

## Аэродинамика исторического самолета «Анатра-2»

*Национальный авиационный университет*

**Вступление.** Интерес к самолетам прошлого возрождается во всем мире. В 2005 году издаются в С. Петербурге исследования по восстановлению проекта самолета биплана Фармана [1]. В 2006 году проводятся международные натурные чтения, посвященные полетам Сикорского И.И. и творческому наследию российских авиаторов [2].

Украинские авиаторы, специалисты предприятия «Одесавиаремсервис», проводят исследования по истории завода «анатра» в г. Одессе и собирают данные по характеристикам самолетов, которые серийно (до 1000 штук) изготавливались в 1911-1918 гг.

В архивах Одессы и Москвы обнаружены чертежи самолетов «Анатра», данных о профилях крыла и аэродинамических характеристиках найдено не было. Инициатива воссоздания самолета «Анатра» была поддержана в Национальном авиационном университете. На его территории сооружен памятник самолету в натуральную величину, такой же макет изготовлен для Государственного музея авиации в г. Киеве. Исследования и определения аэродинамических характеристик самолета «Анатра» проведены специалистами аэродинамиками НАУ. Строительство самолета сопровождалось КБ нестационарных проектов Аэрокосмического института НАУ.

### **Постановка задания.**

На заводе «Анатра» (ныне одесское авиационно – ремонтное предприятие «Одесавиаремсервис») 100 лет назад серийно начали изготовление самолетов типа «Анатра». Производительность изготовления самолетов достигала 50 единиц в месяц.

Первый самолет «Анатра» был выпущен в мае 1915 года. Правительство заказало 400 самолетов типа «Анатра - Д» для народных авиаторов. За 1916 – 1917 гг. было построено 225 самолетов, которые воевали на фронтах Первой Мировой войны, а в последствии участвовали в гражданской войне в России как на стороне «красных» так и «белых» [1]. У молодой Украинской республики в 1918 г. было 35 самолетов «Анатра» - «Анаде». За 1914 – 1917 гг было выпущено 1100 самолетов, т.е. около 100 самолетов в месяц.

Известны характеристики этих самолетов (Рис. 1):

- размах крыльев 11,5 м
- длина 7,2 м
- высота 3,1 м
- площадь крыла 35 м<sup>2</sup>
- масса без нагрузки 525 кг
- нагрузка 350 кг
- горючее 175 л
- масло 30 л.

Экипаж состоит из 2-х человек.

Аэродинамические характеристики позволили самолету подняться на высоту 1500 м за 27 минут, а на высоту 2000 м за 42 минуты. Скорость

горизонтального полета достигала 115 км/ч, разбег не более 80 м, пробег также не более 80 м. Мощность двигателя 100 л.с.

К сожалению, при общих данных о самолетах «Анатра» не сохранились сведения о его аэродинамических характеристиках, профилях крыла, горизонтального и вертикального оперения. Известно, что инженер Туполев А.Н. занимался расчетом аэродинамики этих самолетов, а оппонентом был Н.Е. Жуковский. Спустя век аэродинамикой самолета «Анатра - 2» занялись в КБ нетрадиционного проектирования аэрокосмического института НАУ.

#### АНАСАЛЬ

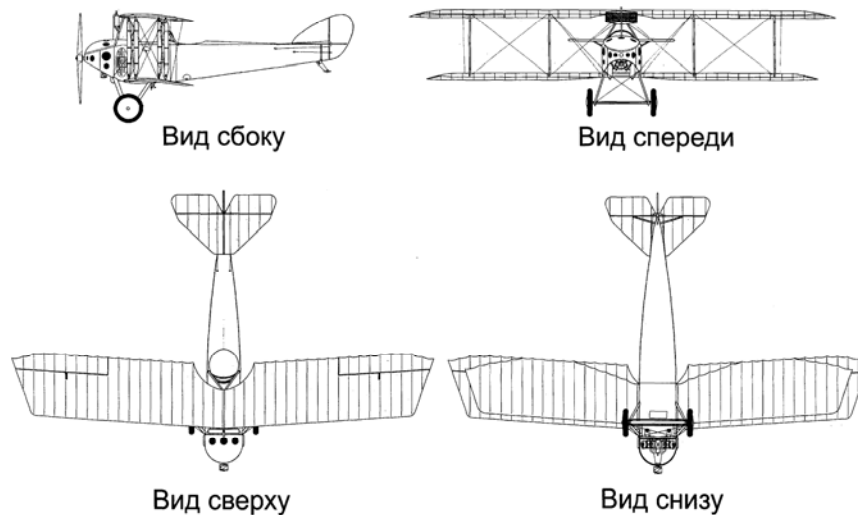


Рис. 1

#### Выбор профиля крыла самолета «Анатра - 2»

Специалистами предприятия «Одесавиаремсервис» были обнаружены в архивах чертежи самолетов, производимых заводом «Анатра» (рис. 2).

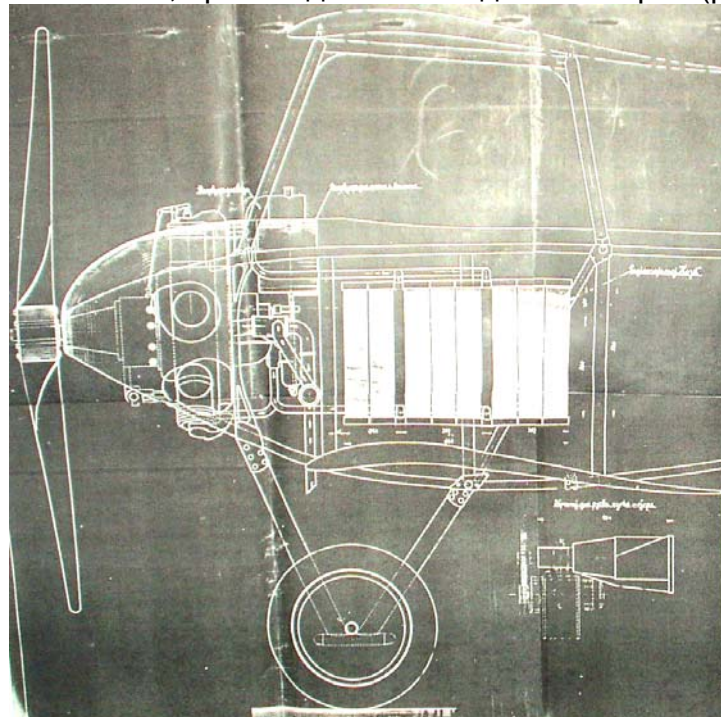


Рис. 2

Профиль крыла на Рис. 2 оказался идентичным профилю Блерио. Аэродинамические характеристики профиля Блерио стали известны благодаря найденному у букинистов фолианту Эйфеля (рис. 3), изданному в 1912 году [6].

# DER LUFTWIDERSTAND UND DER FLUG

VERSUCHE  
im Laboratorium des Marsfeldes ausgeführt

von  
**G. EIFFEL,**  
Früherem Präsidenten der Société des Ingénieurs civils de France

Nach der zweiten durchgesehenen und vermehrten Auflage

übersetzt von  
**Dr. FRITZ HUTH,**  
I. Vorsitzenden des Reichsfliegervereins.



BERLIN W 62  
RICHARD CARL SCHMIDT & Co.  
1912

Рис. 3

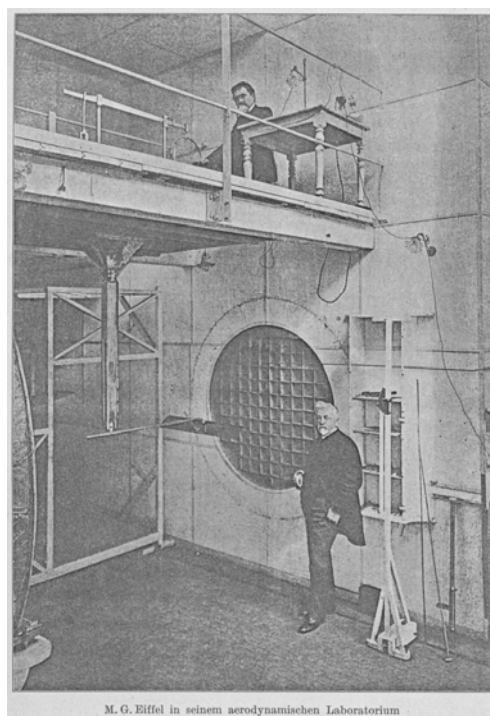


Рис. 4

Эйфель создал аэродинамическую лабораторию, в которой проводил исследования аэродинамических характеристик различных тел и аэродинамических профилей (рис. 4). В фолианте приведены аэродинамические характеристики 14 различных профилей.

Начиная от плоской пластины до телесных профилей типа Блерио. На рис. 5 изображены геометрические параметры профиля Блерио, а на рис. 6 модель испытываемого крыла.

## Geometrische Zeichnung des Flügels.

Maßstab  $\frac{1}{2}$

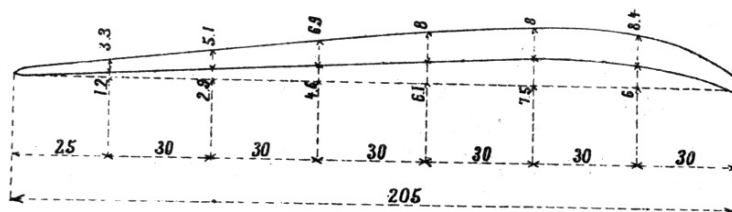


Рис. 5

**Aufriß des Flügels.**

Maßstab  $1/10$

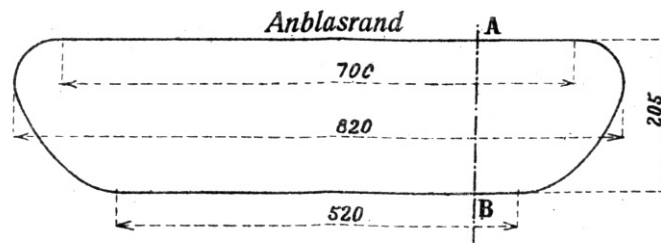


Рис. 6

В таблице 1, изображенной в оригинале, приведены: зависимости от угла атаки положения центра давления  $S$ ; результирующей аэродинамической силы  $R_j$  в кг при скорости 10 м/с; коэффициента результирующей силы  $K_1 = R_j/SV^2$ ; коэффициента сопротивления  $K_x = x/SV^2$ ; коэффициента подъемной силы  $K_y = y/SV^2$ ; аэродинамическое качество  $K_x/K_y$ ; угол наклона результирующей аэродинамической силы относительно оси, перпендикулярной вектору скорости. В результате продувок модели крыла рис. 6 получены аэродинамические характеристики, приведенные на рис. 7 – 11.

Таблица 1

**Flügel Nr. 13a, nach Blériot Nr. 11a (Ostrundflugtyp).**

Grundgrößen der Resultierenden	Neigungen zwischen Sehne und Wind						
	0°	3°	6°	9°	12°	15°	20°
Entfernungen des Druckmittelpunktes vom Angriffsrand in cm . . . . .	10,0	8,0	6,4	6,2	6,0	5,8	6,4
Resultierende $R_j$ in kg für einen Wind von 10 m/sec . . . . .	0,170	0,405	0,592	0,769	0,895	1,020	1,106
Koeffizienten $K_1$ des Gesamtwiderstandes . . . . .	0,0109	0,0260	0,0380	0,0492	0,0575	0,0655	0,0710
Koeffizienten $K_x$ der wagerechten Komponenten . . . . .	0,0025	0,0020	0,0030	0,0050	0,0078	0,0114	0,0185
Koeffizienten $K_y$ der senkrechten Komponenten . . . . .	0,0106	0,0259	0,0380	0,0490	0,0570	0,0645	0,0685
Verhältnisse $\frac{K_x}{K_y}$ . . . . .	0,23	0,08	0,08	0,10	0,135	0,175	0,27
Winkel $\theta$ zwischen der Resultierenden und der Senkrechten . . . . .	13°2	4°5	4°6	5°8	7°8	10°0	15°1

Измерение коэффициентов подъемной силы и сопротивления в зависимости от угла атаки приведено на рис. 9. На рис. 10 приведены кривые измерения аэродинамического качества и угла наклона результирующей аэродинамической силы в зависимости от угла атаки. Распределение давления по хорде крыла приведено на рис. 11.

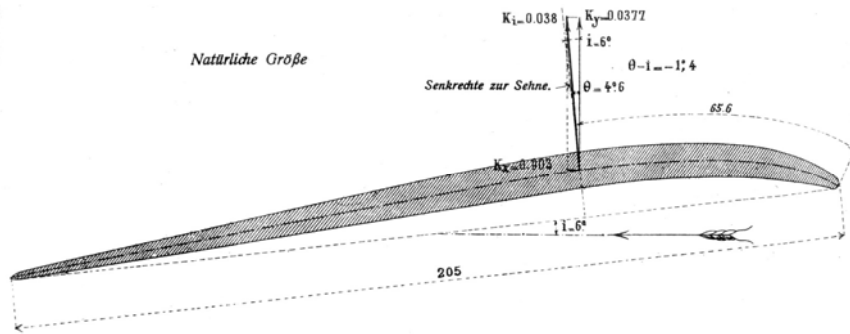


Рис. 7

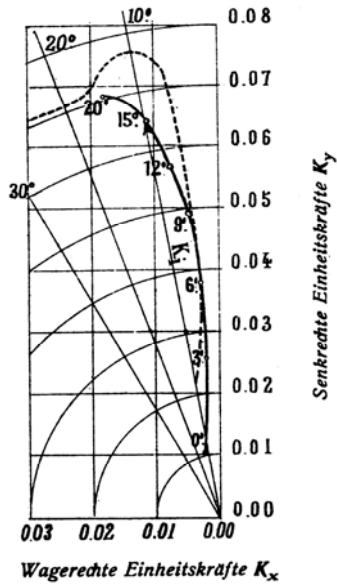


Рис. 8

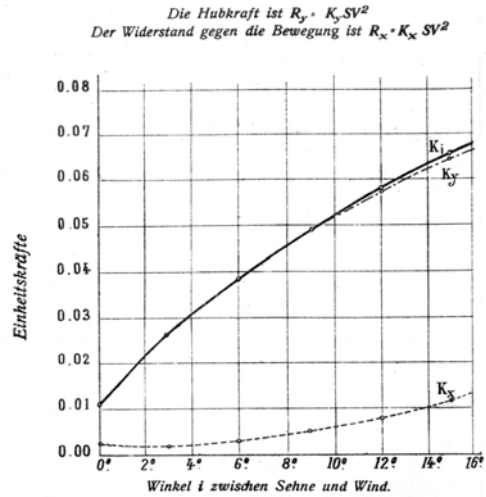


Рис. 9

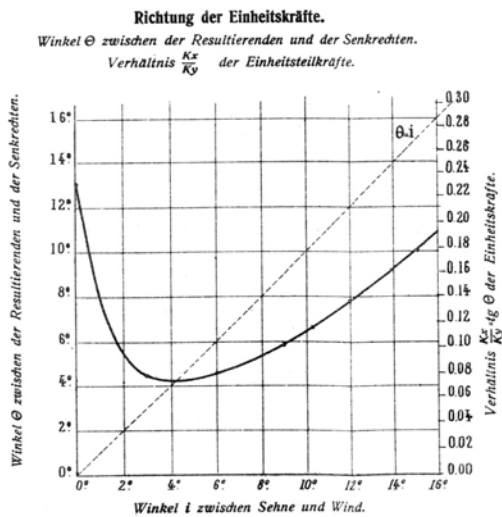


Рис. 10

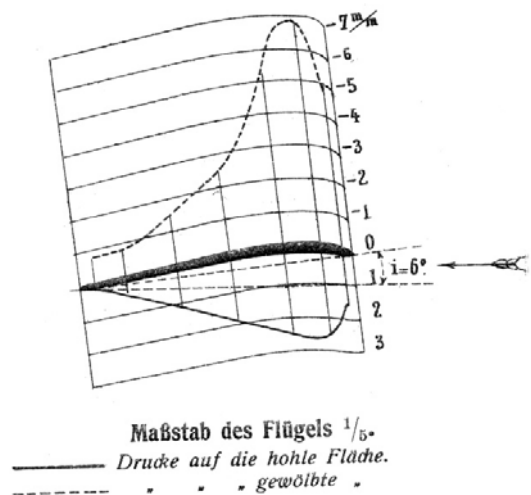


Рис. 11

### Определение геометрических характеристик крыла самолета «Антра - 2»

В соответствии с техническим заданием по историческим прототипам были определены характеристики крыльев бипланной коробки самолета:

- площадь верхнего крыла  $S_1 = 18,55 \text{ м}^2$ ;

- площадь нижнего крыла  $S_2 = 14,59 \text{ м}^2$ ;
- площадь подфюзеляжной части крыла  $S_{\text{пф}} = 1,3 \text{ м}^2$ ;
- размах верхнего крыла  $l_1 = 11,42 \text{ м}$ ;
- размах нижнего крыла  $l_2 = 10,3 \text{ м}$ ;
- удлинение верхнего крыла  $\lambda_1 = 7,127$ ;
- удлинение нижнего крыла  $\lambda_2 = 7,127$ ;
- средняя аэродинамическая хорда верхнего крыла  $b_1 = 1,61 \text{ м}$ , нижнего крыла  $b_2 = 1,41 \text{ м}$ ;
- средняя аэродинамическая хорда бипланной коробки

$$b_{\text{ср}} = \frac{S_1 \cdot b_1 + S_2 \cdot b_2}{S_1 + S_2} = 1,52 \text{ м} .$$

Определение характеристики изолированного крыла производилось путем пересчета продувки эталонного крыла, приведенных в монографии Эйфеля [6] для профиля Блерио (таблица 1).

### Расчет подъемной силы и сопротивления самолета «Анатра - 2»

Значение коэффициента подъемной силы крыльев определялся по формуле

$$\tilde{N}_{\tilde{\alpha}_{(1,2)}} = \tilde{N}_{\tilde{\alpha}_{\text{эф}}} \cdot \cos^2 \chi$$

где  $\chi$  – угол стреловидности крыльев ( $\chi = 8^\circ$ ).

Угол атаки определялся по формуле [4]

$$\alpha_1 = \alpha_{\text{эф}} + \frac{\tilde{N}_{\tilde{\alpha}_{\text{эф}}}(\alpha_{\text{эф}})}{\pi} \left( \frac{1 + \tau_1}{\lambda_1} - \frac{1 + \tau_{\text{эф}}}{\lambda_{\text{эф}}} \right) .$$

Коэффициент лобового сопротивления получен по зависимости

$$\tilde{N}_{\tilde{\alpha}_{1,2}} = \left[ \tilde{N}_{\tilde{\alpha}_{\text{эф}}} + \frac{\tilde{N}_{\tilde{\alpha}_{(1,2)}}^2}{\pi} \left( \frac{1 + \theta_1}{\lambda_1} - \frac{1 + \theta_{\text{эф}}}{\lambda_{\text{эф}}} \right) \right] \cdot \cos^3 \lambda + \Delta C_{x_{\text{эф}}},$$

где  $\tau_1, \tau_{\text{эф}}, \theta_1, \theta_{\text{эф}}$  - коэффициенты, учитывающие влияние формы крыла в плане [7].

$\Delta C_{x_{\text{эф}}}$  - приращение лобового сопротивления за счет выреза, определялось по данным работы [8]

$$\Delta C_{x_{\text{эф}}} = 6,9 \cdot 10^{-3} \tilde{N}_{\tilde{\alpha}_1}^2 .$$

Сопротивление интерференции нижнего крыла и фюзеляжа прямоугольного сечения по данным [5] равно  $\Delta \tilde{N}_{\tilde{\alpha}_{\text{эф}}} = 0,364$ .

Сопротивления элементов самолета «Анатра - 2» приведены в таблице 2.

Суммарный коэффициент аэродинамического сопротивления элементов самолета, отнесенный к площади бипланной коробки, выражается полиномом:

$$\tilde{N}_{\tilde{\alpha}_x} = 0,0266 + 1,36 \cdot 10^{-5} \alpha + 1,76 \cdot 10^{-4} \alpha^2 .$$

Полное сопротивление самолета состоит из суммы сопротивления бипланной коробки [9] и сопротивления элементов. Коэффициент сопротивления вычисляется по формуле

$$\tilde{N}_\phi = \tilde{N}_\phi \cdot \hat{e}_{\phi=1,5}(\alpha) + \tilde{N}_{\tilde{\alpha}_x} ,$$

где  $\phi$  - угол установки крыла определен по условию полета -  $\phi = 1,5^\circ$ .

Коэффициент подъемной силы вычисляется по зависимости

Таблица 2

Элемент аэродинамического сопротивления	Коэффициент аэродинамического сопротивления, отнес. к собственной площади	Относительная характеристическая площадь элемента $S_{\text{од}}/S_{\Sigma}$	Коэффициент аэродинамического сопротивления элемента, отнесенный к $S_{\Sigma}$ с учетом $\tilde{N}_{\alpha_x} + i$	Количество элементов, $l$	Коэффициент аэродинамического сопротивления группы однотипных элементов $i \cdot \tilde{N}_{\alpha_x} + i$
Фюзеляж	$f(\alpha)$	0,0378	$0,0029 + 1,36 \cdot 10^{-5}\alpha + 5,7 \cdot 10^{-6}\alpha^2$	1	$0,0029 + 1,36 \cdot 10^{-5}\alpha + 5,7 \cdot 10^{-6}\alpha^2$
Стойка бипланной коробки	0,249	0,00248	$0,00062 + 0,00003$	8	0,0052
Стойки 1, 2 центро-планной коробки:					
Стойка 1	0,235	0,000764	$0,00021 + 0,000045$	2	0,00047
Стойка 2	0,225	0,000764	$0,00019 + 0,000045$	2	0,00043
Подкос стабилизатора	0,24	0,00067	0,00020	2	0,0004
Расчалки бипланной коробки:					
поперечные	1,14	0,000257	0,000324	32	0,0104
боковые	1,14	0,000163	0,0002	8	0,0016
Проводка электронная $d = 2$ мм					
РВ	1,24	0,000115	0,00014	4	0,00056
РН	$Cf(Re)$	0,0003	$1 \cdot 10^{-5}$	6	$6 \cdot 10^{-5}$
Шасси основного типа «пирамида»					
костыль $d_{\text{прив}} \approx 8$ см	0,34	0,0114	0,00385	1	0,00385
	0,56	0,0006	0,00037	1	0,00037
Горизонтальное оперение	$0,0071 + 0,323\alpha^2$	0,1	$7,1 \cdot 10^{-4} + 1,7 \cdot 10^{-4}\alpha^2$	1	$7,1 \cdot 10^{-4} + 1,7 \cdot 10^{-4}\alpha^2$
Вертикальное оперение	0,007	0,052	0,00036	1	0,00036
Щели: элерон + РВ					
РН	-	-	-	-	$3 \cdot 10^{-6}$
продольные и поперечные	2,5	-	0,0002	2	$4 \cdot 10^{-5}$

$$\tilde{N}_{\delta} = \tilde{N}_{\delta} \cdot \hat{e}_{\phi=1,5}(\alpha) + \tilde{N}_{\alpha_x}(\alpha).$$

Зависимости  $\tilde{N}_{\delta} = f(\alpha)$  и поляры  $\tilde{N}_{\delta} = f(\alpha)$  приведены на рис. 12, 13.

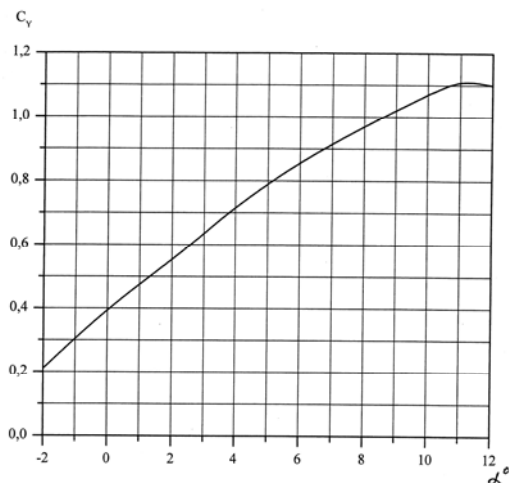


Рис. 12

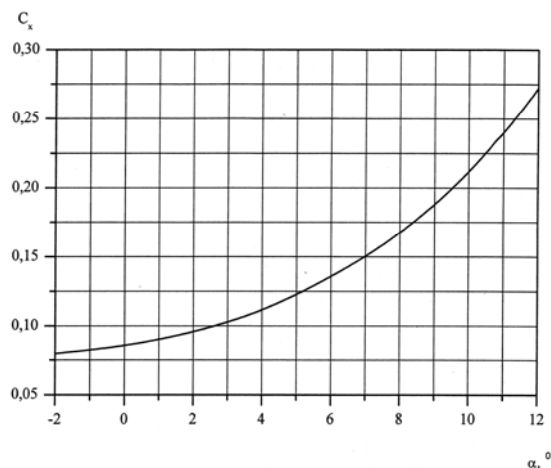


Рис. 13

Полученные аэродинамические характеристики уточнялись по продувкам модели самолета в аэродинамической трубе и подтвердились в результате летных аэродинамических испытаний.

### Список литературы

1. Галли Г.В. Биплан Фармана (чертежи и описание) С.Петербург 2005. 133 с.
2. Петербург – колыбель российской авиации. Доклады секции истории авиации. С. Петербург 2006 г, 510 с.
3. Полет сквозь столетие. Под ред. Юханова В.В. – Харьков: Майдан, 2005.- 224 с.
4. Самолеты «Анатра». Журнал «Авиа Мастер» 5.2000. 8 – 25.
5. Нахапетов В.Н., Тищенко В.Ю., Шевченко А.М. Полет сквозь столетие (очерки истории завода). Харьков: Изд. «Майдан» 2005 г. 221 с.
6. GEIFFEN “Der huft widerstand und der Fung”. Berlin W62, 1912, 237 p.
7. Лебедев А.А., Стратова И.В., Сахаров Г.И. Аэромеханика самолета М.; Оборона, 1955.
8. Sighard F., Harher “Fluid dynamic drag” Practical information in aerodynamic drag and hydrodynamic resistance. 1965
9. Горянов А.А. редактор Справочник авиаконструктора т 1. Аэродинамика самолета. М.; ЦАГИ, 1937.

Рецензент: зав. каф. С.О. Ищенко, Национальный авиационный университет, Киев.