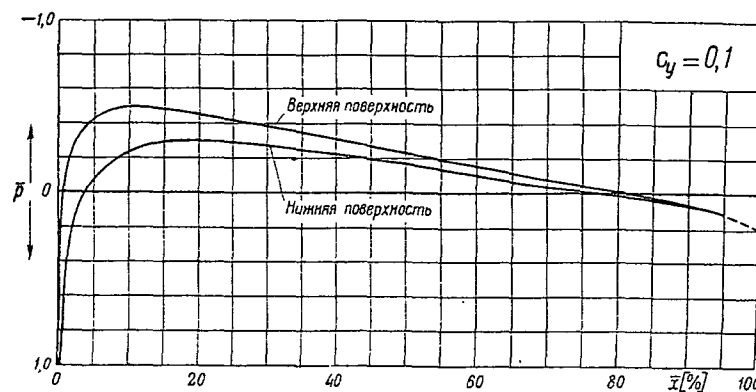
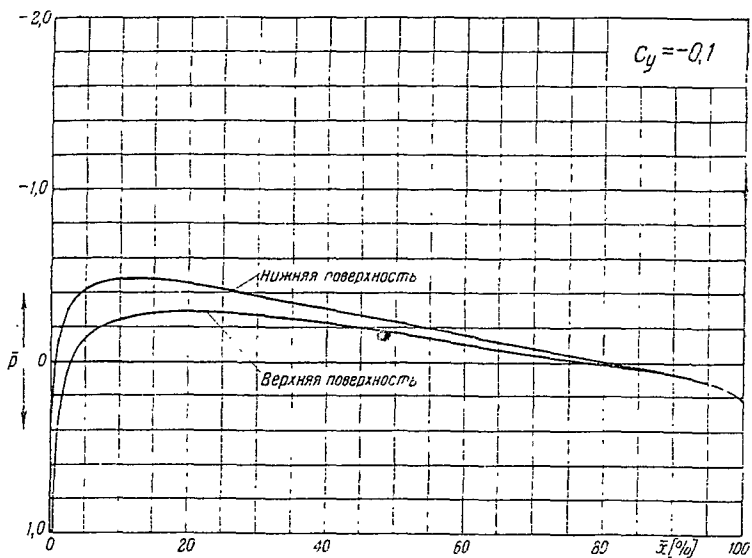
$$\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды})$$

Распределение давления по профилю RAF-30-12%

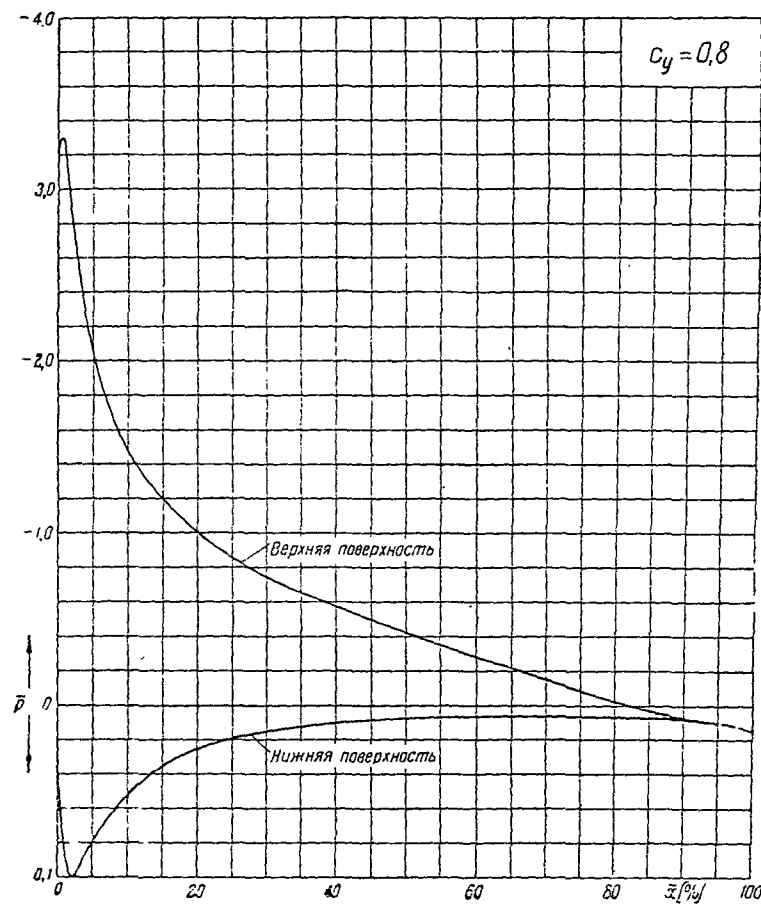
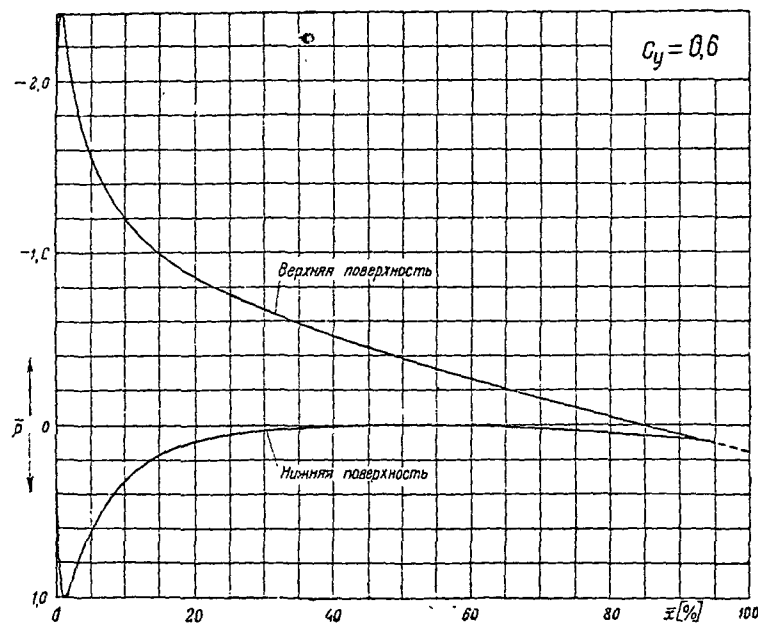
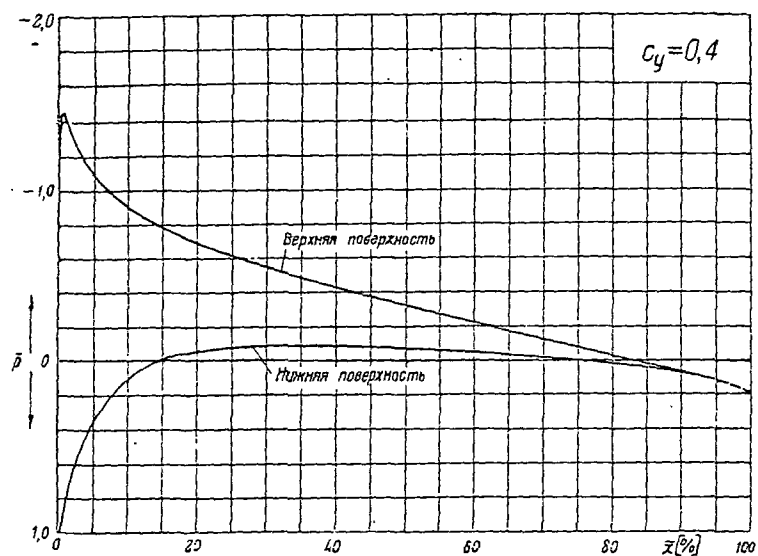
$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$\left(\bar{p} = \frac{P - P_0}{q_0} - \text{коэффициент давления,}\right)$$

$$\left(\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды}\right)$$



Симметричные профили



Распределение давления по профилю RAF-30-12%

$$\bar{p} = f(\bar{x})$$

$$(\bar{p} = \frac{p - P_\infty}{q_\infty} - \text{коэффициент давления})$$

$$\bar{x} = \frac{x}{b} - \text{расстояние от передней кромки в долях хорды}$$

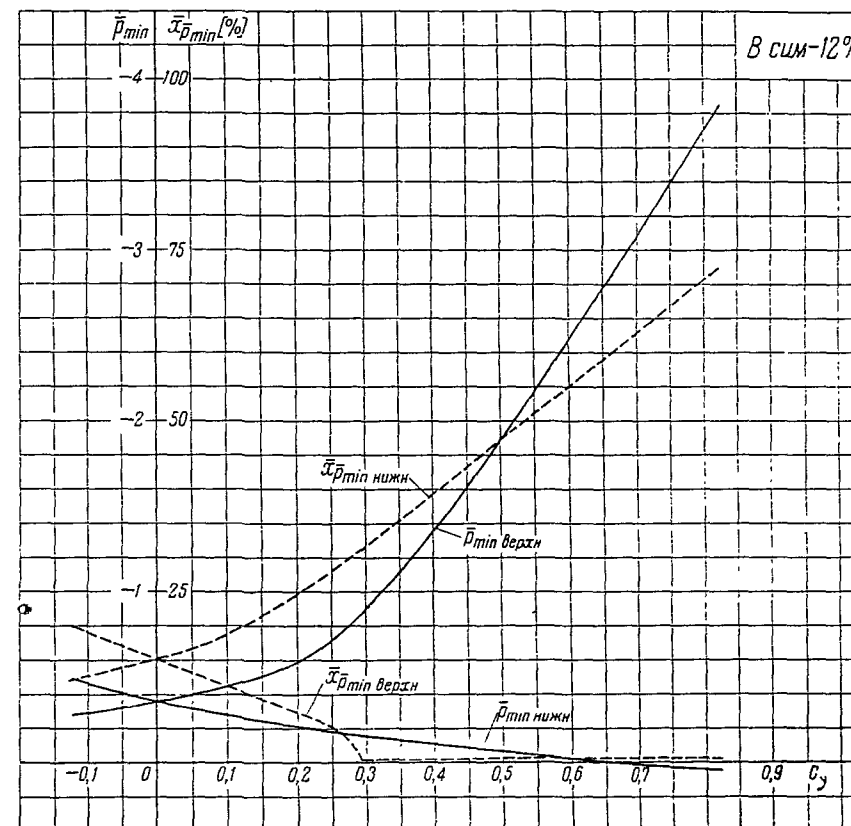
Симметричные профили

 Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,400	0,120	-0,110	-0,450	-0,870	-1,310	-2,430	-3,600
2,5	0,110	-0,060	-0,260	-0,510	-0,805	-1,110	-1,760	-2,430
5,0	-0,070	-0,200	-0,375	-0,560	-0,755	-0,960	-1,425	-1,890
10,0	-0,220	-0,320	-0,445	-0,575	-0,690	-0,840	-1,130	-1,410
15,0	-0,280	-0,355	-0,440	-0,545	-0,635	-0,750	-0,965	-1,170
20,0	-0,285	-0,350	-0,420	-0,500	-0,585	-0,670	-0,840	-1,010
30,0	-0,260	-0,310	-0,360	-0,420	-0,485	-0,530	-0,650	-0,775
40,0	-0,220	-0,270	-0,310	-0,355	-0,390	-0,435	-0,510	-0,600
50,0	-0,190	-0,220	-0,260	-0,285	-0,310	-0,350	-0,400	-0,460
60,0	-0,145	-0,165	-0,200	-0,225	-0,235	-0,265	-0,300	-0,340
70,0	-0,100	-0,105	-0,140	-0,155	-0,160	-0,170	-0,190	-0,210
80,0	-0,040	-0,045	-0,065	-0,070	-0,075	-0,080	-0,080	-0,080
90,0	0,020	0,030	0,015	0,015	0,030	0,030	0,035	0,040
95,0	0,080	0,090	0,085	0,085	0,090	0,095	0,090	0,090

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-0,120	0,120	0,440	0,580	0,795	0,900	0,990	0,900
2,5	-0,270	-0,060	0,160	0,325	0,500	0,650	0,830	0,960
5,0	-0,385	-0,200	-0,060	0,110	0,240	0,385	0,610	0,780
10,0	-0,455	-0,320	-0,225	-0,095	0,010	0,135	0,360	0,530
15,0	-0,460	-0,355	-0,265	-0,165	-0,075	0,030	0,210	0,370
20,0	-0,430	-0,350	-0,270	-0,190	-0,115	-0,030	0,135	0,265
30,0	-0,370	-0,310	-0,245	-0,190	-0,135	-0,075	0,140	0,140
40,0	-0,310	-0,270	-0,220	-0,180	-0,135	-0,090	0,000	0,080
50,0	-0,260	-0,220	-0,180	-0,150	-0,115	-0,080	-0,020	0,050
60,0	-0,200	-0,165	-0,145	-0,120	-0,090	-0,060	-0,020	0,040
70,0	-0,140	-0,105	-0,095	-0,080	-0,060	-0,040	0,000	0,040
80,0	-0,070	-0,045	-0,040	-0,025	-0,030	0,000	0,020	0,040
90,0	0,010	0,030	0,030	0,030	0,030	0,035	0,035	0,050
95,0	0,080	0,090	0,085	0,085	0,090	0,095	0,090	0,090


 Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,285	-0,360	-0,445	-0,580	-0,890	-1,350	-1,880	-2,460	-3,700
\bar{p}_{\min} нижн	-0,460	-0,360	-0,275	-0,205	-0,150	-0,100	-0,060	-0,020	0,040
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	19,0	15,8	11,5	7,4	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн [%]	12,5	15,8	19,0	24,5	31,5	39,2	47,0	55,0	70,6

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,700	0,210	-0,180	-0,570	-1,020	-1,480	-2,420	-3,340
2,5	0,000	-0,210	-0,400	-0,660	-0,955	-1,270	-1,990	-2,850
5,0	-0,200	-0,350	-0,515	-0,680	-0,885	-1,090	-1,620	-2,150
10,0	-0,300	-0,400	-0,525	-0,640	-0,790	-0,930	-1,235	-1,550
15,0	-0,300	-0,390	-0,500	-0,600	-0,715	-0,810	-1,040	-1,250
20,0	-0,290	-0,370	-0,465	-0,550	-0,645	-0,715	-0,890	-1,060
30,0	-0,260	-0,320	-0,390	-0,450	-0,515	-0,565	-0,680	-0,805
40,0	-0,220	-0,270	-0,310	-0,355	-0,405	-0,440	-0,525	-0,610
50,0	-0,175	-0,210	-0,235	-0,270	-0,300	-0,325	-0,390	-0,440
60,0	-0,130	-0,140	-0,165	-0,190	-0,205	-0,220	-0,260	-0,285
70,0	-0,080	-0,090	-0,100	-0,120	-0,115	-0,120	-0,145	-0,140
80,0	-0,040	-0,050	-0,040	-0,045	-0,035	-0,040	-0,040	-0,020
90,0	-0,010	-0,010	0,015	0,030	0,040	0,050	0,060	0,075
95,0	0,005	0,020	0,040	0,065	0,070	0,080	0,095	0,105

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,000	0,210	0,440	0,580	0,680	0,820	0,960	1,000
2,5	-0,380	-0,210	0,020	0,230	0,325	0,510	0,760	0,950
5,0	-0,500	-0,350	-0,190	-0,015	0,110	0,260	0,530	0,730
10,0	-0,520	-0,400	-0,300	-0,175	-0,055	0,060	0,280	0,450
15,0	-0,485	-0,390	-0,310	-0,215	-0,120	-0,030	0,155	0,310
20,0	-0,445	-0,370	-0,300	-0,215	-0,140	-0,075	0,090	0,225
30,0	-0,370	-0,320	-0,270	-0,200	-0,140	-0,100	0,020	0,135
40,0	-0,300	-0,270	-0,210	-0,175	-0,125	-0,080	0,005	0,100
50,0	-0,240	-0,210	-0,155	-0,140	-0,100	-0,060	0,015	0,080
60,0	-0,180	-0,140	-0,105	-0,090	-0,065	-0,030	0,025	0,070
70,0	-0,120	-0,090	-0,060	-0,040	-0,025	-0,005	0,035	0,060
80,0	-0,060	-0,050	-0,020	-0,010	0,000	0,015	0,040	0,055
90,0	-0,010	-0,010	0,010	0,015	0,025	0,025	0,035	0,040
95,0	0,030	0,020	0,025	0,030	0,040	0,040	0,060	0,030

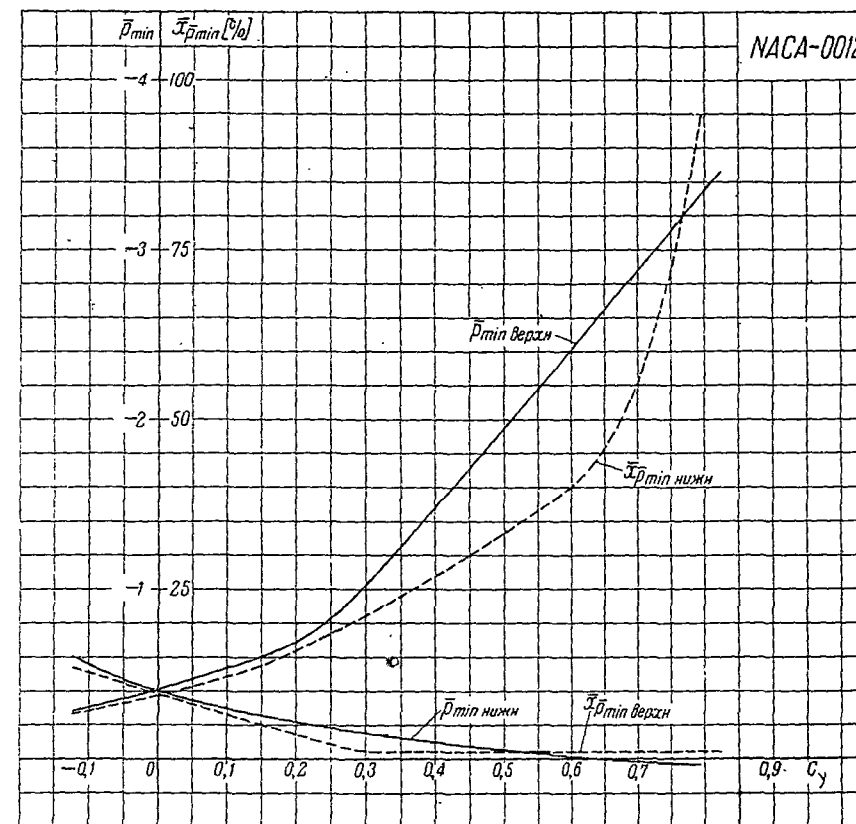


Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{p \min}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,300	-0,410	-0,530	-0,680	-1,020	-1,475	-1,940	-2,410	-3,345
\bar{p}_{\min} нижн	-0,555	-0,410	-0,300	-0,215	-0,145	-0,095	-0,045	-0,010	—
$\bar{x}_{p \min}$ верхн [%]	12,6	9,5	6,4	3,5	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
$\bar{x}_{p \min}$ нижн [%]	7,0	9,5	12,0	15,9	21,0	26,9	33,3	40,0	—

Таблица значений \bar{p}

ВЕРХНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ								
\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	0,350	0,190	-0,100	-0,510	-0,980	-1,430	-2,260	-3,120
2,5	0,040	-0,070	-0,310	-0,645	-0,980	-1,250	-1,900	-2,650
5,0	-0,135	-0,240	-0,435	-0,660	-0,870	-1,090	-1,550	-2,060
10,0	-0,245	-0,360	-0,500	-0,630	-0,765	-0,900	-1,185	-1,480
15,0	-0,280	-0,390	-0,485	-0,590	-0,685	-0,780	-0,990	-1,195
20,0	-0,290	-0,375	-0,450	-0,540	-0,615	-0,690	-0,850	-1,000
30,0	-0,265	-0,320	-0,380	-0,450	-0,495	-0,550	-0,660	-0,740
40,0	-0,225	-0,260	-0,310	-0,360	-0,400	-0,430	-0,510	-0,570
50,0	-0,165	-0,195	-0,235	-0,270	-0,300	-0,325	-0,380	-0,420
60,0	-0,100	-0,130	-0,155	-0,180	-0,200	-0,225	-0,260	-0,285
70,0	-0,035	-0,060	-0,080	-0,095	-0,100	-0,125	-0,150	-0,150
80,0	0,020	0,000	-0,010	-0,015	-0,020	-0,030	-0,040	-0,020
90,0	0,070	0,060	0,055	0,060	0,060	0,060	0,060	0,070
95,0	0,115	0,110	0,110	0,105	0,100	0,110	0,105	0,100

НИЖНЯЯ ПОВЕРХНОСТЬ

\bar{x} [%]	$c_y = -0,1$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,6$	$c_y = 0,8$
1,0	-0,090	0,190	0,395	0,600	0,740	0,850	1,000	0,880
2,5	-0,310	-0,070	0,110	0,280	0,470	0,610	0,860	0,990
5,0	-0,420	-0,240	-0,080	0,070	0,230	0,370	0,620	0,800
10,0	-0,480	-0,360	-0,240	-0,115	0,000	0,100	0,325	0,530
15,0	-0,480	-0,390	-0,290	-0,190	-0,090	-0,010	0,170	0,355
20,0	-0,460	-0,375	-0,300	-0,210	-0,130	-0,055	0,100	0,250
30,0	-0,385	-0,320	-0,275	-0,205	-0,150	-0,085	0,040	0,150
40,0	-0,305	-0,260	-0,230	-0,185	-0,140	-0,090	0,010	0,100
50,0	-0,225	-0,195	-0,170	-0,145	-0,105	-0,075	0,000	0,075
60,0	-0,145	-0,130	-0,100	-0,090	-0,065	-0,045	0,010	0,065
70,0	-0,075	-0,060	-0,040	-0,030	-0,020	-0,015	0,025	0,060
80,0	0,000	0,000	0,010	0,010	0,010	0,020	0,050	0,065
90,0	0,070	0,060	0,060	0,060	0,060	0,060	0,080	0,080
95,0	0,115	0,110	0,110	0,105	0,100	0,110	0,105	0,100

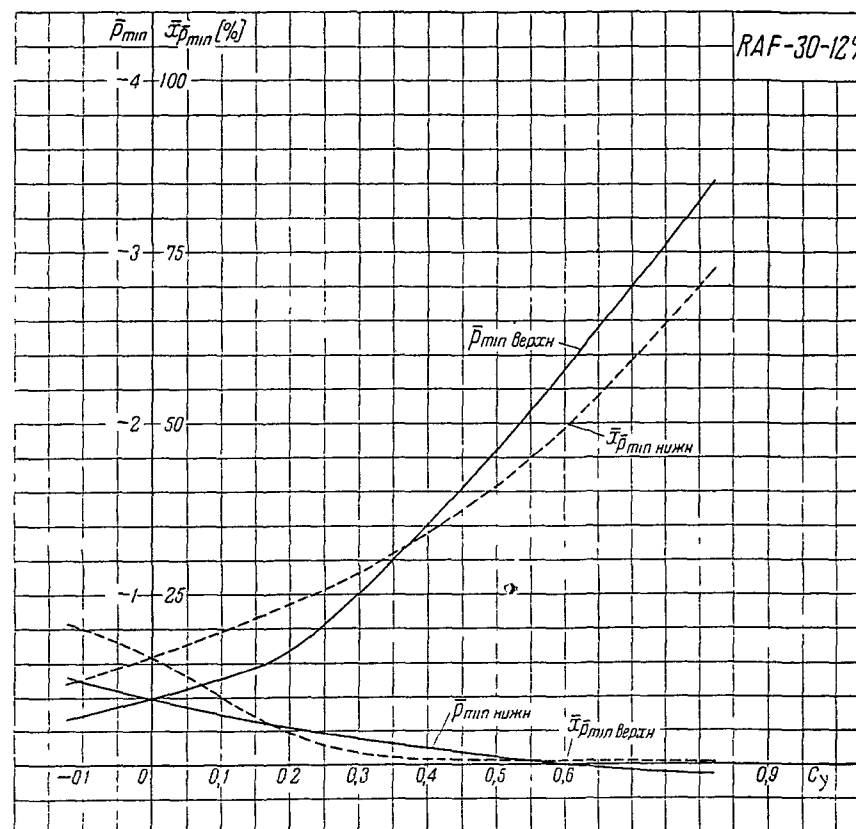
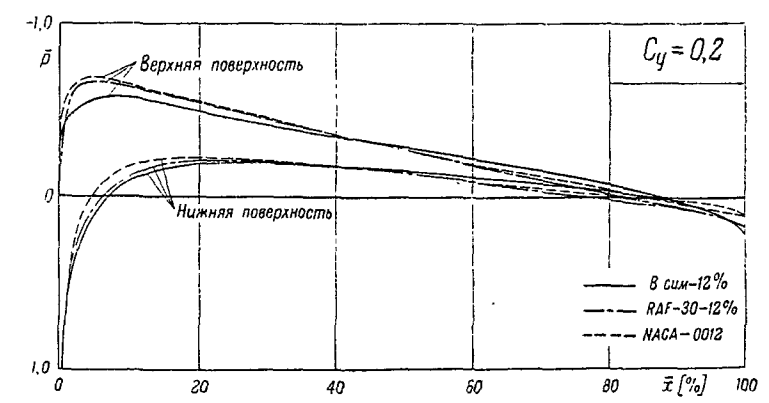
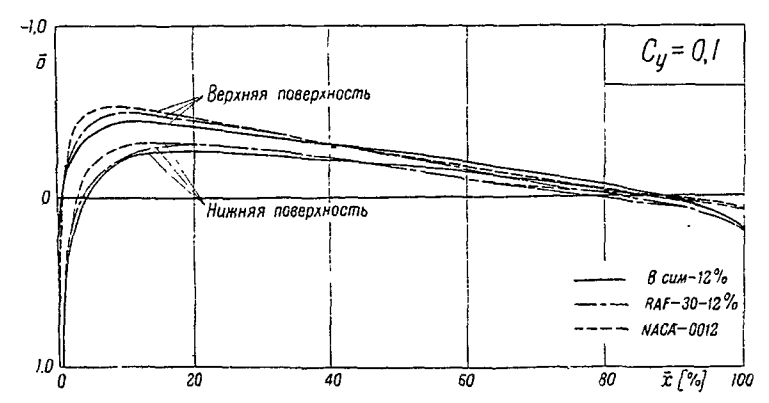
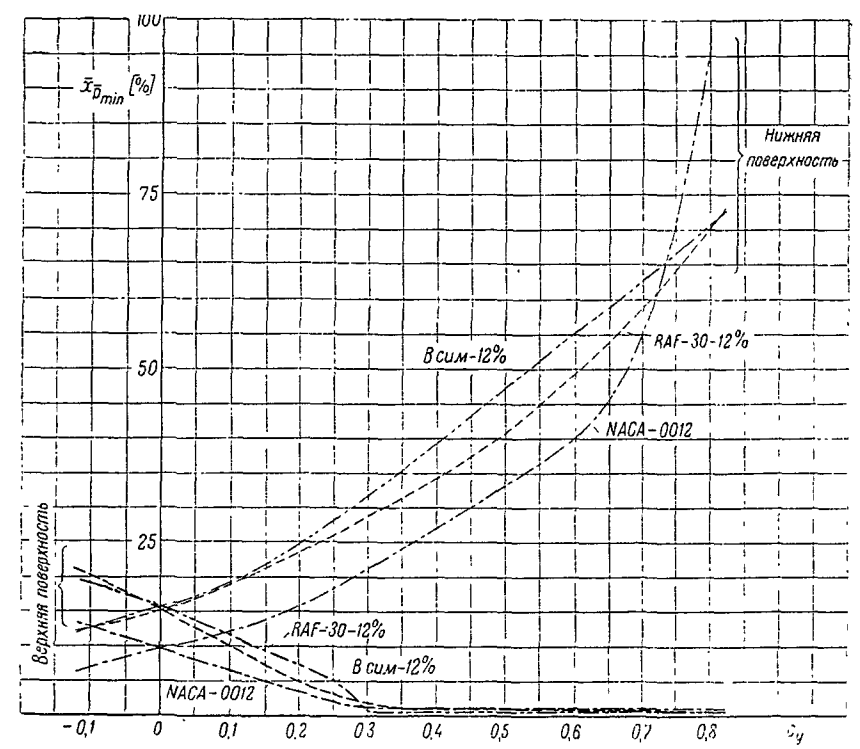
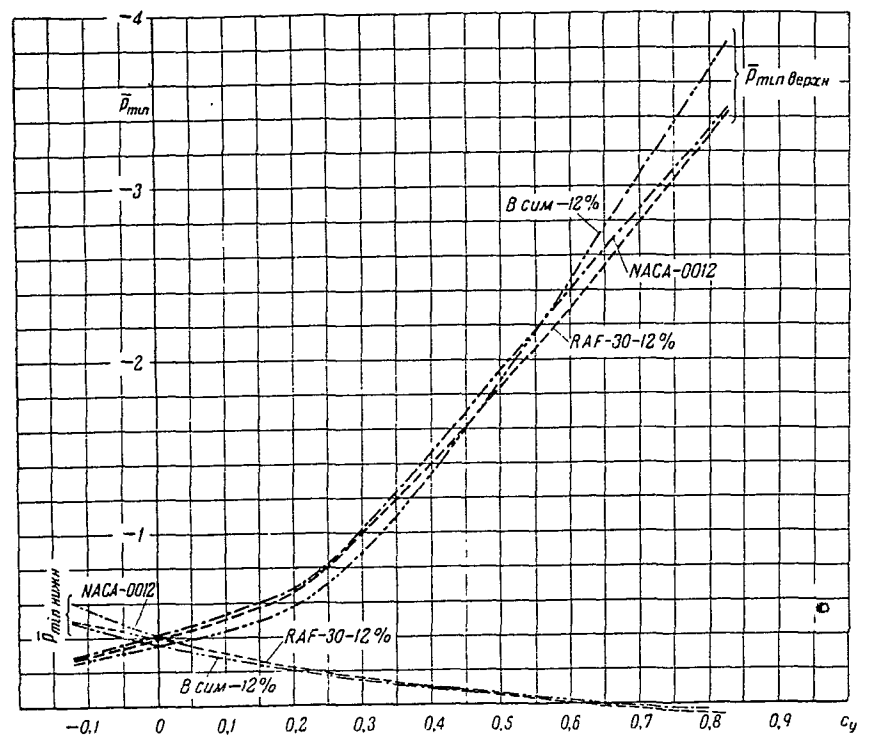


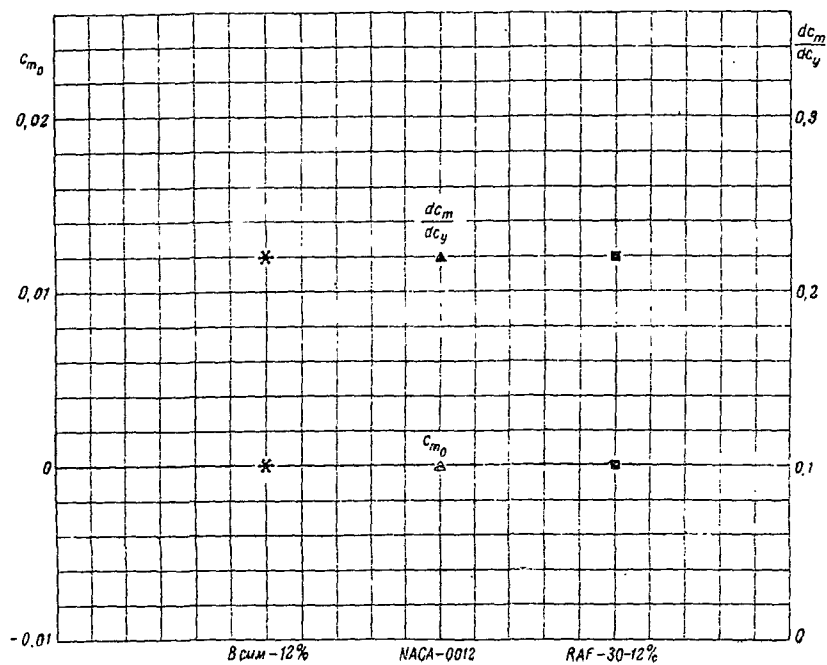
Таблица значений \bar{p}_{\min} и $\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$

c_y	-0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,8
\bar{p}_{\min} верхн	-0,290	-0,390	-0,500	-0,665	-1,010	-1,410	-1,850	-2,310	-3,300
\bar{p}_{\min} нижн	-0,485	-0,390	-0,300	-0,220	-0,150	-0,100	-0,050	0	0,060
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ верхн [%]	20,0	15,1	10,0	4,8	1,8	1,0	0,7	0,6	0,5
$\bar{x}_{\bar{p}_{\min}}$ нижн [%]	12,5	15,1	18,8	23,5	28,5	34,0	40,7	49,0	70,0

Симметричные профили, $\bar{h}=12\%$

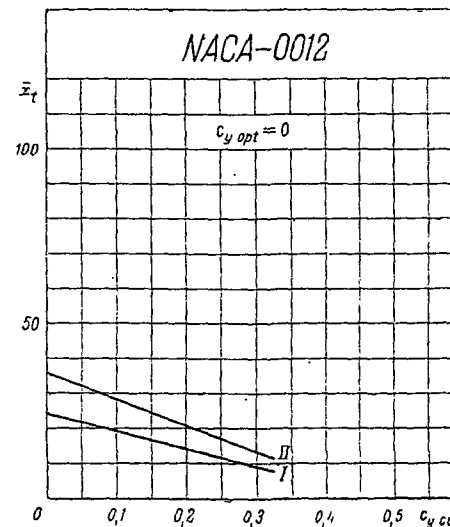
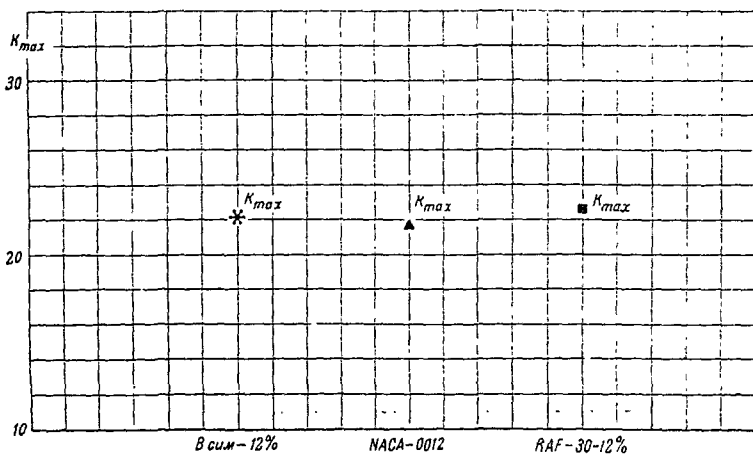
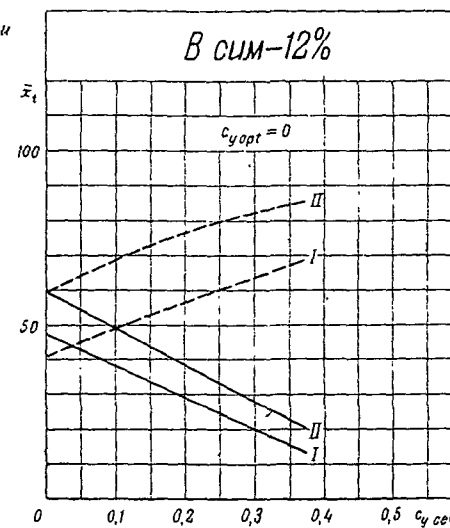


Симметричные профили



Границы области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние при $Re \approx 1,7 \times 10^6$

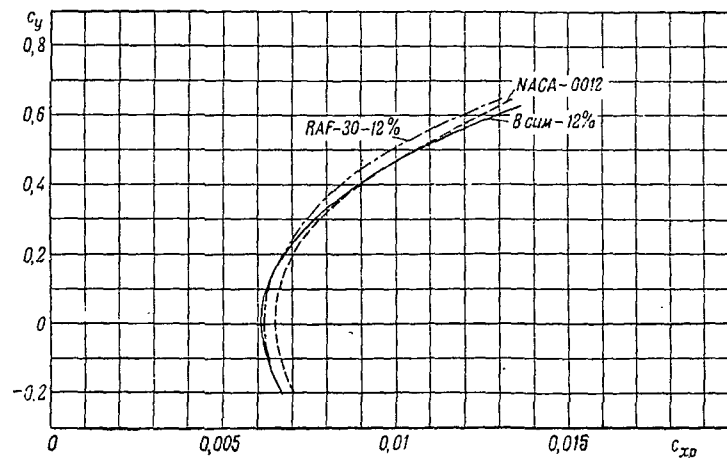
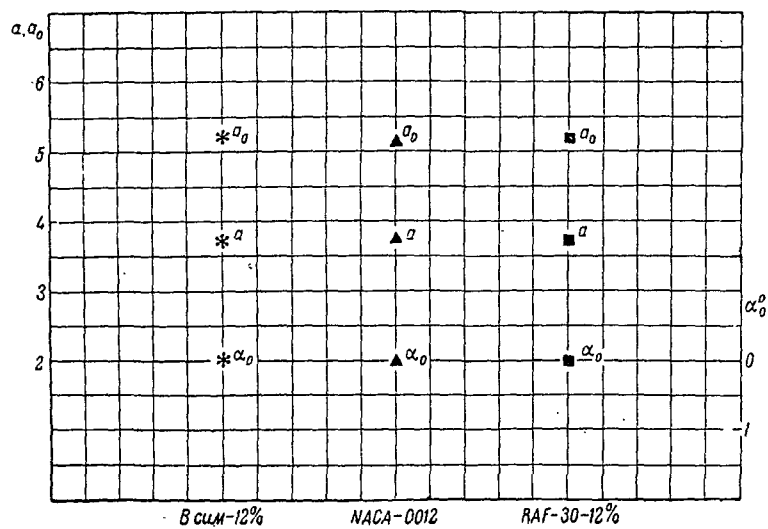
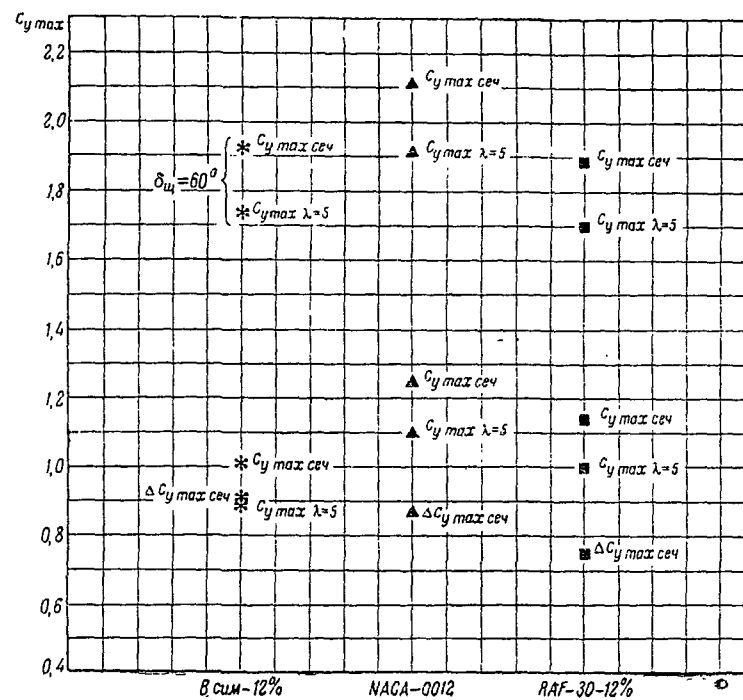
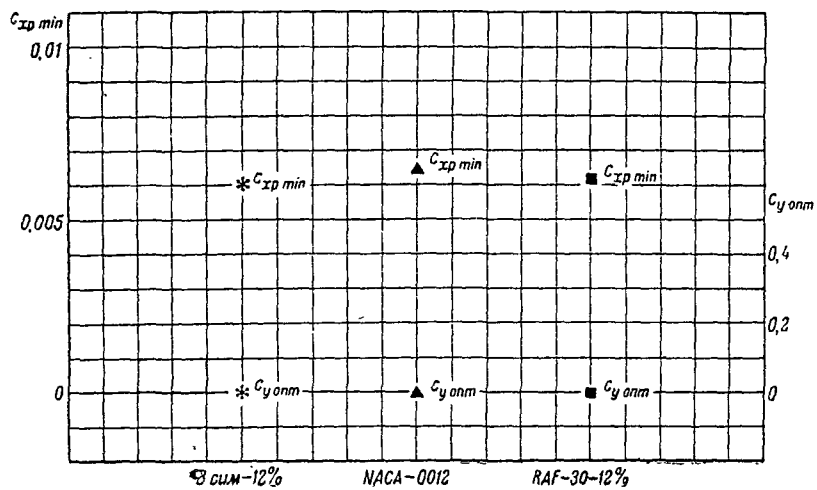
- \bar{x}_t — расстояние от передней кромки в процентах хорды
- I — начало перехода
- II — конец перехода
- область перехода на верхней поверхности
- - - область перехода на нижней поверхности



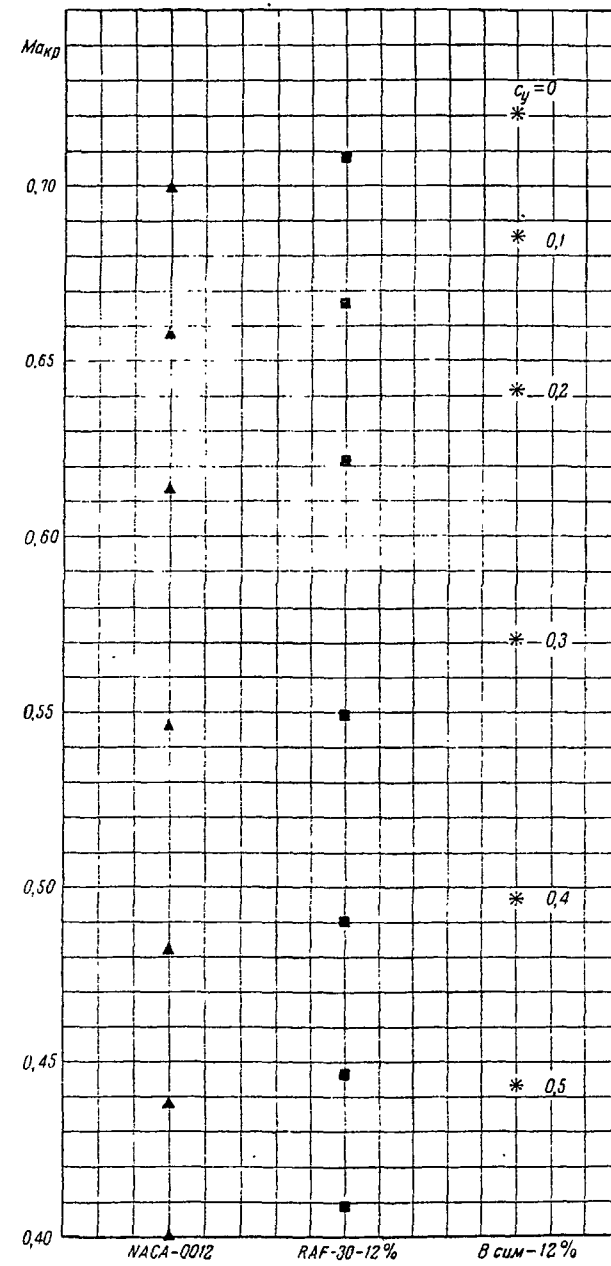
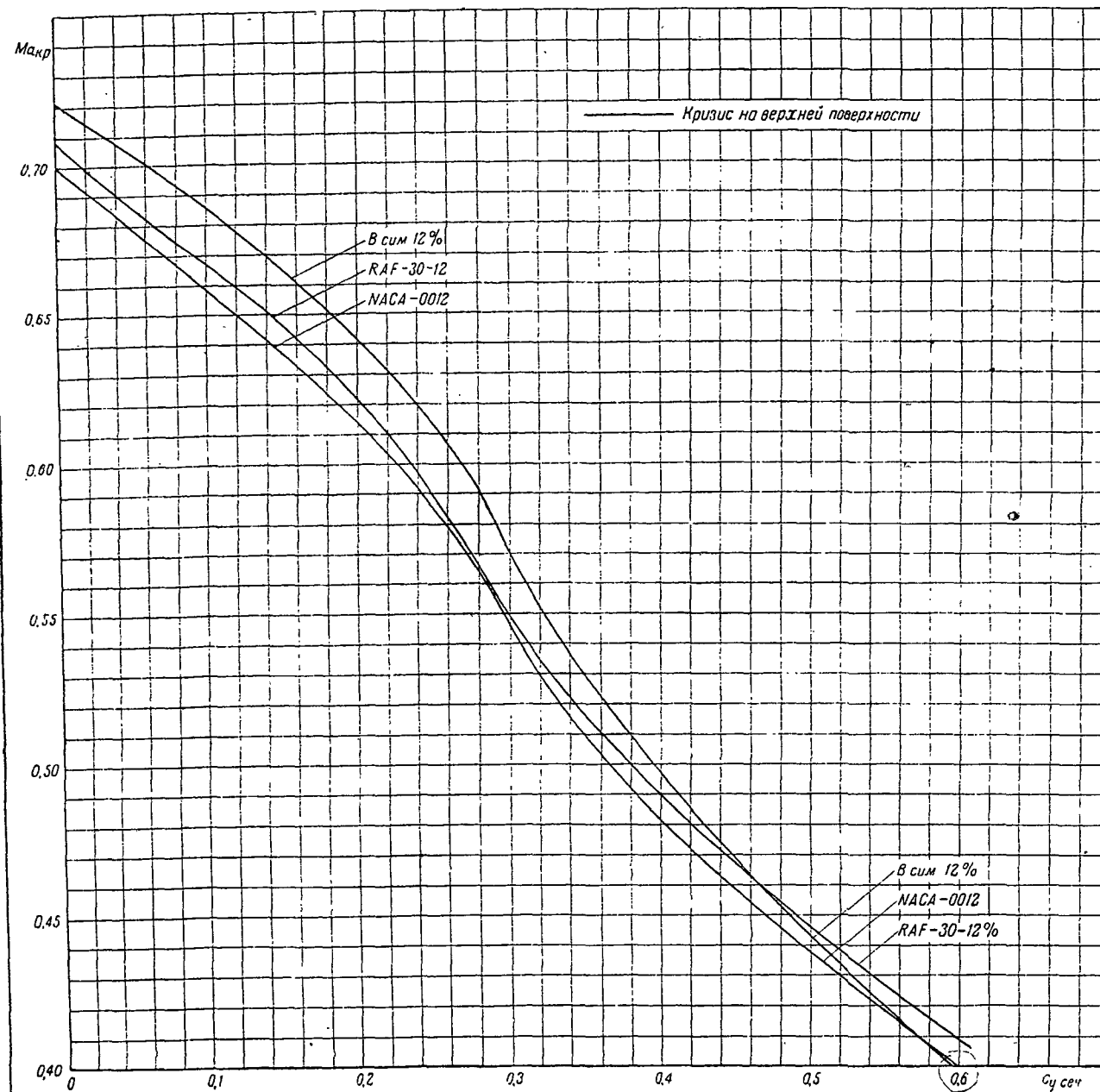
Симметричные профили

Сводные диаграммы

$Re \approx 1,7 \times 10^6$



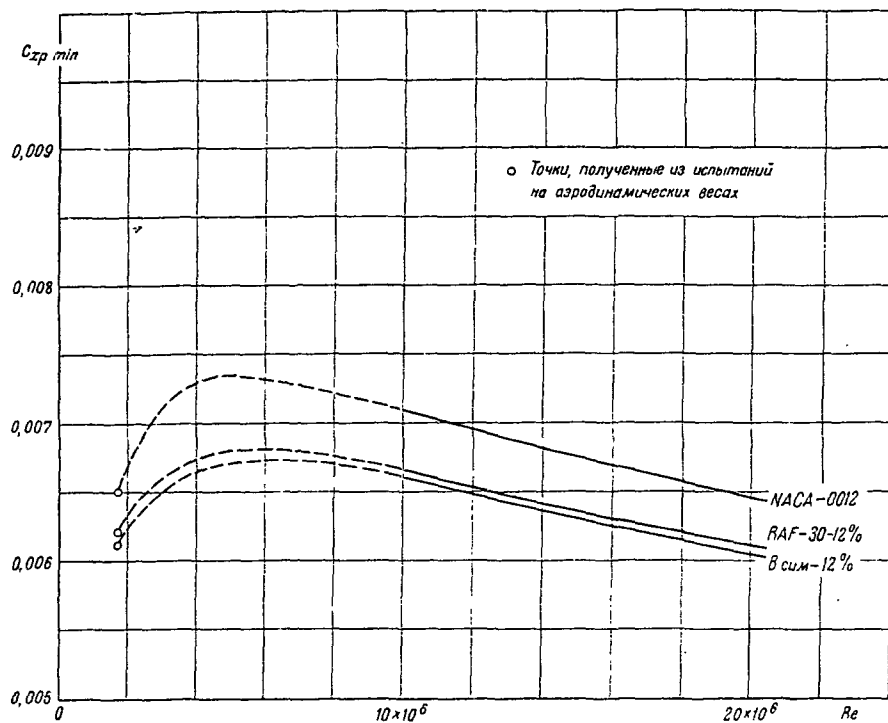
Симметричные профили



Симметричные профили

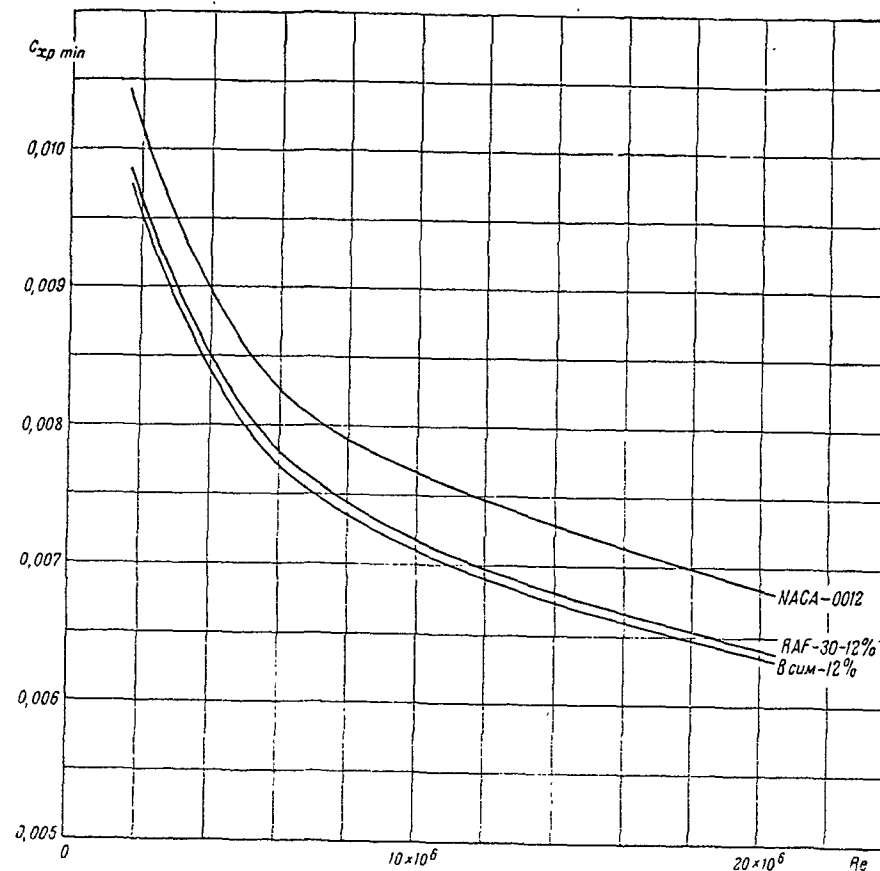
Расчетные графики для определения минимальных значений коэффициента профильного сопротивления на больших числах Рейнольдса

Первый вариант расчета (основной)



Профили Re	RAF-30-12%	NACA-0012	В сим-12% ₀
$1,7 \times 10^6$	0,0061 ₀	0,0065 ₁	0,0062 ₀
5×10^6	0,0068 ₀	0,0073 ₅	0,0037 ₀
10×10^6	0,0066 ₅	0,0070 ₈	0,0066 ₀
15×10^6	0,0063 ₅	0,0067 ₅	0,0063 ₀
20×10^6	0,0061 ₀	0,0064 ₅	0,0060 ₅

Второй вариант расчета



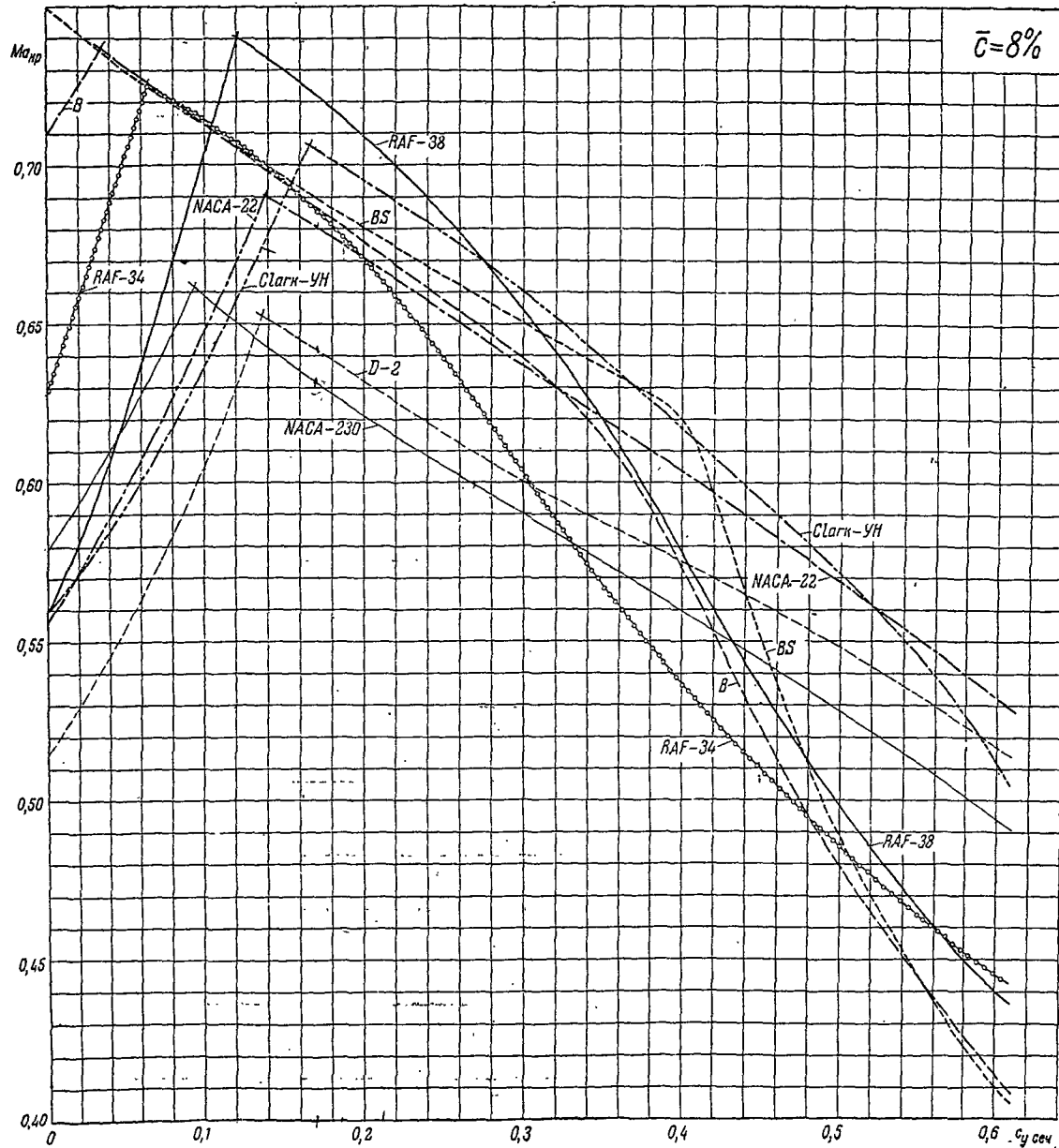
Профили Re	RAF-30-12%	NACA-0012	В сим-12% ₀
3×10^6	0,0090 ₀	0,0095 ₀	0,0089 ₀
5×10^6	0,0031 ₀	0,0033 ₇	0,0080 ₀
10×10^6	0,0071 ₈	0,0076 ₇	0,0071 ₀
15×10^6	0,0067 ₃	0,0072 ₀	0,0066 ₆
20×10^6	0,0064 ₀	0,0068 ₅	0,0063 ₅

СРАВНЕНИЕ СЕРИЙ ПРОФИЛЕЙ

Сводные таблицы и диаграммы

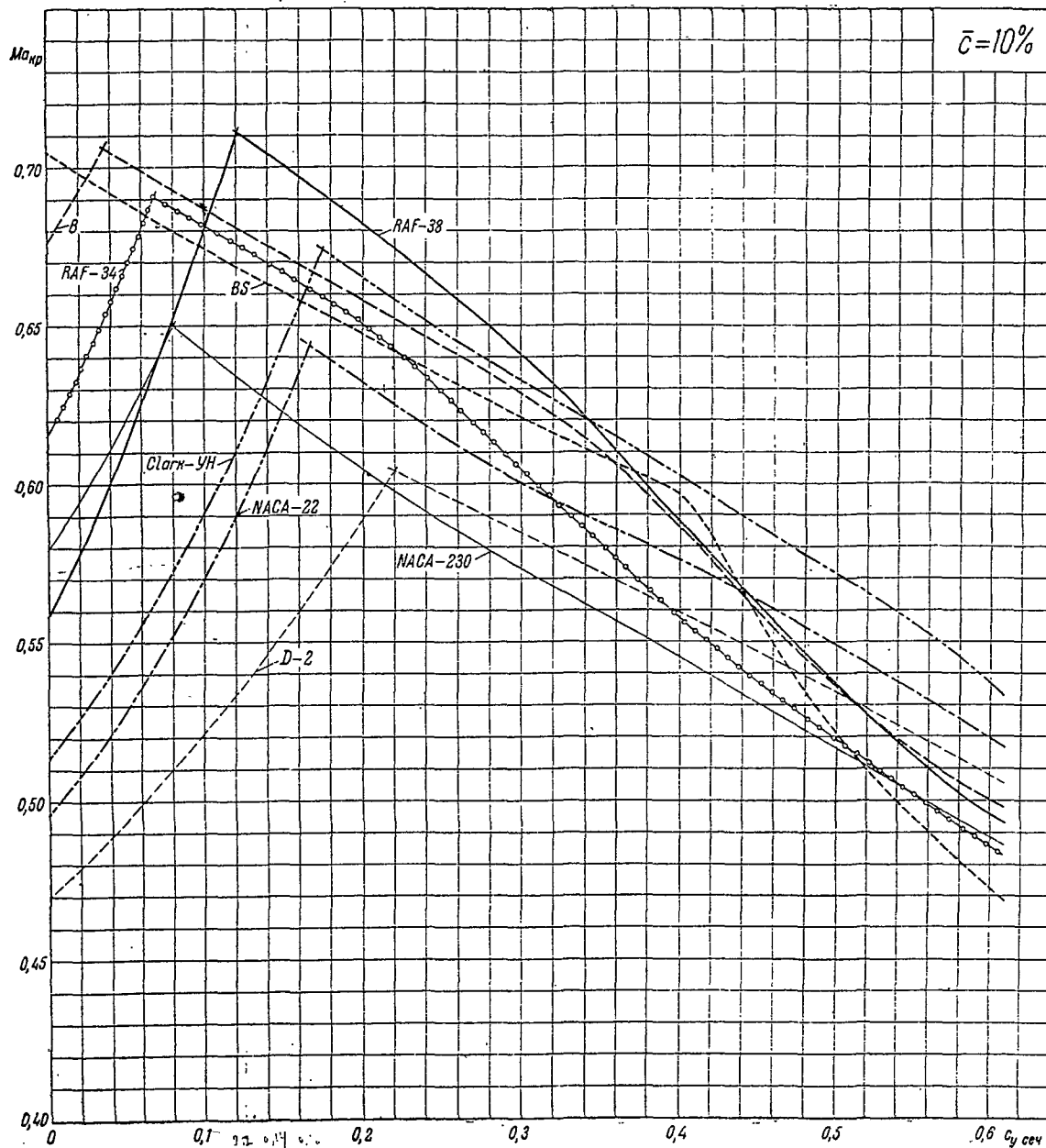
Таблица значений \bar{p}_{\min} и $Ma_{кр}$

Характеристики Профили		$c_y = 0$		$c_y = 0,1$		$c = 0,2$		$c_y = 0,3$		$c_y = 0,4$		$c_y = 0,5$		$c_y = 0,6$	
		\bar{p}_{\min}	$Ma_{кр}$	\bar{p}_{\min}	$Ma_{кр}$	\bar{p}_{\min}	$Ma_{кр}$	\bar{p}_{\min}	$Ma_{кр}$	\bar{p}_{\min}	$Ma_{кр}$	\bar{p}_{\min}	$Ma_{кр}$	\bar{p}_{\min}	$Ma_{кр}$
<i>B</i>	10%	-0,478	0,675 _H	-0,445	0,687	-0,528	0,658	-0,625	0,629	-0,805	0,586	-1,080	0,536	-1,325	0,500
	12%	-0,580	0,642 _H	-0,520	0,660	-0,600	0,636	-0,690	0,612	-0,785	0,590	-0,905	0,566	-1,065	0,538
	14%	-0,695	0,611 _H	-0,600	0,636	-0,687	0,613	-0,770	0,594	-0,835	0,580	-0,920	0,564	-1,045	0,542
	16%	-0,820	0,583 _H	-0,688	0,613	-0,780	0,591	-0,870	0,573	-0,965	0,555	-1,080	0,536	-1,205	0,517
<i>BS</i>	10%	-0,400	0,705	-0,478	0,675	-0,562	0,647	-0,655	0,621	-0,755	0,597	-1,175	0,521	-1,555	0,472
	12%	-0,520	0,661	-0,600	0,636	-0,680	0,614	-0,775	0,593	-0,863	0,574	-0,970	0,554	-1,093	0,534
<i>D-2</i>	10%	-1,575	0,470 _H	-1,170	0,522 _H	-0,790	0,589 _H	-0,815	0,584	-0,945	0,559	-1,092	0,534	-1,265	0,508
	12%	-1,640	0,464 _H	-1,220	0,515 _H	-0,853	0,576 _H	-0,930	0,562	-1,055	0,540	-1,190	0,519	-1,350	0,497
	14%	-1,595	0,468 _H	-1,165	0,523 _H	-0,950	0,558	-1,065	0,538	-1,197	0,518	-1,315	0,501	-1,460	0,483
	16%	-1,540	0,474 _H	-1,165	0,523 _H	-1,039	0,543	-1,170	0,522	-1,290	0,505	-1,415	0,488	-1,540	0,474
<i>Clark-YH</i>	10%	-1,225	0,514 _H	-0,782	0,591 _H	-0,505	0,665	-0,610	0,633	-0,730	0,603	-0,880	0,571	-1,075	0,537
	12%	-1,362	0,495 _H	-0,930	0,562 _H	-0,610	0,633	-0,715	0,606	-0,830	0,581	-0,933	0,561	-1,075	0,537
	14%	-1,468	0,482 _H	-1,055	0,540 _H	-0,720	0,605	-0,820	0,583	-0,950	0,558	-1,050	0,541	-1,155	0,524
	16%	-1,540	0,474 _H	-1,165	0,523 _H	-0,835	0,580	-0,930	0,562	-1,045	0,542	-1,150	0,525	-1,260	0,509
<i>NACA-22</i>	10%	-1,355	0,496 _H	-0,885	0,570 _H	-0,612	0,632	-0,740	0,600	-0,855	0,576	-1,000	0,549	-1,180	0,520
	12%	-1,370	0,494 _H	-0,925	0,563 _H	-0,680	0,614	-0,805	0,586	-0,940	0,560	-1,080	0,536	-1,245	0,511
	14%	-1,250	0,510 _H	-0,850	0,577 _H	-0,720	0,605	-0,843	0,578	-0,995	0,550	-1,138	0,527	-1,305	0,503
	16%	-1,055	0,540 _H	-0,730	0,603 _H	-0,750	0,598	-0,865	0,574	-1,020	0,546	-1,165	0,523	-1,335	0,499
<i>NACA-230</i>	10%	-0,840	0,579 _H	-0,580	0,642	-0,725	0,604	-0,870	0,573	-1,025	0,545	-1,210	0,516	-1,415	0,488
	12%	-0,787	0,590 _H	-0,640	0,625	-0,780	0,591	-0,940	0,560	-1,100	0,533	-1,290	0,505	-1,465	0,482
	14%	-0,708	0,608 _H	-0,690	0,612	-0,830	0,581	-0,995	0,550	-1,165	0,523	-1,340	0,498	-1,510	0,477
	16%	-0,620	0,630	-0,740	0,600	-0,875	0,572	-1,025	0,545	-1,180	0,520	-1,355	0,496	-1,530	0,475
<i>RAF-34</i>	10%	-0,681	0,614 _H	-0,455	0,682	-0,549	0,651	-0,722	0,605	-0,957	0,557	-1,195	0,518	-1,445	0,485
	12%	-0,762	0,596 _H	-0,532	0,656	-0,616	0,632	-0,726	0,604	-0,863	0,575	-1,010	0,547	-1,195	0,518
	14%	-0,862	0,575 _H	-0,610	0,634	-0,690	0,613	-0,768	0,595	-0,851	0,577	-0,961	0,556	-1,105	0,531
	16%	-0,990	0,551 _H	-0,685	0,614	-0,771	0,594	-0,863	0,575	-0,961	0,556	-1,070	0,537	-1,195	0,518
<i>RAF-38</i>	10%	-0,950	0,558 _H	-0,460	0,681 _H	-0,468	0,682	-0,580	0,642	-0,795	0,588	-1,075	0,537	-1,355	0,496
	12%	-0,990	0,551 _H	-0,560	0,648 _H	-0,535	0,655	-0,630	0,628	-0,760	0,596	-0,910	0,565	-1,080	0,536
	14%	-1,110	0,531 _H	-0,705	0,608 _H	-0,640	0,630	-0,700	0,610	-0,830	0,591	-0,875	0,572	-0,990	0,551
	16%	-1,410	0,489 _H	-0,995	0,550 _H	-0,740	0,605	-0,795	0,588	-0,880	0,571	-0,980	0,553	-1,080	0,536
<i>Симметричные</i>	В сим-12%	-0,362	0,721	-0,448	0,686	-0,580	0,642	-0,885	0,570	-1,350	0,497	-1,880	0,443	-2,455	0,398
	NACA-0012	-0,410	0,700	-0,528	0,658	-0,680	0,614	-1,020	0,546	-1,468	0,482	-1,940	0,438	-2,430	0,400
	RAF-30-12%	-0,392	0,708	-0,500	0,667	-0,650	0,622	-1,000	0,549	-1,400	0,490	-1,830	0,447	-2,310	0,409



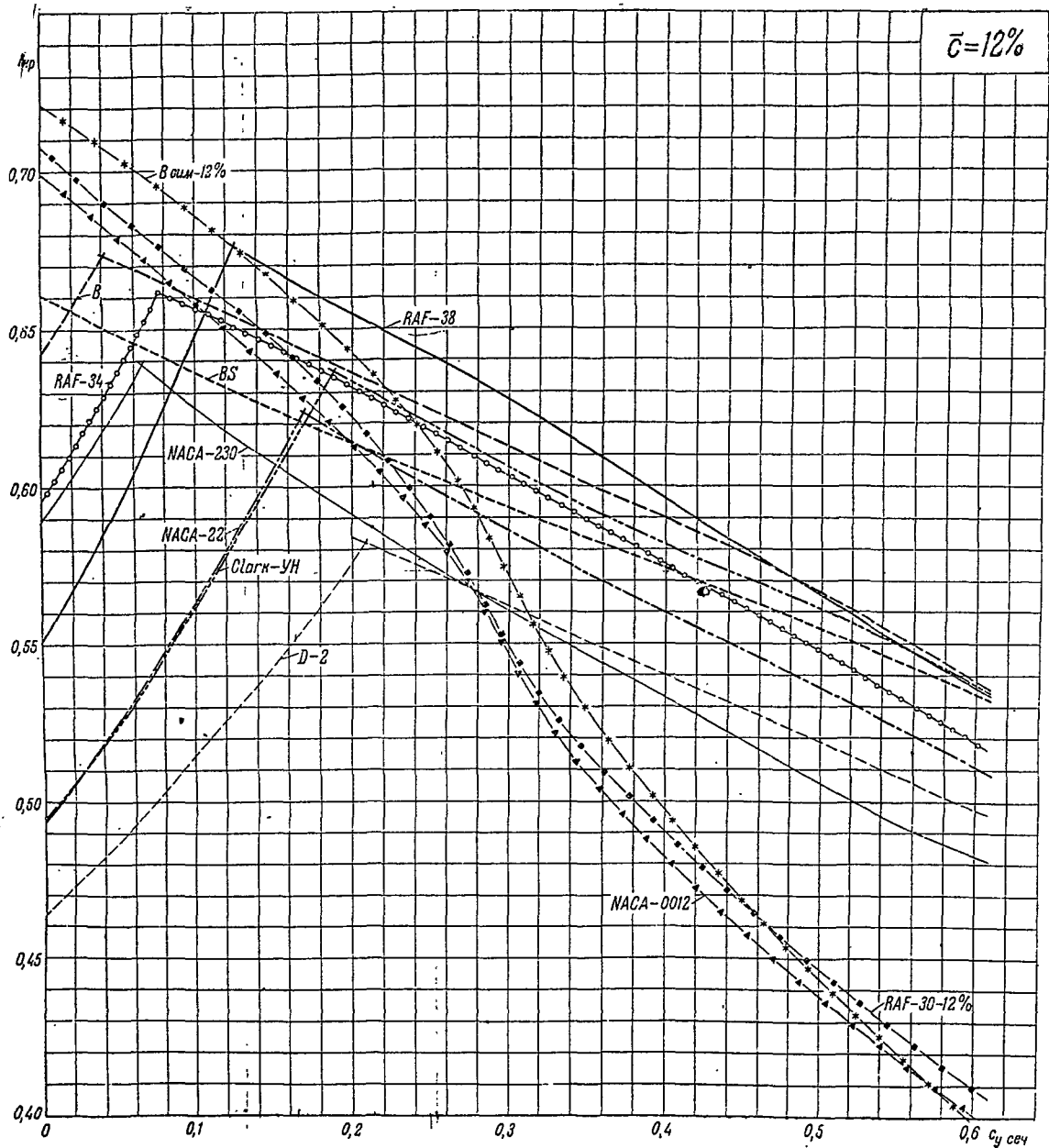
$\bar{c} = 8\%$

Порядок места по величине $Ma_{кр}$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,5$	$c_y = 0,6$
	С е р и я						
	Критическое значение числа Маха						
1	BS 0,750	RAF-34 0,714	RAF-38 0,709	Clark-YH 0,660	BS 0,620	Clark-YH 0,571	NACA-22 0,532
2	B 0,709 _н	B 0,713	Clark-YH 0,695	RAF-38 0,655	Clark-YH 0,617	NACA-22 0,568	D-2 0,517
3	RAF-34 0,628 _н	BS 0,712	BS 0,680	BS 0,650	NACA-22 0,604	D-2 0,548	Clark-YH 0,512
4	NACA-230 0,579 _н	RAF-38 0,705 _н	B 0,676	B 0,639	RAF-38 0,578	NACA-230 0,528	NACA-230 0,494
5	RAF-38 0,560 _н	NACA-230 0,659	NACA-22 0,671	NACA-22 0,636	D-2 0,575	RAF-38 0,498	RAF-34 0,445
6	Clark-YH 0,560 _н	NACA-22 0,648 _н	RAF-34 0,670	RAF-34 0,603	B 0,573	BS 0,488	RAF-38 0,440
7	NACA-22 0,556 _н	Clark-YH 0,637 _н	D-2 0,632	D-2 0,600	NACA-230 0,560	RAF-34 0,485	B 0,414
8	D-2 0,514 _н	D-2 0,606 _н	NACA-230 0,620	NACA-230 0,590	RAF-34 0,536	B 0,478	BS 0,410



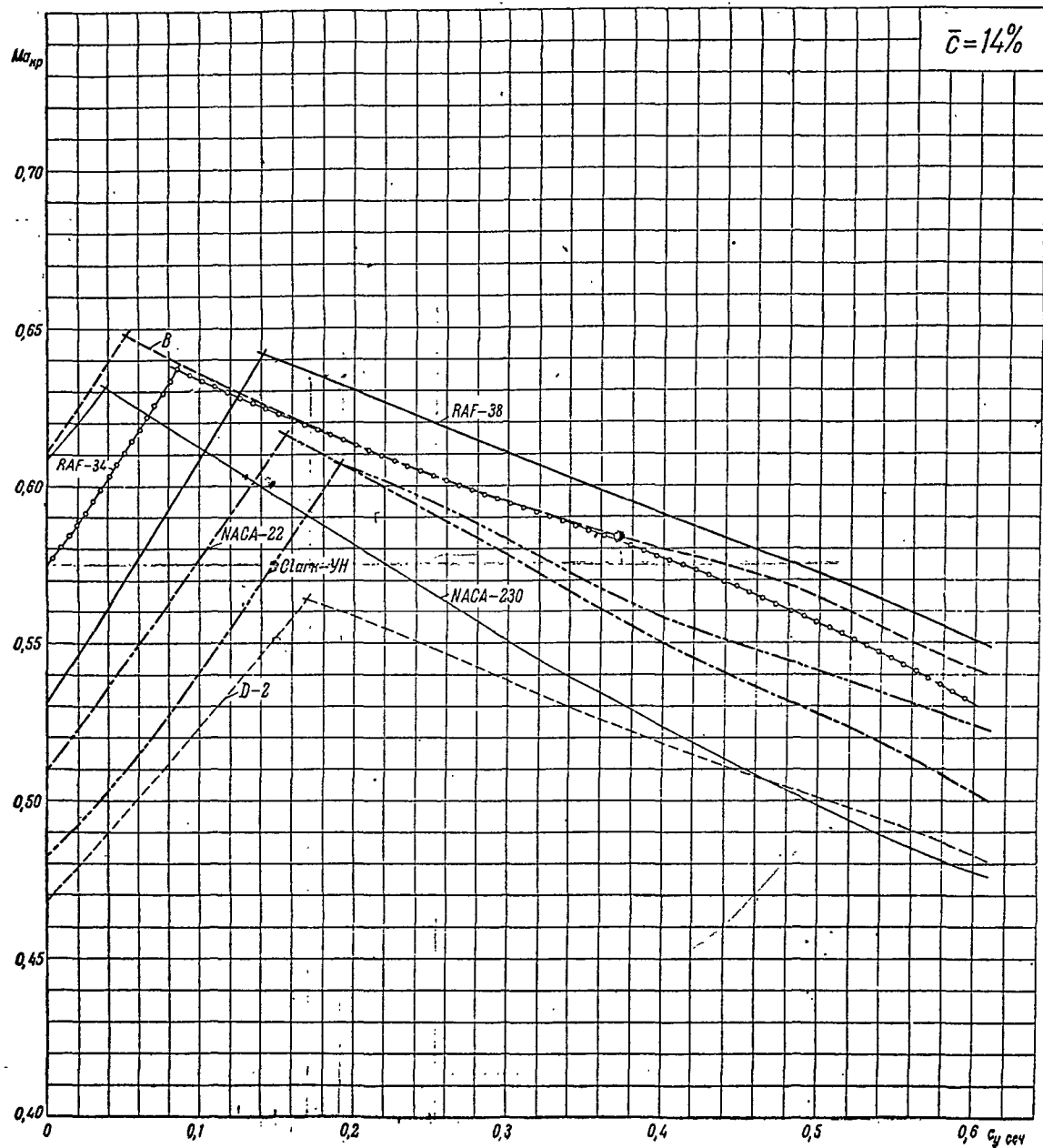
$\bar{c} = 10\%$

Порядок места по величине $Ma_{кр}$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,5$	$c_y = 0,6$
	С е р и я						
	Критическое значение числа Маха						
1	BS 0,705	B 0,687	RAF-38 0,682	RAF-38 0,642	Clark-YH 0,603	Clark-YH 0,571	Clark-YH 0,537
2	B 0,675 _н	RAF-34 0,682	Clark-YH 0,665	Clark-YH 0,633	BS 0,597	NACA-22 0,549	NACA-22 0,520
3	RAF-34 0,614 _н	RAF-38 0,681 _н	B 0,658	B 0,629	RAF-38 0,588	RAF-38 0,537	D-2 0,508
4	NACA-230 0,579 _н	BS 0,675	RAF-34 0,651	BS 0,621	B 0,586	B 0,536	B 0,500
5	RAF-38 0,558 _н	NACA-230 0,642	BS 0,647	RAF-34 0,604	NACA-22 0,576	D-2 0,534	RAF-38 0,496
6	Clark-YH 0,514 _н	Clark-YH 0,591 _н	NACA-22 0,632	NACA-22 0,600	D-2 0,559	BS 0,521	NACA-230 0,488
7	NACA-22 0,496 _н	NACA-22 0,570 _н	NACA-230 0,604	D-2 0,584	RAF-34 0,557	RAF-34 0,519	RAF-34 0,485
8	D-2 0,470 _н	D-2 0,522 _н	D-2 0,589 _н	NACA-230 0,573	NACA-230 0,545	NACA-230 0,516	BS 0,472



$\bar{c} = 12\%$

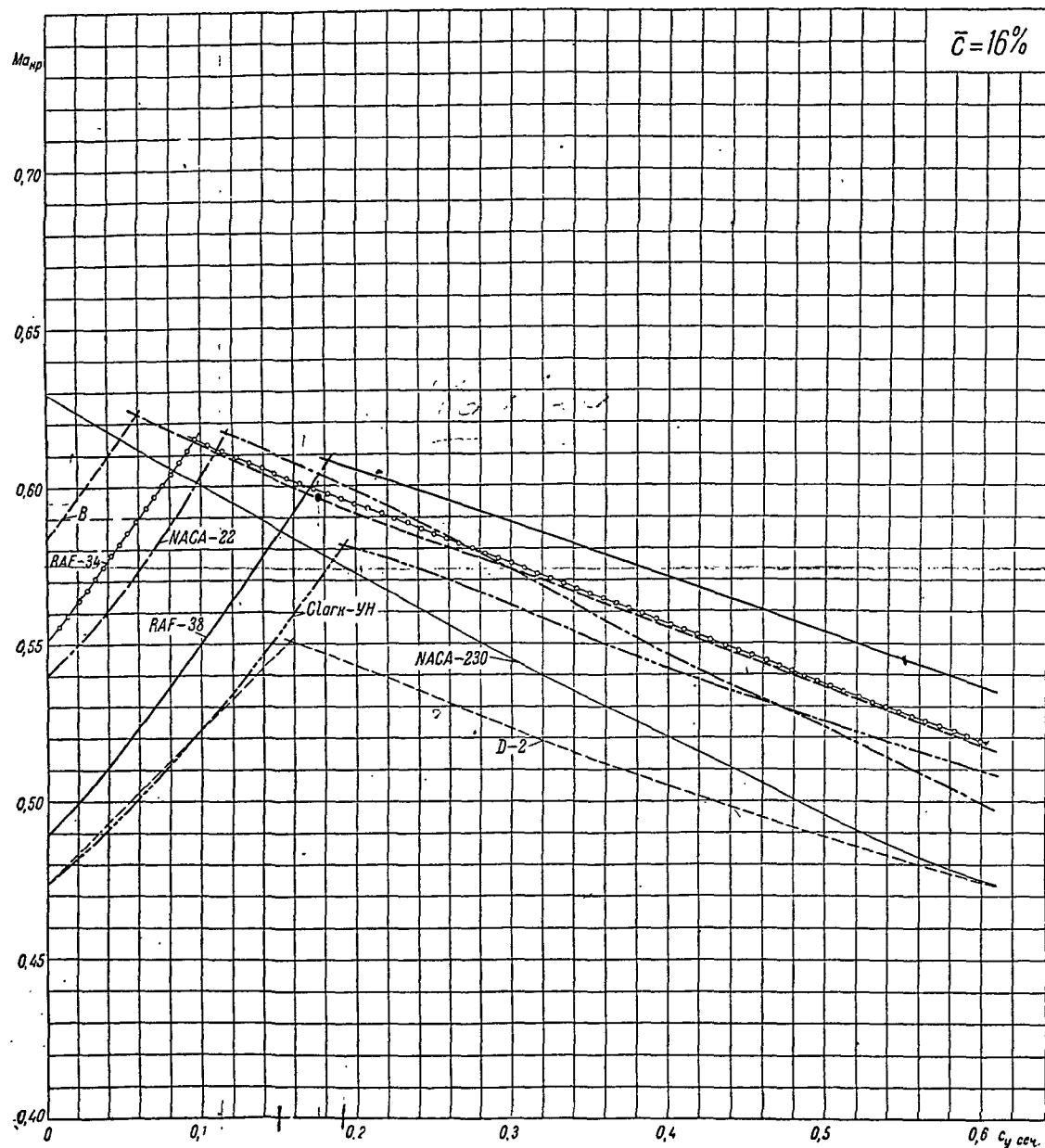
Порядок места по величине $M_{кр}$	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,5$	$c_y = 0,6$
	С е р и я						
	Критическое значение числа Маха						
1	В сим-12% 0,721	В сим-12% 0,686	RAF-38 0,655	RAF-38 0,628	RAF-38 0,596	В 0,566	В 0,538
2	RAF-30-12% 0,708	RAF-30-12% 0,667	В сим-12% 0,642	В 0,612	В 0,590	RAF-38 0,565	Clark-YH 0,537
3	NACA-0012 0,700	В 0,660	В 0,636	Clark-YH 0,606	Clark-YH 0,581	Clark-YH 0,561	RAF-38 0,536
4	BS 0,661	NACA-0012 0,658	Clark-YH 0,633	RAF-34 0,603	RAF-34 0,575	BS 0,554	BS 0,534
5	В 0,642 _н	RAF-34 0,657	RAF-34 0,632	BS 0,593	BS 0,574	RAF-34 0,548	RAF-34 0,519
6	RAF-34 0,596 _н	RAF-38 0,648 _н	RAF-30-12% 0,622	NACA-22 0,586	NACA-22 0,560	NACA-22 0,536	NACA-22 0,511
7	NACA-230 0,590 _н	BS 0,636	BS 0,614	В сим-12% 0,570	D-2 0,540	D-2 0,519	D-2 0,497
8	RAF-38 0,551 _н	NACA-230 0,625	NACA-22 0,614	D-2 0,562	NACA-230 0,533	NACA-230 0,505	NACA-230 0,482
9	Clark-YH 0,495 _н	NACA-22 0,563 _н	NACA-0012 0,614	NACA-230 0,560	В сим-12% 0,497	RAF-30-12% 0,447	RAF-30-12% 0,409
10	NACA-22 0,494 _н	Clark-YH 0,562 _н	NACA-230 0,591	RAF-30-12% 0,549	RAF-30-12% 0,490	В сим-12% 0,443	NACA-0012 0,400
11	D-2 0,464 _н	D-2 0,515 _н	D-2 0,576 _н	NACA-0012 0,546	NACA-0012 0,482	NACA-0012 0,438	В сим-12% 0,398



$\bar{c} = 14\%$

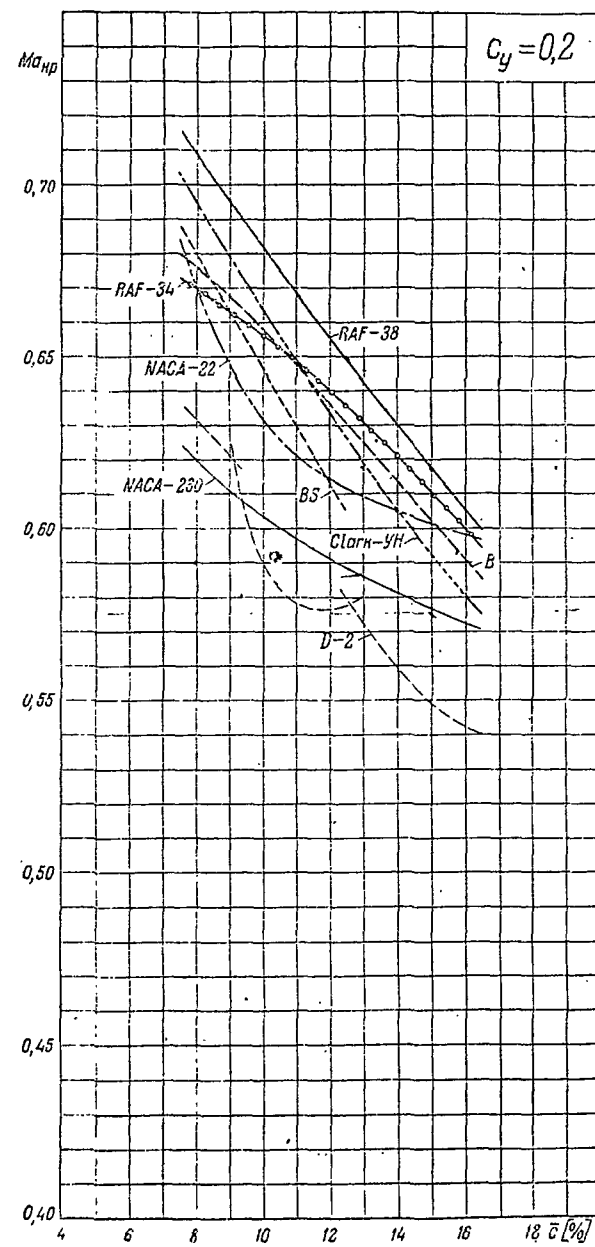
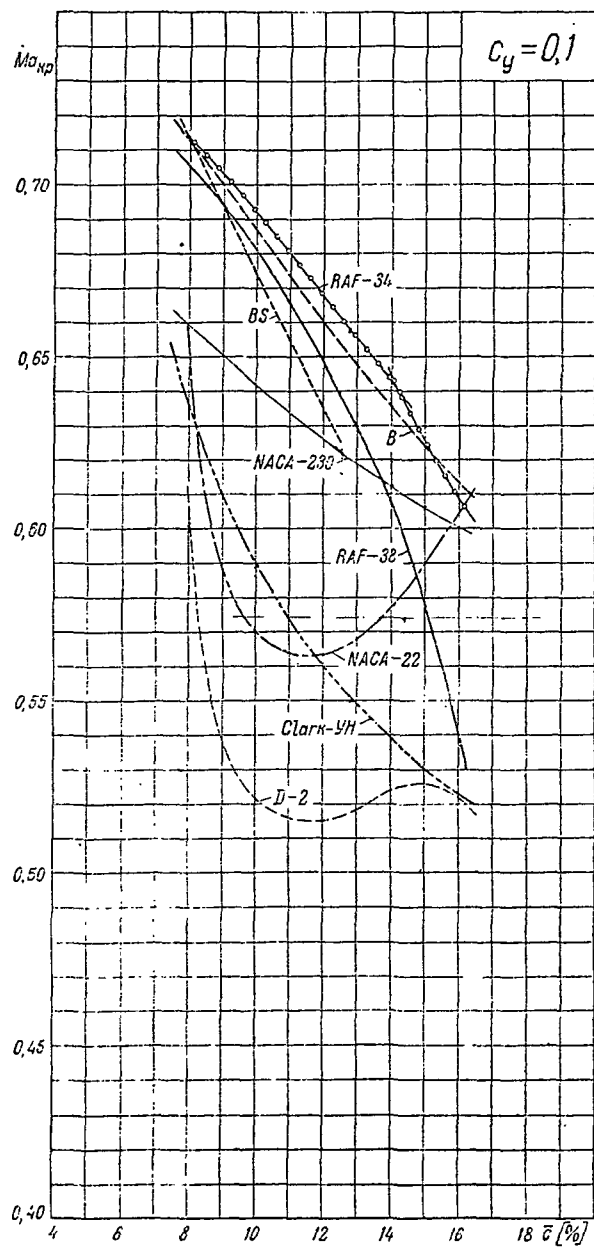
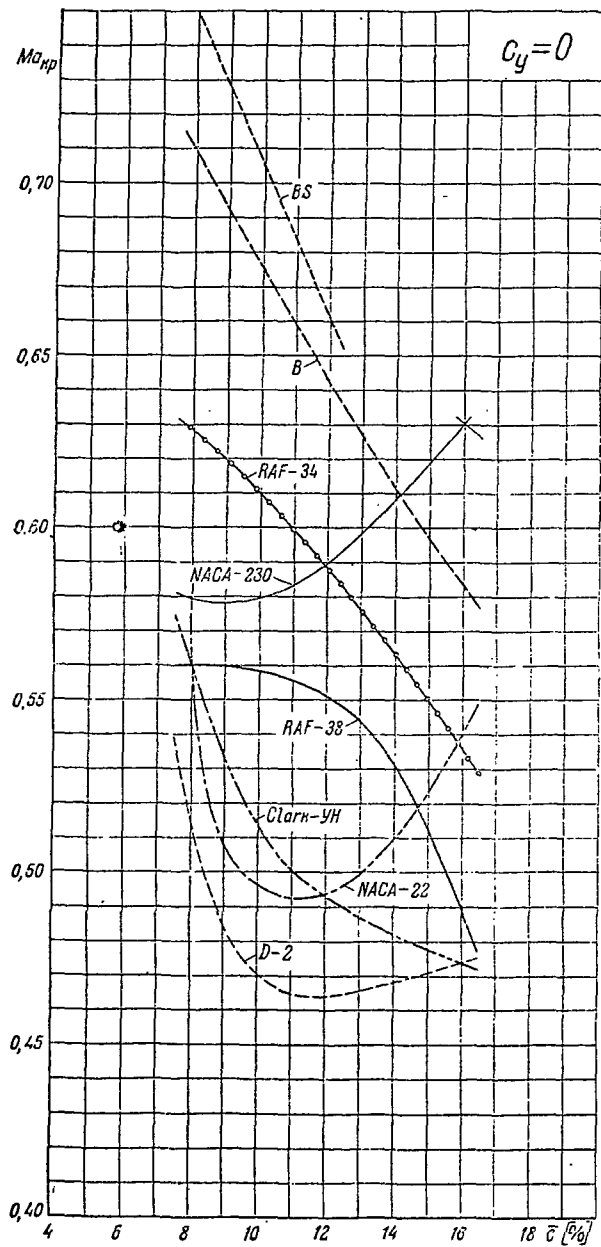
$\bar{c} = 14\%$

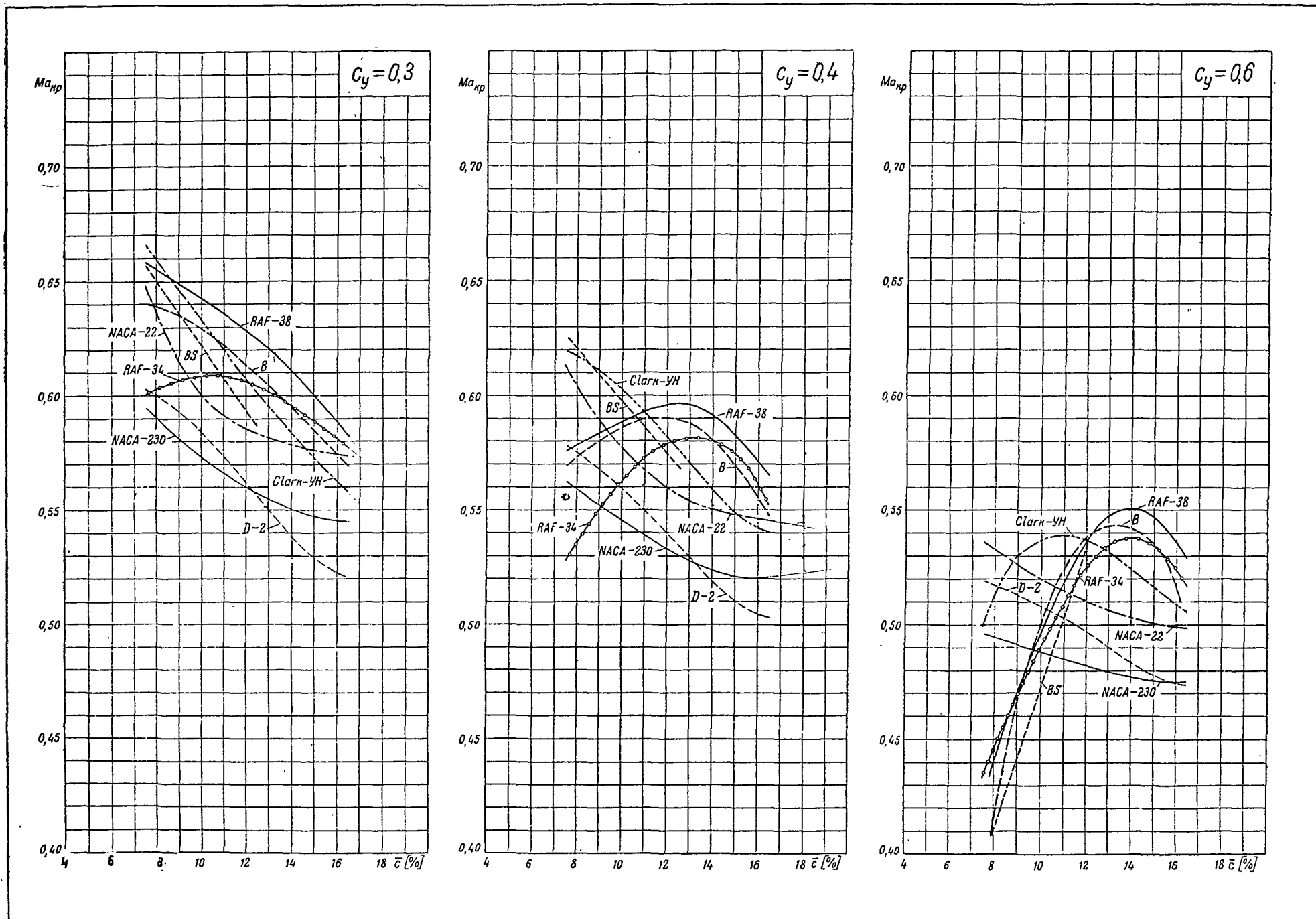
Порядок места по величине Ма _{кр}	$\bar{c} = 14\%$						
	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,5$	$c_y = 0,6$
	С е р и я Критическое значение числа Маха						
1	B 0,611 _н	B 0,636	RAF-38 0,630	RAF-38 0,610	RAF-38 0,591	RAF-38 0,572	RAF-38 0,551
2	NACA-230 0,608 _н	RAF-34 0,634	RAF-34 0,613	RAF-34 0,595	B 0,580	B 0,564	B 0,542
3	RAF-34 0,575 _н	NACA-230 0,612	B 0,613	B 0,594	RAF-34 0,577	RAF-34 0,556	RAF-34 0,531
4	RAF 38 0,531 _н	RAF-38 0,608 _н	Clark-YH 0,605	Clark-YH 0,583	Clark-YH 0,558	Clark-YH 0,541	Clark-YH 0,524
5	NACA-22 0,510 _н	NACA-22 0,577 _н	NACA-22 0,605	NACA-22 0,578	NACA-22 0,550	NACA-22 0,527	NACA-22 0,503
6	Clark-YH 0,482 _н	Clark-YH 0,540 _н	NACA-230 0,581	NACA-230 0,550	NACA-230 0,523	D-2 0,501	D-2 0,483
7	D-2 0,468 _н	D-2 0,523 _н	D-2 0,558	D-2 0,538	D-2 0,518	NACA-230 0,498	NACA-230 0,477

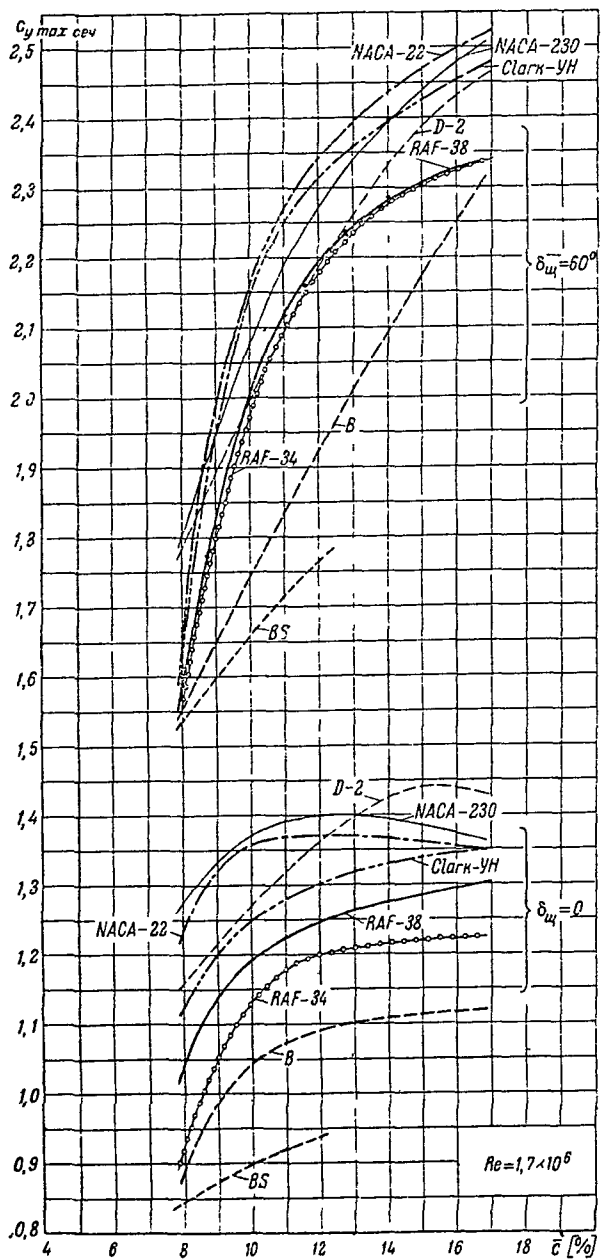


$\bar{c} = 16\%$

Порядок места по величине Ма _{кр}	$c_y = 0$	$c_y = 0,1$	$c_y = 0,2$	$c_y = 0,3$	$c_y = 0,4$	$c_y = 0,5$	$c_y = 0,6$
	С е р и я						
	Критическое значение числа Маха						
1	NACA-230 0,630 _н	RAF-34 0,614	RAF-38 0,605	RAF-38 0,588	RAF-38 0,571	RAF-38 0,553	RAF-38 0,536
2	B 0,583 _н	B 0,613	NACA-22 0,598	RAF-34 0,575	RAF-34 0,556	RAF-34 0,537	RAF-34 0,519
3	RAF-34 0,551 _н	NACA-22 0,603 _н	RAF-34 0,594	NACA-22 0,574	B 0,555	B 0,530	B 0,517
4	NACA-22 0,540 _н	NACA-230 0,600	B 0,591	B 0,573	NACA-22 0,546	Clark-YH 0,525	Clark-YH 0,509
5	RAF-38 0,489 _н	RAF-38 0,550 _н	Clark-YH 0,580	Clark-YH 0,562	Clark-YH 0,542	NACA-22 0,523	NACA-22 0,499
6	Clark-YH 0,474 _н	Clark-YH 0,523 _н	NACA-230 0,572	NACA-230 0,545	NACA-230 0,520	NACA-230 0,496	NACA-230 0,475
7	D-2 0,474 _н	D-2 0,523 _н	D-2 0,543	D-2 0,522	D-2 0,505	D-2 0,488	D-2 0,474



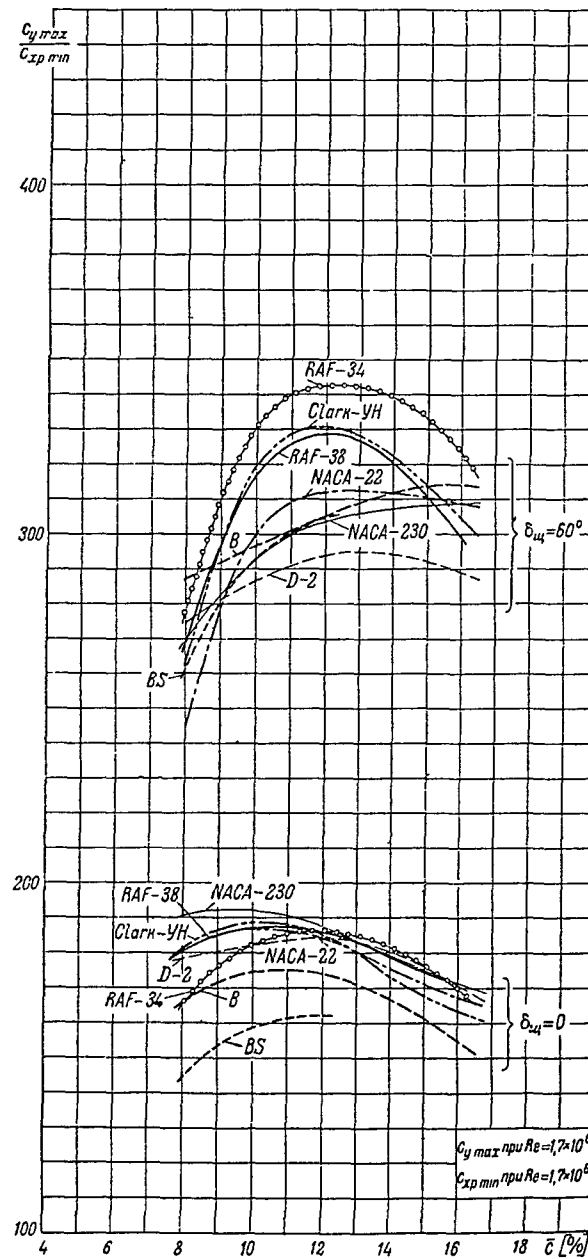
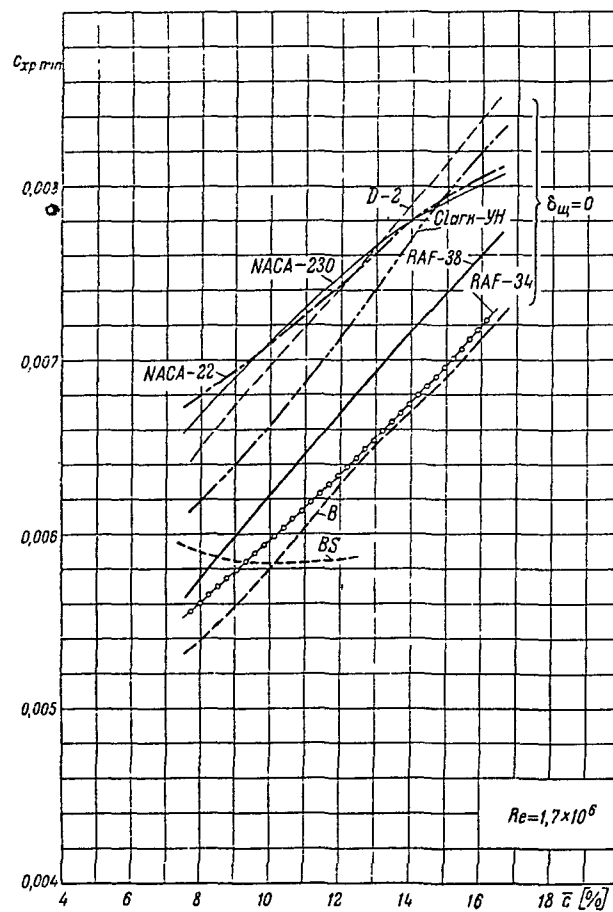


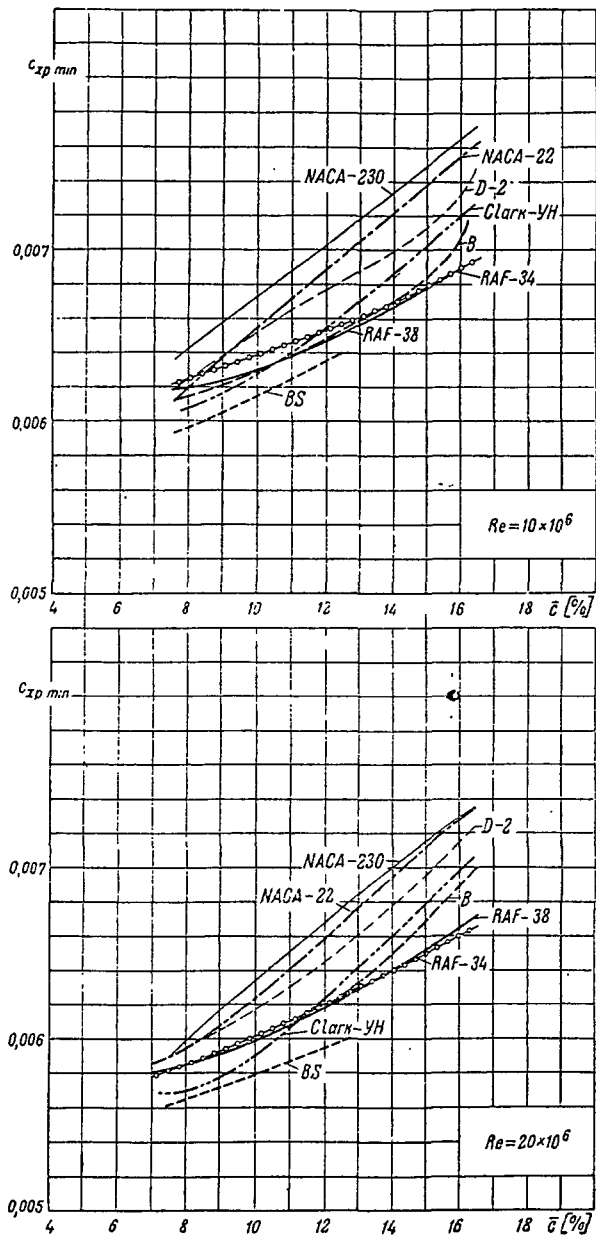
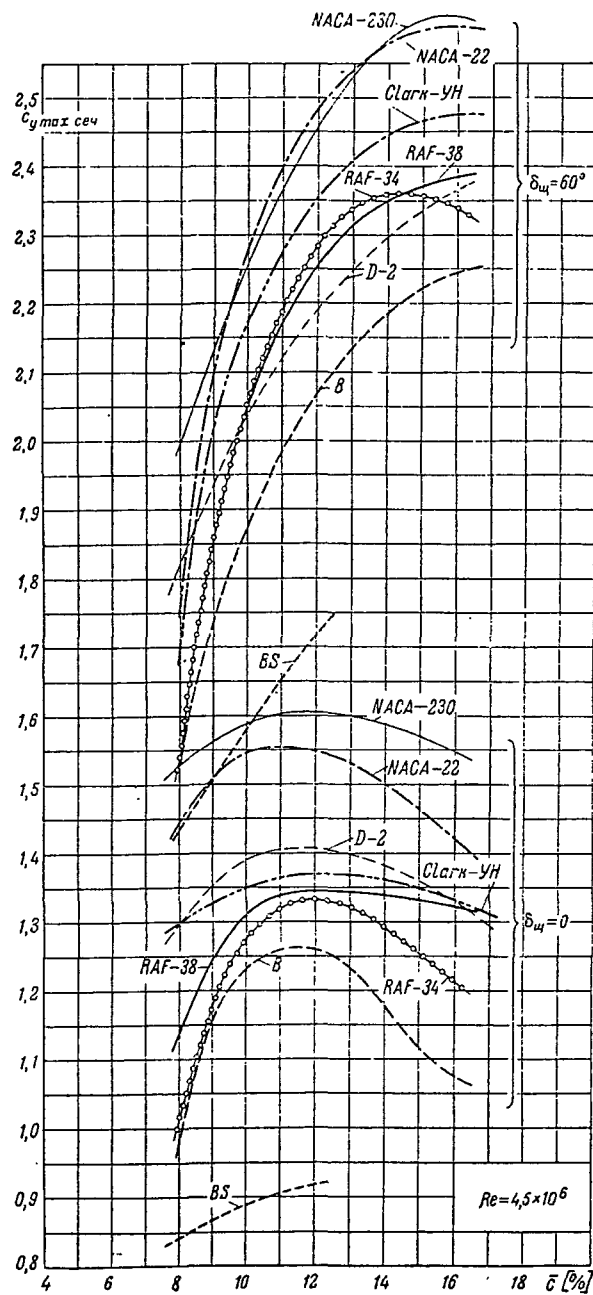
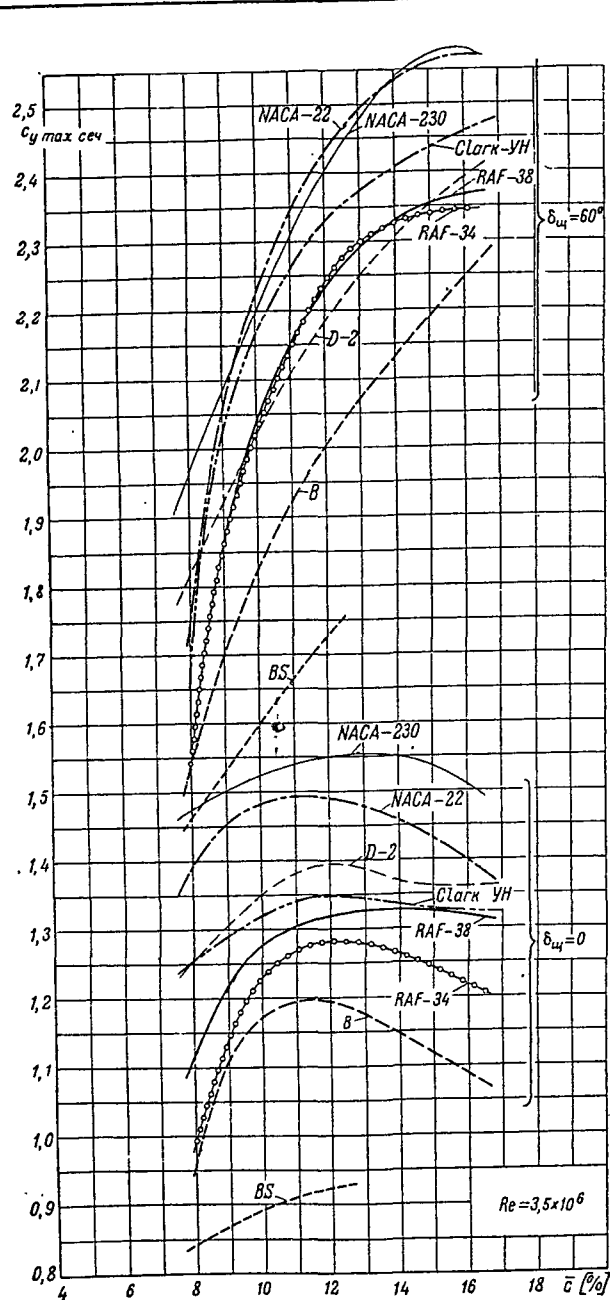


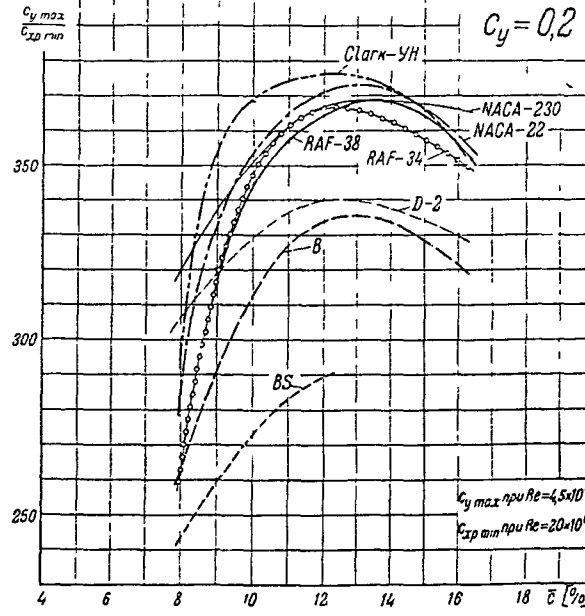
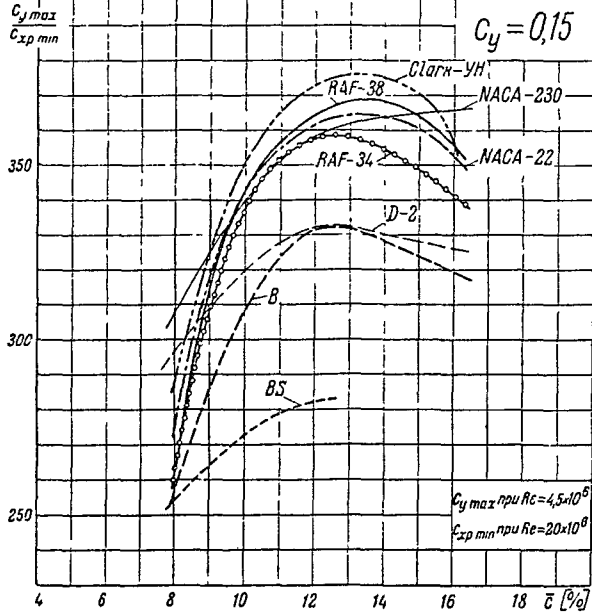
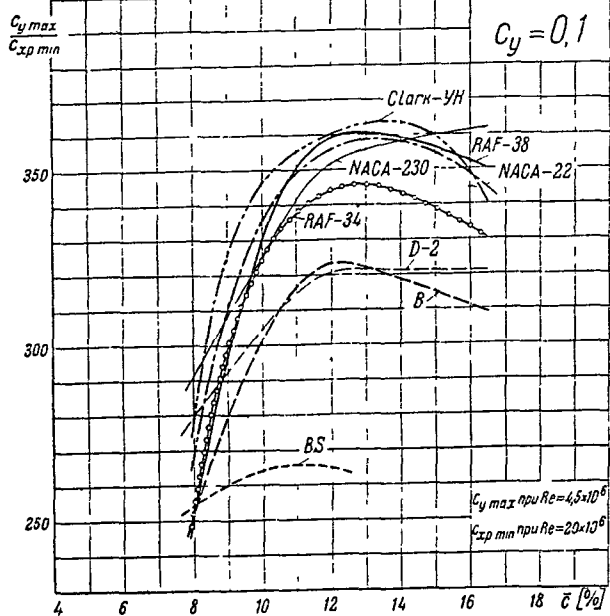
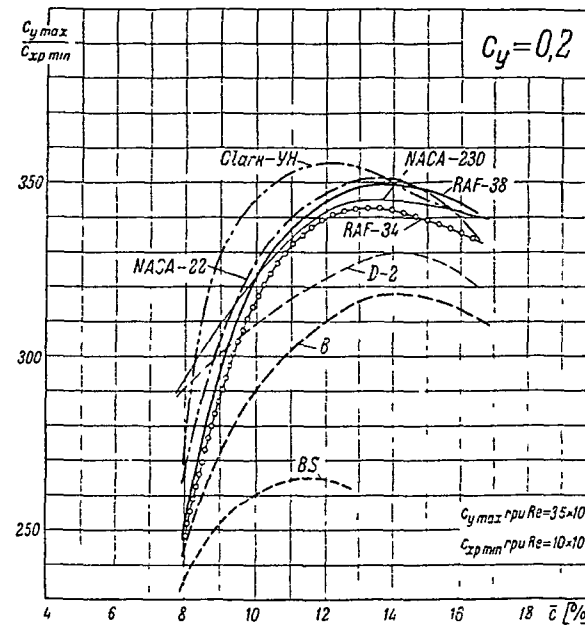
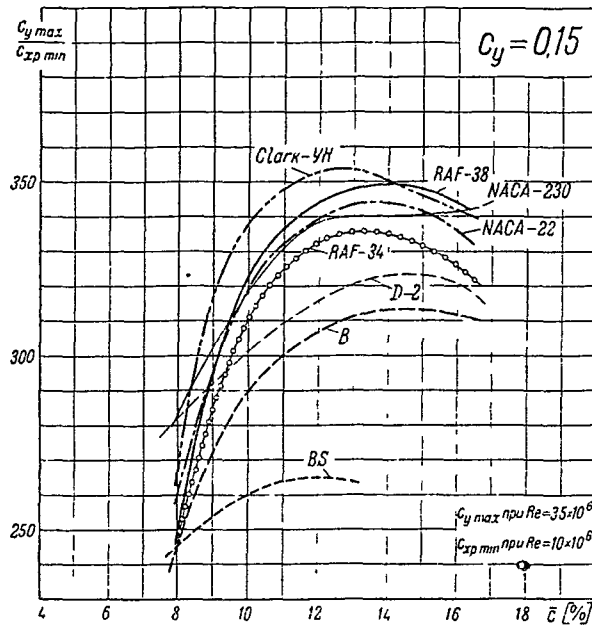
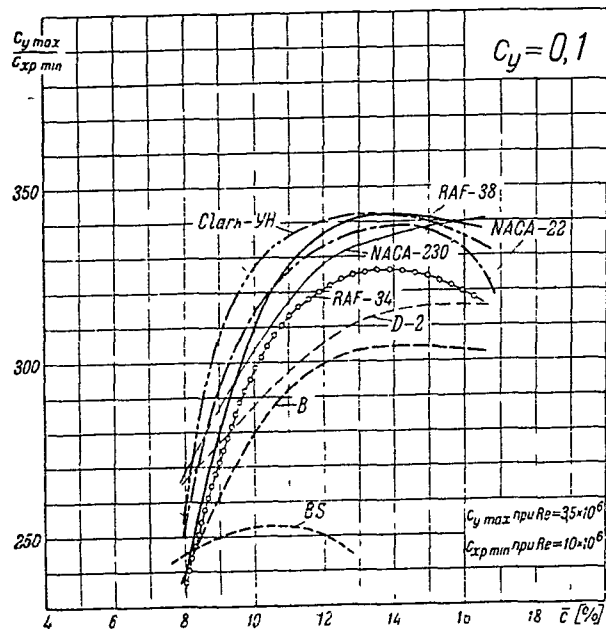
Сводные графики

$C_{y \max \text{ сеч}} = f(\bar{\alpha}), C_{xp \min} = f(\bar{\alpha})$ и

$\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}} = f(\bar{\alpha})$ при $Re = 1,7 \times 10^6$







Часть II

МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТА И ОБРАБОТКА МАТЕРИАЛОВ ИСПЫТАНИЙ

1. УЧЕТ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ И СЛУЧАЙНЫХ ОШИБОК

Как известно, трубы с эллиптической формой сечения рабочей части характеризуются повышенным, по сравнению с круглыми трубами, влиянием на аэродинамические характеристики моделей. Объясняется это главным образом относительно большими размерами моделей, применяемых при испытании в эллиптических трубах. В связи с этим вопросам поправок, вносимых в результаты испытаний, было уделено большое внимание. Были просмотрены и проанализированы все материалы предшествующего периода, относящиеся к определению поправок, и, кроме того, были проведены дополнительные специальные исследования.

К этим поправкам в первую очередь надо отнести поправки на индукцию трубы, на косизну потока и на сопротивление подвески.

В результате проверки материалов по индукции трубы применявшаяся до сих пор величина поправки, базировавшаяся на ряде предварительных опытов, была уточнена (в сторону некоторого уменьшения величины поправки).

Принятый способ определения поправки на индукцию трубы автоматически учитывал поправку на блокинг-эффект* в линейном участке кривой $c_y = f(\alpha)$, но значения $c_{y \max}$ и $c_{y \min}$ на влияние блокинг-эффекта не исправлялись. Как показывают предварительные результаты исследований, эта поправка вообще невелика и не превышает 2—3%.⁰

Значения c_x и α исправлялись также на влияние косизны потока.

Испытания моделей проводились на шестикомпонентных весах с ниточным подвесом.

Для тонких профилей сопротивление подвески больше чем в два раза превышает величину минимального сопротивления самой модели. Большой удельный вес сопротивления подвески, присущий вообще всем весам с ниточным подвесом, предъявляет особые требования к правильности учета ее сопротивления. Для всех испытаний на весах было взято одинаковое значение сопротивления подвески, полученное из осреднения большого числа испытаний. Так как испытания

подвески на сопротивление проводятся при наличии распорки*, сопротивление которой вычитается затем из измеренного общего сопротивления, то точное знание сопротивления распорки является необходимым. Имевшиеся в распоряжении данные о сопротивлении распорки, полученные из испытаний ее на весах в другой аэродинамической трубе, были проверены специальными дополнительными исследованиями. Сопротивление распорки было замерено по методу импульсов, и, кроме того, были проведены испытания подвески при распорке, заключенной в обтекатель. Результаты всех этих испытаний дали удовлетворительную сходимости.

Известно, что результаты испытаний на аэродинамических весах дают вообще значительный разброс экспериментальных точек. Это обстоятельство имеет особое значение в вопросах правильного определения коэффициентов профильного сопротивления в области $c_{xp \min}$. Следует признать, что результаты единичных испытаний в силу их малой точности не могут быть положены в основу сравнения профилей по сопротивлению.

При сравнительной оценке профилей, испытания которых проведены в одной трубе, главную роль приобретают ошибки случайные, так как систематические ошибки (поправки на влияние индукции трубы, на косизну потока, на сопротивление подвески, коэффициент поля и т. п.) являются одинаковыми для всех профилей и могут повлиять только на достоверность окончательного количественного результата. Как уже отмечалось выше, в процессе работы по атласу основные систематические поправки были проверены и уточнены.

Основными источниками случайных ошибок являются: 1) субъективные ошибки экспериментатора; 2) ошибки измерительного прибора, т. е. самих весов; 3) небольшие различия в препарировке модели, влияющие на изменение передаточных коэффициентов весов; 4) различия в состоянии поверхности испытываемых моделей; 5) неодновременность и неправильность отсчетов показаний контрольного манометра, по которым определяется соответствующая величина скоростного напора, и т. п.

* Блокинг-эффект в аэродинамических трубах замкнутого типа связан с изменением поля полных давлений перед моделью, вызываемым присутствием в трубе самой модели.

* Распорка выполнена в виде металлического прямоугольного крыла ($\lambda = 16$) с профилем НАСА-0012. Сопротивление распорки составляло примерно $1/12$ чистого сопротивления подвески.

Чтобы уменьшить влияние случайных ошибок и повысить тем самым точность испытаний на весах, были произведены многократные испытания моделей. Учитывая долю сопротивления крыла в сопротивлении всего самолета и существующую точность измерений максимальной скорости полета при испытаниях в натуру, было принято, что ошибка в определении $c_{xp \min}$ профилей не должна в среднем превышать величины $\pm (0,00025 \div 0,00030)$. По предварительным данным можно было заключить, что для достижения этой цели все модели должны быть испытаны минимум по четыре раза. В соответствии с этим были проведены четырехкратные испытания всех моделей в диапазоне значений c_y от $\sim -0,2$ до $\sim 0,8$, причем в каждом из этих четырех испытаний замеры аэродинамических нагрузок проводились сначала по четным, а затем по нечетным значениям углов атаки.

После каждого испытания модель снималась. Последующее испытание проводилось через некоторое время, в течение которого велись испытания других моделей.

Полученные посредством графического осреднения результатов многократных испытаний профильные поляры были подвергнуты дальнейшей систематической интерполяционной обработке по толщинам, описание которой будет приведено ниже.

Результаты многократных испытаний были использованы также и для контроля характеристик $c_y = f(\alpha)$ и $c_m = f(c_y)$. Для этих характеристик сопоставление результатов первых испытаний с результатами многократных испытаний дало вполне удовлетворительную сходимость.

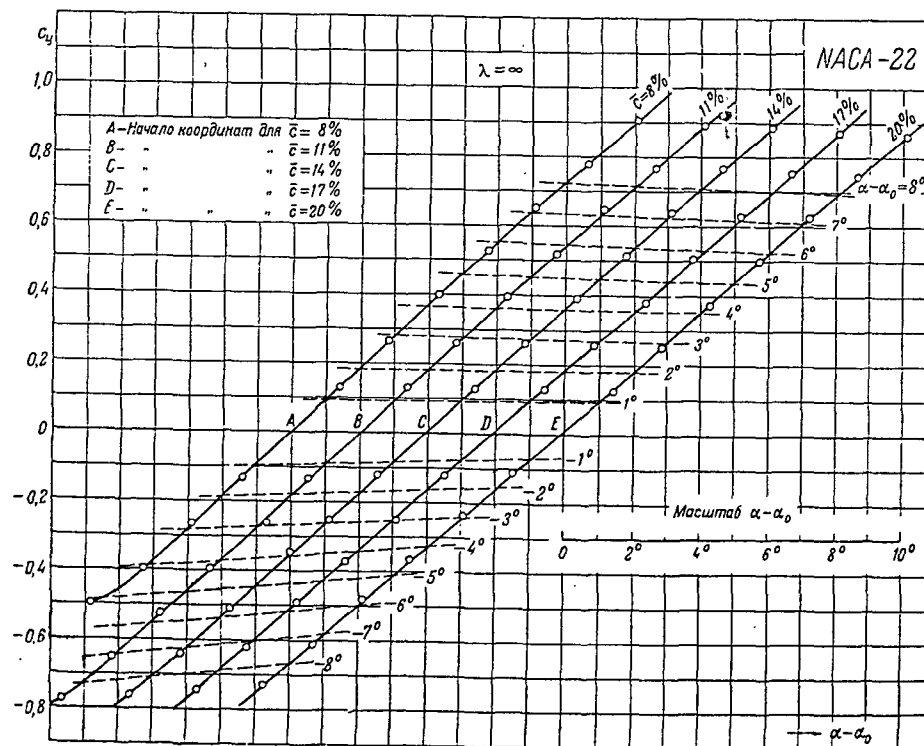
2. СИСТЕМАТИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ВЕСАХ

Систематическая интерполяционная обработка по отдельным характеристикам $c_y = f(\alpha)$, $c_m = f(c_y)$ и $c_{xp} = f(c_y)$ проводилась следующим образом*.

Полученные для данной серии экспериментальные кривые $c_y = f(\alpha)$, исправленные на влияние трубы, косизну потока и приведенные к $\lambda = 5$, пересчитывались (по формулам Глауэрта) на $\lambda = \infty$. Затем строился график изменения угла нулевой подъемной силы в зависимости от относительной толщины профилей данной серии: $\alpha_0^0 = f(\bar{c})$. Выравненные значения α_0 отличались, как правило, от экспериментальных значений не более чем на $\pm 0^{\circ},2$. Величина этой погрешности находится в соответствии с точностью определения установочного угла модели при испытании ее на весах.

* Следует отметить, что аэродинамические характеристики в области положительных и в области отрицательных углов атаки были получены из независимых испытаний. Характеристики на отрицательных углах атаки определялись при перевернутом положении модели. Результаты испытаний признавались удовлетворительными только в том случае, если в области $c_y = 0$ можно было провести одну общую кривую по опытным точкам из обоих испытаний.

Затем строились кривые $c_y = f(\alpha - \alpha_0)$ для $\lambda = \infty$ в пределах прямолинейного участка для отрицательных и положительных значений c_y , причем значения α_0 брались экспериментальные. Это преобразование имело целью исключить влияние ошибки в α_0 на результаты интерполяционной обработки. Все кривые $c_y = f(\alpha - \alpha_0)$ данной серии строились на одной диаграмме, причем начало координат для каждого следующего профиля серии сдвигалось вдоль оси абсцисс на отрезок, пропорциональный изменению толщины профиля. Во всех сериях, кроме RAF-34 и RAF-38, толщина профилей последовательно изменялась на одинаковую величину (3% для серий D-2, Clark-YH, NACA-22 и NACA-230 и 4% для серий В и BS). Только для серий RAF-34 и RAF-38 ($\bar{c} = 8; 12,66; 16$ и 20%) приходилось учитывать неодинаковость последовательных изменений толщины. Пример интерполяционной диаграммы для серии NACA-22 дан на фиг. 1. Отметив на кривых c_y точки при одинаковых значениях $(\alpha - \alpha_0)$, можно через них провести плавные кривые, которые в большинстве случаев



Фиг. 1

достаточно хорошо аппроксимируются прямыми линиями (на фиг. 1 эти линии даны пунктиром). Эти пунктирные линии и определяют, очевидно, выравненные значения c_y при данных значениях $(\alpha - \alpha_0)$ для всей серии. Уклонения выравненных значений c_y от экспериментальных были вообще сравнительно невелики и лишь в отдельных случаях на больших углах атаки достигали величины порядка 0,01.

Используя полученные выравненные значения c_y , строили затем диаграммы $c_y = f(\bar{c})$ для $\lambda = \infty$ при различных значениях $(\alpha - \alpha_0)$, которые и помещены в атласе в разделах сводных диаграмм (см., например, на стр. 36 сводную диаграмму $c_y = f(\bar{c})$ для серии В). Диаграммы $c_y = f(\bar{c})$ при различных значениях $(\alpha - \alpha_0)$ можно было получить и более простым путем, без построения промежуточной диаграммы фиг. 1, поскольку экспериментальные значения c_y при данных значениях $(\alpha - \alpha_0)$ можно было непосредственно нанести на диаграмму $c_y = f(\bar{c})$ и затем их проинтерполировать. Опыт, однако, показал большую полезность диаграмм типа фиг. 1, так как в процессе интерполирования можно было непрерывно следить за изменениями, вносимыми в течение основных кривых.

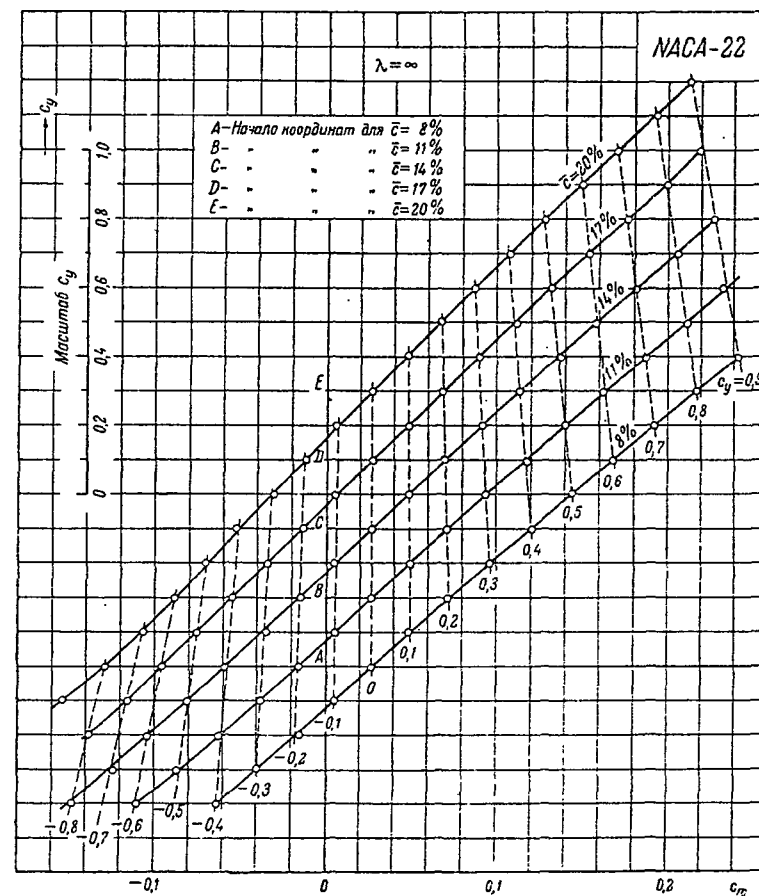
По окончательным диаграммам $c_y = f(\bar{c})$ при $\lambda = \infty$ были затем сосчитаны кривые $c_y = f(\alpha)$ для прямоугольного крыла при $\lambda = 5$. При этом пересчете брались выравненные значения α_0 с соответствующего графика $\alpha_0 = f(\bar{c})$ (эти графики для каждой серии даны в разделах сводных диаграмм). Так как полученные указанным путем кривые $c_y = f(\alpha)$ захватывали в основном только средний прямолинейный участок, то они были продолжены до $c_{y \max}$ и $c_{y \min}$ в соответствии с первоначальными экспериментальными кривыми $c_y = f(\alpha)$ при $\lambda = 5$.

При этом построении значения $c_{y \max}$ были несколько уточнены в соответствии с результатами, полученными при исследовании зависимости $c_{y \max}$ от числа Рейнольдса (см. главу «Определение максимальных коэффициентов подъемной силы профилей при больших числах Рейнольдса»).

Аналогичным способом были обработаны и кривые $c_m = f(c_y)$. Вспомогательный интерполяционный график для серии NASA-22 представлен на фиг. 2. Пунктирные линии, которые в большинстве случаев являются прямыми, соединяют точки на кривых c_m при одинаковых значениях c_y . Из диаграммы фиг. 2 видно, что уклонения экспериментальных значений c_m от интерполированных незначительны. В отдельных случаях (для других серий) уклонения в значениях c_m были больше, но все же не превышали величин порядка 0,005—0,006. Такие уклонения встречались, однако, редко и имели выпадающий характер.

На фиг. 3 дана интерполяционная диаграмма для серии D-2. Кривые c_m для профиля D-2—14% в диапазоне значений c_y от 0 до —0,4 и для профиля D-2—17% в диапазоне значений c_y от 0,5 до 1,0 дают уклонения указанного порядка.

Выпадающий характер этих уклонений очевиден.



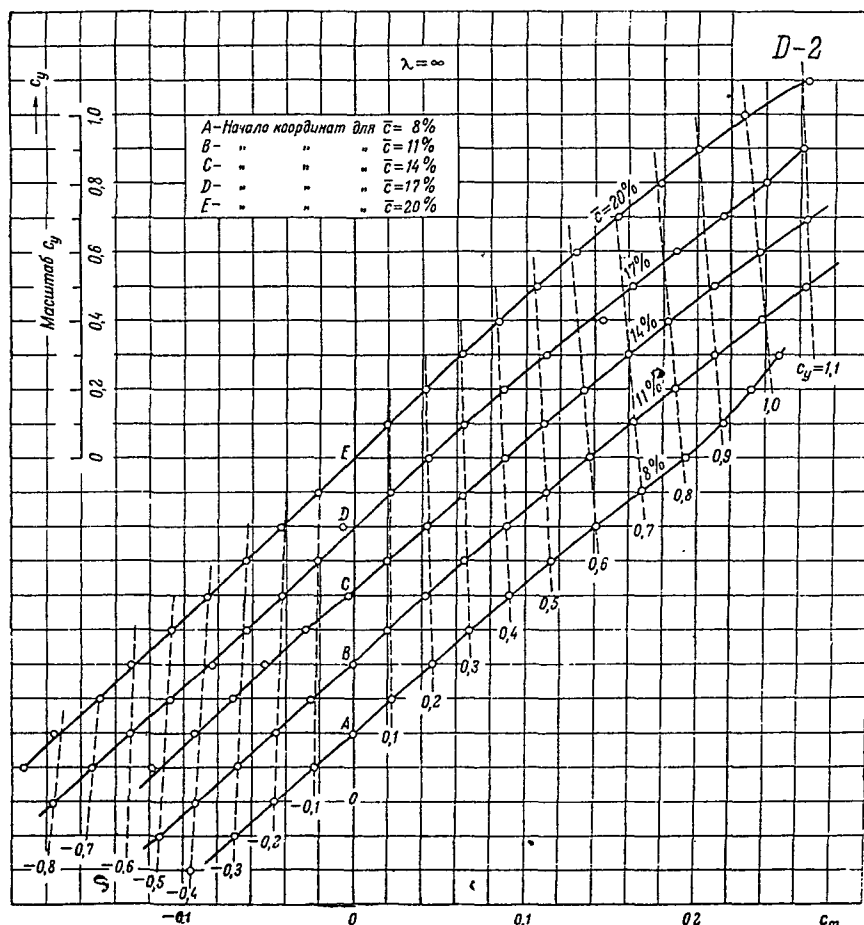
Фиг. 2

Диаграммы, примеры которых даны на фиг. 2 и 3, служили для построения окончательных диаграмм $c_m = f(\bar{c})$ при различных значениях c_y . Эти диаграммы помещены в атласе в разделах сводных диаграмм данной серии (см., например, диаграмму $c_m = f(\bar{c})$ для серии Clark-YH на стр. 126).

Сводные диаграммы $c_m = f(\bar{c})$ в свою очередь были использованы для обратного построения выравненной кривой $c_m = f(c_y)$ для данного профиля. Так как последние кривые захватывали в основном только прямолинейный участок, то, подобно тому как это было сделано при построении кривых $c_y = f(\alpha)$, они были продолжены до $c_{y \max}$ и $c_{y \min}$ в соответствии с первоначальными экспериментальными кривыми.

На окончательных диаграммах $c_m = f(c_y)$ даны также кривые для центра давления $x_0 = f(c_y)$.

В основу интерполяционной обработки профильных поляр, как уже упоминалось выше, были положены графически осредненные результаты многократных испытаний.



Фиг. 3

Вспомогательные диаграммы для $c_{xp} = f(c_y)$ были построены по тому же типу, как для $c_y = f(\alpha - \alpha_0)$ и $c_m = f(c_y)$, но в целях большего удобства при интерполяционной обработке сдвиг начала коор-

динат для каждого последующего профиля серии проводился как вдоль оси c_y , так и вдоль оси c_{xp} .

На фиг. 4 даны эти диаграммы для всех восьми серий*.

Поляры, полученные в результате графического осреднения многократных испытаний, даны пунктиром с точкой, а сплошными линиями даны поляры, полученные в результате интерполирования по толщинам. Линии, проведенные через точки поляр, соответствующие одинаковым значениям c_y , даны пунктиром.

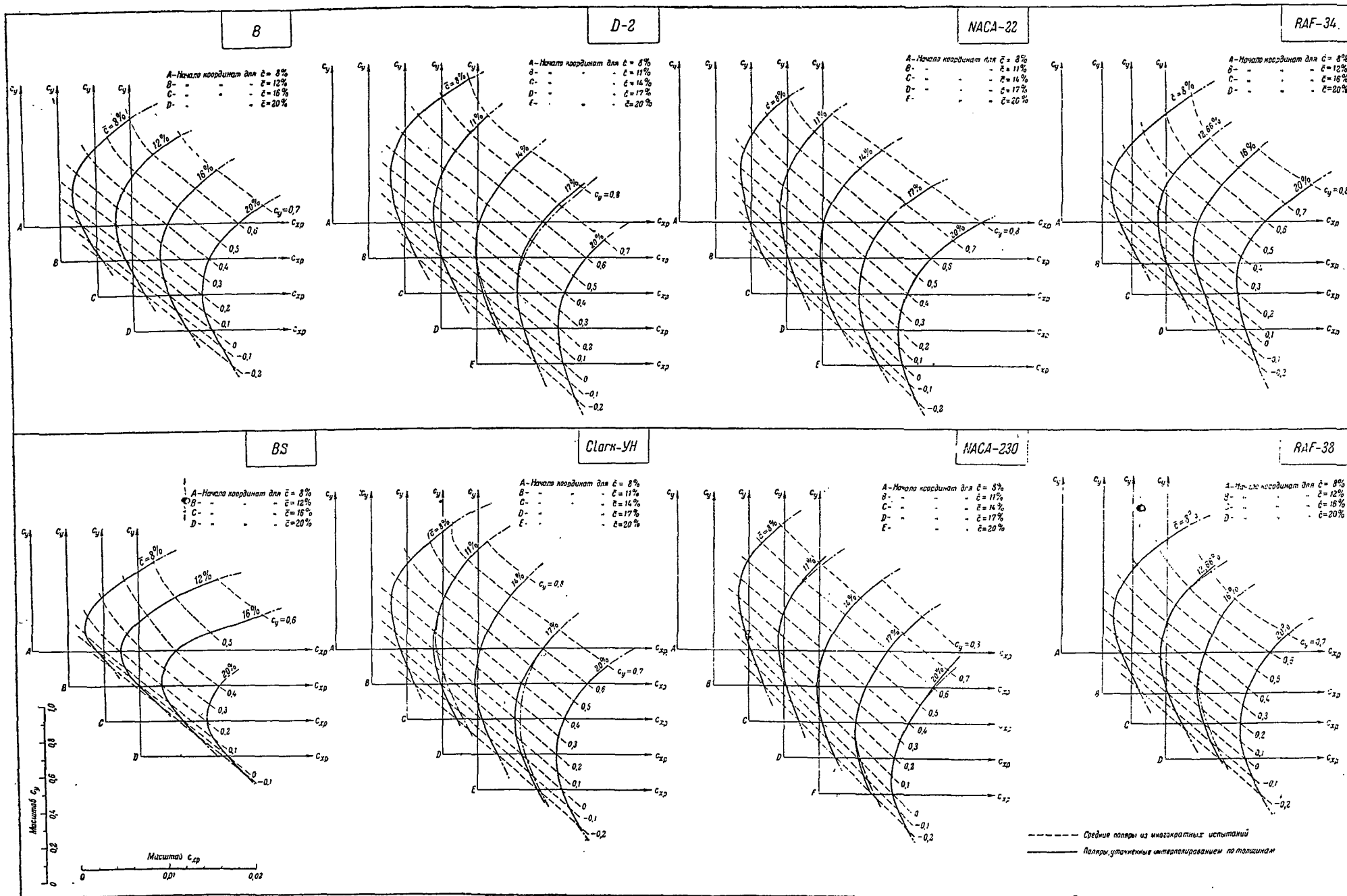
Из фиг. 4 видно, что в большинстве случаев интерполирование по толщинам не внесло никаких изменений в профильные поляры, полученные из графического осреднения многократных испытаний. Лишь для девяти профилей из тридцати шести получились заметные отклонения. Эти отклонения имеют место для следующих профилей: для профиля D-2—14% в диапазоне значений c_y от -0,2 до 0,3 (величина отклонений c_{xp} до 0,0004); для профиля D-2—17% в диапазоне значений c_y от 0,2 до 0,8 (величина отклонений c_{xp} до 0,0006); для профиля Clark-YH—11% в диапазоне значений c_y от -0,2 до 0,4 (величина отклонений c_{xp} до 0,0009); для профиля Clark-YH—17% в диапазоне значений c_y от -0,2 до 0,6 (величина отклонений c_{xp} до 0,0009); для профиля НАСА-23011 в диапазоне значений c_y от 0,6 до 0,8 (величина отклонений c_{xp} до 0,0008); для профиля НАСА-23017 в диапазоне значений c_y от -0,2 до 0,2 (величина отклонений c_{xp} до 0,0005); для профиля НАСА-23020 в диапазоне значений c_y от 0,6 до 0,8 (значения c_{xp} по результатам многократных испытаний явно преувеличены); для профиля RAF-38—12,66% в диапазоне значений c_y от 0,6 до 0,8 (величина отклонений c_{xp} до 0,0008); для профиля RAF-38—16% в диапазоне значений c_y от -0,2 до 0,3 (величина отклонений c_{xp} до 0,0006). Нетрудно, однако, заметить, что перечисленные отклонения обладают двумя особенностями:

1) отклонения графически осредненных профильных поляр от интерполированных имеют выпадающий характер;

2) там, где имеет место расхождение поляр, графически осредненные поляры лежат правее поляр, полученных в результате интерполирования по толщинам, т. е. графически осредненные поляры дают преувеличенные значения c_{xp} .

Указанные особенности могут быть объяснены несколько худшим состоянием поверхности тех моделей, для которых получились расхождения поляр. Многократные испытания каждой отдельной модели проводились в сравнительно короткий промежуток времени, и небольшие дефекты в состоянии поверхности, оставшиеся незамеченными, могли оказать систематическое влияние на результаты многократных испытаний. Этот вывод можно подтвердить следующими соображениями. Для профиля НАСА-2208 на основе наших материалов

* Для трех симметричных профилей B сим—12%, НАСА-0012 и RAF-30—12% окончательные профильные поляры были получены графическим осреднением многократных испытаний.



Фиг. 4

Г. А. Гуржиенко произвел по точным методам расчет минимального профильного сопротивления для двух положений точки перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние: одно положение точки перехода соответствовало фактическому ее положению, полученному из опыта, а для другого случая точка перехода была принята в точке минимума давления.

В первом случае при $Re = 1,7 \times 10^6$ $c_{xp \min}$ получился равным 0,0068 (что в точности совпадает с обработанными вышеуказанным способом данными весовых испытаний), а во втором — значение $c_{xp \min}$ составило 0,0093, т. е. за счет перемещения точки перехода в точку минимума давления (что практически могло бы быть вызвано ухудшением состояния поверхности) коэффициент профильного сопротивления увеличился на 0,0025.

Мы видели, что ни в одном случае отклонение осредненной профильной поляры от интерполированной не превышало величины 0,0009. Сопоставление этой цифры с результатом, полученным Г. А. Гуржиенко, позволяет заключить, что отмеченные отклонения осредненных профильных поляр могли быть вызваны сравнительно малозаметным ухудшением состояния поверхности моделей, повлиявшим на положение точки перехода. Кроме того, по общему характеру отклонений можно заключить, что в пяти случаях (профили D-2—14%, Clark-YH—11 и 17%, NACA-23017 и RAF-38—16%) преимущественное влияние оказало ухудшение состояния и нижней поверхности модели и в четырех (профили D-2—17%, NACA-23011, NACA-23020 и RAF-38—12,66%) — верхней.

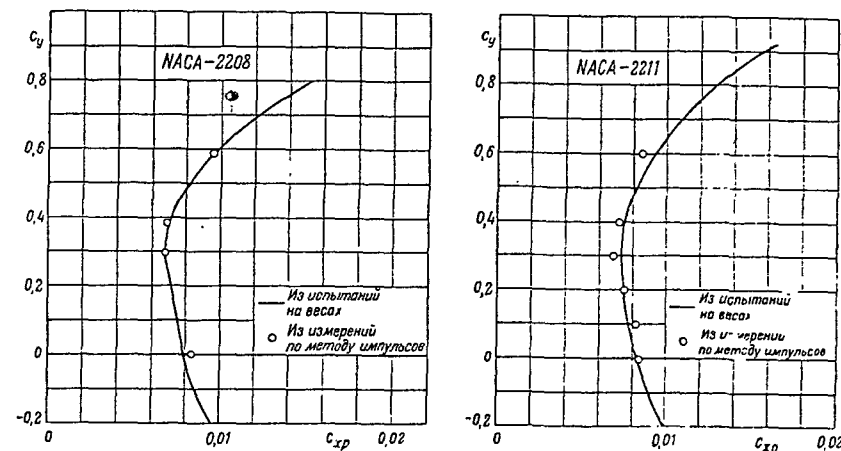
Поскольку в рассмотренных девяти случаях отклонения имели явно выраженный систематический характер, а в остальных двадцати семи случаях интерполированные и осредненные поляры полностью совпали, можно признать, что профильные поляры получены с достаточной точностью.

Для более полного изучения вопросов точности эксперимента один из профилей (NACA-2211) в процессе многократных испытаний всех моделей был испытан более 20 раз.

Полученные данные позволяют с достаточной уверенностью заключить, что при принятой нами методике получения профильных поляр ошибка в значениях c_{xp} в области $c_{xp \min}$ (практически наиболее важной) не должна в среднем превышать величины $\pm 0,0003$. Эту точность следует признать достаточной для сравнения профилей, так как по данным наших испытаний разность значений $c_{xp \min}$ между „худшим“ и „лучшим“ профилями одинаковой толщины составляет в среднем 0,0015. Есть все основания считать, что фактическая ошибка даже меньше $\pm 0,0003$, так как расположение профилей в порядке возрастающих значений $c_{xp \min}$ по данным испытаний на весах подтверждается расчетами профильного сопротивления, основанных на использовании данных по распределению давления (см. главу „Определение максимальных коэффициентов подъемной силы профилей при больших числах Рейнольдса“).

Публикуемые в атласе материалы по экспериментальным замерам границ области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние также находятся в качественном соответствии с результатами испытаний на весах.

Выше упоминалось о той работе, которая была проделана по уточнению систематических поправок (индукция трубы и пр.). Для оценки успешности этой работы представляло интерес сопоставить данные испытаний на весах с результатами измерений по методу импульсов, который, как известно, дает возможность непосредственного определения профильного сопротивления. По условиям времени испытания по методу импульсов были сделаны только для двух моделей: NACA-2208 и NACA-2211. На фиг. 5 даны участки весовых профильных поляр для этих профилей и кружками отмечены точки, полученные по методу импульсов*. Результаты сопоставления весовых данных и данных, полученных по методу импульсов, следует признать вполне удовлетворительными.



Фиг. 5

Построение поляр для прямоугольного крыла при $\lambda = 5$ было выполнено по способу, аналогичному тому, который применялся при построении кривых $c_y = f(\alpha)$ и $c_m = f(c_y)$. Средние участки поляр были получены пересчетом интерполированных профильных поляр и продолжены до $c_{y \max}$ и $c_{y \min}$ в соответствии с первоначальными экспериментальными кривыми для $\lambda = 5$.

* Обработка испытаний по методу импульсов проведена под наблюдением М. С. Филиппова и Е. К. Бучинской.

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОПРАВКИ НА ПЕРЕХОД К $c_{y \max}$ СЕЧЕНИЯ

При аэродинамическом расчете монопланного крыла принимается гипотеза о независимости работы отдельных сечений крыла. Характеристики сечений соответствуют, очевидно, характеристикам прямоугольных крыльев при $\lambda = \infty$.

Материалы, необходимые для расчета монопланного крыла, даны в атласе (профильные поляры и сводные диаграммы $c_y = f(\alpha)$ при различных значениях $\alpha - \alpha_0$ для $\lambda = \infty$; кривые $c_m = f(c_y)$ от удлинения не зависят).

В основе методов расчета $c_{y \max}$ для монопланного крыла также должны лежать значения $c_{y \max}$ для сечений. Методы расчета $c_{y \max}$ монопланного крыла изложены в Т. Реп. NACA № 572 и 627. Между тем при испытании прямоугольного крыла с $\lambda = 5$ значение $c_{y \max}$ является средним для всего крыла, и оно, естественно, не соответствует $c_{y \max}$ сечения для данного профиля.

В американских лабораториях поправка на переход к $c_{y \max}$ сечения установлена еще в 1937 г.*. Проведенная в ЦАГИ А. М. Глинкиной** работа также указала на необходимость внесения поправки на переход к $c_{y \max}$ сечения. Нами этот вопрос был дополнительно изучен, причем для определения $c_{y \max}$ сечения был использован непосредственный метод испытаний на распределение давления. В процессе этих исследований было установлено, что в трубе эллиптического типа кривая распределения циркуляции по размаху прямоугольного крыла существенно отличается от теоретической. Характер этих отличий указывает на то, что в нашем случае поправка на $c_{y \max}$ сечения должна быть больше той, которую, например, применяют в США для трубы переменной плотности, имеющей круглое сечение.

Кроме того, указанное изменение в распределении циркуляции должно влиять и на характер кривой $c_y = f(\alpha)$ в области $c_{y \max}$, сообщая ей по большей части более плавный характер (отсутствие резкого срыва c_y).

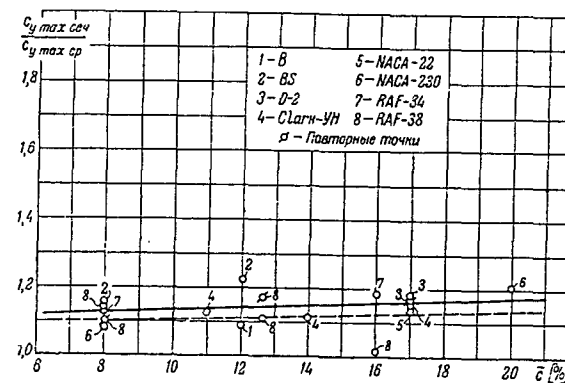
Нами было испытано на распределение давления в области больших углов атаки значительное число моделей, сдвинутых в одном (центральном) сечении. По результатам этих испытаний были вычислены значения c_y и построены кривые $c_y = f(\alpha)$ для центрального сечения.

* E. N. Jacobs and A. Sherman. Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds Number. T. Rep. NACA, № 586, 1937.

** А. М. Глинкина. Влияние формы концов крыла на его аэродинамические характеристики. Труды ЦАГИ, вып. 474, 1940 г.

Сопоставление полученных значений $c_{y \max}$ с данными испытаний на весах позволило установить поправку на переход к $c_{y \max}$ сечения для нашей трубы*.

На фиг. 6 для профилей различных серий и разных толщин представлена зависимость отношения $c_{y \max}$ сечения к $c_{y \max}$, полученному



Фиг. 6

из испытаний на весах. Опытные точки дают некоторый разброс, но с известным приближением можно провести через них среднюю прямую (на графике — сплошная линия). Следует признать, что точки для BS—12° и RAF-38—16° имеют явно выпавший характер. Из графика видно, что величина поправки растет вместе с увеличением толщины (1,12 для $\alpha = 8^\circ$ и 1,17 для $\alpha = 20^\circ$).

Несомненно, что полученная таким путем поправка на переход к $c_{y \max}$ сечения является пока поправкой первого приближения и в дальнейшем должна быть уточнена. В частности, эта поправка должна зависеть от характера кривой $c_y = f(\alpha)$ в области $c_{y \max}$. Поправка на переход к $c_{y \max}$ сечения была внесена в результаты испытаний всех профилей (во всех случаях величина поправки бралась по осредняющей прямой). На всех диаграммах, где даны поляры и кривые $c_y = f(\alpha)$, а также на диаграммах для $c_m = f(c_y)$ и $\bar{x}_d = f(c_y)$

* Испытания на распределение давления были проведены при меньшей скорости потока ($Re = 1,2 \times 10^6$), в то время как основные испытания на весах проводились при большей скорости ($Re = 1,7 \times 10^6$). В связи с этим при определении поправки на $c_{y \max}$ сечения были проведены дополнительные испытания на весах при $Re = 1,2 \times 10^6$. При

вычислении отношения $\frac{c_{y \max \text{ сеч}}}{c_{y \max \text{ ср}}}$ оба значения $c_{y \max}$ брались при одинаковом значении числа Re .

проведены пунктирные линии, соответствующие значениям $c_{y \max}$ сечения (та же поправка применялась и для $c_{y \min}$). Для тех профилей, которые были испытаны на распределение давления в области $c_{y \max}$, даны верхние участки кривых $c_y = f(\alpha)$ для сечения. Они построены следующим образом: прямолинейный участок кривой $c_y = f(\alpha)$ для $\lambda = 5$ был пересчитан на $\lambda = \infty$ [фактически это построение проводилось при помощи описанных выше графиков $c_y = f(\bar{c})$ при различных значениях $(\nu - \alpha_0)$] и продолжен до $c_{y \max}$ сечения в соответствии с той формой кривой, которая была получена из испытаний на распределение давления.

Из просмотра материалов атласа можно установить, что кривые $c_y = f(\alpha)$ в области $c_{y \max}$ для $\lambda = 5$ и для сечения по характеру существенно отличаются между собой.

Аналогичная поправка на переход к $c_{y \max}$ сечения была принята и для результатов испытаний крыльев со щитками. Учитывая, однако, относительно большую роль нижней поверхности в создании подъемной силы для крыльев со щитками, поправка на переход к сечению для крыльев со щитками была соответственно уменьшена, так как $c_{y \max}$ определяется срывом на верхней поверхности (на фиг. 6 поправка для крыльев со щитками дана пунктирной прямой). Уменьшение это было сделано на основании анализа данных по распределению давления для крыльев со щитками*.

Для каждой серии в разделах сводных диаграмм даны кривые $c_{y \max} = f(\bar{c})$. Эти кривые даны для характеристик прямоугольного крыла с $\lambda = 5$ и для сечения как со щитками, так и без них. Величина прироста $c_{y \max}$ за счет щитков ($\Delta c_{y \max}$) на этих диаграммах дана только для сечений.

Для некоторых профилей в атласе даны диаграммы распределения давления на больших углах атаки. Для этой цели был использован непосредственный экспериментальный материал. Значения $c_{y \max}$ сечения, определенные на основании этих диаграмм, могут вообще несколько отличаться от $c_{y \max}$ сечения, указанных на полях для тех же профилей, — в пределах того разброса точек, который имеет место на фиг. 6. Диаграммы распределения давления на больших углах атаки могут быть использованы, с одной стороны, для анализа явления отрыва потока, а с другой — для изучения изменений характера нагрузки крыла на критических углах атаки.

В соответствии с принятой поправкой на $c_{y \max}$ сечения были продолжены также и кривые $c_m = f(c_y)$ и $\bar{x}_a = f(c_y)$. Продолжение этих кривых до $c_{y \max}$ сечения показано пунктиром.

Для приведенных в атласе данных испытаний профилей со щитками был использован непосредственный экспериментальный материал

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

без его интерполяционной обработки. Некоторому уточнению подверглись лишь сами значения $c_{y \max}$ при $\delta_{\text{щ}} = 60^\circ$ в соответствии с результатами, полученными при исследовании зависимости $c_{y \max}$ от числа Re.

4. ИСПЫТАНИЯ НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ

В атласе для двадцати семи профилей публикуются диаграммы распределения давления в области малых и средних углов атаки ($c_y = -0,1; 0; 0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,6$ и $0,8$)

Методика обработки результатов этих испытаний была достаточно подробно рассмотрена в предыдущей нашей работе*, где представлены и самые материалы испытаний (за исключением случаев $c_y = -0,1$ и $0,8$).

Испытания на распределение давления были проведены в одном (центральном) сечении крыла. Число дренажных отверстий в сечении было около 40. Диаграммы распределения давления для указанных значений c_y построены на основе интерполяционной обработки экспериментальных данных. Сопоставление результатов интерполяционной обработки с результатами повторных испытаний дало достаточно удовлетворительный результат. Возможная ошибка в определении значения минимального коэффициента давления \bar{p}_{\min} составляет** примерно $\pm 0,03$.

Приведенные материалы по распределению давления использованы в атласе для определения критических чисел Маха** (по теории С. А. Христиановича) и для расчета минимальных значений коэффициентов профильного сопротивления на больших числах Рейнольдса.

5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГРАНИЦ ОБЛАСТИ ПЕРЕХОДА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ИЗ ЛАМИНАРНОГО В ТУРБУЛЕНТНОЕ СОСТОЯНИЕ

В атласе публикуется обширный экспериментальный материал по замеру границ области перехода пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное.

* Б. А. Ушаков, П. П. Красильщиков, А. К. Волков и А. Н. Грегорьевский. Материалы по распределению давления по профилям и использование их при выборе профиля крыла скоростного самолета Труды ЦАГИ, вып. 487, 1940 г.

** В упомянутой нашей работе (Труды ЦАГИ, вып. 487) при оценке точности определения $Ma_{кр}$ и $V_{кр}$ не была учтена возможная ошибка за счет некоторой приближенности самого метода определения критических чисел Маха. Учитывая же указанную выше точность определения \bar{p}_{\min} и приближенность метода определения критических чисел Маха, возможную ошибку в определении $V_{кр}$ следует оценить величиной порядка $15-20$ км/час.

Эта большая работа была проделана М. С. Филипповым под общим руководством Е. М. Минского. Замеры проводились с помощью специального пневматического насадка, перемещавшегося на координатнике вдоль поверхности крыла. Методика эксперимента по замеру точки перехода описана в отчетах о работах конференции по физической аэродинамике (см. ТВФ, № 7—8, 1939 г.).

Опыты показывают, что в трубах область перехода получается довольно затянутой и не всегда отчетливо выраженной. Особенно это имеет место для нижней поверхности крыла. Поэтому на части графиков данные по нижней поверхности отсутствуют, так как границы области перехода не могли быть установлены.

Несомненно, что приведенные материалы по точке перехода дадут в дальнейшем возможность расширить наши знания по аэродинамике профиля (в отношении связи сопротивления с геометрическими параметрами, с эпюрой распределения давления и пр.).

6. СРАВНЕНИЕ С ИСПЫТАНИЯМИ В ДРУГИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

В заключение следует остановиться на вопросе сравнения данных наших испытаний с результатами испытаний тех же профилей в других трубах.

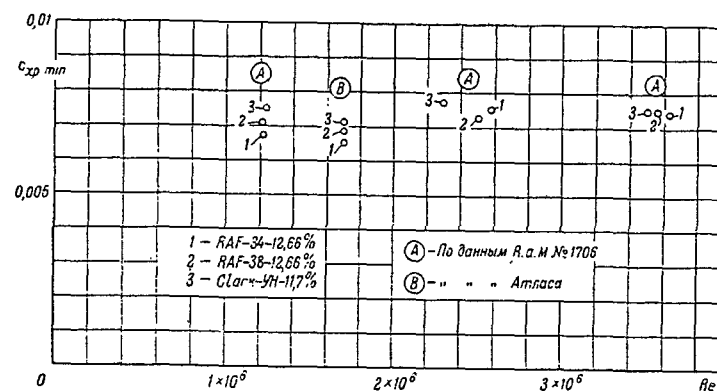
Из всего сказанного выше ясно, что каждая труба обладает такими специфическими особенностями, что непосредственное сравнение для очень многих характеристик является по существу неправильным. Так, например, нельзя сравнивать наши значения $c_{y \max}$ для прямоугольных крыльев при $\lambda = 5$ с данными других труб. Но после введения поправки на переход к $c_{y \max}$ сечения это сравнение оказывается возможным, и, как можно видеть из главы „Определение основных аэродинамических характеристик профиля при больших числах Рейнольдса“, наши данные достаточно хорошо согласуются с данными американских лабораторий. Однако полученные нами значения $\frac{dc_y}{d\alpha}$ для $\lambda = 5$ и $\lambda = \infty$ ниже, чем по американским исследованиям.

Пониженное значение $\frac{dc_y}{d\alpha}$ есть общее свойство труб с открытой рабочей частью.

Примерно так же обстоит дело и с сравнением значений $c_{xp \min}$, при определении которых большую роль, с одной стороны, играют фак-

торы, характеризующие точность эксперимента в данной трубе, а с другой—структура пограничного слоя на крыле (положение и размеры области перехода).

В качестве главным образом иллюстративного примера на фиг. 7 дана диаграмма с точками $c_{xp \min}$ для профилей Clark-YH ($\bar{c} = 11,7\%$),



Фиг. 7

RAF-34 ($\bar{c} = 12,66\%$) и RAF-38 ($\bar{c} = 12,66\%$) по данным испытаний их в английской трубе переменной плотности*.

Здесь же нанесены точки по данным наших испытаний [взяты из графиков $c_{xp \min} = f(\bar{c})$]. Значения $c_{xp \min}$ для наших и английских испытаний получились одного порядка.

Ряд характеристик, однако, в меньшей мере зависит от специфических особенностей трубы. К этим характеристикам можно отнести значения α_0 и c_{m_0} . По опубликованным данным составлена табл. 1.

Как видим, совпадение данных по этим характеристикам является вполне удовлетворительным (наибольшее расхождение для α_0 составляет $0,3$ для профиля RAF-34).

* E. F. Reiff and others. Tests of six aerofoil sections at various Reynolds numbers in the compressed air tunnel. ARC R. a. M. № 1706.

Таблица 1

	Clark-YH (11,7%)		NACA-2212		NACA-23009		NACA-23012		NACA-23015		NACA-23018		RAF-34 (12,66%)		RAF-38 (12,66%)	
	α_0	c_{m_0}	α_0	c_{m_0}	α_0	c_{m_0}	α_0	c_{m_0}	α_0	c_{m_0}	α_0	c_{m_0}	α_0	c_{m_0}	α_0	c_{m_0}
Атлас	-1°,9	0,030	-1°,8	0,027	-1°,2	0,009	-1°,2	0,008	-1°,2	0,006	-1°,2	0,005	-1°,1	0,006	-2°,1	0,038
VDT — NACA	-1°,9	0,027	-1°,8	0,029	-1°,1	0,009	-1°,2	0,008	-1°,1	0,008	-1°,2	0,006	-0°,8	0,006	—	—
CAT — ARC	-1°,8	0,033	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	-0°,8	0,005	-2°,0	0,044

Данные по американской трубе переменной плотности (VDT) взяты из Т. Реп. № 628.

Данные по английской трубе переменной плотности (CAT) взяты из R. a. M. № 1706.

Данные для атласа взяты по сводным графикам $\alpha_0 = f(\bar{c})$ и $c_{m_0} = f(\bar{c})$.

В английские и американские данные для α_0 профиля Clark-YH внесена поправка на угол между касательной и внутренней хордами. Знак c_{m_0} принят положительным на пикирование.

Е. М. МИНСКИЙ

РАСЧЕТ МИНИМАЛЬНОГО ЗНАЧЕНИЯ ПРОФИЛЬНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРИ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

ВВЕДЕНИЕ

Профильное сопротивление крыла существенно зависит от числа Рейнольдса, принимающего в летных условиях значения порядка $(10 \div 20) \times 10^6$ и выше. Испытания же профилей, вошедших в атлас, проведены при $Re \approx 1,7 \times 10^6$. Желательно поэтому указать какой-либо метод пересчета данных, полученных в аэродинамической трубе, на условия природы. Нам известен лишь один способ подобного пересчета, а именно сетка, предложенная Ф. Г. Глассом в 1936 г.*. Однако эта сетка, полученная на основании статистической обработки экспериментальных данных, в настоящее время сильно устарела. Работы же по дальнейшему уточнению сетки нельзя еще считать законченными.

С другой стороны, может быть указан приближенный метод расчета величины минимального профильного сопротивления (режим максимальной скорости) для любых значений числа Рейнольдса.

Расчет этот основан на использовании экспериментально замеченного распределения давления по профилю. Таким образом, переход от испытаний в трубе к натурным условиям производится, исходя не из испытаний на аэродинамических весах, а из измеренного распределения давления. Наличие экспериментальных и расчетных данных позволяет осуществить их взаимный контроль.

1. РАСЧЕТ СОПРОТИВЛЕНИЯ

Сопротивление крылового профиля в основном определяется: касательными силами, вызываемыми вязкостью обтекающего профиля воздуха (сопротивление трения), и отличием реального распределения давления от потенциального (сопротивление формы).

Для расчета сопротивления трения можно воспользоваться методами теории пограничного слоя. Приемы такого расчета трудоемки, но не представляют принципиальных трудностей. Для расчета необходимо знать распределение давления и местоположение точки перехода пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное. Сопротивление формы также может быть определено по известному распределению давления. Многочисленные экспериментальные данные показывают, что в области малых углов атаки распределение давления мало зависит от числа Рейнольдса и состояния пограничного слоя.

* Ф. Г. Г л а с с. О влиянии масштабного эффекта на зависимость профильного сопротивления от геометрических параметров профиля. Труды ЦАГИ, № 286, 1936 г.

Поэтому для расчета пограничного слоя можно пользоваться распределением давления, полученным в трубе.

Местоположение точки перехода существенно зависит от числа Рейнольдса и распределения давления по профилю. Ниже мы подробно изложим современные сведения по этому вопросу.

Для того, чтобы вычислить величину полного сопротивления, не разделяя его на сопротивление трения и формы, можно воспользоваться приближенной формулой Сквайра и Юнга (полученной в результате рассмотрения теоремы импульсов), связывающей сопротивление с характеристиками пограничного слоя.

Для упрощения расчета пограничного слоя можно предложить стандартные сетки, приведенные Сквайром и Юнгом* и уточненные впоследствии Федяевским и Горощенко**.

Идея создания таких сеток основывается на том, что сопротивление современного профиля мало отличается от сопротивления трения плоской пластины. Поэтому его можно в первом приближении представить в виде произведения удвоенного сопротивления трения плоской пластины с площадью, равной площади крыла, на некоторый коэффициент, зависящий от формы профиля, положения точки перехода ламинарного слоя в турбулентное состояние и числа Рейнольдса.

Величину сопротивления плоской пластины можно рассчитать для различных значений числа Рейнольдса и положения точки перехода. На фиг. 8,а показано изменение удвоенного коэффициента сопротивления пластины с ростом числа Рейнольдса. Параметром сетки является координата точки перехода, отсчитываемая от передней кромки пластины и отнесенная к длине пластины.

Переходный коэффициент, учитывающий форму профиля, зависит в первую очередь от его толщины и положения точки перехода.

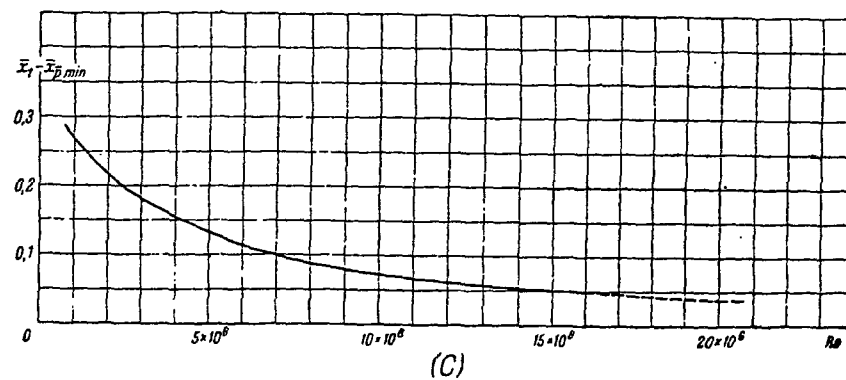
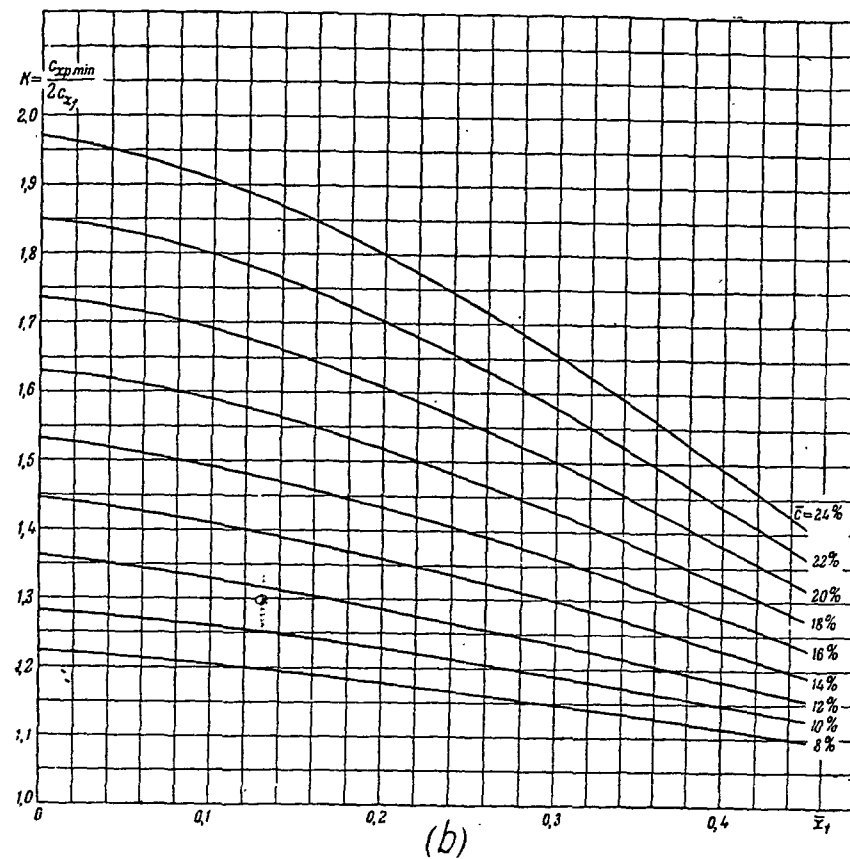
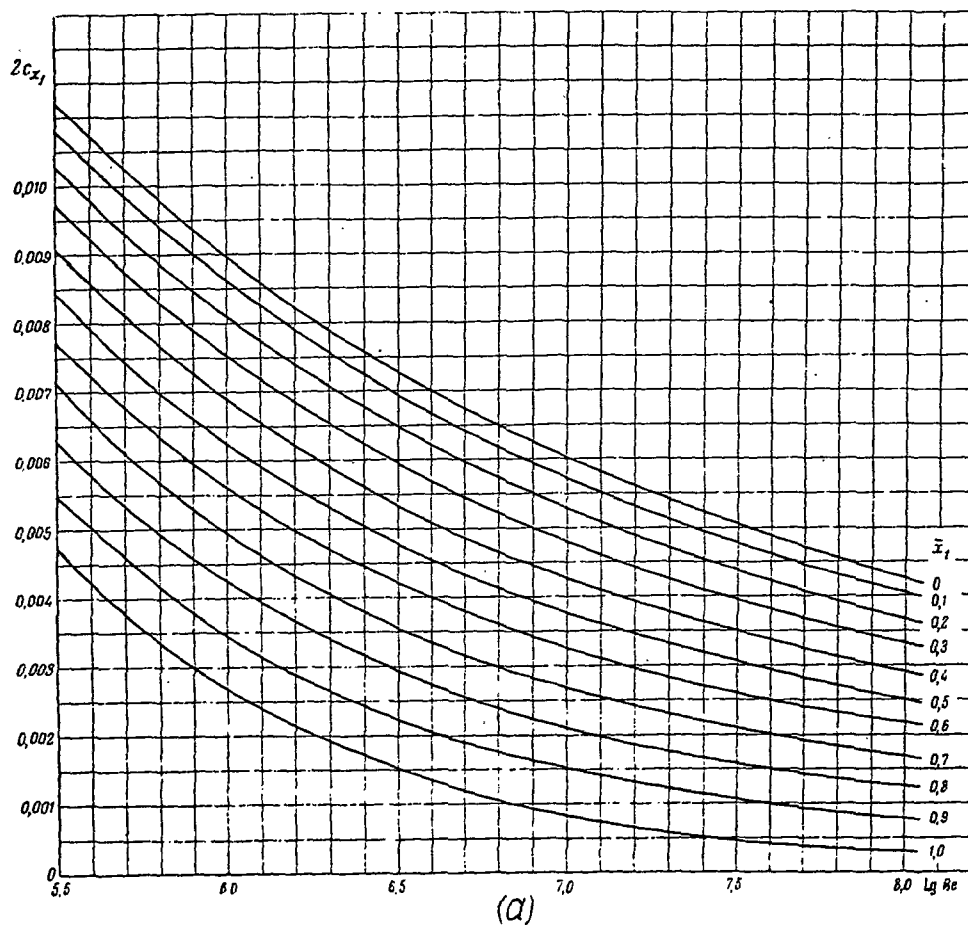
Вычисление этого коэффициента было произведено Сквайром и Юнгом для двух профилей с относительной толщиной 14 и 25% при различных положениях точки перехода и при различных числах Рейнольдса. Значения для промежуточных толщин были получены интерполяцией. При этом была установлена независимость переходного коэффициента от числа Рейнольдса при больших значениях последнего

* A. B. Squire and A. D. Joung. Calculation of the profile drag of airfoils. ARC R. a. M. № 1838, 1939.

** Подробное изложение метода дано в статье К. К. Федяевского и Б. Т. Горощенко „Расчет профильного сопротивления крыла“ (ТВФ, № 7, 1940 г.), из которой нами заимствованы приводимые ниже расчетные графики.

Графики для расчета $c_{xp \min}$

Для расчета минимального значения коэффициента профильного сопротивления на графике *c* находим по заданному положению минимума давления на верхней поверхности ($\bar{x}_{p \min \text{ верхн}}$) координату точки перехода ($\bar{x}_t \text{ верхн}$). Положение точки перехода на нижней поверхности определяем по формуле $\bar{x}_{t \text{ нижн}} = \frac{2 \times 10^6}{Re}$. Вычисляем полусумму координат точек перехода $\bar{x}_{t \text{ ср}} = \frac{\bar{x}_{t \text{ верхн}} + \bar{x}_{t \text{ нижн}}}{2}$. По известным значениям $\bar{x}_{t \text{ ср}}$ находим по графику *a* величину $2c_{xf}$, а по графику *b* величину k . Искомый коэффициент сопротивления равен произведению k на $2c_{xf}$, т. е. $c_{xp \min} = k2c_{xf}$.



Фиг. 8

и при заданном положении точки перехода. Число Рейнольдса влияет лишь косвенно, вызывая перемещение точки перехода. Сетка переходных коэффициентов, уточненная расчетами Федяевского и Горощенко, показана на фиг. 8, *b*. Величина переходного коэффициента дана в зависимости от координаты точки перехода, а параметром сетки является относительная толщина профиля. При расчете за положение точки перехода берется полусумма координат точек перехода на верхней и нижней поверхностях крыла.

Таким образом, пользование сетками при заданном положении точки перехода весьма просто и не требует почти никаких вычислений.

Пользуясь этими сетками, необходимо помнить о некоторых их недостатках, а именно: предлагаемые сетки получены с помощью расчета по приближенной формуле, причем расчет сделан только для двух случайно выбранных, средних по типу профилей. Поэтому пользоваться сетками можно лишь при расчете сопротивления профилей, близких к лежащим в основе сетки, а именно профилей современного типа, минимум давления которых лежит на 5—30% хорды от передней кромки. Расчет применим лишь в области минимальных сопротивлений (режим максимальных скоростей).

Так как в атласе приведены результаты испытаний профилей именно такого типа, мы считали возможным вести расчет по сеткам. То обстоятельство, что сетки получены по расчету всего двух профилей, несколько сглаживает при пользовании ими разницу между различными профилями.

2. ПЕРЕХОД ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ИЗ ЛАМИНАРНОГО СОСТОЯНИЯ В ТУРБУЛЕНТНОЕ

Как уже указывалось, существенную роль при определении сопротивления играет положение точки перехода пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное. Например, при числе $Re = 10 \times 10^6$ сопротивление пластины, обтекаемой турбулентным потоком, в 14 раз больше сопротивления пластины, обтекаемой ламинарным потоком.

Основным фактором, определяющим положение точки перехода, является число Рейнольдса; далее на ее положение влияют состояние поверхности, распределение давления по профилю, определяемое его геометрическими характеристиками, и степень турбулентности набегающего потока.

В последние годы проводились многочисленные опыты по определению положения точки перехода на различных современных профилях при различных числах Рейнольдса в трубах и полете.

Во всех опытах точка перехода на верхней поверхности оказалась лежащей позади минимума давления в области положительных градиентов давления. С ростом числа Рейнольдса точка перехода передвигается вперед, но ни в одном опыте (числа Рейнольдса до 15×10^6)

не переходит в область отрицательных градиентов давления. Это естественно, так как толщина слоя при наличии отрицательных градиентов нарастает медленнее, а движение в таком слое устойчивее, нежели при положительных или нулевых градиентах.

Движение точки перехода с изменением числа Рейнольдса в области положительного градиента зависит от величины последнего. Таким образом, для выявления законов, определяющих положение точки перехода, необходимо учитывать величину числа Рейнольдса, положение минимума давления и величину положительного градиента давления на профиле.

Обработка существующих экспериментальных данных, проведенная Бикнеллом*, показала возможность получения эмпирической зависимости между параметрами, связывающими все указанные факторы. Однако вычисление с помощью этой зависимости координат точки перехода требует дополнительных, весьма трудоемких расчетов, причем точность этих расчетов невелика. Полученная эмпирическая зависимость применима лишь для определения положения точек перехода на верхних поверхностях крыльев, характеризующихся резко выраженным минимумом давления и значительными отрицательными градиентами.

Влияние величины градиента статического давления на положение точки перехода учитывается в зависимости, данной Бикнеллом, косвенно через положение точки отрыва ламинарного пограничного слоя, которое необходимо вычислить предварительно. Основная трудность использования зависимости Бикнелла как раз и заключается в необходимости проведения этих расчетов.

Между тем, как показывают эксперименты, влияние градиента давления невелико, и перемещения точки перехода, как правило, лежат в пределах точности определения ее координат.

Учитывая это обстоятельство и полагая, что основным фактором, определяющим положение точки перехода на верхней поверхности, является положение минимума давления, мы указали** эмпирическую зависимость между расстоянием от минимума давления до точки перехода и числом Рейнольдса, построенную по всем известным экспериментальным данным.

Эта кривая приведена на фиг. 8, *c*. Она проведена до $Re = 15 \times 10^6$ через экспериментальные точки и продолжена на участок до 20×10^6 через несколько точек, рассчитанных по кривой Бикнелла. Так как кривая фиг. 8, *c* не учитывает влияния положительных градиентов давления, пользование ею несколько сглаживает индивидуальность различных профилей. Разница между профилями определяется при пользовании этой кривой лишь положением минимума давления на профиле.

* J. S. Bicknell. The correlation of boundary layer transition data. Journal of the Aeronaut. Sciences, v. 6, № 5, 1939.

** Е. М. Минский. Приближенный расчет положения точки перехода ламинарного слоя в турбулентное состояние. ТВФ, № 7, 1940 г.

Пользоваться этой кривой для определения положения точки перехода на верхней поверхности крыла можно при расчете современных профилей, минимум давления которых располагается на 5—30% хорды от носика профиля.

На нижних поверхностях крыльев, особенно в области минимального сопротивления, распределение давления обычно напоминает распределение давления по плоской пластине и отличается малыми градиентами с размытым, неотчетливым минимумом давления (см., например, распределение давления по нижней поверхности крыла серии В с относительной толщиной 8% при $c_y = 0,2$, стр. 28).

Точки перехода, полученные экспериментально для нижних поверхностей крыльев, обычно не удовлетворяют ни эмпирической зависимости Бикнелла, ни кривой фиг. 8, с. В настоящее время нет сколь угодно достоверных зависимостей, определяющих положение точки перехода на нижних поверхностях крыльев. Поэтому вычислять положение точки перехода на нижней поверхности приходится, задаваясь критическим значением числа Рейнольдса. Для пластины оно равно приблизительно 2×10^6 при числах Рейнольдса опыта выше $(8 + 9) \times 10^6$. В этом случае координата точки перехода на нижней поверхности равна:

$$\bar{x}_{l \text{ нижн}} = \frac{Re_{кр}}{Re} = \frac{2 \times 10^6}{\frac{Vb}{\nu}},$$

где $\bar{x}_{l \text{ нижн}}$ — отношение длины ламинарного участка к хорде,

V — скорость набегающего потока,

ν — кинематический коэффициент вязкости,

b — хорда профиля.

В тех случаях, когда кривая распределения давления на нижней поверхности имеет отчетливый минимум, следует пользоваться и для нижней поверхности кривой, приведенной на фиг. 8, с, например, для крыла серии НАСА-22 с относительной толщиной 11% при $c_y = 0,2$ (стр. 150).

Отметим, что при определении точки перехода на верхней поверхности по кривой фиг. 8, с, а на нижней по критическому числу Рейнольдса различие в сопротивлении двух профилей определяется только различием в положении минимума давления на верхней поверхности этих профилей.

Таким образом, при расчете сопротивления по заданному положению минимума давления на верхней поверхности и числу Рейнольдса, для которого надо определить сопротивление, находим по кривой фиг. 8, с положение точки перехода на верхней поверхности. Далее, по критическому числу Рейнольдса вычисляем положение точки перехода на нижней поверхности. Вычисляем полусумму длин ламинарных участков на верхней и нижней поверхностях и по фиг. 8, а и 8, б находим величины $2c_{xf}$ и k для заданного числа Рейнольдса и толщины профиля. Перемножение величин $2c_{xf}$ и k дает искомое значение $c_{xp \text{ min}}$.

Пример. В виде примера вычислим сопротивление профиля В-12% при $Re = 15 \times 10^6$ и $c_y = 0,2$. Положение минимума давления на верхней поверхности определяем по таблице, приведенной на стр. 31:

$$\bar{x}_{p \text{ min}} = 0,22.$$

По кривой фиг. 8, с при $Re = 15 \times 10^6$:

$$\bar{x}_l - \bar{x}_{p \text{ min}} = 0,06; \quad \bar{x}_{l \text{ верхн}} = 0,28.$$

На нижней поверхности:

$$\bar{x}_{l \text{ нижн}} = \frac{2 \times 10^6}{15 \times 10^6} = 0,13.$$

Среднее положение точки перехода:

$$\bar{x}_{l \text{ ср}} = \frac{1}{2} \bar{x}_{l \text{ верхн}} + \frac{1}{2} \bar{x}_{l \text{ нижн}} = 0,2.$$

Удвоенный коэффициент сопротивления плоской пластины (фиг. 8, а) $2c_{xf} = 0,00493$. Переходный коэффициент (фиг. 8, б) $k = 1,285$. Искомый коэффициент профильного сопротивления $c_{xp} = 1,285 \times 0,00493 = 0,00633$.

При расчете сопротивления по указанному методу следует помнить и о его точности. Изменение длины ламинарного участка на 1% хорды влечет за собой изменение сопротивления на 1—2% в зависимости от толщины профиля и общей длины ламинарного участка. Между тем ошибка в определении положения точки перехода по кривой фиг. 8, с может достигать 4—5% хорды, что ведет к возможной ошибке в расчете сопротивления порядка 6—8%.

При пользовании приведенными расчетами не следует забывать, что они имеют силу лишь для очень гладких крыльев. Естественно, что такие крылья должны быть полностью освобождены от таких источников возмущений движения в пограничном слое, как заклепки, листы внахлест и т. п. Предлагаемый расчет неприменим также для частей крыла, находящихся в струе винта. В настоящее время едва ли можно указать требуемую точность обработки поверхности крыла. Однако некоторые приближенные расчеты допустимых высот бугорков шероховатости поверхности могут быть проведены на основании теории пограничного слоя*. Приведем формулу, полученную Федяевским на основании аналогичных расчетов:

$$\frac{h}{b} = 17,8 \left(\frac{x}{b} \right)^{0,1} \frac{1}{Re^{0,9}}.$$

* К. К. Федяевский. Расчет трения поверхностей с местной и общей шероховатостью. Труды ЦАГИ, вып. 250, 1936 г.

В этой формуле h — высота бугорка шероховатости,
 x — расстояние от передней кромки.

Допустимая высота шероховатости слабо возрастает с расстоянием от передней кромки, причем надо иметь в виду, что формула непригодна в непосредственной близости к носу профиля. При расчетах следует брать среднее значение при $\frac{x}{b} = 0,2 \div 0,3$.

Вычисляя по формуле допустимую высоту для $\frac{x}{b} = 0,3$, хорды $b = 3$ м при $Re = 20 \times 10^6$, находим $h = 0,013$ мм — величину весьма малую, но выполнимую для современных покрытий, бугорки шероховатости которых имеют высоту порядка 0,004—0,020 мм.

Если поверхность крыла будет несколько менее гладкой, то возможно передвижение точки перехода к передней кромке профиля. Однако маловероятно перемещение ее в область отрицательных градиентов давления. При несколько худшем выполнении поверхности можно ожидать положения точки перехода в области минимума статического давления.

Поэтому полезно параллельно с расчетом сопротивления, проводимым указанным выше способом, вычислить также величину сопротивления, соответствующую положению точек перехода на верхней и нижней поверхностях в точках минимума давления. Такой расчет дает вероятный верхний предел искомого сопротивления.

3. РАСЧЕТНЫЕ ГРАФИКИ

Нами проведено вычисление сопротивления указанными двумя способами для всех крыльев, по которым получено распределение давления для $Re = 10 \times 10^6$, 15×10^6 и 20×10^6 . Наши расчеты сделаны для значений c_y , близких к оптимальным значениям $c_{y, opt}$, полученным при испытании профилей в трубе, хотя с ростом числа Рейнольдса значения $c_{y, opt}$ могут несколько меняться.

На нижней поверхности большинства крыльев, рассчитанных нами, имело место размытое распределение давления, подобное распределению давления по плоской пластине. Поэтому при расчете по первой схеме мы во всех случаях вычисляли положение точки перехода на нижней поверхности по критическому числу Рейнольдса.

Оказалось, что для профиля RAF-38 с относительной толщиной 8% и для профилей серии BS с относительными толщинами 8 и 14% при $Re = 20 \times 10^6$ вычисленная таким образом точка перехода попала в область отрицательных градиентов давления. В этих случаях сопротивление было вычислено в предположении, что точка перехода лежит в точке минимума давления, с тем чтобы не нарушать единообразия принятой схемы расчета.

Расчетные данные были затем интерполированы по толщинам.

В результате этой интерполяции построены сетки для каждой серии профилей, приведенные на стр. 41, 67, 101, 131, 163, 195, 225, 255 и 279.

На левом графике дан расчет в предположении точки перехода, удовлетворяющий для верхней поверхности кривой фиг. 8, с, а для нижней — критическому $Re = 2 \times 10^6$. На правом графике показаны величины, полученные в предположении совпадения точек перехода на обеих поверхностях с положением минимума давления. Сетки даны для толщины, изменяющихся через 2%.

На левом графике показаны, кроме расчетных кривых, также экспериментальные данные, полученные на весах, и пунктирные кривые, связывающие опытные и расчетные точки. Для проведения этих переходных кривых необходимо было проверить совместность расчетных и опытных данных о сопротивлении. С этой целью для большинства приводимых в атласе профилей было определено положение точки перехода для числа $Re = 1,7 \times 10^6$, при котором производились все испытания для атласа.

Эксперимент позволил выявить некоторые свойства переходной области на малых моделях, испытываемых в трубе, поток которой обладает известной степенью турбулентности.

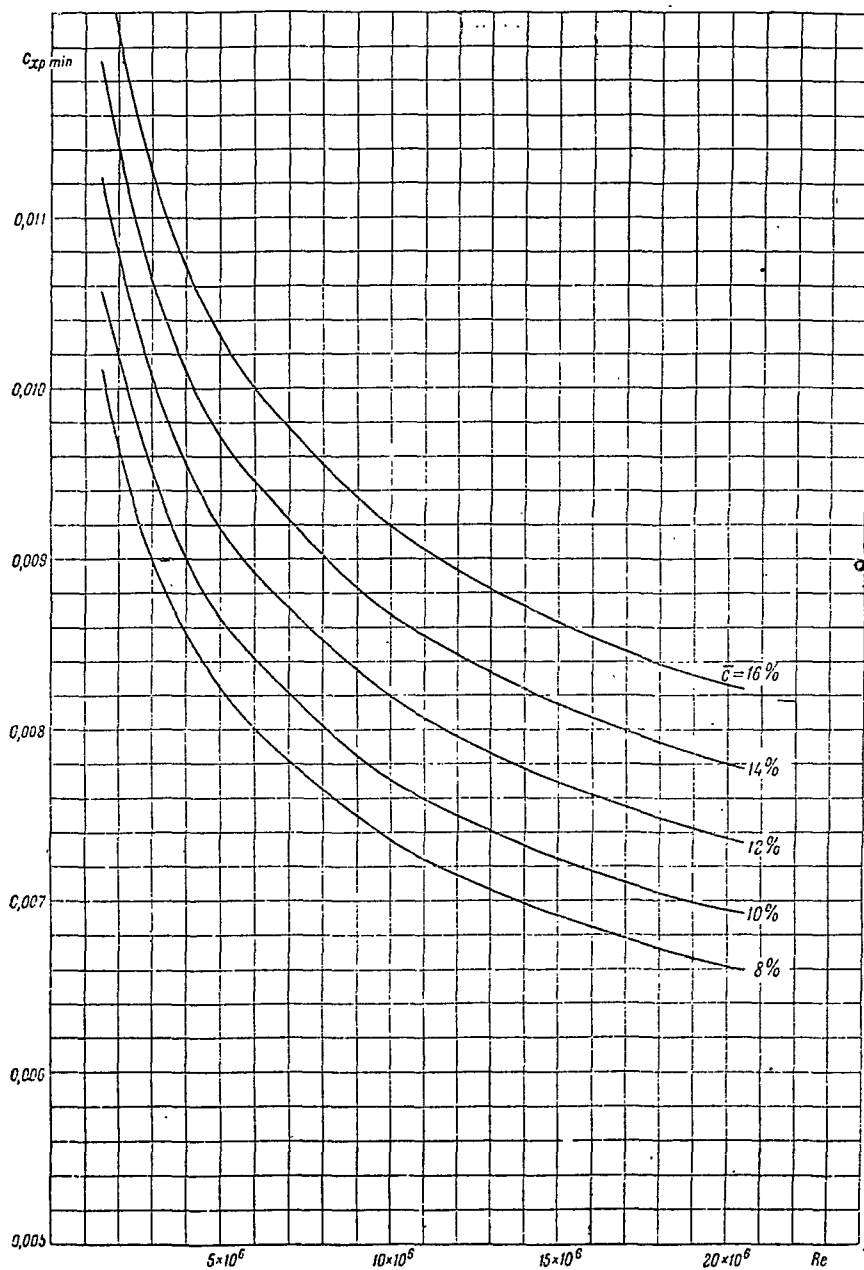
Оказалось, что ширина области перехода в условиях трубы значительно шире, нежели в полете. Если в летных условиях ширина области перехода не превышает 5—10%, то при эксперименте в трубе она достигает 10—20% на верхней поверхности и 40—60% — на нижней.

На нижней поверхности во многих случаях определение границ переходной области становится совершенно недостоверным.

Графики, демонстрирующие перемещение границ переходной области на верхней (сплошные кривые) и нижней (пунктирные кривые) поверхностях с ростом c_y , для всех испытанных крыльев приведены на стр. 38, 64, 98, 128, 160, 192, 222, 252 и 276.

Столь значительная ширина переходной области делает несколько неопределенным положение точки перехода, вносимое в дальнейший расчет. При расчете за точку перехода принималась, как обычно, середина переходной области. С помощью этих экспериментальных данных мы вычислили сопротивление испытанных профилей при $Re = 1,7 \times 10^6$.

В большинстве случаев расхождение между опытными и расчетными данными оказалось невелико; лишь для отдельных профилей (профили серии Clark-YH и профиль NASA-2217) расчетные данные значительно превысили опытные. Это расхождение может быть объяснено малой точностью определения координат точки перехода в трубе, некоторым ухудшением состояния поверхности моделей при определении точки перехода по сравнению с их состоянием во время испытаний на весах, проводившихся в разное время, и, наконец, снижением точности при расчете сопротивления профилей, испытанных в аэродинамической трубе.



Считая совпадение достаточным для подтверждения приемлемости принятого расчета, мы соединили опытные точки пунктирными кривыми с расчетной точкой для $Re = 10 \times 10^6$.

Для уточнения проведения пунктирных кривых мы вычислили также коэффициент сопротивления, соответствующий $Re = 5 \times 10^6$ и 8×10^6 , однако расчет для этих значений менее точен, о чем следует помнить при пользовании пунктирными участками кривых.

Практическое применение приведенных графиков не представляет труда.

Для заданного числа Рейнольдса и толщины профиля мы определяем по левому и правому графикам два значения сопротивления.

При расчете сопротивления рекомендуется пользоваться левым графиком, полученным в предположении оптимального положения точки перехода на крыле. Поэтому этот график на чертежах отмечен словами „Основной расчет“ (первый вариант расчета). Графики, помещенные на правой стороне листа, дают вероятный верхний предел сопротивления гладкого крыла. Поэтому ими следует пользоваться лишь для оценки возможного возрастания сопротивления вследствие недостаточно хорошей отделки крыла (второй вариант расчета).

Наконец, предельная величина сопротивления гладкого крыла может быть определена в предположении, что оно целиком покрыто турбулентным слоем. Соответствующие значения сопротивления для различных толщин при различных числах Рейнольдса можно приблизительно определить по фиг. 9.

Сопротивления различных профилей, вычисленные для чисел Рейнольдса 10×10^6 и 20×10^6 , оказались мало отличающимися между собой. Этого и следовало ожидать, так как уменьшение доли ламинарного трения с ростом чисел Рейнольдса естественно должно сглаживать разницу между профилями. Кроме того, предложенный метод расчета также несколько сглаживает разницу между различными профилями. Различие между вычисленными сопротивлениями лучшего и худшего профилей толщиной в 14% не превышает 7–8% величины сопротивления; эта величина несколько возрастает с ростом относительной толщины профиля.

Столь малое различие между профилями делает сравнение их недостаточно надежным. Однако сравнение контролируется тем обстоятельством, что порядок серий профилей при расположении их по возрастающим сопротивлениям совпадает для всех рассчитанных случаев с порядком, установленным испытаниями на аэродинамических весах. Осуществляемый таким образом взаимный контроль расчетных и экспериментальных данных позволяет с уверенностью указать лучшие и худшие серии профилей.

Фиг. 9. Изменение коэффициента минимального профильного сопротивления в функции числа Рейнольдса для профилей разной толщины при чисто турбулентном пограничном слое.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНЫХ КОЭФИЦИЕНТОВ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ПРОФИЛЕЙ ПРИ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

Почти все эксперименты для атласа проводились при $Re \approx 1,7 \times 10^6$; между тем число Рейнольдса, соответствующее посадке большинства современных самолетов, достигает $2,5 \div 6 \times 10^6$. Для корневых сечений крыла, а также для крупных самолетов числа Рейнольдса, соответствующие посадке, достигают еще большего значения. Отсутствие в настоящее время каких-либо расчетных методов определения $c_{y \max}$ при больших числах Рейнольдса на основании испытаний моделей крыльев при малых значениях Re побудило авторов поступить следующим образом: большинство моделей в области посадочных углов атаки было испытано при различных скоростях. Эти опыты были проведены в аэродинамической трубе Т-103, по своему типу весьма близкой к типу трубы Т-102. Исследования проводились в диапазоне чисел Рейнольдса от $Re \approx 1 \times 10^6$ до $Re \approx 2,5 \times 10^6$.

Полученные экспериментальные кривые были проэкстраполированы до больших чисел Рейнольдса. На возможность такого рода экстраполяции было указано К. Милликеном^{1*} в работе, опубликованной еще в 1934 г.

К. Милликен рекомендовал проводить опыты при различных числах Рейнольдса в аэродинамических трубах с малой турбулентностью потока, близкой к турбулентности потока в условиях полета.

Аэродинамические трубы, в которых проводились публикуемые исследования, удовлетворяют этому условию. Фактор турбулентности^{**} для трубы Т-103, в которой проводились опыты при различных числах Рейнольдса, равен 1,08, а для трубы Т-102, в которой проводились основные испытания, фактор турбулентности равен 1,25. В дальнейших подсчетах фактор турбулентности для обеих труб в среднем принят равным 1,17.

При выполнении экстраполяции полученных опытных зависимостей были использованы для сравнения результаты заграничных испытаний ряда профилей при больших числах Рейнольдса. Ниже приведен перечень профилей, результаты испытаний которых были использованы.

* Сноски цифрами — см. литературу на 318 стр.

** Фактором турбулентности (ТФ) потока в аэродинамической трубе принято называть частное от деления критического числа Рейнольдса для шара в условиях полета (в натуре) на критическое число Рейнольдса для шара в данной трубе, т. е.

$$TF = \frac{R_c \text{ в полете}}{R_c \text{ в трубе}} = \frac{385\,000}{R_c \text{ в трубе}}$$

В аэродинамических трубах с небольшой турбулентностью $TF = 1,0 \div 1,2$.

Профили серии NACA-230; испытания проведены в трубах VDT NACA^{2,3} и 5×7 м DVL⁴.

Профиль NACA-23012; испытания проведены в трубе FST NACA⁵.

Профиль NACA-2212; испытания проведены в трубе VDT NACA⁶.

Профиль Clark-YH — 11,7%; испытания проведены в трубах VDT NACA⁶ и CAT NPL⁷.

Профиль RAF-34 — 12,66%; испытания проведены в трубе CAT NPL⁷.

Профиль RAF-38 — 12,66%; испытания проведены в трубе CAT NPL⁷.

Профиль NACA-0012; испытания проведены в трубах VDT NACA², FST NACA⁸, 5×7 м DVL⁴ и CAT NPL⁹.

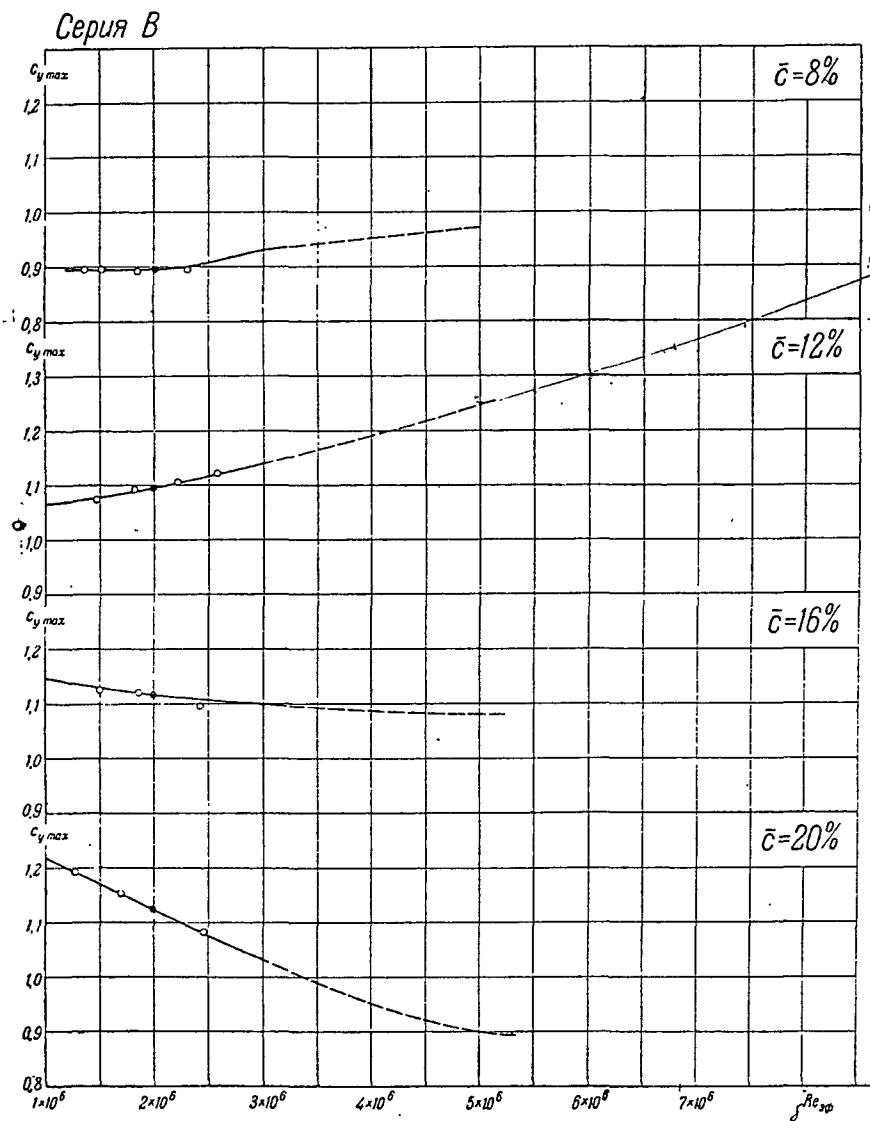
Как видно из приведенного перечня, материал, который мог быть использован в качестве вспомогательного, весьма ограничен: за исключением серии NACA-230 иностранный материал представляет собой испытания профилей с относительной толщиной $\bar{c} = 12\%$ или весьма близкой к ней. По сериям профилей, разработанным в ЦАГИ, иностранный материал отсутствует. Вследствие этого в большинстве случаев приходилось базироваться исключительно на материалах наших исследований.

Приведенные на последующих диаграммах опытные точки $c_{y \max}$ представляют собой характеристики „сечений“, полученные в результате проведения опытов на аэродинамических весах с введением поправки, указанной в главе по методике эксперимента. С целью повысить достоверность полученных зависимостей $c_{y \max} = f(Re)$ по ряду моделей при различных числах Рейнольдса было определено распределение давления в центральном сечении. Были испытаны следующие профили:

B — 12%	NACA-23020
B — 16%	RAF-38—8%
B — 20%	RAF-38—12,66%
D-2 — 17%	RAF-38—20%

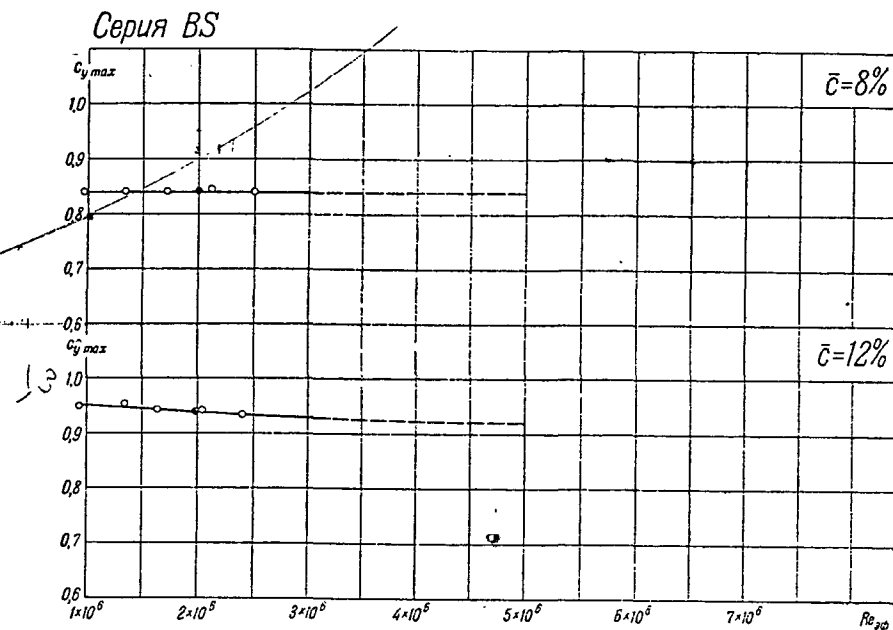
В характере зависимостей $c_{y \max} = f(Re)$, определенных из испытаний на аэродинамических весах и по методу распределения давления, было получено полное соответствие.

В процессе экстраполяции опытных данных для всех испытанных



Фиг. 10

серий профилей строились при различных значениях Re вспомогательные кривые $c_{y \max} = f(\bar{c})$. При сравнении полученных опытных данных с результатами заграничных испытаний была сделана попытка вос-



Фиг. 11

пользоваться „эффективным числом Рейнольдса — $Re_{эф}$ “, предложенным $NACA^2$, 5, 11, 12.

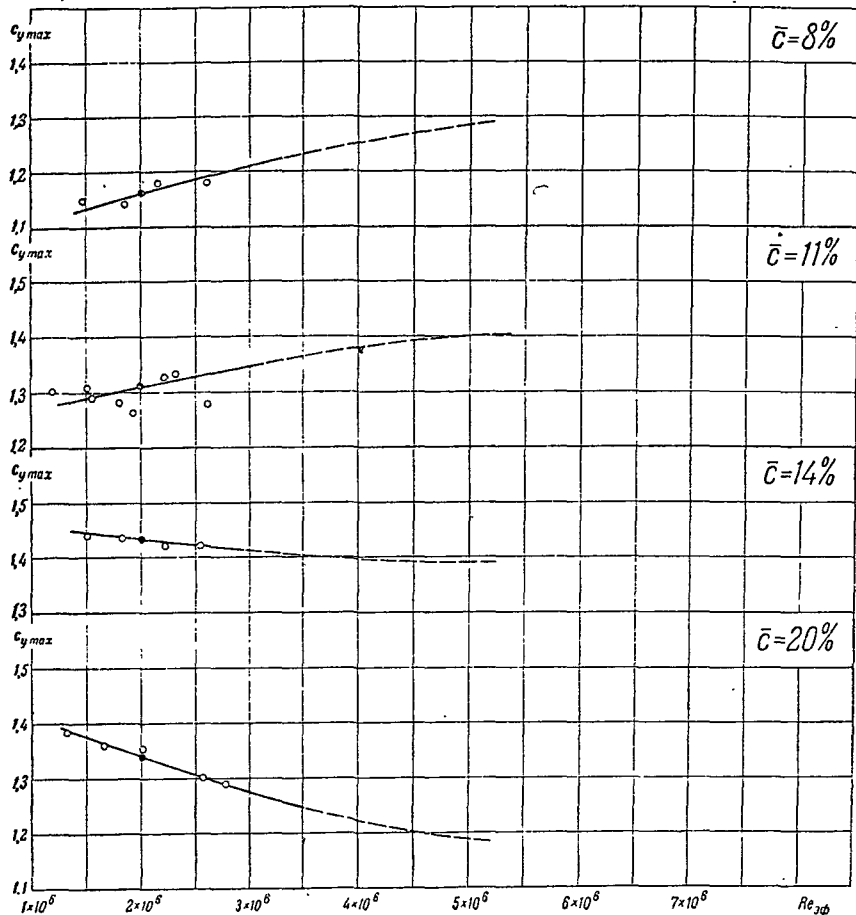
На фиг. 10, 11, 12, 13 и 14 для всех испытанных профилей приведены значения $c_{y \max}$ сечений в функции от $Re_{эф}$ с последующей экстраполяцией опытных зависимостей до $Re_{эф} = 5 \times 10^6$. Залитыми кружками обозначены значения $c_{y \max}$, полученные в результате осреднения испытаний, проведенных в обеих аэродинамических трубах при $Re = 1,7 \times 10^6$ ($Re_{эф} = 2 \times 10^6$); эти значения вошли в атлас в качестве „характеристик сечений“.

Кривые $c_{y \max \text{ сеч}} = f(Re)$, полученные в результате проведения опытов при различных скоростях, иногда проходили на построенных вспомогательных графиках немного выше или ниже осредненных значений $c_{y \max}$ (с некоторым смещением вдоль оси ординат). При построении графиков на фиг. 10—14 экспериментальные точки с внесенной поправкой на переход к $c_{y \max}$ сечения были подняты или опущены на величину указанного выше смещения, т. е. приведены в соответствие с принятым осреднением.

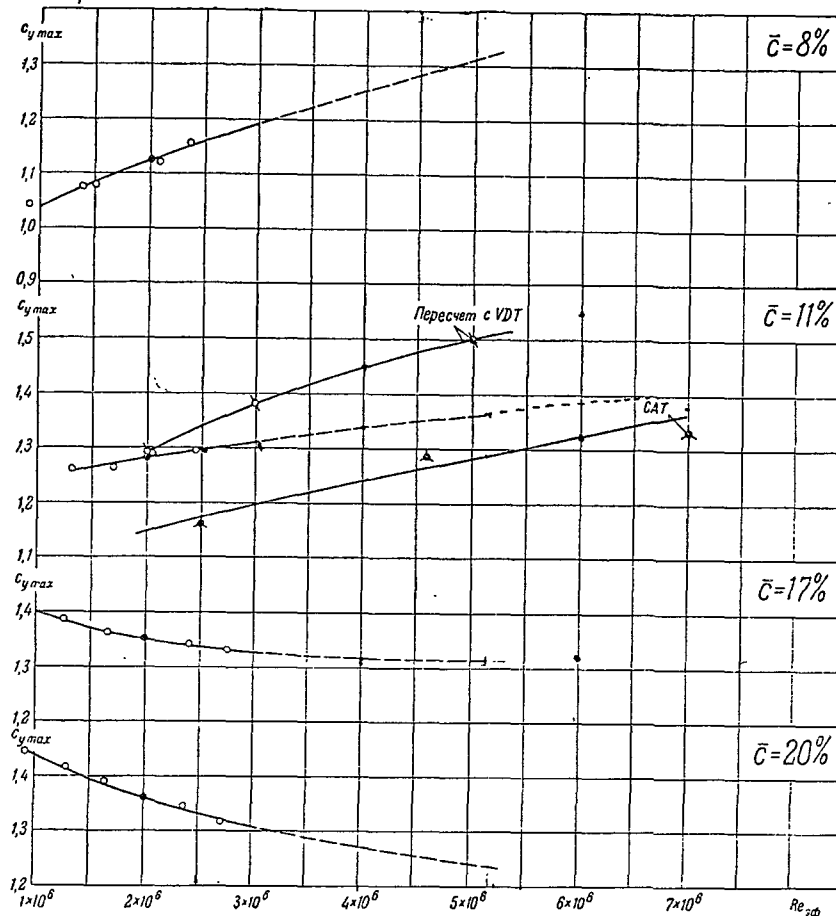
* Эффективным числом Рейнольдса называется число Рейнольдса опыта, умноженное на фактор турбулентности, т. е.

$$Re_{эф} = Re \times TF.$$

Серия D-2



Серия Clark-УН



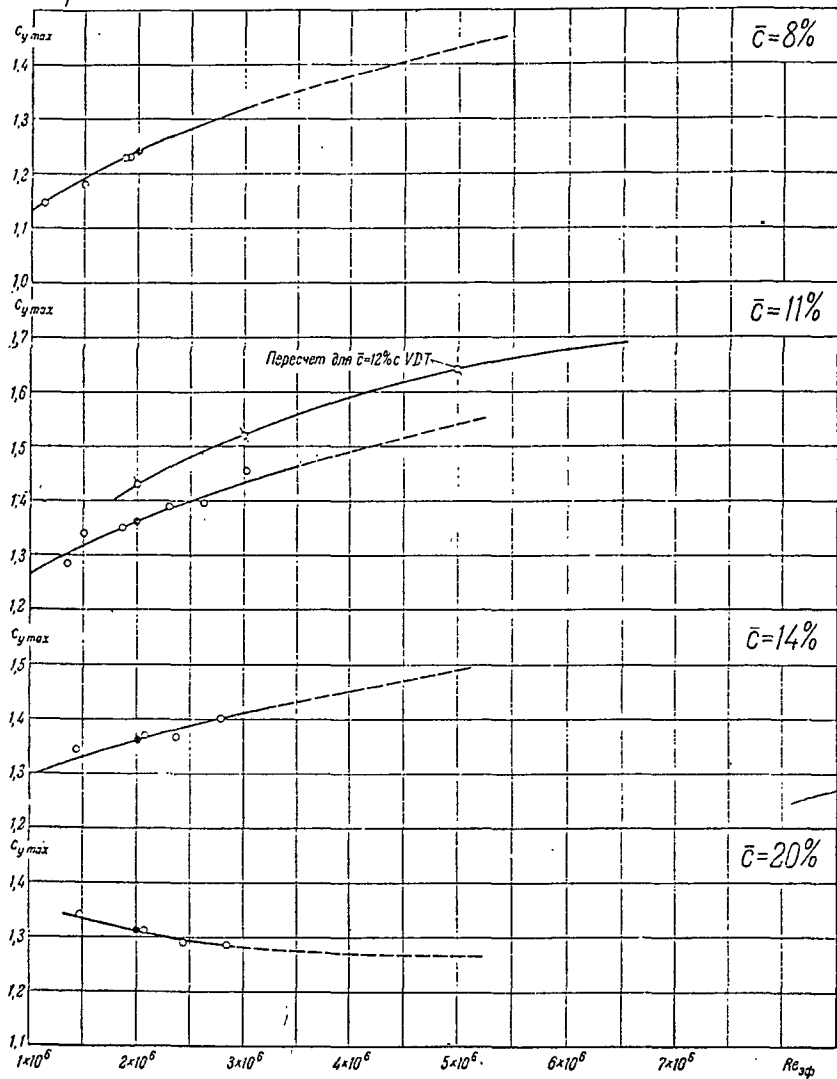
Фиг. 12

Соответствующие точки обозначены незалитыми кружками.

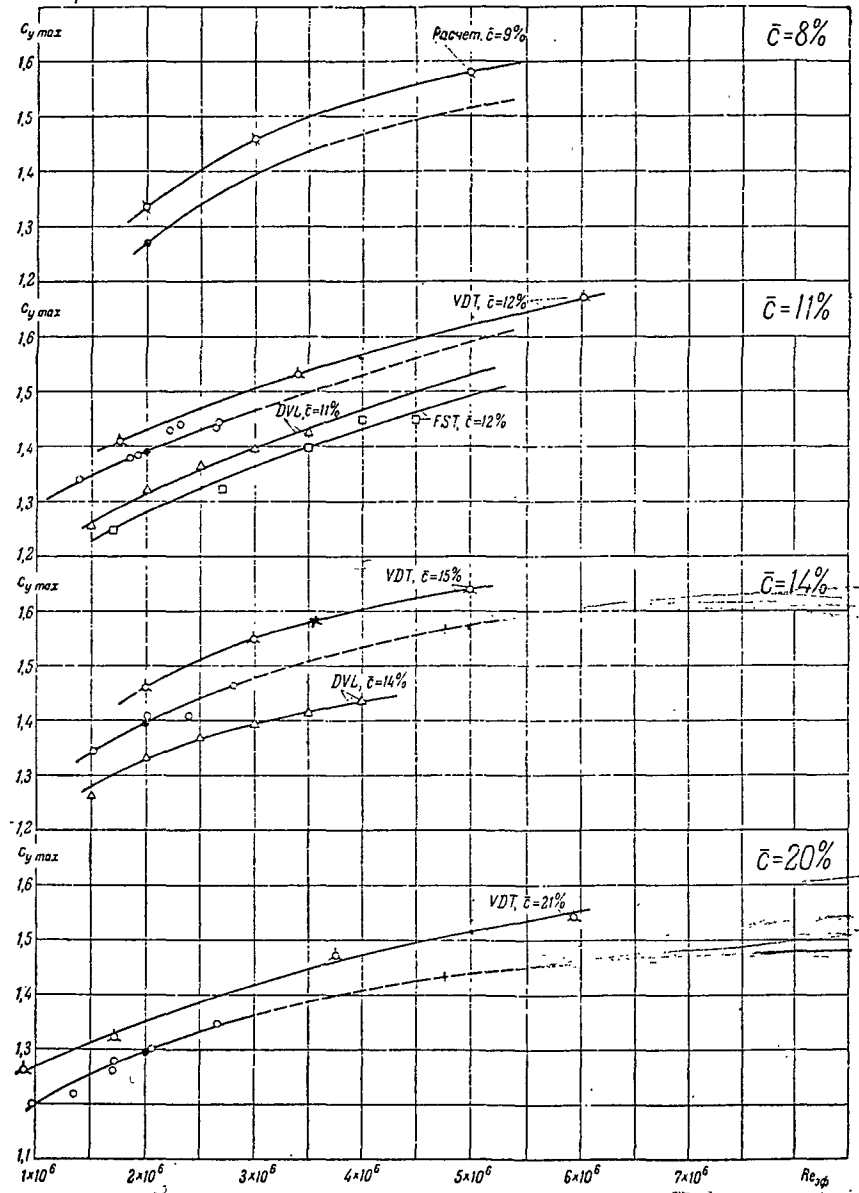
Значения $c_{y \max}$ сечений, полученные на основании опытов, проведенных в трубе VDT при различных значениях $Re_{эф}$, обозначены кружками с тремя черточками. Кружки с двумя черточками представляют собой характеристики сечений, полученные расчетным путем на основе опытов, проведенных в трубе VDT при $Re_{эф} \approx 8 \times 10^6$; расчеты были выполнены при помощи графиков, опубликованных в Т. Rep. NACA № 586². Остальные точки, указанные на диаграммах, представляют собой значения $c_{y \max}$, полученные непосредственно в результате испытаний прямо-

угольных крыльев. В трубе CAT испытывались прямоугольные модели с прямообрезанными торцами и с относительным размахом $\lambda=6$; модели, испытанные в трубе FST, имели такой же относительный размах, но торцы моделей были закруглены. В трубе DVL были испытаны прямоугольные модели с закругленными торцами и с $\lambda=5$. Для удобства сравнения результатов испытаний, проведенных в DVL, с данными ЦАГИ была сделана интерполяционная обработка материалов DVL, позволившая определить значения $c_{y \max}$ моделей с толщиной $\bar{c} = 11$ и 14%. На диаграммах испытаний профилей серии NACA-230 нанесены

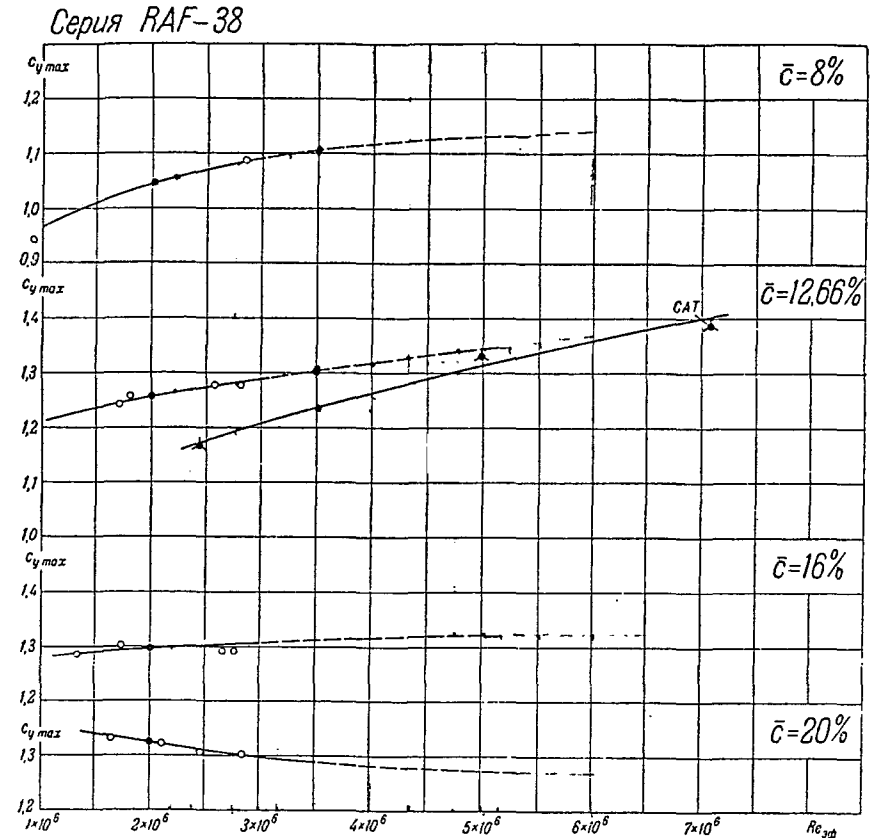
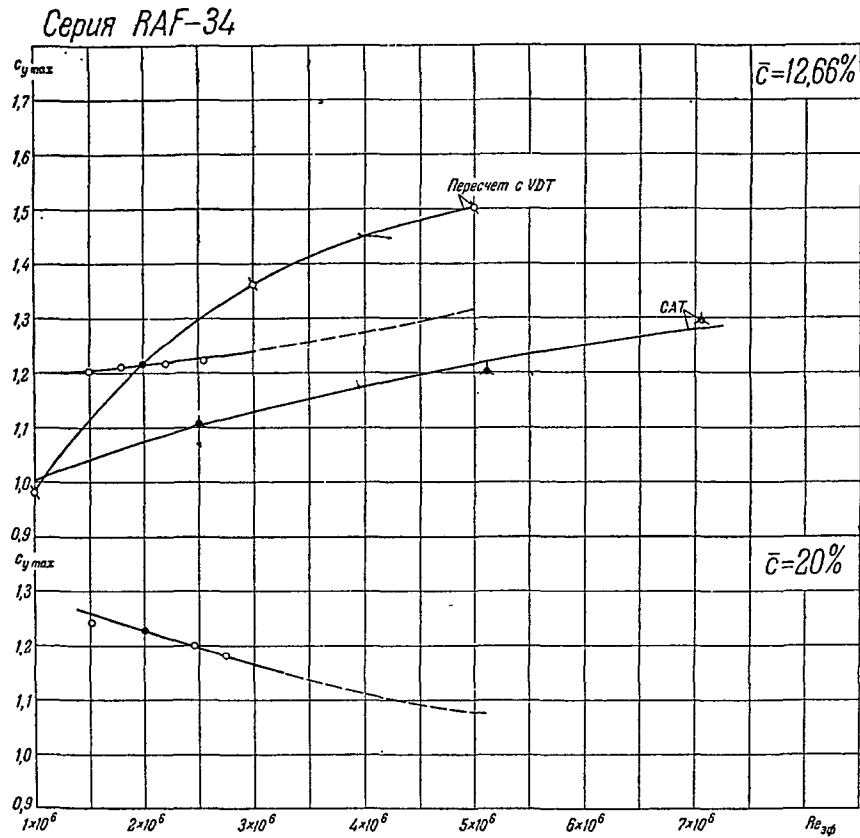
Серия NASA-22



Серия NASA-230



Фиг. 13



Фиг. 14

точки, полученные в результате интерполяции. Из рассмотрения диаграмм видно, что точки, соответствующие характеристикам сечений, как правило, располагаются выше значений $c_{y \max}$, соответствующих непосредственным опытным данным моделей с $\lambda = 5$ и 6. Последние могут быть использованы только для оценки вида кривых $c_{y \max} = f(Re_{эф})$.

Так как турбулентность потока зачастую существенно влияет на аэродинамические характеристики, то при сравнении значений $c_{y \max}$ профилей по материалам испытаний, проведенных в различных условиях, необходимо учитывать возможные влияния степени турбулентности потока на величину замеренных характеристик. С этой целью в табл. 1 приведены значения фактора турбулентности для аэродинамических труб, в которых проводились указанные выше заграничные испытания

Таблица 1

Труба	Фактор турбулентности (TF)
VDT NACA	2,64
FST NACA	1,1
CAT NPL	2
5×7 м DVL	1,1

Рассмотрение диаграмм показывает, что для серии NASA-230 полученные в результате опытов ЦАГИ кривые $c_{y \max} = f(Re_{эф})$ очень хорошо согласуются как с характеристиками сечений, полученными в трубе VDT для профилей с толщинами, близкими к испытанным в ЦАГИ, так и с характером кривых $c_{y \max} = f(Re_{эф})$, полученных на основе опытов, проведенных в трубах FST и DVL. Для этой серии профилей, характеризуемой положительной и вместе с тем значительной величиной производной $\frac{dc_{y \max}}{dRe}$ в области толщин $8\% \leq \bar{c} \leq 20\%$,

оказалось, что обработка материалов испытаний по эффективному числу Рейнольдса дает вполне удовлетворительные результаты.

В серии NASA-22 сопоставить опытные данные ЦАГИ с заграничными данными оказалось возможным лишь для профиля 2211, используя для сравнения результаты испытаний профиля 2212 в трубе VDT. Для этого профиля обработка материалов по эффективному числу Рейнольдса также оказалась вполне удовлетворительной. Следует отметить различный характер кривых $c_{y \max} = f(Re_{эф})$ для толстых профилей серий NASA-230 и NASA-22. У профилей серии NASA-230 значение $\frac{dc_{y \max}}{dRe} > 0$ для всех исследованных толщин, а у профилей

серии NASA-22 производная $\frac{dc_{y \max}}{dRe} > 0$ только у тонких профилей и у профилей со средней толщиной; у профиля NASA-2220 величина $\frac{dc_{y \max}}{dRe} < 0$. Отмеченные аэродинамические свойства, повидимому,

вызваны различиями в геометрических параметрах средних линий обеих серий. Максимальная вогнутость, определенная по средней линии для профилей серии NASA-230, убывает с увеличением толщины значительно больше, чем у профилей серии NASA-22. Значения $\bar{f}_{ср.л.}$ для тонких и толстых профилей обеих серий приведены в табл. 2.

Таблица 2

Серия	\bar{c} [%]	$\bar{f}_{ср.л}$ [%]
NASA-230	8	1,7
	20	0,7
NASA-22	8	1,9
	20	1,4

Из таблицы видно, что вогнутость толстых профилей серии NASA-22 на много больше вогнутости толстых профилей серии NASA-230.

В сериях Clark-YH, RAF-34 и RAF-38 оказалось возможным сравнить с заграничными данными лишь результаты испытаний профилей

с толщиной, близкой к 12%. При этом было обнаружено, что обработка материалов испытаний по $Re_{эф}$ уже не дает удовлетворительных количественных соответствий.

Значения производной $\frac{dc_{y \max}}{dRe_{эф}}$ у профилей, испытанных в трубах с различной степенью турбулентности, не совпадают, причем оказывается, что чем больше степень турбулентности, тем больше величина производной $\frac{dc_{y \max}}{dRe_{эф}}$.

Общим как для серий Clark-YH, RAF-34 и RAF-38, так и для серий В и D-2 является изменение характера зависимостей $c_{y \max} = f(Re_{эф})$: у тонких профилей величина $\frac{dc_{y \max}}{dRe_{эф}} > 0$, у профилей средней толщины

$\frac{dc_{y \max}}{dRe_{эф}} \approx 0$ и у толстых профилей $\frac{dc_{y \max}}{dRe_{эф}} < 0$.

Следует отметить, что у всех указанных серий максимальная вогнутость, определенная по средней линии, растет с увеличением толщины; исключением является лишь часть профилей серии D-2; у профилей этой серии при $\bar{c} \geq 14\%$ вогнутость достигает значительной величины, но при увеличении толщины вогнутость не изменяется.

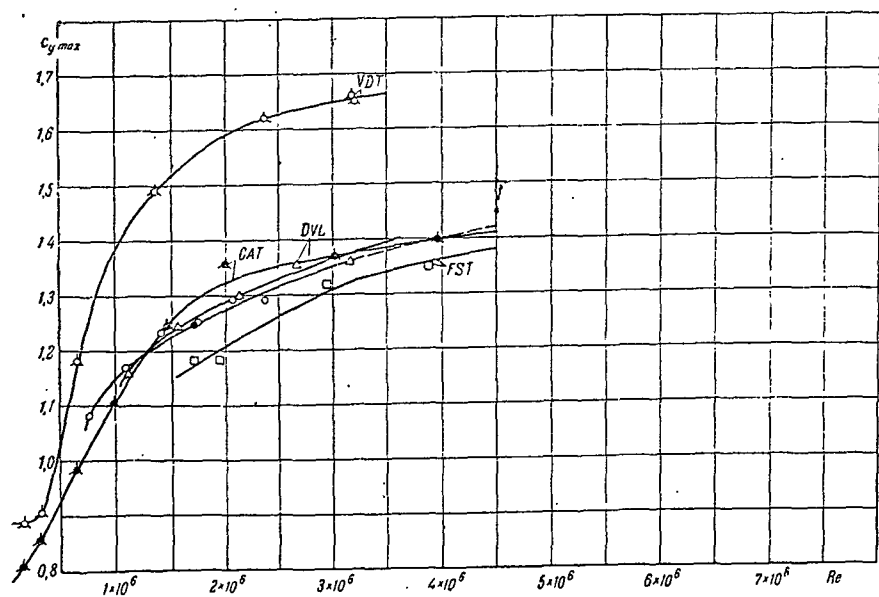
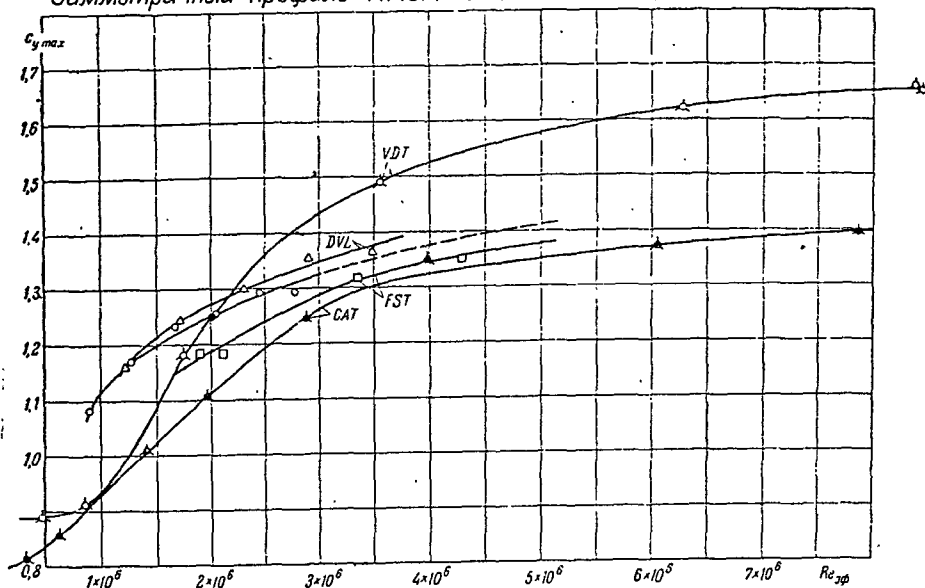
Как и следовало ожидать, значения $c_{y \max}$ для профилей серии BS весьма мало реагируют на изменение числа Рейнольдса, что, повидимому, вызвано почти полной фиксацией критических процессов в пограничном слое вследствие наличия достаточно острой передней кромки у крыльев с этими профилями.

Результаты испытаний симметричного профиля NASA-0012 были сопоставлены с материалами исследований этого профиля в трубах VDT, FST, CAT и DVL. Рассмотрение соответствующей диаграммы показывает удовлетворительное совпадение данных ЦАГИ с данными заграничных испытаний.

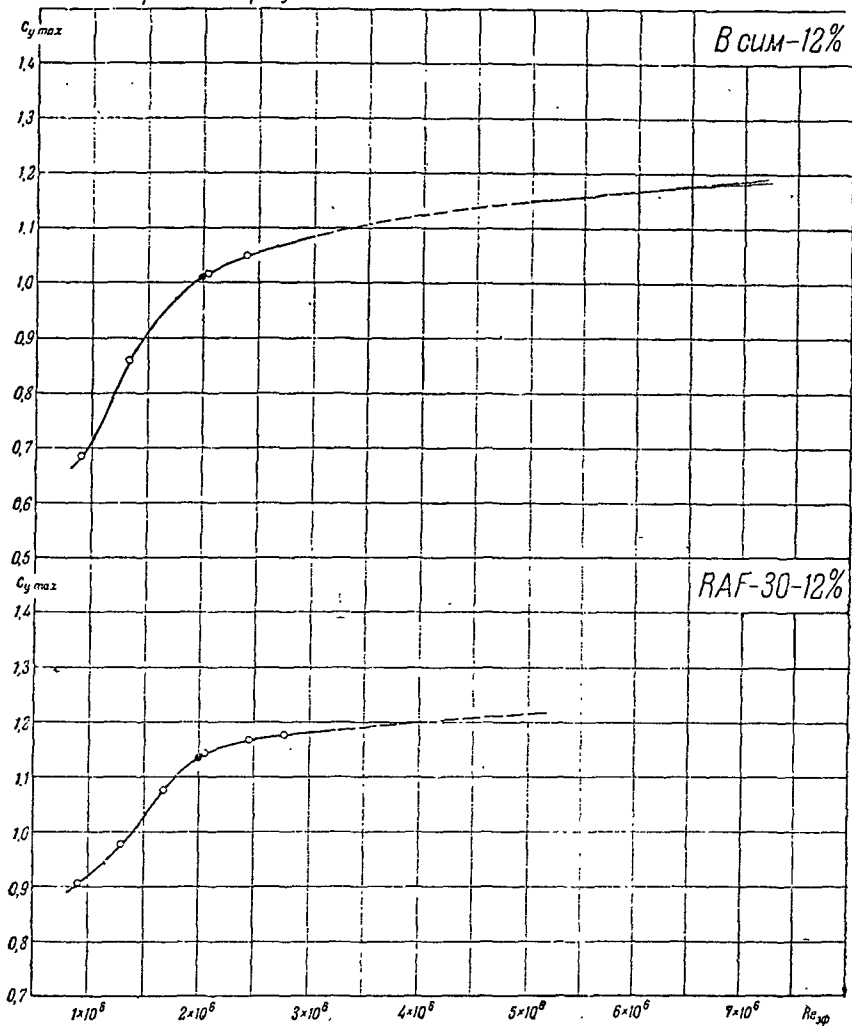
Проведенные исследования в общем подтвердили выводы работы, опубликованной в Трудах ЦАГИ, вып. 268¹⁰ и 339¹¹. В более широком диапазоне чисел Рейнольдса подтверждено влияние геометрии профиля на вид функциональных связей между $c_{y \max}$ и числом Рейнольдса. Показано, что пользоваться эффективными числом Рейнольдса при интерпретации опытных данных можно лишь для ограниченного круга профилей. Для иллюстрации последнего вывода нами приводятся результаты испытаний профилей NASA-0009, 0012 и 0018 в трубах VDT, FST, CAT и DVL.

Результаты испытаний профиля 0012 приведены на левой диаграмме фиг. 15; на последующих диаграммах приведены результаты испытаний профилей 0009 и 0018. Значения $c_{y \max}$ даны как в зависимости от $Re_{эф}$, так и в зависимости от Re . Рассмотрение диаграмм показывает, что если для профилей 0012 и 0018 обработка $c_{y \max}$ по $Re_{эф}$ еще до некоторой степени допустима, то для профиля 0009 обработка по $Re_{эф}$ не дает удовлетворительных результатов. В этом случае значительно

Симметричный профиль *NACA-0012*

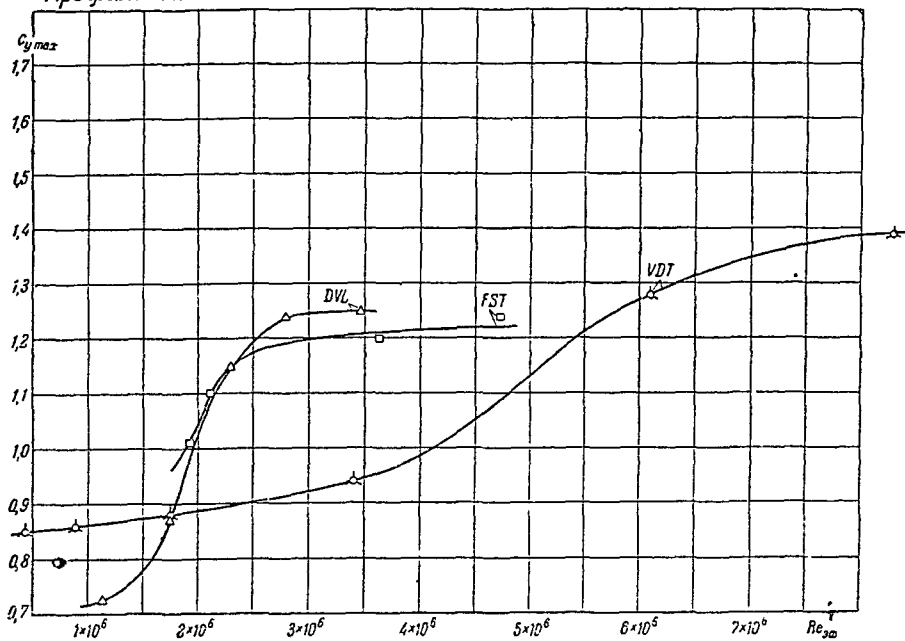


Симметричные профили

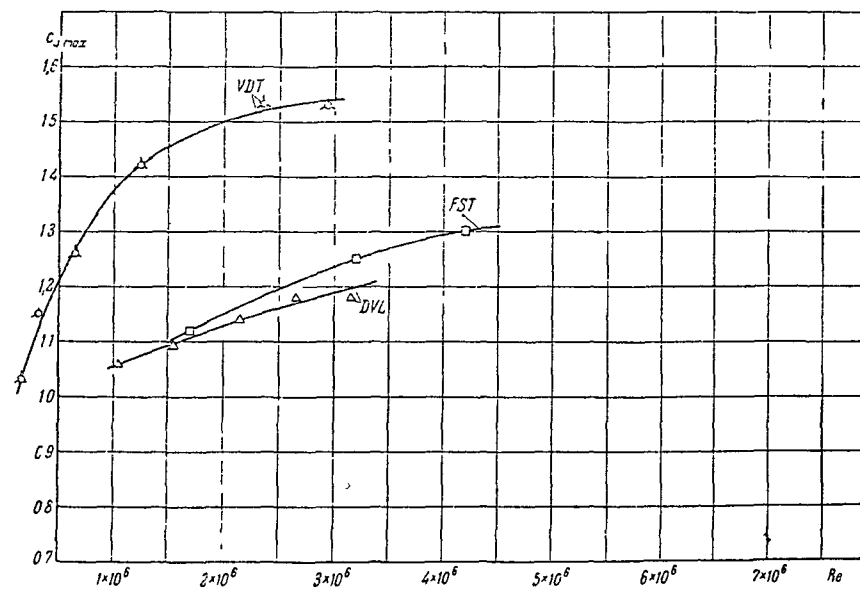
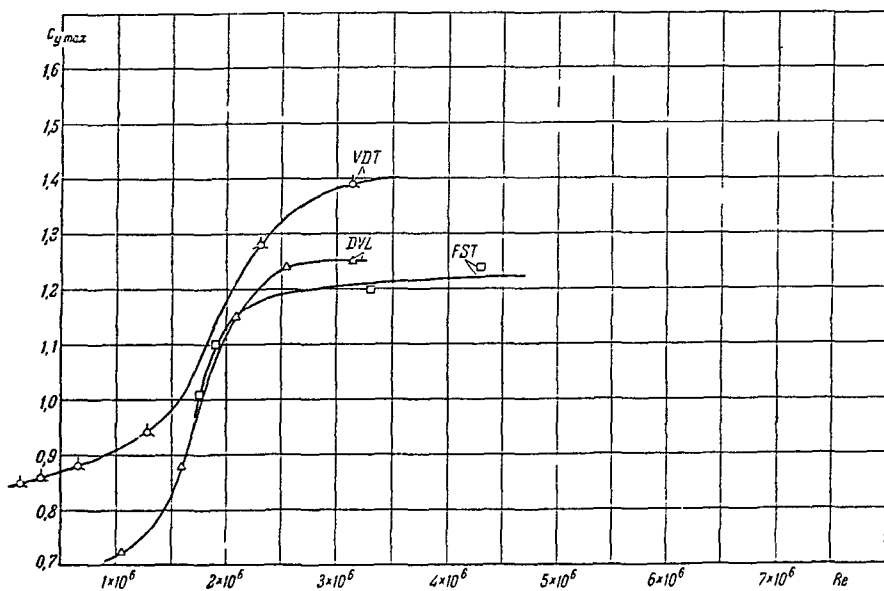
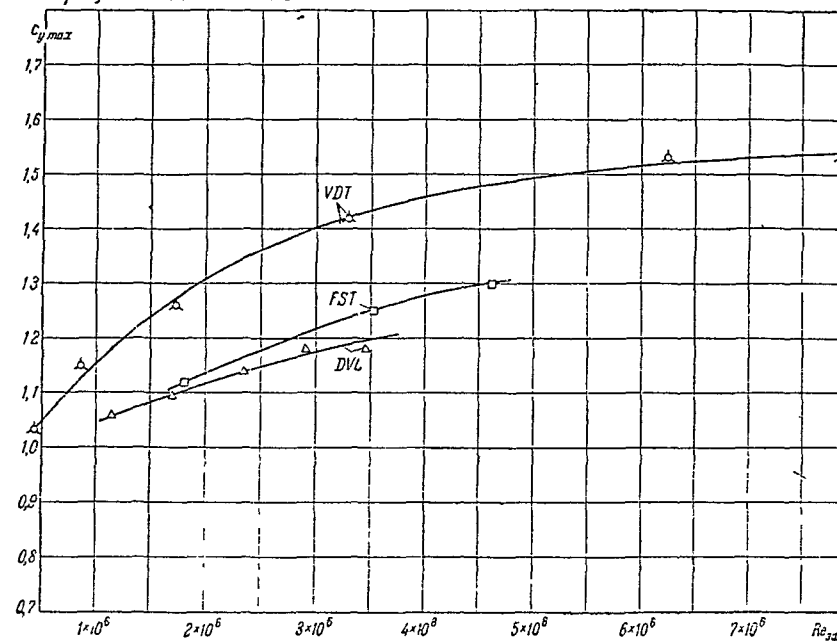


Фиг. 15

Профиль *NACA-0009*



Профиль *NACA-0018*



Фиг. 16

лучшее совпадение в результатах испытаний получается при обработке материалов по непосредственному опытному значению Re .

Основываясь на приведенном выше выводе, было решено окончательные значения $c_{y \max}$, вошедшие в атлас, для профилей с различной толщиной давать не в функции $Re_{эф}$, а в функции Re . Эти диаграммы были построены при помощи вспомогательных кривых $c_{y \max} = f(\bar{c})$.

Для определения характеристик сечений с отклоненными щитками при больших числах Рейнольдса были предприняты испытания на аэродинамических весах при различных значениях Re ; однако по техническим причинам не удалось провести испытаний в достаточно широком диапазоне чисел Рейнольдса, обеспечивающем возможность экстраполяции опытных значений $c_{y \max}$ до $Re = (4 \div 4,5) \times 10^6$. Поэтому пришлось отказаться от непосредственной экстраполяции опытных данных и было решено воспользоваться приближенным методом учета влияния числа Рейнольдса на эффективность щитков. В работе П. П. Красильщикова, опубликованной в ТВФ, № 2, 1939 г.¹³, приводятся графики $\Delta c_{y \max} = f(Re)$ * для трех серий профилей (NASA-00, NASA-230 и NASA-24), полученные в результате обработки опытов, проведенных в DVL⁴. Эти графики были использованы для введения поправки в значения $c_{y \max}$, полученные в результате проведения наших опытов при $Re \approx 1,7 \times 10^6$.

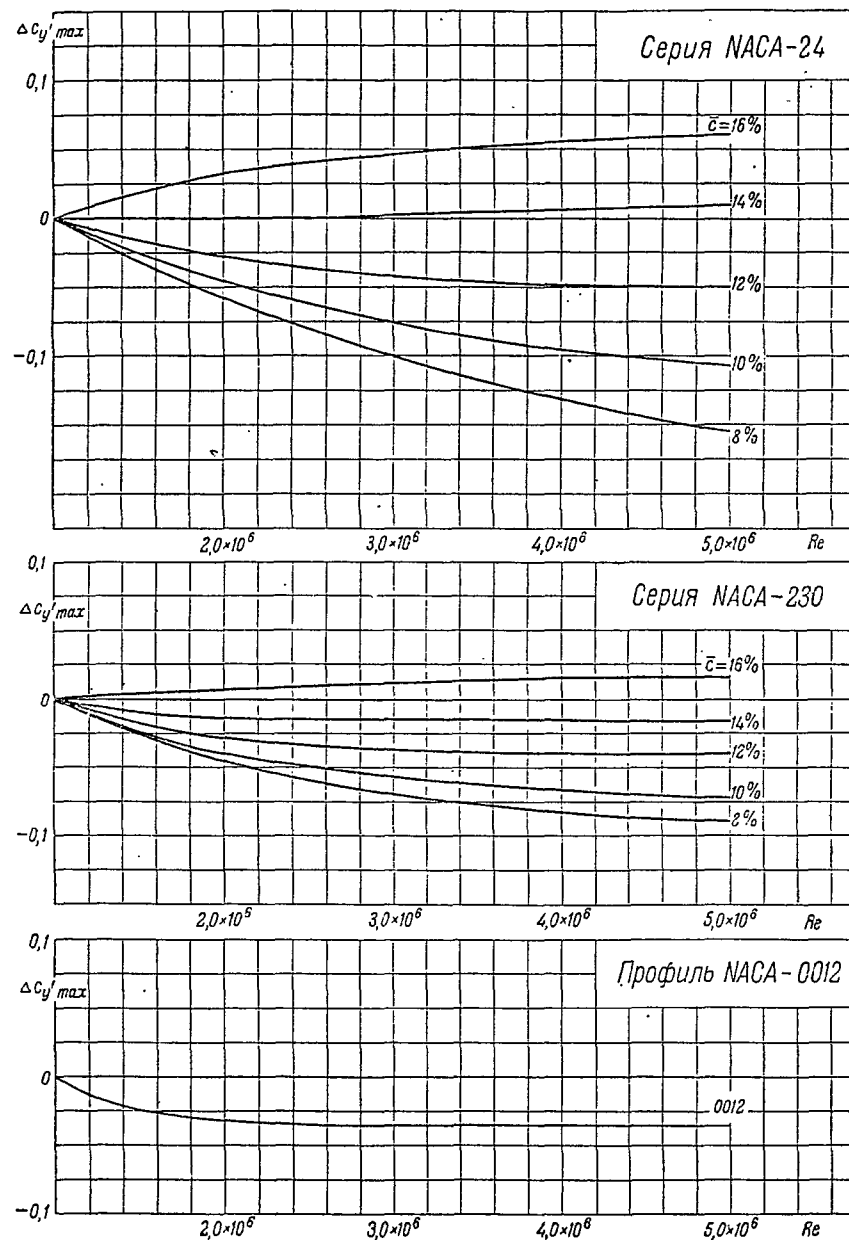
Предполагая, что геометрические параметры профиля (за исключением относительной толщины) мало сказываются на характере зависимостей $\Delta c_{y \max} = f(Re)$, было решено воспользоваться для всех серий результатами, относящимися к серии NASA-24. Исключение было сделано для профилей серии NASA-230 и для профиля NASA-0012.

Ввиду того, что результаты исследований DVL относятся к характеристикам прямоугольных крыльев с $\lambda = 5$, а нами даются характеристики сечений, в величину изменения $\Delta c_{y \max} = f(Re)$, определенную по опытам DVL, была введена поправка, учитывающая разницу в характеристиках сечения и характеристиках прямоугольного крыла. Исходя из сравнения геометрических параметров поперечных сечений рабочих частей аэродинамических труб VDT, DVL и труб ЦАГИ, было решено в качестве поправки первого приближения взять среднюю величину между поправками, принятыми для трубы VDT и для труб ЦАГИ. Естественно, что столь грубое приближение не может быть рекомендовано для непосредственного исправления опытных данных $c_{y \max}$ при переходе к характеристикам сечения, но это приближение допустимо для некоторого уточнения весьма малой величины

$$\Delta c'_{y \max} = c_{y \max} Re - \Delta c_{y \max} Re_{опыта}$$

Помимо введения указанной поправки, кривые $\Delta c'_{y \max} = f(Re)$ были проэкстраполированы от $Re = 3 \times 10^6$ до $Re = 4,5 \times 10^6$. После этого была сделана интерполяция полученных значений, в результате чего были получены окончательные кривые $\Delta c'_{y \max} = f(Re)$ для толщин $\bar{c} = 8; 10; 12; 14; 16; 18$ и 20% (на фиг. 17 значения $\Delta c'_{y \max}$ для $\bar{c} = 18$ и 20% не приведены по причине, указанной ниже). При по-

* $\Delta c_{y \max} = c_{y \max} \delta_{щ} = 65^\circ - c_{y \max} \delta_{щ} = 0$.



Фиг. 17

мощи этих графиков характеристики сечений с отклоненным щитком определялись следующим образом: эквидистантно кривым $c_{y \max} = f(Re)$, соответствующим случаю отсутствия механизации, проводились кривые, проходящие через опытную точку*, полученную при $Re = 1,7 \times 10^6$ для данного профиля с механизацией; к полученным значениям алгебраически была прибавлена величина:

$$\Delta c'_{y \max} = \Delta c_{y \max} \text{ при расчетном } Re - \Delta c_{y \max} \text{ при } Re = 1,7 \times 10^6.$$

В результате были получены окончательные кривые $c_{y \max} = f(Re)$ для характеристик сечения с отклоненным щитком. На эти кривые были нанесены опытные точки из испытаний крыльев, снабженных механизацией, с введением поправки на переход к характеристикам сечения. В большинстве случаев было получено удовлетворительное совпадение расчетных и опытных данных за исключением характеристик толстых профилей тех серий, у которых без механизации производная $\frac{dc_{y \max}}{dRe}$ на много меньше нуля. В этих случаях по расчетным данным производная $\frac{dc_{y \max}}{dRe}$ оказалась отрицательной. Между тем опытные точки для ряда серий указывали на положительное значение производной. Вследствие этого обстоятельства было решено не распространять расчеты характеристик профилей с отклоненным щитком на толстые профили.

Расчеты были выполнены для толщин профилей, находящихся в пределах $8\% \leq \bar{c} \leq 16\%$; как уже было указано, в этой области тол-

* Предполагается точка, соответствующая характеристикам сечения.

щин расчетные данные были подтверждены опытом. Расчетные кривые $c_{y \max} \delta_{\text{щ}} = 60^\circ = f(Re)$ приводятся в материалах атласа.

ЛИТЕРАТУРА

1. Clark Millikan. Further Experiments on the variation of the Maximum Lift Coefficient with Turbulence and Reynolds Number, Transaction of the ASME, 1934, v. LVI, № 11.
2. E. N. Jacobs and A. Sherman. Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number. TR NACA № 586.
3. E. N. Jacobs and others. Test of related forward-camber airfoils in the variable-density wind tunnel. TR NACA № 610.
4. H. Doetsch und M. Kramer. Systematische Profiliuntersuchungen im grossen Windkanal der DVL. Luftfahrtforschung. Bd. 14, Lfg. 10, 1937.
5. E. N. Jacobs and W. C. Clay. Characteristics of the NACA 23012 airfoil from tests in the full-scale and variable density tunnel. TR NACA № 530.
6. R. M. Pinkerton and H. Greenberg. Aerodynamic characteristics of a large number of airfoils tested in the variable-density wind tunnel. TR NACA № 628.
7. E. F. Relf and others. Tests of six aerofoil sections at various Reynolds numbers in the compressed air tunnel. ARC R. a. M. № 1706.
8. H. I. Goett and W. K. Bullivant. Tests of NACA 0009, 0012 and 0018 airfoils in the full-scale tunnel.
9. R. Jones and D. H. Williams. Effect of surface roughness NACA 0012 and RAF-34. ARC R. a. M. № 1708.
10. П. П. Красильщиков. Влияние числа Рейнольдса и турбулентности потока на максимальную подъемную силу крыла. Ч. I. Труды ЦАГИ, вып. 268.
11. П. П. Красильщиков. Влияние числа Рейнольдса и турбулентности потока на максимальную подъемную силу крыла. Ч. II. Труды ЦАГИ, вып. 339.
12. R. C. Platt. Turbulence factors of NACA wind tunnels as determined by sphere tests. TR. NACA, № 558.
13. П. П. Красильщиков. Влияние профиля и числа Рейнольдса на эффективность щитка. ТВФ, № 2, 1939.

В. С. ПОЛЯДСКИЙ

ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА МАХА НА ЗНАЧЕНИЕ c_{m_0}

Вокруг профиля, обтекаемого сжимаемым газом, при больших дозвуковых скоростях устанавливается для данного угла атаки поле скоростей, отличное от поля скоростей, получающегося при обтекании профиля несжимаемой жидкостью.

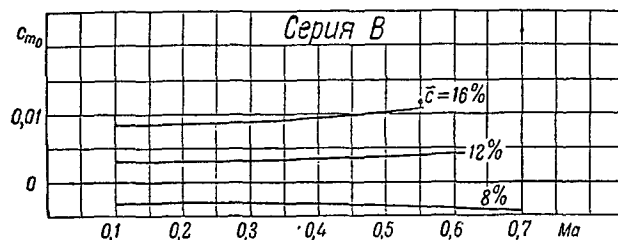
В соответствии с этим эпюра коэффициентов давлений по контуру профиля с увеличением скорости набегающего потока деформируется

Этот коэффициент нулевого момента в сжимаемом газе при такой скорости полета, когда ни в одной точке над профилем скорость потока не достигает местной скорости звука (при $Ma < Ma_{кр}$), может быть определен при помощи формулы С. А. Христиановича:

$$c_{m_0, сж} = \frac{c_{m_0, несж}}{\sqrt{1 - Ma^2}} k^2, \quad (1)$$

где числовое значение k^2 зависит от числа Ма и распределения давления по контуру профиля, т. е. от формы профиля и угла атаки.

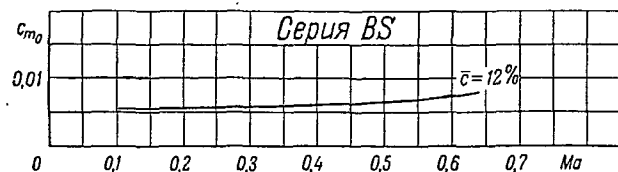
Коэффициент k^2 при одном и том же числе Ма будет тем больше, чем больше относительная толщина профиля.



Фиг. 18

в сторону увеличения коэффициентов давления; при этом большим разрежением соответствует увеличение коэффициентов в большее число раз.

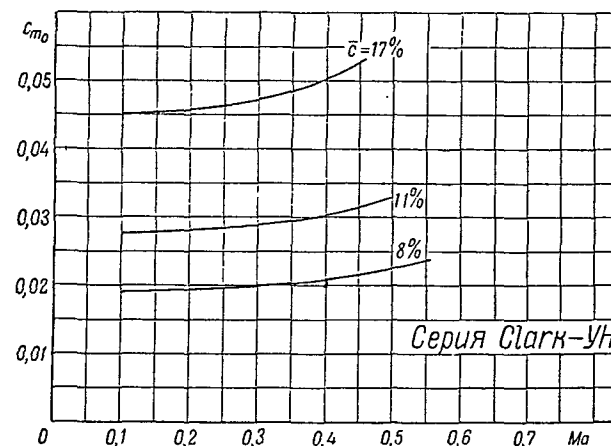
Вследствие изменения давления на контуре профиля в потоке сжимаемого газа изменяются и аэродинамические силы и моменты. Здесь



Фиг. 19

рассматривается лишь изменение коэффициента нулевого (ответающего $c_y = 0$) момента c_{m_0} .

У большинства несимметричных профилей коэффициент нулевого момента отличен от нуля.



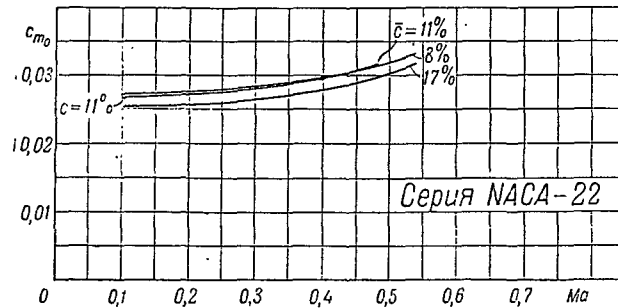
Фиг. 20

Из этой формулы следует, что если в несжимаемом потоке $c_{m_0} = 0$, то он будет оставаться равным нулю и в сжимаемом потоке.

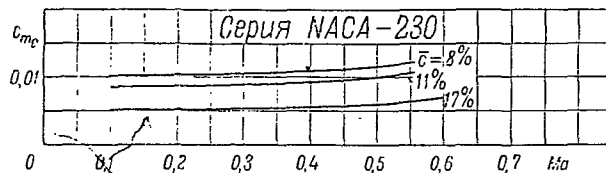
На фиг. 18—24 представлены кривые c_{m_0} в функции числа Ма для несимметричных профилей семи серий: В, BS, Clark-YH, NACA-22, NACA-230, RAF-34 и RAF-38, построенные по вышеприведенной формуле для $c_{m_0, сж}$. При этом числовые значения k^2 определялись по эпюрам

давления, а $c_{m_0, \text{несж}}$ (соответствующие малой скорости) взяты из испытаний на аэродинамических весах.

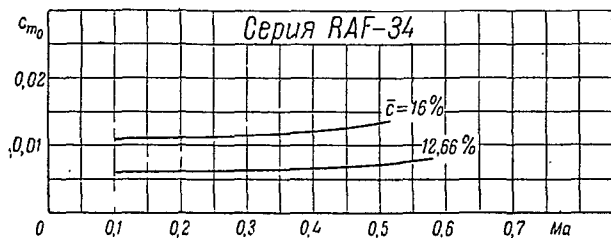
Эти кривые распространены только до чисел Ma , близких к $Ma_{кр}$, так как при числе $Ma > Ma_{кр}$ над профилем возникают местные зоны



Фиг. 21



Фиг. 22



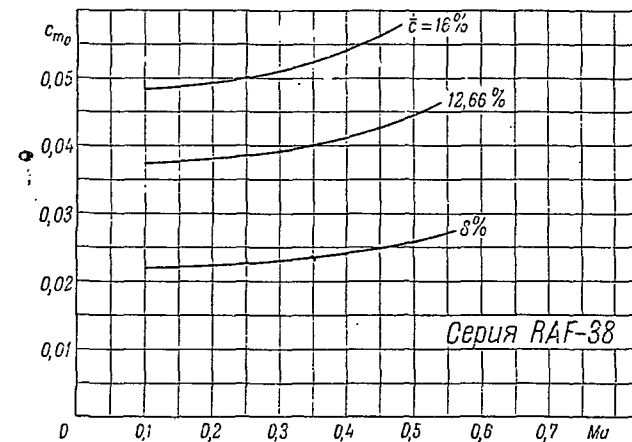
Фиг. 23

сверхзвуковых скоростей, и теория, на основе которой получена формула, становится неприменимой.

Числовое значение k^2 не может быть меньше единицы, и наибольшее значение его для одного из рассчитываемых профилей доходит до 1,125.

При уменьшении числа Ma по сравнению с величиной $Ma_{кр}$ множитель k^2 стремится к единице и при $Ma = (0,75 \div 0,8) Ma_{кр}$ можно принимать его равным единице. В этом случае формула для $c_{m_0, \text{сж}}$ совпадает с приближенной формулой Прандтля для тонкого крыла:

$$c_{m_0, \text{сж}} = \frac{c_{m_0, \text{несж}}}{\sqrt{1 - Ma^2}} \quad (2)$$



Фиг. 24

Так как k^2 всегда больше единицы, то формула (2) при значении Ma , близком к $Ma_{кр}$, дает заниженное значение $c_{m_0, \text{сж}}$ по сравнению с более точной формулой (1).

Для профиля В-8% при числе $Ma = 0,7$ расхождение достигает 12,5%. Для других профилей расхождение может доходить до 15% и более.

О ВЫБОРЕ ПРОФИЛЯ КРЫЛА

Выбор профиля зависит от большого количества разнообразных и в большинстве случаев противоречивых факторов и требований.

Только учет совершенно конкретных требований, выдвигаемых при проектировании самолета, может помочь конструктору решить, какие характеристики профиля являются в данном случае наиболее важными, а какие второстепенными.

Однако можно выделить несколько основных критериев выбора профиля, соответствующих основным летным характеристикам самолета, непосредственно зависящим от характеристик профилей крыльев.

Как правило, основными требованиями при выборе профиля являются требования аэродинамики, а затем уже прочности и конструкции. Правда, в ряде случаев конструктивные соображения, связанные с требованиями прочности и емкости конструкции крыла, могут существенно повлиять на выбор профиля. Так, например, иногда требуется достаточно большая относительная толщина профиля в местах расположения лонжеронов, механизмов управления, колес шасси и основных нагрузок в крыле. Сравнение различных профилей рекомендуется производить по таким параметрам, которые характеризуют основные летные качества самолета.

Таковыми общими и основными летными качествами самолетов в настоящее время являются максимальная скорость, в том числе максимальная скорость на большой высоте и скорость на посадке. Другие летные качества самолета, как, например, маневренность, дальность (скоростная), грузоподъемность и т. д., определяются конкретным назначением самолета.

Прежде чем перейти к изложению рекомендуемой нами методики выбора профиля, необходимо сделать следующее замечание: сравнение профилей различных серий производят обычно по так называемому среднему профилю крыла*, что, вообще говоря, недостаточно, так как изменение аэродинамических характеристик профилей с толщиной у

* Средняя относительная толщина крыла \bar{c}_{cp} может быть определена по формуле:

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\int_0^{\frac{l}{2}} \bar{c} \, b \, dz}{\int_0^{\frac{l}{2}} b \, dz} = \frac{S'}{S}$$

Здесь S' — площадь миделевого сечения крыла.

разных серий различное. Поэтому более правильно производить сравнение не по одной средней толщине крыла, а для всего крыла, т. е. по всей серии профилей или их комбинациям. Такое сравнение приводит к необходимости определения аэродинамических характеристик крыла в целом и в первую очередь к получению распределения подъемной силы по размаху, к определению лобового сопротивления и максимальной подъемной силы всего крыла.

Когда рассматриваются характеристики профиля и крыла на малых углах атаки, т. е. в области безотрывного обтекания, то имеется возможность воспользоваться существующими теоретическими методами, позволяющими определить распределение подъемной силы по размаху крыла. Поэтому определение таких характеристик возможно, если известно их изменение при изменении числа Рейнольдса (число Рейнольдса по размаху крыла может существенно изменяться в зависимости от величины сужения). Когда же рассматриваются характеристики профиля и крыла на больших и, в частности, на критических углах атаки, то теория может помочь значительно меньше, чем в первом случае. В этих случаях приходится считаться с большим влиянием конкретной формы крыла в плане на распределение циркуляции по размаху и, следовательно, на достижение данным профилем (т. е. данным сечением крыла) своего максимального коэффициента подъемной силы. Кроме того, надо знать, как изменяются максимальные коэффициенты подъемной силы сечений крыла по Рейнольдсу и при определении $c_{y \max}$ всего крыла совместно рассматривать картину распределения циркуляции по размаху с кривой $c_{y \max}$ сечений крыла, построенной с учетом чисел Рейнольдса в соответствующих сечениях.

Таким образом, сравнение профилей по всем толщинам совместно возможно лишь при наличии большого экспериментального материала по крыльям различных форм в плане и созданного на основании этого материала расчетного метода, позволяющего определить $c_{y \max}$ отдельных сечений крыла при данной форме крыла.

Такие материалы опубликованы в американской литературе*; при их помощи можно произвести подобные расчеты. Однако материалов этих еще мало и в дальнейшем необходимо пополнять их систематическими исследованиями монопланых крыльев.

Вопросы, связанные с указанными выше расчетами, выходят за рамки атласа профилей; поэтому в публикуемом атласе сравнение профилей по всем характеристикам, кроме $Ma_{кр}$, проделано, в виде первого приближения, не по всему крылу в целом, а только по одному профилю, как бы представляющему собой средний профиль крыла.

* См. NASA Report № 572, 1936 г. и № 627, 1938 г.

Рекомендуемая нами методика выбора профиля крыла при проектировании современного скоростного самолета сводится к следующему:

1. Исходя из конкретных тактико-технических требований к проектируемому самолету в отношении его максимальной скорости и высоты полета, производится отбор серий профилей по критическим числам Маха. Из дальнейшего рассмотрения исключаются те серии, у которых критические числа Маха ниже числа Маха полета проектируемого самолета.

2. Из числа отобранных серий профилей производится дальнейший отбор их по отношению $\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}}$. Сравнение профилей по этому отношению производится либо для всего крыла либо в порядке первого приближения только по одному среднему профилю.

3. Окончательный выбор профиля из отобранных на втором этапе профилей производится с учетом остальных характеристик (коэффициент момента при нулевой подъемной силе, характер срыва потока и др.), лучше всего удовлетворяющих другим требованиям, предъявляемым к проектируемому самолету.

Отбор профилей по критическим числам Маха мы рекомендуем производить потому, что учет влияния сжимаемости воздуха на характеристики профиля при современном состоянии развития авиации становится совершенно необходимым. Скорости полета самолетов настолько возросли, что опасность возникновения на крыле волнового кризиса стала вполне реальной.

Волновой кризис в какой-нибудь точке крыла начинается в тот момент, когда местная скорость обтекания становится равной местной скорости звука. Дальнейшее развитие волнового кризиса приводит к ухудшению аэродинамических характеристик крыла и прежде всего к увеличению его сопротивления.

Поэтому очень важно уметь определить еще при проектировании самолета и, в частности, при выборе профиля крыла ту скорость полета, при которой на крыле начинается волновой кризис, — критическую скорость. Особенно важно определение критической скорости полета для самолетов, летающих на больших высотах, так как с увеличением высоты скорость звука значительно уменьшается. У разных профилей критические скорости заметно отличаются друг от друга. Действительно, сравнивая критические значения чисел Маха исследованных в атласе профилей, видим, что разница между ними при полете на высоте $H = 4000 \text{ м}$ на режиме $c_y = 0,1$ составляет для профилей с $\bar{c} = 12\%$ до 0,170, т. е. около 200 км/час.

В своей предыдущей работе мы привели ряд сведений, относящихся к вопросу о получении зависимости между значениями критических чисел Маха и минимальными коэффициентами давления, полу-

чаемыми из диаграмм распределения давления по профилю крыла*. Там же мы указывали, что результаты работ проф. С. А. Христиановича дали возможность непосредственного практического определения критических чисел Маха профилей и, следовательно, возможность сравнения профилей. При такой сравнительной оценке степени пригодности профилей для полета на больших скоростях естественно считать, что лучшим является тот профиль, у которого волновой кризис наступит на большей скорости полета, т. е. у которого критическое значение числа Маха будет выше. Отбор профилей по $Ma_{кр}$ необходимо производить в тех случаях, когда предполагаемые скорости проектируемого самолета достаточно велики и, следовательно, число Маха полета может оказаться выше критических чисел Маха ряда профилей крыльев.

Поэтому мы считаем необходимым производить такой отбор, исходя из конкретного задания на самолет, а именно: исходя из заданной в тактико-технических требованиях максимальной скорости полета и расчетной высоты, на которой должна быть достигнута эта скорость.

На основании этих исходных данных следует определить Ma полета, т. е. отношение максимальной скорости полета на расчетной высоте к скорости звука на этой высоте. Затем надо задаться величиной нагрузки на квадратный метр площади крыла (p) и по формуле

$$c_y = \frac{p}{q}$$

подсчитать требуемое значение коэффициента подъемной силы крыла на режиме максимальной скорости горизонтального полета. Полученное значение $c_{y \text{ потр}}$ соответствует условиям сжимаемого потока** и поэтому его надо пересчитать на c_y в условиях несжимаемого потока по формуле:

$$c_y = c_{y \text{ сж}} \sqrt{1 - Ma^2}.$$

После этого, задаваясь основными геометрическими параметрами крыла (удлинением, сужением, корневой и концевой толщинами), следует найти распределение подъемной силы по размаху, так как полученное значение $c_{y \text{ потр}}$ представляет собой среднее значение коэффициента подъемной силы для всего крыла***.

Определив значения c_y сечений крыла и зная распределение толщин по размаху, можно определить значение $Ma_{кр}$ для сечений крыла и построить для каждой из рассматриваемых серий профилей кривую $Ma_{кр} = f(\bar{c})$, пользуясь помещенными в атласе графиками $Ma_{кр} = f(c_y)$ и $Ma_{кр} = f(\bar{c})$.

Сравнив значения $Ma_{кр}$ построенных кривых с определенной величиной Ma полета, надо отобрать для дальнейшего рассмотрения

* Б. А. Ушаков, П. П. Красильщиков, А. К. Волков и А. Н. Гржегоржевский. Материалы по распределению давления и использование их при выборе профиля крыла скоростного самолета. Труды ЦАГИ, вып. 487, стр. 15—16, 1940 г.

** См. там же, стр. 18—19.
*** См. там же, стр. 19—20.

только те серии, у которых значения критических чисел Маха выше, чем число Маха полета. Если корневые сечения крыла у всех рассматриваемых серий захвачены волновым кризисом, то для дальнейшего сравнения следует отобрать те серии, у которых волновой кризис возникает на меньшей части размаха крыла.

В поисках оптимального решения приходится иногда задаться несколькими значениями основных геометрических параметров крыла и особенно значениями корневой и концевой толщин профиля. Влияние толщины профиля на величину критического числа Маха очень велико. В приводимом ниже примере* будет показано, как благоприятно влияет даже сравнительно небольшое уменьшение корневой толщины профиля на распределение значений критических чисел Маха по размаху крыла.

Второй этап отбора профилей должен заключаться в сравнении их по такому параметру, который учитывал бы одновременно скоростные и посадочные свойства профиля. В практике проектирования обычно исходят из определенного значения заданной посадочной (минимальной) скорости и стремятся достигнуть при этом наибольшего значения максимальной скорости полета, т. е. добиваются того, чтобы самолет обеспечивал большую максимальную скорость и достаточно хорошую посадку.

Наиболее правильным параметром для такого сравнения профилей является отношение максимального коэффициента подъемной силы при полностью отклоненных щитках к коэффициенту профильного сопротивления при значении c_{y_0} , соответствующем полету на максимальной скорости, т. е.

$$\frac{c_{y \max \delta_{щ} = 60^\circ}}{c_{xp}}$$

Большие численные значения этого отношения соответствуют лучшей общей эффективности профиля, т. е. показывают, что профиль может обеспечить большую максимальную скорость полета при заданной посадочной скорости. При сравнении этих отношений численное значение прироста максимальной скорости будет тем больше, чем более аэродинамически совершенным является проектируемый самолет, т. е. чем большую долю составляет сопротивление крыла в общем сопротивлении самолета.

Сравнение профилей по этому отношению косвенно обеспечивает оценку и других летных качеств самолета, как, например, разбег, маневренность и др., находящихся в зависимости от величины максимального коэффициента подъемной силы.

* См. в приложении „Практические указания к выбору профиля“.

В атласе весь материал приводится для случая полного отклонения щитков на посадке ($\delta_{щ} = 60^\circ$). В тех случаях, когда на самолете предполагается применение других типов посадочных приспособлений, $c_{y \max}$ следует брать соответственно при их оптимальном положении, т. е. когда они создают наибольшую подъемную силу.

Следует иметь в виду, что при учете отклонения щитков оптимальная толщина профиля получается больше, так как более толстые профили дают и больший прирост коэффициента подъемной силы при отклонении щитков. Поэтому окончательное суждение о профиле только на основании этого отношения $\frac{c_{y \max \delta_{щ} = 60^\circ}}{c_{xp}}$ было бы недостаточным. Необходимо дополнить сравнительный анализ профилей другими характеристиками (см. ниже).

Для более правильного сравнения и оценки профилей по рекомендуемому отношению необходимо брать значения $c_{y \max}$ при тех значениях числа Re, которые будут соответствовать посадочной скорости и размерности проектируемого самолета.

Сделав сравнение по этому отношению и получив два-три профиля с наиболее высокими и достаточно близкими друг другу значениями этого отношения, следует отдельно рассмотреть числитель ($c_{y \max \delta_{щ} = 60^\circ}$) и знаменатель (c_{xp}), учитывая особенности схемы проектируемого самолета и предъявляемые к нему требования.

Окончательный выбор профиля производим из числа профилей, оставшихся после произведенного отбора. При этом необходимо рассмотреть такие характеристики профиля, как коэффициент момента при нулевой подъемной силе (c_{m_0}), оптимальный коэффициент подъемной силы ($c_{y \text{opt}}$), т. е. тот коэффициент подъемной силы, при котором сопротивление профиля минимально, характер изменения c_y в области больших углов атаки, характер срыва потока и т. д.

Например, величина c_{m_0} для самолетов-истребителей должна быть близка к нулю, так как режим пикирования является для них обязательным маневром и, кроме того, вообще проблема веса для этого типа самолетов особенно трудна. Большая величина c_{m_0} приводит к сильному возрастанию нагрузок на крыло, на хвостовое оперение и на заднюю часть фюзеляжа.

Для самолетов с ограниченным или необязательным пикированием величина c_{m_0} может не иметь большого значения.

При окончательном выборе профиля может иметь значение также и величина оптимального коэффициента подъемной силы ($c_{y \text{opt}}$) и ее изменение с толщиной; для данной конкретной удельной нагрузки на площадь крыла, расчетной высоты полета и заданной на этой высоте максимальной скорости получается определенное значение потребного коэффициента подъемной силы; естественно, что следует выбрать тот профиль, у которого $c_{y \text{opt}}$ будет ближе всего к $c_{y \text{потр}}$.

Стремление как можно лучше обеспечить надежное поведение самолета на больших углах атаки заставляет обращать внимание на такую характеристику профиля, как характер течения кривой $c_y = f(\alpha)$ в области больших углов атаки. Для повышения безопасности полета на этих углах нужен более плавный характер течения кривой $c_y = f(\alpha)$. В атласе приводятся эти кривые, построенные для сечения, причем в каждой серии такие кривые имеются для двух-трех толщин, что дает возможность получить представление о свойствах серии в этом отношении. Однако если рассматривается посадка, то следует пользоваться кривой $c_y = f(\alpha)$ с отклоненными щитками, которые, как известно, обостряют характер срыва потока после критического угла атаки. Поэтому если на крыле проектируемого самолета предполагается установить щитки с большим относительным размахом, то плавное течение кривой $c_y = f(\alpha)$ в области больших углов атаки следует обеспечивать не только самим профилем, а и другими средствами, относящимися к крылу в целом (подбором профиля для концевых участков крыла, выбором соответствующей формы в плане, рациональной закрученностью крыла, специальными схемами органов поперечного управления и т. д.).

В заключение следует сделать несколько замечаний.

При исследовании и сравнительном анализе помещенных в атлас профилей были учтены данные по распределению давления по профилям и по определению границ области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние. Если выбор профиля производится и по другим материалам, а не только по атласу, то необходимо иметь в виду, что при выборе профиля нельзя ограничиваться только рассмотрением продувок на полярю, а следует дополнить это рассмот-

рение анализом кривых распределения давления на малых значениях коэффициента подъемной силы (на режимах, соответствующих максимальной скорости полета). При этом рекомендуется выбирать профиль с возможно меньшим по величине минимумом давления и с более задним положением его по хорде профиля.

Выбрав профиль крыла, определив толщины крыла, исходя из основных требований аэродинамики, не следует в дальнейшем заметно отклоняться в сторону увеличения толщины под влиянием других соображений и требований (конструктивных и пр.). Не рекомендуется этого делать, в частности, потому, что самолет в последующих выпусках неизбежно будет совершенствоваться как за счет улучшения винтомоторной группы, так и за счет других мероприятий; благодаря такому совершенствованию скорости самолета будут расти, и недостаточно оправданное увеличение толщины профиля при проектировании прототипа (опытного самолета) может сказаться весьма пагубно, особенно в отношении критических чисел Маха. Хороший самолет всегда должен проектироваться с некоторым запасом в отношении возможного увеличения максимальной скорости.

Выбрав профиль крыла после ряда исследований и сравнительных расчетов, необходимо добиться точного соблюдения формы профиля при изготовлении крыла в производстве; нарушение формы профиля может привести к заметному ухудшению аэродинамических характеристик крыла; в частности, если будет допущена волнистость на участках поверхности крыла, опасных в отношении волнового кризиса, критическая скорость полета с таким крылом может значительно снизиться.

Предыдущее замечание относится также и к вопросу состояния поверхности крыла при изготовлении его в производстве. Чем лучше будет произведена отделка поверхности крыла, тем ближе будут расчетные данные к действительным летным данным самолета.

СРАВНЕНИЕ СЕРИЙ ПРОФИЛЕЙ

1. СРАВНЕНИЕ СЕРИЙ ПО КРИТИЧЕСКИМ ЧИСЛАМ МАХА

Величина критического числа Маха является функцией максимальной величины местной скорости обтекания, однозначно связанной с минимумом давления на профиле (\bar{p}_{\min}). При изменении режима полета (т. е. при изменении c_y) минимум давления изменяется по величине и перемещается по хорде профиля; кроме того, \bar{p}_{\min} может переходить с одной поверхности профиля на другую. Следовательно, будет изменяться и величина критического числа Маха, определяющая критическую скорость полета самолета; волновой кризис будет перемещаться по хорде профиля, переходить с одной поверхности профиля на другую, а при некоторых значениях c_y может возникать сразу на обеих поверхностях профиля.

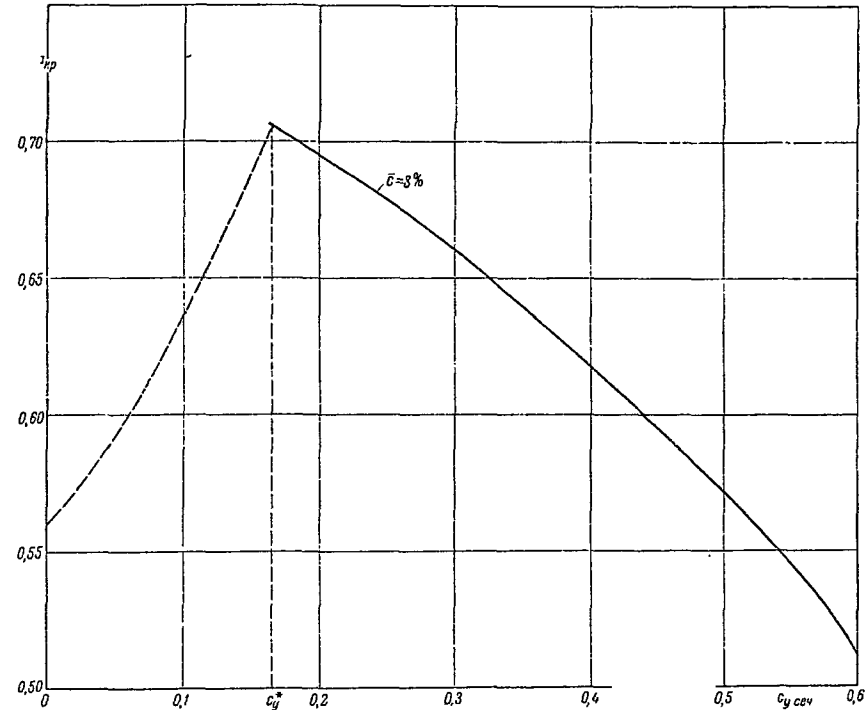
Характер изменения $Ma_{кр}$ при изменении c_y у разных серий различен. Однако при всем различии зависимости $Ma_{кр} = f(c_y)$ можно отметить одну общую особенность: у каждой серии профилей имеется некоторое значение c_y , при котором критическое число Маха максимально. Эта точка соответствует моменту перехода волнового кризиса с нижней поверхности профиля на верхнюю, т. е. тому моменту, когда кризис может в равной степени возникнуть на обеих поверхностях профиля. Это значение c_y обозначим через c_y^* (фиг. 25).

Сравнение серий по $Ma_{кр}$ произведено в области от $c_y = 0$ до $c_y = 0,6$ по следующим разделам:

1. По величине критических чисел Маха, т. е. по критической скорости полета.
2. По характеру изменения c_y^* с толщиной.
3. По характеру изменения критических чисел Маха при изменении толщины.

Сравнение серий по величине $Ma_{кр}$ показывает, что лучшими сериями в отношении более позднего наступления волнового кризиса на значениях c_y , соответствующих режимам максимальной скорости современных самолетов, являются серии RAF-38, В и RAF-34. За ними идут серии Clark-YH и NACA-22. При этом следует отметить, что у серии Clark-YH сравнительно большими значениями $Ma_{кр}$ при c_y от 0,15 до 0,30 обладают профили толщиной от $\bar{c} = 8$ до $\bar{c} = 12\%$. Поэтому применение данной серии является рациональным, с точки зрения $Ma_{кр}$, при проектировании скоростных самолетов с тонким крылом.

У серии NACA-22 достаточно большими значениями $Ma_{кр}$ обладают только крайние из исследованных толщин, а именно $\bar{c} = 8$ и 16% .



Фиг. 25

Затем следуют остальные серии: NACA-230 и D-2. Среди исследованных симметричных профилей лучшим является профиль В сим—12%, за ним идет RAF-30—12% и затем NACA-0012.

Сравнение серий по характеру изменения c_y с толщиной обнаруживает некоторые интересные зависимости (фиг. 26).

У серий RAF-38, В, RAF-34 и Clark-YH значения c_y^* увеличиваются с увеличением толщины профиля.

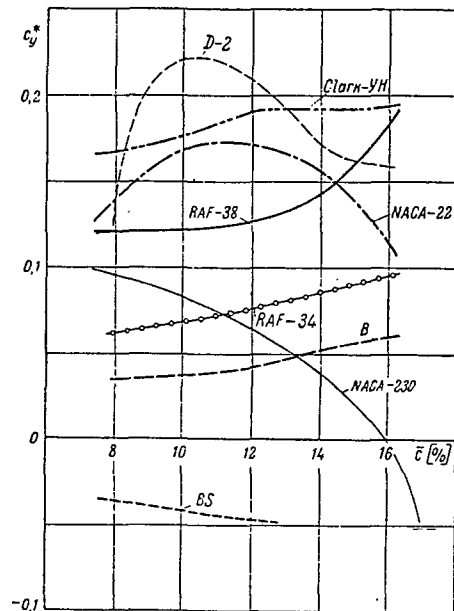
У серий *NACA-22* и *D-2* увеличение c_y^* происходит только до средних толщин (до $\bar{c} = 10\%$ у *D-2* и до $\bar{c} = 11\%$ у *NACA-22*), а затем c_y^* начинает уменьшаться.

У серии *NACA-230* наблюдается резкое падение c_y^* с увеличением толщины профилей; c_y^* становится даже отрицательным при $\bar{c} = 17\%$ (см. кривые \bar{p}_{\min} , стр. 188).

Серия *BS* вообще выпадает из всех исследованных серий, так как у нее значения c_y^* отрицательны. Тем не менее следует заметить, что с увеличением толщины отрицательные значения c_y^* увеличиваются. Величина c_y^* у симметричных профилей равна нулю.

При сравнении серий по значениям c_y^* и по характеру их изменения с толщиной следует иметь в виду, что у серий первой группы (*RAF-38*, *B*, *RAF-34* и *Clark-YH*) порядок расположения толщин по величине $Ma_{кр}$ до c_y^* и после c_y^* будет совершенно одинаковым, т. е. более толстые профили на всех режимах полета будут хуже, чем профили тонкие (необходимо только учесть исключение для $\bar{c} = 8$ и 10% , указанное ниже).

У серий второй и третьей групп (*D-2*, *NACA-22* и *NACA-230*) порядок расположения толщин по величинам $Ma_{кр}$ до c_y^* и после c_y^* изменяется, т. е. на малых значениях c_y^* (когда кризис возникает на нижней поверхности) толстые профили могут оказаться несколько выгоднее, чем тонкие. Особенно отчетливо обнаруживается это у профилей серии *NACA-230*; например, профиль *NACA-23016* при малых значениях c_y^* становится более выгодным, чем все остальные профили этой серии; у него волновой кризис переходит на верхнюю поверхность уже при $c_y = 0$, т. е. этот профиль начинает вести себя примерно так, как симметричный.



Фиг. 26

Сравнение серий по характеру изменения $Ma_{кр}$ с толщиной при разных c_y тоже дает возможность провести разделение на три группы:

1. У серий *RAF-38*, *B*, *RAF-34* и *Clark-YH* изменение $Ma_{кр}$ с толщиной примерно одинаково (фиг. 27) — на малых значениях c_y (от $c_y = 0$ до $c_y = 0,3 \div 0,4$) величина $Ma_{кр}$ с увеличением толщины уменьшается. Затем, начиная с $c_y \approx 0,4$, характер кривых изменяется: с увеличением толщины от 8 до 13–14% значение $Ma_{кр}$ увеличивается, а при дальнейшем увеличении толщины $Ma_{кр}$ начинает уменьшаться.

Интересно отметить, что указанная общность характера изменения $Ma_{кр}$ с толщиной при разных значениях c_y отчетливо выявляется при рассмотрении кривых $Ma_{кр} = f(c_y)$.

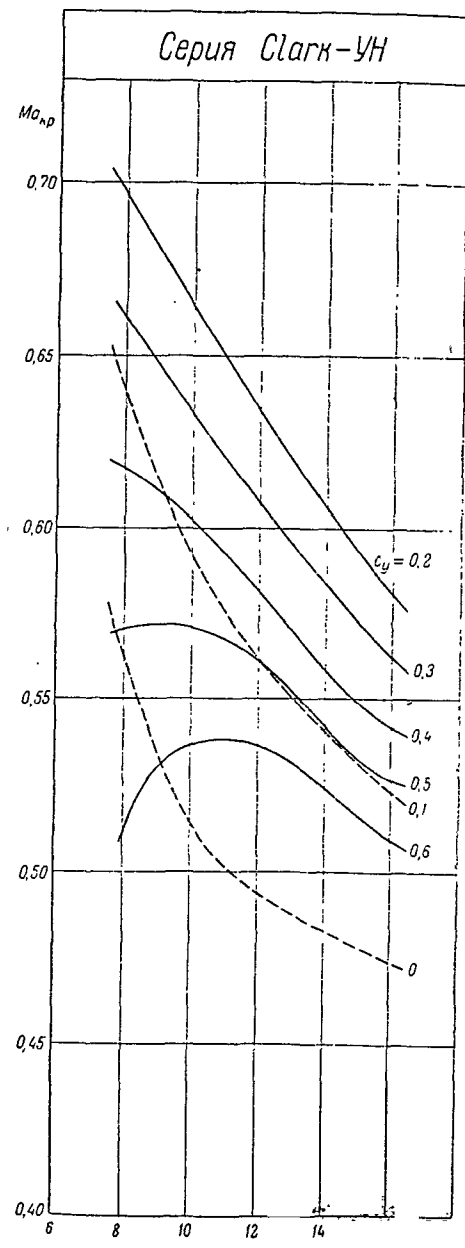
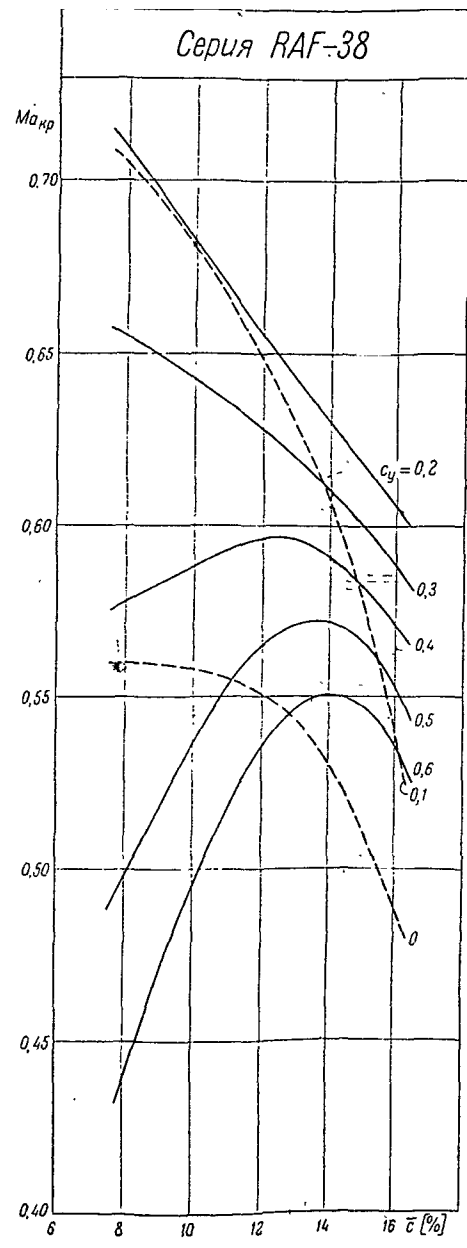
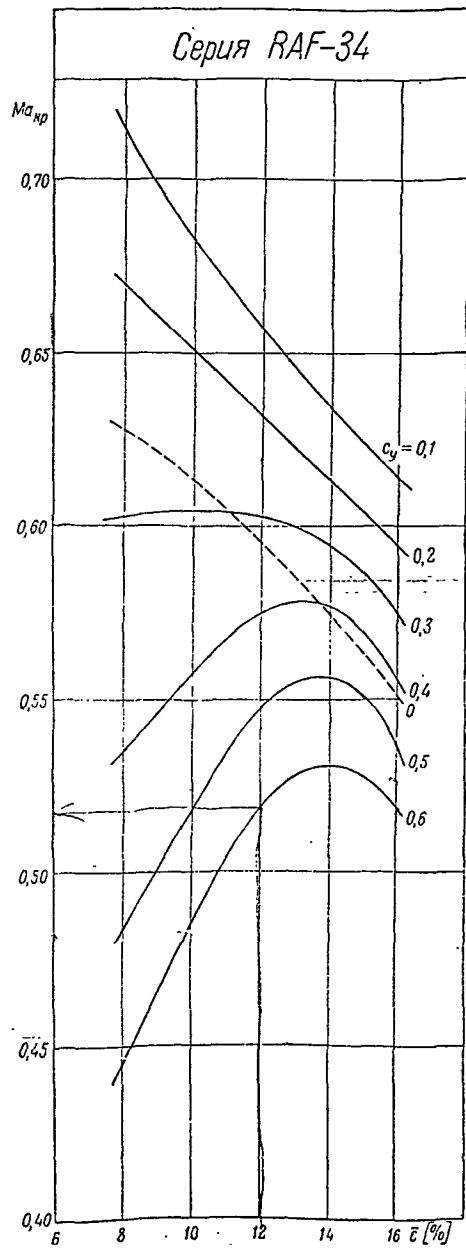
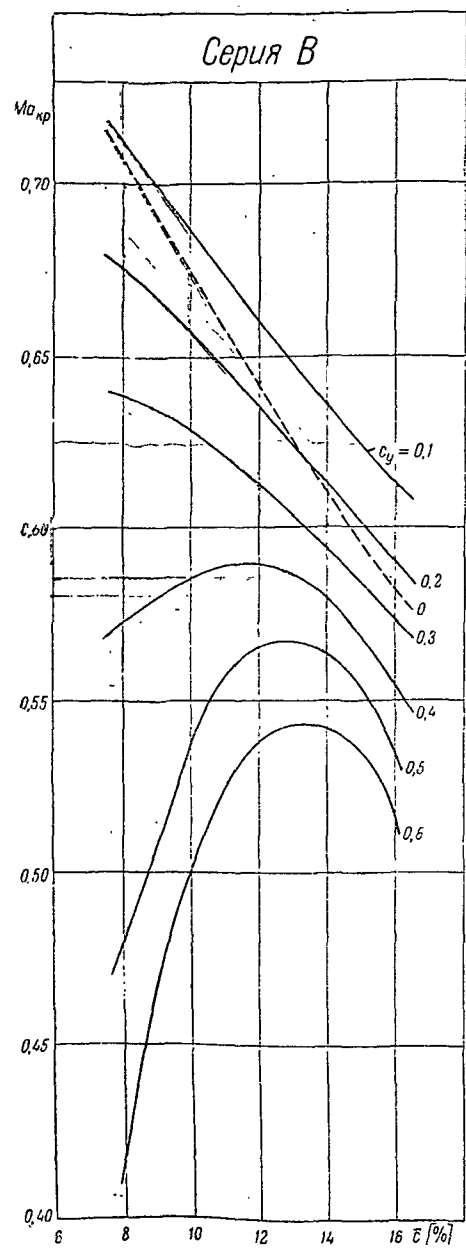
Значения $Ma_{кр}$ у профилей толщиной 8, 10 и частично 12% уменьшаются при увеличении c_y значительно более интенсивно, чем у профилей толщиной 14 и 16% (см. стр. 40, 130, 224 и 254). Это приводит к выводу о том, что на режимах взлета у крыльев, образованных из указанных серий профилей, опасными в отношении волнового кризиса, могут стать не корневые, а концевые сечения крыла.

2. У серий *D-2*, *NACA-22* и *NACA-230* обнаруживается другой характер изменения $Ma_{кр}$ с толщиной при разных c_y (фиг. 28). Когда кризис наступает на нижней поверхности профиля (малые значения c_y), то $Ma_{кр}$ уменьшается с увеличением толщины только до известного предела, а именно до $\bar{c} = 11\%$ у серии *D-2* и *NACA-22* и до $\bar{c} = 9\%$ у серии *NACA-230*. При дальнейшем увеличении толщины значения $Ma_{кр}$ начинают увеличиваться.

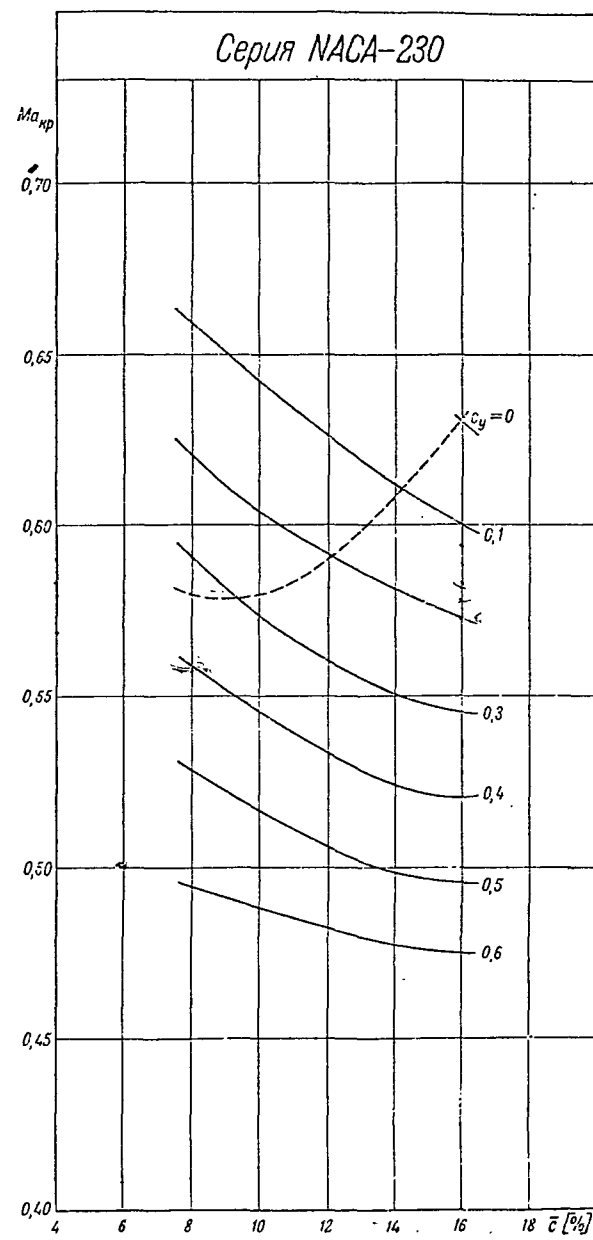
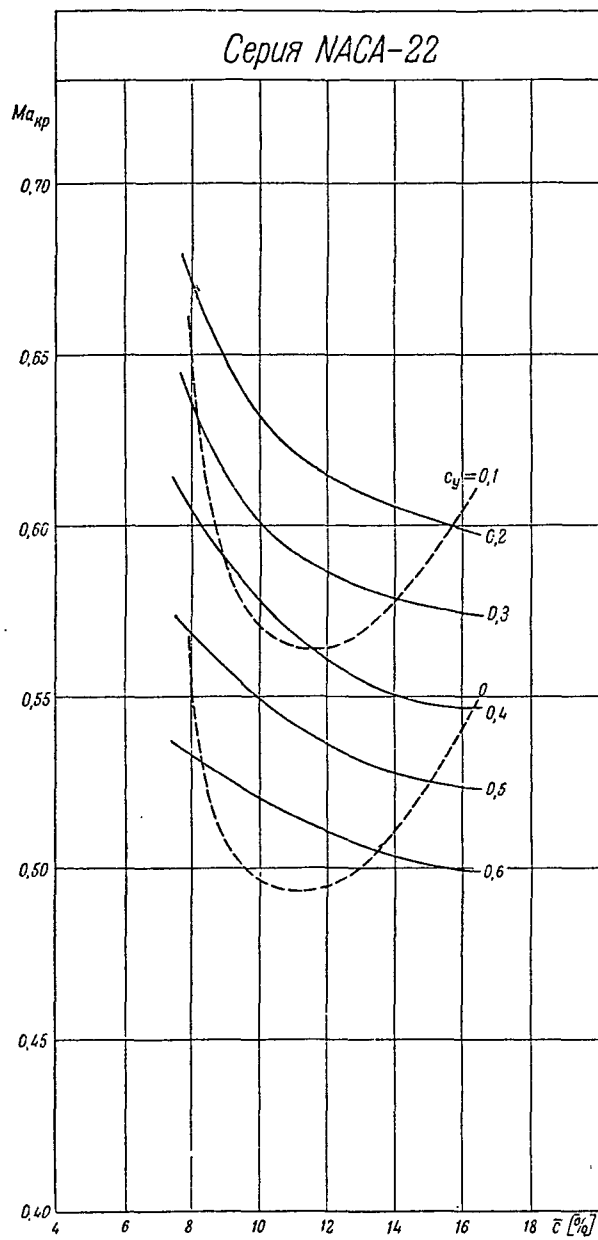
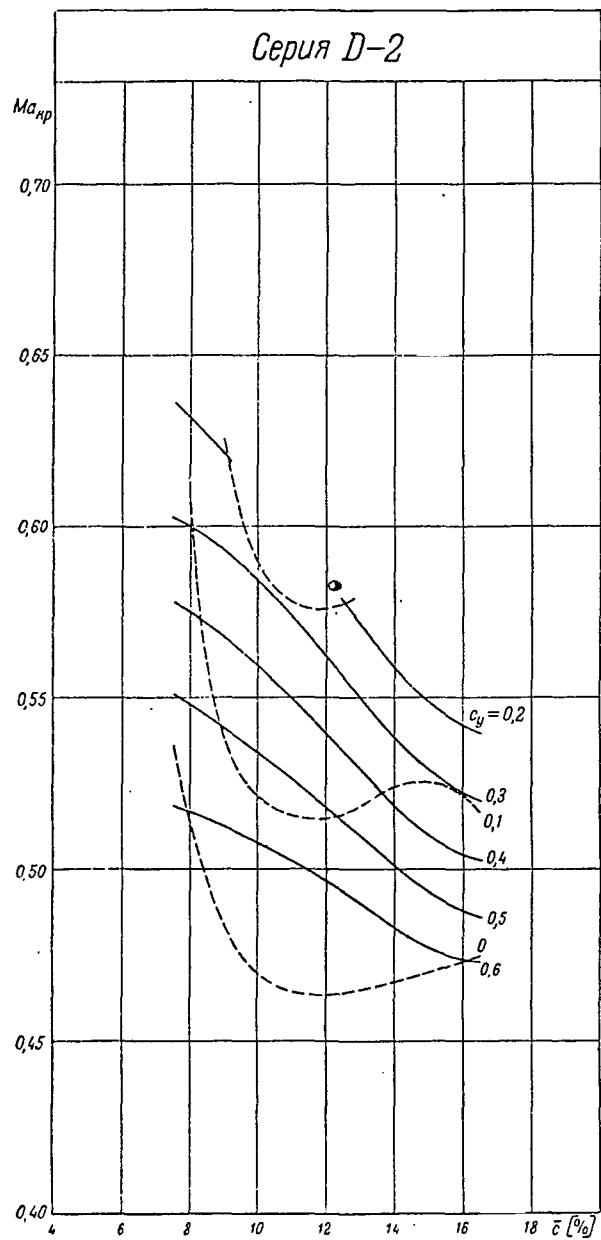
Второй особенностью этих серий является изменение $Ma_{кр}$ при переходе волнового кризиса на верхнюю поверхность профиля. Особенность эта заключается в следующем: значения $Ma_{кр}$ уменьшаются с увеличением толщины в пределах всех исследованных значений c_y (вплоть до $c_y = 0,6$), но интенсивность этого уменьшения заметно падает. У серии *D-2* это наблюдается, начиная с $\bar{c} = 14\%$; у серий *NACA-22* и *NACA-230* уменьшение интенсивности падения $Ma_{кр}$ происходит непрерывно, и при переходе к большим толщинам (15–17%) значение \bar{p}_{\min} , а следовательно, и $Ma_{кр}$ изменяется совершенно незначительно.

Третьей особенностью этих серий является одинаковый характер изменения $Ma_{кр}$ с увеличением c_y (вплоть до $c_y = 0,6$) для всех толщин серии (см. стр. 100, 162 и 194). Это обстоятельство свидетельствует о том, что у крыльев, образованных из рассматриваемых серий, наиболее опасным в отношении волнового кризиса, в том числе и на режиме взлета, остается корневое сечение крыла.

3. Из серии *BS* были исследованы на распределение давления только два профиля: $\bar{c} = 8\%$ и $\bar{c} = 12\%$; из-за отсутствия третьей точки пришлось условно принять линейный закон изменения $Ma_{кр}$ по толщинам.



Фиг. 27



Фиг. 28

Поэтому на графике $Ma_{кр} = f(c_y)$ (см. стр. 66) получилось пересечение трех кривых в одной точке (интерполяционная кривая для $\bar{c} = 10\%$ является равноделящей расстояния между кривыми для $\bar{c} = 8\%$ и $\bar{c} = 12\%$).

Из особенностей серии BS следует отметить, что по характеру изменения $Ma_{кр} = f(c_y)$ она очень близка к серии В, за исключением того, что волновой кризис начинает возникать на верхней поверхности уже при отрицательных значениях c_y .

Таким образом, сравнение серий по совершенно различным параметрам — величине $Ma_{кр}$, характеру изменения $c_y^* = f(\bar{c})$, характеру изменения $Ma_{кр} = f(\bar{c})$ при разных c_y — привело к довольно отчетливому разделению исследовавшихся серий на три группы.

В первую из них входят серии RAF-38, В, RAF-34, Clark-YH; во вторую — серии D-2, NACA-22 и, с некоторыми отличиями, серия NACA-230; в третью группу входят остальные профили — BS и симметричные.

Такое разделение может быть объяснено геометрическими особенностями серий профилей, их основными геометрическими параметрами: положением максимальной толщины по хорде ($x_{\bar{c}}$), вогнутостью (\bar{f}) и положением максимальной вогнутости по хорде ($x_{\bar{f}}$).

Вопрос о влиянии геометрических параметров профиля на распределение давления и, следовательно, за величину и характер изменения критических чисел Маха является пока недостаточно разработанным. Кроме того, все указанные параметры оказывают одно временное влияние на изменение $Ma_{кр}$, что затрудняет возможность расчлененного рассмотрения роли каждого из них. Для этой цели следовало бы провести специальную работу, которая несомненно окажет большую пользу в изучении свойств и характеристик профилей.

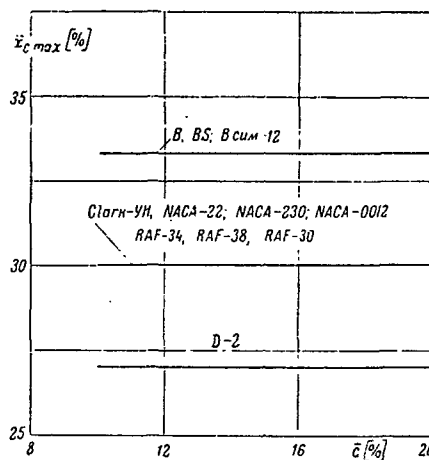
Увеличение толщины профиля, как правило, уменьшает значения $Ma_{кр}$ при малых значениях c_y , так как на малых углах атаки увеличение толщины сопровождается ростом местных скоростей обтекания.

Те случаи, когда даже на малых значениях c_y наблюдается увеличение $Ma_{кр}$ (например, у серий D-2, NACA-22 и NACA-230) с увеличением толщины, могут быть объяснены влиянием особого характера изменения вогнутости, о чем будет сказано ниже.

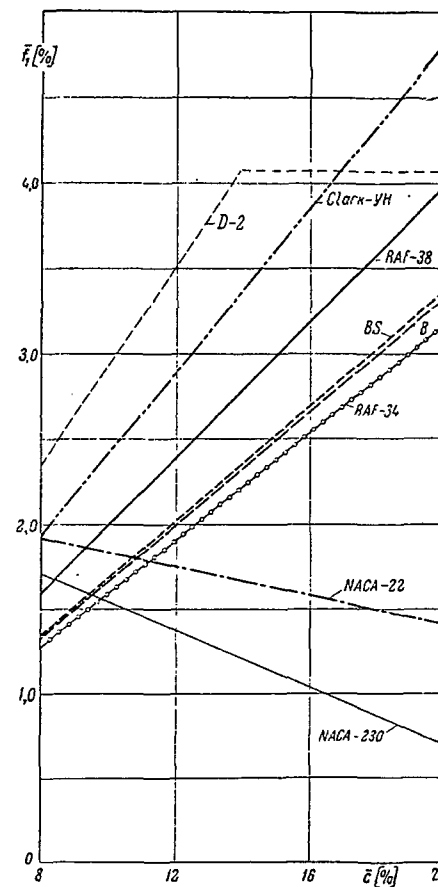
Влияние положения максимальной толщины по хорде профиля (фиг. 29) на величину $Ma_{кр}$ выражается в следующем: критические числа Маха выше у тех профилей, у которых максимальная толщина расположена дальше от передней кромки профиля. Это заметно при сравнении всех серий, но особенно отчетливо обнаруживается при сравнении трех симметричных профилей одинаковой толщины: В сим— 12% , NACA-0012 и RAF-30— 12% . Их максимальные толщины

расположены по хорде следующим образом: у В сим— 12% на $33,3\%$, у RAF-30 на 32% и у NACA-0012 на 30% . Разница, как видим, не очень велика, но тем не менее она сказалась на величинах $Ma_{кр}$. При $c_y = 0$ $Ma_{кр}$ у В сим— 12% составляет 0,721, у RAF-30— 12% $Ma_{кр} = 0,708$, а у NACA-0012 $Ma_{кр} = 0,700$.

В таком порядке они располагаются почти на всех исследованных значениях c_y (см. стр. 278) и только начиная с $c_y \approx 0,47$ профиль RAF-30— 12% становится несколько лучше профиля В сим— 12% , но это, по-видимому, объясняется влиянием меньшего радиуса кривизны носика у серии В, чем у серии RAF-30 (см. стр. 259). С увеличением углов атаки при обтекании



Фиг. 29



Фиг. 30

профиля с носиком меньшего радиуса кривизны возникают и несколько большие местные разрежения.

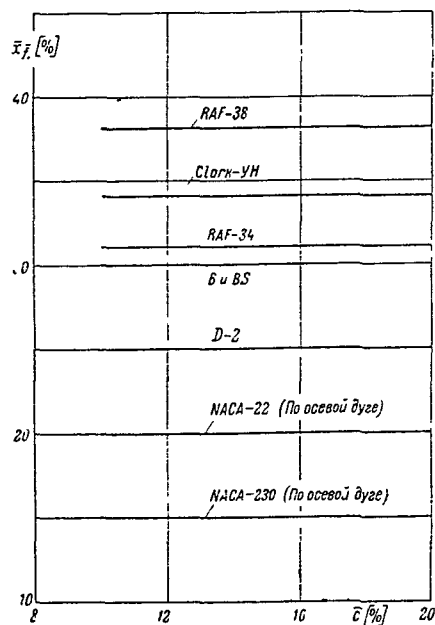
Влияние вогнутости профиля и ее положения по хорде сказывается в основном так же, как влияние толщины и положения толщины, т. е. увеличение вогнутости влечет за собой уменьшение критических чисел Маха, а более заднее положение вогнутости по хорде действует в сторону увеличения $Ma_{кр}$. Поэтому характер изменения

вогнутости с толщиной в значительной степени определяет и характер изменения $Ma_{кр}$. Отсюда следует, что большое значение приобретает способ модификации профилей при построении серий.

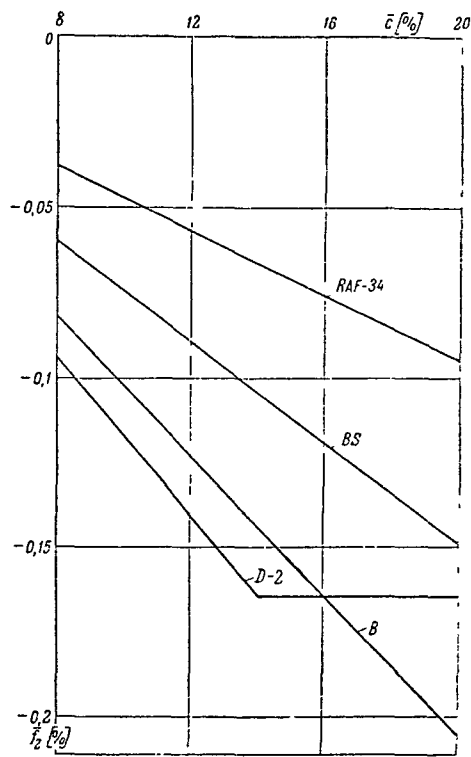
У серий RAF-34, B, RAF-38 и Clark-YH, вошедших в атлас, вогнутость изменяется пропорционально толщине, увеличиваясь при увеличении толщины (фиг. 30). По величине вогнутости и по степени интенсивности ее увеличения с толщиной эти серии располагаются следующим образом: RAF-34, B, RAF-38 и Clark-YH.

По положению вогнутости они располагаются в таком порядке (фиг. 31): серия B ($\bar{x}_f = 30\%$), затем идет серия RAF-34 ($\bar{x}_f = 31\%$); затем Clark-YH ($\bar{x}_f = 34\%$) и, наконец, серия RAF-38 ($\bar{x}_f = 38\%$).

Кроме того, у серий B и RAF-34 вследствие S-образности их средних линий имеется еще так называемая обратная



Фиг. 31



Фиг. 32

вогнутость (\bar{x}_f) (фиг. 32 и 33). Она расположена у этих серий примерно одинаково: у серии B $\bar{x}_f = 93\%$, а у серии RAF-34 $\bar{x}_f = 94\%$; по величине обратной вогнутости они отличаются друг от друга тем,

что у серии B величина обратной вогнутости больше, чем у RAF-34, и возрастает она с толщиной у серии B несколько интенсивнее, чем у серии RAF-34.

В пределах проведенных исследований было недостаточно материала для выяснения непосредственного влияния обратной вогнутости на критические числа Маха; можно предполагать, что наличие обратной вогнутости оказывает влияние, прямопротивоположное влиянию прямой вогнутости, т. е. действует в сторону увеличения критических чисел Маха.

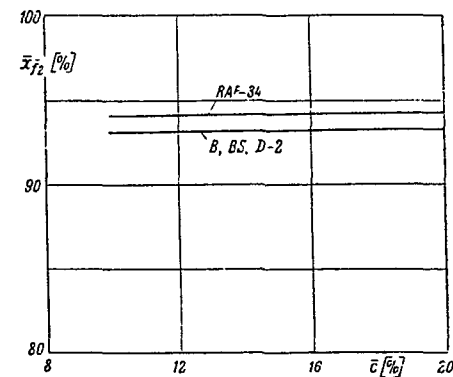
У серий профилей, входящих во вторую группу (D-2, NASA-22 и NASA-230), тоже имеются общие черты в их геометрической характеристике. У этих серий вогнутость изменяется с толщиной иначе, чем у профилей первой группы (фиг. 30), например, у серии D-2 вогнутость увеличивается пропорционально толщине только до $\bar{c} = 14\%$, а при дальнейшем увеличении толщины вогнутость остается постоянной. Кроме того, у серии D-2 очень велика обратная вогнутость. У серий NASA-22 и NASA-230 вогнутость, определенная не по осевой дуге, а по средней линии, при увеличении толщины не увеличивается, а уменьшается, причем у серии NASA-230 уменьшение это очень интенсивное (у NASA-23008 $\bar{f} = 1,7\%$, а у NASA-23020 $\bar{f} = 0,7\%$); у серии же NASA-22 менее интенсивное (у NASA-2208 $\bar{f} = 1,9\%$, у NASA-2220 $\bar{f} = 1,4\%$).

Кроме этого, указанные три серии отличаются передним положением вогнутости по хорде (см. фиг. 31). У серии D-2 $\bar{x}_f = 25\%$, у серии NASA-22 $\bar{x}_f = 20\%$, у серии NASA-230 $\bar{x}_f = 15\%$. Необходимо при этом отметить, что у серии NASA-22 с увеличением толщины профиль положение вогнутости становится несколько более задним.

Таким образом, мы видим, что разделение серий на группы по общему характеру изменения $Ma_{кр}$ с толщиной и c , совпадает с разделением серий по общим геометрическим характеристикам.

Сводные графики $Ma_{кр} = f(c_y)$ и $Ma_{кр} = f(\bar{c})$ наглядно подтверждают указанное выше влияние отдельных геометрических параметров. На малых значениях c_y , при всех прочих равных условиях большую роль играет форма носика профиля. Чем более пологий носик профиля, тем выше критические числа Маха на малых значениях c_y .

Известное влияние положения максимальной толщины профиля на



Фиг. 33

величину критического числа Маха нашло подтверждение и в публикуемых материалах; правда, \bar{x}_c у исследованных серий изменялось в сравнительно узких пределах. Величина вогнутости и характер ее изменения с толщиной влияют на величину и характер изменения c_y^* при увеличении толщины профиля — чем больше вогнутость, тем вообще больше c_y^* ; характер же изменения вогнутости с толщиной примерно подобен характеру изменения $c_y^* = f(\bar{c})$.

Указанное на стр. 325 уменьшение интенсивности падения $Ma_{кр}$ с толщиной у серий NASA-22 и NASA-230 тоже находит объяснение в геометрических особенностях этих серий

Увеличение толщины профиля влечет за собой уменьшение критического числа Маха, а происходящее при этом уменьшение вогнутости действует в сторону повышения $Ma_{кр}$. В результате наблюдается менее интенсивное уменьшение $Ma_{кр}$ при увеличении толщин профилей данных серий. Повидимому, этим объясняется то обстоятельство, что у серии NASA-22, до $c_y = 0,1$, наибольшими значениями $Ma_{кр}$ обладают крайние из исследованных в атласе толщин: $\bar{c} = 8\%$ и $\bar{c} = 16\%$. Этим же объясняются сравнительно большие значения $Ma_{кр}$ у профиля NASA-23016 на малых c_y . Он в этом отношении напоминает симметричный профиль и, действительно, близок к симметричному профилю, так как у него вогнутость (по средней линии) около $1,0\%$.

Сравнительное рассмотрение вошедших в атлас серий профилей позволяет сделать следующие основные выводы:

1. Основные геометрические параметры профиля оказывают большое влияние на величину критического числа и характер его изменения при изменении c_y ; необходимо продолжить специальные исследования этого влияния и определить рациональные методы модификации профилей при образовании серий.

2. В тех случаях, когда число Маха для полета проектируемого самолета достаточно велико и непосредственное использование профилей для проектирования крыла не устраняет опасности возникновения волнового кризиса на крыле, средствами для оттягивания кризиса могут служить: рациональный подбор корневой и концевой толщин, применение закрученности крыла, способ модификации профилей по размаху и комбинирование профилей разных серий.

2. СРАВНЕНИЕ СЕРИЙ ПРОФИЛЕЙ ПО ВЕЛИЧИНЕ ОТНОШЕНИЯ

$$\frac{c_{y \max}}{c_{xp}}$$

Сравнение профилей по величине отношения $\frac{c_{y \max}}{c_{xp}}$ сделано для следующих случаев: значения $c_{y \max}$ взяты для сечений при наличии отклоненных под 60° щитков, а значения c_{xp} взяты при значениях $c_y = 0,1; 0,15; 0,2$ и $c_{y \text{opt}}$. Сравнение сделано как по экспериментальным данным (при $Re = 1,7 \times 10^6$), так и по данным, пересчитанным на большие значения Re [$c_{y \max}$ для $\delta_{щ} = 60^\circ$ при $Re = 3,5 \times 10^6$ и $4,5 \times 10^6$ и c_{xp} по первому (основному) варианту расчета при $Re = 10 \times 10^6$ и 20×10^6]*.

Несомненно, что сравнение профилей по данным испытаний в трубе при небольших значениях Re является неверным, так как Re оказывает существенное влияние на изменение как $c_{y \max}$, так и c_{xp} . Поэтому в основу сравнения профилей должны быть положены данные, определенные для больших значений Re .

Необходимо отметить, что при сравнении профилей по величине отношения $\frac{c_{y \max}}{c_{xp}}$ по данным испытаний в трубе и по данным, сосчитанным для больших значений Re , имеет место не только количественное, но и качественное различие в результатах (изменяется самый порядок расположения профилей, как это можно видеть из диаграмм, приведенных на стр. 289 и 291).

* Как было указано в главе „Расчет минимального значения профильного сопротивления при больших числах Рейнольдса“, определение профильного сопротивления на больших числах Re было сделано только для оптимального значения c_y , т. е. были получены значения $c_{xp \min}$. Но при сравнении профилей по критерию $\frac{c_{y \max}}{c_{xp}}$ значения c_{xp} следует брать при одинаковых значениях c_y , значения же $c_{y \text{opt}}$ для различных профилей различны и сравнение профилей по величине отношения $\frac{c_{y \max}}{c_{xp \min}}$ было бы не вполне правильным.

Так как значения $c_y = 0,1; 0,15$ и $0,2$ вообще близки к значениям $c_{y \text{opt}}$, то для определения значений c_{xp} для указанных значений c_y при $Re = 10 \times 10^6$ и 20×10^6 авторы считали возможным применить следующий способ: по данным испытаний в трубе определялась величина Δc_{xp} , равная разности между значением c_{xp} при данном значении c_y и $c_{xp \min}$, и затем эта разность добавлялась к значениям $c_{xp \min}$, определенным для $Re = 10 \times 10^6$ и 20×10^6 .

Несмотря на необходимость и правильность сравнения профилей при больших значениях Re , следует заметить, что точность тех методов, на основании которых были определены значения $c_{y\max}$ и c_{xp} при больших значениях Re , не является высокой (возможная ошибка имеет порядок $\pm 7\%$), а потому и величина отношения $\frac{c_{y\max}}{c_{xp}}$ не может быть определена достаточно точно. Существенным здесь оказывается, однако, то, что при больших числах Рейнольдса все вошедшие в атлас серии профилей, за исключением серии BS, сравнительно мало различаются по значениям $\frac{c_{y\max}}{c_{xp}}$, как это видно из приведенных на стр. 291 диаграмм.

По значениям этого критерия при всех рассмотренных значениях c_y все серии могут быть разбиты на две группы: первую — с несколько большими значениями критерия, куда входят серии Clark-YH, NACA-230, NACA-22, RAF-38 и RAF-34, и вторую — с несколько меньшими значениями критерия, куда входят серии В и D-2. Отдельно стоит серия BS, которая характеризуется более низкими значениями этого критерия за счет малой величины $c_{y\max}$.

Так как все серии, вошедшие в атлас, за исключением серии BS, весьма близки по параметру $\frac{c_{y\max}}{c_{xp}}$, то было бы неверно ориентиро-

ваться только на значение критерия $\frac{c_{y\max}}{c_{xp}}$, а необходимо принимать во внимание и другие критерии, значение которых вследствие этого возрастает. Например, серии В и D-2 по значениям критерия $\frac{c_{y\max}}{c_{xp}}$ довольно близки, но они существенно отличаются по значениям $c_{y\max}$ и c_{xp} . Кроме того, серия D-2 характеризуется малыми значениями критических чисел Маха, что по существу и определяет ее непригодность для скоростных самолетов.

Серии RAF-38 и NACA-230 также близки между собой по значениям критерия $\frac{c_{y\max}}{c_{xp}}$, но серия NACA-230 имеет некоторые преимущества в отношении $c_{y\max}$, а серия RAF-38 — в отношении c_{xp} . Кроме того, они сильно различаются по критическим числам Маха и значениям c_{m_0} .

Лишь сопоставление всех указанных факторов в отдельных конкретных случаях в соответствии с техническими требованиями, предъявляемыми к данному самолету, и может определить окончательный выбор профиля.

ПРИЛОЖЕНИЯ К АТЛАСУ

ПРИЛОЖЕНИЕ I

ПРАКТИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ К ВЫБОРУ ПРОФИЛЯ

Требования, предъявляемые к современному самолету в отношении скорости и высотности, таковы, что приходится считаться с возможностью возникновения на крыле волнового кризиса. Поэтому при выборе профиля крыла для современного скоростного самолета прежде всего необходимо произвести сравнительную оценку различных профилей по критическим числам Маха. Рассмотрим, например, самолет, который определяется следующими данными:

расчетная высота $H = 8000$ м,
максимальная скорость на расчетной высоте $V_{\max} = 700$ км/час,
удельная нагрузка $p = 180$ кг/м².

Из таблицы (стр. 337) находим, что скорость звука на $H = 8000$ м равна 309 м/сек, и, следовательно, число Маха, соответствующее полету при максимальной скорости на расчетной высоте, равно:

$$Ma = \frac{700}{3,6 \times 309} = 0,630.$$

Плотность воздуха ρ на высоте $H = 8000$ м по таблице МСА равна $0,054 \frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}^4}$, и, следовательно, величина динамического давления при полете на V_{\max} составит:

$$q = \frac{\rho V_{\max}^2}{2} = \frac{0,054 \cdot 700^2}{2 \cdot 3,6^2} = 1020 \text{ кг/м}^2.$$

На режиме V_{\max} при $H = 8000$ м коэффициент подъемной силы будет равен:

$$c_{y \text{ сж}} = \frac{p}{q} = \frac{180}{1020} = 0,1765.$$

Для определения критических чисел Маха значение $c_{y \text{ сж}}$ должно быть заменено исходным значением c_y в условиях несжимаемого потока*, которое определяется по формуле Прандтля:

$$c_y = c_{y \text{ сж}} \sqrt{1 - Ma^2} = 0,1765 \sqrt{1 - 0,630^2} = 0,137.$$

* См. об этом Труды ЦАГИ, вып. 487, стр. 18, 1940 г.

Обращаясь к помещенным в атлас диаграммам $Ma_{\text{кр}} = f(c_y)$ для различных серий, мы можем сразу исключить из дальнейшего рассмотрения серии BS, D-2, Clark-YH и NACA-22, так как при значениях c_y , близких к 0,137, только профили малой толщины ($8 + 10\%$) имеют значения $Ma_{\text{кр}}$, превышающие 0,63. Таким образом, более подробные расчеты нам следует сделать только для остальных, помещенных в атлас серий: В, NACA-230, RAF-34 и RAF-38.

Эти расчеты сделаем для следующих вариантов крыла, которые в конкретных случаях могут определяться конструктивными требованиями.

1-й вариант крыла. Крыло чисто трапецевидное, геометрически незакрученное, с прямолинейными образующими. Удлинение крыла $\lambda = 5$, коэффициент сужения $\eta = 2$, относительная толщина профиля у корня $\bar{c}_1 = 16\%$ и у конца крыла $\bar{c}_2 = 8\%$.

2-й вариант крыла. То же, что и 1-й, но $\bar{c}_1 = 14\%$ и $\bar{c}_2 = 7\%$.

3-й вариант крыла. То же, что и 1-й, но $\eta = 3$.

4-й вариант крыла. То же, что и 3-й, но $\bar{c}_1 = 14\%$ и $\bar{c}_2 = 7\%$.

При расчетах распределения c_y по полуразмаху для серий В, RAF-34 и RAF-38 следует учесть аэродинамическую закрутку крыла, вызываемую изменением значений α_0 при изменении толщины профиля (для серий NACA-230 $\alpha_0 = \text{const}$). Величины закрутки определяем с помощью приведенных в атласе графиков $\alpha_0 = f(\bar{c})$ для соответствующих серий.

Результаты определения угла закрутки (α_z) приведены в таблице:

Серия	В		RAF-34		RAF-38	
	\bar{c}_1/\bar{c}_2	\bar{c}_1/\bar{c}_2	\bar{c}_1/\bar{c}_2	\bar{c}_1/\bar{c}_2	\bar{c}_1/\bar{c}_2	\bar{c}_1/\bar{c}_2
	16/8	14/7	16/8	14/7	16/8	14/7
α_z	1°,25	1°,1	0°,9	0°,79	0°,52	1°,33

Для расчета распределения c_y по полуразмаху крыла можно воспользоваться графиками и таблицами, приведенными в I томе „Справочника авиаконструктора“ (стр. 92 и 93).

Опуская промежуточные операции, окончательные результаты приводим в таблицах.

1-й вариант крыла

$\lambda = 5, \eta = 2, \bar{c}_1 = 16\%, \bar{c}_2 = 8\%$

$\frac{2z}{l}$	\bar{c} [%]	Серия В	NACA-230	RAF-34	RAF-38
		c_y	c_y	c_y	c_y
0	16,0	0,146	0,131	0,142	0,149
0,2	15,1	0,154	0,141	0,150	0,157
0,4	14,0	0,150	0,145	0,148	0,151
0,6	12,6	0,137	0,144	0,139	0,135
0,8	10,7	0,122	0,143	0,128	0,118
0,9	9,45	0,098	0,122	0,104	0,091
0,95	8,8	0,082	0,101	0,084	0,072
1,0	8,0	—	—	—	—

2-й вариант крыла

$\lambda = 5, \eta = 2, \bar{c}_1 = 14\%, \bar{c}_2 = 7\%$

$\frac{2z}{l}$	\bar{c} [%]	Серия В	NACA-230	RAF-34	RAF-38
		c_y	c_y	c_y	c_y
0	14,0	0,143	0,131	0,140	0,147
0,2	13,2	0,152	0,141	0,149	0,155
0,4	12,3	0,149	0,145	0,147	0,150
0,6	11,0	0,138	0,144	0,139	0,136
0,8	9,3	0,127	0,143	0,130	0,121
0,9	8,3	0,101	0,122	0,106	0,095
0,95	7,7	0,082	0,101	0,086	0,076
1,0	7,0	—	—	—	—

3-й вариант крыла

$\lambda = 5, \eta = 3, \bar{c}_1 = 16\%, \bar{c}_2 = 8\%$

$\frac{2z}{l}$	\bar{c} [%]	Серия В	NACA-230	RAF-34	RAF-38
		c_y	c_y	c_y	c_y
0	16,0	0,134	0,123	0,132	0,137
0,2	15,4	0,146	0,136	0,144	0,149
0,4	14,5	0,147	0,143	0,147	0,149
0,6	13,3	0,140	0,146	0,141	0,139
0,8	11,4	0,125	0,146	0,129	0,120
0,9	10,0	0,110	0,139	0,116	0,103
0,95	9,1	0,087	0,115	0,092	0,080
1,0	8,0	—	—	—	—

4-й вариант крыла

$\lambda = 5, \eta = 3, \bar{c}_1 = 14\%, \bar{c}_2 = 7\%$

$\frac{2z}{l}$	\bar{c} [%]	Серия В	NACA-230	RAF-34	RAF-38
		c_y	c_y	c_y	c_y
0	14,0	0,132	0,123	0,129	0,135
0,2	13,5	0,144	0,136	0,141	0,147
0,4	12,7	0,147	0,143	0,145	0,148
0,6	11,7	0,141	0,146	0,142	0,140
0,8	10,0	0,129	0,146	0,132	0,124
0,9	8,75	0,116	0,139	0,121	0,108
0,95	7,95	0,092	0,115	0,097	0,085
1,0	7,0	—	—	—	—

Имея значения c_y в различных сечениях по полуразмаху и зная изменение относительной толщины \bar{c} по полуразмаху*, можем для опре-

* Значения c в различных сечениях по полуразмаху можно определить или по чертежу крыла или в нашем случае (чисто трапецевидное крыло с прямыми образующими) по формуле:

$$= \frac{\left(1 - \frac{2z}{l}\right) (\bar{c}_1 \eta - \bar{c}_2) + \bar{c}_2}{\left(1 - \frac{2z}{l}\right) (\eta - 1) + 1}$$

деления критических чисел Мах использовать, применяя интерполирование, помещенные в атласе графики $Ma_{кр} = f(c_y)$ при различных \bar{c} или графики $Ma_{кр} = f(\bar{c})$ при различных значениях c_y . Результаты определения значений $Ma_{кр}$ для различных вариантов крыла приведены в нижеследующих таблицах.

Для большей наглядности те же результаты представлены на графиках фиг. 34—37.

Из рассмотрения графиков и таблиц следует:

1-й вариант крыла

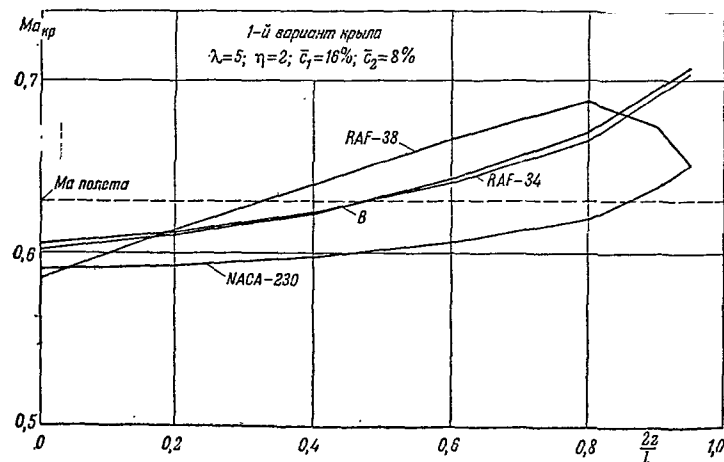
$$\lambda = 5, \eta = 2, c_1 = 16\%, \bar{c}_2 = 8\%$$

$\frac{2z}{l}$	Серия В	NACA-230	RAF-34	RAF-38
	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$
0	0,602	0,591	0,605	0,585
0,2	0,611	0,593	0,612	0,614
0,4	0,623	0,598	0,624	0,640
0,6	0,643	0,606	0,640	0,666
0,8	0,670	0,620	0,665	0,688
0,9	0,695	0,638	0,690	0,674
0,95	0,708	0,652	0,705	0,650

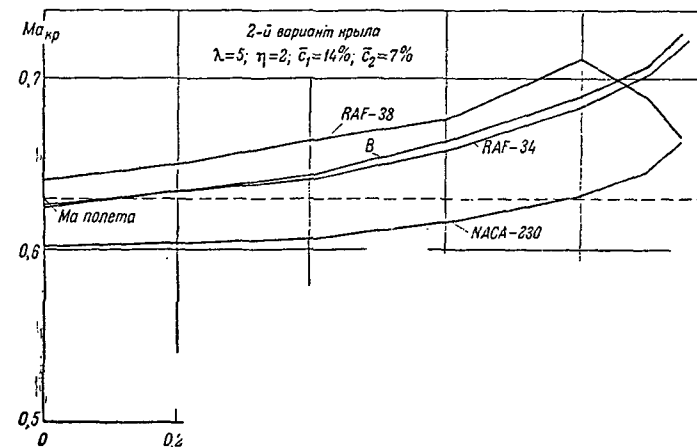
2-й вариант крыла

$$\lambda = 5, \eta = 2, \bar{c}_1 = 14\%, \bar{c}_2 = 7\%$$

$\frac{2z}{l}$	Серия В	NACA-230	RAF-34	RAF-38
	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$
0	0,625	0,602	0,626	0,641
0,2	0,635	0,604	0,634	0,651
0,4	0,644	0,607	0,642	0,665
0,6	0,664	0,617	0,659	0,687
0,8	0,690	0,632	0,684	0,712
0,9	0,708	0,647	0,704	0,689
0,95	0,725	0,663	0,720	0,667



Фиг. 34



4) изменение коэффициента сужения крыла весьма мало отражается на значениях $Ma_{кр}$, но меньшее сужение все же дает несколько лучшие результаты;

3-й вариант крыла

$$\lambda = 5, \eta = 3, \bar{c}_1 = 16\%, \bar{c}_2 = 8\%$$

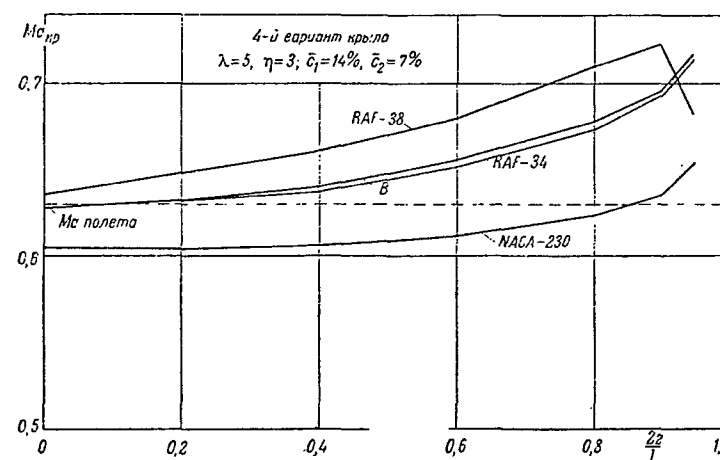
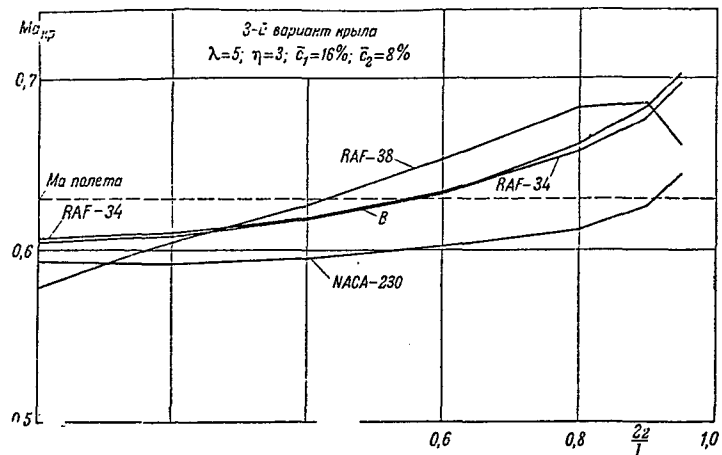
$\frac{2z}{l}$	Серия В	NACA-230	RAF-34	RAF-38
	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$
0	0,605	0,594	0,607	0,578
0,2	0,609	0,593	0,611	0,605
0,4	0,618	0,596	0,619	0,627
0,6	0,633	0,608	0,634	0,653
0,8	0,662	0,612	0,658	0,683
0,9	0,684	0,626	0,678	0,685
0,95	0,704	0,644	0,698	0,661

серий, удовлетворяющих по критерию $Ma_{кр}$. В данном случае таких серий три: В, RAF-34 и RAF-38. Окончательный выбор профиля для крыла должен быть сделан путем сравнения этих серий по их аэроди-

4-й вариант крыла

$$\lambda = 5, \eta = 3, \bar{c}_1 = 14\%, \bar{c}_2 = 7\%$$

$\frac{2z}{l}$	Серия В	NACA-230	RAF-34	RAF-38
	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$	$Ma_{кр}$
0	0,628	0,605	0,628	0,635
0,2	0,632	0,604	0,632	0,648
0,4	0,640	0,606	0,638	0,661
0,6	0,656	0,612	0,652	0,680
0,8	0,678	0,624	0,673	0,710
0,9	0,696	0,636	0,694	0,723
0,95	0,718	0,654	0,713	0,682



Фиг. 37

ожидать, является ачений критических выбор на крыле 2-го строения профилями

намическим критериям ($C_{xp \min}$, $C_{y \max}$, $\frac{C_{y \max}}{C_{xp \min}}$, C_{m_0} и т. д.) — в соответствии с теми конкретными летно-тактическими и конструктивными требованиями, которые предъявляются к проектируемому самолету.

ПРИЛОЖЕНИЕ II

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ СПРАВОЧНЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Формулы для подсчета фактической площади и удлинения прямоугольных крыльев при скруглении концов

Скругление по принятому в ЦАГИ способу* концов прямоугольных крыльев приводит к некоторому изменению действительной площади и удлинения модели.

Пусть l — размах прямоугольной части крыла,

b — хорда крыла,

c — максимальная толщина крыла,

$\bar{c} = \frac{c}{b}$ — относительная максимальная толщина в долях хорды,

S — площадь прямоугольной части модели,

$\lambda = \frac{l}{b}$ — удлинение прямоугольной части крыла,

S' , l' и λ' — фактические значения площади, размаха и удлинения крыла с скругленными концами.

Площадь S' можно выразить следующим образом:

$$S' = bl + 2fb \frac{c}{2} = S + fbc.$$

Здесь f — коэффициент полноты, учитывающий дополнительную площадь скругленных приставок по сравнению с площадью прямоугольника (bc). Для профилей современного типа величину f можно принять равной в среднем 0,65.

Учитывая указанное значение f , получаем окончательно:

$$S' = S \left(1 + 0,65 \frac{\bar{c}}{\lambda} \right).$$

Величину λ' найдем следующим образом:

$$\lambda' = \frac{l'^2}{S'} = \frac{(l+c)^2}{S'} = \frac{l^2 + 2lc + c^2}{S \left(1 + 0,65 \frac{\bar{c}}{\lambda} \right)}$$

или после простых преобразований:

$$\lambda' = \frac{\lambda^2 + 2\bar{c}\lambda + \bar{c}^2}{\lambda + 0,65\bar{c}}$$

Так как величиной \bar{c} ввиду ее малости можно пренебречь, то написанную формулу можно упростить и принять окончательно:

$$\lambda' = \frac{\lambda + 2\bar{c}}{1 + 0,65 \frac{\bar{c}}{\lambda}}$$

* См. стр. 7.

График значений τ и δ для прямоугольного крыла

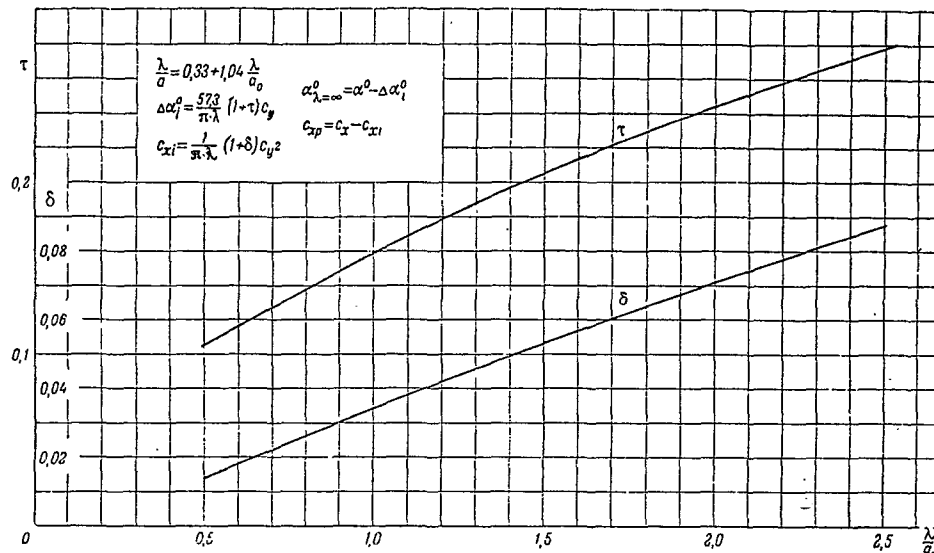


Таблица значений ρ , T , t° , a , μ , ν , $\frac{1}{\nu}$ в зависимости от H

H [м]	ρ [кг сек ² / м ⁴]	T [абс. град Ц]	t° [град Ц]	a [м/сек]	μ [кг сек/ м ²]	ν [м ² /сек]	$\frac{1}{\nu}$ [сек/м ²]
0	0,125	288,0	15,0	341	$1,820 \times 10^{-6}$	$14,57 \times 10^{-6}$	68 800
1 000	0,113	281,5	8,5	337	1,788	15,84	63 100
2 000	0,103	275,0	2,0	334	1,755	17,04	58 700
3 000	0,093	268,5	-4,5	330	1,722	18,52	54 000
4 000	0,084	262,0	-11,0	326	1,690	20,10	49 800
5 000	0,075	255,5	-17,5	322	1,658	22,20	45 100
6 000	0,067	249,0	-24,0	317	1,625	24,25	41 250
7 000	0,060	242,5	-30,5	313	1,592	26,55	37 700
8 000	0,054	236,0	-37,0	309	1,560	28,90	34 650
9 000	0,048	229,5	-43,5	305	1,528	31,82	31 450
10 000	0,042	223,0	-50,0	300	1,495	35,60	28 100
11 000	0,037	216,5	-56,5	296	1,462	39,50	25 300

Примечание. Значения коэффициента вязкости μ подсчитаны по формуле:

$$10^6 \mu = 1,745 + 0,005 t^\circ.$$

ПРИЛОЖЕНИЕ III

СТАТИСТИКА ПРОФИЛЕЙ КРЫЛЬЕВ ИНОСТРАННЫХ САМОЛЕТОВ

Приводимая ниже сводная таблица профилей крыльев иностранных самолетов составлена по статистическим материалам, полученным из обработки данных, опубликованных в иностранной литературе.

В основу распределения публикуемого материала по профилям положена классификация самолетов по их назначению, принятая такой же, как и в „Справочнике по иностранным самолетам“ за 1940 г.

В сводную таблицу вошли данные по 162 самолетам, построенным за последние годы:

за 1934 г.	— 7 самолетов
„ 1935 „	— 7 „
„ 1936 „	— 30 „
„ 1937 „	— 28 „
„ 1938 „	— 43 „
„ 1939 „	— 41 „
„ 1940 „	— 6 „

Вошедшие в статистику самолеты распределяются по отдельным странам следующим образом:

США	— 142 самолета,	Англия	— 13 самолетов
Франция	— 4 „	Италия	— 2 „
Бельгия	— 1 „		

Преобладание в статистике самолетов в США объясняется тем, что в большинстве стран сведения о профилях крыльев выпускаемых

* Статистические материалы собраны при непосредственном участии работников ИНФО БНТ ЦАГИ гг. А. А. Лебедевой и Г. А. Лебедева, которым авторы приносят свою благодарность.

в этих странах самолетов либо совсем не публикуются либо публикуются очень редко и несистематически.

Таким образом, публикуемый статистический материал является неполным и не может дать вполне правильного представления о широте применения того или иного профиля.

Однако, несмотря на указанные недостатки, из рассмотрения имеющегося статистического материала можно сделать следующие выводы:

1. При общем большом числе применяемых профилей (34 названия), четыре серии: НАСА-230, Clark-YH, НАСА 22 и НАСА-24 имеют относительно большее распространение (эти профили поставлены на 65% вошедших в статистику самолетов).

2. Большое число применяемых серий профилей свидетельствует с одной стороны, об отсутствии достаточно определенной точки зрения на выбор профиля, а с другой — о том, что для самолетов того времени вопрос о выборе профиля имел несомненно меньшее значение, чем в настоящее время.

3. На самолетах выпуска последних двух-трех лет число применяемых серий суживается и сравнительно большее распространение имеет серия НАСА-230.

4. На наиболее новых самолетах, выпуска 1939—1940 гг., обладающих большими скоростями полета, большой высотой и значительной удельной нагрузкой на крыло, можно заметить следующую тенденцию: у корня применяются симметричные либо специальные за-секреченные профили, а на концах крыла вогнутые профили серий НАСА-44, НАСА-230 и некоторые другие.

Это может служить подтверждением сделанного в атласе вывода о необходимости выбора профиля крыла для современного скоростного самолета по критерию $M_{кр}$, как первоочередному и обязательному.

Отв. редактор А. К. Мартынов

Объем 42 $\frac{1}{2}$ п. л., по 62480 зн. в п. л.

Учетно-авторских листов 66,4.

Тираж 1 000 экз.

Подписано к печати 19/XII 1940 г.

Л76334

Тип. изд. БНТ НКАП при ЦАГИ. Заб. № 131