

С.Т. Кашафутдинов, В.Н. Лушин

*Атлас
аэродинамических характеристик
крыловых профилей*

1994



С. Т. Кашафутдинов, В. Н. Лушин

А Т Л А С
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ

*Отсканировал
и выложил в свободный
доступ Виктор "bellkin"
(=SF=BELLA-RUS)*

ЗАМЕЧЕННЫЕ ОПЕЧАТКИ

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
1	2	3	4
5	Табл. 1	ЦАГИ Р-11 ЦАГИ Р-111 Go-535 Go 549 ЦАГИ Р-111 ЦАГИ Д-2	ЦАГИ Р-II ЦАГИ Р-III G5-535 G5-549 ЦАГИ Р-III ЦАГИ Д-2
6	Между 5-й и 6-й верхними строками		Профили СибНИА С-12, С-14 и С-16 защищены авторским свидетельством № 1420822 "Профиль крыла пилотажно-акробатического самолета"/Кашафутдинов С. Т., Кочеловский Ю. А., Лушин В. Н., Чернов Л. Г., Грунин Е. П.: приоритет от 10 июля 1986 г.
16	1 сверху	... ПРОФИЛЬ ЦАГИ Д-2*	... ПРОФИЛЬ ЦАГИ Д-2*
52	1 сверху	ПРОФИЛЬ DFS -Р9-11	ПРОФИЛЬ DFS -Р9-14
53	1 сверху	ПРОФИЛЬ DFS -Р9-11	ПРОФИЛЬ DFS -Р9-14
56	В графе таблицы		
	Стр	<неразборчиво>	-0, 005
62	В графе таблицы		
	Сос	<неразборчиво>	0, 0082
63	В графе таблицы		
	Сос	<неразборчиво>	0, 0087

1	2	3	4
64	В графе таблицы Cx_0	<неразборчиво>	0,0094
65	В графах таблицы: Cx_{min} Cy_{opt} Cx_n dx_{dlyc} Cx	<неразборчиво> <неразборчиво> <неразборчиво> <неразборчиво> <неразборчиво>	C,0088 0,05 0,0088 -0,8°
	В условных обозначениях	● 1 ... ○ 2 ... ● 3 ... ⊗ 4 ...	5,8 ● 4 ... ○ 3 ... ● 2 ... ⊗ 1 ...
66	В графе таблицы Cx_0	<неразборчиво>	0,0083
67	В графе таблицы Cx_0	<неразборчиво>	0,0083
68	В графе таблицы Cx_0	<неразборчиво>	0,0083

Заказ 413

- C_x - коэффициент лобового сопротивления модели;
 C_y - коэффициент подъемной силы модели;
 C_m - коэффициент момента тангажа относительно носка модели;
 $C_{m_{1/4}}$ - коэффициент момента тангажа относительно точки, расположенной на расстоянии $1/4 \bar{b}$ от носка профиля;
 C_{xi} - коэффициент индуктивного сопротивления модели;
 C_{x_0} - коэффициент лобового сопротивления модели, соответствующий $C_y = 0$;
 C_{x_p} - коэффициент профильного сопротивления;
 $C_{x_{pmin}}$ - минимальное значение коэффициента профильного сопротивления;
 $C_{y_{opt}}$ - значение коэффициента подъемной силы, соответствующее $C_{x_{pmin}}$;
 $K = \frac{C_y}{C_{x_p}}$ - аэродинамическое качество профиля;
 $K_{max} = \left[\frac{C_y}{C_{x_p}} \right]_{max}$ - максимальная величина аэродинамического качества профиля;
 $C_{y_{наиб}}$ - значение коэффициента подъемной силы профиля, соответствующее K_{max} ;
 $C_{y_{min\ sec}}$ - минимальное значение коэффициента подъемной силы профиля;
 $C_{y_{max\ sec}}$ - максимальное значение коэффициента подъемной силы профиля;
 $\frac{C_{y^{3/2}}}{C_{x_p}}$ - коэффициент мощности;
 C_{m_0} - коэффициент момента тангажа профиля, соответствующий $C_y = 0$;
 $dc_y/d\alpha$ - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки профиля;
 dc_m/dc_y - производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы профиля;
 $Re = \frac{Vb}{\nu}$ - число Рейнольдса;
 V - скорость потока в рабочей части трубы (м/с);
 b - хорда крыла (м);
 ν - кинематическая вязкость воздуха (м²/с);
 λ - удлинение крыла;
 $\bar{c} = \frac{c_{max}}{b}$ - относительная толщина профиля (отношение максимальной толщины профиля к его хорде);
 $\bar{l} = \frac{l}{b}$ - относительная кривизна профиля (отношение максимальной ординаты средней линии профиля к его хорде);

В Атласе приведены результаты испытаний в аэродинамической трубе крыловых профилей: ЦАГИ Р-П (12, 14, 18%), ЦАГИ Р-Ш (12; 15, 5; 18%), ЦАГИ 846 (14%), ЦАГИ Д-2 (14%), ЦАГИ Р-ША (15%), NASA 4412, NASA 4415, NASA 43012A, G_o-535, G_o-549, DFS-P9-14, MS16/209, К-3, СибНИА С (12; 14; 16%), СибНИА С-18/14 (16%), Me-163.

Кроме того, в Атласе приведены характеристики профилей, взятые из различных литературных источников: NASA 23011, NASA 23014, NASA 23017, FX 61-184, FX 63-137, FX 60-126, FX 67-K-170/17, GA (W)-1.

Настоящий Атлас призван стать пособием для конструкторов самодельных летательных аппаратов, а также может быть полезен работникам ОКБ при создании планеров и пилотажно-акробатических самолетов.

Книга напечатана при финансовой помощи малого предприятия "Кличен".



Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина,

1994

$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b}$ - относительное положение максимальной толщины профиля (расстояние от передней точки профиля вдоль его хорды до положения максимальной толщины, отнесенное к хорде);

$\bar{x}_f = \frac{x_f}{b}$ - относительное положение максимальной кривизны профиля (расстояние от передней точки профиля вдоль его хорды до положения максимальной ординаты средней линии профиля, отнесенное к хорде).

ОПИСАНИЕ МОДЕЛЕЙ

Аэродинамические характеристики профилей были получены из испытаний моделей прямоугольных крыльев с удлинением $\lambda = 5$. Основные параметры моделей приведены ниже в таблице 1.

Таблица 1

Профиль	Параметры профиля				Размах модели без законцовок $b, м$	Хорда модели $b, м$
	\bar{c}	\bar{x}_c	\bar{f}	\bar{x}_f		
ЦАГИ Р-11	0,12	0,25	0,034	0,25	1,5	0,3
	0,14	0,25	0,042	0,25	1,5	0,3
	0,18	0,25	0,040	0,25	1,5	0,3
ЦАГИ Р-111	0,12	0,25	0,0345	0,225	1,5	0,3
	0,155	0,25	0,0445	0,225	2,5	0,5
	0,18	0,25	0,0517	0,225	1,5	0,3
NACA 43012A	0,122	0,20	0,035	0,15	1,5	0,3
NACA 44	0,12	0,30	0,040	0,40	1,5	0,3
	0,15	0,30	0,040	0,40	1,5	0,3
Go-535	0,16	0,30	-	-	1,5	0,3
Go-549	0,138	0,30	-	-	1,5	0,3
ЗРС-Р9-14	0,138	0,20	-	-	2,5	0,5
ЦАГИ 846	0,14	0,30	0,040	0,30	1,5	0,3
ЦАГИ Р-111	0,15	0,25	-	-	1,5	0,3
ЦАГИ Д-2	0,14	0,27	0,0407	0,25	1,5	0,3
			0,0013	0,93		
СибНИА С	0,12	0,15	0,0	0,0	2,5	0,5
	0,14	0,15	0,0	0,0	2,5	0,5
	0,16	0,15	0,0	0,0	2,5	0,5
СибНИА С-18 14	0,16	0,15	0,01	0,15	2,5	0,5
MS 16/209	0,132	-	-	-	1,5	0,3
Me-163	0,127	-	-	-	1,5	0,3
К-3	0,164	-	-	-	1,5	0,3

Модели были изготовлены из бalsa и тщательно отполированы. Зазоры между шаблонами и поверхностью моделей не превышали 0,035% хорды.

Законцовки моделей были выполнены по методу ЦАГИ: радиус скругления равнялся половине местной толщины профиля.

Изменение площади и удлинения крыльев за счёт законцовок было учтено с помощью формул /5/:

$$S' = S(1 + 0,65\bar{c}/\lambda), \quad \lambda' = \frac{\lambda + 2\bar{c}}{1 + 0,65\bar{c}}$$

где S и L - соответственно площадь и удлинение прямоугольной части модели, \bar{c} - относительная толщина профиля.

Профиль К-3 спроектирован И. К. Костенко; им же составлены таблицы координат профилей DFS-P9-14 и Me-163 . Координаты остальных профилей взяты из работ /1/, /2/, /4/, /5/, /8/, /9/.

МЕТОДИКА И ПРОГРАММА ИСПЫТАНИЙ

Испытания моделей крыльев проводились в аэродинамической трубе, имеющей открытую рабочую часть эллиптического сечения с осями 4 и 2,33 м.

Программой испытаний предусматривалось измерение подъемной силы, лобового сопротивления и момента тангажа моделей в широком диапазоне положительных и отрицательных значений углов атаки.

Результаты испытаний каждой модели представлены на двух листах. Первый лист содержит графики зависимостей $C_y = f(\alpha)$, $C_m = f(C_y)$, $C_{xi} = f(C_y)$, $C_x = f(C_y)$, $C_{xp} = f(C_y)$, а также таблицу значений основных аэродинамических характеристик крыла бесконечного размаха, то есть профиля. На втором листе приведены графики зависимостей $C_{y \max \text{ сеч}} = f(Re)$, $C_{y \min \text{ сеч}} = f(Re)$ и участки кривых $C_y = f(\alpha)$ модели в области околоскритических углов атаки.

Характеристики $dc_y/d\alpha$, $C_{y \text{ opt}}$, $C_{y \max \text{ сеч}}$, $C_{y \min \text{ сеч}}$ профилей были получены путем пересчета экспериментальных данных по методу, изложенному в работе /5/.

Точность определения аэродинамических характеристик моделей при единичном испытании оценивается следующими наибольшими величинами погрешностей;

$$\alpha = 0^\circ \begin{cases} \delta C_x = \pm 0,002; \\ \delta C_y = \pm 0,008; \\ \delta m_z = -0,0025; \end{cases} \quad \alpha = 16^\circ \begin{cases} \delta C_x = \pm 0,0025; \\ \delta C_y = \pm 0,013; \\ \delta m_z = -0,005. \end{cases}$$

Приведенные в атласе характеристики крыльев и профилей представлены в скоростной системе осей координат с началом в носке профиля.

Авторы приносят свои извинения за то, что с целью ускорения выхода атласа из печати, аэродинамические коэффициенты приведены в системе обозначений, использованной в предыдущей редакции атласа.

ОПИСАНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ И УСЛОВИЙ ИСПЫТАНИЙ ПРОФИЛЕЙ. ЗАИМСТВОВАННЫХ ИЗ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ИСТОЧНИКОВ

В настоящем атласе, кроме полученных авторами, приводятся аэродинамические характеристики профилей, приведенные в других работах /5/, /10/, /11/. Их основные геометрические параметры приведены в таблице 2.

Характеристики профилей NACA230 получены на моделях отсеков крыльев удлиненным $L = 5/5$, аналогичных испытанным авторами и результаты пред-

лены в подобной форме.

Ламинаризированные профили Воргмана (FX) /10/ испытаны в малотурбулентной аэродинамической трубе института аэрогазодинамики в Штуттгарте (ФРГ) с сечением рабочей части $2,73 \times 0,73 \text{ м}^2$. Измерение сил и момента тангажа профиля осуществлялось путем интегрирования распределения давления на модели и в следе за профилем, а также при помощи тензомерических весов. Результаты испытаний представлены в виде зависимостей $C_y = f(\alpha)$, $C_y = f(C_{xp})$ и $C_{m,1/4} = f(\alpha)$ для различных чисел Re . Кроме того, для одного из рассмотренных чисел Рейнольдса в таблице приводятся основные аэродинамические характеристики профиля.

Таблица 2

Профиль	Параметры профиля			
	\bar{c}	\bar{x}_c	\bar{f}	\bar{x}_f
NACA 23011	0,11	0,30	0,0184	0,15
NACA 23014	0,14	0,30	0,0184	0,15
NACA 23017	0,17	0,30	0,0184	0,15
FX 61-184	0,184	0,36	0,032	0,57
FX 63-137	0,137	0,30	0,059	0,55
FX 60-126	0,126	0,27	0,037	0,56
FX 67-K-170/17	0,17	0,425	0,05	0,39
GA(W)-1	0,17	0,40	0,021	0,65

Аэродинамические характеристики профилей этой серии представлены в скоростной системе осей координат с началом в точке, расположенной на расстоянии $1/4\bar{c}$ от носика профиля.

Аэродинамические характеристики профиля GA(W)-1 /11/ получены в малотурбулентной аэродинамической трубе НИЦ им. Лэнгли (США) сечением рабочей части $0,9144 \times 2,286 \text{ м}^2$. Измерение сил и момента тангажа профиля выполнено путем интегрирования распределения давления на модели и в следе за ней. Результаты испытаний профиля приводятся в форме, аналогичной представлению профилей серии FX.

ОБЩИЕ ПОНЯТИЯ

Аэродинамические силы, возникающие от взаимодействия профиля с набегающим потоком, можно условно разделить в соответствии с природой их возникновения на два вида:

- силы, обусловленные нормальными давлениями на поверхности профиля (подъемная сила и сила сопротивления давления);

– сила, вызванная касательными напряжениями и связанная с проявлением вязкости воздуха, – сопротивление трения.

Подъемная сила, действующая на профиль, вызвана разностью давлений на нижней и верхней поверхностях и направлена перпендикулярно вектору скорости набегающего потока. Точка приложения подъемной силы называется центром давления. Положение центра давления на несимметричном профиле зависит от угла атаки. Поэтому в аэродинамике пользуются более удобным понятием – фокусом. Фокус – это точка приложения приращения подъемной силы, вызванного изменением угла атаки.

Силы вязкости, возникающие при движении слоев воздуха друг относительно друга, оказывают заметное воздействие на течение в тонком слое воздуха, примыкающем к поверхности профиля. В этом слое, называемом пограничным, происходит резкое нарастание скорости по нормали к стенке от нуля (частицы, прилипшие к стенке, полностью заторможены) до местной скорости внешнего течения. Если частицы воздуха послойно движутся в пограничном слое, течение называется ламинарным. При некоторых условиях слоистое (ламинарное) течение разрушается и возникает течение с бурным перемешиванием слоев – турбулентное. Условием, определяющим переход от одного типа течения к другому, является параметр Рейнольдса (Re). Значение параметра Re , при котором происходит переход ламинарного течения в турбулентное, называется критическим числом – $Re_{кр}$. Величина $Re_{кр}$ существенно зависит от степени шероховатости тела: чем меньше высота микронеровностей, тем выше значение $Re_{кр}$, тем протяженнее длина ламинарного участка при обтекании тела. Характер течения в пограничном слое оказывает решающее влияние на величину сопротивления трения: при ламинарном течении коэффициент трения в несколько раз ниже, чем при турбулентном.

Рассматривая обтекание профиля на разных углах атаки, можно отметить два принципиально различающихся режима:

а) безотрывное обтекание, когда пограничный слой и течение в целом присоединены к поверхности профиля; при этом подъемная сила связана с углом атаки линейной зависимостью, а сопротивление профиля минимально;

б) обтекание с отрывом пограничного слоя от верхней поверхности профиля, имеющее место на углах атаки $14-20^\circ$. Этот режим обтекания характерен нарушением линейной зависимости подъемной силы от угла атаки резким повышением сопротивления давления.

ОСНОВНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЕЙ

Основным назначением поверхности летательного аппарата является создание силы, которая используется как подъемная, управляющая или стабилизирующая.

Угол атаки профиля, соответствующий нулевой подъемной силе, в основном определяется его кривизной. Относительная толщина профиля мало влияет на величину этого угла.

Производная C_y^α (отношение приращения коэффициента подъемной силы к соответствующему приращению угла атаки)

Для обычных профилей производная C_y^α уменьшается при увеличении относительной толщины. Установлено также, что уменьшение угла схода (угла при задней кромке) профиля приводит к некоторому увеличению значения C_y^α .

Максимальные несущие свойства

Для большинства известных профилей при увеличении относительной толщины до $\bar{c} = 12\%$ значение $C_{y_{max}}$ возрастает. Дальнейшее увеличение толщины профиля не оказывает существенного влияния на его максимальные несущие свойства. Важно отметить, что увеличение относительной толщины профиля сопровождается возрастанием приращения ΔC_y , вызванного отклонением механизации задней кромки.

Крыловые профили с положением максимальной кривизны вблизи передней кромки проявляют склонность к срыву потока с резкой потерей несущих свойств. Более пологая форма дика зависимости $C_y(\alpha)$ в окрестности $C_{y_{max}}$ достигается, когда положение максимальной кривизны смещено назад. По влиянию числа

Re на $C_{y_{max}}$ профили можно условно разделить на четыре группы.

К первой группе профилей относятся симметричные профили и профили с малой кривизной не выше 2–2,5% от хорды, тонкие профили со средней кривизной около 3–4% от хорды и профили со средней кривизной, максимальная ордината которой находится в задней половине хорды профиля. $C_{y_{max}}$ профилей этой группы возрастает при увеличении числа Re .

Ко второй группе профилей относятся профили толщиной 12–16% со средней кривизной 3–4% от хорды, максимальная ордината которой расположена на расстоянии (0,4–0,45) \bar{c} от носика. Величина $C_{y_{max}}$ профилей этой группы весьма слабо убывает при возрастании числа Re .

К третьей группе относятся сильно вогнутые профили со средней кривизной около 3–4%, но с ординатой максимальной кривизны, расположенной на расстоянии (0,2–0,25) \bar{c} от носика, и толстые профили со средней кривизной. $C_{y_{max}}$ этих профилей сильно убывает при возрастании Re .

К четвертой группе принадлежат профили с острой или слегка закругленной передней кромкой. $C_{y_{max}}$ этих профилей весьма мал (0,4–0,5). Увеличение Re слегка увеличивает значение $C_{y_{max}}$.

Влияние шероховатости поверхности
профиля на его несущие свойства

Экспериментально установлено, что шероховатость поверхности, особенно вблизи передней кромки, сильно воздействует на несущие свойства профиля. Величина $C_{y\max}$ заметно уменьшается с увеличением шероховатости поверхности. Для профиля с шероховатой передней кромкой $C_{y\max}$ медленно увеличивается с ростом числа Re . В то же время шероховатость поверхности, расположенная за положением максимальной толщины профиля, мало влияет на его максимальные несущие свойства и величину C_y^α .

Шероховатость поверхности профиля при толщинах свыше 18% приводит к уменьшению производной C_y^α . Для профилей с меньшей относительной толщиной влияние шероховатости на C_y^α гораздо слабее.

Продольный момент

Изменение относительной толщины профиля слабо влияет на величину момента тангажа при нулевой подъемной силе, приводя к незначительному уменьшению его величины при повышении толщины профиля.

Увеличение кривизны профиля сопровождается увеличением продольного момента на пикирование. Фокус профиля при увеличении относительной толщины смещается вперед.

Сопротивление профиля

Значение минимального сопротивления гладкого профиля зависит главным образом от числа Re и протяженности участка ламинарного обтекания и слабее от относительной толщины и кривизны. Коэффициент сопротивления обычно уменьшается с возрастанием числа Re . Увеличение кривизны профиля практически не приводит к изменениям в значении $C_{x\min}$. Увеличение относительной толщины профиля, так же как и смещение ее положения к носу, сопровождается повышением минимального лобового сопротивления.

Шероховатость поверхности профиля может значительно увеличить его минимальное сопротивление, поэтому важно сохранять гладкость поверхности при любом характере течения в пограничном слое.

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ВЫБОРУ ПРОФИЛЯ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Выбор профиля крыла начинают с оценки параметра, характеризующего минимальную и максимальную скорость летательного аппарата. В качестве такого параметра обычно рассматривают отношение максимального коэффициента подъемной силы при полностью отклоненной механизации к коэффициенту профильного сопротивления при значении C_y , соответствующем полету на максимальной скорости:

$\frac{C_{y\max}^{\text{мех}}}{C_{x\text{р}}}$. Большие значения этого отношения соответствуют большей

достижимой величине максимальной скорости полета при заданной посадочной скорости.

Для оценки качества профиля по рекомендуемому отношению необходимо брать значение $C_{y\max}^{\text{мех}}$ при числе Re , соответствующем посадочной скорости.

Выбирая профили по критерию $C_{y\max}^{\text{мех}}/C_{x\text{р}}$ необходимо помнить, что для отдельных классов летательных аппаратов (высокоманевренные самолеты) важно дополнительно соблюдение определенного соотношения $|C_{y\max}|/|C_{y\min}|$, что требует применения профилей близких к симметричным ($\bar{f} = 0$) (например, "С", *NACA* 230). Для большинства самолетов самодеятельной постройки (неманевренных или ограниченно маневренных самолетов) этот критерий не играет существенной роли. В этом случае можно повысить соотношение $C_{y\max}^{\text{мех}}/C_{x\text{р}}$ применяя несимметричные профили, имеющие большие значения $C_{y\max}$ и более плавную зависимость $C_y(\alpha)$ в области критических углов атаки, что повысит безопасность при полете на околокритических углах атаки (посадка, кругой вираж).

Среди выбранных классов профилей, равно удовлетворяющих рассмотренной выше оценке, следует отдать предпочтение профилям, имеющим минимальное значение коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе C_{m_0} . Дальнейшее сужение классов рассматриваемых профилей производится на основе удовлетворения дополнительным требованиям, которым должен соответствовать проектируемый летательный аппарат.

Представленные в атласе профили можно условно разделить на несколько групп:

- профили серий P-II, P-III, *NACA* 44, ЦАГИ-846, G-0 относятся к классическим профилям, разработанным в 30-е годы. Эти профили обладают хорошими несущими свойствами, плавной зависимостью $C_y(\alpha)$ в области критических углов атаки, не предъявляют особых требований к качеству поверхности и точности выполнения контура профиля. Такие профили могут быть использованы для крыльев с гибкой обшивкой, при этом потери в несущих свойствах и аэродинамическом сопротивлении, по сравнению с жестким крылом, будут не очень значительны. По этой причине такие профили могут найти широкое применение на легких самолетах схематических схем;

- к другой группе профилей относятся P-IIIA, MS 16/209, D-2, K-3, *NACA* 230, *NACA* 430, GA(W)-1. Они обладают хорошими несущими свойствами и высоким значением отношения $C_{y\max}/C_{x\text{рmin}}$. Эти профили предъявляют более высокие требования к соблюдению формы контура и могут быть рекомендованы для применения на легких самолетах с жестким крылом;

- профили серии С обладают высокими несущими свойствами и резким изме-

нением зависимости $C_y(\alpha)$ в области критических углов атаки. Они предъявляют высокие требования к чистоте поверхности и точности контура профиля и предназначены для пилотажио-акробатических самолетов. Применение таких профилей для крыльев любительских самолетов общего назначения нежелательно из-за повышенной опасности к сваливанию;

– ламинаризованные профили серии FX, разработанные Вортманом, обладают высокими несущими свойствами и аэродинамическим качеством, в том числе на малых числах Re . Такие профили могут быть рекомендованы для планеров и легких скоростных самолетов с жестким крылом. Эти профили предъявляют повышенные требования к качеству поверхности и точности выполнения контура профиля при создании летательного аппарата и в процессе эксплуатации.

Координаты профилей

ПРОФИЛЬ ЦАГИ Р-II*

 $\bar{C} = 0,12$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
1	2,232	-1,080
2	3,226	-1,525
4	4,728	-1,930
6	5,822	-2,131
8	6,666	-2,254
10	7,355	-2,357
15	8,560	-2,472
20	9,200	-2,532
25	9,427	-2,571
30	9,414	-2,558
40	8,888	-2,407
50	7,862	-2,127
60	6,541	-1,786
70	5,065	-1,396
80	3,468	-0,969
90	1,770	-0,517
95	0,868	-0,263
100	0	0

* См. [2].

 $\bar{C} = 0,14$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
1	2,604	-1,260
2	3,764	-1,780
4	5,517	-2,252
6	6,794	-2,486
8	7,778	-2,630
10	8,582	-2,750
15	9,988	-2,885
20	10,735	-2,955
25	11,000	-3,000
30	10,985	-2,989
40	10,371	-2,809
50	9,174	-2,482
60	7,632	-2,084
70	5,910	-1,628
80	4,047	-1,131
90	2,063	-0,603
95	1,015	-0,307
100	0	0

 $\bar{C} = 0,18$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
1	3,156	-1,812
2	4,556	-2,572
4	6,619	-3,361
6	8,119	-3,811
8	9,265	-4,117
10	10,202	-4,370
15	11,828	-4,724
20	12,690	-4,910
25	13,000	-5,000
30	12,982	-4,986
40	12,254	-4,692
50	10,839	-4,147
60	9,020	-3,472
70	6,981	-2,705
80	4,786	-1,870
90	2,446	-0,984
95	1,122	-0,498
100	0	0

ПРОФИЛЬ ЦАГИ 846*

 $\bar{C} = 0,14$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
1,25	2,80	-1,40
2,5	4,03	-1,80
5,0	6,00	-2,30
7,5	7,40	-2,50
10	8,50	-2,60
20	10,60	-2,90
30	11,00	-2,98
40	10,40	-2,80
50	9,30	-2,30
60	7,70	-2,06
70	6,00	-1,60
80	4,20	-1,10
90	2,10	-0,59
95	1,06	-0,307
100	0	0

* См. [4].

ПРОФИЛЬ НАСА 43012A

 $\bar{C} = 0,122$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
1,25	3,87	-0,81
2,50	5,19	-1,09
5,00	7,02	-1,44
7,50	8,17	-1,71
10,00	8,96	-1,92
15,00	9,62	-2,28
20,00	9,65	-2,57
25,00	9,43	-2,79
30,00	9,14	-2,93
40,00	8,47	-3,15
50,00	7,52	-3,07
60,00	6,35	-2,77
70,00	5,00	-2,31
80,00	3,52	-1,72
90,00	1,90	-1,00
95,00	1,04	-0,59
100,00	0,13	-0,13

ПРОФИЛЬ Р-1A

 $\bar{C} = 0,15$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
0,5	1,98	-0,91
1	2,8	-1,29
2	4,16	-1,75
3	5,24	-2,03
5	6,98	-2,35
7	8,34	-2,51
10	9,87	-2,65
15	11,41	-2,77
20	12,02	-2,82
25	12,16	-2,82
30	11,92	-2,8
40	10,66	-2,61
50	9,05	-2,3
60	7,28	-1,95
70	5,46	-1,52
80	3,64	-1,04
90	1,82	-0,52
100	0	0

ПРОФИЛЬ ЦАГИ Р-II*

 $\bar{C} = 0,12$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
0,5	1,78	-0,82
1	2,55	-1,12
2	3,75	-1,51
3	4,62	-1,73
5	6,00	-2,04
7	7,01	-2,25
10	8,05	-2,41
15	9,57	-2,52
20	9,43	-2,56
25	9,43	-2,57
30	9,22	-2,52
40	8,44	-2,38
50	7,28	-2,12
60	5,88	-1,78
70	4,41	-1,39
80	2,94	-0,439
90	1,46	-0,473
100	0	0

* См. [4].

 $\bar{C} = 0,155$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
0,5	2,30	-1,06
1	3,30	-1,45
2	4,84	-1,95
3	6,00	-2,23
5	7,75	-2,63
7	9,05	-2,90
10	10,40	-3,12
15	11,70	-3,25
20	12,18	-3,31
25	12,18	-3,32
30	11,92	-3,26
40	10,90	-3,08
50	9,40	-2,74
60	7,60	-2,30
70	5,70	-1,80
80	3,80	-1,22
90	1,90	-0,61
100	0	0

 $\bar{C} = 0,18$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
0,5	2,68	-1,23
1	3,83	-1,68
2	5,62	-2,28
3	6,97	-2,59
5	9,00	-3,05
7	10,51	-3,37
10	12,73	-3,62
15	13,58	-3,77
20	14,14	-3,84
25	14,14	-3,85
30	13,84	-3,79
40	12,65	-3,57
50	10,91	-3,18
60	8,83	-2,68
70	6,62	-2,09
80	4,41	-1,42
90	2,21	-0,71
100	0	0

ПРОФИЛЬ НАСА 44*

 $\bar{C} = 0,12$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
1,25	2,44	-1,43
2,5	3,39	-1,95
5,0	4,73	-2,49
7,5	5,76	-2,74
10	6,59	-2,86
15	7,89	-2,88
20	8,80	-2,74
25	9,41	-2,50
30	9,76	-2,26
40	9,80	-1,80
50	9,19	-1,40
60	8,14	-1,00
70	6,69	-0,65
80	4,89	-0,39
90	2,71	-0,22
95	1,47	-0,16
100	(0,13)	(-0,13)
100	0	0

* См. [9].

 $\bar{C} = 0,15$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
1,25	3,07	-1,79
2,5	4,17	-2,48
5,0	5,74	-3,27
7,5	6,91	-3,71
10	7,84	-3,98
15	9,27	-4,18
20	10,25	-4,15
25	10,92	-3,98
30	11,25	-3,75
40	11,25	-3,25
50	10,53	-2,72
60	9,30	-2,14
70	7,63	-1,55
80	5,55	-1,03
90	3,08	-0,57
95	1,67	-0,36
100	(0,16)	(-0,16)
100	0	0

ПРОФИЛЬ G6'-549

 $\bar{C} = 0,138$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	3,45	3,45
1,25	5,70	1,95
2,5	6,80	1,60
5,0	8,45	1,10
7,5	9,65	0,75
10	10,70	0,55
15	12,25	0,25
20	13,20	0,05
30	13,85	0,00
40	13,40	0,10
50	12,05	0,30
60	10,05	0,55
70	7,90	0,65
80	5,35	0,55
90	2,70	0,30
95	1,40	0,15
100	0,00	0,00

* См. 8.

ПРОФИЛЬ 60'-535*
C = 0,16

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	4,30	4,30
1,25	8,35	2,30
2,5	9,75	1,55
5,0	11,55	0,80
7,5	12,90	0,50
10	13,95	0,30
15	15,30	0,05
20	16,05	0,00
30	16,30	0,25
40	15,35	1,15
50	13,75	2,20
60	11,65	3,00
70	9,22	3,00
80	6,55	2,50
90	3,55	1,45
95	1,90	0,65
100	0,15	0,15

* См. [8].

ПРОФИЛЬ DFS-P9-14
C = 0,138

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	3,36	3,36
0,50	5,50	1,80
1,00	6,42	1,30
2,00	7,79	0,75
3,00	8,84	0,47
4,00	9,72	0,27
5,00	10,46	0,15
7,00	11,75	0,00
10,00	12,70	0,00
15,00	13,71	0,11
20,00	14,06	0,24
25,00	14,06	0,40
30,00	13,75	0,54
40,00	12,55	0,70
50,00	10,85	0,75
60,00	8,75	0,70
70,00	6,55	0,58
80,00	4,36	0,39
90,00	2,19	0,20
95,00	1,10	0,10
100,00	0,00	0,00

ПРОФИЛЬ ЦАГМ Д-2*
C = 0,14

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
0,25	1,18	-0,63
0,50	1,78	-0,92
0,75	2,22	-1,11
1,00	2,59	-1,25
1,25	2,94	-1,38
1,75	3,51	-1,57
2,50	4,38	-1,80
3,25	5,02	-1,97
5,00	6,34	-2,24
7,50	7,76	-2,41
10,00	8,78	-2,54
15,00	10,17	-2,69
20	10,86	-2,81
30	10,95	-3,00
40	10,09	-3,07
50	8,62	-3,01
60	6,86	-2,88
70	4,88	-2,65
80	2,96	-2,21
85	2,02	-1,92
90	1,21	-1,48
95	0,51	-0,81
100	0	0

* См. [5].

ПРОФИЛЬ MS I6/209*
C = 0,132

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	6,1	6,1
1,25	7,7	4,0
2,5	8,8	3,0
5	10,1	2,1
7,5	11,2	1,6
10	11,0	1,3
15	12,8	0,7
20	13,2	0,3
30	13,2	0,0
40	12,3	0,2
50	10,55	0,3
60	8,2	0,2
70	6,1	0,0
80	4,3	0,15
90	2,7	0,5
95	2,0	1,0
100	1,4	1,4

ПРОФИЛЬ Me-163
C = 0,127

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
2,5	3,42	-2,47
5	4,70	-3,25
7,5	5,60	-3,73
10	6,22	-4,10
15	7,10	-4,51
20	7,56	-4,72
25	7,85	-4,83
30	7,92	-4,86
40	7,38	-4,70
50	6,38	-4,31
60	5,29	-3,80
70	3,99	-3,18
80	2,80	-2,36
90	1,36	-1,22
95	0,65	-0,62
100	0,0	0,0

ПРОФИЛЬ K-3
C = 0,164

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0	0	0
1	3,17	-1,98
2	4,37	-2,75
3	5,28	-3,17
5	6,66	-3,69
7,5	7,94	-4,06
10	9,00	-4,29
15	10,31	-4,72
20	11,03	-5,02
25	11,32	-5,12
30	11,03	-5,16
40	9,72	-5,24
50	7,86	-5,13
60	5,56	-4,76
70	3,57	-3,89
80	2,18	-2,78
90	1,08	-1,51
95	0,54	-0,79
100	0	0

* См. [1].

ПРОФИЛЬ СИБНИА С-12

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b = -\bar{y}_n, \%$
0,000	0,000
0,200	1,093
0,500	1,696
1,000	2,347
1,500	2,824
2,000	3,208
2,500	3,533
3,000	3,815
3,500	4,063
4,000	4,284
4,500	4,483
5,000	4,662
5,500	4,824
6,000	4,971
7,000	5,225
8,000	5,434
9,000	5,604
10,000	5,739
11,000	5,844
12,000	5,920
13,000	5,970
14,000	5,996
15,000	6,000
16,000	5,982
17,000	5,935
18,000	5,886
19,000	5,816
20,000	5,744
25,000	5,387
30,000	5,030
35,000	4,673
40,000	4,316
45,000	3,958
50,000	3,601
55,000	3,244
60,000	2,887
65,000	2,530
70,000	2,173
75,000	1,816
80,000	1,459
85,000	1,101
90,000	0,744
95,000	0,387
100,00	0,030

ПРОФИЛЬ СИБНИА С-14

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b = -\bar{y}_n, \%$
0,000	0,000
0,200	1,275
0,500	1,979
1,000	2,739
1,500	3,294
2,000	3,743
2,500	4,122
3,000	4,451
3,500	4,740
4,000	4,998
4,500	5,230
5,000	5,439
5,500	5,628
6,000	5,799
7,000	6,096
8,000	6,340
9,000	6,538
10,000	6,696
11,000	6,818
12,000	6,907
13,000	6,965
14,000	6,996
15,000	7,000
16,000	6,979
17,000	6,934
18,000	6,868
19,000	6,785
20,000	6,702
25,000	6,285
30,000	5,868
35,000	5,452
40,000	5,035
45,000	4,618
50,000	4,202
55,000	3,785
60,000	3,368
65,000	2,952
70,000	2,535
75,000	2,118
80,000	1,702
85,000	1,285
90,000	0,868
95,000	0,452
100,000	0,035

ПРОФИЛЬ СИБНИА С-16

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_b = -\bar{y}_n, \%$
0,000	0,000
0,200	1,457
0,500	2,262
1,000	3,130
1,500	3,765
2,000	4,278
2,500	4,711
3,000	5,087
3,500	5,418
4,000	5,712
4,500	5,977
5,000	6,216
5,500	6,432
6,000	6,628
7,000	6,967
8,000	7,246
9,000	7,472
10,000	7,653
11,000	7,792
12,000	7,893
13,000	7,960
14,000	7,995
15,000	8,000
16,000	7,976
17,000	7,925
18,000	7,849
19,000	7,754
20,000	7,659
25,000	7,183
30,000	6,707
35,000	6,230
40,000	5,754
45,000	5,278
50,000	4,802
55,000	4,326
60,000	3,850
65,000	3,373
70,000	2,897
75,000	2,421
80,000	1,945
85,000	1,469
90,000	0,992
95,000	0,516
100,000	0,040

ПРОФИЛЬ СИБНИА С-18/14

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_g, \%$	$-\bar{y}_n, \%$
0,000	0,000	0,000
0,200	1,639	1,275
0,500	2,545	1,979
1,000	3,521	2,739
1,500	4,336	3,294
2,000	4,812	3,743
2,500	5,300	4,122
3,000	5,723	4,451
3,500	6,095	4,740
4,000	6,426	4,998
4,500	6,724	5,230
5,000	6,993	5,439
5,500	7,236	5,628
6,000	7,456	5,799
7,000	7,838	6,096
8,000	8,151	6,340
9,000	8,406	6,538
10,000	8,609	6,696
11,000	8,766	6,818
12,000	8,880	6,907
13,000	8,955	6,965
14,000	8,994	6,996
15,000	9,000	7,000
16,000	8,973	6,979
17,000	8,916	6,934
18,000	8,830	6,868
19,000	8,723	6,785
20,000	8,616	6,702
25,000	8,081	6,285
30,000	7,545	5,868
35,000	7,009	5,452
40,000	6,473	5,035
45,000	5,938	4,618
50,000	5,402	4,202
55,000	4,866	3,785
60,000	4,331	3,368
65,000	3,795	2,952
70,000	3,259	2,535
75,000	2,724	2,118
80,000	2,188	1,702
85,000	1,652	1,285
90,000	1,116	0,868
95,000	0,581	0,452
100,000	0,045	0,035

ПРОФИЛЬ НАСА 23011

$\bar{x}_g, \%$	$\bar{y}_g, \%$	$\bar{x}_n, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0,000	0,000	0,000	0,000
0,588	1,796	1,412	-1,216
1,541	2,662	2,459	-1,566
3,452	3,883	4,548	-1,931
5,512	4,791	6,488	-2,179
7,617	5,469	8,383	-2,389
9,736	5,981	10,264	-2,587
15,000	6,735	15,000	-3,065
20,116	7,019	19,884	-3,497
30,122	7,047	29,878	-3,953
40,118	6,846	39,882	-3,993
50,107	5,962	49,893	-3,752
60,092	5,066	59,908	-3,298
70,074	4,022	69,926	-2,696
80,053	2,846	79,947	-1,962
90,029	1,548	89,971	-1,106
95,016	0,842	94,984	-0,620
100,000	0,116	100,000	-0,116

ПРОФИЛЬ НАСА 23014

$\bar{x}_g, \%$	$\bar{y}_g, \%$	$\bar{x}_n, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0,000	0,000	0,000	0,000
0,476	2,207	1,524	-1,627
1,416	3,238	2,584	-2,142
3,302	4,676	4,698	-2,724
5,379	5,741	6,621	-3,129
7,512	6,541	8,488	-3,461
9,663	7,149	10,337	-3,755
15,000	8,071	15,000	-4,401
20,148	8,453	19,852	-4,931
30,155	8,547	29,845	-5,453
40,150	8,096	39,850	-5,444
50,137	7,287	49,863	-5,077
60,118	6,207	59,882	-4,439
70,095	4,938	69,906	-3,612
80,068	3,501	79,932	-2,617
90,037	1,910	89,963	-1,468
95,021	1,042	94,979	-0,820
100,000	0,147	100,000	-0,147

ПРОФИЛЬ НАСА 23017

$\bar{x}_g, \%$	$\bar{y}_g, \%$	$\bar{x}_n, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0,000	0,000	0,000	0,000
0,364	2,618	1,636	-2,038
1,291	3,814	2,709	-2,718
3,153	5,468	4,847	-3,516
5,246	6,692	6,754	-4,080
7,408	7,612	8,592	-4,532
9,591	8,318	10,409	-4,924
15,000	9,407	15,000	-5,737
20,180	9,887	19,820	-6,365
30,188	10,047	29,812	-6,953
40,182	9,546	39,818	-6,894
50,166	8,612	49,834	-6,402
60,143	7,348	59,857	-5,580
70,115	5,854	69,885	-4,528
80,082	4,157	79,918	-3,273
90,045	2,272	89,955	-1,830
95,025	1,241	94,975	-1,019
100,000	0,179	100,000	-0,179

ПРОФИЛЬ FX61-184
C = 0, 184

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$	$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$
0, 000	0, 000	0, 000	53, 274	10, 974	-5, 042
0, 102	0, 812	-0, 243	56, 525	10, 511	-4, 462
0, 422	1, 520	-0, 671	59, 750	9, 958	-3, 817
0, 960	2, 251	-1, 103	62, 938	9, 323	-3, 148
1, 702	3, 006	-1, 538	66, 074	8, 619	-2, 495
2, 650	3, 790	-1, 975	69, 133	7, 877	-1, 888
3, 802	4, 598	-2, 414	72, 115	7, 125	-1, 340
5, 158	5, 407	-2, 851	74, 995	6, 395	-0, 853
6, 694	6, 205	-3, 285	77, 773	5, 695	-0, 431
8, 422	6, 980	-3, 713	80, 435	5, 035	-0, 075
10, 330	7, 724	-4, 129	82, 970	4, 417	0, 215
12, 403	8, 427	-4, 529	85, 350	3, 842	0, 440
14, 643	9, 082	-4, 906	87, 590	3, 309	0, 601
17, 037	9, 681	-5, 251	89, 644	2, 819	0, 702
19, 558	10, 228	-5, 560	91, 571	2, 369	0, 747
22, 221	10, 710	-5, 831	93, 299	1, 957	0, 742
24, 998	11, 127	-6, 055	94, 848	1, 580	0, 696
27, 891	11, 466	-6, 230	96, 192	1, 234	0, 610
30, 861	11, 724	-6, 349	97, 344	0, 920	0, 494
33, 933	11, 893	-6, 407	98, 291	0, 640	0, 361
37, 056	11, 973	-6, 400	99, 034	0, 408	0, 244
40, 243	11, 958	-6, 320	99, 571	0, 218	0, 129
43, 469	11, 850	-6, 156	99, 891	0, 079	0, 031
46, 733	11, 646	-5, 895	100, 000	0, 000	0, 000
49, 997	11, 355	-5, 524			

ПРОФИЛЬ FX63-137
C = 0, 137

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$
0, 000	0, 000	0, 000
0, 102	1, 012	-0, 232
0, 422	1, 880	-0, 566
0, 960	2, 740	-0, 995
1, 702	3, 625	-1, 254
2, 650	4, 420	-1, 537
3, 802	5, 248	-1, 698
5, 158	6, 005	-1, 887
6, 694	6, 836	-1, 992
8, 422	7, 555	-2, 122
10, 330	8, 313	-2, 180
12, 403	8, 961	-2, 256
14, 643	9, 622	-2, 263
17, 037	10, 165	-2, 280
19, 558	10, 704	-2, 220
22, 221	11, 122	-2, 161
24, 998	11, 522	-2, 034
27, 891	11, 792	-1, 895
30, 861	12, 024	-1, 688
33, 933	12, 128	-1, 460
37, 056	12, 191	-1, 167
40, 243	12, 137	-0, 848
43, 469	12, 042	-0, 486
46, 733	11, 833	-0, 103
49, 997	11, 578	0, 307

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$
53, 274	11, 221	0, 716
56, 525	10, 823	1, 112
59, 750	10, 331	1, 475
62, 938	9, 804	1, 813
66, 074	9, 204	2, 098
69, 133	8, 590	2, 343
72, 115	7, 927	2, 530
74, 995	7, 273	2, 668
77, 773	6, 605	2, 745
80, 435	5, 962	2, 768
82, 970	5, 323	2, 729
85, 350	4, 711	2, 631
87, 590	4, 114	2, 479
89, 644	3, 553	2, 284
91, 571	3, 018	2, 052
93, 299	2, 516	1, 794
94, 848	2, 043	1, 514
96, 192	1, 601	1, 219
97, 344	1, 189	0, 921
98, 291	0, 818	0, 630
99, 034	0, 501	0, 373
99, 571	0, 249	0, 169
99, 891	0, 082	0, 040
100, 000	0, 000	0, 000

ПРОФИЛЬ FX60-126
 $\bar{C} = 0,126$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_6, \%$	$\bar{y}_H, \%$
0,000	0,000	0,000
0,102	0,675	-0,301
0,422	1,349	-0,641
0,860	2,096	-1,012
1,702	2,802	-1,404
2,650	3,493	-1,792
3,802	4,174	-2,132
5,158	4,808	-2,482
6,694	5,457	-2,761
8,422	6,021	-3,045
10,330	6,585	-3,262
12,403	7,077	-3,465
14,643	7,555	-3,598
17,037	7,958	-3,707
19,658	8,327	-3,746
22,221	8,615	-3,751
24,998	8,859	-3,683
27,891	9,019	-3,574
30,861	9,130	-3,392
33,933	9,160	-3,167
37,056	9,138	-2,877
40,243	9,041	-2,553
43,469	8,893	-2,188
46,733	8,679	-1,814
49,997	8,425	-1,421

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_6, \%$	$\bar{y}_H, \%$
53,274	8,118	-1,036
56,525	7,781	-0,653
59,750	7,402	-0,298
62,938	6,994	0,029
66,074	6,549	0,307
69,133	6,082	0,547
72,115	5,589	0,741
74,995	5,084	0,897
77,773	4,567	1,006
80,435	4,055	1,073
82,970	3,552	1,093
85,350	3,070	1,074
87,690	2,611	1,022
89,644	2,181	0,944
91,571	1,777	0,845
93,299	1,412	0,732
94,848	1,084	0,610
96,192	0,798	0,483
97,344	0,554	0,357
98,291	0,353	0,239
99,034	0,198	0,146
99,571	0,088	0,068
99,891	0,024	0,014
100,000	0,000	0,000

ПРОФИЛЬ FX67-K-170/17
 $\bar{C} = 0,17$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_6, \%$	$\bar{y}_H, \%$
0,000	0,000	0,000
0,107	0,653	-0,217
0,428	1,292	-0,514
0,961	2,012	-0,815
1,704	2,765	-1,057
2,653	3,487	-1,321
3,806	4,309	-1,580
5,156	5,158	-1,827
6,699	6,011	-2,062
8,427	6,856	-2,282
10,332	7,685	-2,490
12,408	8,490	-2,682
14,645	9,263	-2,856
17,033	9,994	-3,011
19,562	10,677	-3,146
22,221	11,305	-3,261
25,000	11,870	-3,354
27,866	12,365	-3,425
30,866	12,783	-3,474
33,928	13,119	-3,499
37,059	13,370	-3,501
40,245	13,526	-3,480

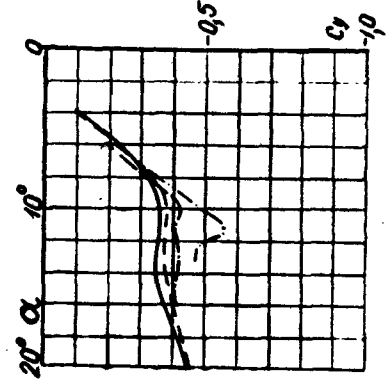
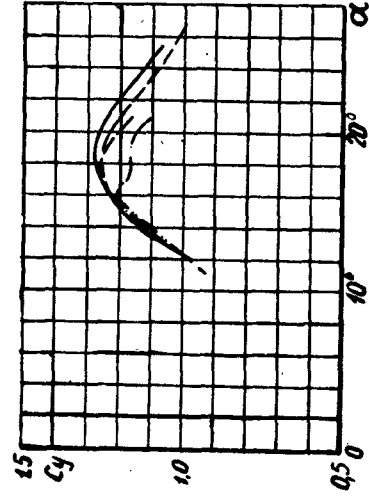
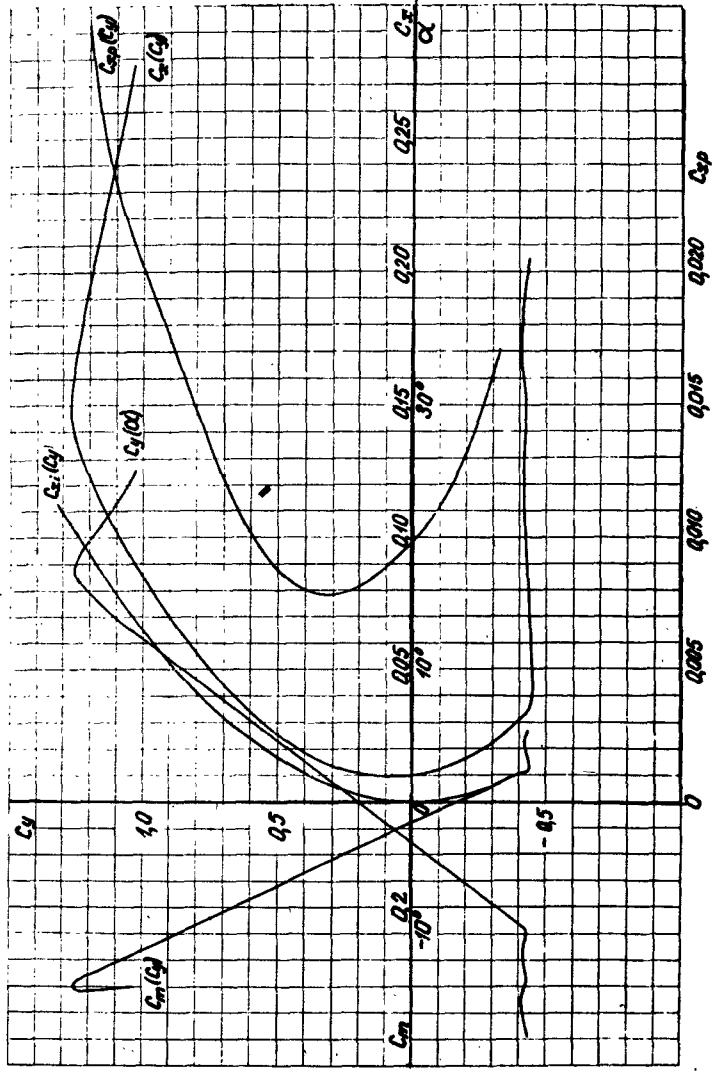
$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_6, \%$	$\bar{y}_H, \%$
43,474	13,571	-3,435
46,730	13,490	-3,365
50,000	13,274	-3,272
53,270	12,919	-3,155
56,526	12,429	-3,012
59,755	11,808	-2,844
62,941	11,063	-2,654
66,072	10,208	-2,437
69,134	9,263	-2,187
72,114	8,259	-1,896
75,000	7,233	-1,572
77,779	6,229	-1,236
80,438	5,287	-0,913
82,967	4,437	-0,625
85,355	3,689	-0,386
87,592	3,040	-0,197
91,573	1,991	-0,037
94,844	1,201	-0,124
97,347	0,631	-0,105
99,039	0,243	-0,044
99,893	0,027	-0,005
100,000	0,000	0,000

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_g, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0,000	0,000	0,000
0,200	1,300	-0,974
0,500	2,035	-1,444
1,250	3,069	-2,052
2,500	4,165	-2,691
3,750	4,974	-3,191
5,000	5,600	-3,569
7,500	6,561	-4,209
10,000	7,309	-4,700
12,500	7,909	-5,087
15,000	8,413	-5,426
17,500	8,848	-5,700
20,000	9,209	-5,926
25,000	9,778	-6,265
30,000	10,169	-6,448
35,000	10,409	-6,517
40,000	10,500	-6,483
45,000	10,456	-6,344
50,000	10,269	-6,091
55,000	9,917	-5,683
57,500	9,674	-5,396
60,000	9,374	-5,061
62,500	9,013	-4,678
65,000	8,604	-4,265
67,500	8,144	-3,830
70,000	7,639	-3,383
72,500	7,096	-2,930
75,000	6,517	-2,461
77,500	5,913	-2,030
80,000	5,291	-1,587
82,500	4,644	-1,191
85,000	3,983	-0,852
87,500	3,313	-0,565
90,000	2,639	-0,352
92,500	1,965	-0,248
95,000	1,287	-0,257
97,500	0,604	-0,396
100,000	-0,074	-0,783

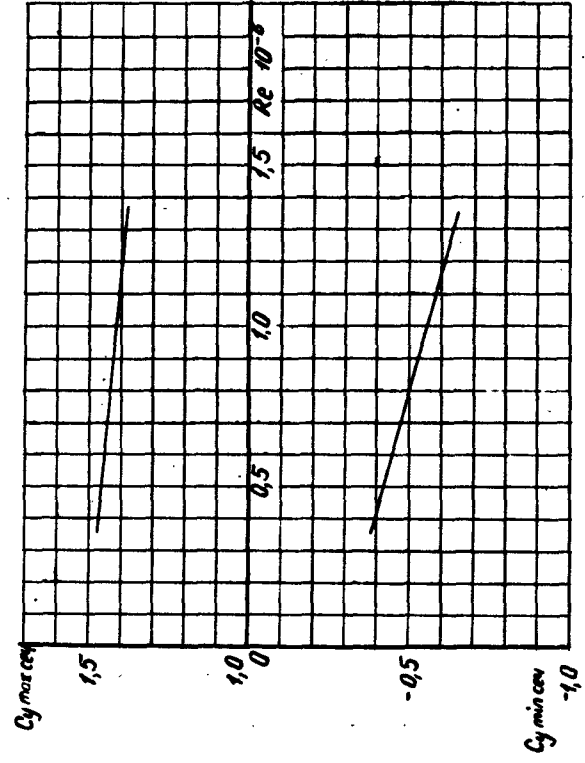
*Аэродинамические
характеристики профилей*

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

<i>Cephus cyanocephalus</i>	ΔG	ΔG_{Cys}	$\Delta G_{\text{Cys}}/\Delta G$	$\Delta G_{\text{Cys}}/\Delta G_{\text{Cys}}^{\text{max}}$	$\Delta G_{\text{Cys}}/\Delta G_{\text{Cys}}^{\text{max}}$
0.0018	0.320	0.0597	-0.187	0.59	0.52



ПРОФИЛЬ ЦАГИ Р-11-12



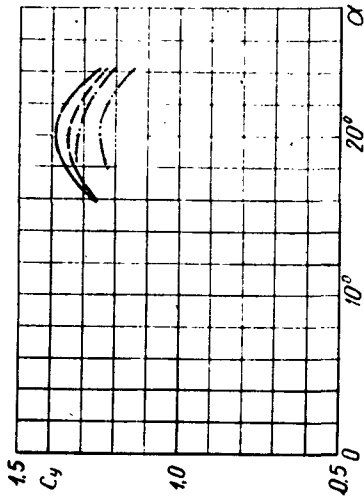
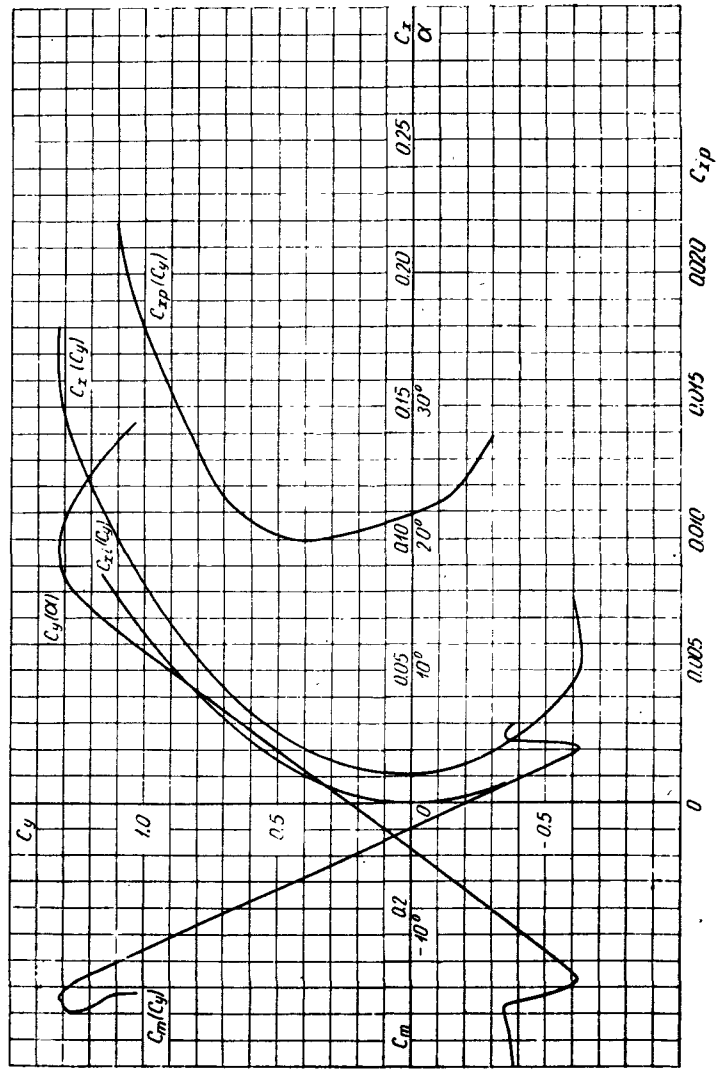
—	$Re\ 10^{-6} = 0.4$
—	" 0.6
—	" 0.8
—	" 1.3

ПРОФИЛЬ ЦАГИ Р-11-14

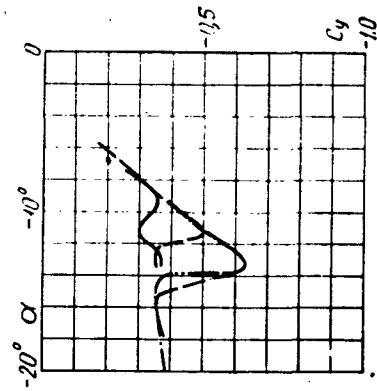
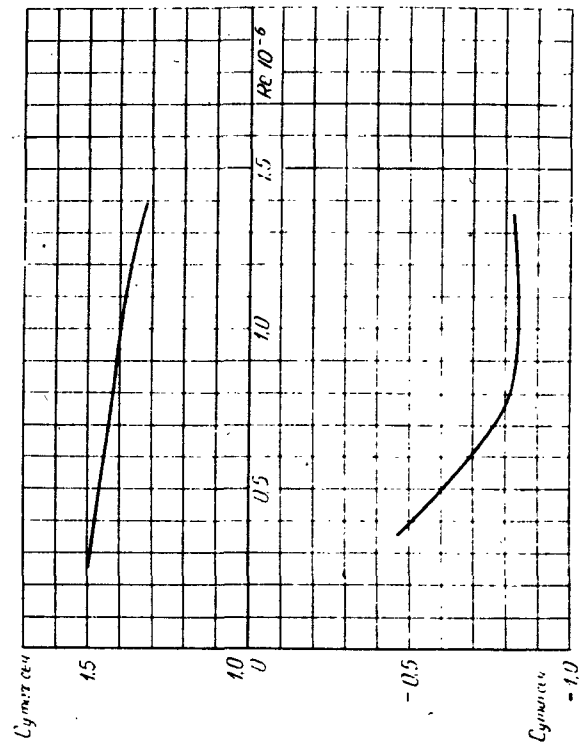


Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$C_{x_{\text{проф}}}$	C_{x_0}	α_0	$\frac{dC_L}{d\alpha}$	$C_{L_{\text{max}}}$	C_{m_0}	$\frac{dC_m}{dC_L}$	$C_{m_{\text{max}}}$	$\frac{dC_m}{dC_L}$	$C_{L_{\text{кр}}}$	$\frac{dC_L}{d\alpha}$	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	$\frac{C_{L_{\text{кр}}}}{C_{L_{\text{кр}}}}$	$\frac{C_{L_{\text{кр}}}}{C_{L_{\text{кр}}}}$	$\frac{C_{L_{\text{кр}}}}{C_{L_{\text{кр}}}}$
0.01	0.41	10.0°	-3.4	5.22	1.42	-0.81	-0.048	-0.232	152	60.7	0.74	54.6	0.81	0.81

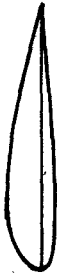


ПРОФИЛЬ ЦАГИ Р-11-14



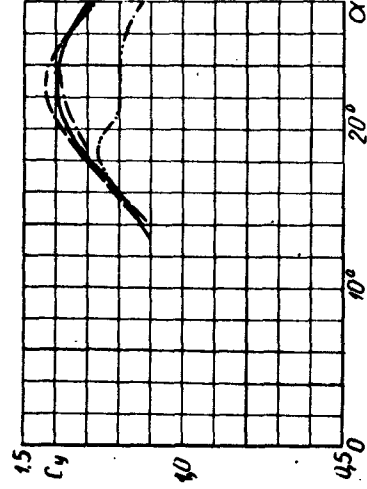
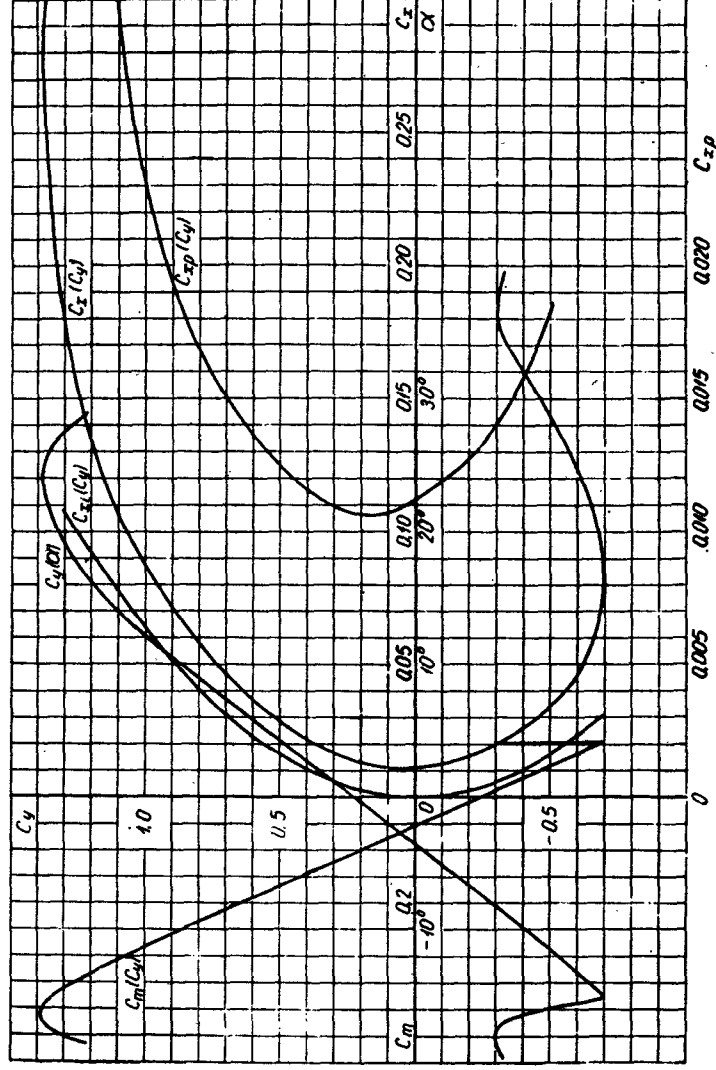
$Re \cdot 10^{-6} = 0.4$
 $Re \cdot 10^{-6} = 0.6$
 $Re \cdot 10^{-6} = 0.8$
 $Re \cdot 10^{-6} = 1.3$

ПРОФИЛЬ ЦАГИ Р-11-18

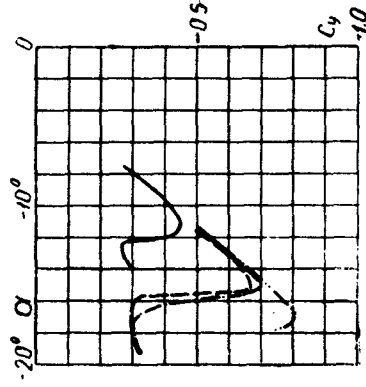
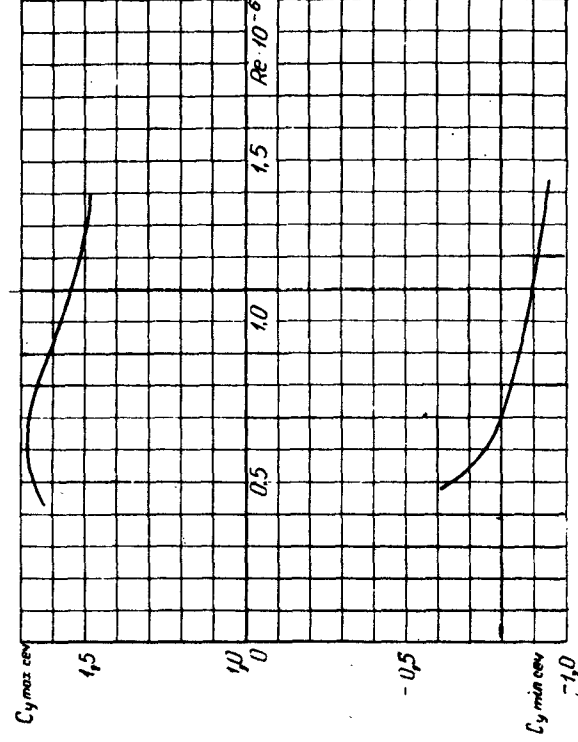


Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$C_{x_{min}}$	$C_{y_{max}}$	C_{x_0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	$C_{y_{min}}$	C_{m_0}	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	$C_{m_{max}}$	$C_{m_{min}}$	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	$\frac{C_{y_{max}}}{C_{x_{min}}}$	$\frac{C_{y_{min}}}{C_{x_{min}}}$	Re_{crit}
0.006	0.60	0.012	-3.6	4.95	1.63	-0.82	-0.056	-0.227	154	47.5	0.806	45.3	0.77	0.77



ПРОФИЛЬ ЦАГИ Р-11-18

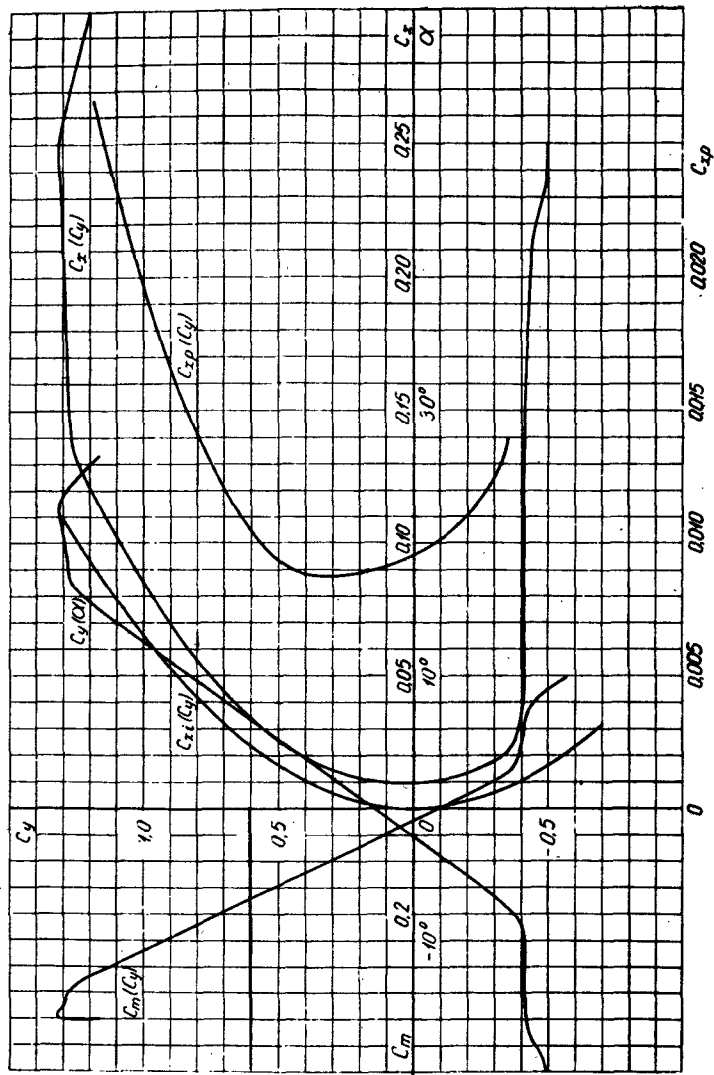


— $Re \cdot 10^{-6} = 0.4$
 — " " " " " " " "
 — " " " " " " " "
 — " " " " " " " "

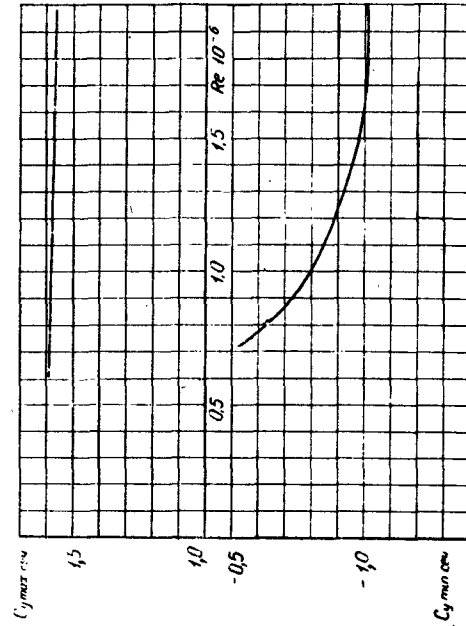
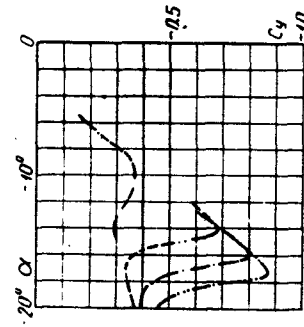
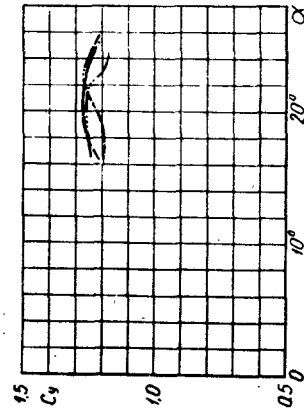
ПРОФИЛЬ ЦАГИ Р-III-12

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

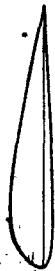
$C_{x, min}$	$C_{y, max}$	$C_{x, 0}$	α_0	$\frac{dC_x}{d\alpha}$	$C_{y, max}$	$C_{m, 0}$	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	$\frac{dC_{x, max}}{d\alpha}$	$\frac{dC_{y, max}}{d\alpha}$	$\frac{dC_{m, max}}{d\alpha}$	$C_{x, max}$	$C_{y, max}$	$C_{m, max}$	$\frac{C_{x, max}}{C_{x, 0}}$	$\frac{C_{y, max}}{C_{y, 0}}$	$\frac{C_{m, max}}{C_{m, 0}}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0.0087	0.33	0.0096	-2.1	5.48	1.595	-0.022	-0.247	173	58.1	0.691	51.5	0.83					



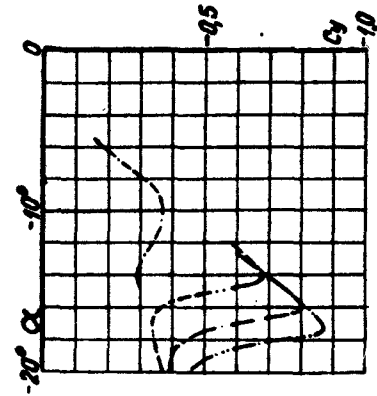
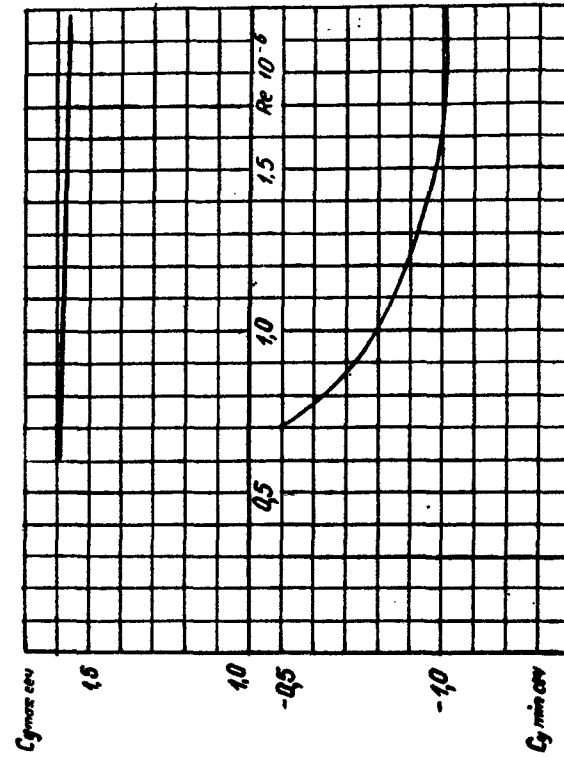
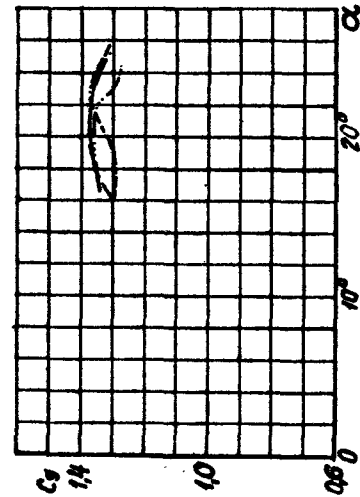
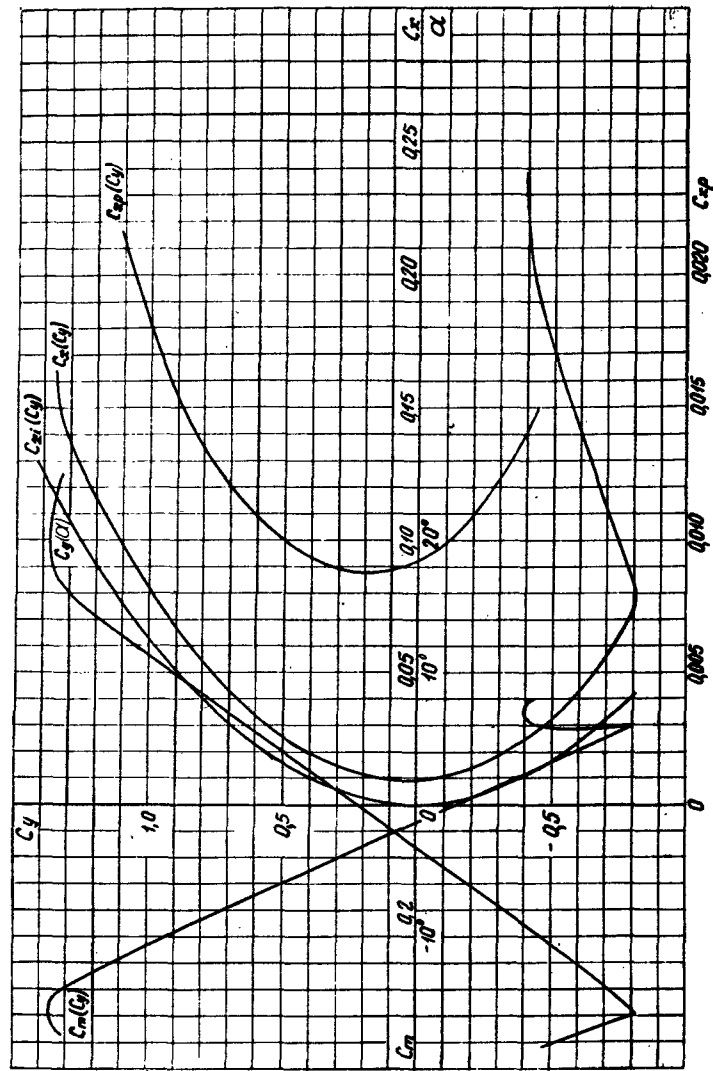
ПРОФИЛЬ ЦАГИ Р-III-12



--- $Re \cdot 10^6 = 0.7$
 --- " " 1.0
 --- " " 1.3
 --- " " 2.0



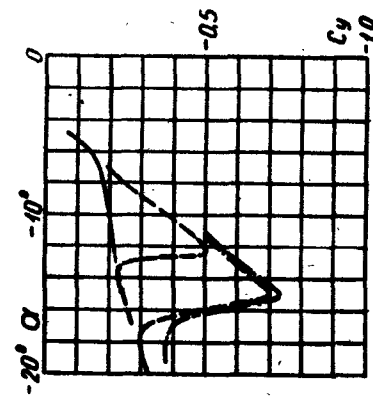
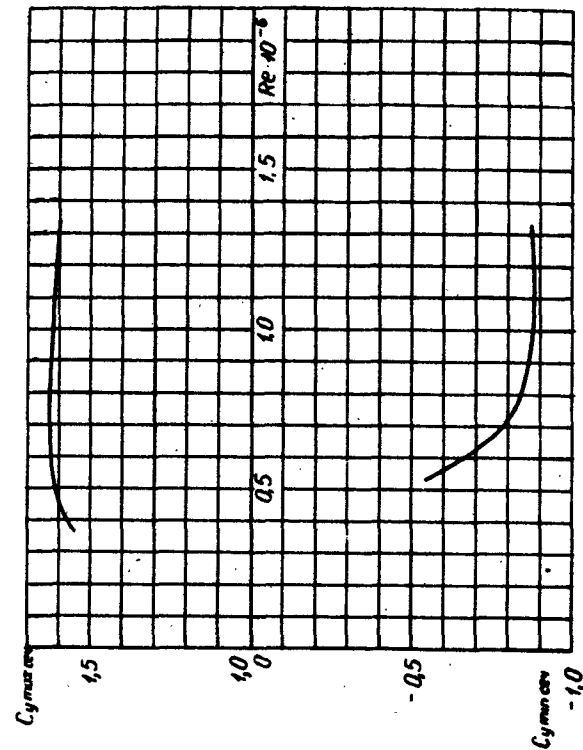
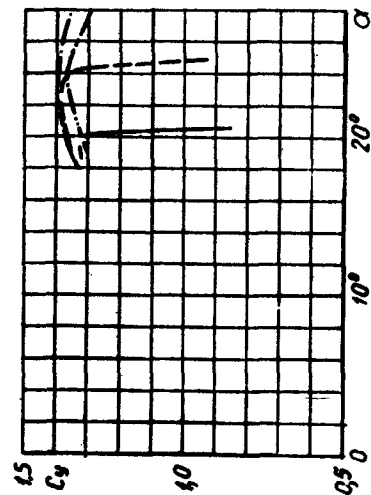
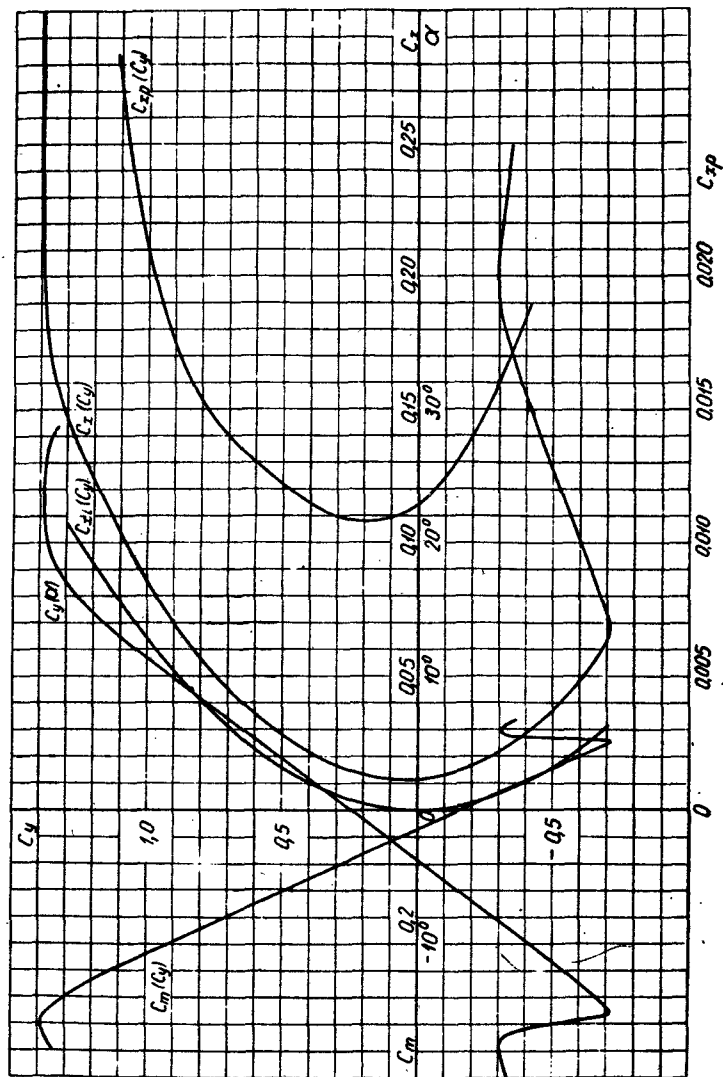
$C_{x\text{min}}/C_{y\text{max}}$	C_{x0}	α_0	$\frac{dC_x}{d\alpha}$	$C_{y\text{max}}$	$C_{y\text{min}}$	C_{m0}	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	κ_{max}	$C_{y\text{max}}$	κ_{max}	$\left(\frac{C_{y\text{max}}}{C_{x0}}\right)^{1/2}$	$Re \cdot 10^6$
0,0088	0,21	0,0092	-3,2	5,44	1,58	-0,952	-0,035	0,228	180	59,2	0,780	55,1
												1,37



$Re \cdot 10^6 = 0.7$
 $Re \cdot 10^6 = 1.0$
 $Re \cdot 10^6 = 1.3$
 $Re \cdot 10^6 = 2.0$

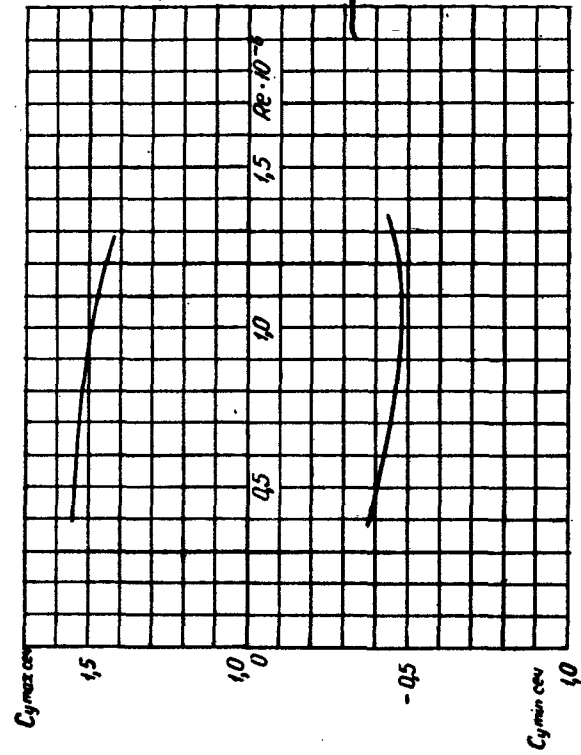
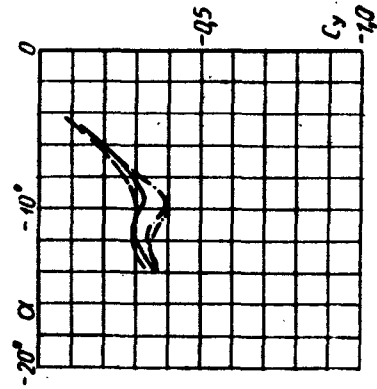
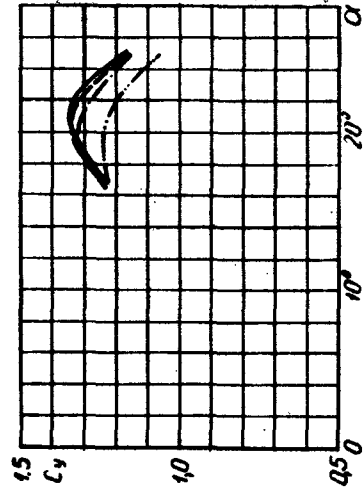
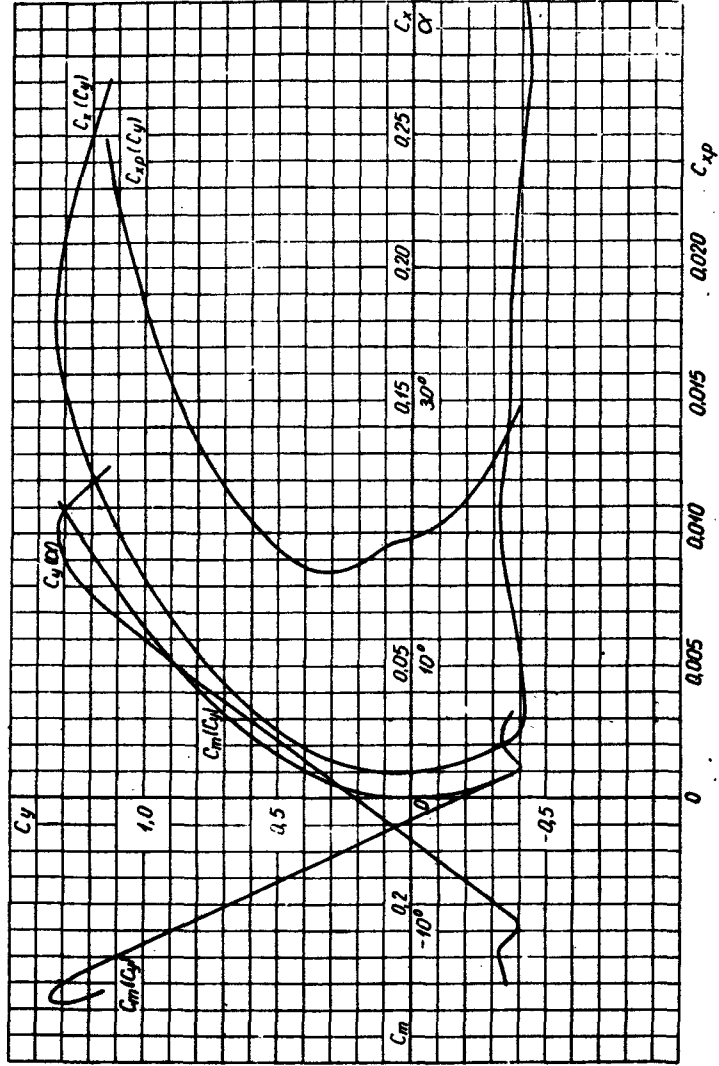


Сопло	C_{y0}	C_{x0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$\frac{dC_x}{d\alpha}$	$C_{y \max}$	$C_{x \max}$	α_{\max}	$\frac{C_{y \max}}{C_{y0}}$	$\frac{C_{x \max}}{C_{x0}}$	$Re \cdot 10^{-6}$		
0,008	0,200	0,014	-3,8	5,16	1,63	-0,83	-0,036	-0,228	1,51	52,2	0,848	48,8	0,8

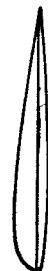


— $Re \cdot 10^{-6} = 0,4$
 — " " " " " " " " " " " "
 — " " " " " " " " " " " "
 — " " " " " " " " " " " "
 — " " " " " " " " " " " "

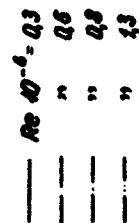
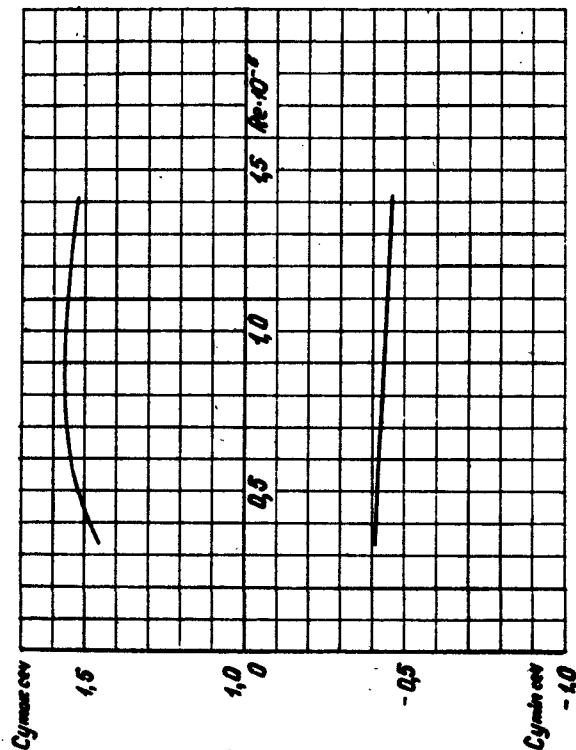
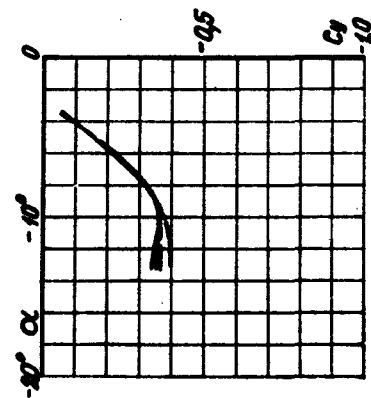
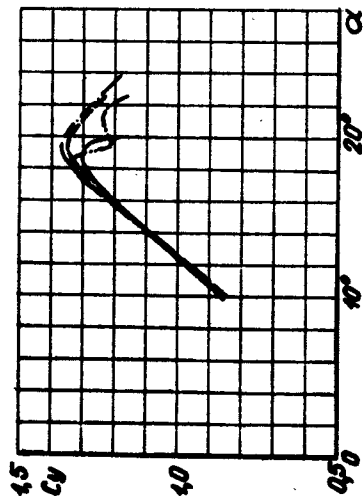
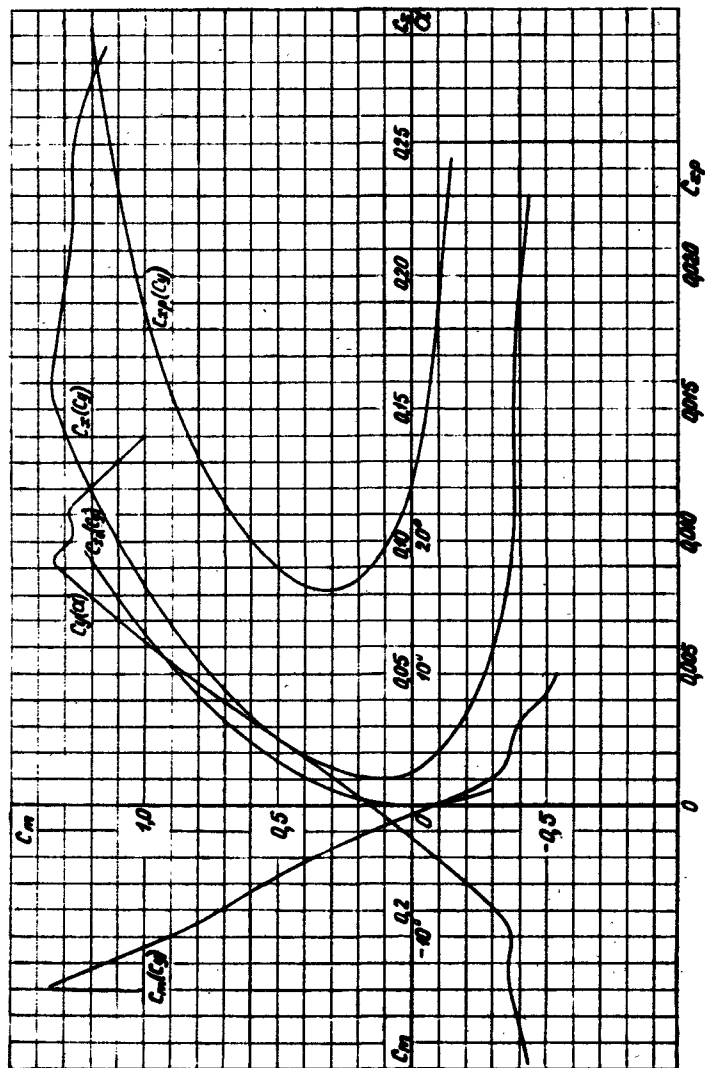
$C_{x_{\text{проф}}}$	C_{x_0}	$\frac{dC_x}{d\alpha}$	$C_{y_{\text{проф}}}$	C_{y_0}	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{m_{\text{проф}}}$	C_{m_0}	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	$Re_{\text{крит}}$
0,0085	0,31	0,00386	-3,2	5,22	4,53	-0,47	-0,042	-0,242	180
						59,8	0,745		546
									0,77



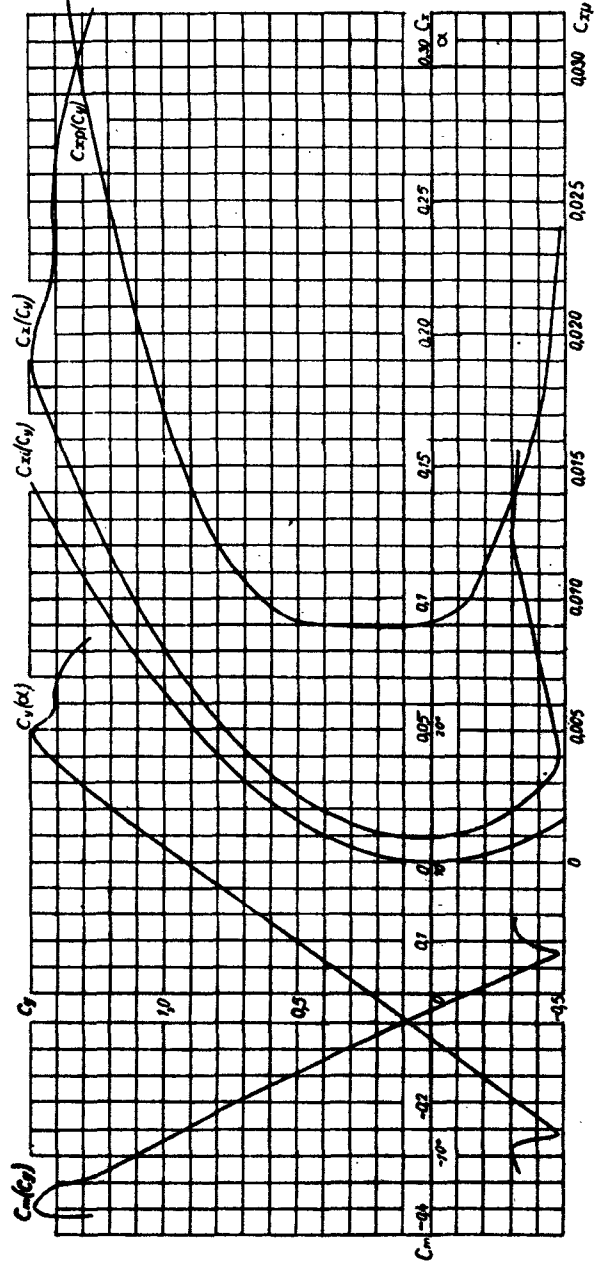
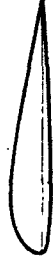
$Re \cdot 10^{-6} = 0.4$
 $Re \cdot 10^{-6} = 0.6$
 $Re \cdot 10^{-6} = 0.8$
 $Re \cdot 10^{-6} = 1.3$



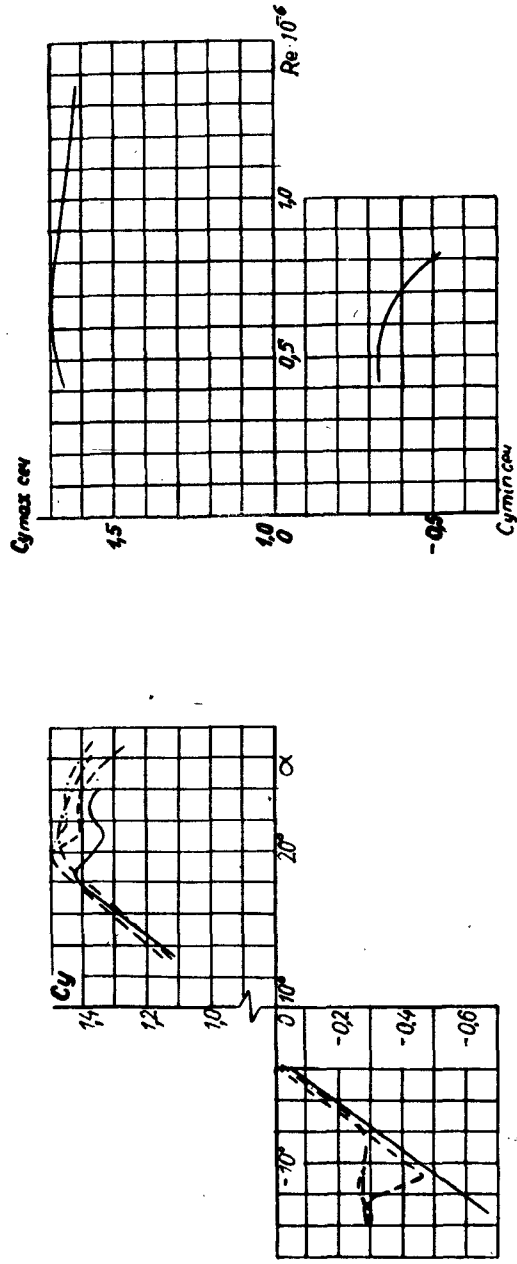
$C_{x_{min}}$	$C_{y_{min}}$	C_{z_0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	$C_{x_{max}}$	$C_{y_{min}}$	C_{z_0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	$C_{x_{max}}$	$\frac{C_{y_{max}}}{C_{x_{max}}}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0.0081	0.000	0.0021	-2.7°	4.80	1.56	-0.421	-0.018	192	0.14	0.7	54.6	0.8	0.8	



$C_{x_{min}}$	$C_{y_{0.01}}$	C_{x_0}	α_0	$\frac{dC_x}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	$C_{y_{min}}$	$C_{x_{max}}$	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$\frac{dC_x}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	$C_{y_{min}}$	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$\frac{dC_x}{d\alpha}$	$Re \cdot 10^6$
0.0089	0.015	0.009	-3.5	5.49	1.68	-0.53	0.032	-0.228	1.89	0.7	0.77	60.8	0.835	

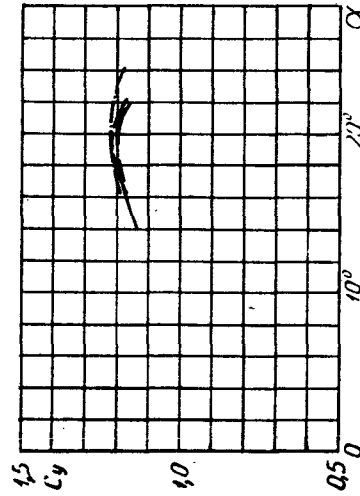
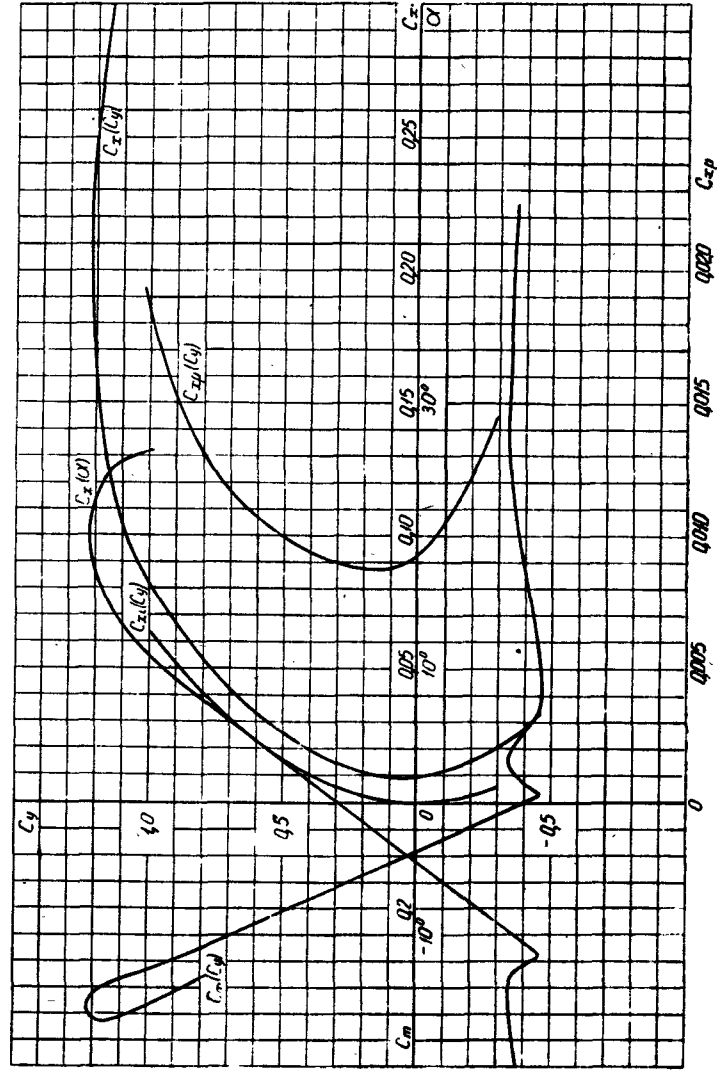


ПРОФИЛЬ Р-IIIА-15

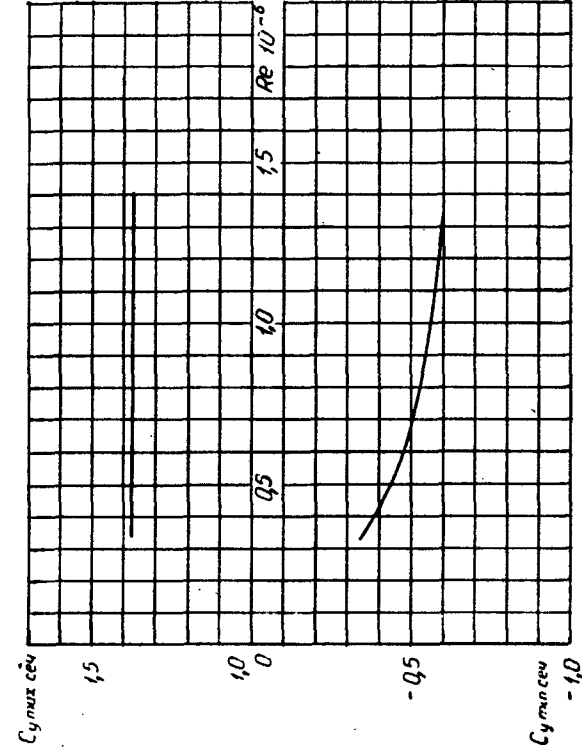


$Re = 1.33 \cdot 10^6$ —
 $0.835 \cdot 10^6$ - - -
 $0.616 \cdot 10^6$ ···
 $0.416 \cdot 10^6$ ---

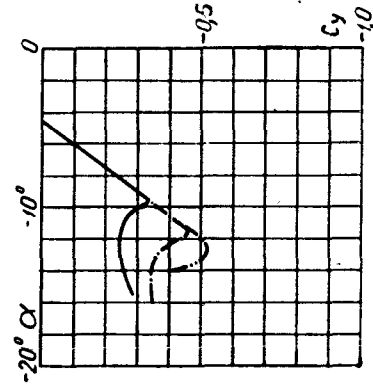
$C_{x_{проф}}$	C_{x_0}	α_0	$\frac{dC_x}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	$C_{y_{min}}$	C_{m_0}	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	$C_{x_{max}}$	$C_{y_{max}}$	$C_{m_{max}}$	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	$\frac{C_{y_{max}}}{C_{x_{max}}}$	$\frac{C_{m_{max}}}{C_{x_{max}}}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0.0088	0.150	0.0092	-4.4	1.39	-0.524	-0.093	-0.229	1.58	60.8	0.820	55.6	0.79		



ПРОФИЛЬ НАСА 4412



— $Re \cdot 10^{-6} = 0.4$
 — " " 0.6
 — " " 0.8
 — " " 1.3

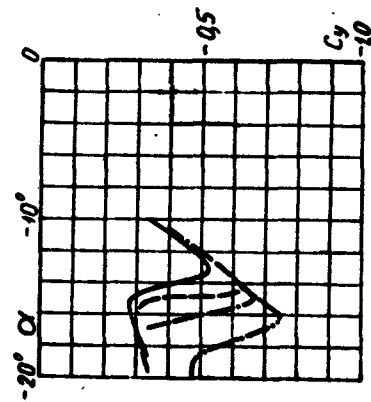
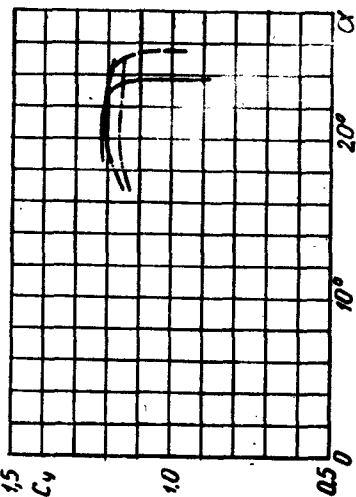
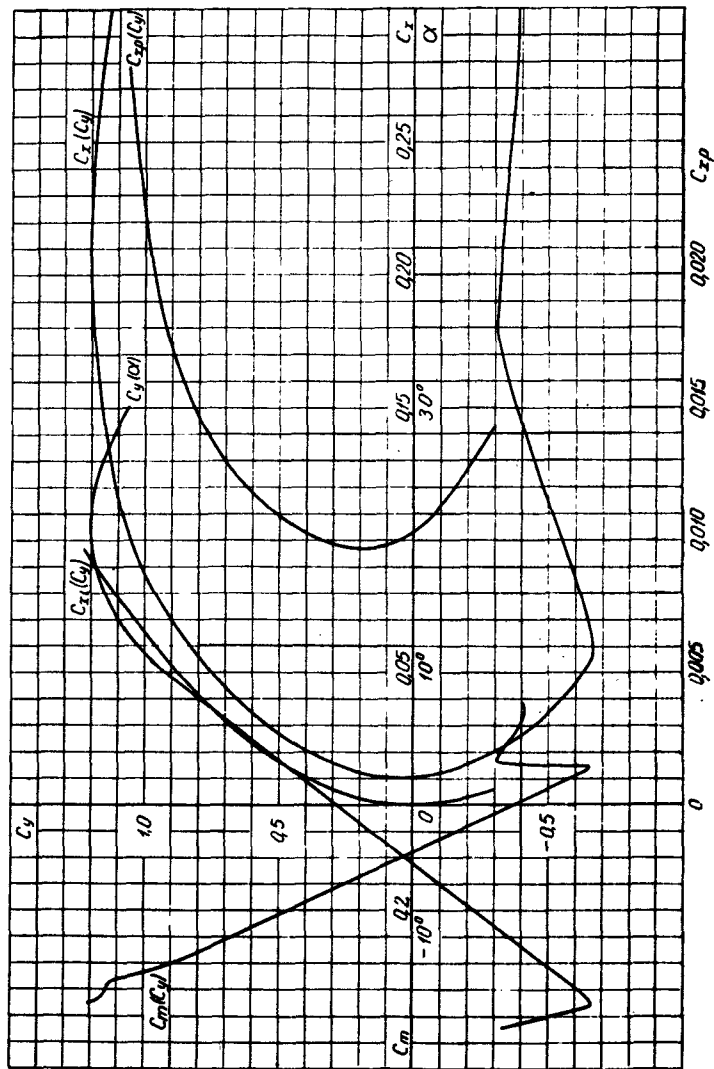


ПРОФИЛЬ НАСА 4415

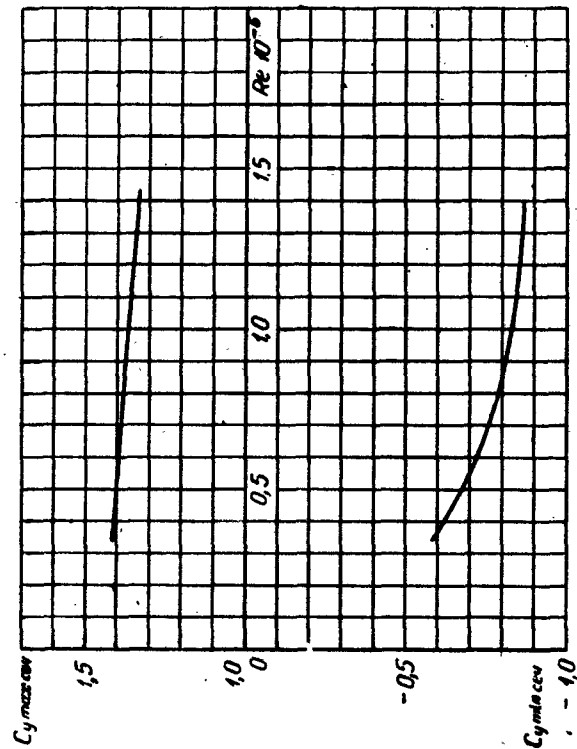


Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$)

$C_{x\text{min}}$	$C_{y\text{dot}}$	C_{x0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y\text{max}}$	$C_{y\text{min}}$	C_{m0}	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	q_{max}	q_{min}	Re_{max}	Re_{min}	Re_{dot}
0.0097	0.200	0.003	-4°	4.96	1.38	-0.765	-0.091	-0.235	142	54.6	0.795	49.9	0.04



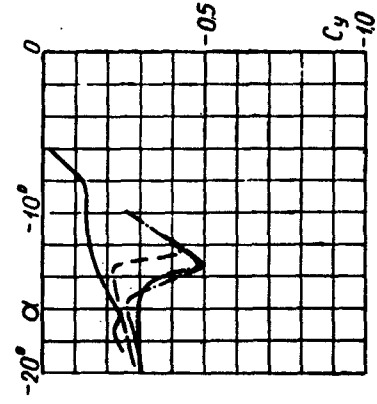
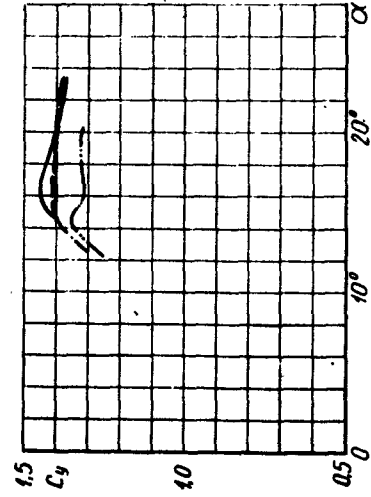
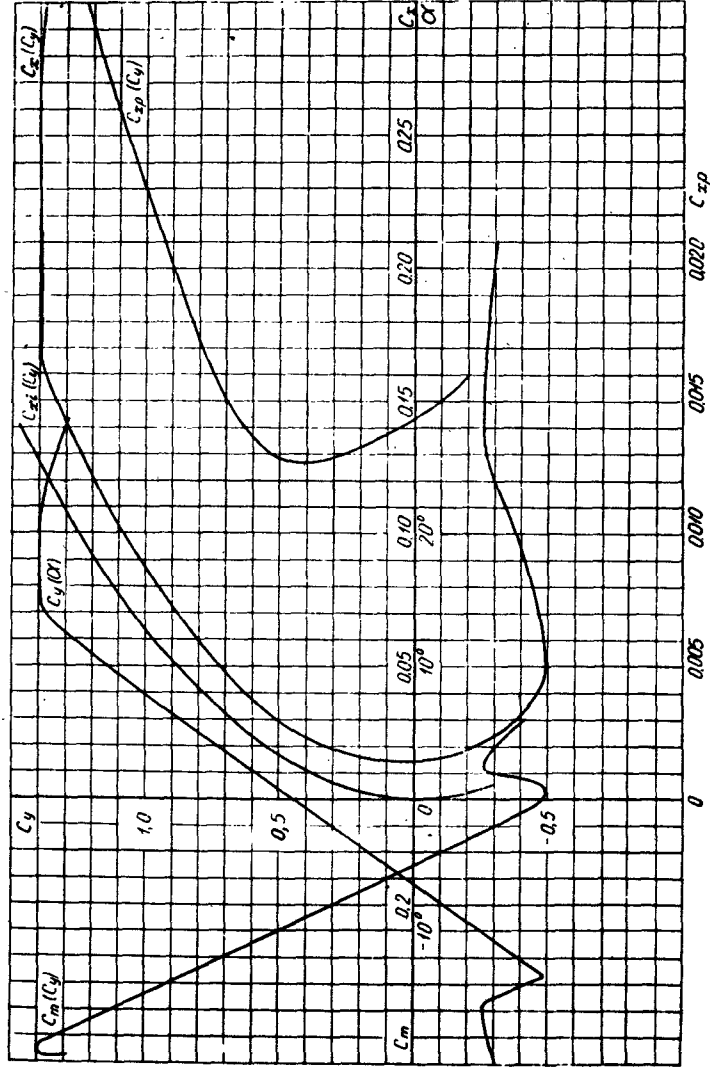
ПРОФИЛЬ НАСА 4415



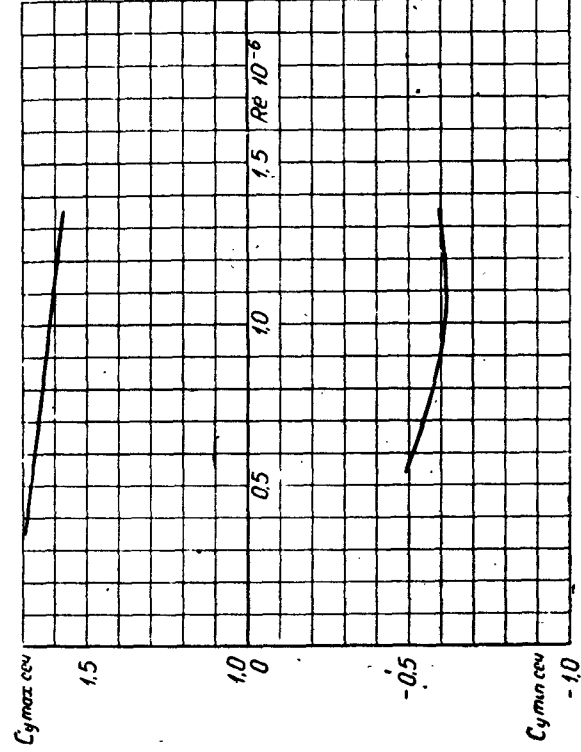
— $Re \cdot 10^{-6} = 1.4$
 — " " " 1.6
 — " " " 1.8
 — " " " 2.3



$C_{x_{min}}$	$C_{y_{min}}$	C_{x_0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	$C_{y_{min}}$	C_m	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	$C_{y_{min}}$	M_{max}	$C_{y_{max}}$	$C_{y_{min}}$	$\frac{C_{y_{max}}}{Re \cdot 10^{-6}}$	$\frac{C_{y_{min}}}{Re \cdot 10^{-6}}$
0.027	0.410	0.043	-6.4	5.63	1.62	-0.563	-0.125	0.244	128	46.5	0.730	45.4	0.8		



ПРОФИЛЬ Gb535.



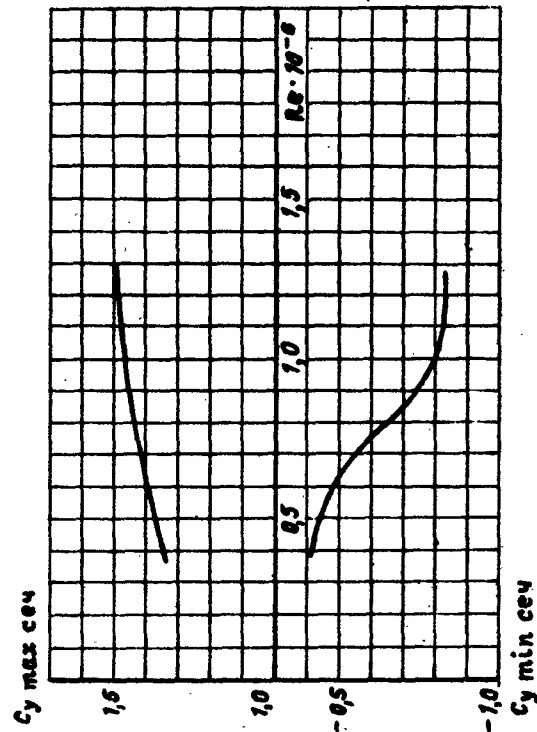
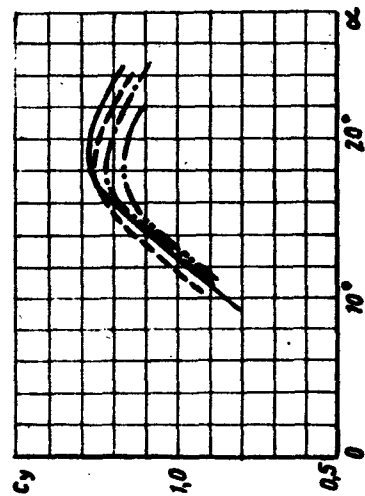
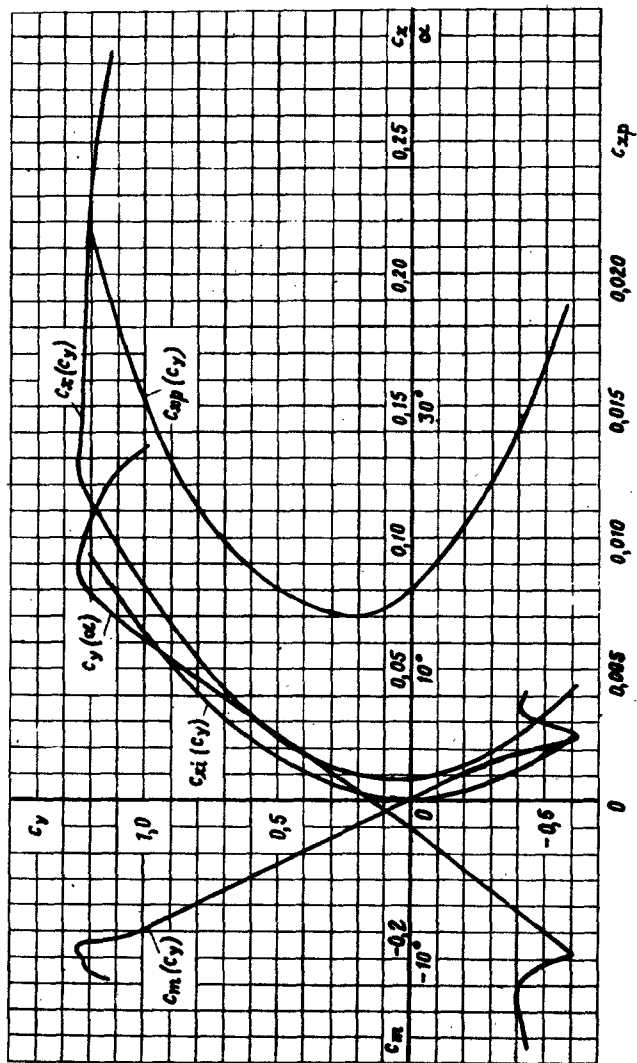
— $Re \cdot 10^{-6} = 0.4$
 - - - " " 0.6
 - . - - " " 0.8
 - - - - " " 1.3

Профиль ЦАГИ D-2

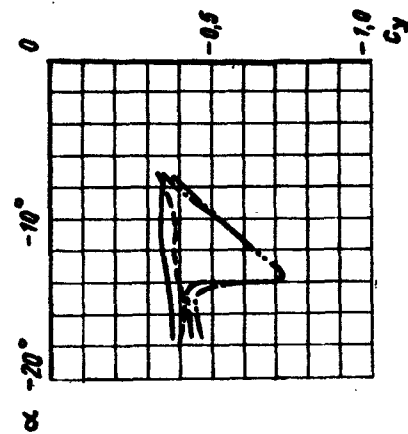


Основные аэродинамические характеристики сечения (λ = ∞)

$c_{x\min}$	$c_{y\text{пр}}$	c_{x0}	α_0	$\frac{dc_y}{d\alpha}$	$c_{y\max}$	$c_{y\min}$	c_{m0}	$\frac{dc_m}{dc_y}$	$\frac{c_{y\max}}{c_{y\min}}$	k_{\max}	$c_{y\max}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,007	0,205	0,008	-2°	5,36	1,42	-0,08	-0,008-0,241	203	70	0,17	0,79	



- $Re \cdot 10^{-6} = 0,4$
- - - $Re \cdot 10^{-6} = 0,5$
- · - $Re \cdot 10^{-6} = 0,8$
- - - $Re \cdot 10^{-6} = 1,3$

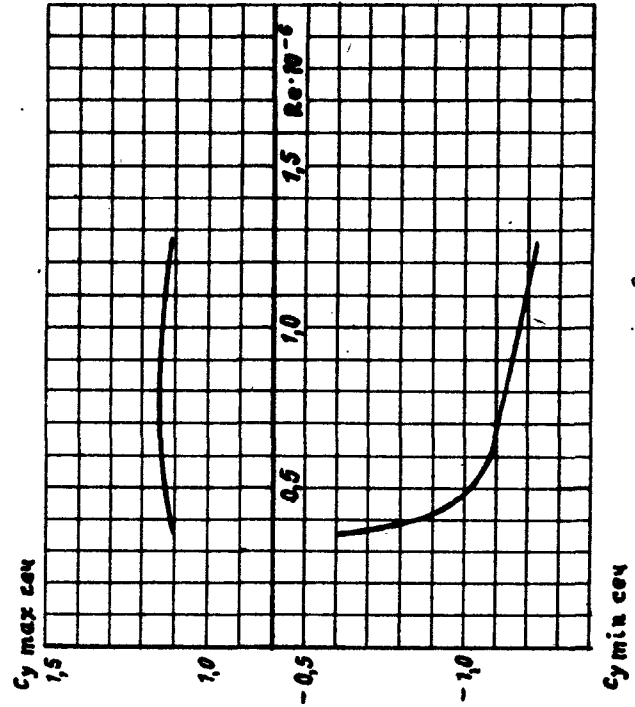
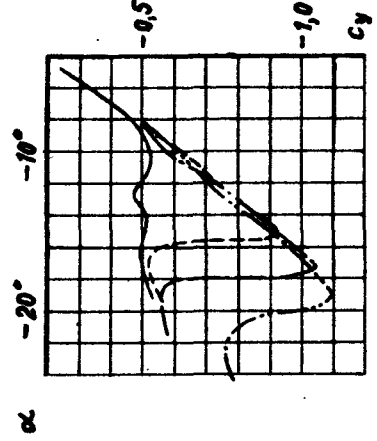
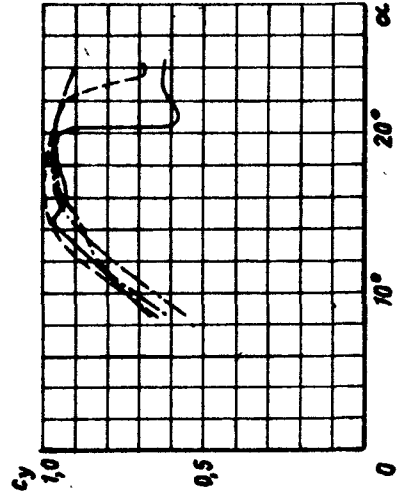
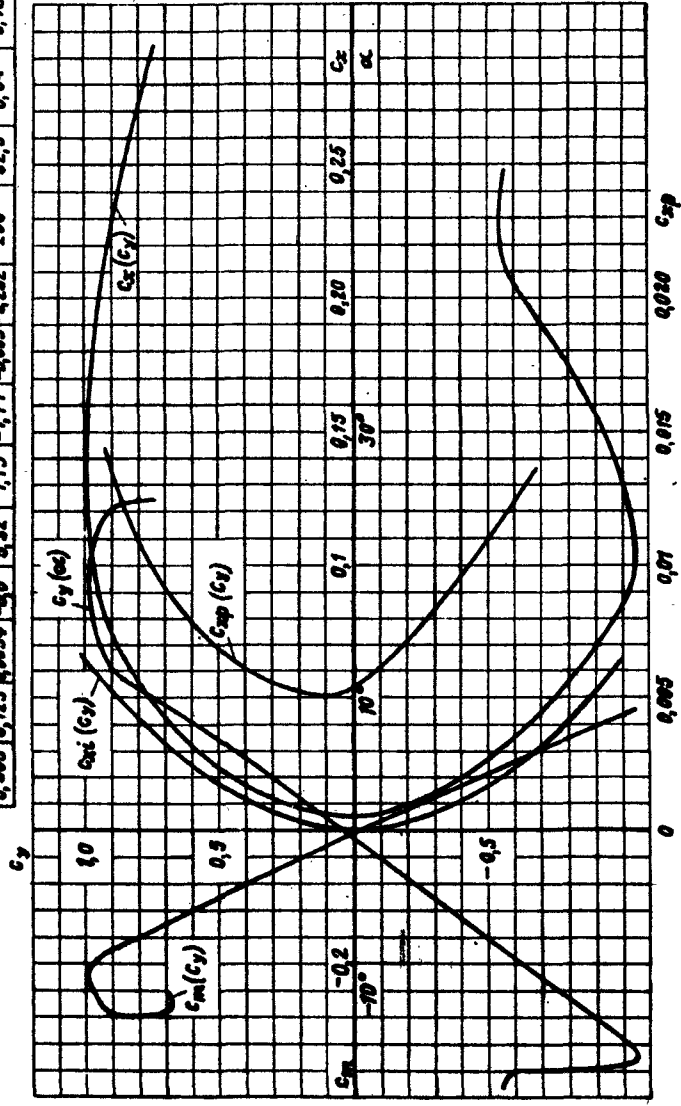


профиль MS 16/209



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

$c_{p\text{max}} c_{y\text{opt}}$	c_{x0}	α_0	$\frac{dc_y}{d\alpha}$	$c_{y\text{max}} c_{y\text{min}}$	c_{m0}	$\frac{dc_m}{dc_y}$	$c_{y\text{max}} \frac{d^2 c_y}{d\alpha^2}$	k_{max}	$c_{y\text{max}}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,005 0,125 0,0059	-0,009	-0,0°	0,32	1,15 -1,11	-0,005	-0,232	200	92,5	0,64	0,75

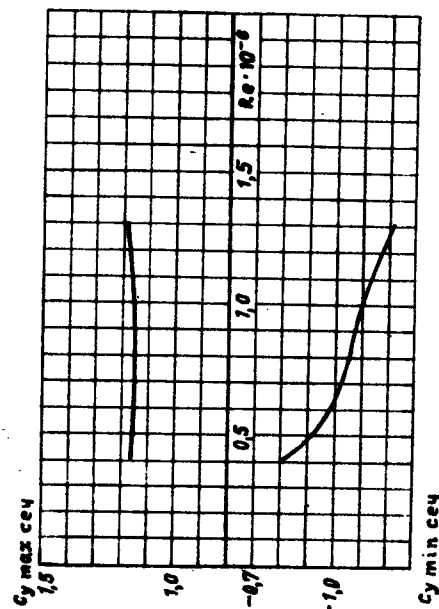
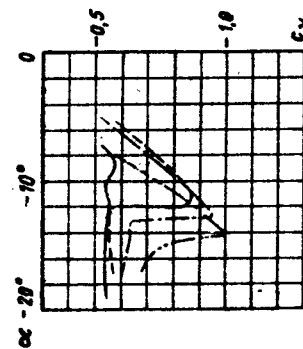
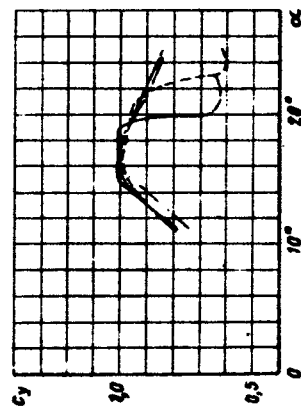
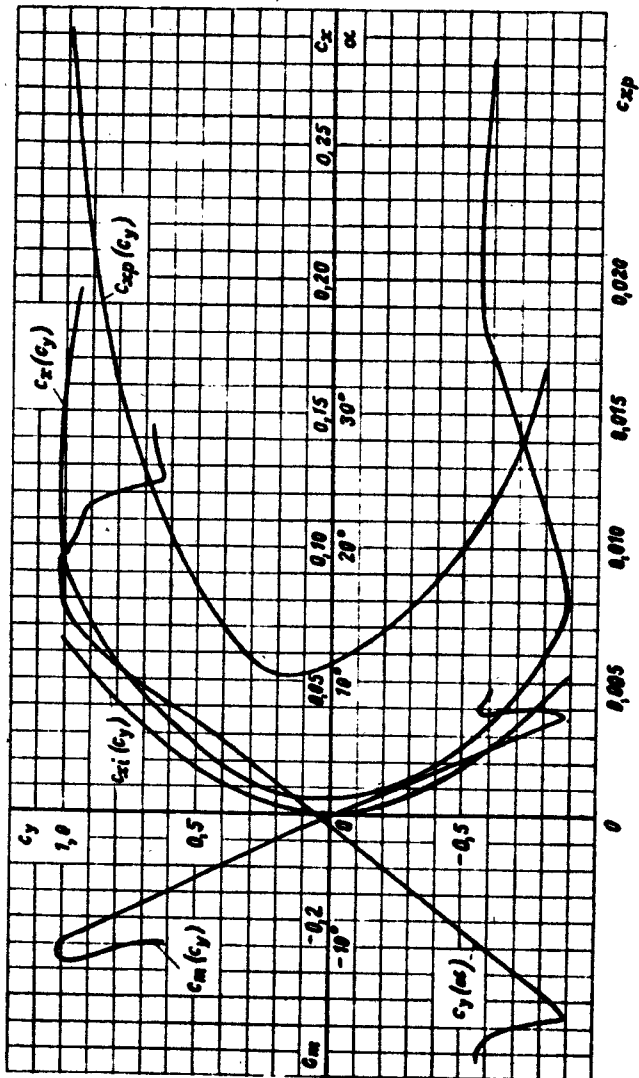


- $Re \cdot 10^{-6} = 0,4$
- - - $Re \cdot 10^{-6} = 0,6$
- · - $Re \cdot 10^{-6} = 0,8$
- - - $Re \cdot 10^{-6} = 1,3$

Профиль Me-163



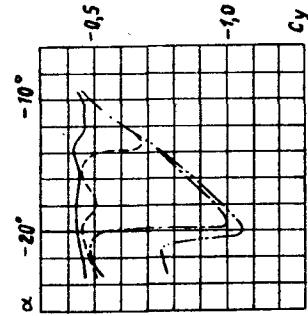
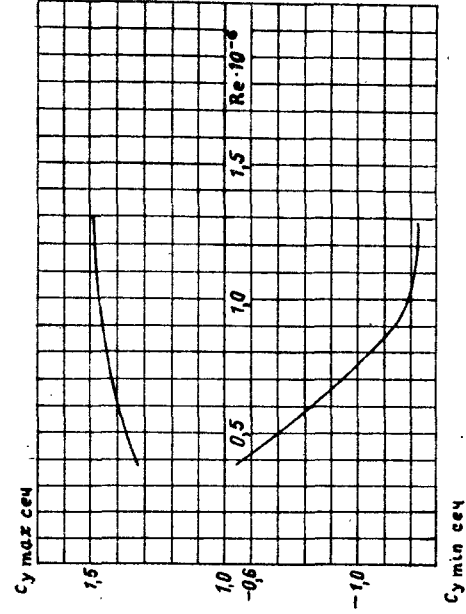
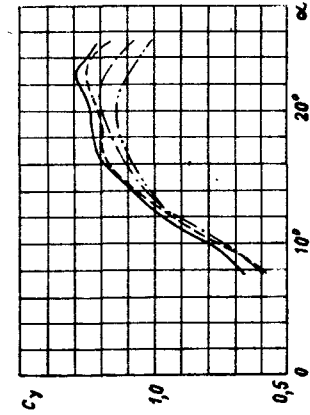
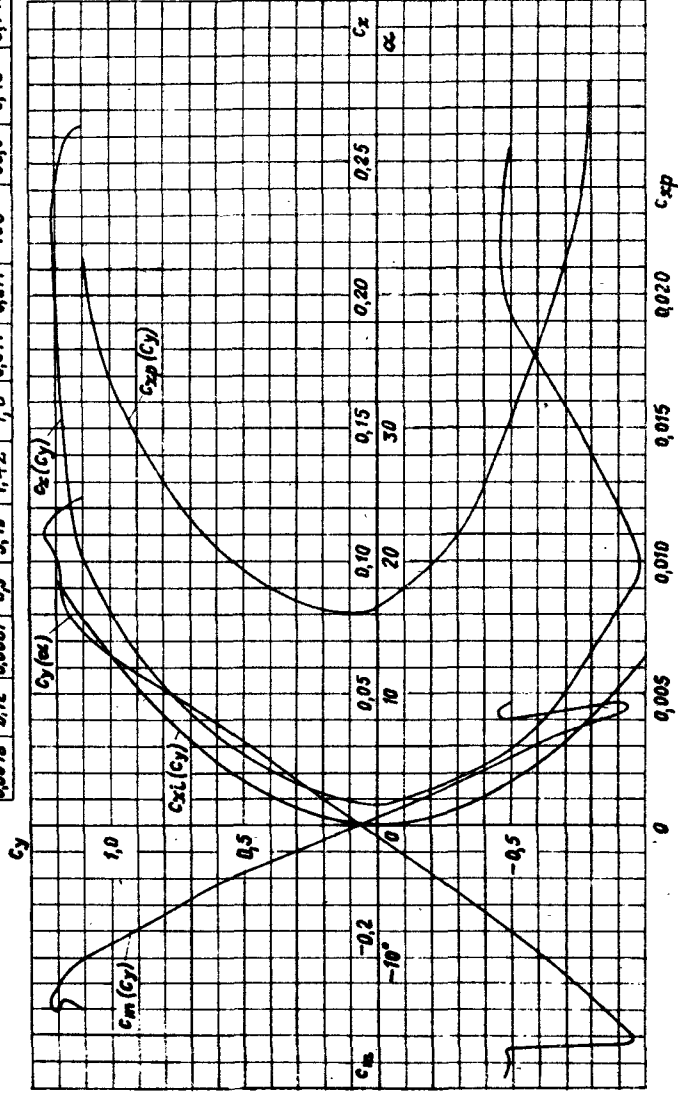
$c_{p\text{min}}, c_{p\text{opt}}, c_{x0}$	α_0	$\frac{dc_y}{d\alpha}$	$c_{y\text{max}}, c_{y\text{min}}, c_{y0}$	$\frac{dc_m}{dc_y}$	$\frac{dc_{xp}}{dc_y}$	$\frac{dc_{xp}}{dc_y}$	$\frac{dc_{xp}}{dc_y}$	$\frac{dc_{xp}}{dc_y}$
0,003; 0,12	0,0055-0,08°	4,90	1,15	-1,05	-0,005	-0,23	19,8	57,7
								0,62
								0,79



— $Re \cdot 10^{-6} = 0,4$
 - - - $Re \cdot 10^{-6} = 0,6$
 - - - $Re \cdot 10^{-6} = 0,8$
 - - - $Re \cdot 10^{-6} = 1,3$

Профиль К-3

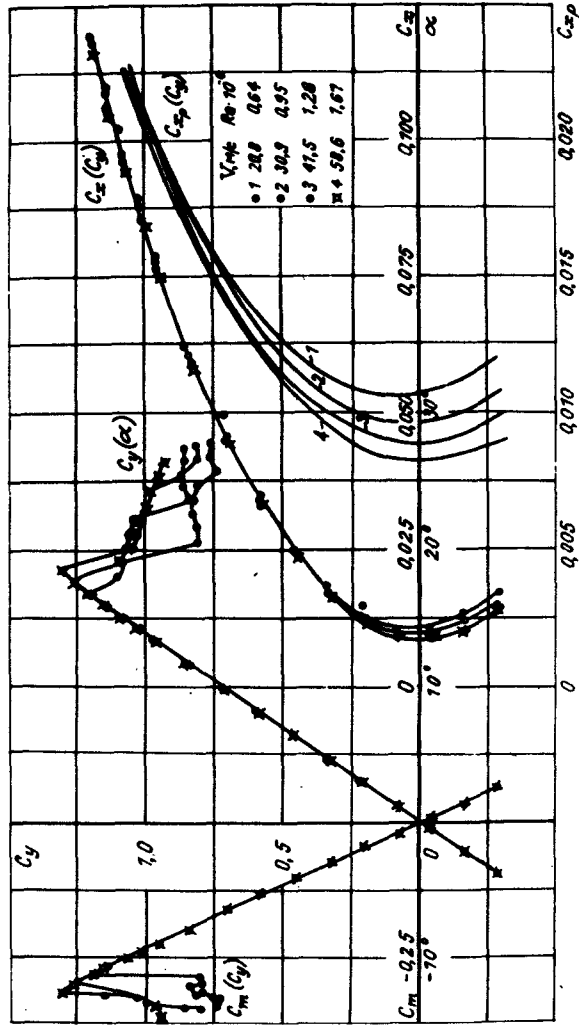
$c_{x\text{min}}$	$c_{y\text{фрт}}$	c_{x0}	α_0	$\frac{dc_y}{d\alpha}$	$c_{y\text{max}}$	$c_{y\text{min}}$	$c_{\text{то}}$	$\frac{dc_y}{dc_y}$	$c_{y\text{max}}$	$c_{y\text{min}}$	k_{max}	$\text{Re} \cdot 10^{-6}$
0,0078	0,12	0,0081	-0,9°	5,19	1,42	-1,0	0,017	-0,217	158	60,9	0,76	0,745



Профиль сивина С-12



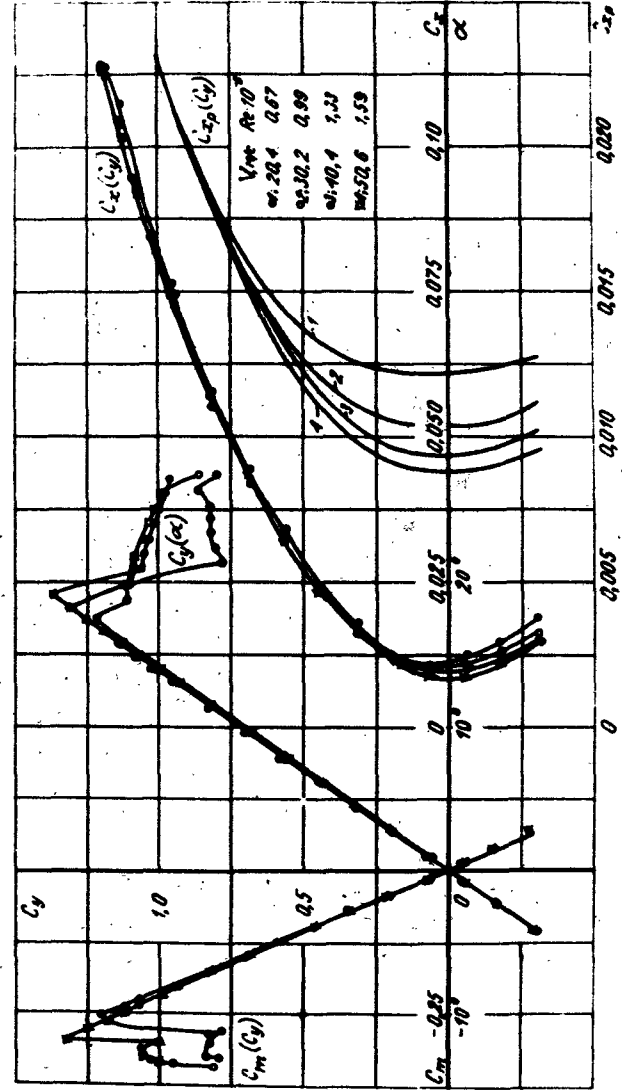
$C_{x_{min}}$	$C_{y_{min}}$	C_{x_0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	C_{m_0}	$\frac{dC_m}{dC_y}$	$C_{x_{max}}$	$C_{y_{max}}$	$Re \cdot 10^6$	
0.0082	0	0.0042	0	5.82	1.5	0	-0.227	18.1	50	0.74	1.01



Профиль сивина С-14



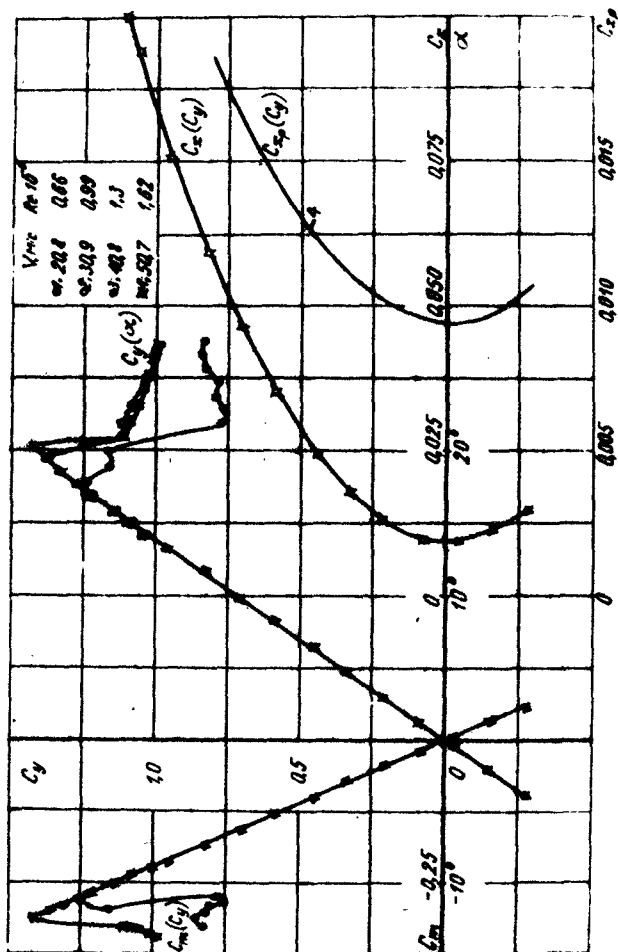
$C_{x_{min}}$	$C_{y_{min}}$	C_{x_0}	α_0	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	C_{m_0}	$\frac{dC_m}{dC_y}$	$C_{x_{max}}$	$C_{y_{max}}$	$Re \cdot 10^6$
0.0087	0	0.0047	0	5.82	1.5	0	-0.227	18.1	50	0.74



Профиль Сиддхиа С-18



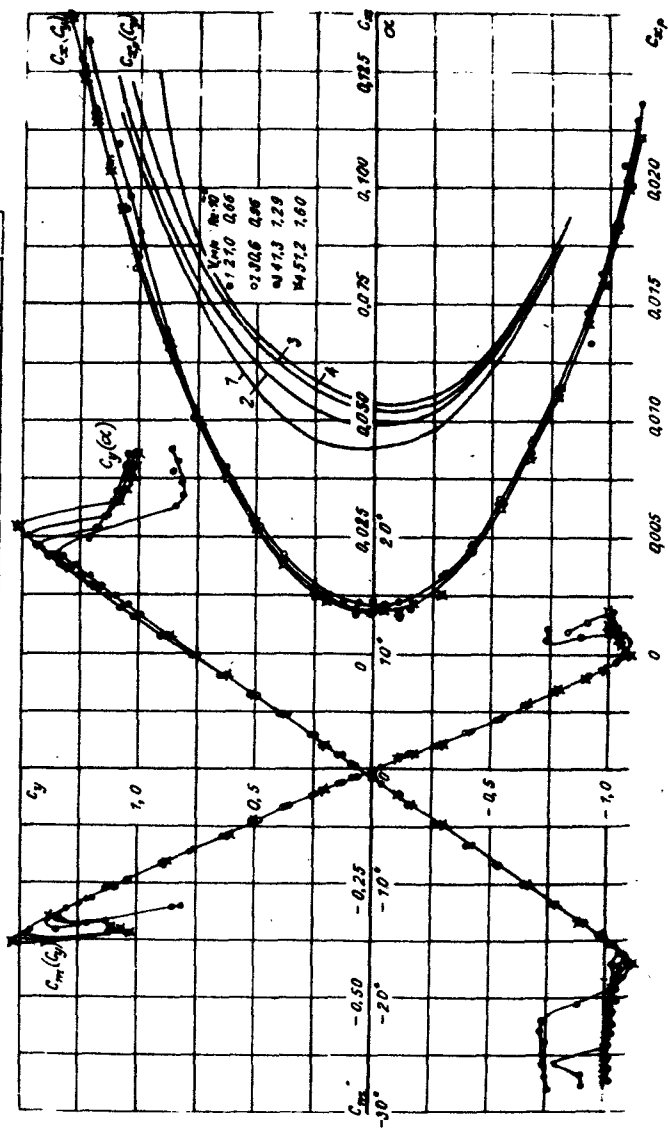
$C_{x_{min}}$	$C_{y_{min}}$	C_{x_0}	α_0	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	C_{m_0}	$\frac{dC_m}{dC_y}$	$C_{m_{max}}$	$\frac{dC_m}{dC_y}$	$C_{y_{max}}$	Re
0.0094	0.0	0.0000	0.0	5.7	5.00	8.0	-0.222	177	42.0	0.81
										1.62



Профиль Сиддхиа С-18/14


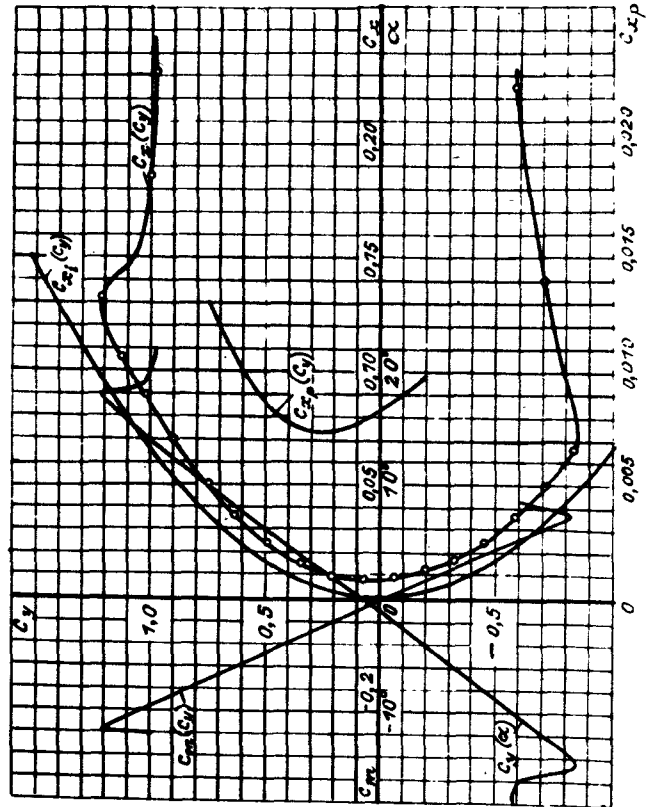


$C_{x_{min}}$	$C_{y_{min}}$	C_{x_0}	α_0	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	C_{m_0}	$\frac{dC_m}{dC_y}$	$C_{m_{max}}$	$\frac{dC_m}{dC_y}$	$C_{y_{max}}$	Re
0.0000	0.05	0.0000	-0.0	5.0	2.77	-0.31	-0.003	-0.22	50	1.6




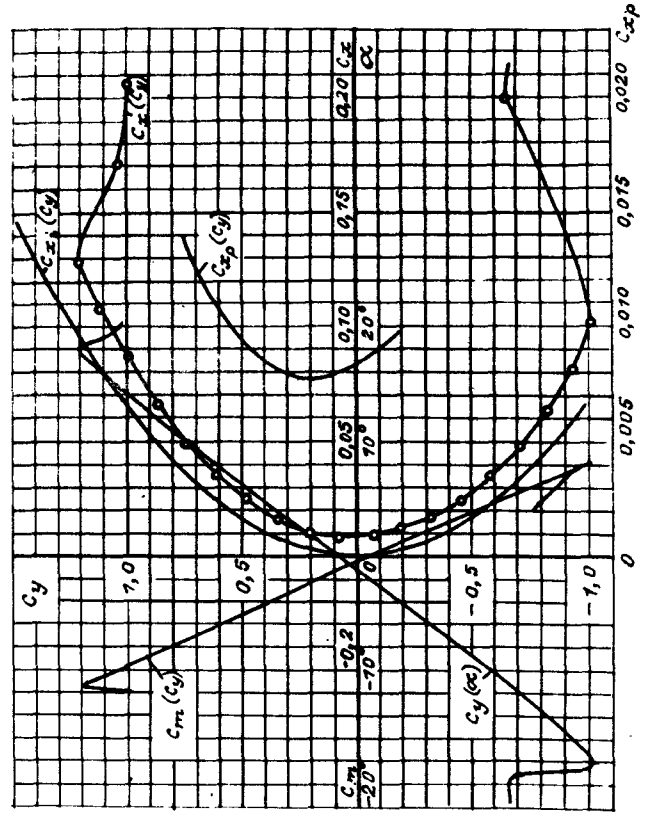
$C_{x_{зад}}$	$C_{y_{зад}}$	α_0	$\frac{dC_{y_0}}{d\alpha}$	$C_{y_{min}}$	$C_{y_{max}}$	C_{m_0}	$\frac{dC_m}{dC_y}$	$\frac{C_{y_{max}}}{C_{y_{min}}}$	$Re \cdot 10^{-6}$	K_{max}	$C_{y_{зад}}$
0,0073	0,25	12°	5,3	1,39	-0,968	-0,008	-0,230	180,5	1,7	60,0	0,6

Профиль НАСА 23011

$C_{x_{зад}}$	$C_{y_{зад}}$	α_0	$\frac{dC_{y_0}}{d\alpha}$	$C_{y_{min}}$	$C_{y_{max}}$	C_{m_0}	$\frac{dC_m}{dC_y}$	$\frac{C_{y_{max}}}{C_{y_{min}}}$	$Re \cdot 10^{-6}$	K_{max}	$C_{y_{зад}}$
0,0077	0,20	12°	5,35	1,982	-1,17	-0,007	-0,224	180,8	1,7	54,8	0,63

Профиль НАСА 23014

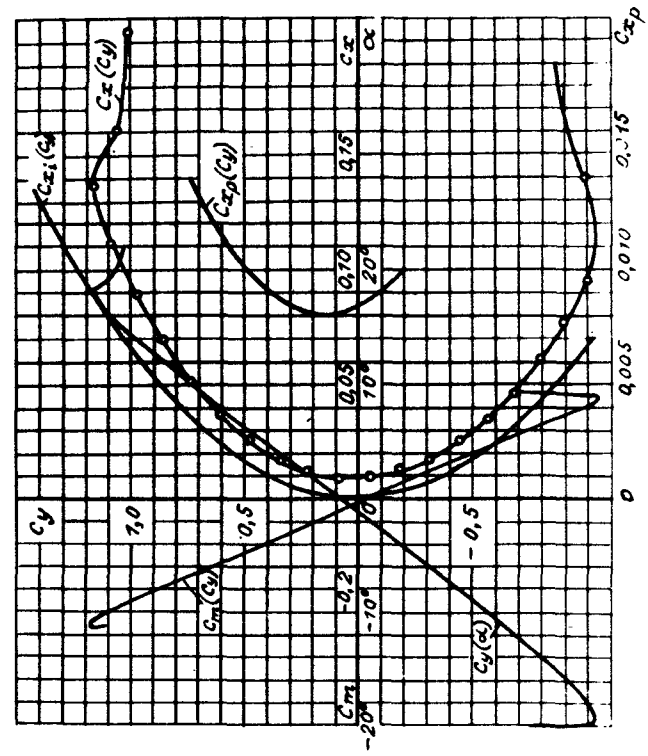



9 0183

Профиль НАСА 23017



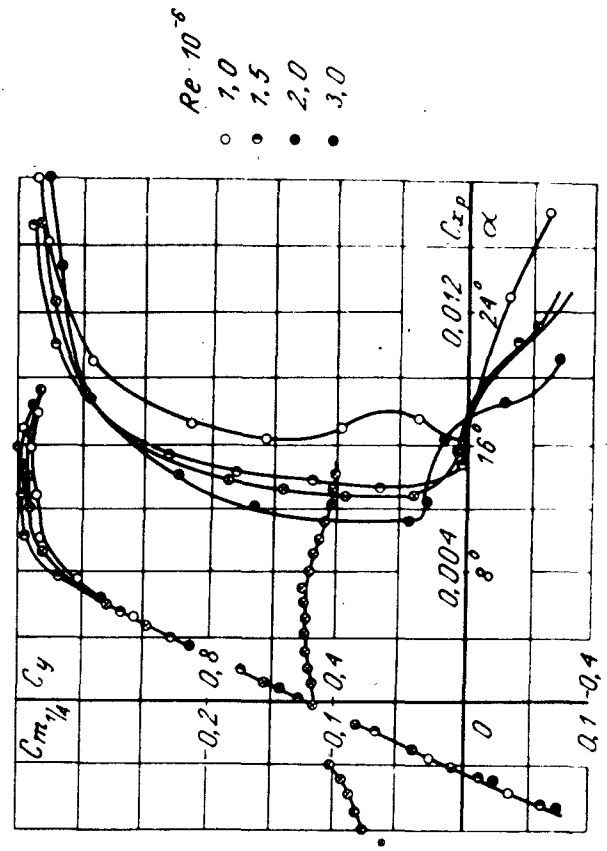
$C_{x_{p, min}}$	$C_{y_{p, min}}$	C_{x_0}	C_{y_0}	α_0	$\frac{dC_{y_0}}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	$C_{y_{min}}$	C_{m_0}	$\frac{dC_m}{dC_y}$	$\frac{C_{y_{max}}}{C_{x_{p, min}}}$	$Re \cdot 10^6$	K_{max}	$C_{y_{cloud}}$
0.0081	0.15	0.000	-1.2	5.3	1.36	-1.2	-0.005	-0.278	168.6	1.7	49.6	0.65	



Профиль FX 61-184

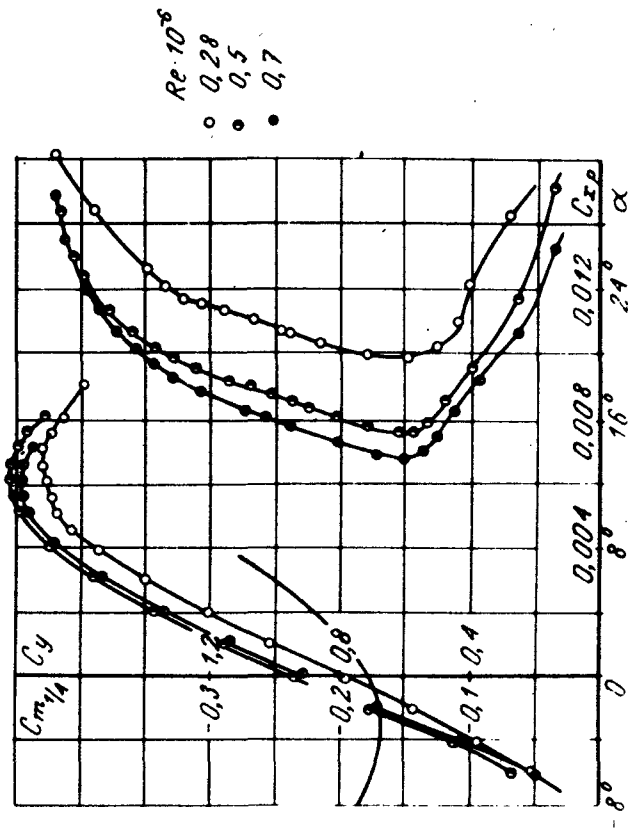


$C_{x_{p, min}}$	$C_{y_{p, min}}$	C_{x_0}	C_{y_0}	α_0	$\frac{dC_{y_0}}{d\alpha}$	$C_{y_{max}}$	C_{m_0}	\bar{X}_F	$\frac{C_{y_{max}}}{C_{x_{p, min}}}$	K_{max}	$C_{y_{cloud}}$	$Re \cdot 10^6$
0.0066	0.22	0.008	-1.3	5.57	1.41	4.007	213	133	108	1.5		



Профиль FX 63-137

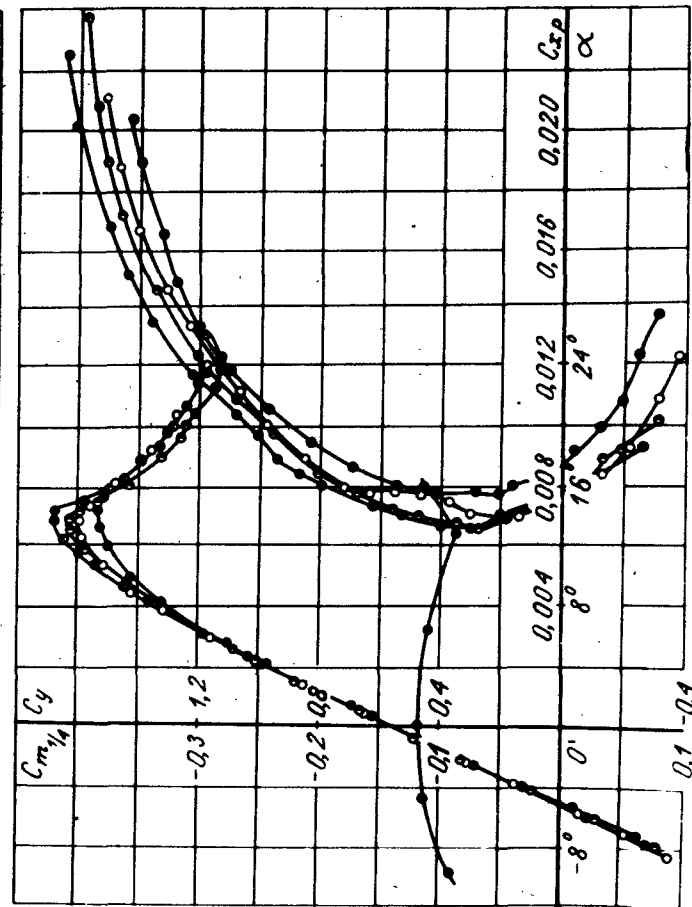
$C_{x_{\text{пр}} \text{ min}}$	$C_{y_{\text{пр}}}$	C_{x_0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y_{\text{max}}}$	C_{m_0}	\bar{X}_r	$\frac{C_{y_{\text{max}}}}{C_{y_{\text{пр}} \text{ min}}}$	$K_{\text{max}} C_{y_{\text{пр}} \text{ min}} Re^{10^{-6}}$	$Re^{10^{-6}}$	
0,0076	0,6	—	—	5,89	1,81	—	0,338	238	135	1,43	0,5



$Re \cdot 10^{-6}$
 ○ 0,28
 ◐ 0,5
 ● 0,7

Профиль FX 60-126

$C_{x_{\text{пр}} \text{ min}}$	$C_{y_{\text{пр}}}$	C_{x_0}	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y_{\text{max}}}$	C_{m_0}	\bar{X}_r	$\frac{C_{y_{\text{max}}}}{C_{y_{\text{пр}} \text{ min}}}$	$K_{\text{max}} C_{y_{\text{пр}} \text{ min}} Re^{10^{-6}}$
0,0066	0,27	0,077	-5°	6,06	1,62	-0,11	0,25	245	100 100 1,09 1,5

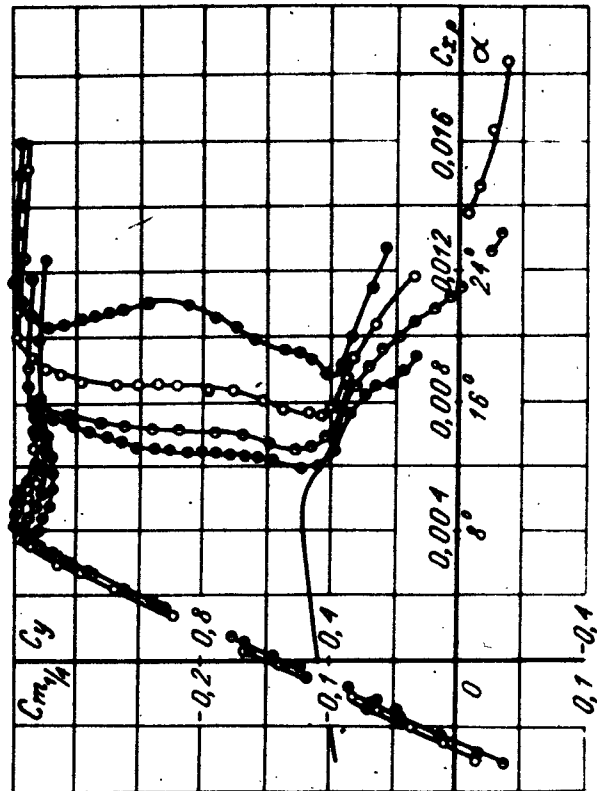


$Re \cdot 10^{-6}$
 ○ 0,7
 ◐ 1,0
 ● 1,5
 ● 2,0

Профиль FX 67-K-1017



$C_{x, \text{миз}}$	$C_{y, \text{пол}}$	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y, \text{миз}}$	\bar{x}_p	$\frac{C_{y, \text{миз}}}{C_{y, \text{пол}}}$	$K_{\text{миз}}$	$K_{\text{пол}}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,0086	0,48	5°	6,22	1,34	0,26	203	183	1,27	1,5



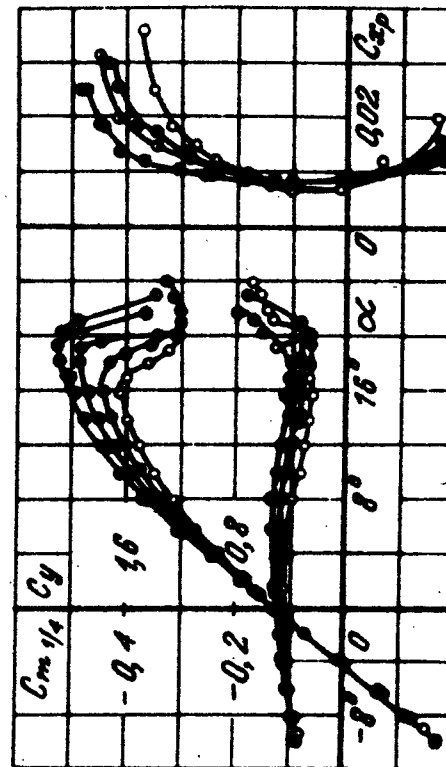
$Re \cdot 10^{-6}$

- 0,7
- 1,0
- 1,5
- 2,0

Профиль NASA GAWP-1



$C_{x, \text{пол}}$	$C_{y, \text{пол}}$	α_0	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	$C_{y, \text{миз}}$	\bar{x}_p	$\frac{C_{y, \text{миз}}}{C_{y, \text{пол}}}$	$K_{\text{миз}}$	$K_{\text{пол}}$	$Re \cdot 10^{-6}$
0,0082	0,1	5°	7,16	1,84	0,25	265	244	0,78	1,9



$Re \cdot 10^{-6}$

- 1,9
- 3,9
- 5,7
- 9,2
- 12,3

1. Ширманов П. М., Горский В. П. АТЛАС АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АВИАЦИОННЫХ ПРОФИЛЕЙ. - М.: ОНТИ НКТП, 1932.
2. Красильщиков П. П. СЕРИЯ ПРОФИЛЕЙ Р-11//Труды ЦАГИ, вып. 212, 1935.
3. Шушурин В. В. АТЛАС КОНСТРУКЦИЙ ПЛАНЕРОВ. - М.: Оборонгиз, 1938.
4. Кравец А. С. ХАРАКТЕРИСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ПРОФИЛЕЙ. - М.: Оборонгиз, 1939.
5. Ушаков Б. А., Красильщиков П. П., Волков А. К., Гржегоржевский А. Н. АТЛАС АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЕЙ: КРЫЛЬЕВ. - М.: БНТ НКАП, 1940.
6. Костенко И. К., Сидоров О. А., Шереметев Б. Н. ЗАРУБЕЖНЫЕ ПЛАНЕРЫ. - М.: ДОСААФ, 1959.
7. Шереметев Б. Н. ПЛАНЕРЫ. - М.: ДОСААФ, 1959.
8. Needham C. H. L. SAILPLANES, Chapman and Hall, 1932.
9. Abbot I. H., Doenhoff A. E. THEORY OF WING SECTIONS, McGraw-Hill Book Comp., 1949.
10. Althaus D. STUTTGARTER PROFILKATALOG 1. Institute fur Aerodynamik und Gasdynamik der Universitat Stuttgart, 1972.
11. McGBee R. and Beasley W. LOW-SPEED AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A 17-PERCENT-THICK AERFOIL SECTION DESIGNED FOR GENERAL AVIATION APPLICATIONS//NASA TN D-7428. - 1973.
12. Кашафутдинов С. Т., Моисеева Р. В. АТЛАС АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛАНЕРНЫХ КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ. - М.: "Машиностроение", 1966.

	Стр.
ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ	3
ОПИСАНИЕ МОДЕЛЕЙ	5
МЕТОДИКА И ПРОГРАММА ИСПЫТАНИЙ	6
ОПИСАНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ И УСЛОВИЙ ИСПЫТАНИЙ ПРОФИЛЕЙ, ЗАИМСТВОВАННЫХ ИЗ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ИСТОЧНИКОВ	6
ОБЩИЕ ПОНЯТИЯ	7
ОСНОВНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЕЙ.	8
РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ВЫБОРУ ПРОФИЛЯ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ.	10
КООРДИНАТЫ ПРОФИЛЕЙ	13
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЕЙ.	25
ЛИТЕРАТУРА.	74

Подписано к печати 25.04.94 г. Формат 60х84/16.

Объем 4,75 печ.л. Тираж 3000. Заказ 413.

Редакционно-полиграфическое объединение СО РАСХН,
ротапринт. 633128, Новосибирская область.