

LINEAS DE CURVATURA MEDIA DE LOS PERFILES LAMINARES DE N. A. C. A.

Por GREGORIO MILLAN BARBANY

Ingeniero Aeronáutico del I. N. T. A.

INGENIERIA AERONAUTICA se complace en dar a conocer el siguiente artículo, resumen del Informe Técnico realizado por nuestro querido compañero de Redacción Gregorio Millán en el Instituto Nacional de Técnica Aeronáutica, donde presta sus servicios, y que éste, amablemente, nos permite publicuemos.

SUMARIO.

Se deducen teóricamente, utilizando la teoría lineal de perfiles delgados en la forma dada por BIRNBAUM, las ecuaciones de las líneas de curvatura media de las familias de perfiles laminares de N. A. C. A., dadas sin demostración en algunas de sus publicaciones. Se calculan los valores teóricos de las principales características aerodinámicas y se comparan con algunos valores experimentales, comprobando que si bien la marcha general es satisfactoria, la coincidencia de valores numéricos es, a menudo, defectuosa, aun cuando los errores puedan disminuirse, a veces, aplicando correcciones que tomen en cuenta la influencia del espesor.

1. INTRODUCCIÓN.

Las diversas familias de perfiles de N. A. C. A. se obtienen combinando líneas de curvatura media y distribuciones básicas de espesor en la forma conocida (1). En las familias de cuatro y cinco cifras se adoptó una distribución básica de espesor única, deducida empíricamente (similar a las de los perfiles CLARK y GÖTTINGEN 398), cuyo espesor máximo estaba situado al 30 por 100 de la cuerda: las líneas de curvatura media se formaron por unión de arcos de parábola, cúbicas y rectas, intentando obtener buenas características aerodinámicas globa-

les ($C_{m_{c.a.}}$ pequeño; $C_{L_{máx}}$ grande, etc.) con formas sencillas, tomando solamente en cuenta, en una primera aproximación, las magnitudes que más directamente influían en las citadas características aerodinámicas, como, por ejemplo, la curvatura máxima y su posición, etc.

Investigaciones teóricas y experimentales posteriores llevaron a la convicción de que, con distribuciones de presión adecuadas, sería posible mantener la capa límite laminar sobre una gran porción de la superficie del perfil (debidamente pulimentada), lo que permitiría reducir el coeficiente de resistencia en más de un 50 por 100 con respecto a su valor en un perfil clásico del mismo espesor. Así nacieron los perfiles laminares, cuya ley de generación fué análoga a la de las familias precedentes, pero con distribuciones básicas de espesor y líneas de curvatura media deducidas teóricamente. La distribución básica de espesor se calculó mediante representación conforme, utilizando el método de THEODORSEN (2), para realizar la distribución de presiones prefijada en el perfil simétrico, bajo ángulo de ataque nulo, al objeto de fijar el punto de tránsito del régimen laminar al turbu-

lento en la capa límite en la posición conveniente. Las nuevas formas diferían de las precedentes, principalmente en la posición más retrasada del espesor máximo y en la mayor curvatura del borde de ataque. Al mismo resultado se había llegado al

una distribución de sustentación como la de la figura 1, *b*, y el ángulo de ataque correspondiente.

Los resultados fueron dados a conocer, sin demostración, en varias publicaciones de N. A. C. A. (4 y 6).

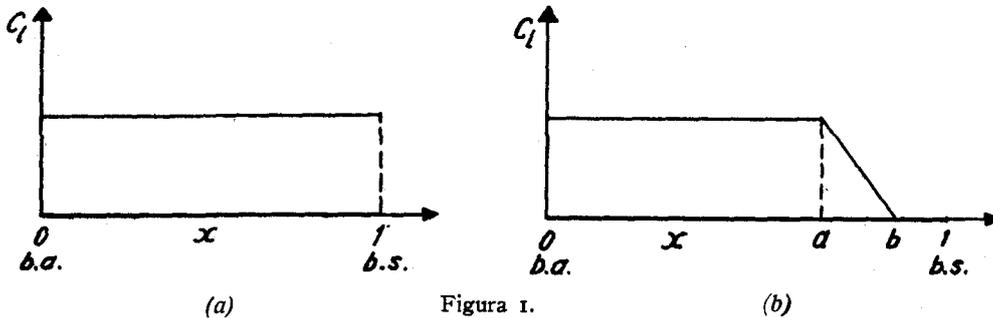


Figura 1.

tratar de obtener formas de perfiles de hélice con efectos de compresibilidad retrasados (3 y 4).

La curvatura del perfil tiene por objeto proporcionar el coeficiente de sustentación necesario con la mínima distorsión del campo de presiones del perfil simétrico a incidencia nula. En primera aproximación, y para el ángulo de ataque de proyecto, la distribución de sustentación del perfil a lo largo de la cuerda puede calcularse por la teoría de perfiles delgados para la línea de curvatura media. Esta distribución de sustentación y la de presiones para el perfil simétrico a incidencia nula permiten deducir las distribuciones de presiones de extradós e intradós del perfil curvado, de espesor finito, con aproximación suficiente (5). Para un coeficiente de sustentación dado, la distribución de sustentación que produce distorsión mínima del campo de presiones debido al espesor del perfil, es una distribución uniforme (fig. 1, *a*). Cualquier otra distribución de sustentación produce perturbaciones de presión locales de mayor amplitud. Pero la distribución de sustentación uniforme origina condiciones muy severas en el borde de salida $x=1$ del perfil, y se comprueba experimentalmente que es irrealizable en la práctica, por lo que es preferible una distribución de sustentación constante solamente desde el borde de ataque hasta el punto $x=a$, con decrecimiento lineal a cero entre $x=a$ y $x=b$ y sustentación nula entre este punto y el borde de salida (fig. 1, *b*). Tal es la solución adoptada para las líneas de curvatura media de las familias de perfiles laminares de N. A. C. A. En lo que sigue vamos a ver cómo pueden calcularse las formas de las líneas de curvatura media capaces de realizar

2. DISTRIBUCIÓN DE SUSTENTACIÓN.

Se trata de calcular la línea de curvatura media capaz de realizar la distribución de sustentación de la figura 2. Son datos del problema el coeficiente de sustentación C_{li} del perfil *a* y *b*.

El valor de C_{li} se calcula de la ecuación:

$$C_{li} \cdot a + \frac{1}{2} (b - a) C_{li} = C_l,$$

obteniéndose:

$$C_{li} = \frac{2 C_l}{a + b}. \quad [1]$$

Por consiguiente, la ley de distribución de la sustentación a lo largo de la cuerda es:

$$\left. \begin{aligned} C_l(x) &= \frac{2}{a+b} C_{li} && \text{para } 0 \leq x \leq a; \\ C_l(x) &= \frac{2}{a+b} C_{li} \frac{b-x}{b-a} && \text{para } a \leq x \leq b; \\ C_l(x) &= 0 && \text{para } b \leq x \leq 1. \end{aligned} \right\} [2]$$

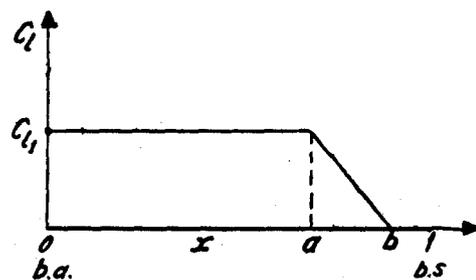


Figura 2.

3. MÉTODO DE CÁLCULO.

La teoría de perfiles delgados de BIRNBAUM (7) sustituye el perfil por una capa de torbellinos ligados, situada sobre la línea de curvatura media, con distribución de circulación $\Gamma(x)$. El campo de velocidades se obtiene superponiendo a la velocidad de traslación V_∞ la velocidad v inducida por la capa de torbellinos, y la forma de la línea de curvatura media se deduce de la condición cinemática de tangencia:

$$(V_\infty + v) \cdot n = 0, \quad [3]$$

siendo n la normal a la línea de curvatura media en el punto considerado.

En teoría lineal, las componentes u y v de la velocidad de perturbación se suponen pequeñas frente a V_∞ ; el ángulo de ataque α_i también es pequeño y la capa de torbellinos se sitúa sobre la cuerda. Con ello y con el convenio de signos indicado en la figura 3, la condición cinemática se expresa así, en primera aproximación:

$$\frac{dy}{dx} = \frac{V_\infty \sin \alpha_i + v}{V_\infty \cos \alpha_i + u} \approx \alpha_i + \frac{v}{V_\infty}. \quad [4]$$

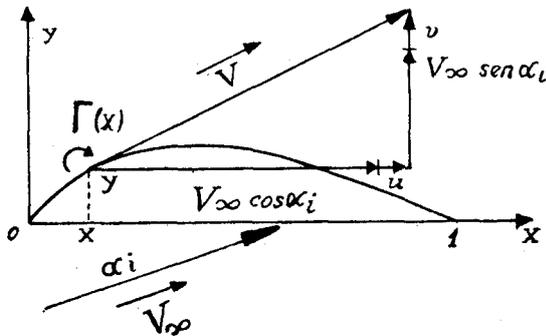


Figura 3.

La velocidad v inducida por la banda de torbellinos está dada por la fórmula:

$$v = -\frac{1}{2\pi} \mathcal{P} \int_0^1 \frac{\Gamma(\xi)}{x-\xi} d\xi; \quad [5]$$

donde \mathcal{P} significa valor principal en el sentido de CAUCHY.

La circulación $\Gamma(\xi)$ se relaciona con la intensidad de sustentación mediante la fórmula de KUTTA-JOUKOWSKY:

$$\rho V_\infty \Gamma(\xi) = C_l(\xi) \frac{1}{2} \rho V_\infty^2,$$

obteniéndose:

$$\Gamma(\xi) = V_\infty \frac{C_l(\xi)}{2}. \quad [6]$$

Por consiguiente,

$$\frac{v}{V_\infty} = -\frac{1}{4\pi} \mathcal{P} \int_0^1 \frac{C_l(\xi)}{x-\xi} d\xi, \quad [7]$$

y si se lleva este valor a [4], resulta:

$$\frac{dy}{dx} = \alpha_i - \frac{1}{4\pi} \mathcal{P} \int_0^1 \frac{C_l(\xi)}{x-\xi} d\xi.$$

Introduciendo en esta fórmula los valores de C_l dados en [2], se obtiene la siguiente ecuación para el cálculo de la línea de curvatura media:

$$\frac{dy}{dx} = \alpha_i - \frac{C_{li}}{2\pi(a+b)} \left[\mathcal{P} \int_0^a \frac{d\xi}{x-\xi} + \frac{1}{b-a} \mathcal{P} \int_a^b \frac{b-\xi}{x-\xi} d\xi \right]. \quad [8]$$

4. CÁLCULO DE LA INTEGRAL [8].

Haciendo

$$I_1(x) = \mathcal{P} \int_0^a \frac{d\xi}{x-\xi},$$

se obtiene:

$$\begin{aligned} I_1(x) &= \lim_{\epsilon \rightarrow 0} \left[\int_0^{x-\epsilon} \frac{d\xi}{x-\xi} + \int_{x+\epsilon}^a \frac{d\xi}{x-\xi} \right] = \\ &= \lim_{\epsilon \rightarrow 0} [-L\epsilon + Lx - L|x-a| + L\epsilon] = Lx - L|x-a|. \end{aligned}$$

Análogamente, con

$$I_2(x) = \mathcal{P} \int_a^b \frac{b-\xi}{x-\xi} d\xi,$$

resulta:

$$I_2(x) = (b-a) + (x-b)(L|x-b| - L|x-a|).$$

Llevados estos valores a [8], se obtiene (*):

$$\left. \begin{aligned} \frac{dy}{dx} &= \alpha_i - \frac{C_{li}}{2\pi(a+b)} \left[I_1(x) + \frac{1}{b-a} I_2(x) \right] = \\ &= \alpha_i - \frac{C_{li}}{2\pi(a+b)} \left[Lx + 1 - \right. \\ &\left. - \left(1 + \frac{x-b}{b-a} \right) L|x-a| + \frac{x-b}{b-a} L|x-b| \right] \end{aligned} \right\} [9]$$

(*) Obsérvese que aun cuando $I_1(x)$ e $I_2(x)$ son infinitos para $x=a$, ambos infinitos se compensan en [9]. La explicación es obvia: $I_1(x)$ e $I_2(x)$ carecen separadamente de valor principal en el extremo $x=a$, puesto que $C_l(a)$ es finito no nulo, pero $\frac{dy}{dx}$ tiene valor principal en a porque la función $C_l(\xi)$ es continua en $\xi=a$ con derivadas finitas a ambos lados.

5. INTEGRACIÓN DE LA ECUACIÓN [9].

El valor de y es, por consiguiente:

$$y(x) = \alpha_i x - \frac{C_{li}}{2\pi(a+b)} \int_0^x \left[I_1(x) + \frac{1}{b-a} I_2(x) \right] dx + K. \quad [10]$$

La condición $y(0) = 0$ da $K = 0$. El valor de α_i se deducirá de la condición $y(1) = 0$.

Al efectuar la integración se obtiene:

$$y = \alpha_i x - \frac{C_{li}}{2\pi(a+b)} \left[x L x + \frac{1}{b-a} \left(\frac{(x-b)^2}{2} L |x-b| - \frac{(x-a)^2}{2} L |x-a| - \frac{(x-b)^2}{4} + \frac{(x-a)^2}{4} - \frac{b^2}{2} L b + \frac{a^2}{2} L a + \frac{b^2}{4} - \frac{a^2}{4} \right) \right]. \quad [11]$$

6. ÁNGULO DE ATAQUE IDEAL.

El valor del ángulo de ataque ideal α_i es:

$$\alpha_i = - \frac{C_{li}}{2\pi(a+b)} h, \quad [12]$$

siendo:

$$h = \frac{1}{b-a} \left[\frac{1}{2} (1-a)^2 L (1-a) - \frac{1}{2} (1-b)^2 L (1-b) + \frac{1}{4} (1-b)^2 - \frac{1}{4} (1-a)^2 \right] - g, \quad [13]$$

y

$$g = \frac{1}{b-a} \left[a^2 \left(\frac{1}{2} L a - \frac{1}{4} \right) - b^2 \left(\frac{1}{2} L b - \frac{1}{4} \right) \right] \quad [14]$$

7. LÍNEA DE CURVATURA MEDIA.

Con ello la fórmula [11] puede escribirse en la forma:

$$y = \frac{C_{li}}{2\pi(a+b)} \left\{ \frac{1}{b-a} \left[\frac{1}{2} (a-x)^2 L |a-x| - \frac{1}{2} (b-x)^2 L |b-x| + \frac{1}{4} (b-x)^2 - \frac{1}{4} (a-x)^2 \right] - x L x + g - h x \right\}. \quad [15]$$

Al hacer en ella $b = 1$, se obtiene:

$$y = \frac{C_{li}}{2\pi(1+a)} \left\{ \frac{1}{1-a} \left[\frac{1}{2} (a-x)^2 L |a-x| - \frac{1}{2} (1-x)^2 L |1-x| + \frac{1}{4} (1-x)^2 - \frac{1}{4} (1-a)^2 \right] - x L x + g - h x \right\}. \quad [16]$$

Esta fórmula es la empleada en las familias de perfiles laminares de uso corriente, con valores de a que oscilan entre 0,4 y 0,7. En general, $a = 0,5$ ó $a = 0,6$. En la designación de estos perfiles se agrega el valor de a al final.

Si en la fórmula [16] se hace $a = 1$, se obtiene la ecuación:

$$y = \frac{C_{li}}{4\pi} \left[-L(1-x) + L \frac{1-x}{x} \right], \quad [17]$$

utilizada en perfiles de palas de hélice de gran velocidad.

8. COEFICIENTE DE MOMENTO CON RESPECTO AL CENTRO AERODINÁMICO.

La teoría de perfiles fija, en primera aproximación, el centro aerodinámico en el punto $x_{c.a.} = \frac{1}{4}$. El coeficiente de momento con respecto a este punto se calcula fácilmente (fig. 4), obteniéndose:

$$C_{m_{1/4}} = C_{li} \left[\frac{1}{4} - \left(\frac{a}{3} + \frac{b^2}{3(a+b)} \right) \right]. \quad [18]$$

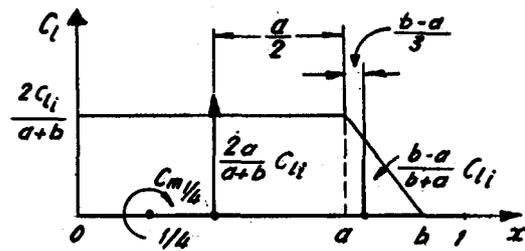


Figura 4.

9. ÁNGULO DE SUSTENTACIÓN NULA.

El ángulo de sustentación nula se deduce de la fórmula:

$$C_{l_i} = 2\pi(\alpha_i - \alpha_0),$$

obteniéndose:

$$\alpha_0 = \alpha_i - \frac{C_{l_i}}{2\pi}.$$

Si en esta fórmula se introduce el valor de α_i dado en [12] y se expresa el resultado en grados, se obtiene:

$$\frac{\alpha_0}{C_{l_i}} = \frac{57,3^\circ}{2\pi} \left(\frac{h}{a+b} - 1 \right). \quad [19]$$

10. VALORES NUMÉRICOS.

Los datos numéricos para los cálculos que siguen han sido tomados de la referencia 6.

En la tabla I se dan las ordenadas de las líneas de curvatura media correspondientes al caso $b = 1$, para diversos valores de a .

En la tabla II se da la variación del ángulo de ataque ideal α_i con a para $b = 1$, $b = 0,95$ y $b = 0,90$, y para un coeficiente de sustentación ideal $C_{l_i} = 1$.

En la tabla III se da la variación de $C_{m_{1/4}}$ con a para los mismos valores de b y C_{l_i} que en la tabla II.

En la tabla IV se da la variación del ángulo de sustentación nula α_0 con a para los mismos valores de b y C_{l_i} que en las tablas II y III.

En la figura 5 se compara la distribución de sustentación teórica de la línea de curvatura media $a = 0,6$, $b = 1$ bajo el ángulo de ataque ideal $\alpha^t = 0,52^\circ$, con la distribución experimental deducida de los valores de la referencia 8, correspondientes al ensayo del perfil laminar 66,2-215, $a = 0,6$. La marcha general de ambas distribuciones es análoga, y el desacuerdo numérico, debido a la influencia del espesor, se disminuye considerablemente al aplicar la corrección aproximada de J. ALLEN (5), como puede verse en la figura.

En la figura 6 se da la variación de la ordenada máxima $y_{m\acute{a}x}$ de la línea de curvatura media con a para $b = 1$ y $C_{l_i} = 1$. El mismo coeficiente de sustentación en una línea de curvatura media de la familia de cuatro cifras, con ordenada máxima al 50 %, exigiría una $y_{m\acute{a}x} = 8 \% c$. Por el contrario, con un perfil de la serie 230 bastaría un $y_{m\acute{a}x} = 6 \% c$.

En la figura 7 se da la variación de la posición x_m de la ordenada máxima con a para $b = 1$ y $C_{l_i} = 1$. Se ve que los perfiles son de curvatura retrasada, por lo que pueden predecirse coeficientes de momento grandes.

En la figura 8 se representa la variación de α_i^0 con a , según los datos de la tabla II. Puede verse la disminución del ángulo de ataque ideal al moverse hacia el borde de salida la distribución de sustentación o, lo que es lo mismo, la curvatura máxima.

En la figura 9 se representa la variación de $C_{m_{1/4}}$ con a , según los datos de la tabla III. Puede verse la disminución previsible del coeficiente de momento, en valor absoluto, al adelantar la distribución de sustentación hacia el borde de ataque. Se incluyen también algunos valores experimentales, indicando el espesor del perfil ensayado, con los que puede verse buen acuerdo, excepto para valores grandes de a .

En la figura 10 se da la variación del ángulo α_0^0 de sustentación nula con a , según los datos de la tabla IV. Puede verse el aumento del ángulo de sustentación nula, en valor absoluto, al moverse la sustentación hacia el borde de salida.

Estas tendencias han sido confirmadas teórica y experimentalmente, así como también por otras líneas de curvatura media, como, por ejemplo, las correspondientes a las familias de perfiles de N. A. C. A. de cuatro y cinco cifras.

De las figuras 5 y 9 puede deducirse que la marcha general de las curvas teóricas y experimentales es análoga, pero que el acuerdo numérico no siempre es satisfactorio, aun cuando el error puede disminuirse aplicando correcciones que, como la de J. ALLEN, toman en cuenta la influencia del espesor.

REFERENCIAS

- (1) JACOBS, EASTMAN N.; WARD, KENNETH E. y PINKERTON, ROBERT, M.: *The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel*. N. A. C. A. Rep. número 460, 1933.
- (2) THEODORSEN, THEODORE: *Theory of Wing Sections of Arbitrary Shape*. N. A. C. A. Rep. núm. 411, 1931.
- (3) STACK, JOHN, y VON DOENHOFF, ALBERT E.: *Tests of 16 Related Airfoils at High Speeds*. N. A. C. A. Rep. núm. 492, 1934.
- (4) STACK, JOHN: *Tests of Airfoils Designed to Delay the Compressibility Burble*. N. A. C. A. Rep. núm. 763, 1943.
- (5) ALLEN, H. JULIAN: *A Simplified Method for the Calculation of Airfoil Pressure Distribution*. N. A. C. A. T. N., núm. 708, 1939.
- (6) ABBOTT, IRA H.; VON DOENHOFF, ALBERT E. y STIVERS, LOUIS, S., Jr.: *Summary of Airfoil Data*. N. A. C. A. Rep. núm. 824, 1945.
- (7) R. FUCHS: *Aerodinámica*, pág. 106 y siguientes. Madrid, 1945.
- (8) GRAHMAN, DONALD T.; NITZBERG, GERALD E. y OLSON, ROBERT N.: *A Systematic Investigation of Pressure Distributions at High Speeds Over Five Representative N. A. C. A. Low-Drag and Conventional Airfoil Sections*. N. A. C. A. Rep. núm. 832, 1945.

TABLA I

Línea de curvatura de los perfiles laminares de N. A. C. A., $b = 1$.

x % c	Y % c						
	a = 0,4	a = 0,5	a = 0,6	a = 0,7	a = 0,8	a = 0,9	a = 1,0
0	0	0	0	0	0	0	0
0,5	0,366	0,345	0,325	0,305	0,287	0,269	0,250
0,75	0,514	0,485	0,455	0,425	0,404	0,379	0,350
1,25	0,784	0,735	0,695	0,655	0,616	0,577	0,535
2,50	1,367	1,295	1,220	1,160	1,077	1,008	0,930
5,0	2,330	2,295	2,080	1,955	1,841	1,720	1,580
7,5	3,131	2,970	2,805	2,645	2,483	2,316	2,120
10	3,824	3,630	3,435	3,240	3,043	2,835	2,585
15	4,968	4,740	4,495	4,245	3,985	3,707	3,365
20	5,862	5,620	5,345	5,060	4,748	4,410	3,980
25	6,546	6,310	6,035	5,715	5,367	4,980	4,475
30	7,039	6,840	6,570	6,240	5,863	5,435	4,860
35	7,343	7,215	6,965	6,635	6,248	5,787	5,150
40	7,439	7,430	7,235	6,925	6,528	6,045	5,355
45	7,275	7,490	7,370	7,095	6,709	6,212	5,475
50	6,929	7,350	7,370	7,155	6,790	6,290	5,515
55	6,449	6,965	7,220	7,090	6,770	6,279	5,475
60	5,864	6,405	6,880	6,900	6,644	6,178	5,355
65	5,199	5,725	6,275	6,565	6,405	5,981	5,150
70	4,475	4,955	5,505	6,030	6,037	5,681	4,860
75	3,709	4,130	4,630	5,205	5,514	5,265	4,475
80	2,922	3,265	3,695	4,215	4,771	4,714	3,980
85	2,132	2,395	2,720	3,140	3,683	3,987	3,365
90	1,361	1,535	1,755	2,035	2,435	2,984	2,585
95	0,636	0,720	0,825	0,965	1,163	1,503	1,580
100	0	0	0	0	0	0	0

TABLA II

Variación del ángulo de ataque ideal α_i^* en función de a para diversos valores de b y $C_{l_i} = 1$.

a		0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$\frac{\alpha_i^*}{C_{l_i}}$	$b = 1$	4,56	4,43	4,17	3,84	3,46	3,04	2,58	2,09	1,54	0,90	0
	$b = 0,95$	5,0	4,85	4,60	4,16	3,84	3,42	2,95	2,45	1,91	1,30	
	$b = 0,9$	5,42	5,27	5,0	4,61	4,21	3,77	3,29	2,79	2,25	1,65	

TABLA III

Variación del coeficiente de momento $C_{m_{1/4}}$ en función de a para diversos valores de b y $C_{l_i} = 1$.

a		0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$\frac{C_{m_{1/4}}}{C_{l_i}}$	$b = 1$	-.083	-.086	-.094	-.106	-.121	-.139	-.158	-.179	-.202	-.225	-.250
	$b = 0,95$	-.067	-.070	-.078	-.091	-.106	-.124	-.144	-.166	-.189	-.213	-.238
	$b = 0,9$	-.050	-.053	-.062	-.075	-.091	-.110	-.130	-.152	-.175	-.200	-.225

TABLA IV

Variación del ángulo de sustentación nula α_0^* en función de a para diversos valores de b y $C_{l_i} = 1$.

a		0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$\frac{\alpha_0^*}{C_{l_i}}$	$b = 1$	-4,56	-4,68	-4,94	-5,27	-5,65	-6,07	-6,53	-7,02	-7,57	-8,21	-9,11
	$b = 0,95$	-4,13	-4,27	-4,52	-4,96	-5,28	-5,70	-6,17	-6,67	-7,21	-7,82	-8,59
	$b = 0,9$	-3,70	-3,85	-4,13	-4,51	-4,91	-5,35	-5,83	-6,33	-6,87	-7,47	-8,83

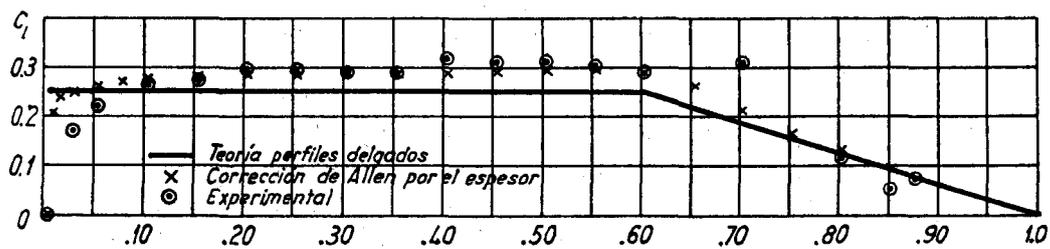


Fig. 5.—Distribución de sustentación teórica y experimental del perfil laminar N. A. C. A. 66,2-215; $a = 0,6$; $C_{l_i} = 0,2$.

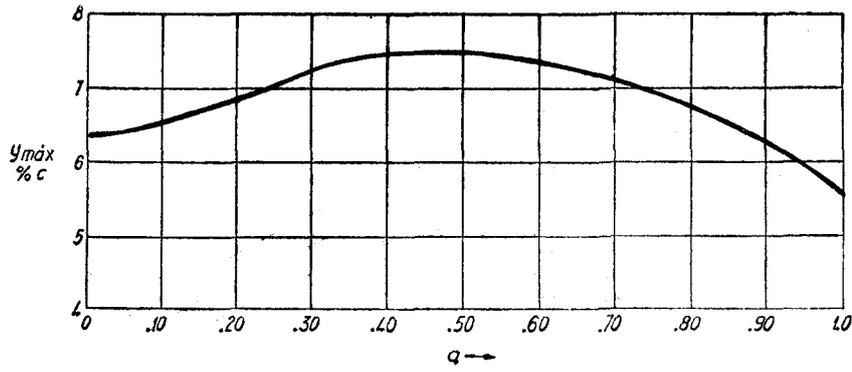


Fig. 6. — Variación de la ordenada máxima $y_{máx}$ en función de a .

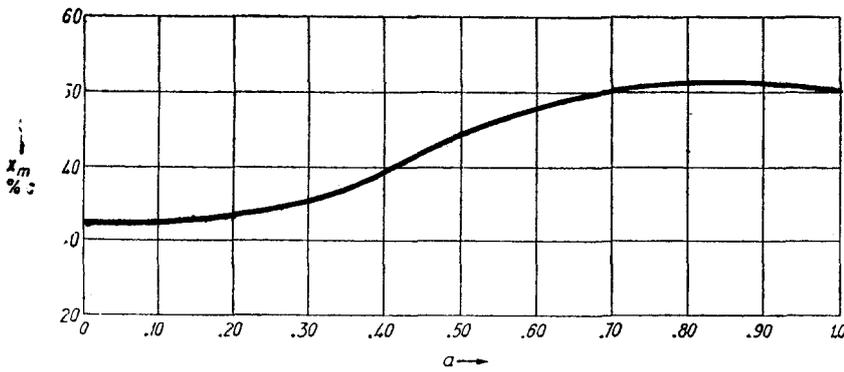


Fig. 7. — Variación de la posición x_m de la ordenada máxima en función de a .

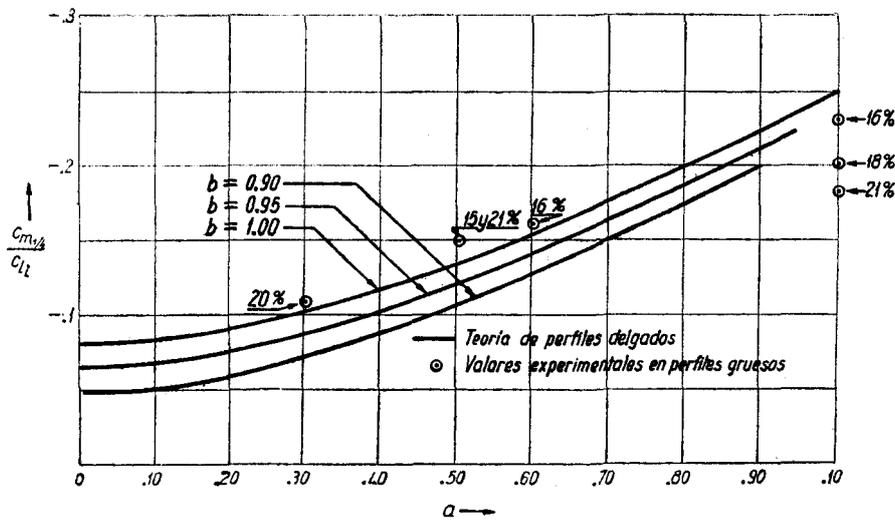


Fig. 9. — Variación del coeficiente de momento $C_{m1/4}$ en función de a ; $C_{I2} = 1$; $b = 1,0, 0,95$ y $0,90$.

Fig. 8. — Variación del ángulo de ataque ideal α_i^* en función de a ; $C_{li} = 1$; $b = 1,0, 0,95$ y $0,90$.

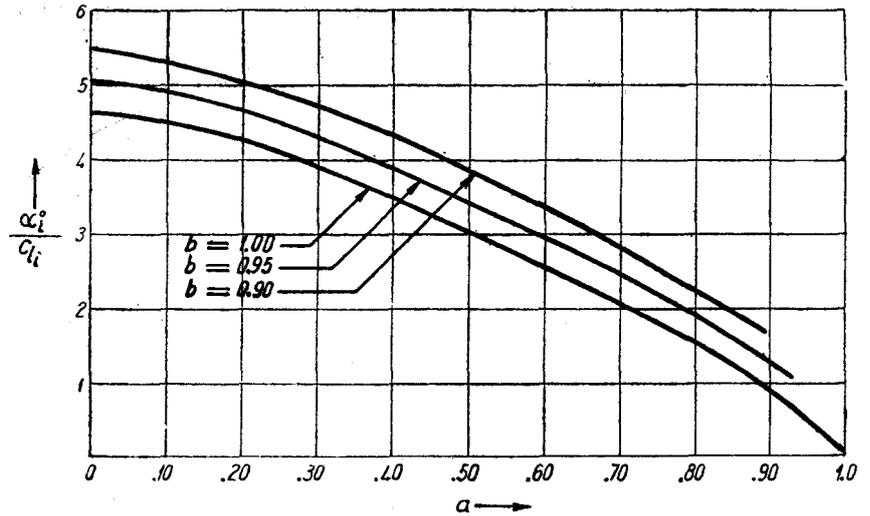


Fig. 10. — Variación del ángulo de sustentación nula α_0^o en función de a ; $C_{li} = 1$; $b = 1,0, 0,95$ y $0,90$.

