

**Введение.**

Авиационные профили – открытая тема для широкого круга узких специалистов и узкого круга широких масс. В настоящее время насчитывается несколько тысяч авиационных профилей и их модификаций. В данный справочник вошли только около сотни профилей. Материалы представленные в книге являются справочником авиационных профилей. Набор характеристик авиационного профиля достаточно велик, в справочнике он ограничен, в основном, геометрическими и аэродинамическими характеристиками. Цифры в таблицах, ничего не стоят без правильного понимания их физического смысла, по этому, в книге приведены некоторые теоретические выкладки и расчеты. Хотя в справочнике представлены авиационные профили, они с легкостью могут быть использованы теми, кто конструирует жесткие крылья для буеров, парусников, катеров на подводных крыльях и ветряных мельниц.

Данные для справочника брались из многих источников и в справочник попали только наиболее полные данные.

Некоторые геометрические точки построения профилей изменены автором, для плавного построения профиля, об этом указывается в примечании для каждой измененной точки профиля.

# Справочник Авиационных Профилей

## Оглавление

Об авиационных профилях.....	6
Типы авиационных профилей.....	6
Геометрические характеристики авиационного профиля.....	8
Аэродинамические характеристики авиационного профиля.....	10
Индуктивное сопротивление.....	12
Число Рейнольдса.....	13
Аэродинамический момент крыла.....	14
Справочник Авиационных Профилей.....	17
Серия профилей А.....	17
Профиль А-9%.....	17
Профиль А-12%.....	19
Профиль А-15%.....	21
Профиль А-18%.....	23
Профиль А-21%.....	25
Серия профилей В.....	27
Профиль В-8%.....	27
Профиль В-10%.....	29
Профиль В-12%.....	30
Профиль В-14%.....	32
Профиль В-16%.....	33
Профиль В-18%.....	35
Профиль В-20%.....	36
Серия профилей Р-II.....	38
Профиль Р-II 10%.....	40
Профиль Р-II 12%.....	42
Профиль Р-II-14% (ЦАГИ-718).....	43
Профиль Р-II-16%.....	45
Профиль Р-II-18%.....	47
Профиль Р-II-20%.....	48
Профиль Р-II-22%.....	49
Профиль Р-III (15,5%).....	50
Серия профилей ЦАГИ-6.....	52
Профиль ЦАГИ-6-8,2%.....	52
Профиль ЦАГИ-6-12%.....	54
Профиль ЦАГИ-6-13%.....	56
Профиль ЦАГИ-6-16%.....	58

Профиль ЦАГИ-6-19%.....	60
Профиль ЦАГИ-6-20%.....	62
Профиль ЦАГИ-719.....	64
Профиль ЦАГИ-721.....	66
Профиль ЦАГИ-723.....	67
Профиль ЦАГИ-731.....	68
Профиль ЦАГИ-732.....	70
Профиль ЦАГИ-733.....	72
Профиль ЦАГИ-734.....	73
Профиль ЦАГИ-790.....	75
Профиль ЦАГИ-831.....	76
Профиль ЦАГИ-846.....	78
Серия профилей Су-26.....	79
Профиль Су-26-12%.....	79
Профиль Су-26-18%.....	81
Профиль П-52 (12%).....	82
Профиль Як-55 (18%).....	83
Серия профилей МОС-27.....	84
Профиль МОС 27-10%.....	84
Профиль МОС 27-18%.....	85
Серия профилей Мynk.....	86
Профиль Мynk-1.....	86
Профиль Мynk-2.....	88
Профиль Мynk-3.....	90
Профиль Мynk-6.....	92
Профиль Мynk-12.....	94
Профиль Мynk-15.....	96
Серия профилей NASA-00 (симметричные профили).....	98
Профиль NASA-0006.....	98
Профиль NASA-0008.....	100
Профиль NASA-0009.....	101
Профиль NASA-0010.....	103
Профиль NASA-0012.....	104
Профиль NASA-0015.....	106
Профиль NASA-0018.....	108
Профиль NASA-0021.....	110
Профиль NASA-0024.....	112
Серия профилей NASA-22.....	113
Профиль NASA-2209.....	113

Профиль <b>NASA-2210</b> .....	115
Профиль <b>NASA-2212</b> .....	117
Профиль <b>NASA-2214</b> .....	119
Профиль <b>NASA-2217</b> .....	120
Серия профилей Clark-Y .....	122
Профиль <b>Clark-Y-5,9%</b> .....	122
Профиль <b>Clark-Y-8%</b> .....	123
Профиль <b>Clark-Y-10%</b> .....	124
Профиль <b>Clark-Y-11.7%</b> .....	125
Серия профилей Clark-YH .....	126
Профиль <b>Clark-YH-8%</b> .....	126
Профиль <b>Clark-YH-11%</b> .....	128
Профиль <b>Clark-YH-14%</b> .....	129
Профиль <b>Clark-YH-17%</b> .....	130
Профиль <b>Clark-YH-20%</b> .....	131
Профиль <b>USA-27</b> .....	132
Профиль <b>USA-45M</b> .....	134
Профиль <b>35A</b> .....	135
Профиль <b>35B</b> .....	137
Профиль <b>NAVY N60</b> .....	139
Профиль <b>N-10</b> .....	141
Профиль <b>N-18</b> .....	142
Профиль <b>GA(W)-1</b> .....	143
Профиль <b>V-16 (16%)</b> .....	144
Профиль <b>MVA-123</b> .....	145
Профиль <b>MVA-301</b> .....	146
Профиль <b>B-6358-b</b> .....	147
Профиль <b>B-8405-b</b> .....	148
Профиль <b>FX60-100/126/</b> .....	149
Профиль <b>FX60-126</b> .....	150
Профиль <b>МНТС-0,40 410</b> .....	151
Профиль <b>Gettingen-495M</b> .....	152
S – Образные профили .....	153
Профиль <b>F-2</b> .....	153
Профиль <b>NASA M-6</b> .....	154
Профиль <b>NASA-2R<sub>2</sub>-12</b> .....	155
Профиль <b>K-3</b> .....	156
Профиль <b>DFS-761</b> .....	157

## Об авиационных профилях.

### Типы авиационных профилей.

За всю историю развития авиации было разработано огромное количество авиационных профилей. Обозначения и символика профилей различна. Организации и авторы, не мудрствуя лукаво, называли разработанные профили именами организаций и фамилиями авторов.

В аэродинамических лабораториях, в которых вели систематические исследования профилей, появилась система определенных обозначений.

Испытания, выполненные в Геттингене, во время первой мировой войны способствовали развитию новых типов профилей крыльев.

### Профиль НАСА.

Так серии профилей НАСА (Национальный авиационный консультативный комитет США) стали обозначать именем организации и четырьмя цифрами. Позднее возникла необходимость увеличить количество цифр до пяти и более.

Система 4-х символьной нумерации основана на геометрических параметрах.

Пример профиль НАСА 6409 с четырех символьным обозначением:

- первая цифра обозначает максимальную кривизну средней линии – 6%,
- вторая цифра обозначает точку на хорде максимальной кривизну средней линии от передней кромки, в десятых долях от хорды – 0.4 (40%),
- третья и четвертая цифры обозначает толщину профиля – 09%

Пример профиль НАСА 23015 с пяти символьным обозначением:

- первая цифра обозначает кривизну средней линии – 2%,
- вторая и третья цифры обозначает точку на хорде максимальной кривизну средней линии – 30%,
- четвертая и пятая цифры обозначает толщину профиля – 15%

Развитие прикладной аэродинамики привело к появлению ламинаризованных профилей, изменились и обозначения профилей. Так профиль НАСА 64A<sub>2</sub>-215 читается как:

- 6 – серия профиля,

- 4 – протяженность ламинарного обтекания (40%),
- А – тип задней части профиля (управляемая),
- 2 – индекс 2, ширина ламинарной области в долях ( $C_{y2} = \pm 0,2$ ) профиля,
- 2 – середина области ламинарного обтекания и низкого сопротивления, в долях ( $C_{y2} = 0,2$ ) профиля,
- 15 – две цифры обозначают толщину профиля – 15%

### Профиль Gö.

Серия профилей разработана в Германии, в лаборатории города Геттинген. В своей символике имеет имя - **Gö** и порядковый номер. Серия была исследована в аэродинамической трубе для низких чисел Рейнольдса и с успехом может быть использована для расчетов авиамodelей.

### Профиль E.

Серия профилей разработана профессором Эплером, в Геттингене. Серия разработана для низких чисел Рейнольдса, 40 000-200 000. Обозначаются буквой **E** и порядковым номером.

### Профиль FX.

Профили разработанные профессором Вортманом. Профиль расшифровывается как:

- FX – инициалы автора,
- 62 – год создания профиля,
- K – обозначение профиля с отклоняемой кромкой,
- 131 – толщина профиля 13,1%.

### Профиль B.

Профиль разработанный Бенедика. Профиль B-6358, читается как:

- B – имя профиля,
- 6 – толщина профиля в %,
- 35 – положение стрелки вогнутости в %,
- 8 – относительная вогнутость в %.

### Геометрические характеристики авиационного профиля.

Очень удобной, для геометрических характеристик авиационных профилей, оказалась система относительных размеров, в процентах. Неделимый размер - хорда профиля, является основой основ всех геометрических размеров.

Профили авиационных крыльев разнообразны, но их можно классифицировать по геометрическим признакам как:

- симметричные,
- двояко выпуклые,
- выпукло вогнутые,
- плоско выпуклые,
- S – образные.

Для всех этих профилей существуют общие геометрические параметры:

$b$  – длина хорды профиля,  
 $c$  – толщина профиля,  
 $f$  – вогнутость профиля,  
 $r$  – радиус носика профиля,  
 $x_c$  – координата наибольшей толщины, относительно носка профиля,  
 $x_f$  – координата наибольшей вогнутости, относительно носка профиля.

Некоторые определения:

*Хорда профиля* – условная линия, соединяющая самую переднюю и самую заднюю точки профиля.

*Вогнутость профиля* – расстояние, измеряемое между средней линией профиля и его хордой.

*Средняя линия профиля* – геометрическое место точек, расположенных посередине ординат, перпендикулярных хорде и ограниченных верхними и нижними контурами профиля.

Обычно эти параметры представляют в виде долей хорды –  $b$ . Это очень удобно при построении профиля с различной хордой, например у эллиптического крыла.

Для построения профиля приводятся таблицы, с величинами  $x$  – расстояние от носка профиля (в относительных единицах, от 0 до 1, или процентах),  $y_v$  – координата верхней точки и  $y_n$  – координата нижней точки профиля (так же в относительных единицах или процентах).

По толщине профиля делятся на тонкие -  $c$  меньше 8%, средние -  $c$  от 8% до 12% и толстые -  $c$  более 12%.

В зависимости от вогнутости средней линии различают профили: с малой вогнутостью -  $f$  менее 1,5%, со средней вогнутостью -  $f$  1,5÷4% и большой вогнутостью -  $f$  более 4%.

### Аэродинамические характеристики авиационного профиля.

Главной аэродинамической силой авиационного профиля является вектор  $R$ .

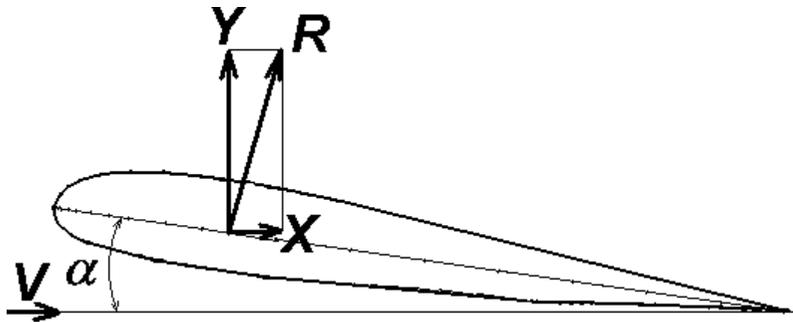


Рис.1 Вектора аэродинамических сил

Однако вектор  $R$  не представляет интереса сам по себе. Практический интерес представляют его составляющие, вектора подъемной силы -  $Y$  и аэродинамического сопротивления -  $X$ . Направление вектора  $Y$  перпендикулярно вектору скорости  $V$ . Направление вектора  $X$  совпадает с вектором скорости и всегда имеет положительное значение.

Аэродинамические силы  $Y$  и  $X$  зависят от угла атаки  $\alpha$ , через соответствующие безразмерные коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$ .

$$Y = C_y \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S / 2$$

$$X = C_x \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S / 2$$

Немаловажным параметром профиля является его аэродинамическое качество -  $K$ . Аэродинамическое качество зависит от угла атаки профиля. Вычисляется как соотношение  $K = Y / X$ . Выполнив некоторые преобразования получим  $K = C_y / C_x$ . Аэродинамическое качество профилей имеет очень широкий диапазон, от нескольких единиц и почти до 300. Примером такого профиля, с высоким качеством, может служить профиль NASA 27-2012 созданный И.Джекобсом в конце 30-х годов. Но

не стоит обольщаться по поводу применения таких профилей на практике. Они требуют очень тщательного изготовления и показывают высокое аэродинамическое качество только в ограниченных условиях по турбулентности набегающего потока и числах Рейнольдса.

Небольшое отступление по поводу профильного сопротивления. В реальных условиях трудно предсказать точное его значение, так как оно в значительной степени зависит от качества обработки поверхности крыла. Исследования проведенные американскими учеными Абботом, Денхофом и Стиверсоном показали, что сопротивление гладкого профиля с толщиной 24% может быть меньше, чем у шероховатого толщиной 6%. Исследования проводились с такими сериями профилей, как NASA 00, 14, 24, 230. Под шероховатостью принимались неровности  $\approx 0,2..0,3$  мм, на передней кромке профиля при хорде профиля 24 дюйма (примерно 610 мм).

### Индуктивное сопротивление.

Индуктивное сопротивление имеет немалое значение при расчетах качества крыла. На величину  $C_{xi}$  – индуктивное сопротивление, влияет удлинение крыла  $\lambda$ . Связь между этими величинами записывается:

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi\lambda}$$

Следовательно коэффициент сопротивления реального крыла вычисляется  $C_x = C_{xnp} + C_{xi}$

Удлинение реального крыла самолета может отличаться от крыла модели продуваемой в аэродинамической трубе. Коэффициент сопротивления крыльев:

$$C_{xкр} = C_{x0} + \Delta C_{xi}$$

### Число Рейнольдса.

Число Рейнольдса, которое присутствует в характеристиках профилей тесно связано с коэффициентом силы сопротивления трения  $C_f$ . Обтекание воздухом тела сильно зависит от характера изменения скорости в пограничном слое. При малых скоростях и линейных размерах поверхности обтекаемый воздух в пограничном слое имеет плавное струйное течение, называемое ламинарным. При повышении скорости и линейных размерах обтекаемого тела плавность течения нарушается и струи начинают перемешиваться. Такое, течение в пограничном слое называется турбулентным.

Не вдаваясь в теоретические выкладки можно сказать, что с увеличением числа Рейнольдса сила трения  $C_f$  уменьшается.

Формула, по которой вычисляется число Рейнольдса записывается как:

$$Re = \rho \cdot V \cdot b / \mu;$$

где  $V$  – скорость (м/с),  
 $b$  – хорда крыла (м),  
 $\rho$  – плотность воздуха, при нормальных условиях 0,125 кг,  
 $\mu$  – динамическая вязкость воздуха, равная.

Отсюда, упростив формулу, получаем:  $Re \approx 69000 \cdot V \cdot b;$

Немецкий профессор Л. Прандтль, в результате исследований в 1918-1926г., получил формулу:

$$C_f = 2.656 / \sqrt{Re} .$$

Так как  $C_f$  включается как составляющая в  $C_{xкр}$ , то общее сопротивление крыла, при изменении числа  $Re$ , так же будет меняться. Отсюда можно сделать вывод, что при известном числе  $Re$ , для выбранного Вами профиля стоит выполнить расчет числа  $Re$  для Вашего летательного аппарата и при несовпадении чисел хотя бы на пол порядка, можно ожидать изменение аэродинамических характеристик профиля.

### Аэродинамический момент крыла.

Аэродинамическая сила  $R$  состоит из составляющие  $Y$  и  $X$ . Необходимо знать не только ее величину, но и точку ее приложения, иначе мы не сможем добиться необходимого равновесия крыла в полете. Точка приложения силы  $R$  называется центром давления крыла. Положение центра давления находится следующим образом, крыло укрепляется в аэродинамической трубе так, что может свободно вращаться вокруг оси, проходящей через носок крыла (см. Рисунок). К хвостовой части крыла крепятся нити, переброшенные через ролики и снабженные чашками с грузами. Воздействуя на крыло воздушным потоком на определенном угле атаки, будем иметь силу  $R$ , стремящуюся повернуть крыло вокруг оси.

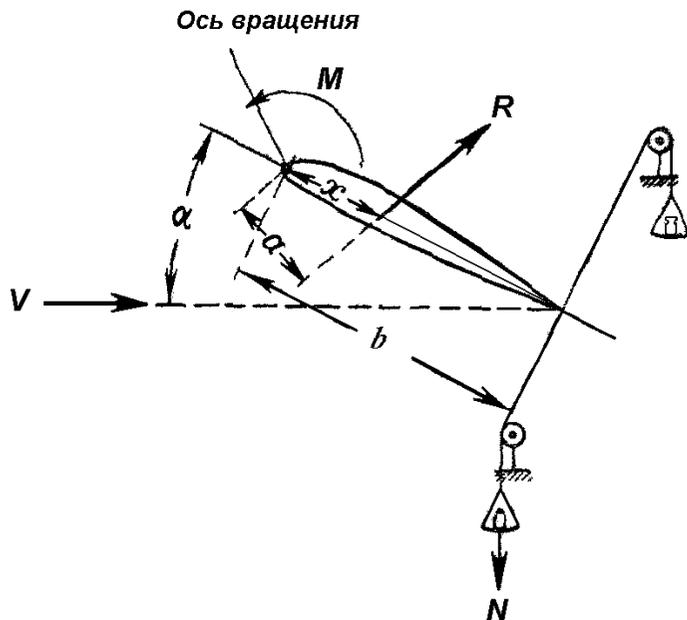


Рис.2 Величина и направление силы  $R$  определяются диагональю параллелограмма, построенного на силах  $Y$  и  $X$ .

Это вращение будет, очевидно, тем сильнее, чем больше сила  $R$  и плечо  $a$ , т. е. чем больше произведение  $R \cdot a$ , называемое - аэродинамическим моментом ( $M$ ). Чтобы удержать крыло в равновесии, нужно положить на одну из чашек соответствующий груз  $N$ . Из механики известно, что этот груз должен быть во столько раз меньше силы  $R$ , во сколько раз плечо  $t$  больше плеча  $a$ . Другими словами, имеет место равенство

$$M = R \cdot a = N \cdot t,$$

Таким образом, посредством установки, схематически изображенной на рис. 16, можно измерить величину аэродинамического момента, действующего на крыло. Отсюда легко найти плечо  $a$ :

$$a = M / R = (N \cdot t) / R,$$

а затем уже и ту точку на хорде крыла, через которую проходит сила  $R$ . Следовательно, мы нашли положение центра давления крыла, которое принято определять величиной  $x$ , дающей расстояние центра давления от носка крыла.

Аэродинамические лаборатории, наряду с определением поляр для крыльев или профилей, производят испытания на определение их момента. В качестве результатов таких испытаний выводятся не самые моменты, а их коэффициенты  $C_m$ , которые связаны с первыми следующей формулой:

$$M = C_m \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot t / 2,$$

где  $\rho$ ,  $S$ ,  $V$  - величины плотности воздуха, площади крыла и скорости потока;

$t$  - длина хорды крыла в метрах;

$C_m$  — коэффициент момента — число, зависящее от профиля крыла, угла атаки и той точки, относительно которой момент определяется.

Принимая во внимание, что

$$M = C_m \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot t / 2,$$

а

$$R = C_r \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 / 2,$$

зная выражение для плеча:  $a = M / R$ ,

что после сокращения на  $(\rho \cdot S \cdot V^2 / 2)$  получаем:  $a = t \cdot C_m / C_y$ ,

В пределах небольших углов атаки ( $0 - 15^\circ$ ), т. е. тех углов, с которыми приходится иметь дело в полете, величина  $C_r$  очень не намного отличается от  $C_y$  и плечо  $a$  от величины  $x$ ; поэтому с достаточной для практики точностью можно считать, что  $x = t \cdot C_m / C_y$ , или  $x/t = C_m / C_y$ .

Считая  $t$  равной 1 получаем величину  $x$  в относительных единицах, т.е.  $x = C_m / C_y$ .

Приведем пример, для наглядности. Если авиационный профиль, при угле атаки в  $12^\circ$ , имеет  $C_m = 0,109$ , а  $C_y = 0,433$ , то точка приложения силы  $R$  можно вычислить как  $x = C_m / C_y = 0,109 / 0,433 = 0,258$ .

## Справочник Авиационных Профилей

### Серия профилей А

Серия профилей А продувалась в лаборатории ЦАГИ-МАИ, в аэродинамической трубе НК-1. Дата продувки 1930 г. Некоторые характеристики продувки профиля:

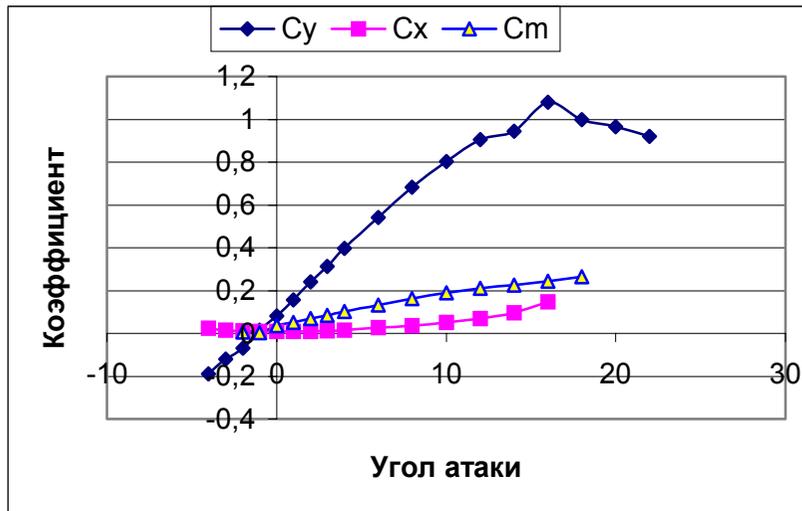
- Скорость продувки  $V=33\text{м/с}$
- Число Рейнольдса  $Re=340\ 000$
- Давление  $p=1\text{атм}$
- $TF=2.4$
- Размер модели  $150*750\text{ мм}$
- Удлинение = 5

### Профиль А-9%

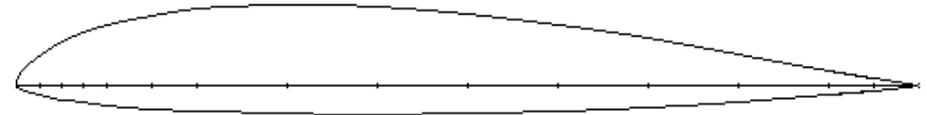


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-4	-0,19	0,023	
0,025	0,0247	-0,00780	-3	-0,12	0,0156	
0,05	0,0354	-0,01125	-2	-0,07	0,012	0,0046
0,075	0,0433	-0,01395	-1	0,016	0,00996	0,00224
0,1	0,0490	-0,01590	0	0,08	0,0082	0,0372
0,15	0,0576	-0,01890	1	0,156	0,0084	0,052
0,2	0,0628	-0,02084	2	0,24	0,01	0,068
0,3	0,0665	-0,02310	3	0,312	0,01246	0,084
0,4	0,0645	-0,02370	4	0,396	0,0154	0,102
0,5	0,0584	-0,02250	6	0,542	0,027	0,132
0,6	0,0492	-0,02020	8	0,684	0,037	0,162
0,7	0,0384	-0,01725	10	0,804	0,0516	0,188
0,8	0,02565	-0,01335	12	0,904	0,069	0,212
0,9	0,01275	-0,00810	14	0,944	0,0956	0,226
0,95	0,00615	-0,00495	16	1,08	0,146	0,244
1	0	0	18	1,0		0,264
			20	0,964		
			22	0,92		

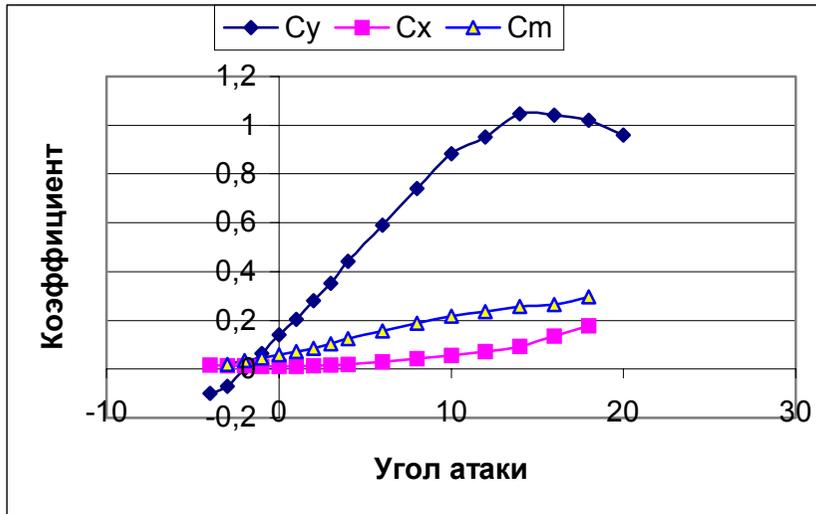
Аэродинамические коэффициенты профиля А-9%



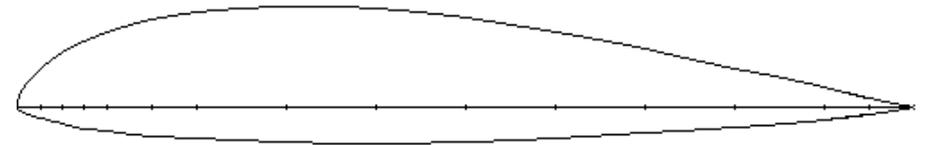
Профиль А-12%



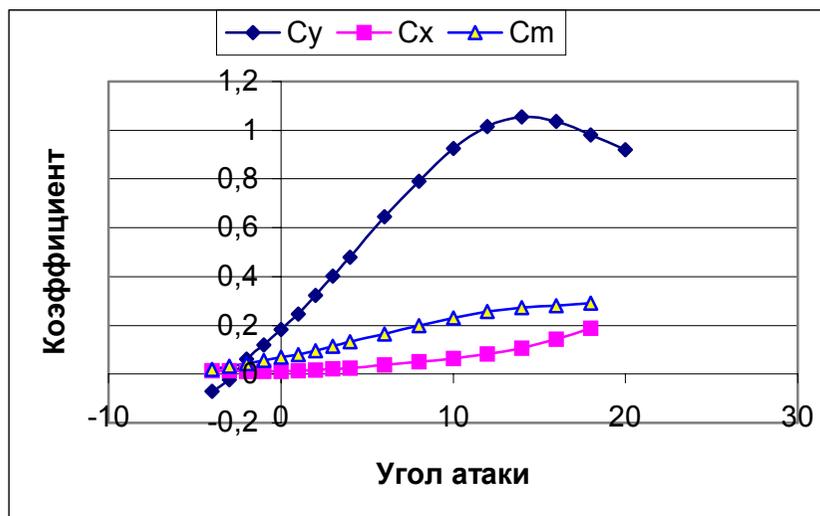
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-4	-0,1	0,017	
0,025	0,0323	-0,0105	-3	-0,07	0,015	0,02
0,05	0,0473	-0,0150	-2	0	0,0128	0,036
0,075	0,0576	-0,0186	-1	0,064	0,0114	0,046
0,1	0,0654	-0,0211	0	0,142	0,0108	0,058
0,15	0,0766	-0,0251	1	0,204	0,0116	0,072
0,2	0,0836	-0,0279	2	0,28	0,0134	0,086
0,3	0,0886	-0,0308	3	0,352	0,0156	0,104
0,4	0,0860	-0,0313	4	0,442	0,02	0,124
0,5	0,0779	-0,0306	6	0,59	0,03	0,156
0,6	0,0656	-0,0271	8	0,74	0,043	0,187
0,7	0,0511	-0,0231	10	0,884	0,056	0,218
0,8	0,0343	-0,0177	12	0,952	0,072	0,235
0,9	0,0170	-0,0109	14	1,046	0,094	0,258
0,95	0,008	-0,0066	16	1,042	0,1344	0,264
1	0	0	18	1,02	0,178	0,296
			20	0,96		



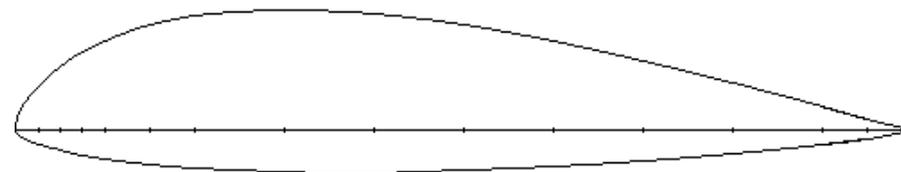
Профиль А-15%



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	α°	Cy	Cx	Cm
0	0	0	-4	-0,07	0,0148	0,02
0,025	0,0412	-0,01300	-3	-0,024	0,0136	0,032
0,05	0,0590	-0,01875	-2	0,062	0,0124	0,042
0,075	0,07215	-0,02325	-1	0,12	0,0122	0,057
0,1	0,0817	-0,02650	0	0,184	0,0122	0,069
0,15	0,0960	-0,03152	1	0,246	0,0138	0,08
0,2	0,1046	-0,03478	2	0,324	0,016	0,096
0,3	0,1108	-0,03850	3	0,402	0,021	0,114
0,4	0,1074	-0,03926	4	0,48	0,0256	0,132
0,5	0,0973	-0,03750	6	0,646	0,037	0,164
0,6	0,0821	-0,03400	8	0,79	0,05	0,2
0,7	0,0641	-0,02876	10	0,924	0,0648	0,23
0,8	0,0428	-0,02225	12	1,016	0,083	0,256
0,9	0,02125	-0,01350	14	1,056	0,1052	0,272
0,95	0,01025	-0,00825	16	1,036	0,144	0,282
1	0	0	18	0,98	0,188	0,292
			20	0,92		

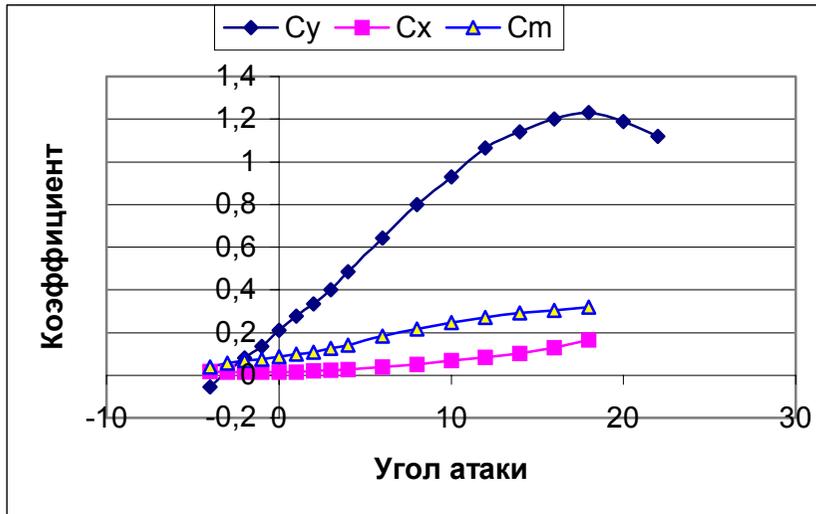


## Профиль А-18%

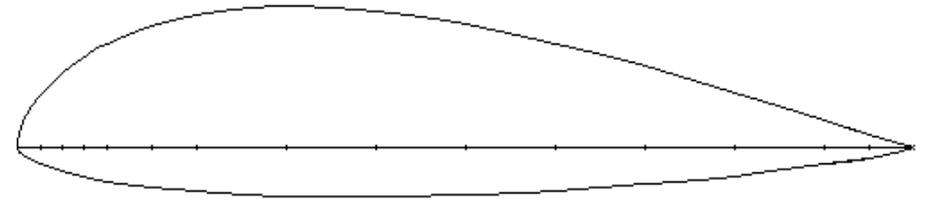


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-4	-0,056	0,0164	0,04
0,025	0,0483	-0,0157	-3	0,016	0,0148	0,056
0,05	0,0709	-0,0225	-2	0,08	0,014	0,068
0,075	0,0867	-0,0278	-1	0,134	0,0136	0,076
0,1	0,0980	-0,0317	0	0,21	0,0142	0,086
0,15	0,1150	-0,0377	1	0,276	0,0152	0,098
0,2	0,1258	-0,0418	2	0,334	0,019	0,109
0,3	0,1330	-0,0462	3	0,4	0,024	0,125
0,4	0,1290	-0,0470	4	0,486	0,027	0,142
0,5	0,1170	-0,0450	6	0,642	0,039	0,182
0,6	0,0984	-0,0409	8	0,8	0,052	0,216
0,7	0,0760	-0,0346	10	0,93	0,069	0,246
0,8	0,0514	-0,0266	12	1,064	0,085	0,272
0,9	0,0255	-0,0163	14	1,14	0,102	0,291
0,95	0,0124	-0,0099	16	1,2	0,128	0,303
1	0	0	18	1,23	0,1646	0,318
			20	1,19		
			22	1,12		
			24	1,024		

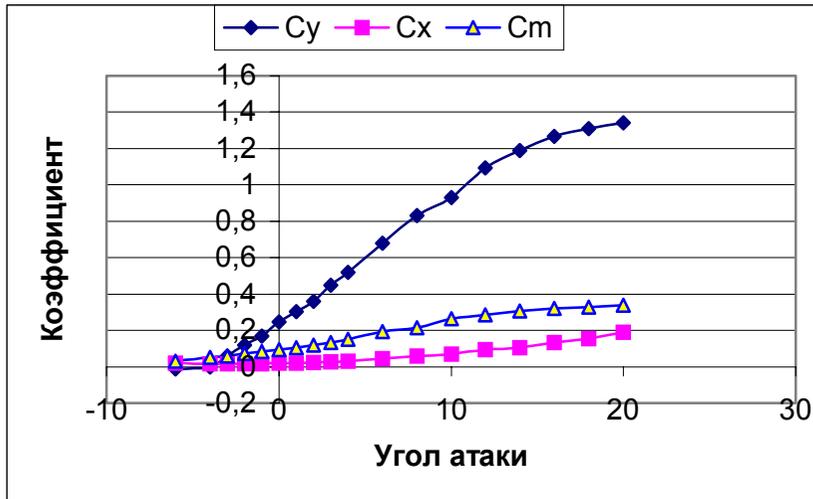
Примечание автора. Координата X=0.025 - исправлена Yв=0.0443 на Yв=0.0483.



Профиль А-21%



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-6	-0,012	0,02	0,032
0,025	0,0578	-0,01820	-4	0	0,017	0,05
0,05	0,0826	-0,02625	-3	0,06	0,016	0,06
0,075	0,1030	-0,03250	-2	0,12	0,0154	0,072
0,1	0,1142	-0,03710	-1	0,17	0,0166	0,082
0,15	0,1342	-0,04410	0	0,248	0,018	0,094
0,2	0,1468	-0,04870	1	0,304	0,0204	0,105
0,3	0,1550	-0,05390	2	0,36	0,0233	0,12
0,4	0,1505	-0,05480	3	0,448	0,0272	0,134
0,5	0,1361	-0,05250	4	0,52	0,0312	0,152
0,6	0,1148	-0,04760	6	0,68	0,0436	0,192
0,7	0,0896	-0,04024	8	0,83	0,0594	0,213
0,8	0,0598	-0,03114	10	0,93	0,0707	0,264
0,9	0,02973	-0,01889	12	1,094	0,0934	0,286
0,95	0,01434	-0,01154	14	1,19	0,103	0,306
1	0	0	16	1,268	0,132	0,32
			18	1,31	0,156	0,327
			20	1,34	0,1892	0,34
			22	1,32	0,228	
			24	1,28		
			26	1,216		



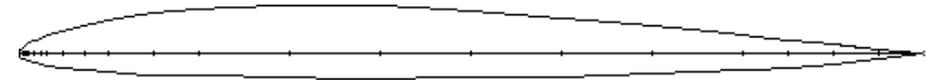
## Серия профилей В

Серия профилей **В** продувалась в лаборатории ЦАГИ-МАИ, в аэродинамической трубе НК-1. Дата продувки 1931 г. Некоторые характеристики продувки профиля:

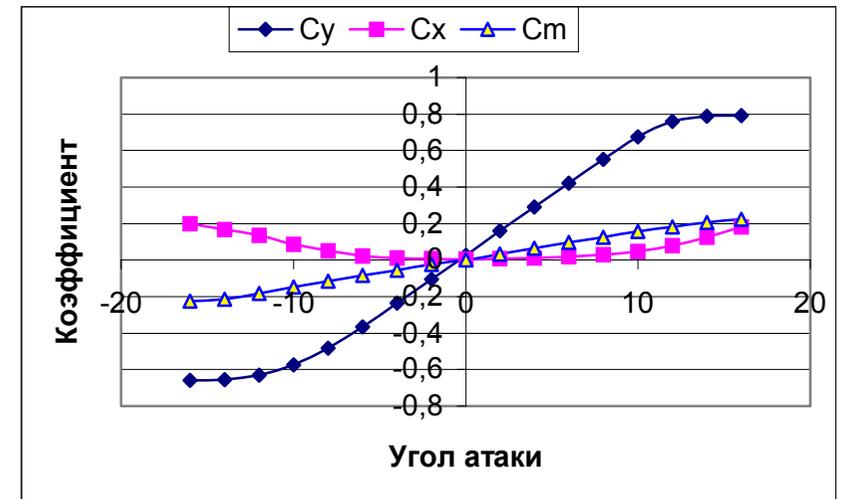
- Скорость продувки  $V=33\text{м/с}$
- Число Рейнольдса  $Re=340\ 000$
- Давление  $p=1\text{атм}$
- $TF=2.4$
- Размер модели  $150*750\text{ мм}$
- Удлинение = 5

За основу взят эпюрный профиль разработанный Ф.Г.Глассом.

## Профиль В-8%



## Аэродинамические коэффициенты профиля В-8%



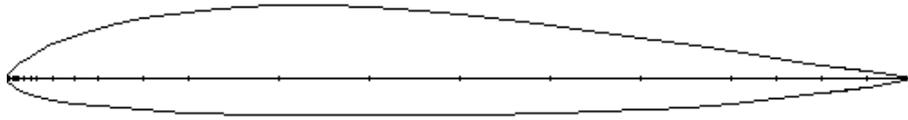
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0	-16	-0,659	0,2000	-0,225
0,0025	0,00456	-0,00384	-14	-0,657	0,1660	-0,215
0,005	0,00660	-0,00544	-12	-0,632	0,1360	-0,182
0,0075	0,00824	-0,00660	-10	-0,575	0,0870	-0,148
0,01	0,00976	-0,00768	-8	-0,483	0,0491	-0,115
0,0125	0,01112	-0,00848	-6	-0,365	0,0220	-0,083
0,0175	0,01348	-0,01008	-4	-0,234	0,0125	-0,054
0,025	0,01656	-0,01192	-2	-0,104	0,0083	-0,025
0,0325	0,01928	-0,01344	0	0,026	0,0062	0,002
0,05	0,02472	-0,01612	2	0,159	0,0071	0,034
0,075	0,03080	-0,01864	4	0,290	0,0113	0,065
0,1	0,03584	-0,020496	6	0,421	0,0191	0,095
0,15	0,04340	-0,023088	8	0,552	0,0300	0,125
0,2	0,048528	-0,024688	10	0,676	0,0470	0,155
0,3	0,052880	-0,026384	12	0,760	0,0795	0,182
0,4	0,051744	-0,027104	14	0,790	0,1235	0,207
0,5	0,046560	-0,026800	16	0,792	0,1828	0,225
0,6	0,038752	-0,025568				
0,7	0,029504	-0,022848				
0,8	0,019616	-0,018288				
0,85	0,014680	-0,015160				
0,9	0,009776	-0,011232				
0,95	0,004848	-0,006464				
1	0	0				

Профиль В-10%



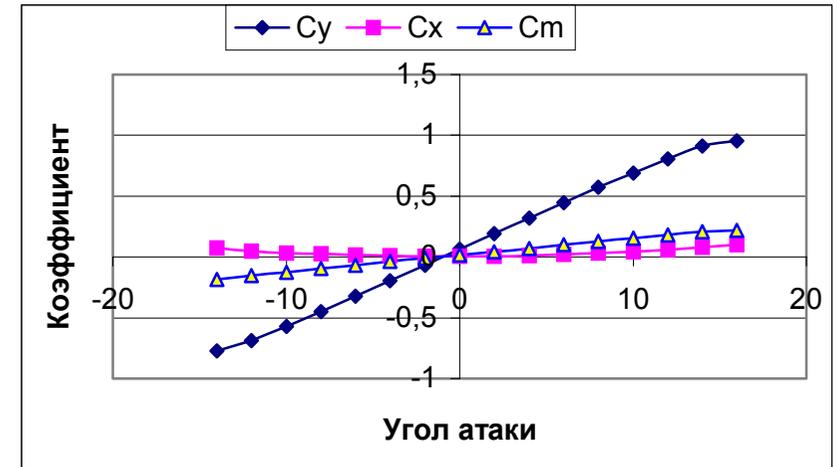
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,0025	0,00570	-0,00480				
0,005	0,00825	-0,00680				
0,0075	0,01030	-0,00825				
0,01	0,01220	-0,00960				
0,0125	0,01390	-0,01060				
0,0175	0,01685	-0,01260				
0,025	0,02070	-0,01490				
0,0325	0,02410	-0,01680				
0,05	0,03090	-0,02015				
0,075	0,03850	-0,02330				
0,1	0,04480	-0,02562				
0,15	0,05425	-0,02886				
0,2	0,06066	-0,03086				
0,3	0,06610	-0,03298				
0,4	0,06468	-0,03388				
0,5	0,05820	-0,03350				
0,6	0,04844	-0,03196				
0,7	0,03688	-0,02856				
0,8	0,02452	-0,02286				
0,85	0,01835	-0,01895				
0,9	0,01222	-0,01404				
0,95	0,00606	-0,00808				
1	0	0				

## Профиль В-12%

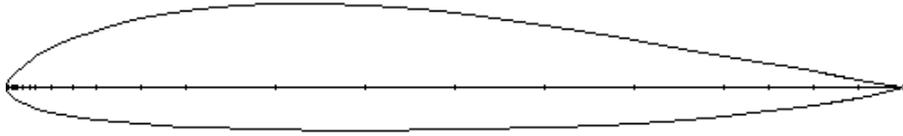


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-14	-0,774	0,0730	-0,185
0,0025	0,00684	-0,00576	-12	-0,690	0,0481	-0,152
0,005	0,00990	-0,00816	-10	-0,572	0,0350	-0,124
0,0075	0,01236	-0,00990	-8	-0,451	0,0251	-0,096
0,01	0,01464	-0,01152	-6	-0,322	0,0172	-0,067
0,0125	0,01668	-0,01272	-4	-0,195	0,0119	-0,038
0,0175	0,02022	-0,01512	-2	-0,066	0,0085	-0,010
0,025	0,02484	-0,01788	0	0,063	0,0075	0,017
0,0325	0,02892	-0,02016	2	0,190	0,0087	0,043
0,05	0,03708	-0,02418	4	0,320	0,0132	0,072
0,075	0,04620	-0,02796	6	0,448	0,0207	0,101
0,1	0,05376	-0,030744	8	0,571	0,0313	0,128
0,15	0,06510	-0,034632	10	0,691	0,0449	0,155
0,2	0,072792	-0,037032	12	0,805	0,0611	0,181
0,3	0,079320	-0,039576	14	0,912	0,0785	0,207
0,4	0,077616	-0,040656	16	0,952	0,1015	0,220
0,5	0,069840	-0,040200				
0,6	0,058128	-0,038352				
0,7	0,044256	-0,034272				
0,8	0,029424	-0,027432				
0,85	0,022020	-0,022740				
0,9	0,014664	-0,016848				
0,95	0,007272	-0,009696				
1	0	0				

## Аэродинамические коэффициенты профиля В-12%

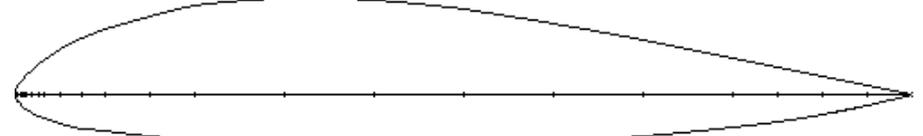


Профиль В-14%

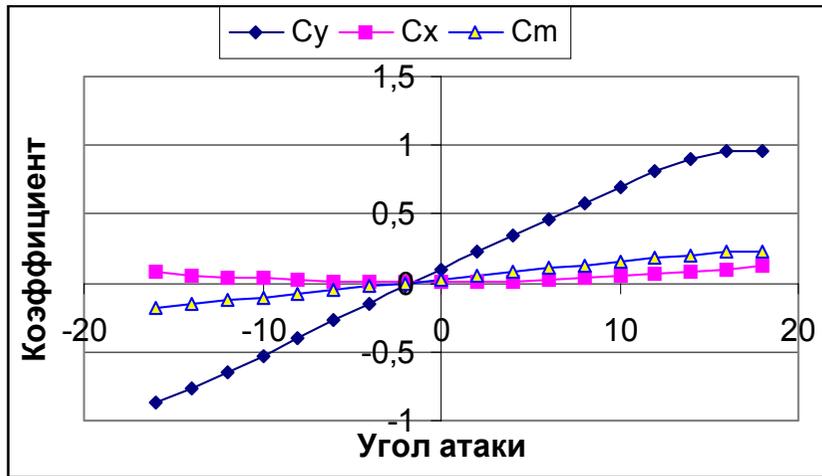


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,0025	0,00798	-0,00672				
0,005	0,01155	-0,00952				
0,0075	0,01442	-0,01155				
0,01	0,01708	-0,01344				
0,0125	0,01946	-0,01484				
0,0175	0,02359	-0,01764				
0,025	0,02898	-0,02086				
0,0325	0,03374	-0,02352				
0,05	0,04326	-0,02821				
0,075	0,05390	-0,03262				
0,1	0,06272	-0,035868				
0,15	0,07595	-0,040404				
0,2	0,084924	-0,043204				
0,3	0,092540	-0,046172				
0,4	0,090552	-0,047432				
0,5	0,081480	-0,046900				
0,6	0,067816	-0,044744				
0,7	0,051632	-0,039984				
0,8	0,034328	-0,032004				
0,85	0,025690	-0,026530				
0,9	0,017108	-0,019656				
0,95	0,008484	-0,011312				
1	0	0				

Профиль В-16%

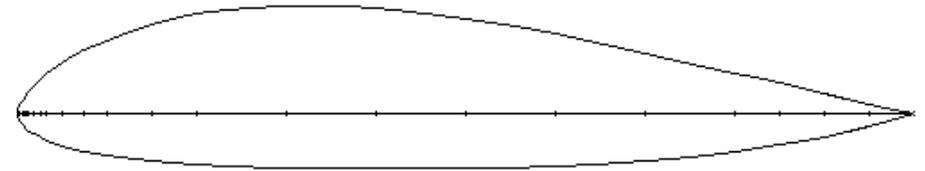


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-16	-0,874	0,0821	-0,178
0,0025	0,00912	-0,00768	-14	-0,770	0,0592	-0,155
0,005	0,01320	-0,01088	-12	-0,653	0,0445	-0,130
0,0075	0,01648	-0,01320	-10	-0,530	0,0318	-0,103
0,01	0,01952	-0,01536	-8	-0,402	0,0220	-0,075
0,0125	0,02224	-0,01696	-6	-0,276	0,0155	-0,048
0,0175	0,02696	-0,02016	-4	-0,150	0,0113	-0,022
0,025	0,03312	-0,02384	-2	-0,023	0,0086	-0,004
0,0325	0,03856	-0,02688	0	0,100	0,0082	0,029
0,05	0,04944	-0,03224	2	0,221	0,0103	0,055
0,075	0,06160	-0,03728	4	0,344	0,0154	0,080
0,1	0,07168	-0,040992	6	0,464	0,0230	0,105
0,15	0,08680	-0,046176	8	0,584	0,0332	0,131
0,2	0,097056	-0,049376	10	0,700	0,0460	0,155
0,3	0,105760	-0,052768	12	0,810	0,0615	0,178
0,4	0,103488	-0,054208	14	0,900	0,0785	0,200
0,5	0,093120	-0,053600	16	0,952	0,0970	0,222
0,6	0,077504	-0,051136	18	0,965	0,1190	0,230
0,7	0,059008	-0,045696				
0,8	0,039232	-0,036576				
0,85	0,029360	-0,030320				
0,9	0,019552	-0,022464				
0,95	0,009696	-0,012928				
1	0	0				



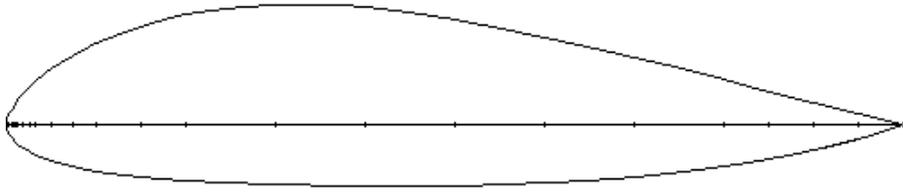
Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Сталь II	пассажирский	1936	СССР	моноплан

## Профиль В-18%



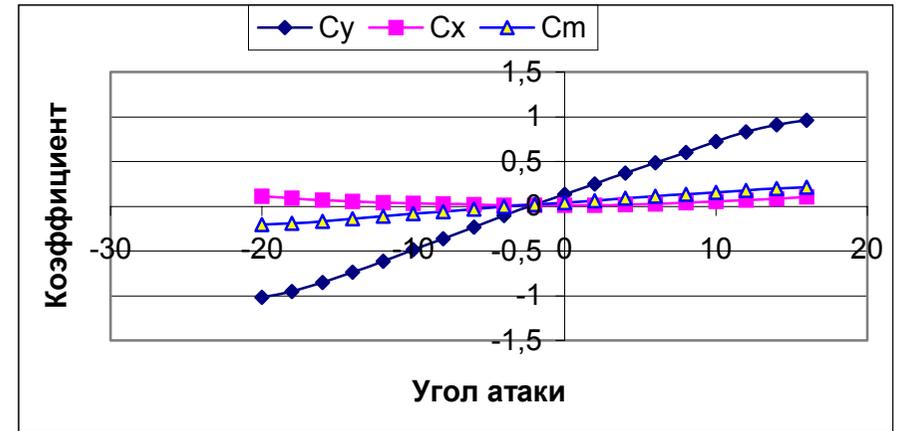
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	α°	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,0025	0,01026	-0,00864				
0,005	0,01484	-0,01224				
0,0075	0,01854	-0,01485				
0,01	0,02190	-0,01720				
0,0125	0,02500	-0,01900				
0,0175	0,03033	-0,02268				
0,025	0,03726	-0,02682				
0,0325	0,04338	-0,03024				
0,05	0,05562	-0,03627				
0,075	0,06930	-0,04194				
0,1	0,08064	-0,046116				
0,15	0,09765	-0,051948				
0,2	0,109188	-0,055548				
0,3	0,118980	-0,059364				
0,4	0,116424	-0,060984				
0,5	0,104760	-0,060300				
0,6	0,087192	-0,057528				
0,7	0,066384	-0,051408				
0,8	0,044136	-0,041148				
0,85	0,033030	-0,034110				
0,9	0,021996	-0,025272				
0,95	0,010908	-0,014544				
1	0	0				

## Профиль В-20%



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0	-20	-1,020	0,1145	-0,207
0,0025	0,0114	-0,0096	-18	-0,951	0,0884	-0,190
0,005	0,0165	-0,0136	-16	-0,852	0,0714	-0,166
0,0075	0,0206	-0,0165	-14	-0,740	0,0562	-0,141
0,01	0,0244	-0,0192	-12	-0,618	0,0430	-0,113
0,0125	0,0278	-0,0212	-10	-0,489	0,0317	-0,085
0,0175	0,0337	-0,0252	-8	-0,362	0,0222	-0,058
0,025	0,0414	-0,0298	-6	-0,235	0,0152	-0,034
0,0325	0,0482	-0,0336	-4	-0,106	0,0109	-0,007
0,05	0,0618	-0,0403	-2	0,018	0,0090	0,017
0,075	0,0770	-0,0466	0	0,134	0,0095	0,040
0,1	0,0896	-0,05124	2	0,251	0,0124	0,064
0,15	0,1085	-0,05772	4	0,370	0,0178	0,087
0,2	0,12132	-0,06172	6	0,486	0,0260	0,110
0,3	0,13220	-0,06596	8	0,601	0,0364	0,133
0,4	0,12936	-0,06776	10	0,720	0,0504	0,157
0,5	0,11640	-0,06700	12	0,828	0,0661	0,178
0,6	0,09688	-0,06392	14	0,912	0,0825	0,195
0,7	0,07376	-0,05712	16	0,960	0,1010	0,215
0,8	0,04904	-0,04572				
0,85	0,03670	-0,03790				
0,9	0,02444	-0,02808				
0,95	0,01212	-0,01616				
1	0	0				

## Аэродинамические коэффициенты профиля В-20%



Серия профилей **P-II**

Серия профилей **P-II** продувалась в лаборатории ЦАГИ, в аэродинамической трубе Т-1. Разработчик профиля - ученый аэродинамик П.П.Красильщиков. Дата продувки 01.06-05.10.1932 г. Некоторые характеристики продувки профиля:

- Скорость продувки  $V=41\text{ м/с}$
- Число Рейнольдса  $Re=850\ 000$
- Давление  $p=1\text{ атм}$
- $TF=2.6$
- Размер модели  $300*1500\text{ мм}$
- Удлинение = 5

Исходный профиль серии P-II разработанный в ЦАГИ - профиль P-II-14, представляет собой модификацию профиля “**Инверсия эллипса**” с относительной вогнутостью средней линии  $f_c = 0,04$ , относительной толщиной  $\bar{c} = 0,14$ , отношением радиусов кривизны в носике и хвостике профиля, равным 40. Положение максимальной вогнутости средней линии профиля  $\bar{x}_c = 0,25$ .

У профилей серии P-II с относительной толщиной менее 14% ( $\bar{c} < 0,14$ ) отношение  $c/f_c = \text{const}$ .

У профилей с относительной толщиной более 14% ( $\bar{c} > 0,14$ ) отношение  $f_c = \text{const}$ ., меняется только относительная толщина  $\bar{c}$ .

Ординаты  $Y_v$  верхнего и  $Y_n$  нижнего контура профиля, для профилей с относительной толщиной менее 14% ( $\bar{c} < 0,14$ ) вычисляются:

$$Y_v = (y_c + 0,14y_3) \bar{c} / 0,14;$$

$$Y_n = (y_c - 0,14y_3) \bar{c} / 0,14.$$

где  $y_c$  – ординаты точек средней линии эпюрного профиля,  
 $y_3$  – ординаты точек эпюрного профиля.

Ординаты точек профиля с относительной толщиной более 14% ( $\bar{c} > 0,14$ ) подсчитываются:

$$Y_v = y_c + \bar{c} y_3;$$

$$Y_n = y_c - \bar{c} y_3.$$

Значения  $y_c$  и  $y_3$ , в долях от хорды, приведены в таблице.

Таблица ординат эпюрного профиля **P-II-14%**

x	$y_c$	$y_3$
0	0	0
0,005	0,00448	0,0960
0,01	0,00672	0,1318
0,02	0,00992	0,1980
0,04	0,01629	0,2772
0,06	0,02154	0,3314
0,08	0,02574	0,3717
0,1	0,02916	0,4048
0,15	0,03552	0,4598
0,2	0,03890	0,4889
0,25	0,04000	0,5000
0,3	0,03998	0,4991
0,35	0,03917	0,4888
0,4	0,03781	0,4707
0,45	0,03584	0,4460
0,5	0,03346	0,4163
0,55	0,03070	0,3829
0,6	0,02774	0,3470
0,65	0,02462	0,3091
0,7	0,02141	0,2692
0,75	0,01805	0,2276
0,8	0,01458	0,1849
0,85	0,01094	0,1406
0,9	0,00731	0,0953
0,95	0,00362	0,0478
1	0	0

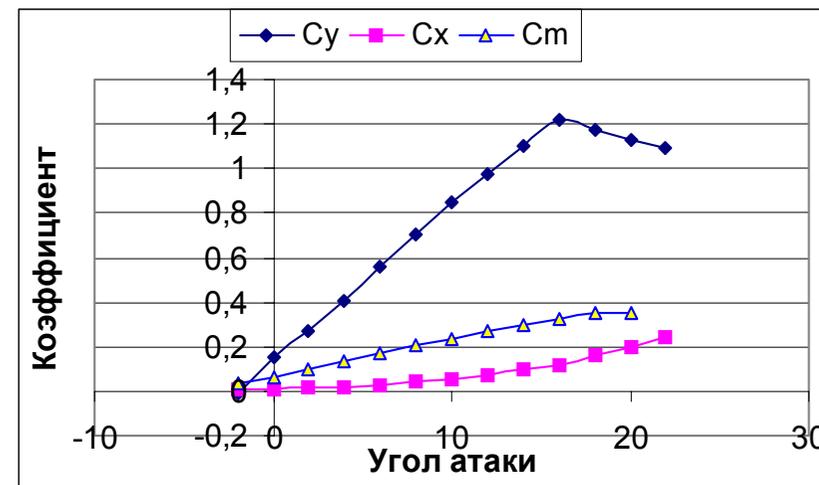
## Профиль Р-II 10%



$\alpha_{кр}^{\circ} = 16,7^{\circ}$ ;  $C_{y_{макс}} = 1,238$ .

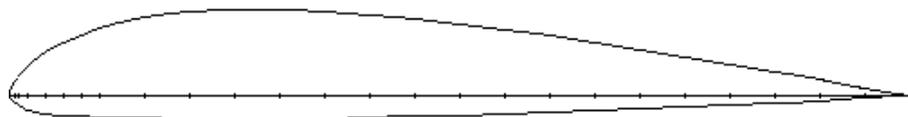
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^{\circ}$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-2	-0,011	0,0110	0,0308
0,005	0,0128	-0,00640	0	0,150	0,0116	0,0656
0,01	0,0186	-0,00900	2	0,271	0,0146	0,1004
0,02	0,0269	-0,01270	4	0,410	0,0206	0,1343
0,04	0,03936	-0,01608	6	0,555	0,0294	0,1700
0,06	0,04853	-0,01775	8	0,705	0,0420	0,2040
0,08	0,05556	-0,01878	10	0,845	0,0570	0,2375
0,1	0,06131	-0,01965	12	0,978	0,0756	0,2695
0,15	0,07135	-0,02061	14	1,105	0,0946	0,2980
0,2	0,07668	-0,02110	16	1,218	0,1164	0,3235
0,25	0,07857	-0,02143	18	1,170	0,1630	0,3480
0,3	0,07847	-0,02135	20	1,131	0,1994	0,3535
0,35	0,07686	-0,02090	22	1,094	0,2390	
0,4	0,07408	-0,02006				
0,45	0,07020	-0,01900				
0,5	0,06553	-0,01773				
0,55	0,06022	-0,01636				
0,6	0,05451	-0,01489				
0,65	0,048496	-0,013324				
0,7	0,042213	-0,011627				
0,75	0,035653	-0,009867				
0,8	0,028900	-0,008080				
0,85	0,0218743	-0,0062457				
0,9	0,0147510	-0,004309				
0,95	0,0073600	-0,002200				
1	0	0				

## Аэродинамические коэффициенты профиля Р-II 10%



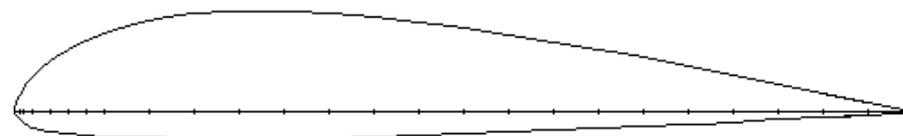
Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
АТ-1	пассажирский	1935	СССР	концы крала

Профиль Р-II 12%



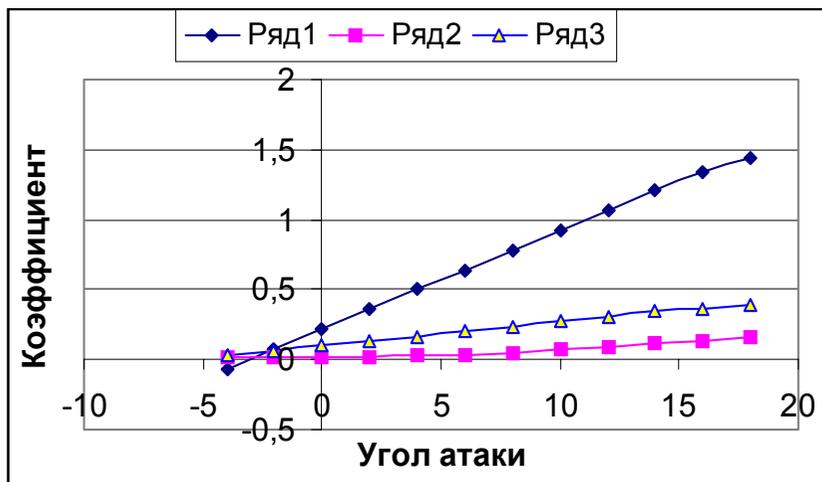
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,005	0,01536	-0,00768				
0,01	0,02232	-0,01080				
0,02	0,03226	-0,01526				
0,04	0,047227	-0,019301				
0,06	0,058231	-0,021305				
0,08	0,066667	-0,022541				
0,1	0,073570	-0,023582				
0,15	0,085622	-0,024730				
0,2	0,092011	-0,025325				
0,25	0,0942857	-0,0257143				
0,3	0,0941606	-0,0256234				
0,35	0,0922303	-0,0250817				
0,4	0,0888930	-0,024075				
0,45	0,084240	-0,022800				
0,5	0,078636	-0,021276				
0,55	0,072262	-0,019634				
0,6	0,065417	-0,017863				
0,65	0,058195	-0,015989				
0,7	0,050655	-0,013953				
0,75	0,042783	-0,011841				
0,8	0,034685	-0,009691				
0,85	0,026249	-0,007495				
0,9	0,017702	-0,005170				
0,95	0,008839	-0,002633				
1	0	0				

Профиль Р-II-14% (ЦАГИ-718)



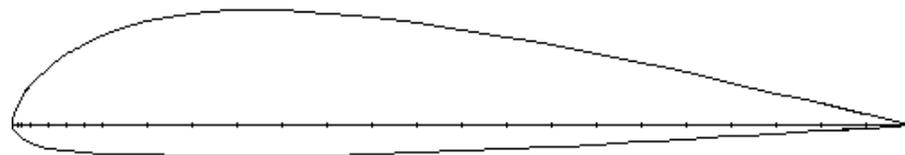
$\alpha^\circ_{кр} = 18,5^\circ$ ;  $C_{y\max} = 1,441$ .

Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-4	-0,065	0,0138	0,0324
0,005	0,01792	-0,00896	-2	0,071	0,0126	0,0624
0,01	0,02604	-0,01260	0	0,218	0,0156	0,0965
0,02	0,03764	-0,01780	2	0,359	0,0206	0,1300
0,04	0,055098	-0,022518	4	0,500	0,0278	0,1660
0,06	0,067936	-0,024856	6	0,640	0,0382	0,2010
0,08	0,077778	-0,026298	8	0,780	0,0520	0,2356
0,1	0,085832	-0,027512	10	0,920	0,0686	0,2700
0,15	0,099892	-0,028852	12	1,064	0,0884	0,2975
0,2	0,107346	-0,029546	14	1,206	0,1110	0,3415
0,25	0,11	-0,03	16	1,339	0,1334	0,3690
0,3	0,109854	-0,029894	18	1,436	0,1600	0,3950
0,35	0,107602	-0,029262				
0,4	0,103708	-0,028088				
0,45	0,098280	-0,026600				
0,5	0,091742	-0,024822				
0,55	0,084306	-0,022906				
0,6	0,076320	-0,020840				
0,65	0,067894	-0,018654				
0,7	0,059098	-0,016278				
0,75	0,049914	-0,013814				
0,8	0,040466	-0,011306				
0,85	0,030624	-0,008744				
0,9	0,020652	-0,006032				
0,95	0,010312	-0,003072				
1	0	0				

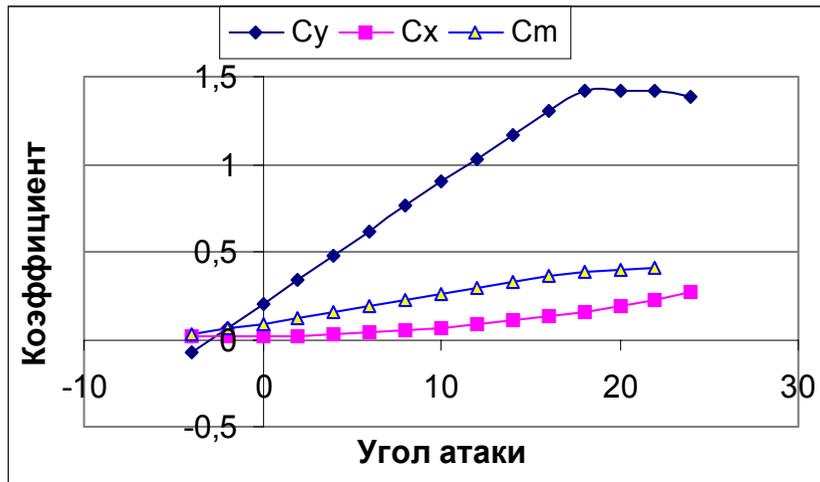


Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Г-10	спортивный	1934	СССР	
Г-20	тренировочный	1935	СССР	
Омега	спортивный	1935	СССР	Харьков
ХАИ-1	пассажирский	1933	СССР	

## Профиль Р-II-16%

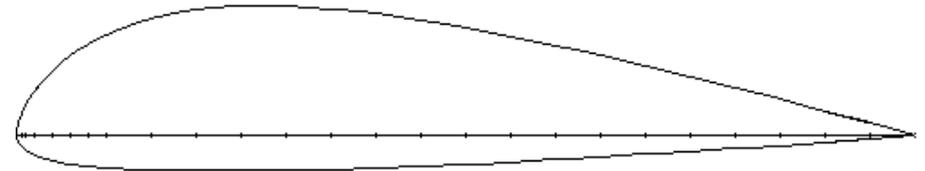


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0	-4	-0,080	0,0140	0,0296
0,005	0,02048	-0,01024	-2	0,062	0,0138	0,0604
0,01	0,02976	-0,01440	0	0,203	0,0158	0,0916
0,02	0,04302	-0,02034	2	0,344	0,0206	0,1252
0,04	0,062969	-0,025735	4	0,481	0,0280	0,1584
0,06	0,077641	-0,028407	6	0,620	0,0366	0,1920
0,08	0,088889	-0,030055	8	0,763	0,0494	0,2255
0,1	0,0980937	-0,031442	10	0,900	0,0660	0,2595
0,15	0,114162	-0,032974	12	1,032	0,0844	0,2920
0,2	0,122681	-0,033767	14	1,172	0,1054	0,3245
0,25	0,1257143	-0,0342857	16	1,302	0,1282	0,3570
0,3	0,125547	-0,034165	18	1,416	0,1534	0,3820
0,35	0,122974	-0,033442	20	1,420	0,1920	0,4000
0,4	0,118523	-0,032101	22	1,420	0,2280	0,4080
0,45	0,112320	-0,030400	24	1,385	0,2730	
0,5	0,104848	-0,028368				
0,55	0,0963497	-0,0261783				
0,6	0,0872230	-0,0238170				
0,65	0,0775930	-0,0213190				
0,7	0,0675406	-0,0186034				
0,75	0,0570446	-0,0157874				
0,8	0,046247	-0,012921				
0,85	0,034999	-0,009993				
0,9	0,023602	-0,006894				
0,95	0,011785	-0,003511				
1	0	0				



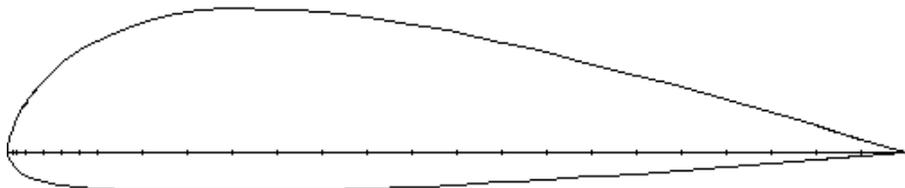
Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
АТ-1	пассажирский	1935	СССР	у корня крыла

Профиль Р-II-18%



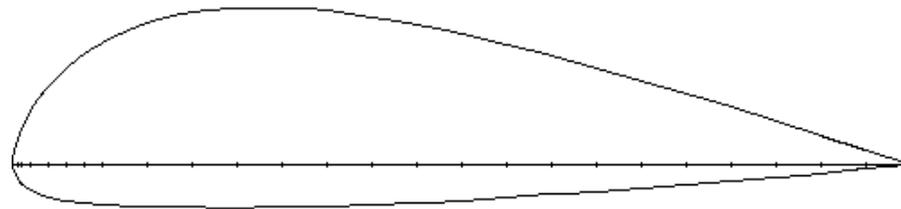
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,005	0,02304	-0,01152				
0,01	0,03348	-0,01620				
0,02	0,04839	-0,02289				
0,04	0,07084	-0,028952				
0,06	0,0873463	-0,0319577				
0,08	0,1000003	-0,0338117				
0,1	0,1103550	-0,0353730				
0,15	0,1284326	-0,0370954				
0,2	0,1380163	-0,0379877				
0,25	0,1414286	-0,0385714				
0,3	0,1412410	-0,0384350				
0,35	0,1383454	-0,0376226				
0,4	0,1333390	-0,0361130				
0,45	0,126360	-0,0342000				
0,5	0,117954	-0,0319140				
0,55	0,1083934	-0,0294506				
0,6	0,0981257	-0,0267943				
0,65	0,0872923	-0,0239837				
0,7	0,075983	-0,020929				
0,75	0,064175	-0,017761				
0,8	0,0520277	-0,0145363				
0,85	0,0393737	-0,0112423				
0,9	0,0265526	-0,0077554				
0,95	0,013258	-0,00395				
1	0	0				

Профиль Р-II-20%



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,005	0,0256	-0,0128				
0,01	0,0372	-0,0180				
0,02	0,0538	-0,0254				
0,04	0,07871	-0,03217				
0,06	0,09705	-0,03551				
0,08	0,11111	-0,03757				
0,1	0,12262	-0,03930				
0,15	0,14270	-0,04122				
0,2	0,15335	-0,04221				
0,25	0,15714	-0,04286				
0,3	0,156934	-0,042706				
0,35	0,153720	-0,041800				
0,4	0,148154	-0,040126				
0,45	0,14040	-0,03800				
0,5	0,13106	-0,03546				
0,55	0,120437	-0,032723				
0,6	0,10903	-0,02977				
0,65	0,09699	-0,02665				
0,7	0,084426	-0,023254				
0,75	0,071306	-0,019734				
0,8	0,05781	-0,01615				
0,85	0,0437486	-0,0124914				
0,9	0,029503	-0,008617				
0,95	0,014730	-0,004390				
1	0	0				

Профиль Р-II-22%

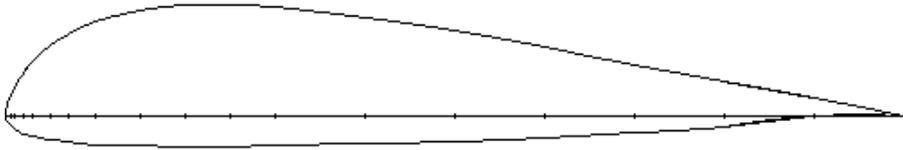


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,005	0,02816	-0,01408				
0,01	0,04092	-0,01980				
0,02	0,05915	-0,02797				
0,04	0,08658	-0,03539				
0,06	0,10676	-0,03906				
0,08	0,12222	-0,04133				
0,1	0,13488	-0,04323				
0,15	0,15697	-0,04534				
0,2	0,16869	-0,04643				
0,25	0,17286	-0,04714				
0,3	0,17263	-0,04698				
0,35	0,16909	-0,04598				
0,4	0,16297	-0,04414				
0,45	0,15444	-0,04180				
0,5	0,14417	-0,039006				
0,55	0,13248	-0,03599				
0,6	0,11993	-0,03275				
0,65	0,10669	-0,02931				
0,7	0,09287	-0,02558				
0,75	0,07844	-0,02171				
0,8	0,06359	-0,01777				
0,85	0,04812	-0,01374				
0,9	0,03245	-0,00948				
0,95	0,01620	-0,00483				
1	0	0				

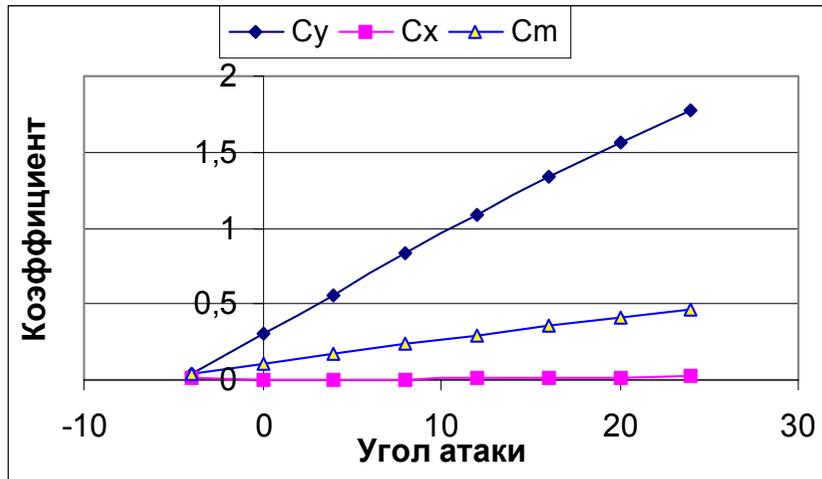
## Профиль Р-III (15,5%)

Профиль Р-III (15,5) продувался в лаборатории ЦАГИ, в аэродинамической трубе Т-1. Дата продувки 1932г. Некоторые характеристики продувки профиля:

- Скорость продувки  $V=40\text{ м/с}$
- Число Рейнольдса  $Re=830\ 000$
- Давление  $p=1\text{ атм}$
- $TF=2.6$
- Размер модели  $300*1500\text{ мм}$
- Удлинение = 5



Аэродинамические коэффициенты профиля Р-III (15,5%)



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	α°	Cy	Cx	Cm
0	0	0	-4	0,04	0,0142	0,045
0,005	0,023	-0,0106	0	0,30	0,0018	0,109
0,01	0,033	-0,0145	4	0,56	0,0032	0,172
0,02	0,0484	-0,0195	8	0,84	0,0059	0,240
0,03	0,0600	-0,0223	12	1,08	0,0090	0,298
0,05	0,0775	-0,0263	16	1,34	0,0136	0,360
0,07	0,0905	-0,0290	20	1,56	0,0190	0,417
0,1	0,1040	-0,0312	24	1,78	0,0250	0,467
0,15	0,1170	-0,0325				
0,2	0,1218	-0,0331				
0,25	0,1218	-0,0332				
0,3	0,1192	-0,0326				
0,4	0,109	-0,0308				
0,5	0,094	-0,0274				
0,6	0,076	-0,0230				
0,7	0,057	-0,0180				
0,8	0,038	-0,0122				
0,9	0,019	0				
1	0	0				

Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Г-22	планер	1936	СССР	тренировочный
Сталинец-5	планер	1937	СССР	
РВ-1	планер	1937	СССР	
Рот-Фронт	планер	1937	СССР	
КАИ-3	планер	1937	СССР	
Ш-10	планер	1937	СССР	
Стахановец	планер	1937	СССР	
ГТ-1	планер	1937	СССР	
КИМ-2	планер	1937	СССР	

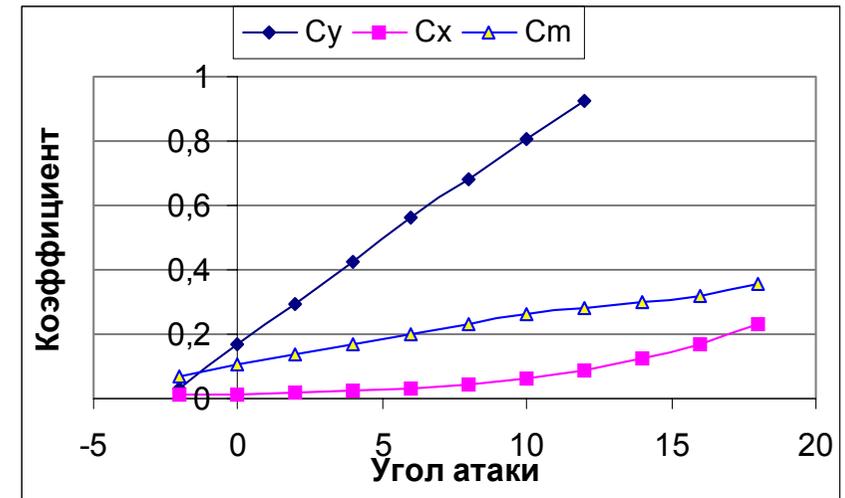
Серия профилей ЦАГИ-6

Профиль ЦАГИ-6-8,2%

Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-2	0,034	0,0106	0,068
0,0125	0,0120	-0,0078	0	0,168	0,0122	0,104
0,025	0,0180	-0,0098	2	0,294	0,0160	0,138
0,05	0,0278	-0,0123	4	0,428	0,0222	0,170
0,075	0,0362	-0,0132	6	0,562	0,0322	0,202
0,1	0,0429	-0,0134	8	0,684	0,0454	0,234
0,15	0,0526	-0,0134	10	0,808	0,0610	0,260
0,2	0,0605	-0,0128	12	0,922	0,0866	0,280
0,3	0,0720	-0,0109	14		0,1220	0,300
0,4	0,0663	-0,0090	16		0,1682	0,320
0,5	0,0582	-0,0060	18		0,2310	0,354
0,6	0,0482	-0,0035				
0,7	0,0352	-0,0028				
0,8	0,0304	-0,0016				
0,9	0,0151	-0,0007				
0,95	0,0077	-0,0004				
1	0	0				

Примечание автора. Значение коэффициентов  $C_y$  более  $12^\circ$  вызывает у автора сомнение и по этому не приводятся.

Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-6-8,2%



Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
ЦАГИ-4	грузовой	1929	СССР	
ЦАГИ-7	почтовый	1930	СССР	
ЦАГИ-9	пассажирский	1928	СССР	
ЦАГИ-14	пассажирский	1930	СССР	
ЦАГИ-25	рекордный	1931	СССР	

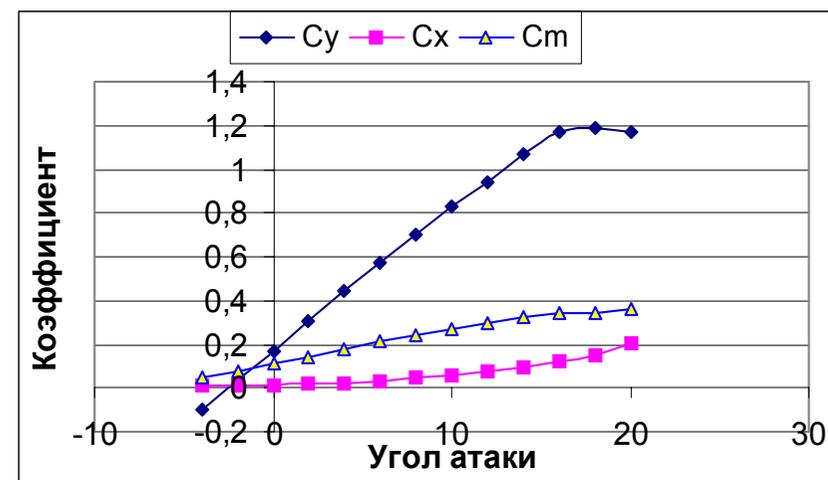
## Профиль ЦАГИ-6-12%



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-4	-0,096	0,0136	0,044
0,0125	0,0170	-0,0124	-2	0,036	0,0120	0,078
0,025	0,0254	-0,0163	0	0,170	0,0136	0,110
0,05	0,0389	-0,0211	2	0,304	0,0176	0,144
0,075	0,0491	-0,0240	4	0,442	0,0244	0,176
0,1	0,0576	-0,0260	6	0,576	0,0336	0,210
0,15	0,0700	-0,0283	8	0,704	0,0460	0,242
0,2	0,0802	-0,0288	10	0,828	0,0610	0,270
0,3	0,0908	-0,0282	12	0,942	0,0780	0,296
0,4	0,0918	-0,0262	14	1,068	0,0988	0,322
0,5	0,0867	-0,0224	16	1,168	0,1230	0,340
0,6	0,0754	-0,0175	18	1,190	0,1540	0,342
0,7	0,0597	-0,0132	20	1,168	0,2030	0,364
0,8	0,0420	-0,0084				
0,9	0,0218	-0,0037				
0,95	0,0111	-0,0014				
1	0	0				

Примечание автора. Координата X=0.15 - исправлена Yв=0.067 на Yв=0.07.

## Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-6-12%

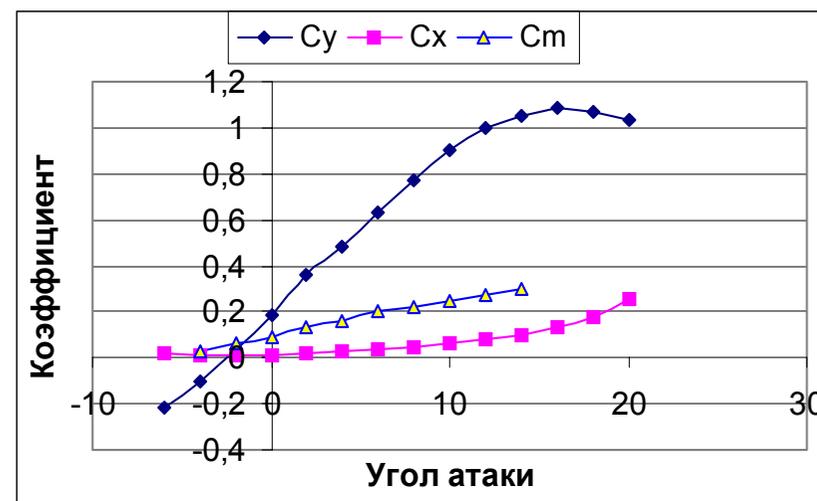


## Профиль ЦАГИ-6-13%

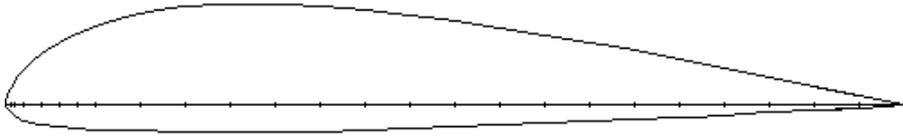


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-6	-0,22	0,018	
0,0111	0,0174	-0,0084	-4	-0,1	0,014	0,028
0,0222	0,0264	-0,0140	-2	0,04	0,0125	0,060
0,0333	0,0340	-0,0184	0	0,185	0,013	0,090
0,05	0,0425	-0,0225	2	0,360	0,019	0,135
0,0667	0,0504	-0,0254	4	0,480	0,025	0,160
0,0833	0,0567	-0,0281	6	0,630	0,035	0,200
0,1	0,0623	-0,0305	8	0,770	0,048	0,220
0,133	0,0712	-0,0332	10	0,900	0,065	0,250
0,1667	0,0790	-0,0346	12	1,000	0,085	0,275
0,2	0,0854	-0,0350	14	1,050	0,100	0,300
0,3	0,0958	-0,0342	16	1,090	0,135	
0,4	0,0973	-0,0327	18	1,070	0,180	
0,5	0,0901	-0,0295	20	1,030	0,260	
0,6	0,0773	-0,0239				
0,7	0,0607	-0,0179				
0,8	0,0429	-0,0117				
0,9	0,0221	-0,0057				
1	0	0				

## Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-6-13%

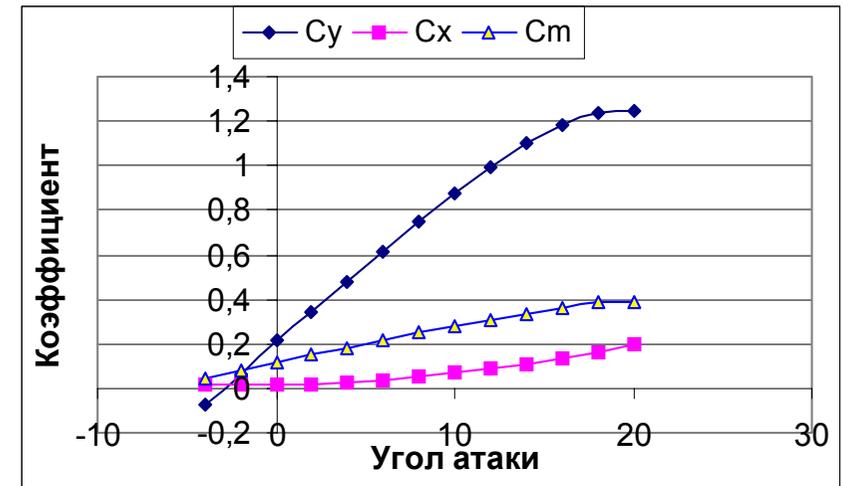


## Профиль ЦАГИ-6-16%

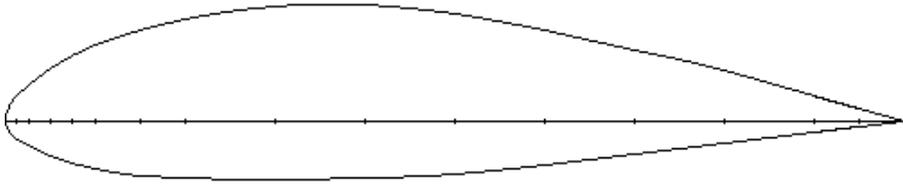


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-4	-0,072	0,0140	0,048
0,0125	0,0215	-0,0169	-2	0,066	0,0130	0,082
0,025	0,0325	-0,0230	0	0,214	0,0152	0,116
0,05	0,0488	-0,0307	2	0,346	0,0200	0,152
0,075	0,0614	-0,0361	4	0,480	0,0296	0,184
0,1	0,0720	-0,0402	6	0,614	0,0390	0,218
0,15	0,0872	-0,0450	8	0,746	0,0510	0,252
0,2	0,0984	-0,0471	10	0,878	0,0680	0,282
0,3	0,1098	-0,0487	12	0,996	0,0866	0,310
0,4	0,1110	-0,0470	14	1,100	0,1084	0,334
0,5	0,1010	-0,0417	16	1,182	0,1340	0,356
0,6	0,0896	-0,0344	18	1,236	0,1650	0,392
0,7	0,0708	-0,0263	20	1,246	0,2016	0,384
0,8	0,0479	-0,0177				
0,9	0,0241	-0,0090				
0,95	0,0117	-0,0047				
1	0	0				

## Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-6-16%

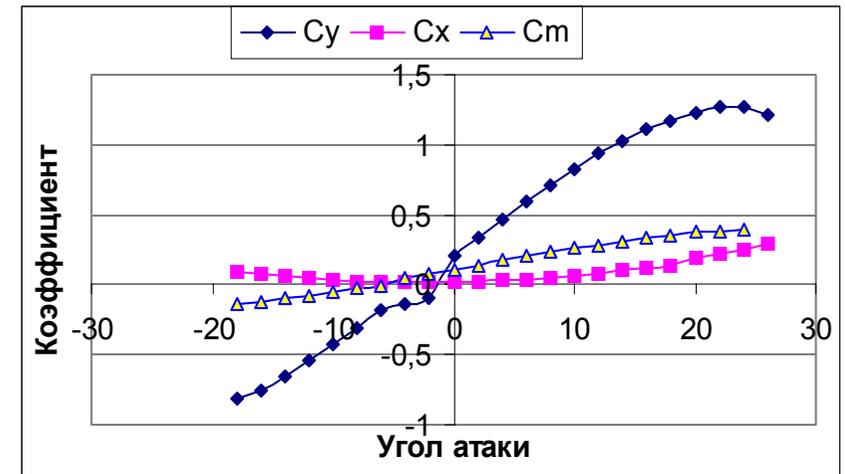


## Профиль ЦАГИ-6-19%

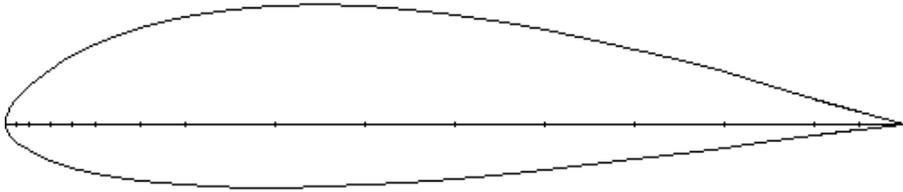


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-18	-0,812	0,096	-0,144
0,0125	0,0284	-0,0191	-16	-0,750	0,0736	-0,128
0,025	0,0408	-0,0267	-14	-0,656	0,0566	-0,100
0,05	0,0581	-0,0373	-12	-0,544	0,0420	-0,074
0,075	0,0721	-0,0455	-10	-0,428	0,0300	-0,046
0,1	0,0832	-0,0518	-8	-0,304	0,0218	-0,018
0,15	0,1005	-0,0592	-6	-0,174	0,0168	-0,014
0,2	0,1130	-0,0629	-4	-0,140	0,0148	0,046
0,3	0,1258	-0,0642	-2	-0,088	0,0140	0,078
0,4	0,1273	-0,0627	0	0,212	0,0158	0,110
0,5	0,1177	-0,0571	2	0,336	0,0210	0,142
0,6	0,1007	-0,0473	4	0,464	0,0284	0,172
0,7	0,0788	-0,0360	6	0,588	0,0390	0,204
0,8	0,0555	-0,0243	8	0,710	0,0514	0,232
0,9	0,0285	-0,0121	10	0,830	0,0650	0,258
0,95	0,0146	-0,0060	12	0,936	0,0820	0,282
1	0	0	14	1,030	0,1024	0,306
			16	1,106	0,1250	0,330
			18	1,174	0,1334	0,354
			20	1,226	0,1860	0,374
			22	1,264	0,2210	0,386
			24	1,276	0,2560	0,390
			26	1,210	0,2880	

## Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-6-19%

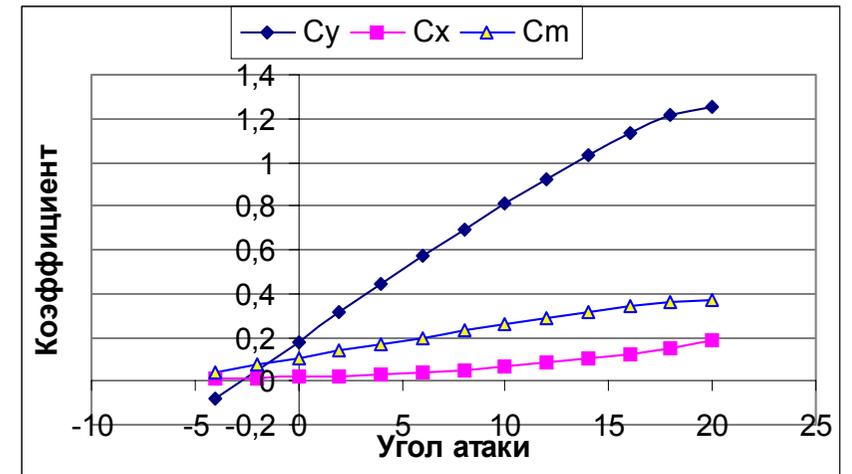


## Профиль ЦАГИ-6-20%

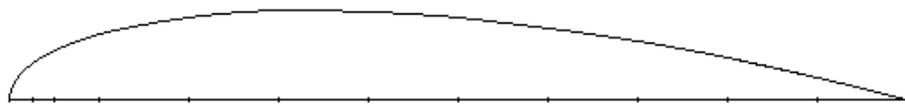


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-4	-0,084	0,0160	0,042
0,0125	0,0286	-0,0203	-2	0,046	0,0150	0,076
0,025	0,0412	-0,0285	0	0,176	0,0170	0,108
0,05	0,0609	-0,0410	2	0,314	0,0208	0,138
0,075	0,0762	-0,0487	4	0,444	0,0278	0,170
0,1	0,0879	-0,0540	6	0,576	0,0364	0,200
0,15	0,1055	-0,0620	8	0,694	0,0480	0,230
0,2	0,1173	-0,0668	10	0,808	0,0630	0,258
0,3	0,1302	-0,0698	12	0,924	0,0830	0,288
0,4	0,1300	-0,0667	14	1,034	0,1020	0,314
0,5	0,1201	-0,0598	16	1,136	0,1240	0,340
0,6	0,1045	-0,0492	18	1,214	0,1540	0,362
0,7	0,0828	-0,0385	20	1,252	0,1860	0,372
0,8	0,0572	-0,0260				
0,9	0,0286	-0,0130				
0,95	0,0142	-0,0065				
1	0	0				

## Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-6-20%

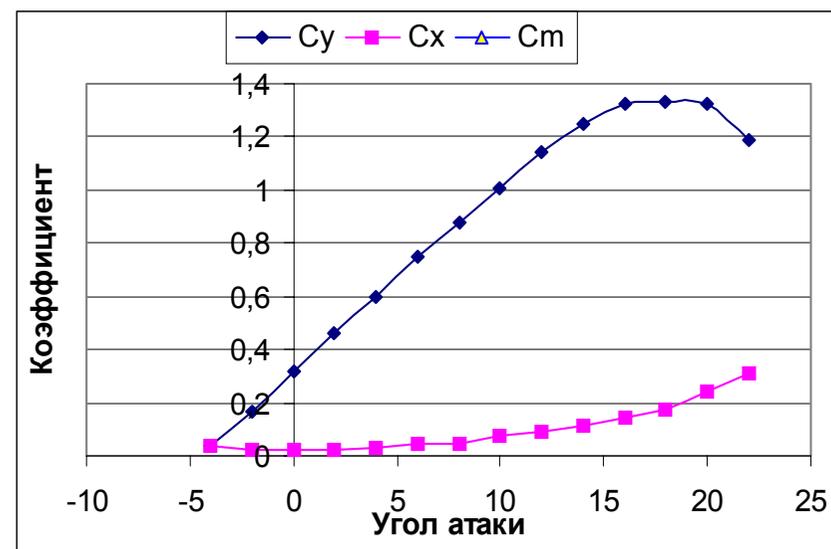


## Профиль ЦАГИ-719



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-4	0,036	0,0366	
0,025	0,0400	0	-2	0,170	0,0258	
0,05	0,0538	0	0	0,316	0,0234	
0,1	0,0722	0	2	0,458	0,0242	
0,2	0,0908	0	4	0,600	0,0316	
0,3	0,0974	0	6	0,746	0,0424	
0,4	0,0962	0	8	0,876	0,0456	
0,5	0,0896	0	10	1,004	0,0742	
0,6	0,0785	0	12	1,140	0,0926	
0,7	0,0636	0	14	1,250	0,1162	
0,8	0,0453	0	16	1,322	0,1410	
0,9	0,0240	0	18	1,330	0,1778	
1	0	0	20	1,324	0,2448	
			22	1,190	0,3140	

## Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-719



## Профиль ЦАГИ-721



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,025	0,0204	-0,0122				
0,05	0,0299	-0,0149				
0,1	0,0423	-0,0180				
0,2	0,0554	-0,0206				
0,3	0,0597	-0,0213				
0,4	0,0590	-0,0208				
0,5	0,0543	-0,0196				
0,6	0,0466	-0,0175				
0,7	0,0370	-0,0150				
0,8	0,0257	-0,0118				
0,9	0,0133	-0,0076				
1	0	0				

## Профиль ЦАГИ-723



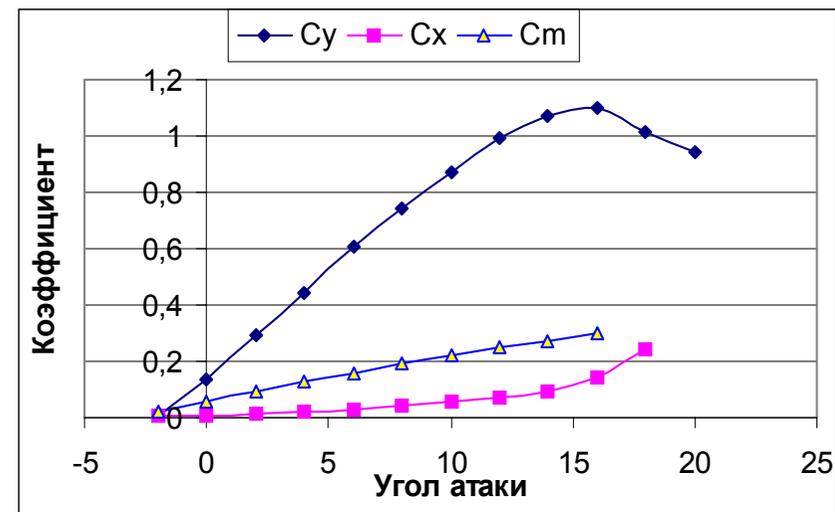
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,025	0,0172	-0,0062				
0,05	0,0263	-0,0096				
0,1	0,0392	-0,0143				
0,2	0,0535	-0,0194				
0,3	0,0587	-0,0215				
0,4	0,0587	-0,0214				
0,5	0,0541	-0,0197				
0,6	0,0466	-0,0169				
0,7	0,0367	-0,0134				
0,8	0,0251	-0,0093				
0,9	0,0131	-0,0051				
1	0	0				

## Профиль ЦАГИ-731



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0	-2	0,006	0,0086	0,023
0,025	0,0274	-0,0087	0	0,138	0,0076	0,054
0,05	0,0394	-0,0128	2	0,294	0,0120	0,090
0,1	0,0548	-0,0177	4	0,442	0,0194	0,126
0,2	0,0700	-0,0233	6	0,604	0,0288	0,158
0,3	0,0745	-0,0261	8	0,740	0,0408	0,190
0,4	0,0723	-0,0262	10	0,872	0,0560	0,220
0,5	0,0652	-0,0251	12	0,990	0,0740	0,248
0,6	0,0552	-0,0229	14	1,072	0,0952	0,272
0,7	0,0428	-0,0193	16	1,100	0,1426	0,300
0,8	0,0290	-0,0148	18	1,016	0,2400	
0,9	0,0145	-0,0091	20	0,940		
1	0	0				

## Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-731

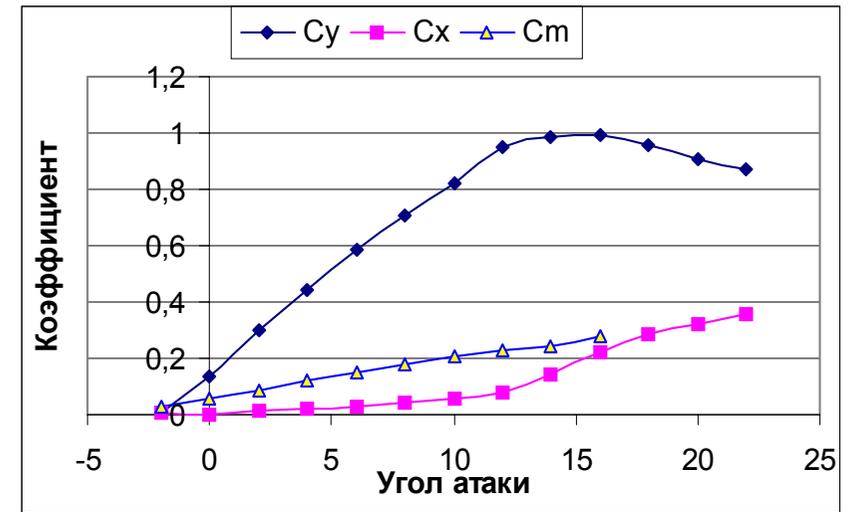


## Профиль ЦАГИ-732



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0,02135	0,02135	-2	0,010	0,0090	0,026
0,025	0,0423	0,00674	0	0,136	0,0024	0,056
0,05	0,0512	0,00393	2	0,298	0,0118	0,086
0,1	0,0631	0,00153	4	0,441	0,018	0,118
0,2	0,0765	0,00040	6	0,588	0,0282	0,150
0,3	0,0816	0,00014	8	0,708	0,0412	0,178
0,4	0,0811	0,00020	10	0,820	0,0588	0,206
0,5	0,0712	0,00070	12	0,948	0,0812	0,228
0,6	0,0683	0,00213	14	0,988	0,1436	0,246
0,7	0,0583	0,00460	16	0,992	0,2216	0,276
0,8	0,0473	0,00874	18	0,956	0,2824	
0,9	0,0357	0,01430	20	0,904	0,3214	
1	0,0215	0,02150	22	0,870	0,3540	

## Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-732



Профиль ЦАГИ-733



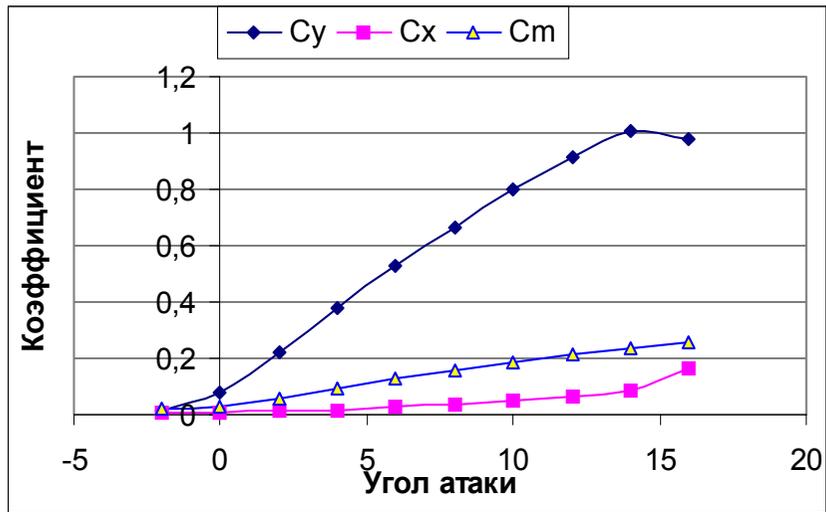
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,025	0,0238	-0,0178				
0,05	0,0340	-0,0228				
0,1	0,0466	-0,0276				
0,2	0,0600	-0,0300				
0,3	0,0663	-0,0333				
0,4	0,0655	-0,0330				
0,5	0,0603	-0,0318				
0,6	0,0523	-0,0292				
0,7	0,0415	-0,0250				
0,8	0,0292	-0,0193				
0,9	0,0153	-0,0110				
1	0	0				

Профиль ЦАГИ-734

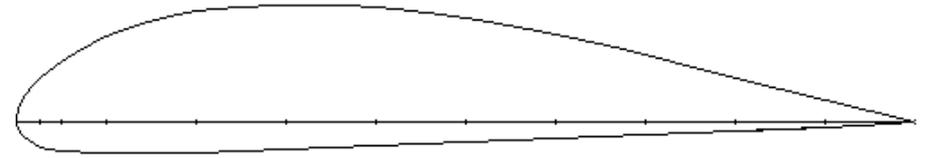


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0	-2	0,016	0,0094	0,018
0,025	0,0250	-0,0133	0	0,078	0,0084	0,032
0,05	0,0350	-0,0184	2	0,220	0,0110	0,060
0,1	0,0493	-0,0246	4	0,378	0,0170	0,090
0,2	0,0620	-0,0310	6	0,528	0,0258	0,126
0,3	0,0673	-0,0326	8	0,667	0,0378	0,158
0,4	0,0660	-0,0326	10	0,800	0,0516	0,188
0,5	0,0612	-0,0306	12	0,914	0,0676	0,214
0,6	0,0533	-0,0260	14	1,006	0,0864	0,238
0,7	0,0420	-0,0200	16	0,980	0,1640	0,256
0,8	0,0286	-0,0167				
0,9	0,0140	-0,0087				
1	0	0				

Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-734

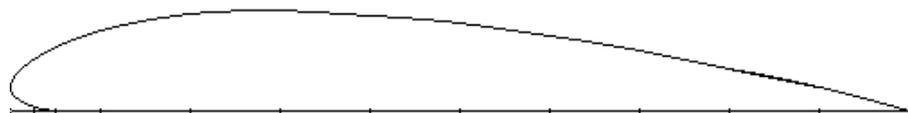


Профиль ЦАГИ-790



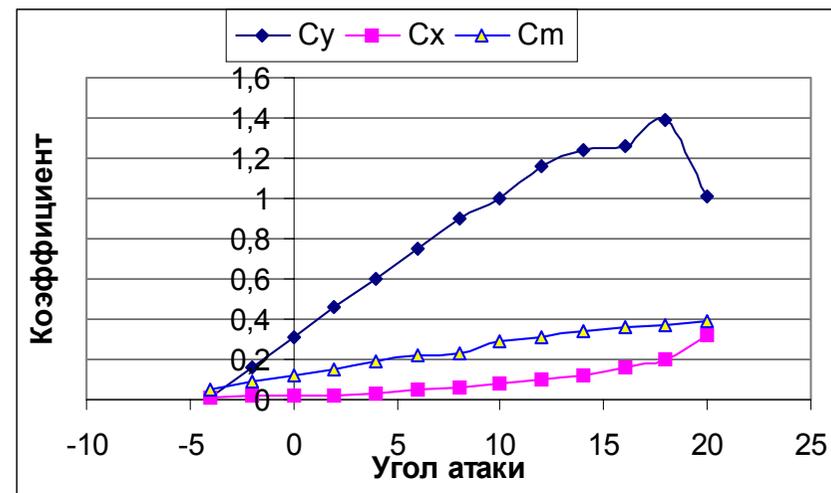
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,025	0,0480	-0,0277				
0,05	0,0667	-0,0320				
0,1	0,0933	-0,0333				
0,2	0,1212	-0,0333				
0,3	0,1287	-0,0300				
0,4	0,1267	-0,0267				
0,5	0,1140	-0,0220				
0,6	0,0953	-0,0187				
0,7	0,0734	-0,0133				
0,8	0,0487	-0,0100				
0,9	0,0233	-0,00667				
1	0	0				

## Профиль ЦАГИ-831

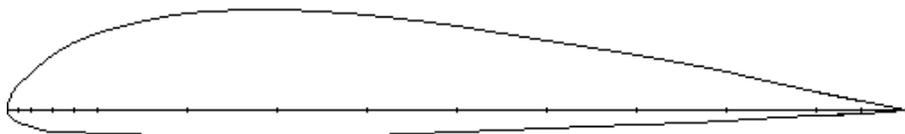


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0,025	0,025	-4	0,012	0,0140	0,055
0,025	0,057	0,005	-2	0,160	0,0154	0,088
0,05	0,070	0,001	0	0,308	0,0184	0,120
0,1	0,089	0	2	0,458	0,0236	0,152
0,2	0,106	0	4	0,605	0,0346	0,186
0,3	0,110	0	6	0,754	0,0468	0,218
0,4	0,105	0	8	0,900	0,0612	0,233
0,5	0,095	0	10	1,004	0,0814	0,286
0,6	0,082	0	12	1,160	0,1016	0,314
0,7	0,066	0	14	1,237	0,1242	0,337
0,8	0,046	0	16	1,260	0,1552	0,356
0,9	0,026	0	18	1,395	0,1980	0,374
1	0	0	20	1,007	0,3204	0,388

## Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-831



## Профиль ЦАГИ-846



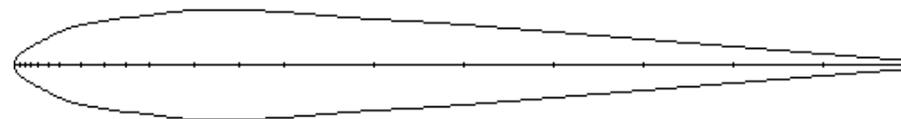
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,0125	0,028	-0,014				
0,025	0,0403	-0,018				
0,05	0,060	-0,023				
0,075	0,074	-0,025				
0,1	0,085	-0,026				
0,2	0,106	-0,029				
0,3	0,110	-0,0298				
0,4	0,104	-0,0280				
0,5	0,093	-0,0230				
0,6	0,077	-0,0206				
0,7	0,060	-0,0160				
0,8	0,042	-0,0110				
0,9	0,021	-0,0059				
0,95	0,0106	-0,00307				
1	0	0				

## Серия профилей Су-26

Специальный профиль для спортивно-пилотажных самолетов. Профиль Су-26-18 использовался в корне крыла спортивного самолета Су-26 и Су26М, профиль Су-26-12 - в концевой части крыла и на оперении.

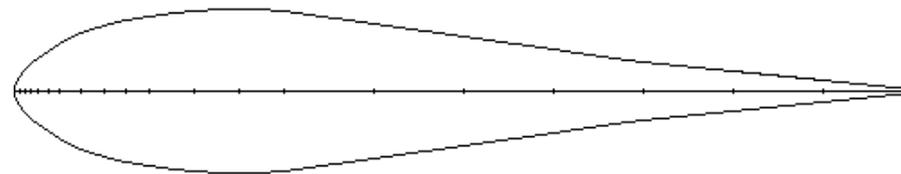
Профиль имеет острый носок, что снижает несущие свойства, но позволяет добиться чуткой реакции на отклонение рулей. Срыв самолета происходит быстро и резко, что необходимо при выполнении штопорных фигур.

## Профиль Су-26-12%



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,00625	0,0123	-0,0123				
0,0125	0,0170	-0,0170				
0,01875	0,0206	-0,0206				
0,025	0,0248	-0,0248				
0,0375	0,0302	-0,0302				
0,05	0,0365	-0,0365				
0,075	0,0432	-0,0432				
0,1	0,0485	-0,0485				
0,125	0,0522	-0,0522				
0,15	0,0549	-0,0549				
0,2	0,0590	-0,0590				
0,25	0,0600	-0,0600				
0,3	0,0585	-0,0585				
0,4	0,0509	-0,0509				
0,5	0,0434	-0,0434				
0,6	0,0358	-0,0358				
0,7	0,0280	-0,0280				
0,8	0,0203	-0,0203				
0,9	0,0125	-0,0125				
1	0,0048	-0,0048				

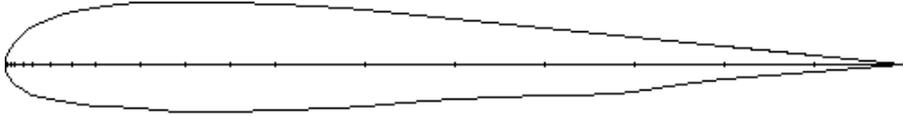
Профиль Су-26-18%



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,00625	0,0168	-0,0168				
0,0125	0,0241	-0,0241				
0,01875	0,0303	-0,0303				
0,025	0,0352	-0,0352				
0,0375	0,0443	-0,0443				
0,05	0,0517	-0,0517				
0,075	0,0631	-0,0631				
0,1	0,0715	-0,0715				
0,125	0,0776	-0,0776				
0,15	0,0824	-0,0824				
0,2	0,0884	-0,0884				
0,25	0,0900	-0,0900				
0,3	0,0887	-0,0887				
0,4	0,0742	-0,0742				
0,5	0,0597	-0,0597				
0,6	0,0452	-0,0452				
0,7	0,0311	-0,0311				
0,8	0,0216	-0,0216				
0,9	0,0121	-0,0121				
1	0,002	-0,002				

## Профиль П-52 (12%)

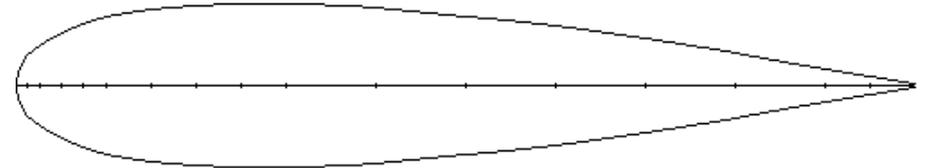
Профиль рекомендован ЦАГИ для легкомоторных самолетов. Имеет тупой носок и спрямленную хвостовую часть.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,0025	0,0120	-0,0113				
0,005	0,0173	-0,0158				
0,01	0,0249	-0,0220				
0,02	0,0345	-0,0290				
0,03	0,0411	-0,0333				
0,05	0,0501	-0,0386				
0,075	0,0577	-0,0428				
0,1	0,0625	-0,0455				
0,15	0,0673	-0,0489				
0,2	0,0687	-0,0511				
0,25	0,0683	-0,0517				
0,3	0,0662	-0,0508				
0,4	0,0590	-0,0457				
0,5	0,0493	-0,0382				
0,6	0,0397	-0,0334				
0,7	0,0300	-0,0308				
0,8	0,0203	-0,0159				
0,9	0,0106	-0,0084				
1	0,001	-0,001				

## Профиль Як-55 (18%)

Симметричный профиль для спортивно-пилотажных самолетов. Характер сваливания очень мягкий и плавный. На крыле рекомендуется использовать у корня профиль толщиной 18%, в концевой части 12%, на оперении 15%.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,0125	0,0331	-0,0331				
0,025	0,0440	-0,0440				
0,05	0,0584	-0,0584				
0,075	0,0684	-0,0684				
0,1	0,0757	-0,0757				
0,15	0,0845	-0,0845				
0,2	0,0884	-0,0884				
0,25	0,0900	-0,0900				
0,3	0,0897	-0,0897				
0,4	0,0851	-0,0851				
0,5	0,0767	-0,0767				
0,6	0,0655	-0,0655				
0,7	0,0520	-0,0520				
0,8	0,0352	-0,0352				
0,9	0,0184	-0,0184				
0,95	0,0099	-0,0099				
1	0,0015	-0,0015				

## Серия профилей МС-27

## Профиль МС 27-10%

Профиль применялся на морских гидросамолетах 30-х годов, в частности МБР-2.

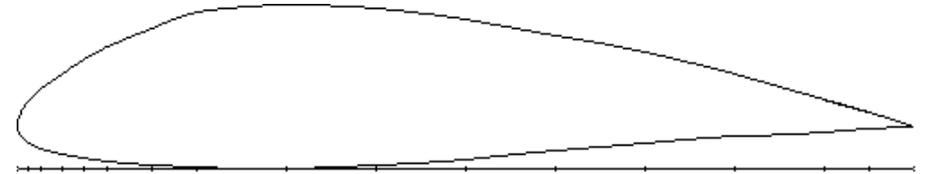


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0,0256	0,0256				
0,0125	0,0415	0,0159				
0,025	0,049	0,0126				
0,05	0,0607	0,0087				
0,075	0,07	0,0066				
0,1	0,077	0,0049				
0,15	0,0872	0,0024				
0,2	0,0945	0,0009				
0,3	0,1	0				
0,4	0,097	0,0019				
0,5	0,091	0,0058				
0,6	0,0825	0,0106				
0,7	0,0715	0,0157				
0,8	0,0576	0,0196				
0,9	0,0422	0,0226				
0,95	0,034	0,0242				
1	0,0256	0,0256				

Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
МБР-2	разведчик	1934	СССР	на концах крыльев

## Профиль МС 27-18%

Профиль применялся на морских гидросамолетах 30-х годов, в частности МБР-2.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0,0464	0,0464				
0,0125	0,0748	0,0287				
0,025	0,0887	0,0226				
0,05	0,1048	0,0153				
0,075	0,12	0,012				
0,1	0,1335	0,0089				
0,15	0,1537	0,0043				
0,2	0,171	0,0017				
0,3	0,18	0				
0,4	0,175	0,0035				
0,5	0,164	0,0104				
0,6	0,146	0,019				
0,7	0,129	0,0284				
0,8	0,104	0,0355				
0,9	0,0762	0,0409				
0,95	0,0615	0,0439				
1	0,0464	0,0464				

Примечание автора. Координата X=0.075 - исправлена Y<sub>в</sub>=0.126 на Y<sub>в</sub>=0.12.

Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
МБР-2	разведчик	1934	СССР	у корня
АРК-3		1933	СССР	арктический

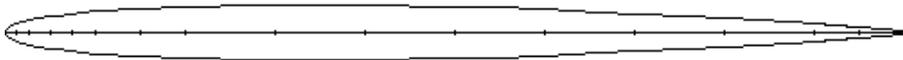
Серия профилей **Мунк**

Дата продувки 1925г. Некоторые характеристики продувки серии профилей:

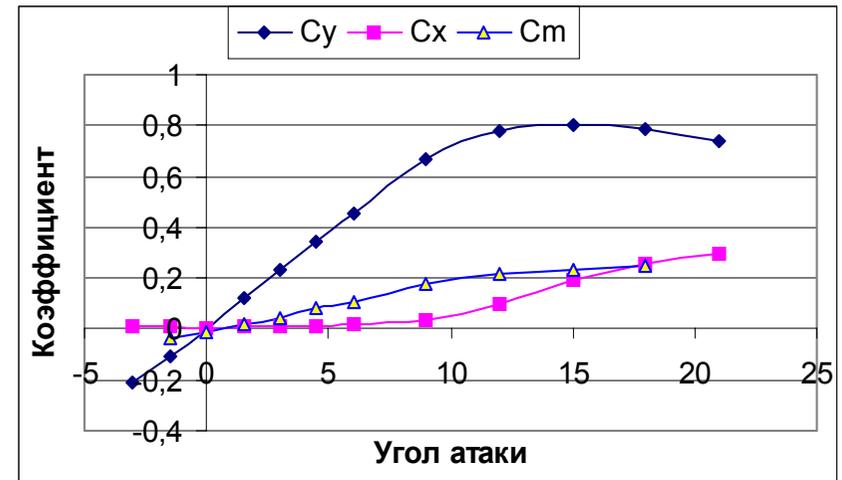
- Число Рейнольдса  $Re=3\ 600\ 000$
- Размер модели  $127*762$  мм
- Удлинение = 6

Профиль **Мунк-1**

Распространенный профиль для хвостового оперения и крыльев буеров.

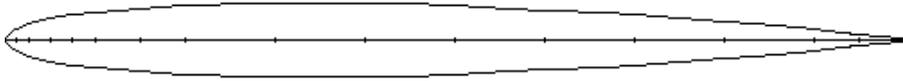


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-3	-0,208	0,0093	
0,0125	0,0103	-0,0103	-1,5	-0,104	0,0075	-0,035
0,025	0,0136	-0,0136	0	-0,006	0,0072	-0,010
0,05	0,0180	-0,0180	1,5	0,120	0,0077	0,019
0,075	0,0210	-0,0210	3	0,231	0,0106	0,046
0,1	0,0234	-0,0234	4,5	0,341	0,0145	0,081
0,15	0,0267	-0,0267	6	0,458	0,0199	0,110
0,2	0,0288	-0,0288	9	0,667	0,0344	0,176
0,3	0,0308	-0,0308	12	0,782	0,1012	0,215
0,4	0,0305	-0,0305	15	0,805	0,1962	0,230
0,5	0,0285	-0,0285	18	0,788	0,2574	0,250
0,6	0,0253	-0,0253	21	0,742	0,2967	
0,7	0,0208	-0,0208				
0,8	0,0154	-0,0154				
0,9	0,0091	-0,0091				
0,95	0,0057	-0,0057				
1	0,002	-0,002				

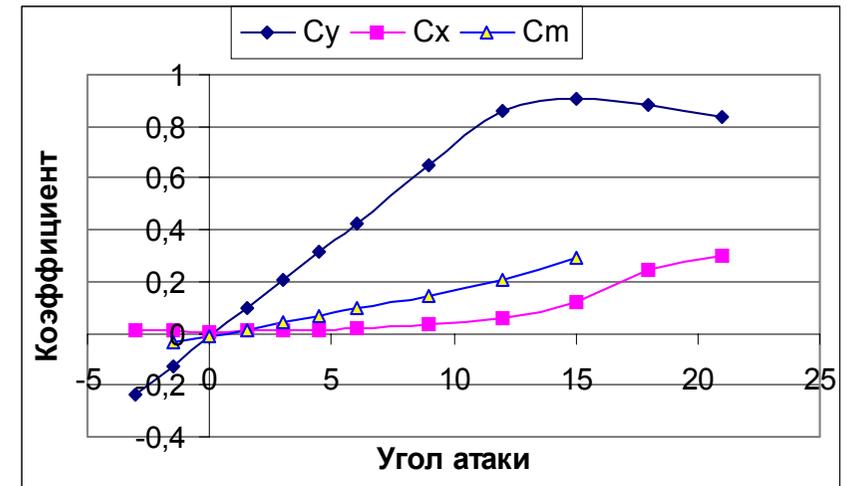
Аэродинамические коэффициенты профиля **Мунк-1**

Профиль **Мунк-2**

Распространенный профиль для хвостового оперения.



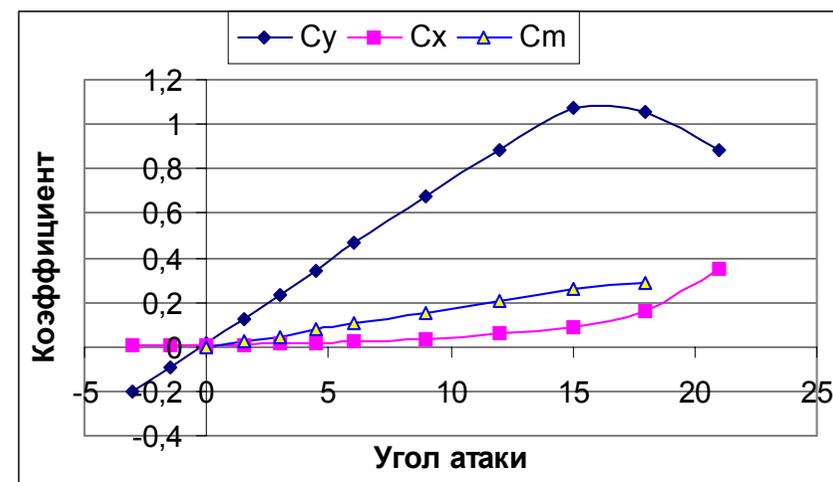
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-3	-0,236	0,0105	
0,0125	0,013	-0,013	-1,5	-0,125	0,0086	-0,037
0,025	0,0174	-0,0174	0	-0,015	0,0071	-0,008
0,05	0,0233	-0,0233	1,5	0,097	0,0087	0,015
0,075	0,0274	-0,0274	3	0,207	0,0100	0,042
0,1	0,0305	-0,0305	4,5	0,315	0,0145	0,069
0,15	0,0349	-0,0349	6	0,428	0,0185	0,096
0,2	0,0378	-0,0378	9	0,652	0,0337	0,148
0,3	0,0403	-0,0403	12	0,860	0,0591	0,205
0,4	0,0400	-0,0400	15	0,903	0,1181	0,295
0,5	0,0374	-0,0374	18	0,881	0,2436	
0,6	0,0330	-0,0330	21	0,835	0,3031	
0,7	0,0271	-0,0271				
0,8	0,0199	-0,0199				
0,9	0,0115	-0,0115				
0,95	0,0069	-0,0069				
1	0,002	-0,002				

Аэродинамические коэффициенты профиля **Мунк-2**

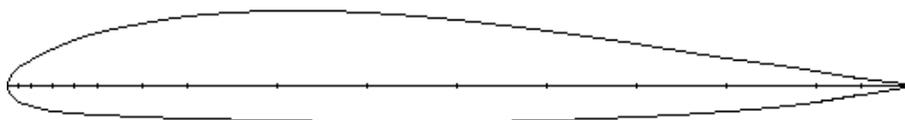
Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
ОНК-2	планер	1935	СССР	рекордный
Сталинец-2 бис	планер	1935	СССР	паритель
Сталинец-4	планер	1935	СССР	паритель

Профиль **Мунк-3**

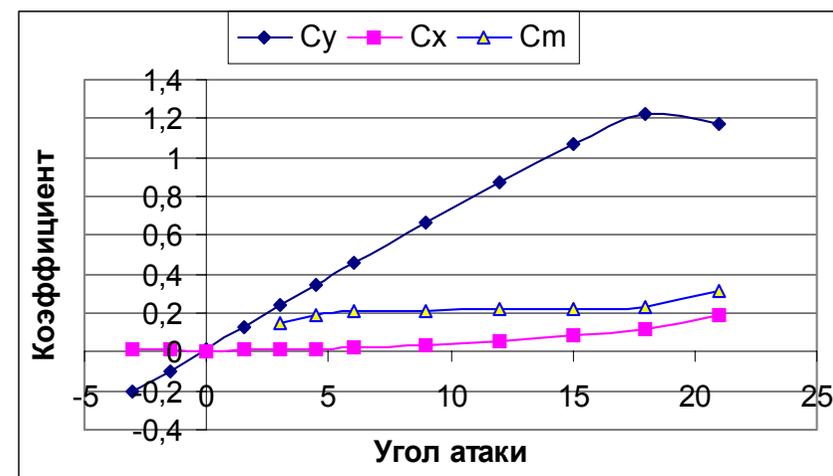
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-3	-0,197	0,0096	
0,0125	0,0186	-0,0186	-1,5	-0,095	0,0082	
0,025	0,0251	-0,0251	0	0,014	0,0099	-0,005
0,05	0,0339	-0,0339	1,5	0,128	0,0095	0,021
0,075	0,0400	-0,0400	3	0,236	0,0126	0,047
0,1	0,0447	-0,0447	4,5	0,343	0,0162	0,075
0,15	0,0514	-0,0514	6	0,471	0,0214	0,106
0,2	0,0557	-0,0557	9	0,675	0,0379	0,152
0,3	0,0595	-0,0595	12	0,883	0,0591	0,203
0,4	0,0589	-0,0589	15	1,069	0,0843	0,262
0,5	0,0550	-0,0550	18	1,059	0,1628	0,290
0,6	0,0485	-0,0485	21	0,882	0,3495	
0,7	0,0396	-0,0396				
0,8	0,0288	-0,0288				
0,9	0,0162	-0,0162				
0,95	0,0093	-0,0093				
1	0,002	-0,002				

Аэродинамические коэффициенты профиля **Мунк-3**

Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Г-17	планер	1935	СССР	рекордный, конструктор Грибовский

Профиль **Мунк-6**

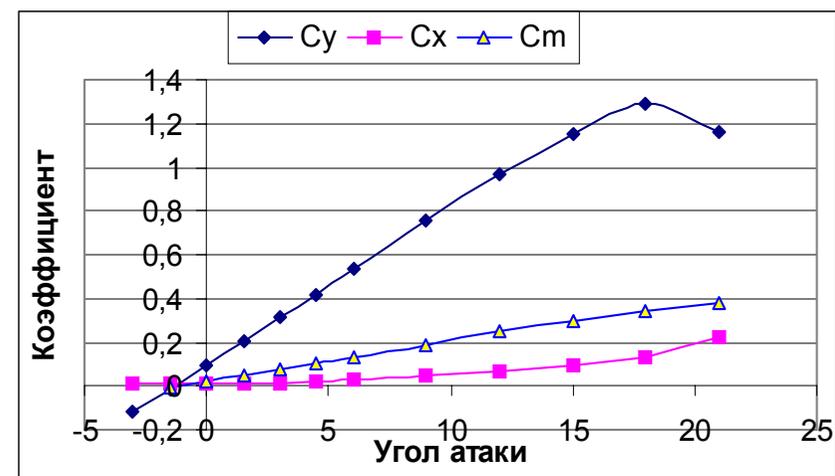
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-3	-0,202	0,0108	
0,0125	0,0197	-0,0176	-1,5	-0,097	0,0093	
0,025	0,0281	-0,0220	0	0,016	0,0008	
0,05	0,0403	-0,0273	1,5	0,126	0,0097	
0,075	0,0494	-0,0303	3	0,237	0,0111	0,151
0,1	0,0571	-0,0324	4,5	0,340	0,0147	0,190
0,15	0,0682	-0,0347	6	0,456	0,0212	0,212
0,2	0,0755	-0,0362	9	0,665	0,0356	0,215
0,3	0,0822	-0,0379	12	0,875	0,0565	0,223
0,4	0,0805	-0,0390	15	1,073	0,0816	0,225
0,5	0,0726	-0,0394	18	1,222	0,1188	0,232
0,6	0,0603	-0,0382	21	1,169	0,1861	0,312
0,7	0,0458	-0,0348				
0,8	0,0306	-0,0283				
0,9	0,0155	-0,0177				
0,95	0,0088	-0,0108				
1	0,0026	-0,0026				

Аэродинамические коэффициенты профиля **Мунк-6**

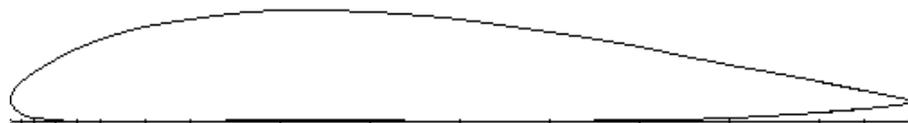
Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Gee-Bee "Super-Sportster"	рекордный самолет	1931	США	
Mac-Donnel	спортивный самолет	1929	США	
ЦАГИ-1	планер бесхвостка	1934	СССР	
Amlot	истребитель	1933	Франция	моноплан

Профиль **Мynk-12**

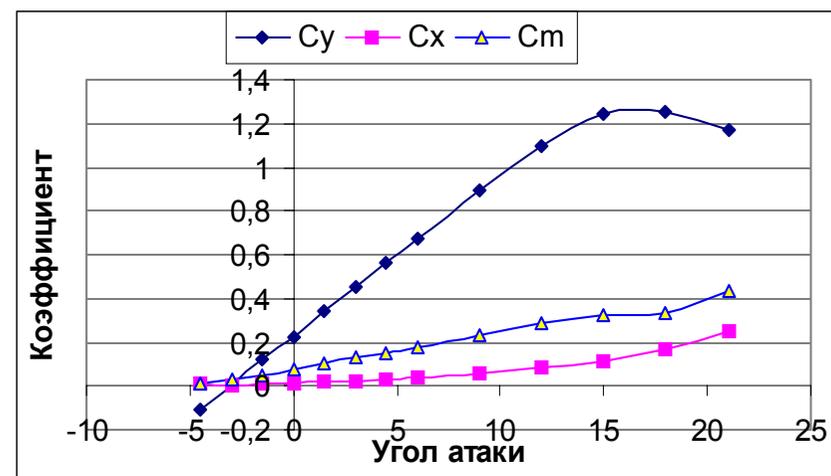
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0	-3	-0,118	0,0097	
0,0125	0,0203	-0,0165	-1,5	-0,017	0,0089	-0,007
0,025	0,0286	-0,0214	0	0,096	0,0091	0,020
0,05	0,0401	-0,0272	1,5	0,207	0,0120	0,048
0,075	0,0489	-0,0307	3	0,318	0,0156	0,077
0,1	0,0559	-0,0331	4,5	0,417	0,0191	0,102
0,15	0,0661	-0,0360	6	0,537	0,0261	0,135
0,2	0,0730	-0,0380	9	0,760	0,0441	0,186
0,3	0,0795	-0,0398	12	0,971	0,0662	0,246
0,4	0,0786	-0,0396	15	1,153	0,0937	0,295
0,5	0,0725	-0,0382	18	1,293	0,1277	0,344
0,6	0,0627	-0,0350	21	1,165	0,2203	0,375
0,7	0,0498	-0,0300				
0,8	0,0350	-0,0231				
0,9	0,0189	-0,0137				
0,95	0,0107	-0,0081				
1	0,0020	-0,0020				

Аэродинамические коэффициенты профиля **Мynk-12**

Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Greater Lakes Special	спортивный	1930	США	моноплан
Merill	пассажирский	1932	США	биплан
Сталь-2	пассажирский	1931	СССР	моноплан
Сталь-3	пассажирский	1931	СССР	моноплан
ХАИ	планер	1934	СССР	экспериментальная бесхвостка

Профиль **Myнк-15**

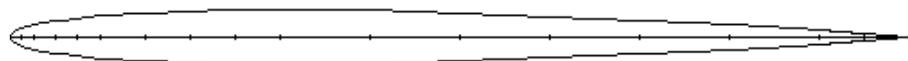
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0,0241	0,0241	-4,5	-0,108	0,0101	0,01
0,0125	0,0447	0,0078	-3	0,002	0,0-91	0,032
0,025	0,0544	0,0042	-1,5	0,122	0,0103	0,052
0,05	0,0689	0,0013	0	0,227	0,0129	0,076
0,075	0,0804	0,0002	1,5	0,339	0,0166	0,103
0,1	0,0897	0	3	0,456	0,0213	0,129
0,15	0,1033	0,0003	4,5	0,566	0,0283	0,153
0,2	0,1128	0,0009	6	0,671	0,0367	0,176
0,3	0,1217	0,0017	9	0,895	0,0582	0,235
0,4	0,1203	0,0011	12	1,097	0,0845	0,283
0,5	0,1120	0,0003	15	1,243	0,1147	0,325
0,6	0,0986	0	18	1,250	0,1697	0,330
0,7	0,0816	0,0014	21	1,170	0,2467	0,430
0,8	0,0629	0,0041				
0,9	0,0433	0,0102				
0,95	0,0335	0,0144				
1	0,0239	0,0194				

Аэродинамические коэффициенты профиля **Myнк-15**

Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Flat №15	спортивный	1931	Италия	

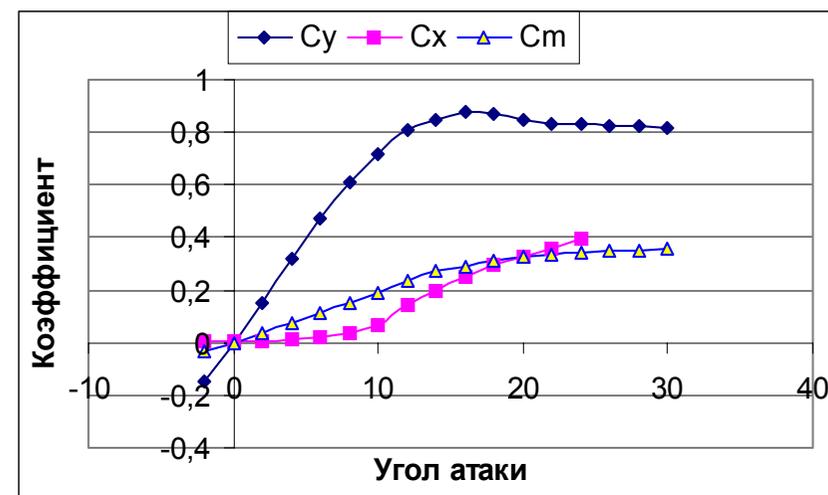
Серия профилей NASA-00 (симметричные профили)

Профиль NASA-0006

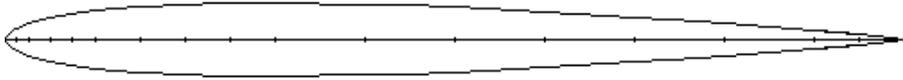


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-2	-0,150	0,007	-0,0365
0,0125	0,00947	-0,00947	0	0	0,0054	0
0,025	0,01307	-0,01307	2	0,150	0,007	0,0365
0,05	0,01777	-0,01777	4	0,320	0,014	0,0780
0,075	0,02100	-0,02100	6	0,470	0,021	0,114
0,1	0,02341	-0,02341	8	0,610	0,038	0,148
0,15	0,02673	-0,02673	10	0,720	0,070	0,190
0,2	0,02869	-0,02869	12	0,810	0,140	0,234
0,25	0,02971	-0,02971	14	0,850	0,200	0,270
0,3	0,03001	-0,03001	16	0,880	0,250	0,290
0,4	0,02902	-0,02902	18	0,870	0,295	0,312
0,5	0,02647	-0,02647	20	0,850	0,330	0,325
0,6	0,02282	-0,02282	22	0,835	0,360	0,332
0,7	0,01832	-0,01832	24	0,830	0,396	0,342
0,8	0,01312	-0,01312	26	0,825		0,347
0,9	0,00724	-0,00724	28	0,822		0,352
0,95	0,00403	-0,00403	30	0,818		0,357
1	0,00063	0,00063				

Аэродинамические коэффициенты профиля NASA-0006

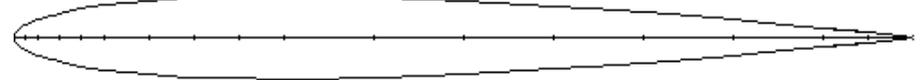


## Профиль NASA-0008



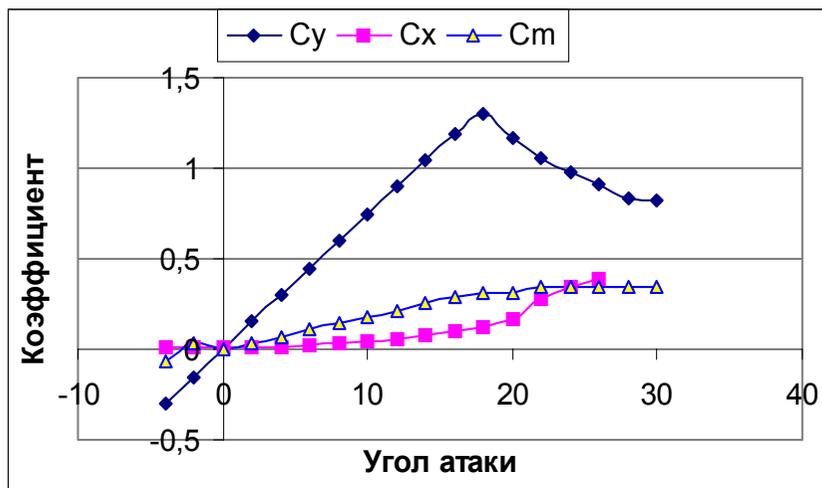
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,0125	0,01263	-0,01263				
0,025	0,01743	-0,01743				
0,05	0,02369	-0,02369				
0,075	0,02800	-0,02800				
0,1	0,03121	-0,03121				
0,15	0,03564	-0,03564				
0,2	0,03825	-0,03825				
0,25	0,03961	-0,03961				
0,3	0,04001	-0,04001				
0,4	0,03869	-0,03869				
0,5	0,03529	-0,03529				
0,6	0,03043	-0,03043				
0,7	0,02443	-0,02443				
0,8	0,01749	-0,01749				
0,9	0,00965	-0,00965				
0,95	0,00537	-0,00537				
1	0,00084	-0,00084				

## Профиль NASA-0009



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-4	-0,3	0,014	-0,072
0,0125	0,01420	-0,01420	-2	-0,16	0,0085	0,031
0,025	0,01961	-0,01961	0	0	0,0064	0
0,05	0,02666	-0,02666	2	0,16	0,0085	0,031
0,075	0,03150	-0,03150	4	0,3	0,014	0,072
0,1	0,03512	-0,03512	6	0,45	0,02	0,108
0,15	0,04009	-0,04009	8	0,6	0,032	0,150
0,2	0,04303	-0,04303	10	0,74	0,042	0,178
0,25	0,04456	-0,04456	12	0,9	0,059	0,216
0,3	0,04501	-0,04501	14	1,05	0,077	0,252
0,4	0,04352	-0,04352	16	1,19	0,098	0,285
0,5	0,03971	-0,03971	18	1,3	0,12	0,312
0,6	0,03423	-0,03423	20	1,17	0,165	0,311
0,7	0,02748	-0,02748	22	1,06	0,280	0,344
0,8	0,01967	-0,01967	24	0,98	0,340	0,345
0,9	0,01086	-0,01086	26	0,91	0,392	0,349
0,95	0,00605	-0,00605	28	0,835		0,342
1	0,00095	-0,00095	30	0,82		0,347

Аэродинамические коэффициенты профиля NASA-0006



Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Boeing 314	пассажирская лодка моноплан	1938	США	на концах крыльев

Профиль NASA-0010

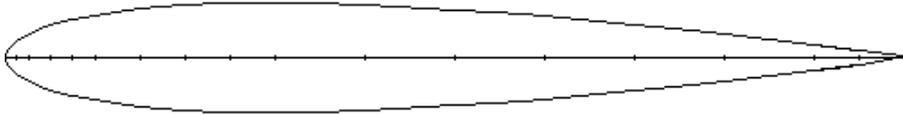


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,0125	0,01587	-0,01587				
0,025	0,02178	-0,02178				
0,05	0,02962	-0,02962				
0,075	0,03500	-0,03500				
0,1	0,03902	-0,03902				
0,15	0,04455	-0,04455				
0,2	0,04782	-0,04782				
0,25	0,04952	-0,04952				
0,3	0,05002	-0,05002				
0,4	0,04837	-0,04837				
0,5	0,04412	-0,04412				
0,6	0,03803	-0,03803				
0,7	0,03043	-0,03043				
0,8	0,02187	-0,02187				
0,9	0,01207	-0,01207				
0,95	0,00672	-0,00672				
1	0,00105	-0,00105				

Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
De Yaviland TK-4	гоночный моноплан	1937	Англия	

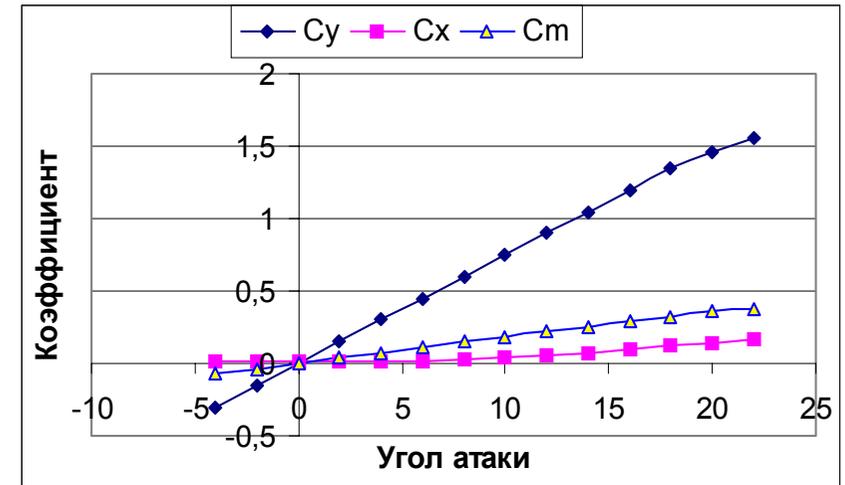
## Профиль NASA-0012

С успехом применяется для лопастей легких вертолетов.

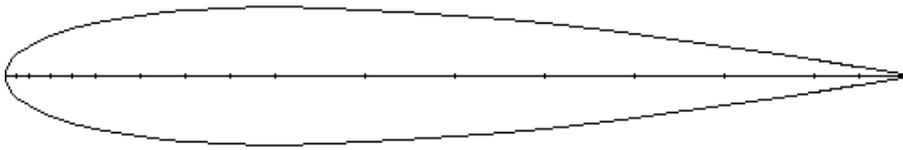


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-4	-0,3	0,015	-0,0733
0,0125	0,01894	-0,01894	-2	-0,15	0,009	-0,0368
0,025	0,02615	-0,02615	0	0	0,007	0
0,05	0,03555	-0,03555	2	0,15	0,009	0,0368
0,075	0,04200	-0,04200	4	0,3	0,0155	0,0733
0,1	0,04683	-0,04683	6	0,445	0,0205	0,109
0,15	0,05345	-0,05345	8	0,6	0,033	0,146
0,2	0,05737	-0,05737	10	0,745	0,041	0,182
0,25	0,05941	-0,05941	12	0,9	0,059	0,22
0,3	0,06002	-0,06002	14	1,045	0,075	0,255
0,4	0,05803	-0,05803	16	1,2	0,096	0,293
0,5	0,05294	-0,05294	18	1,35	0,119	0,322
0,6	0,04563	-0,04563	20	1,46	0,142	0,356
0,7	0,03664	-0,03664	22	1,55	0,173	0,378
0,8	0,02623	-0,02623				
0,9	0,01448	-0,01448				
0,95	0,00807	-0,00807				
1	0,00126	0,00126				

## Аэродинамические коэффициенты профиля NASA-0012

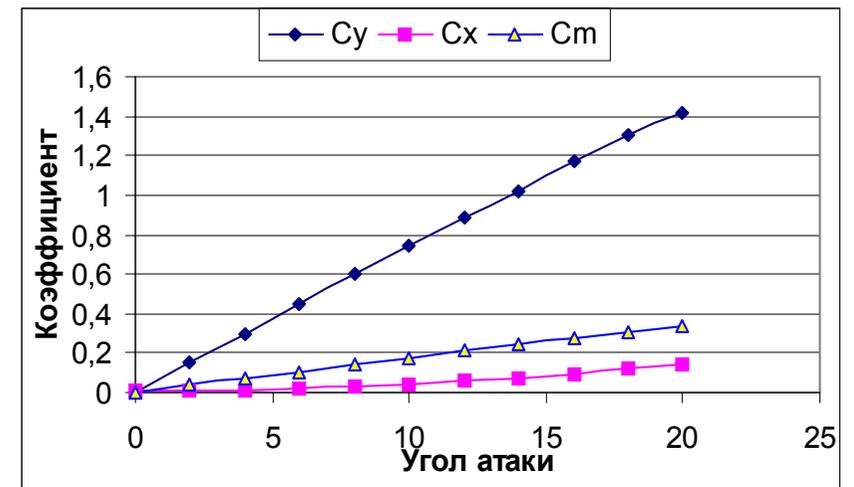


## Профиль NASA-0015

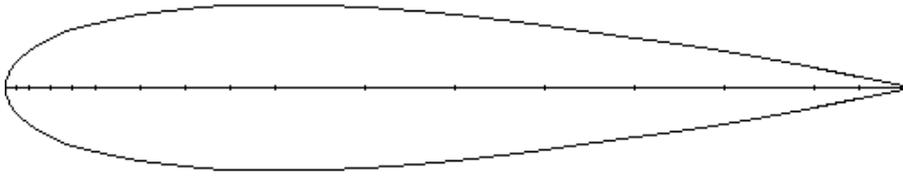


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	0	0	0,0077	0
0,0125	0,02367	-0,02367	2	0,15	0,009	0,036
0,025	0,03268	-0,03268	4	0,3	0,014	0,0715
0,05	0,04443	-0,04443	6	0,45	0,02	0,107
0,075	0,05250	-0,05250	8	0,6	0,031	0,143
0,1	0,05853	-0,05853	10	0,74	0,042	0,176
0,15	0,06682	-0,06682	12	0,89	0,06	0,212
0,2	0,07172	-0,07172	14	1,02	0,075	0,243
0,25	0,07427	-0,07427	16	1,17	0,095	0,279
0,3	0,07502	-0,07502	18	1,30	0,119	0,310
0,4	0,07254	-0,07254	20	1,42	0,140	0,338
0,5	0,06617	-0,06617				
0,6	0,05704	-0,05704				
0,7	0,04580	-0,04580				
0,8	0,03279	-0,03279				
0,9	0,01810	-0,01810				
0,95	0,01008	-0,01008				
1	0,00158	-0,00158				

## Аэродинамические коэффициенты профиля NASA-0015

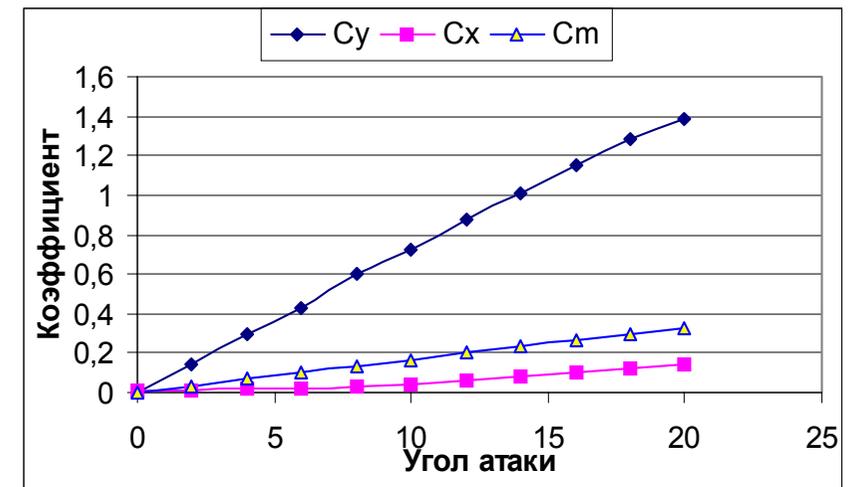


## Профиль NASA-0018



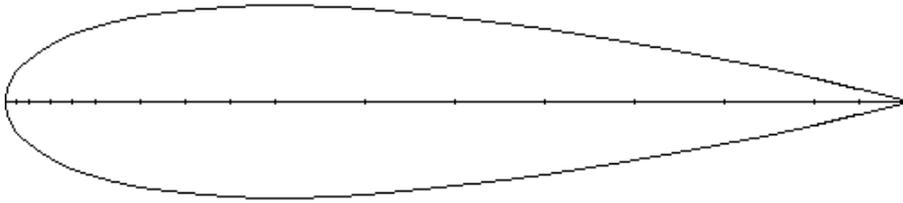
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	0	0	0,0088	0
0,0125	0,02841	-0,02841	2	0,14	0,012	0,033
0,025	0,03922	-0,03922	4	0,3	0,018	0,07
0,05	0,05332	-0,05332	6	0,43	0,022	0,1
0,075	0,06300	-0,06300	8	0,6	0,032	0,137
0,1	0,07024	-0,07024	10	0,72	0,044	0,168
0,15	0,08018	-0,08018	12	0,88	0,059	0,205
0,2	0,08606	-0,08606	14	1,01	0,078	0,235
0,25	0,08912	-0,08912	16	1,15	0,097	0,268
0,3	0,09003	-0,09003	18	1,28	0,118	0,298
0,4	0,08705	-0,08705	20	1,39	0,140	0,324
0,5	0,07941	-0,07941				
0,6	0,06845	-0,06845				
0,7	0,05496	-0,05496				
0,8	0,03935	-0,03935				
0,9	0,02172	-0,02172				
0,95	0,01210	-0,01210				
1	0,00189	-0,00189				

## Аэродинамические коэффициенты профиля NASA-0018



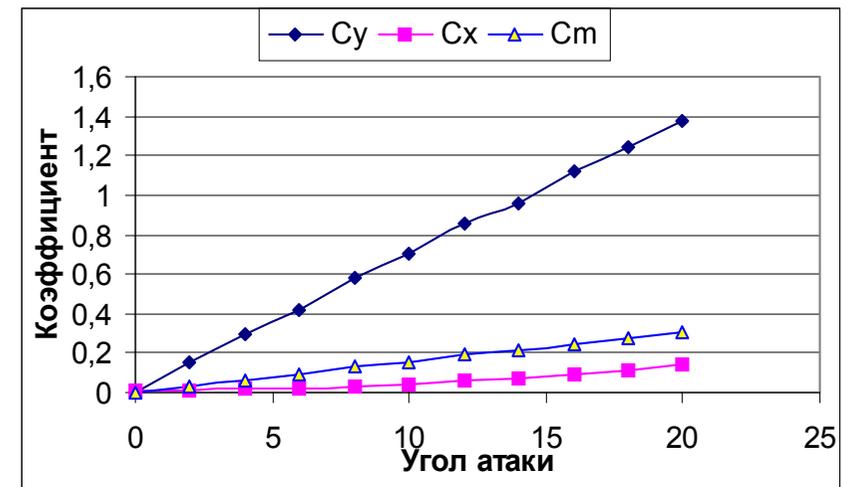
Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Boeing 314	пассажирская лодка моноплан	1938	США	у корня крыла

Профиль NASA-0021

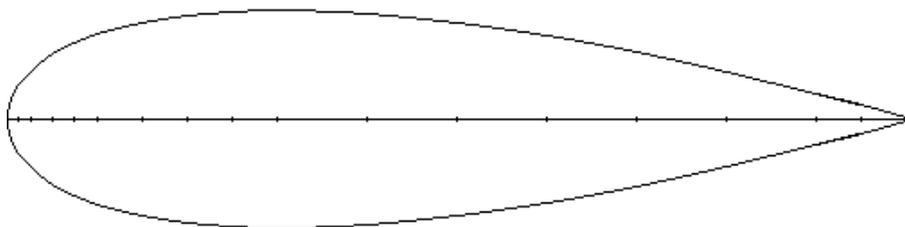


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	0	0	0,01	0
0,0125	0,03315	-0,03315	2	0,15	0,012	0,033
0,025	0,04576	-0,04576	4	0,3	0,019	0,066
0,05	0,06221	-0,06221	6	0,42	0,024	0,092
0,075	0,07350	-0,07350	8	0,58	0,032	0,1275
0,1	0,08195	-0,08195	10	0,7	0,042	0,154
0,15	0,09354	-0,09354	12	0,86	0,058	0,189
0,2	0,10040	-0,10040	14	0,96	0,072	0,211
0,25	0,10397	-0,10397	16	1,12	0,092	0,246
0,3	0,10504	-0,10504	18	1,24	0,11	0,273
0,4	0,10156	-0,10156	20	1,38	0,14	0,301
0,5	0,09265	-0,09265				
0,6	0,07986	-0,07986				
0,7	0,06412	-0,06412				
0,8	0,04591	-0,04591				
0,9	0,02534	-0,02534				
0,95	0,01412	-0,01412				
1	0,00221	-0,00221				

Аэродинамические коэффициенты профиля NASA-0021



## Профиль NASA-0024



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,0125	0,03788	-0,03788				
0,025	0,05229	-0,05229				
0,05	0,07109	-0,07109				
0,075	0,08400	-0,08400				
0,1	0,09365	-0,09365				
0,15	0,10691	-0,10691				
0,2	0,11475	-0,11475				
0,25	0,11883	-0,11883				
0,3	0,12004	-0,12004				
0,4	0,11607	-0,11607				
0,5	0,10588	-0,10588				
0,6	0,09127	-0,09127				
0,7	0,07328	-0,07328				
0,8	0,05247	-0,05247				
0,9	0,02896	-0,02896				
0,95	0,01613	-0,01613				
1	0,00252	-0,00252				

## Серия профилей NASA-22

## Профиль NASA-2209



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,0125	0,0187	-0,0104				
0,025	0,0260	-0,0136				
0,05	0,0362	-0,0170				
0,075	0,0451	-0,0180				
0,1	0,0515	-0,0205				
0,15	0,0595	-0,0218				
0,2	0,0630	-0,0230				
0,25	0,0646	-0,0245				
0,3	0,0648	-0,0252				
0,4	0,0625	-0,0248				
0,5	0,0569	-0,0225				
0,6	0,0490	-0,0190				
0,7	0,0383	-0,0145				
0,8	0,0274	-0,0104				
0,9	0,0152	-0,0052				
0,95	0,0080	-0,0028				
1	0,0008	-0,0008				

Примечание автора. Координата X=0.5 - исправлена Y<sub>в</sub>=0.06 на Y<sub>в</sub>=0.0569.

Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Aeronica	спортивный моноплан	1936	США	на конце крыла
Curtiss Hawk-75	истребитель	1936	США	на конце крыла
Curtiss P-36A	истребитель	1937	США	на конце крыла
Fairchild F-45		1935	США	на конце крыла
Dougin "Bomber"	бомбардировщик	1934	США	на конце крыла

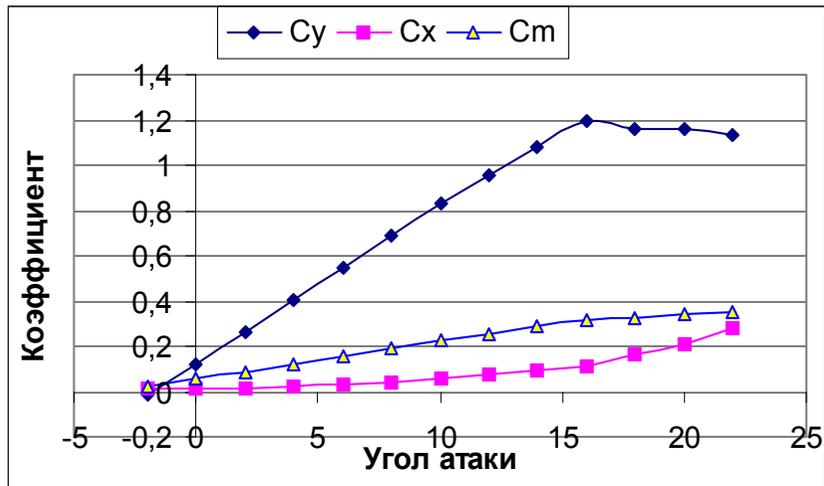
## Профиль NASA-2210



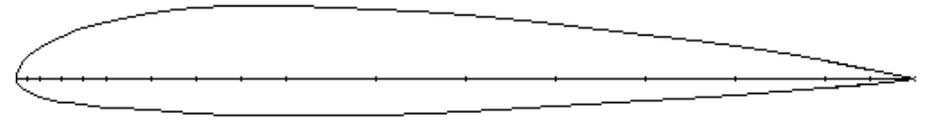
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0	-2	-0,017	0,0108	0,0240
0,0125	0,0201	-0,0103	0	0,120	0,0106	0,0560
0,025	0,0292	-0,0152	2	0,262	0,0134	0,0888
0,05	0,0402	-0,0196	4	0,403	0,0200	0,1228
0,075	0,0483	-0,0217	6	0,545	0,0295	0,1583
0,1	0,0554	-0,0247	8	0,688	0,0430	0,1922
0,15	0,0640	-0,0260	10	0,827	0,0580	0,2255
0,2	0,0678	-0,0278	12	0,960	0,0746	0,2563
0,25	0,0694	-0,0296	14	1,080	0,0940	0,2850
0,3	0,0697	-0,0303	16	1,195	0,1146	0,3115
0,4	0,0675	-0,0295	18	1,162	0,1630	0,3285
0,5	0,0616	-0,0272	20	1,158	0,2070	0,3460
0,6	0,0534	-0,0230	22	1,130	0,2780	0,3555
0,7	0,0429	-0,0181				
0,8	0,0319	-0,0141				
0,9	0,0160	-0,0074				
0,95	0,0092	-0,0042				
1	0	0				

Примечание автора. Координата X=0.6 - исправлена Y<sub>B</sub>=0.0594 на Y<sub>B</sub>=0.0534.

## Аэродинамические коэффициенты профиля NASA-2210

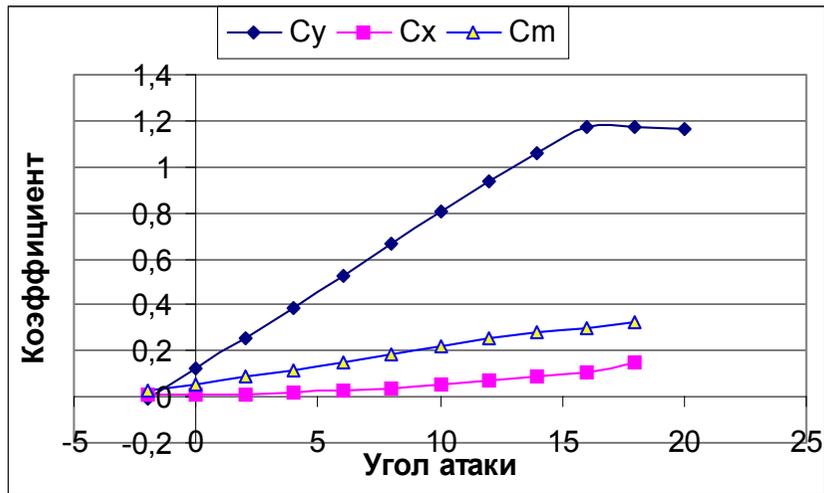


## Профиль NASA-2212



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-2	-0,012	0,0106	0,0280
0,0125	0,0244	-0,0146	0	0,122	0,0110	0,0568
0,025	0,0335	-0,0196	2	0,257	0,0140	0,0872
0,05	0,0462	-0,0255	4	0,390	0,0200	0,1188
0,075	0,0555	-0,0289	6	0,530	0,0284	0,1532
0,1	0,0627	-0,0311	8	0,669	0,0402	0,1874
0,15	0,0725	-0,0344	10	0,808	0,0554	0,2200
0,2	0,0774	-0,0374	12	0,938	0,0714	0,2510
0,25	0,0793	-0,0394	14	1,058	0,0884	0,2770
0,3	0,0797	-0,0403	16	1,175	0,1086	0,3020
0,4	0,0768	-0,0392	18	1,170	0,1480	0,3240
0,5	0,0702	-0,0356	20	1,163		
0,6	0,0607	-0,0305				
0,7	0,0490	-0,0243				
0,8	0,0352	-0,0174				
0,9	0,0193	-0,0097				
0,95	0,0105	-0,0056				
1	0	0				

## Аэродинамические коэффициенты профиля NASA-2212



Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Bell BG-1	разведчик биплан	1937	США	
Dougin XP3 D-2	морской разведчик, лодка моноплан	1937	США	на концах крыла

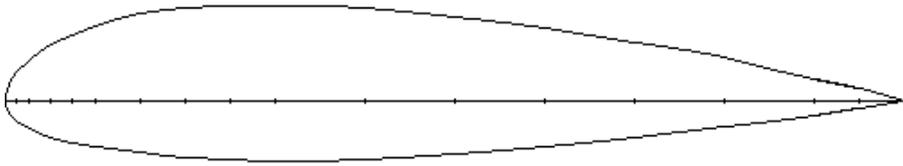
## Профиль NASA-2214



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,0125	0,0276	-0,0178				
0,025	0,0380	-0,0241				
0,05	0,0521	-0,0315				
0,075	0,0623	-0,0356				
0,1	0,0708	-0,0390				
0,15	0,0820	-0,04275				
0,2	0,0869	-0,0469				
0,25	0,0892	-0,0494				
0,3	0,0897	-0,0503				
0,4	0,0868	-0,0489				
0,5	0,0788	-0,0444				
0,6	0,0685	-0,0371				
0,7	0,0550	-0,0302				
0,8	0,0396	-0,0218				
0,9	0,0207	-0,0121				
0,95	0,0119	-0,00696				
1	0	0				

Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Dougin "Bomber"	бомбардировщик	1934	США	у корня крыла

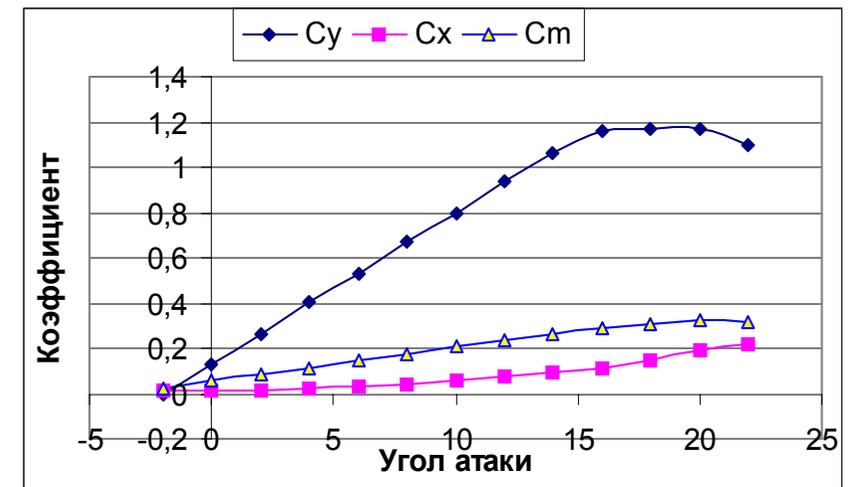
## Профиль NASA-2217



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-2	-0,005	0,0120	0,0240
0,0125	0,0325	-0,0227	0	0,130	0,0130	0,0540
0,025	0,0446	-0,0306	2	0,265	0,0170	0,0833
0,05	0,0611	-0,0405	4	0,400	0,0234	0,1140
0,075	0,0729	-0,0463	6	0,533	0,0314	0,1450
0,1	0,0826	-0,0508	8	0,670	0,0440	0,1770
0,15	0,0953	-0,0561	10	0,800	0,0570	0,2060
0,2	0,1013	-0,0613	12	0,940	0,0760	0,2380
0,25	0,1041	-0,0643	14	1,060	0,0950	0,2650
0,3	0,1047	-0,0653	16	1,158	0,1130	0,2860
0,4	0,1012	-0,0632	18	1,170	0,1500	0,3060
0,5	0,0922	-0,0578	20	1,168	0,1880	0,3220
0,6	0,0798	-0,0494	22	1,098	0,2210	0,3160
0,7	0,0640	-0,0392				
0,8	0,0480	-0,0284				
0,9	0,0242	-0,0156				
0,95	0,0140	-0,0090				
1	0	0				

Примечание автора. Координата X=0.6 - исправлена Yн=0.0202 на Yн=0.0284.

## Аэродинамические коэффициенты профиля NASA-2217



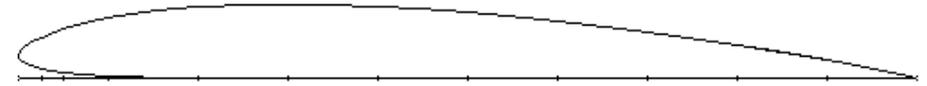
Наименование	Тип	Год	Страна	Примечание
Fairchild		1935	США	у корня крыла

Серия профилей **Clark-Y**Профиль **Clark-Y-5,9%**

Профиль разработан в середине 30-х годов, в NASA, для скоростных самолетов.

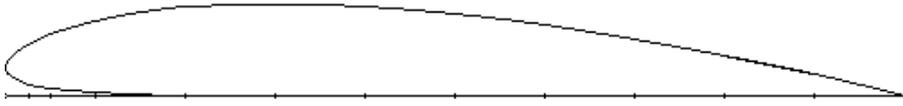


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0,0175	0,0175				
0,0125	0,0272	0,0096				
0,025	0,0325	0,0074				
0,05	0,0395	0,0047				
0,075	0,0445	0,0032				
0,1	0,0480	0,0021				
0,15	0,0535	0,0008				
0,2	0,0570	0,0002				
0,3	0,0585	0				
0,4	0,0550	0				
0,5	0,0525	0				
0,6	0,0458	0				
0,7	0,0368	0				
0,8	0,0261	0				
0,9	0,0140	0				
0,95	0,0074	0				
1	0,0006	0				

Профиль **Clark-Y-8%**

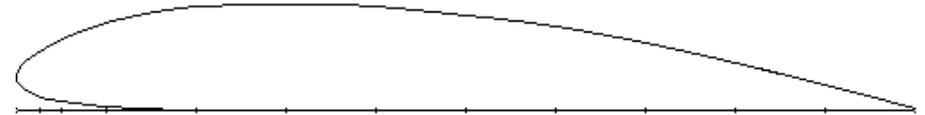
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0,0239	0,0239				
0,025	0,0444	0,0100				
0,05	0,0540	0,0064				
0,1	0,0656	0,0029				
0,2	0,0777	0,0002				
0,3	0,0800	0				
0,4	0,0780	0				
0,5	0,0720	0				
0,6	0,0626	0				
0,7	0,0503	0				
0,8	0,0357	0				
0,9	0,0191	0				
1	0,0008	0				

Профиль Clark-Y-10%



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0,0299	0,0299				
0,025	0,0556	0,0126				
0,05	0,0675	0,0080				
0,1	0,0820	0,0036				
0,2	0,0972	0,0003				
0,3	0,1000	0				
0,4	0,0975	0				
0,5	0,0900	0				
0,6	0,0782	0				
0,7	0,0628	0				
0,8	0,0444	0				
0,9	0,0239	0				
1	0,0010	0				

Профиль Clark-Y-11.7%

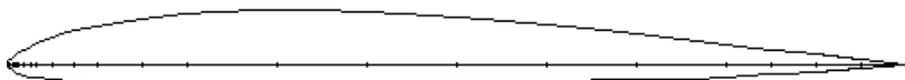


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0,0360	0,0360				
0,025	0,0643	0,0142				
0,05	0,0783	0,0091				
0,1	0,0956	0,0039				
0,2	0,1132	0,0010				
0,3	0,1168	0				
0,4	0,1137	0				
0,5	0,1049	0				
0,6	0,0913	0				
0,7	0,0734	0				
0,8	0,0521	0				
0,9	0,0279	0				
1	0,0012	0				

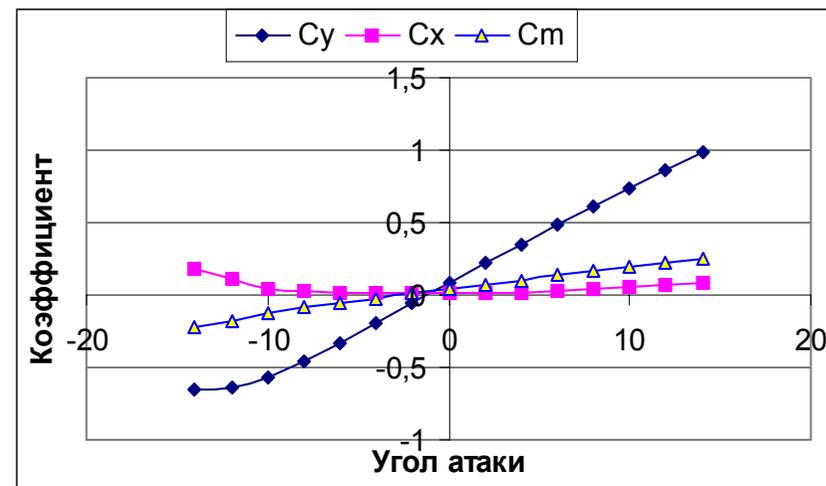
Серия профилей **Clark-YH**Профиль **Clark-YH-8%**

Некоторые характеристики продувки профиля:

- Удлинение = 5



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0	-14	-0,650	0,1800	-0,220
0,0025	0,00568	-0,00476	-12	-0,634	0,1180	-0,180
0,005	0,00840	-0,00680	-10	-0,576	0,0392	-0,125
0,0075	0,01056	-0,00824	-8	-0,464	0,0254	-0,089
0,01	0,01240	-0,00932	-6	-0,327	0,0165	-0,057
0,0125	0,01392	-0,01008	-4	-0,192	0,0112	-0,025
0,0175	0,01696	-0,01164	-2	-0,056	0,0078	0,007
0,025	0,02064	-0,01328	0	0,082	0,0072	0,039
0,0325	0,02400	-0,01460	2	0,216	0,0093	0,069
0,05	0,03052	-0,01672	4	0,351	0,0148	0,101
0,075	0,03744	-0,01872	6	0,482	0,0235	0,132
0,1	0,04280	-0,020176	8	0,612	0,0355	0,162
0,15	0,05048	-0,02160	10	0,742	0,0507	0,192
0,2	0,05556	-0,02160	12	0,860	0,0665	0,220
0,3	0,05904	-0,02096	14	0,981	0,0872	0,249
0,4	0,05764	-0,01996				
0,5	0,05284	-0,01896				
0,6	0,04484	-0,01792				
0,7	0,03384	-0,01616				
0,8	0,02252	-0,013184				
0,85	0,01696	-0,01080				
0,9	0,01148	-0,00808				
0,95	0,006048	-0,004584				
1	0,00048	-0,00048				

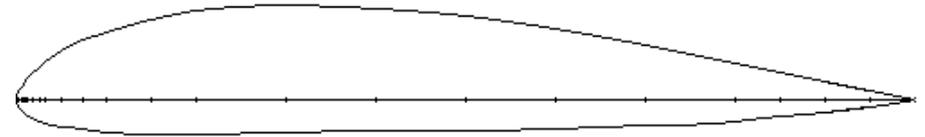
Аэродинамические коэффициенты профиля **Clark-YH-8%**

Профиль Clark-YH-11%



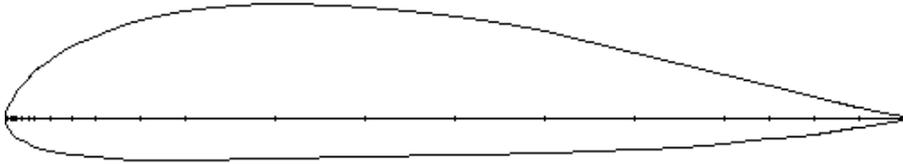
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,0025	0,00781	-0,006545				
0,005	0,01155	-0,009350				
0,0075	0,01452	-0,011330				
0,01	0,01705	-0,012815				
0,0125	0,01914	-0,013860				
0,0175	0,02332	-0,016005				
0,025	0,02838	-0,018260				
0,0325	0,03300	-0,020075				
0,05	0,041965	-0,022990				
0,075	0,051480	-0,025740				
0,1	0,058850	-0,027742				
0,15	0,069410	-0,029700				
0,2	0,076395	-0,029700				
0,3	0,081180	-0,028820				
0,4	0,079255	-0,027445				
0,5	0,072655	-0,026070				
0,6	0,061655	-0,024640				
0,7	0,046530	-0,022220				
0,8	0,030965	-0,018128				
0,85	0,023320	-0,014850				
0,9	0,015785	-0,011110				
0,95	0,008316	-0,006303				
1	0,00066	-0,00066				

Профиль Clark-YH-14%



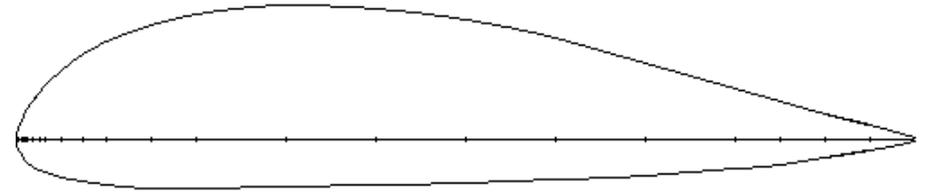
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,0025	0,00994	-0,00833				
0,005	0,01470	-0,01190				
0,0075	0,01848	-0,01442				
0,01	0,02170	-0,01631				
0,0125	0,02436	-0,01764				
0,0175	0,02968	-0,02037				
0,025	0,03612	-0,02324				
0,0325	0,04200	-0,02555				
0,05	0,05341	-0,02926				
0,075	0,06552	-0,03276				
0,1	0,07490	-0,035308				
0,15	0,08834	-0,03780				
0,2	0,09723	-0,03780				
0,3	0,10332	-0,03668				
0,4	0,10087	-0,03493				
0,5	0,09247	-0,03318				
0,6	0,07847	-0,03136				
0,7	0,05922	-0,02828				
0,8	0,03941	-0,023072				
0,85	0,02968	-0,01890				
0,9	0,02009	-0,01414				
0,95	0,010584	-0,008022				
1	0,00084	-0,00084				

Профиль Clark-YH-17%



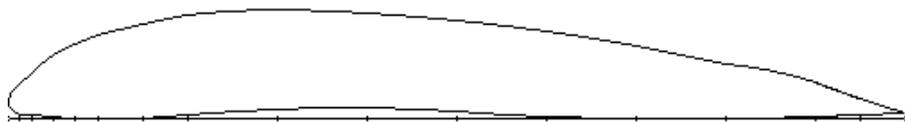
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,0025	0,01207	-0,010115				
0,005	0,01785	-0,01445				
0,0075	0,02244	-0,01751				
0,01	0,02635	-0,019805				
0,0125	0,02958	-0,02142				
0,0175	0,03604	-0,024735				
0,025	0,04386	-0,02822				
0,0325	0,05100	-0,031025				
0,05	0,064855	-0,03553				
0,075	0,07956	-0,03978				
0,1	0,09095	-0,042874				
0,15	0,10727	-0,04590				
0,2	0,118065	-0,04590				
0,3	0,125460	-0,044540				
0,4	0,122485	-0,042415				
0,5	0,112285	-0,040290				
0,6	0,095285	-0,038080				
0,7	0,071910	-0,034340				
0,8	0,047855	-0,028016				
0,85	0,036040	-0,022950				
0,9	0,024395	-0,017170				
0,95	0,012852	-0,009741				
1	0,00102	-0,00102				

Профиль Clark-YH-20%



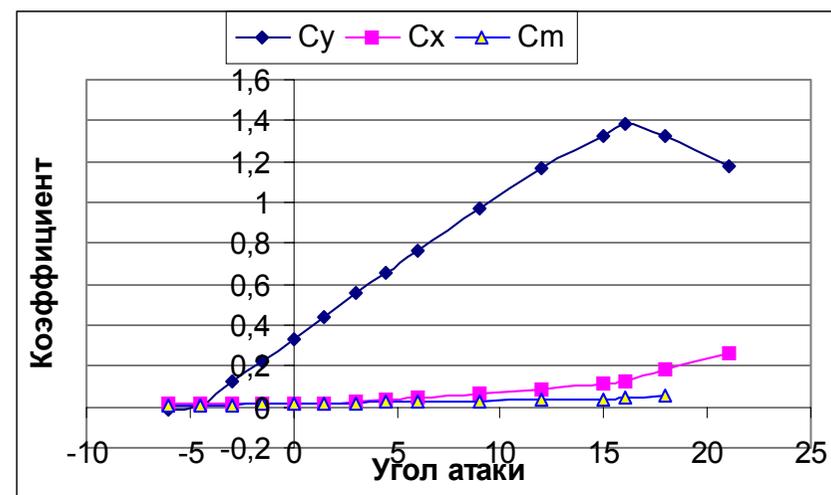
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,0025	0,0142	-0,0119				
0,005	0,0210	-0,0170				
0,0075	0,0264	-0,0206				
0,01	0,0310	-0,0233				
0,0125	0,0348	-0,0252				
0,0175	0,0424	-0,0291				
0,025	0,0516	-0,0332				
0,0325	0,0600	-0,0365				
0,05	0,0763	-0,0418				
0,075	0,0936	-0,0468				
0,1	0,1070	-0,05044				
0,15	0,1262	-0,0540				
0,2	0,1389	-0,0540				
0,3	0,1476	-0,0524				
0,4	0,1441	-0,0499				
0,5	0,1321	-0,0474				
0,6	0,1121	-0,0448				
0,7	0,0846	-0,0404				
0,8	0,0563	-0,03296				
0,85	0,0424	-0,0270				
0,9	0,0287	-0,0202				
0,95	0,01512	-0,01146				
1	0,0012	-0,0012				

## Профиль USA-27



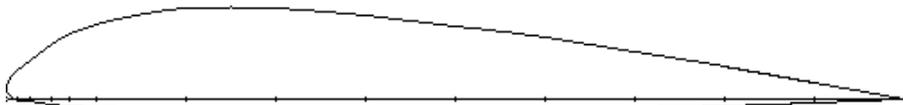
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0,0177	0,0177	-6	-0,01	0,0127	0,0060
0,0125	0,038	0,005	-4,5	0,007	0,0117	0,0085
0,025	0,0507	0,0036	-3	0,12	0,0117	0,0110
0,05	0,0694	0,0019	-1,5	0,221	0,0131	0,0137
0,075	0,0822	0,001	0	0,332	0,0160	0,0160
0,1	0,0912	0,0002	1,5	0,439	0,0198	0,0186
0,15	0,105	0,001	3	0,553	0,0225	0,0213
0,2	0,1137	0,0036	4,5	0,654	0,0325	0,0238
0,3	0,1197	0,0093	6	0,768	0,0417	0,0262
0,4	0,1168	0,0114	9	0,972	0,0616	0,0306
0,5	0,1086	0,0075	12	1,165	0,0863	0,0340
0,6	0,0954	0,0028	15	1,326	0,1169	0,0390
0,7	0,0808	0,0006	16	1,386	0,1290	0,0425
0,8	0,061	0,0001	18	1,324	0,1815	0,0530
0,9	0,0396	0,0012	21	1,181	0,2620	
0,95	0,0226	0,0033				
1	0,0067	0,0065				

## Аэродинамические коэффициенты профиля USA-27



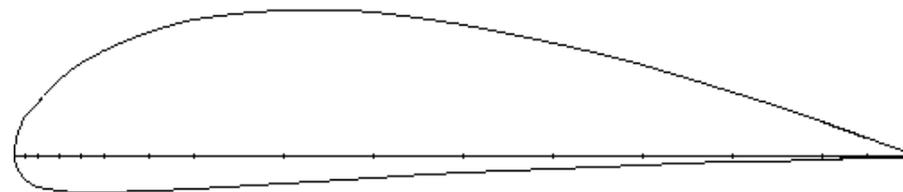
## Профиль USA-45M

Профиль имеет очень незначительное изменение центра давления, при изменении угла атаки.



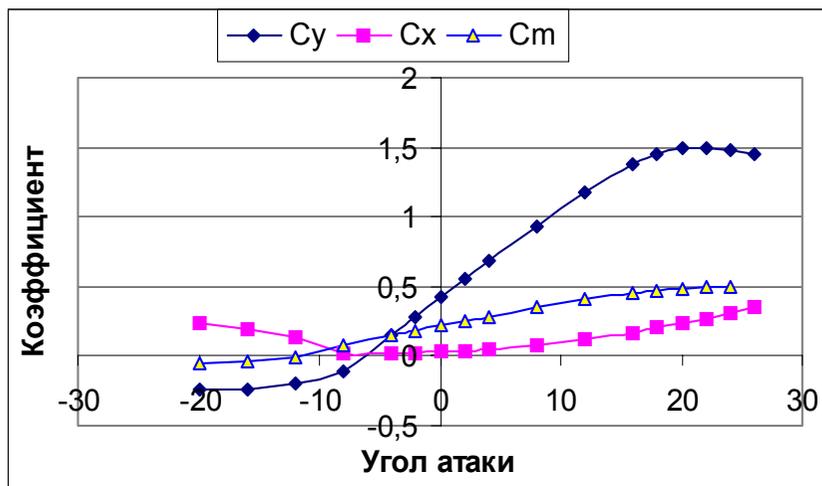
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0,013	0,013				
0,0125	0,032	-0,0018				
0,025	0,0425	-0,002				
0,05	0,0597	-0,0058				
0,07	0,0727	-0,0085				
0,1	0,0817	-0,0103				
0,2	0,0998	-0,0143				
0,3	0,1005	-0,0158				
0,4	0,0923	-0,016				
0,5	0,081	-0,0158				
0,6	0,0675	-0,0143				
0,7	0,0523	-0,012				
0,8	0,0358	-0,0087				
0,9	0,0183	-0,0048				
1	0	0				

## Профиль 35A



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0	-20	-0,246	0,2380	-0,056
0,0125	0,044	-0,0268	-16	-0,236	0,1974	-0,044
0,025	0,0574	-0,0333	-12	-0,200	0,1370	-0,002
0,05	0,0834	-0,0384	-8	-0,106	0,0246	0,072
0,075	0,1026	-0,0397	-4	0,154	0,0180	0,150
0,1	0,116	-0,04	-2	0,286	0,0228	0,186
0,15	0,1362	-0,0389	0	0,420	0,0300	0,22
0,2	0,1495	-0,0363	2	0,550	0,0390	0,254
0,3	0,1597	-0,0304	4	0,678	0,0492	0,284
0,4	0,1574	-0,0246	8	0,936	0,0800	0,348
0,5	0,1437	-0,0183	12	1,172	0,1182	0,406
0,6	0,123	-0,0132	16	1,380	0,1690	0,456
0,7	0,0994	-0,0092	18	1,454	0,2010	0,474
0,8	0,0706	-0,0058	20	1,488	0,2350	0,486
0,9	0,0381	-0,0036	22	1,488	0,2712	0,496
0,95	0,0204	-0,0027	24	1,476	0,311	0,504
1	0,0025	-0,0025	26	1,454	0,354	

Аэродинамические коэффициенты профиля 35А

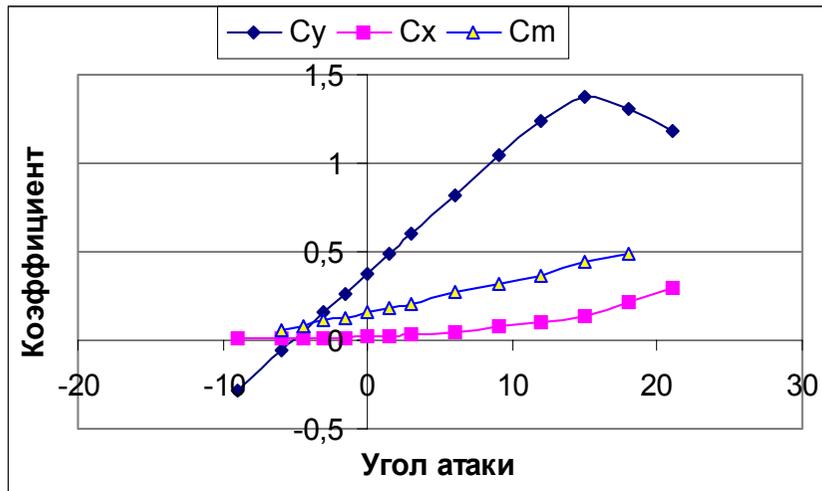


Профиль 35В

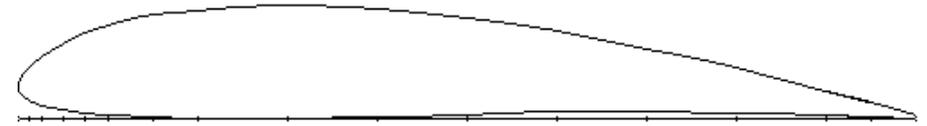


Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0,0276	0,0276	-9	-0,285	0,0158	
0,0125	0,0515	0,0103	-6	-0,062	0,0094	0,055
0,025	0,0611	0,0063	-4,5	0,044	0,0093	0,080
0,05	0,0752	0,0028	-3	0,157	0,0107	0,108
0,075	0,0865	0,0014	-1,5	0,263	0,0138	0,130
0,1	0,0945	0,0007	0	0,378	0,0174	0,156
0,15	0,1056	0	1,5	0,488	0,0231	0,180
0,2	0,1128	0,0005	3	0,603	0,0308	0,208
0,3	0,1176	0,0015	6	0,823	0,0497	0,268
0,4	0,1142	0,0028	9	1,045	0,0745	0,320
0,5	0,1033	0,0039	12	1,235	0,1030	0,365
0,6	0,0881	0,0045	15	1,374	0,1365	0,443
0,7	0,0708	0,0042	18	1,304	0,2140	0,485
0,8	0,0502	0,0035	21	1,181	0,2965	
0,9	0,0272	0,002				
0,95	0,015	0,0012				
1	0,0025	0				

Аэродинамические коэффициенты профиля 35B



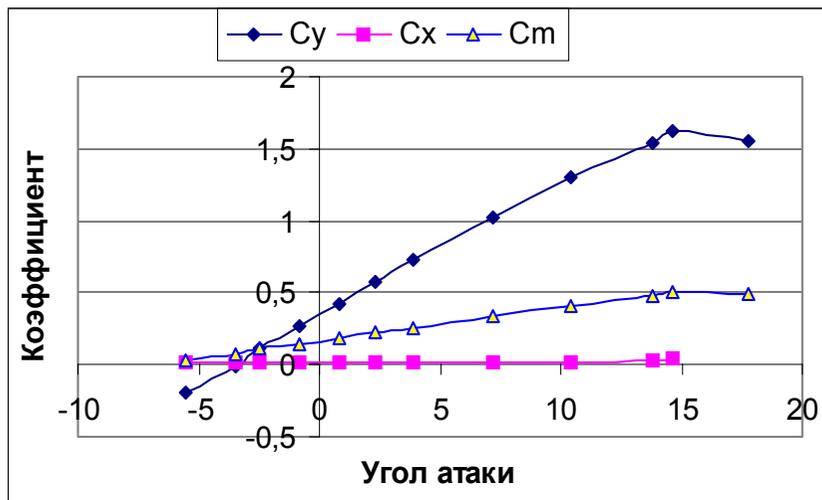
Профиль NAVY N60



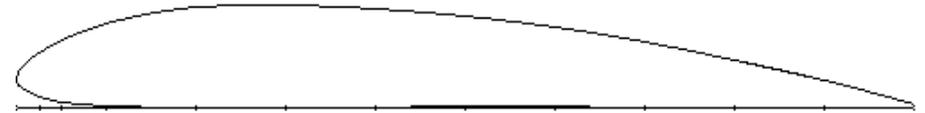
Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0,034	0,034	-5,5	-0,196	0,0117	0,033
0,0125	0,056	0,0191	-3,5	-0,006	0,0106	0,076
0,025	0,0676	0,0146	-2,5	0,114	0,0103	0,108
0,05	0,0824	0,0096	-0,8	0,267	0,0101	0,147
0,075	0,0933	0,0062	0,8	0,425	0,0099	0,185
0,1	0,1014	0,004	2,3	0,578	0,0105	0,224
0,15	0,1132	0,0015	3,9	0,731	0,0112	0,260
0,2	0,1188	0,0004	7,2	1,026	0,0138	0,336
0,3	0,1241	0,0004	10,4	1,301	0,0200	0,409
0,4	0,1203	0,0022	13,8	1,542	0,0313	0,471
0,5	0,1106	0,0048	14,6	1,616	0,0493	0,500
0,6	0,0955	0,0071	17,8	1,557		0,497
0,7	0,0766	0,0078				
0,8	0,055	0,0064				
0,9	0,0304	0,0037				
0,95	0,0172	0,0014				
1	0,004	0				

Примечание автора. Координаты верхней точки X=0.2 изменены с Y<sub>в</sub>=0.1148 на Y<sub>в</sub>=0.1188.

## Аэродинамические коэффициенты профиля NAVY N60



## Профиль N-10



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0,03	0,03				
0,025	0,0594	0,0114				
0,05	0,0738	0,0068				
0,1	0,0914	0,0026				
0,2	0,1096	0				
0,3	0,1124	0,0002				
0,4	0,1088	0,0006				
0,5	0,101	0,0012				
0,6	0,0874	0,0014				
0,7	0,0712	0,001				
0,8	0,051	0,0008				
0,9	0,0296	0,0004				
1	0,0034	0				

Профиль N-18



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0,0252	0,0252				
0,025	0,0575	0,0133				
0,05	0,0768	0,0077				
0,1	0,1004	0,002				
0,2	0,1136	0				
0,3	0,125	0,0001				
0,4	0,1208	0,0002				
0,5	0,1095	0,0001				
0,6	0,0942	0,0001				
0,7	0,0767	0				
0,8	0,0572	0,0012				
0,9	0,0347	0,002				
1	0,01	0,0098				

Профиль GA(W)-1

Суперкритический профиль разработанный американским аэродинамиком Уиткомбом для легких самолетов. Выгоден при скоростях более 300км/ч.

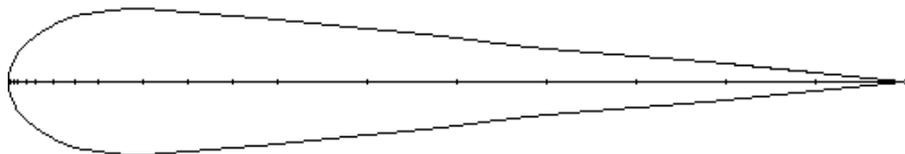
Острый носок предопределяет резкий срыв на больших углах атаки, а отогнутая вниз задняя кромка способствует повышению  $C_{y,max}$ .



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,002	0,013	-0,0097				
0,005	0,0204	-0,0144				
0,0125	0,0307	-0,0205				
0,025	0,0417	-0,0269				
0,0375	0,0497	-0,0319				
0,05	0,056	-0,0357				
0,075	0,0656	-0,0421				
0,1	0,0731	-0,047				
0,15	0,0841	-0,0543				
0,2	0,0921	-0,0593				
0,25	0,0978	-0,0627				
0,3	0,1017	-0,0645				
0,4	0,105	-0,0648				
0,5	0,1027	-0,0609				
0,6	0,0937	-0,0506				
0,7	0,0764	-0,0338				
0,8	0,0529	-0,0159				
0,9	0,0264	-0,0035				
0,95	0,0129	-0,0026				
1	0,0007	-0,0078				

## Профиль V-16 (16%)

Французский симметричный профиль, имеет очень тупой носок, очень близкое к нему расположение максимальной толщины, за счет чего достигается высокий максимальный коэффициент подъемной силы. Профиль применялся на спортивных самолетах КАП-21, КАП-230. Считался лучшим пилотажным профилем 80-х.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,0025	0,0162	-0,0162				
0,005	0,0226	-0,0226				
0,01	0,0313	-0,0313				
0,02	0,0428	-0,0428				
0,03	0,0509	-0,0509				
0,05	0,0622	-0,0622				
0,075	0,0711	-0,0711				
0,1	0,0765	-0,0765				
0,15	0,08	-0,08				
0,2	0,0766	-0,0766				
0,25	0,0718	-0,0718				
0,3	0,067	-0,067				
0,4	0,0575	-0,0575				
0,5	0,048	-0,048				
0,6	0,0365	-0,0365				
0,7	0,029	-0,029				
0,8	0,0195	-0,0195				
0,9	0,0099	-0,0099				
1	0,0004	-0,0004				

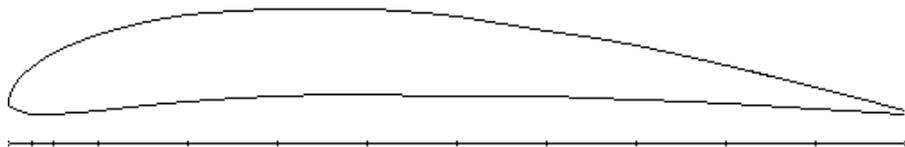
## Профиль MVA-123

Широко используется в моделях свободно летающих планеров.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>B</sub>	Y <sub>H</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0,045	0,045				
0,025	0,071	0,037				
0,05	0,084	0,041				
0,1	0,101	0,051				
0,2	0,119	0,063				
0,3	0,125	0,071				
0,4	0,125	0,071				
0,5	0,12	0,067				
0,6	0,111	0,061				
0,8	0,079	0,048				
1	0,037	0,035				

Профиль MVA-301



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0,043	0,043				
0,025	0,083	0,031				
0,05	0,099	0,033				
0,1	0,12	0,037				
0,2	0,142	0,046				
0,3	0,149	0,052				
0,4	0,147	0,054				
0,5	0,139	0,053				
0,6	0,125	0,052				
0,7	0,108	0,049				
0,8	0,086	0,043				
0,9	0,062	0,038				
1	0,035	0,032				

Профиль B-6358-b



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0,007	0,007				
0,0125	0,0233	0,0007				
0,025	0,034	0,0025				
0,05	0,0519	0,0083				
0,075	0,0653	0,0144				
0,1	0,0764	0,021				
0,15	0,0925	0,032				
0,2	0,102	0,041				
0,25	0,1082	0,048				
0,3	0,1109	0,0522				
0,4	0,1085	0,0551				
0,5	0,0992	0,0529				
0,6	0,0845	0,0473				
0,7	0,0667	0,0384				
0,8	0,0465	0,0275				
0,9	0,0251	0,0143				
1	0,0025	0				

Профиль В-8405-b



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0,01	0,01				
0,0125	0,0285	0				
0,025	0,039	0,001				
0,05	0,054	0,0035				
0,075	0,065	0,0055				
0,1	0,0745	0,0075				
0,15	0,086	0,011				
0,2	0,0935	0,014				
0,25	0,0975	0,018				
0,3	0,0995	0,021				
0,4	0,097	0,0255				
0,5	0,0895	0,029				
0,6	0,079	0,028				
0,7	0,0645	0,024				
0,8	0,0465	0,0185				
0,9	0,029	0,01				
0,95	0,0195	0,005				
1	0,007	0				

Профиль FX60-100/126/

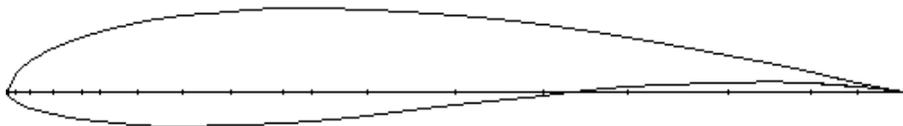
Профиль для рекордных планеров, разработанный профессором Ф.Вортманом (ФРГ), модификация профиля FX60-126.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,001	0,005	-0,0036				
0,0096	0,0146	-0,0075				
0,0265	0,0262	-0,0140				
0,0516	0,0385	-0,0173				
0,0842	0,0498	-0,0213				
0,1033	0,0550	-0,0228				
0,1464	0,0636	-0,0248				
0,1956	0,0709	-0,0255				
0,25	0,0755	-0,0246				
0,3086	0,0784	-0,0217				
0,3393	0,0787	-0,0198				
0,4024	0,0779	-0,0135				
0,5	0,0742	-0,0035				
0,5975	0,0655	0,0055				
0,6913	0,0543	0,0125				
0,8044	0,0370	0,0147				
0,8966	0,0208	0,0105				
0,9485	0,0105	0,0066				
1	0	0				

## Профиль FX60-126

Профиль для рекордных планеров, разработан профессором Ф.Вортманом (ФРГ). Последние три цифры - Относительная толщина профиля 12.6%



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,001	0,0036	-0,0047				
0,0096	0,0202	-0,0102				
0,0265	0,0344	-0,018				
0,0516	0,0481	-0,0248				
0,0842	0,0602	-0,0305				
0,1033	0,0659	-0,0326				
0,1464	0,0755	-0,036				
0,1956	0,0833	-0,0375				
0,25	0,0886	-0,0368				
0,3086	0,0913	-0,0339				
0,3393	0,0916	-0,0317				
0,4024	0,0904	-0,0255				
0,5	0,0842	-0,0142				
0,5975	0,074	-0,003				
0,6913	0,0604	0,0064				
0,8044	0,0406	0,0107				
0,8966	0,0218	0,0095				
0,9485	0,0108	0,0061				
1	0	0				

## Профиль МНТС-0,40 410

Профиль разработан румынским ученым Карафоли, для лопастей вентиляторов, но очень хорошо подходит для парящих моделей класса А-1, А-2.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,0125	0,012	-0,007				
0,025	0,0183	-0,0083				
0,05	0,0281	-0,0088				
0,1	0,0433	-0,0069				
0,15	0,0549	-0,0037				
0,2	0,064	-0,0006				
0,25	0,071	0,0035				
0,3	0,0761	0,0071				
0,35	0,0795	0,0104				
0,4	0,0812	0,0135				
0,5	0,0802	0,0184				
0,6	0,0735	0,0214				
0,7	0,0619	0,0217				
0,8	0,0456	0,0184				
0,9	0,0251	0,0114				
1	0	0				

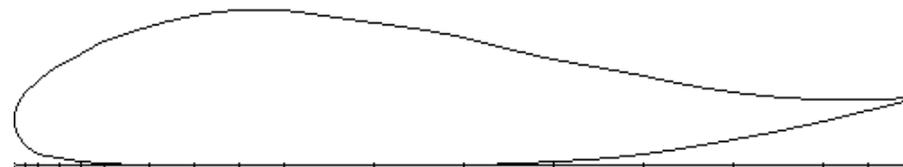
Профиль **Gettingen-495M**

Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0,0120	0,0120				
0,0125	0,0260	0,0055				
0,025	0,0328	0,0042				
0,05	0,0430	0,0030				
0,075	0,0505	0,0035				
0,1	0,0562	0,0048				
0,15	0,0658	0,0092				
0,2	0,0726	0,0134				
0,3	0,0815	0,0215				
0,4	0,0838	0,0280				
0,5	0,0803	0,0317				
0,6	0,0721	0,0329				
0,7	0,0597	0,0303				
0,8	0,0435	0,0235				
0,9	0,0243	0,0127				
0,95	0,0126	0,0069				
1	0	0				

## S – Образные профили.

Профиль **F-2**

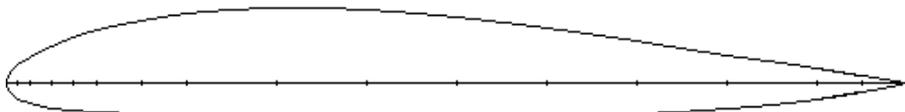
S-образный профиль, используемый в самолетах летающее крыло.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0,050	0,050				
0,0125	0,080	0,022				
0,025	0,092	0,012				
0,05	0,115	0,007				
0,075	0,122	0,003				
0,1	0,135	0,002				
0,15	0,153	0				
0,2	0,165	0				
0,25	0,170	0				
0,3	0,170	0				
0,4	0,155	0				
0,5	0,139	0,001				
0,6	0,115	0,005				
0,7	0,098	0,013				
0,8	0,080	0,029				
0,9	0,073	0,048				
0,95	0,072	0,060				
1	0,074	0,072				

## Профиль NASA M-6

S-образный профиль, используемый в самолетах летающее крыло.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,0125	0,0197	-0,0176				
0,025	0,0281	-0,0220				
0,05	0,0403	-0,0273				
0,075	0,0494	-0,0303				
0,1	0,0571	-0,0324				
0,15	0,0682	-0,0347				
0,2	0,0765	-0,0362				
0,3	0,0822	-0,0379				
0,4	0,0805	-0,0396				
0,5	0,0726	-0,0394				
0,6	0,0603	-0,0382				
0,7	0,0458	-0,0348				
0,8	0,0306	-0,0283				
0,9	0,0155	-0,0177				
0,95	0,0088	-0,0108				
1	0	0				

Профиль NASA-2R<sub>2</sub>-12

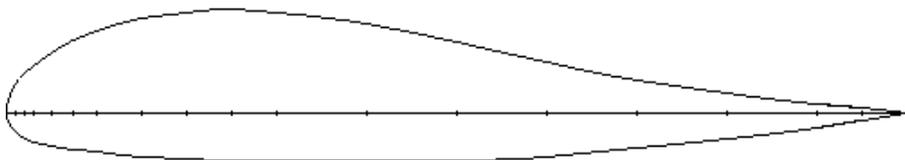
Профиль NASA-2R<sub>2</sub>-12, разработан в NASA, в конце 30-х годов, для бесхвостных самолетов. Имеет очень незначительное изменение центра давления, при изменении угла атаки.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_x$	$C_m$
0	0	0				
0,0125	0,0224	-0,0157				
0,025	0,0310	-0,0217				
0,05	0,0429	-0,0286				
0,075	0,0516	-0,0328				
0,1	0,0584	-0,0357				
0,15	0,0682	-0,0388				
0,2	0,0747	-0,0402				
0,25	0,0782	-0,0406				
0,3	0,0798	-0,0402				
0,4	0,0776	-0,0384				
0,5	0,0703	-0,0355				
0,6	0,0594	-0,0318				
0,7	0,0461	-0,0272				
0,8	0,0316	-0,0210				
0,9	0,0163	-0,0126				
0,95	0,0087	-0,0074				
1	0	0				

## Профиль К-3

Профиль разработан И.Костенко.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,01	0,0317	-0,0198				
0,02	0,0437	-0,0275				
0,03	0,0528	-0,0317				
0,05	0,0666	-0,0369				
0,075	0,0794	-0,0406				
0,1	0,0900	-0,0429				
0,15	0,1031	-0,0472				
0,2	0,1103	-0,0502				
0,25	0,1132	-0,0512				
0,3	0,1103	-0,0516				
0,4	0,0972	-0,0524				
0,5	0,0786	-0,0513				
0,6	0,0556	-0,0476				
0,7	0,0357	-0,0389				
0,8	0,0218	-0,0278				
0,9	0,0108	-0,0151				
0,95	0,0054	-0,0079				
1	0	0				

## Профиль DFS-761

S-образный профиль, используемый в самолетах летающее крыло.



Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Y <sub>в</sub>	Y <sub>н</sub>	$\alpha^\circ$	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>
0	0	0				
0,025	0,0349	-0,0247				
0,05	0,0472	-0,0325				
0,075	0,0560	-0,0373				
0,1	0,0622	-0,0410				
0,15	0,0710	-0,0454				
0,2	0,0756	-0,0464				
0,25	0,0785	-0,0470				
0,3	0,0792	-0,0472				
0,4	0,0738	-0,0470				
0,5	0,0638	-0,0431				
0,6	0,0529	-0,0380				
0,7	0,0399	-0,0318				
0,8	0,0280	-0,0236				
0,9	0,0136	-0,0122				
0,95	0,0065	-0,0062				
1	0	0				