

# EAA

FILIAL 722

**Argentina**

EXPERIMENTALES AERONAVES ASOCIACION  
EXPERIMENTAL AIRCRAFT ASSOCIATION



**SIDEWINDER**

**15**

**ELIJA SU PERFIL**

## Criterio para la selección de un perfil

Un mismo perfil no puede proporcionar, a la vez, una resistencia mínima al avance ( $C_{x0 \text{ min.}}$ ) que sea pequeña, una gran sustentación ( $C_z \text{ max.}$ ) y un coeficiente  $C_{M0}$  pequeño. Por lo cual no puede haber una regla general para la elección de un perfil.

Frecuentemente se ha considerado como base para hacerlo que la relación  $\frac{C_z \text{ max.}}{C_{x0 \text{ min.}}}$  sea la mayor posible. Pero también es muy importante conocer los valores del *rendimiento aerodinámico*:  $\beta = \frac{C_z}{C_x}$  [V-69] y de la llamada *cualidad sustentadora*:  $b = \frac{C_z^{3/2}}{C_x}$  [V-70], así como de otras características, de las que dependen determinadas propiedades aerodinámicas.

Hemos visto cómo influyen los parámetros del perfil en buen número de las cualidades de los perfiles. Teniendo a mano los catálogos de perfiles elaborados por los laboratorios aerodinámicos no es difícil encontrar un grupo de perfiles que cumplan, en cada caso, con las especificaciones que se desean. Estas especificaciones varían, para cada avión que se proyecta, según el empleo previsto para el mismo, por lo que la selección de un perfil depende de un cierto número de factores. Los más importantes son:

1. Condiciones estructurales.
2. Coeficiente máximo de sustentación,  $C_z \text{ max.}$
3. Coeficiente mínimo de resistencia al avance,  $C_{x0 \text{ min.}}$
4. Relación  $\frac{C_z \text{ max.}}{C_{x0 \text{ min.}}}$ .
5. Coeficiente del momento de cabeceo para la sustentación nula,  $C_{M0}$ .
6. Rendimiento aerodinámico máximo:

$$\beta_{\text{max.}} = \frac{C_z}{C_x} \text{ max.}$$

7. Valor de  $C_z$  para  $\beta_{\max}$ .
8. Valor de  $C_z$  para  $C_{x0 \min}$ .
9. Cualidad sustentadora máxima:  $b_{\max} = \frac{C_z^{\frac{3}{2}}}{C_x}_{\max}$ .
10. Forma de la cúspide o cresta de la curva del coeficiente de sustentación.

\*

1. *Condiciones estructurales.* El sistema sustentador o célula sustentadora de un avión es, esencialmente, una estructura que trabaja a la flexión, bajo la acción de las reacciones del aire. Estas reacciones son mucho más importantes en el sentido normal a la cuerda del perfil que paralelamente a dicha cuerda. En consecuencia, convendría que estas estructuras tuvieran la mayor altura posible, para tener un gran momento de inercia.

En los aviones biplanos o sesquiplanos esto es fácil de conseguir, considerando como una sola viga el conjunto de las dos alas, pero en cambio el *rendimiento aerodinámico* es bastante inferior, por la disminución de la *sustentación*, debida a la interacción de las alas (como puede verse al tratar del biplano) y por el aumento de la *resistencia al avance*, debido a los montantes, tornapuntas y tirantes.

En la actualidad todos los aviones importantes son monoplanos, o de una sola ala, la cual tiene un espesor suficiente para alojar en su interior armaduras de la altura necesaria para que el ala trabaje como las vigas en voladizo o *cantilever*. Sin embargo, un *espesor relativo* demasiado grande puede estar contrarrestado (y con frecuencia lo está) por consideraciones aerodinámicas, ya que el *rendimiento aerodinámico* suele ser menor cuanto mayor es el *espesor relativo* del perfil, dentro de cada familia de perfiles.

Dentro de los perfiles estudiados, se ha visto que, en general y salvo casos especiales, ofrecen grandes ventajas,

en la aviación subsónica, los que tienen un *espesor relativo* del 12%.

Otra consideración estructural importante es el desplazamiento del *centro de presión*. Es preciso calcular la estructura para todos los casos de vuelo, desde el caso del vuelo horizontal a la *velocidad máxima* al nivel del mar, en el que el *centro de presión* está en su posición más retrasada, hasta el de *sustentación máxima*, en el que el *centro de presión* está en su posición más avanzada (para los perfiles corrientes). El peso de la estructura será tanto más reducido cuanto menor sea el desplazamiento del centro de presión.

2. *Coefficiente máximo de sustentación*. Cuanto mayor sea el  $C_z \text{ max.}$  tanto menor podrá ser la velocidad de aterrizaje.

Efectivamente, sabemos que:

$$Z = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$$

En el momento de tomar tierra se buscará que el coeficiente  $C_z$  sea máximo, y la sustentación obtenida deberá equilibrarse con el peso  $G$  del avión. La fórmula será:

$$G = C_z \text{ max.} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$$

y como  $G$ ,  $S$  y  $\rho$  son constantes para un caso dado, vemos que cuanto mayor sea  $C_z \text{ max.}$ , más pequeña será la velocidad  $V$ .

La velocidad mínima será, pues:

$$V_{\text{min.}} = \sqrt{\frac{G}{\frac{\rho}{2} \cdot S \cdot C_z \text{ max.}}}$$

y, para el nivel del mar  $\left(\frac{\rho}{2} = \frac{1}{16}\right)$ :

$$V_{\min.} = \sqrt{\frac{16 \cdot G}{S \cdot C_{z \max.}}} = 4 \sqrt{\frac{G}{S \cdot C_{z \max.}}}$$

Como  $\frac{G}{S}$  es la carga por metro cuadrado de la superficie sustentadora, y esta carga es muy elevada en los aviones modernos, no puede conseguirse, en éstos, una velocidad de aterrizaje admisible, por grande que sea el valor de  $C_{z \max.}$ . Es preciso, por ello, utilizar *sistemas de hipersustentación*.

3. *Coefficiente mínimo de resistencia al avance.* Para las grandes velocidades, la resistencia al avance es casi la del perfil.

Hemos visto que el  $C_{x0 \min.}$  depende principalmente del espesor relativo del perfil, por lo cual, desde este punto de vista, serían aconsejables los perfiles delgados, o sea con pequeño espesor relativo, pero, aparte de estar esto en oposición a lo exigido por las condiciones estructurales, el  $C_{z \max.}$  sería relativamente pequeño y la velocidad de aterrizaje sería grande. Por esto suele buscarse un perfil que, dentro de los espesores relativos más convenientes, tenga el menor  $C_{x0 \min.}$ .

4. *Relación  $\frac{C_{z \max.}}{C_{x0 \min.}}$ .* Como consecuencia de lo anterior, se ve la ventaja de utilizar un perfil en el que la relación  $\frac{C_{z \max.}}{C_{x0 \min.}}$  sea la mayor posible, ya que permitirá una velocidad de aterrizaje no excesiva al mismo tiempo que una velocidad máxima de consideración.

Llamando  $C_{xc}$  al coeficiente de resistencia al avance para la *velocidad de crucero*, se ve que, singularmente en los aviones de transporte, será muy interesante conocer el valor de  $\frac{C_{z \max.}}{C_{xc}}$ . La velocidad de crucero está bastante próxima a la que se obtiene con el  $C_{x0 \min.}$

5. *Coefficiente  $C_{M0}$ .* Ya hemos dicho que, desde el punto de vista estructural, nos conviene que la variación del *centro de presión* sea la menor posible, para lo cual será necesario que  $C_{M0}$  sea pequeño, ya que:

$$C_n = k - \frac{C_{M0}}{C_z}$$

(tomándose normalmente  $k = 0.25$ ). Un medio de conseguirlo sería utilizar perfiles con línea mediana de doble curvatura, pero en éstos la resistencia al avance es mayor y no podrían conseguirse con ellos grandes velocidades.

También podría obtenerse utilizando perfiles con pequeña curvatura, pero en éstos el  $C_{z \text{ max.}}$  se reduciría bastante, dando lugar a grandes velocidades de aterrizaje. Para corregir esto, pueden servir también los *sistemas de hipersustentación*.

6. *Rendimiento aerodinámico máximo.* Como veremos al estudiar el avión completo, el valor máximo de  $\beta$  permite obtener la velocidad máxima en vuelo normal a la altitud de utilización, para un avión en el que el peso, la potencia, la superficie sustentadora y las resistencias pasivas, son determinados. El valor de  $\beta_{\text{max.}}$  también nos indica el *ángulo de planeo máximo*, y el *máximo radio de acción*.

7. *Valor de  $C_z$  para  $\beta_{\text{max.}}$*  En ocasiones será conveniente conocer el valor de  $C_z$  que corresponde al  $\beta_{\text{max.}}$

Experimentalmente se ha visto que, en los perfiles clásicos, el  $C_z$  de vuelo normal a la velocidad máxima es aproximadamente  $\frac{1}{8}$  del  $C_{z \text{ max.}}$

8. *Valor de  $C_z$  para  $C_{x0 \text{ min.}}$*  Este valor es función de la *curvatura máxima* y del *espesor*, y es prácticamente independiente de la situación de la *flecha máxima* de la línea mediana. El valor de  $C_z$  es mayor cuando aumenta la curvatura máxima y cuando disminuye el espesor relativo.

En la mayor parte de los perfiles clásicos que se utilizan, el valor de  $C_z$  oscila entre 0.1 y 0.3 (para  $C_{x0 \text{ min.}}$ ), por lo que es frecuente proceder al revés, calculando el valor de

$C_x$  para pequeñas sustentaciones como las indicadas.

9. *Cualidad sustentadora máxima.* Como veremos en el capítulo siguiente, con el ángulo de ataque correspondiente a este valor se obtienen: el régimen de vuelo de *potencia mínima*, el *techo máximo* y la *máxima velocidad de subida*.

Al estudiar los perfiles se observa que, para obtener un valor máximo de la cualidad sustentadora  $b$ , se necesitan perfiles con mayor espesor relativo que para obtener el valor máximo de  $\beta$ , y, por tanto, serán poco adecuados para grandes velocidades.

En cambio, un valor máximo de  $b$  será necesario para aviones en los que se desee una *gran duración de vuelo*, por utilizar menor potencia y ser más reducido el consumo de combustible.

La experiencia enseña que, en general, el  $C_z$  correspondiente a  $b_{\max}$  es, aproximadamente,  $\frac{2}{3}$  del  $C_{z \max}$ . Por ello, convendrá elegir el perfil que tenga mayor rendimiento aerodinámico para un  $C_z$  igual a los  $\frac{2}{3}$  del  $C_{z \max}$ .

10. *Forma de la cúspide, cresta o cumbre de la curva del coeficiente de sustentación.* Como sabemos, el coeficiente  $C_z$  aumenta hasta un valor máximo ( $C_{z \max}$ ) y después empieza a disminuir, mientras el  $C_x$  sigue aumentando. Esto produce una falta de sustentación, con el peligro de que el avión, al desplomarse, *entre en barrena*. El riesgo será mayor si los valores de  $C_z$  decrecen rápidamente, al aumentar el ángulo de ataque, después del  $C_{z \max}$ , por lo que son más convenientes las curvas de  $C_z$  que, en las proximidades del  $C_{z \max}$ , tienen una forma más extendida, o sea que la variación de  $C_z$  es más lenta.

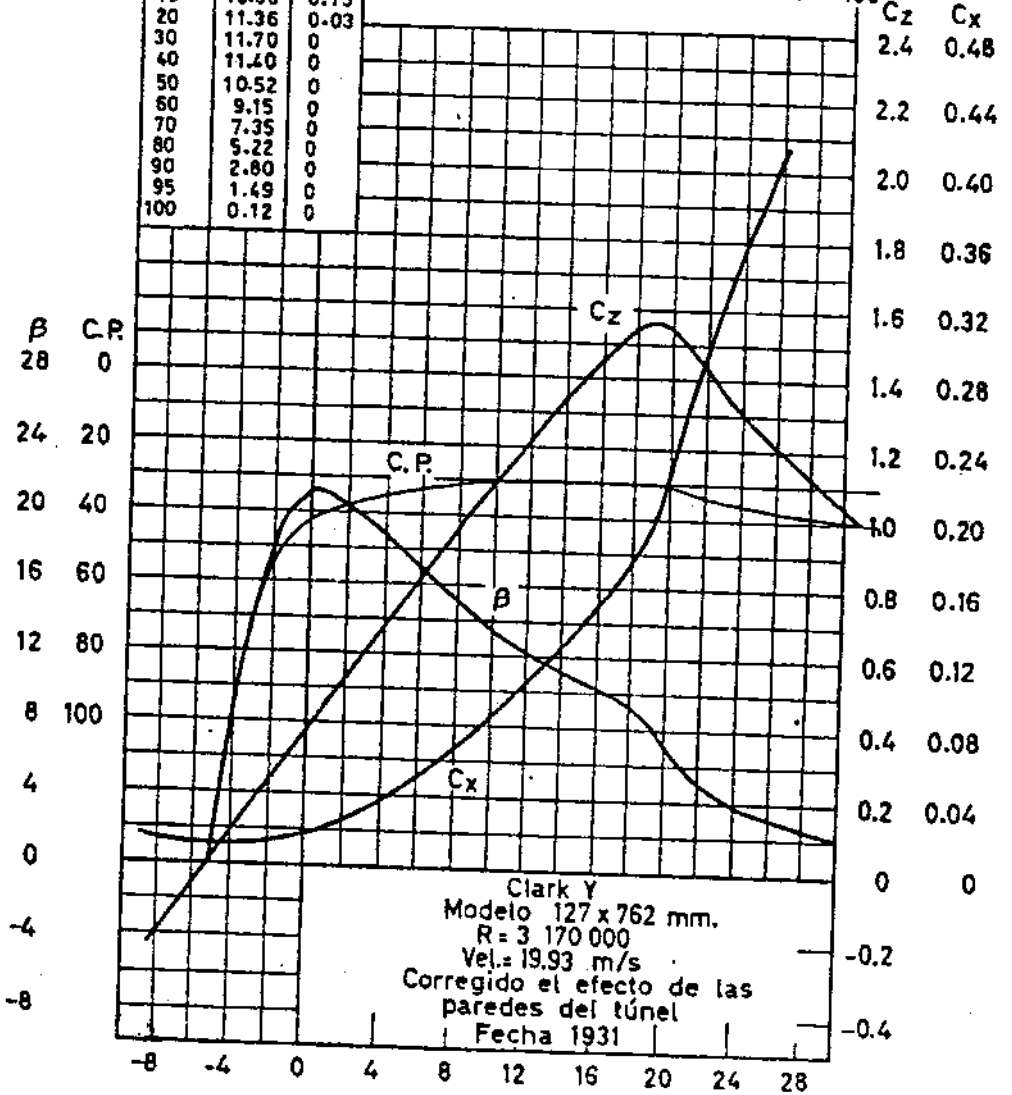
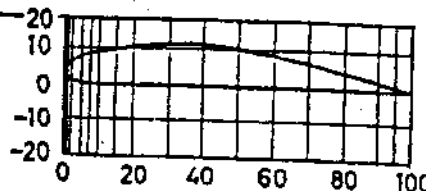
Perfil	f	c máx.	Tipo de la curva de c <sub>c</sub>	Número de Reynolds (en millones)	c <sub>c</sub> máx.	Angulo de sustentación nula (en grados)	c <sub>c</sub> para c <sub>ao</sub> mín.	c <sub>ao</sub> mín.	c <sub>M</sub> (c.a.)	c <sub>c</sub> de r desde c/4		c <sub>c</sub> máx. / c <sub>ao</sub> mín.	c. p. para c <sub>c</sub> máx. (% de c)
										adelante	arriba		
Clark-Y	3.9	11.7	D	8.40	1.68	5.0	0.12	0.0083	-0.069	1.1	4	202	29
Göttingen-387	5.9	14.85	D	8.40	1.70	6.6	0.30	0.0091	-0.093	0.7	4	187	32
Göttingen-398	4.9	13.75	D	8.10	1.68	6.0	0.15	0.0091	-0.081	0.4	1	185	31
M-6	2.4	12.01	D	8.00	1.51	8.0	0.03	0.0077	0.002	-0.4	0	196	26
2412	2	12	B	8.20	1.72	2.0	0.14	0.0071	-0.043	0.5	3	242	28
4409	4	9	A	8.10	1.77	3.9	0.26	0.0073	-0.088	0.6	2	242	31
4412	4	12	D	7.90	1.74	4.0	0.32	0.0082	-0.088	0.8	2	212	31
4415	4	15	C	7.90	1.72	4.0	0.22	0.0090	-0.085	1.0	1	191	31
4418	4	18	D	8.10	1.57	3.7	0.13	0.0097	-0.078	1.4	1	162	31
4421	4	21	D	8.20	1.41	3.4	0.08	0.0111	-0.071	1.9	2	127	32
4509	4	9	D	8.20	1.67	4.1	0.27	0.0081	-0.106	0.3	0	206	31
4512	4	12	B	8.40	1.81	4.2	0.21	0.0081	-0.106	1.1	0	223	31
4515	4	15	D	8.00	1.73	4.1	0.17	0.0097	-0.106	0.9	0	178	31
4518	4	18	D	8.20	1.65	3.9	0.13	0.0106	-0.097	1.4	2	156	31
4521	4	21	D	8.20	1.50	3.4	0.06	0.0117	-0.093	1.6	2	128	32
23009	1.8	9	A	8.26	1.66	1.1	0.08	0.0065	-0.009	0.9	7	255	25
23012	1.8	12	A	8.37	1.74	1.2	0.08	0.0070	-0.008	1.2	7	249	25
23015	1.8	15	A	8.37	1.73	1.1	0.10	0.0081	-0.008	1.1	6	214	24
23018	1.8	18	B	8.16	1.58	1.2	0.08	0.0091	-0.006	1.7	6	174	24
23021	1.8	21	B	8.21	1.50	1.2	0.07	0.0101	-0.005	2.3	7	149	24

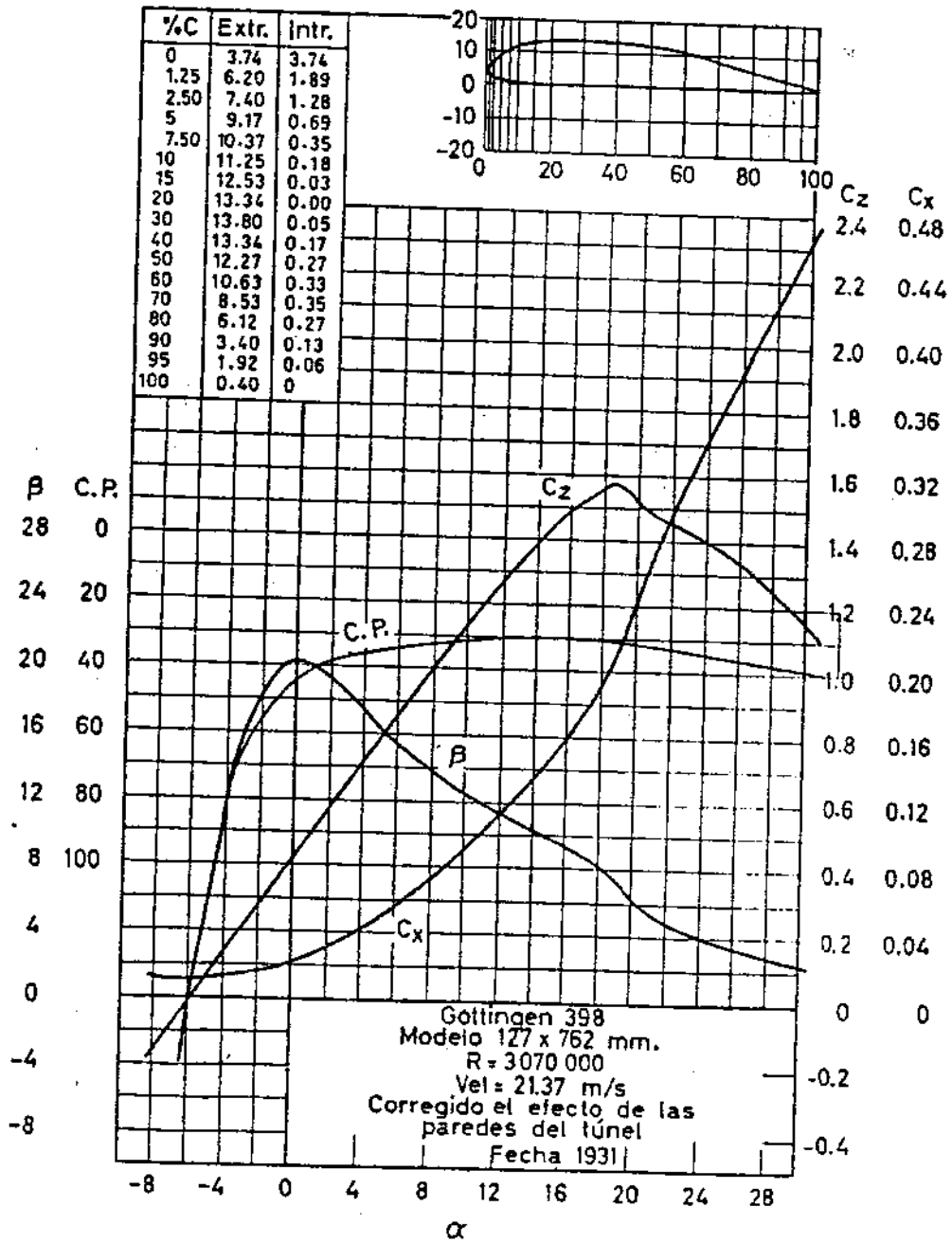
Los tipos de la curva c, son:

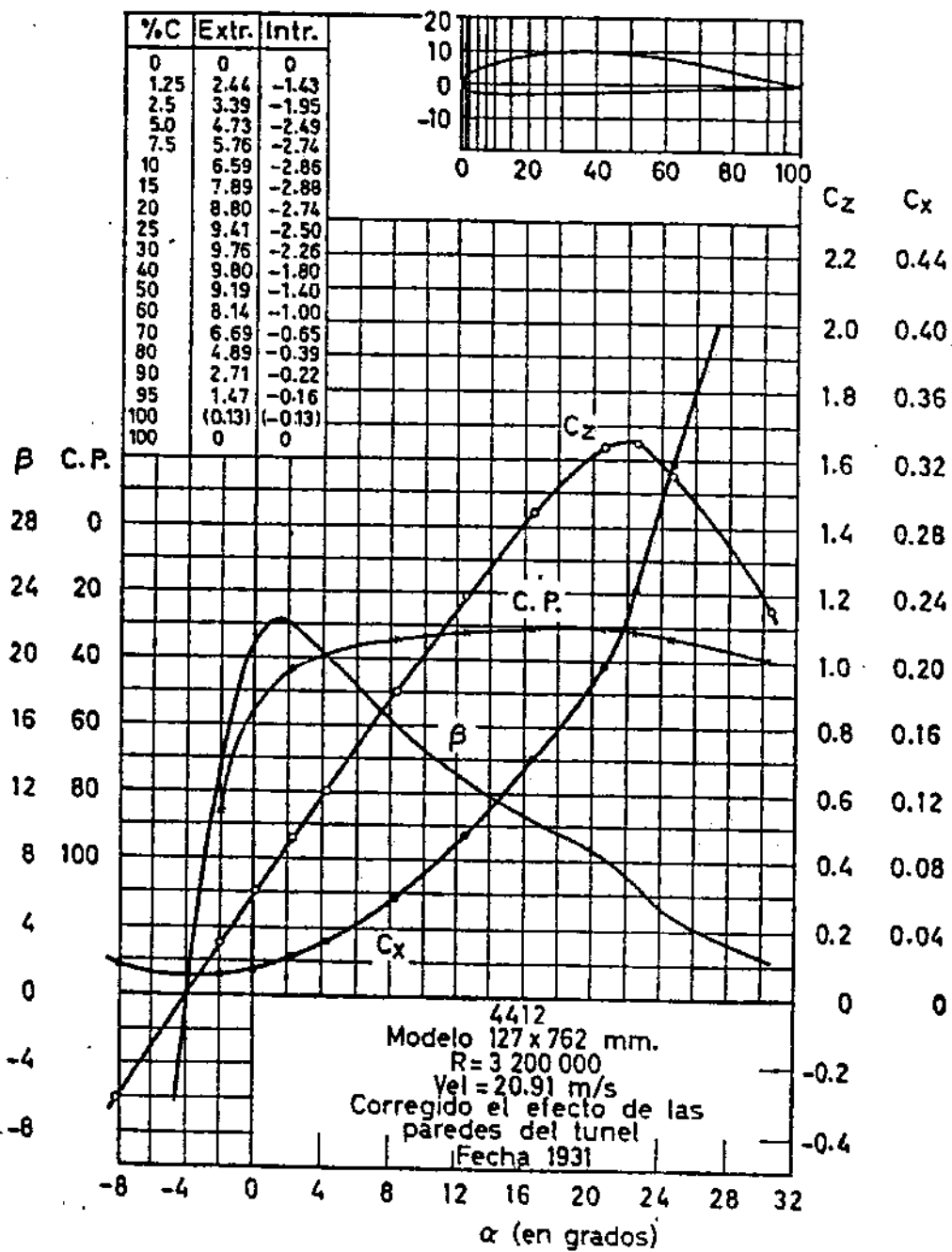




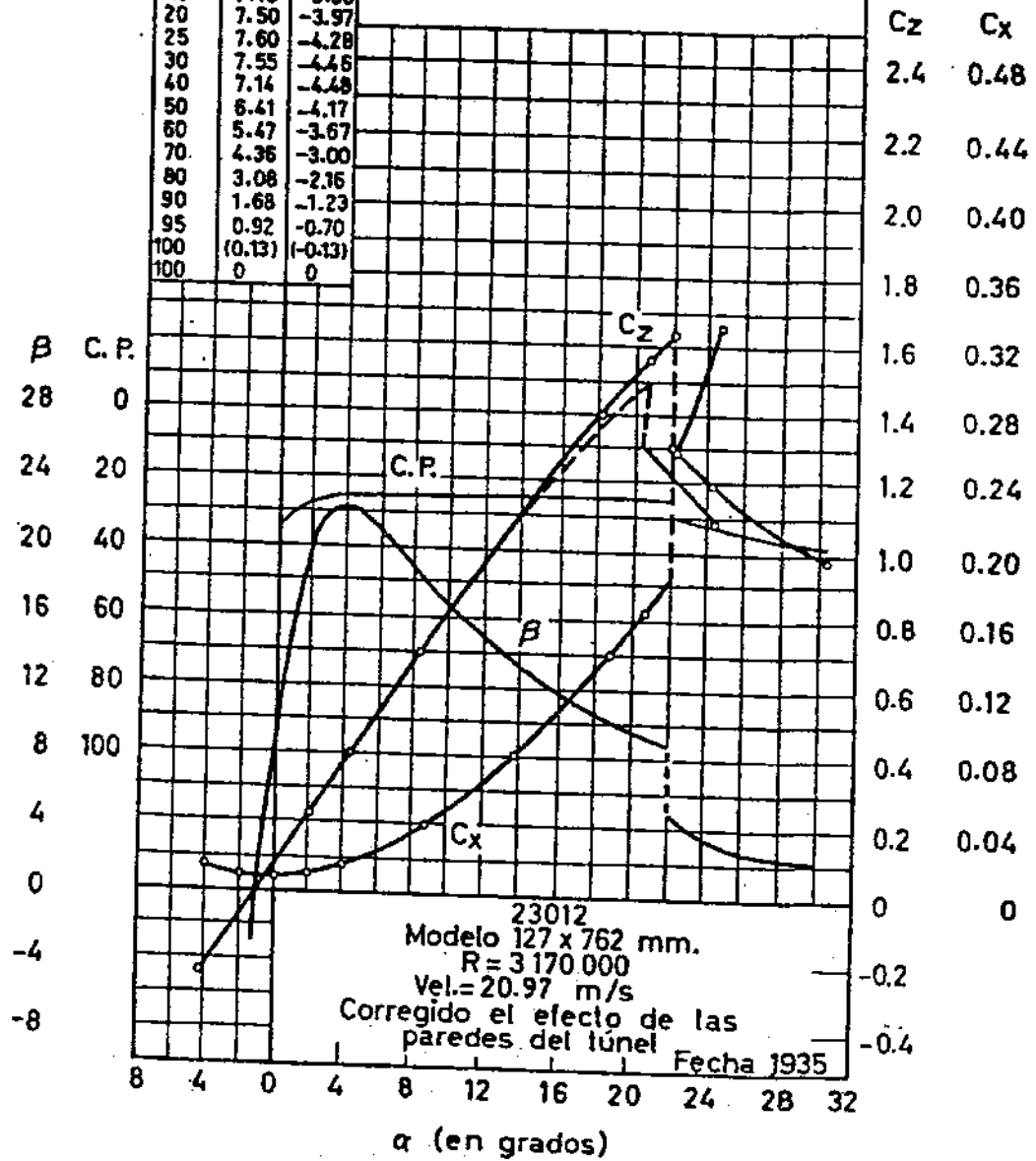
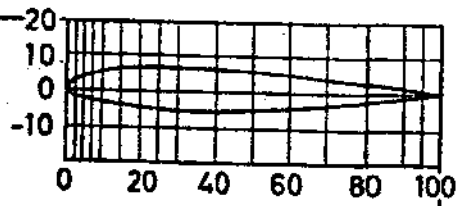
%	Extr.	Intr.
0	3.50	3.50
1.25	5.45	1.93
2.50	6.50	1.47
5	7.90	0.93
7.50	8.85	0.63
10	9.60	0.42
15	10.68	0.15
20	11.36	0.03
30	11.70	0
40	11.70	0
50	10.52	0
60	9.15	0
70	7.35	0
80	5.22	0
90	2.80	0
95	1.49	0
100	0.12	0

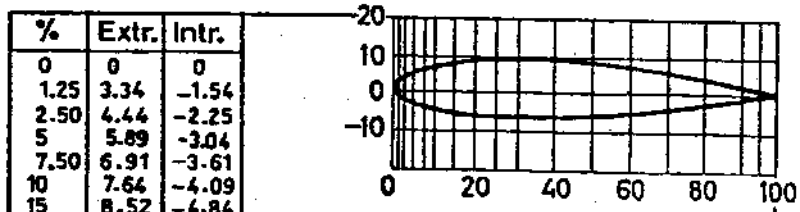






%C	Extr.	Intr.
0	0	0
12.5	2.67	-1.23
25	3.61	-1.71
50	4.91	-2.26
75	5.80	-2.61
100	6.43	-2.92
15	7.19	-3.50
20	7.50	-3.97
25	7.60	-4.28
30	7.55	-4.46
40	7.14	-4.48
50	6.41	-4.17
60	5.47	-3.67
70	4.36	-3.00
80	3.08	-2.16
90	1.68	-1.23
95	0.92	-0.70
100	(0.13)	(-0.13)
100	0	0





%	Extr.	Intr.
0	0	0
1.25	3.34	-1.54
2.50	4.44	-2.25
5	5.89	-3.04
7.50	6.91	-3.61
10	7.64	-4.09
15	8.52	-4.84
20	8.92	-5.41
25	9.08	-5.78
30	9.05	-5.96
40	8.59	-5.92
50	7.74	-5.50
60	6.61	-4.81
70	5.25	-3.91
80	3.73	-2.83
90	2.04	-1.59
95	1.12	-0.90
100	(0.16)	(-0.16)
100	0	0

