

## Control de la capa límite

Por GUILLERMO VELARDE PINACHO

Alumno de sexto año de Ingeniero Aeronáutico.

(Trabajo premiado en nuestro VIII Concurso de Artículos.)

### 1.—PRELIMINARES

1.—1. El control de la capa límite consiste en colocar unas ranuras en el ala, a través de las cuales se aspira o se sopla aire, con lo cual se producen diversos fenómenos, siendo el más importante el retrasar el desprendimiento de la corriente. La importancia de retrasar el desprendimiento de la capa límite radica en que con ello incrementamos la sustentación y disminuimos la resistencia, ya que una vez originado el desprendimiento de la capa límite laminar, por su inestabilidad, se transforma en régimen turbulento, siendo en este régimen la resistencia de rozamiento muy superior a la del régimen laminar.

1.—2. Teóricamente es condición necesaria, pero no suficiente, para que se efectúe

el desprendimiento de la corriente, que el gradiente de presión sea positivo, ya que en la capa límite la energía cinética del fluido va disminuyendo a causa del rozamiento, hasta no poder entrar en la zona de sobrepresión, apartándose, entonces, lateralmente. En este instante, la capa límite laminar es tan inestable, que se produce el tránsito al régimen turbulento. Pero si el incremento de presión es contrarrestado por una aspiración o soplado a través de una ranura colocada aguas abajo y próxima al punto de desprendimiento, evitaremos este desprendimiento de la corriente. Estos efectos son más notables cuando se vuela a poca velocidad, con grandes ángulos de ataque, o en la zona transónica, ya que la onda de choque que se forma en el ala origina detrás de ella el desprendimiento de la capa límite.

1.—3. La considerable energía necesaria para controlar la capa límite sólo puede ser suministrada en los aviones, de un modo eficaz, por los motores de reacción. En el caso de aspiración, la toma de aire del compresor se hará a través de la ranura colocada en el ala, y en caso de sopló, se tomará una derivación de un escalón determinado del compresor a la ranura del ala.

1.—4. En general, el control de la capa límite produce los siguientes efectos:

1.º Un aumento de la circulación al superponer al potencial complejo alrededor del perfil una fuente o sumidero en el punto de control.

2.º Un aumento de la sustentación y una disminución de la resistencia al evitar el desprendimiento de la capa límite, que por su inestabilidad origina el tránsito al régimen turbulento.

3.º El empleo en la hipersustentación, ya que evita el desprendimiento de la capa límite al accionar los flaps de borde de ataque y salida, con tal de emplear una distribución adecuada de fuentes y sumideros a lo largo del perfil.

4.º En el caso de alas en flecha, la distribución del coeficiente de sustentación a lo largo de la envergadura tiene su máximo en las proximidades de la punta, lo cual origina—mientras no se emplee una distribución especial de perfiles—que la entrada en pérdida se verifique en la región de los alerones, con el grave inconveniente de la pérdida de mando; este fenómeno, que no se puede corregir totalmente con el solo empleo de la torsión—ya que harían falta torsiones inadmisibles en la práctica, en el caso de grandes flechas—, puede evitarse con un adecuado control de la capa límite.

5.º El uso en el caso de volar en régimen transónico—es decir, aquel para el cual el número de Mach de la corriente libre está comprendido entre los números de Mach críticos superior e inferior—, ya que entonces se forma sobre el ala una onda de choque que origina el desprendimiento de la capa límite laminar y el tránsito al régimen turbulento, que produce, aguas abajo de la onda de choque, aparte de la disminución de sustentación y aumento de la resistencia, la disminución del efecto de los timones sobre la dirección del aparato.

2.—ESTUDIO TEORICO

2.—1. Emplearemos la notación siguiente:

- $V_{\infty}$  = velocidad de la corriente libre.
- $L$  = sustentación aerodinámica.
- $\Gamma$  = circulación a lo largo del perfil.
- $\varphi$  = potencial de velocidades.
- $\zeta$  = coord. complejas en el plano del círculo.
- $\rho$  = densidad del aire.
- $D$  = resistencia aerodinámica.
- $W$  = potencial complejo.
- $\psi$  = función de corriente.
- $Z$  = coord. complejas en el plano del perfil
- $\alpha$  = ángulo de ataque.
- $\beta$  = ángulo desde el eje  $+X$  hasta la ranura.
- $\epsilon + \pi$  = ángulo desde el eje  $+X$  hasta el punto transformado del b. s.

2.—2. Consideraremos la hipótesis de movimiento irrotacional de un fluido ideal e incompresible en régimen estacionario. Por tanto, en este estudio teórico sólo obtendremos el incremento de circulación originado por una distribución de fuentes y sumideros.

2.—3. *Potencial complejo para un cilindro con fuentes y sumideros en su periferia.*

Sea la función

$$Z = \frac{\zeta + iR}{\zeta - iR}, \tag{1}$$

o su inversa

$$\zeta = -iR \frac{Z + 1}{Z - 1}, \tag{2}$$

que transforma el eje  $iy$  del plano  $Z$  en la circunferencia de radio  $R$  del plano  $\zeta$  (figura 1). El potencial complejo, a lo largo del eje  $iy$ , se transformará por la función [1] en el potencial complejo a lo largo del círcu-

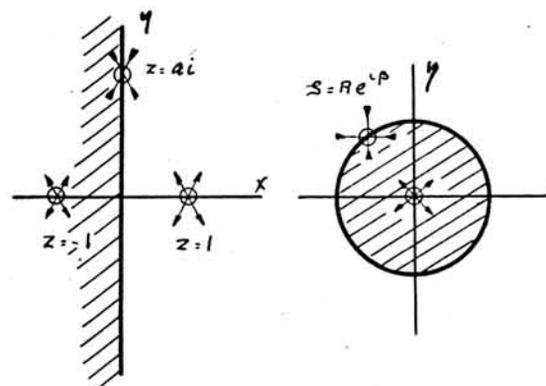


Fig. 1.

lo. Por tanto, si colocamos una fuente o un sumidero en el eje imaginario del plano  $Z$ , se transformará en una fuente o sumidero sobre el círculo, pero por continuidad no podemos colocar un solo manantial en el eje  $iy$ , sino dos de igual intensidad y distinto signo; si colocamos el otro manantial en el infinito del plano  $Z$ , en la transformación aparecerá sobre el círculo. Para evitar esto haremos la siguiente distribución:

Una fuente de intensidad  $Q$ , colocada en  $Z = 1$ , se transforma en otra situada en el infinito.

Una fuente de intensidad  $Q$ , colocada en  $Z = -1$ , se transforma en otra situada en el origen.

Un sumidero de intensidad  $2Q$ , colocado en  $Z = ai$ , se transformará en otro situado en  $\zeta = R e^{i\beta}$ .

Hallando el potencial complejo a lo largo del eje  $iy$ , con dos fuentes de intensidad  $Q$ , colocadas en  $Z = 1$  y  $Z = -1$ , y un sumidero de intensidad doble situado en el eje imaginario y aplicando la transformación [1] obtendremos el potencial complejo que define el movimiento alrededor del círculo. Directamente, también se obtiene,

$$W = W_1 + W_2 + W_3; \quad [3]$$

siendo

$$W_1 = -V_\infty \left( \zeta + \frac{R^2}{\zeta} \right) - i \frac{\Gamma}{2\pi} \ln \zeta$$

el potencial complejo alrededor del círculo sin manantiales;

$$W_2 = \frac{Q}{2\pi} \ln \zeta$$

el correspondiente a la fuente colocada en el origen;

$$W_3 = -2 \frac{Q}{2\pi} \ln (\zeta - R e^{i\beta})$$

el del sumidero colocado en  $\zeta = R e^{i\beta}$ ;

luego

$$W = - \frac{Q}{2\pi} \left[ 2 \ln (\zeta - R e^{i\beta}) - \ln \zeta \right] - \left. \begin{aligned} & - V_\infty \left( \zeta + \frac{R^2}{\zeta} \right) - i \frac{\Gamma}{2\pi} \ln \zeta. \end{aligned} \right\} [4]$$

Si en lugar de ser  $\vec{V} = -V_\infty$  la corriente libre tuviese por dirección  $-\alpha$  o sea  $\vec{V} = -V_\infty e^{-i\alpha}$ , y el centro del círculo fuese  $\zeta = m$ , el potencial complejo se obtendría efectuando una traslación  $-m$  y una rotación  $+\alpha$ , resultando

$$W = - \frac{Q}{2\pi} \left\{ 2 \ln [(\zeta - m) e^{i\alpha} - R e^{i(\alpha + \beta)}] - \ln (\zeta - m) e^{i\alpha} \right\} - V_\infty \left[ (\zeta - m) e^{i\alpha} + \frac{R^2 e^{-i\alpha}}{\zeta - m} \right] - i \frac{\Gamma}{2\pi} \ln (\zeta - m) e^{i\alpha}. \quad [5]$$

#### 2.-4. Sustentación y resistencia.

Considerando las hipótesis dadas en 2-2, las fórmulas de Blasius dan

$$\vec{P} = X - iY = \frac{1}{2} i\rho \oint_c \left( \frac{dw}{d\zeta} \right)^2 d\zeta, \quad [6]$$

siendo  $c$  el contorno. La transformación normalizada—es decir, aquella en la cual el coeficiente de  $z$  es 1, y el término independiente nulo—, que transforma conformemente el exterior del perfil en el exterior del círculo, es

$$\zeta = \zeta(z) = z + \frac{a_1}{z} + \frac{a_2}{z^2} + \dots; \quad [7]$$

luego

$$\frac{dw}{d\zeta} = \frac{dw}{dz} \cdot \frac{dz}{d\zeta} \quad \text{y} \quad \frac{dz}{d\zeta} = 1 + \frac{a_1}{z^2} + \dots; \quad [8]$$

y sustituyendo en (6)

$$\begin{aligned} \vec{P}_{\text{circulo}} &= \frac{i\rho}{2} \oint_{\zeta_c} \left( \frac{dw}{d\zeta} \right)^2 d\zeta = \\ &= \frac{i\rho}{2} \oint_{\zeta_p} \left( \frac{dw}{dz} \right)^2 \left( \frac{dz}{d\zeta} \right) dz = \\ &= \frac{i\rho}{2} \oint_{\zeta_p} \left( \frac{dw}{dz} \right)^2 dz = \vec{P}_{\text{perfil}} \end{aligned}$$

Es decir, las fuerzas aerodinámicas sobre el círculo son las mismas que sobre el

perfil transformado, ya que el residuo de  $\oint \left(\frac{dw}{dz}\right)^2 \left(\frac{dz}{d\zeta}\right)$  es el mismo que el de  $\oint \left(\frac{dw}{d\zeta}\right)^2$  según se ve en [8].

El problema queda reducido a hallar la integral [6] partiendo de la expresión [5], obteniendo

$$\frac{dw}{d\zeta} = -\frac{Q}{2\pi} \left[ \frac{2}{(\zeta-m) - Re^{i\beta}} - \frac{1}{(\zeta-m)} \right] - V_\infty e^{i\alpha} \left[ 1 - \frac{R^2 e^{-2i\alpha}}{(\zeta-m)^2} \right] - i\frac{\Gamma}{2\pi} \frac{1}{\zeta-m} \quad [9]$$

$$\left(\frac{dw}{d\zeta}\right)^2 = \left[ -2 \left(\frac{Q}{2\pi}\right) V_\infty e^{i\alpha} + 2 \frac{i\Gamma}{2\pi} V_\infty e^{i\alpha} \right] \frac{1}{\zeta-m} + \left[ 4 \frac{Q}{2\pi} V_\infty e^{i\alpha} \right] \frac{1}{(\zeta-m) - Re^{i\beta}} + \left[ \text{términos de la forma } A/(\zeta-m)^K \cdot (\zeta-m - Re^{i\beta})^M \right] \quad [10]$$

excepto  $\begin{cases} K=0 & M=1 \\ K=1 & M=0 \end{cases}$ .

Y como el residuo es  $2\pi i a_{-1}$ , las fuerzas aerodinámicas serán:

$$\vec{P} = \frac{\rho i}{2} \oint \left(\frac{dw}{d\zeta}\right)^2 d\zeta = -\pi\rho \left[ 2 \frac{i\Gamma}{2\pi} V_\infty e^{i\alpha} + 2 \frac{Q}{2\pi} V_\infty e^{i\alpha} \right] = -\rho Q V_\infty e^{i\alpha} - i\rho\Gamma V_\infty e^{i\alpha} = \rho V_\infty Q (\cos\alpha + i\sin\alpha) - i\rho\Gamma V_\infty (\cos\alpha + i\sin\alpha) = (\rho\Gamma V_\infty \sin\alpha - \rho V_\infty Q \cos\alpha) - i(\rho V_\infty Q \sin\alpha + \rho\Gamma V_\infty \cos\alpha); \quad [11]$$

luego

$$\begin{aligned} X &= \rho\Gamma V_\infty \sin\alpha - \rho V_\infty Q \cos\alpha, \\ Y &= \rho Q V_\infty \sin\alpha + \rho\Gamma V_\infty \cos\alpha; \end{aligned} \quad [12]$$

ya la sustentación y resistencia (fig. 2)

$$\begin{aligned} L &= \rho V_\infty \Gamma, \\ D &= \rho V_\infty Q; \end{aligned} \quad [13]$$

siendo, hasta ahora, indeterminado el valor de la circulación.

2.-5. *Determinación de la circulación.*

Queda determinada imponiendo la condición de Kutta, o sea

$$\left(\frac{dw}{d\zeta}\right)_{\zeta-m} = 0 = R^i(\pi + \epsilon), \quad [14]$$

siendo  $\zeta-m = R^i(\pi + \epsilon)$  el homólogo de la punta del perfil. Llevando este valor a la ecuación [9], resulta:

$$\left(\frac{dw}{d\zeta}\right) = -\frac{Q}{2\pi} \left[ \frac{2}{-Re^{i\epsilon} - Re^{i\beta}} + \frac{1}{Re^{i\epsilon}} \right] - V_\infty e^{i\alpha} \left[ 1 - \frac{R^2 e^{-2i\alpha}}{R^2 e^{2i\epsilon}} \right] + \frac{i\Gamma}{2\pi} \frac{1}{Re^{i\epsilon}} = 0;$$

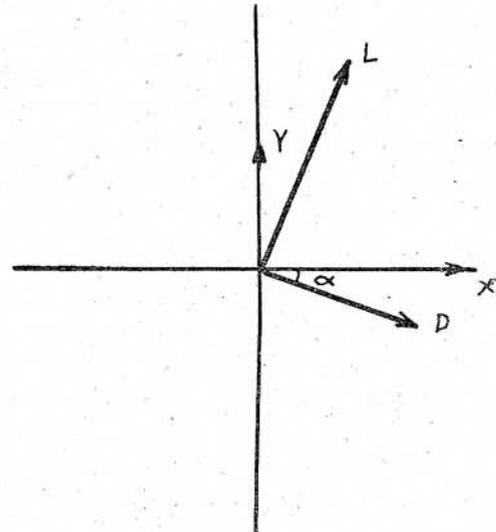


Fig. 2.

de donde la circulación vale

$$\begin{aligned} \Gamma &= +iQ \left( \frac{2e^{i\epsilon}}{e^{i\epsilon} + e^{i\beta}} - 1 \right) - \\ &= -i2\pi R V_\infty e^{i(\alpha + \epsilon)} (1 - e^{-2i(\alpha + \epsilon)}) = \\ &= -Q \operatorname{tg} \left( \frac{\epsilon - \beta}{2} \right) + 4\pi R V_\infty \sin(\alpha + \epsilon); \end{aligned} \quad [15]$$

pudiendo descomponerse en dos sumandos,

$$\Gamma_1 = 4\pi R V_\infty \sin(\alpha + \epsilon) \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{debido sola-} \\ \text{mente al perfil;} \end{array} \right. \quad [16]$$

$$\Gamma_2 = -Q \operatorname{tg} \left( \frac{\epsilon - \beta}{2} \right), \text{ debido a la fuente;} \quad [17]$$

3.—RESULTADOS EXPERIMENTALES

sustituyendo el valor de  $\Gamma$  dado por [15] en [13], obtendremos:

$$L = \rho V_{\infty} \Gamma = \rho V_{\infty} \left[ 4 \pi R V_{\infty} \operatorname{sen}(\alpha + \varepsilon) - Q \operatorname{tg} \left( \frac{\beta - \varepsilon}{2} \right) \right] \quad [18]$$

$$D = \rho V_{\infty} Q. \quad [19]$$

Como la cuerda del perfil es aproximadamente  $4R$ , y llamando  $C_Q = \left( \frac{Q}{V_{\infty} \cdot c} \right)$  al coeficiente de gasto, tendremos para los coeficientes de sustentación y resistencia

$$C_L = 2 \pi (\alpha + \varepsilon) + 2 C_Q \operatorname{tg} \left( \frac{\beta - \varepsilon}{2} \right). \quad [20]$$

$$C_D = 2 C_Q. \quad [21]$$

que, como en el caso de la circulación, pueden descomponerse en dos sumandos.

$$\left. \begin{aligned} C_{L1} &= 2 \pi (\alpha + \varepsilon), \\ C_{D1} &= 0, \end{aligned} \right\} \text{debidos sólo al perfil.} \quad [22]$$

$$\left. \begin{aligned} C_{L2} &= 2 C_Q \operatorname{tg} \left( \frac{\beta - \varepsilon}{2} \right), \\ C_{D2} &= 2 C_Q, \end{aligned} \right\} \text{debidos sólo a la fuente.} \quad [23]$$

En el caso de existir varias fuentes o sumideros, se antepondrá el signo sumatorio  $\Sigma$  a toda la expresión que contenga cualquier magnitud característica del manantial, es decir,  $C_Q$  ó  $\beta$ . Así las [20] y [21] se transforman en

$$C_L = 2 \pi (\alpha + \varepsilon) + \sum_1^n 2 C_{Q_n} \operatorname{tg} \left( \frac{\beta_n - \varepsilon}{2} \right). \quad [20']$$

$$C_D = \sum_1^n 2 C_{Q_n}. \quad [21']$$

2.—6. Resumen.

De las fórmulas [20'] y [21'] obtendremos los siguientes resultados:

1.º El incremento del coeficiente de sustentación es directamente proporcional al coeficiente de gasto volumétrico.

2.º El incremento del coeficiente de sustentación es tanto mayor cuanto más cerca esté de la punta la ranura.

3.º El incremento de resistencia es proporcional a la variación de la cantidad de movimiento de la corriente libre.

3.—1. Según el estudio teórico, las curvas  $(C_L, C_Q)$  para diversas posiciones del sumidero son rectas de pendiente  $2 \operatorname{tg} \left( \frac{\beta - \varepsilon}{2} \right)$  y de ordenada en el origen  $2 \pi (\alpha + \varepsilon)$ . Las curvas experimentales tienen por asíntotas

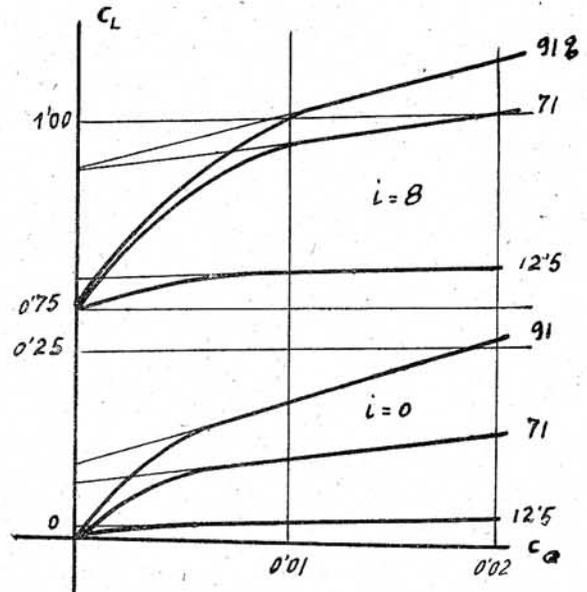


Fig. 3.

las rectas teóricas; estas diferencias son debidas a que las rectas teóricas sólo consideran el incremento de sustentación debido al sumidero, mientras que las curvas experimentales consideran además el aumento de sustentación debido a la supresión o retraso del desprendimiento de la capa límite.

Estos experimentos están representados en la figura 3 para el perfil Arsenal E. L. - 0012, en ella vemos que no interesa emplear coeficientes de gasto volumétrico superiores al punto en el que disminuye fuertemente la curvatura, ya que entonces los incrementos de  $C_L$  son pequeños; en este caso  $C_Q \leq 0,01$ .

Experimentalmente se ha visto que los incrementos de sustentación y resistencia para el caso de fuentes dependen de la anchura relativa  $e$  de la fuente. Empleando entonces el coeficiente  $C_{\mu} = 2 C_Q^2 / e$  en lugar del  $C_Q$ , las fórmulas [23] se sustituirán por las

$$\begin{aligned} C_{L2} &= 2 C_{\mu} \operatorname{tg} \left( \frac{\beta - \varepsilon}{2} \right), \\ C_{D2} &= -2 C_{\mu}. \end{aligned} \quad [23']$$

Las curvas experimentales están dibujadas en la figura 4, aplicándose para fuentes todo lo dicho en el caso de sumideros, debiendo, por tanto, ser  $C_{\mu} \leq 0,05$ .

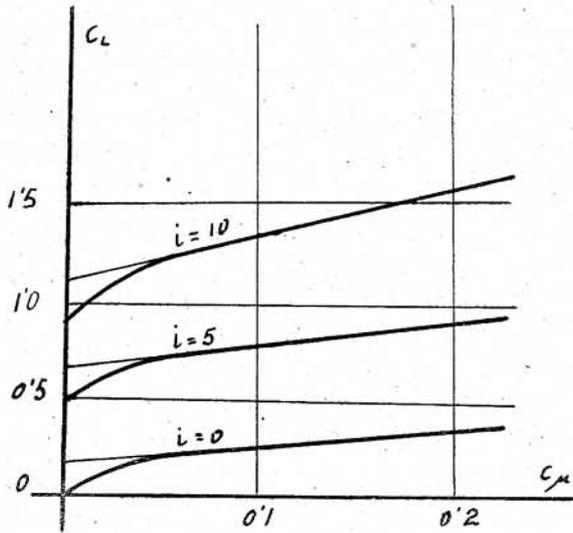


Fig. 4.

En la figura 5 viene la disposición de los ensayos en el túnel, con tres ranuras aspirantes dispuestas en forma de difusor (fi-

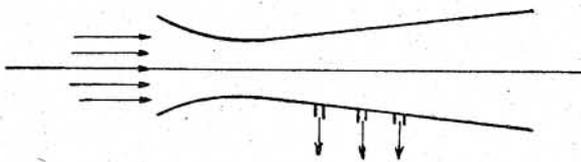


Fig. 5.

gura 6); con ello se ha conseguido una compresión laminar del 63 por 100 de la diferencia entre la presión en el punto de término y la mínima, mientras que si no existe aspiración se logra sólo un 11 por 100 (figura 7).

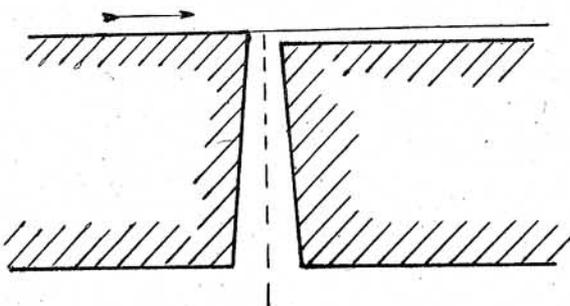


Fig. 6.

3.-2. Control de la capa límite en la hipersustentación.

Siguiendo los ensayos sistemáticos efectuados en la O. N. E. R. A. por Poisson-Quinton, tenemos:

1.º Aspiración en el eje de giro del flap de borde de salida del perfil Arsenal E. L. - 0012 con una cuerda de flap de  $C_f = 0,25$  c. y ranura al 75 por 100 del b. a. (figs. 8 y 9). En ellas observamos que el valor máximo del coeficiente de gasto debe ser  $C_Q = 0,002$ , lográndose un incremento del coeficiente de sustentación de cerca de 1 para un giro del flap de  $\beta = 30^\circ$

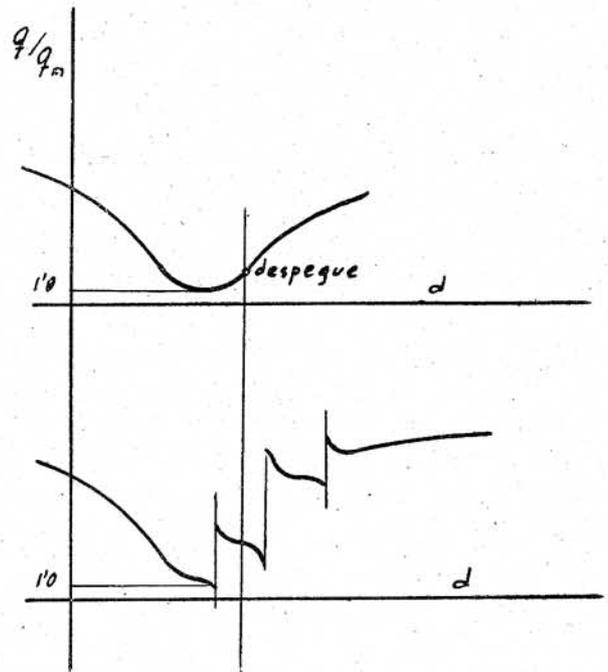


Fig. 7.

2.º Aspiración en el eje de giro del flap de borde de ataque del mismo perfil y características que antes (fig. 10). Considerando el flap de borde de ataque aspirado en su eje con el flap de borde de salida sin aspirar, puede obtenerse un incremento de coeficiente de sustentación de 3,3 para

$$C_Q = 0,02 \quad \eta = 30^\circ \quad \beta_1 = 45^\circ \quad \beta_2 = 30^\circ.$$

3.º Sopló en el eje de giro del flap de borde de salida (fig. 11). Observamos aquí que los incrementos de sustentación son muy superiores a los obtenidos en la aspiración. No debemos pasar de  $C_{\mu} = 0,05$ . Como resumen en el caso de hipersusten-

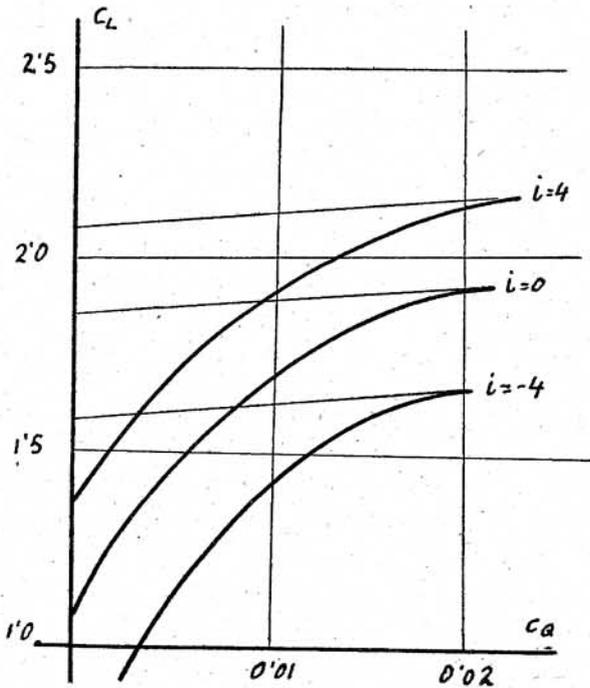


Fig. 8.

tación, vemos que la mejor solución es el empleo de flaps de borde de ataque y salida, con los ejes del flap de b. a. y primer flap de b. s. aspirados y segundo flap de b. s. soplado. Con esta norma se ha ensayado el perfil simétrico SO - 6008 bis (figura 12), de características:

$C_Q$  de b. a. = 0,01    „     $C_{\mu}$  de b. s. 0,05,  
 $C_Q$  de b. s. = 0,02    „     $R. N. = 10^6$ .

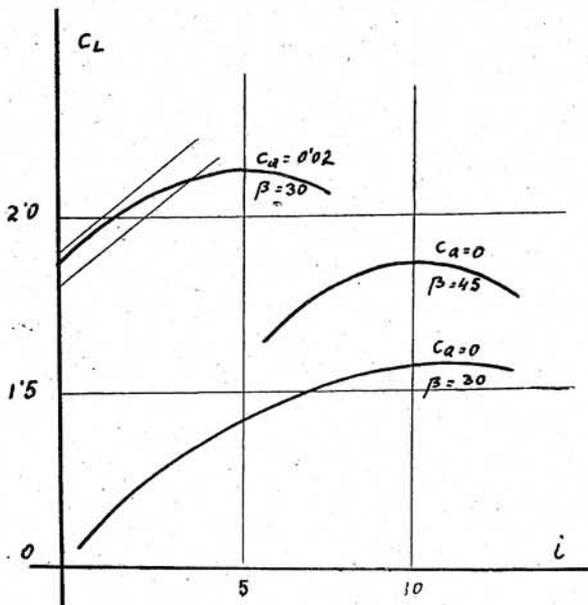


Fig. 9.

y con la notación

$\eta$  = giro del flap de borde de ataque.  
 $\beta_1$  = giro del primer flap de borde de salida.  
 $\beta_2$  = giro del segundo flap de borde de salida.  
 $C_{pm}$  = coeficiente de presión máximo.

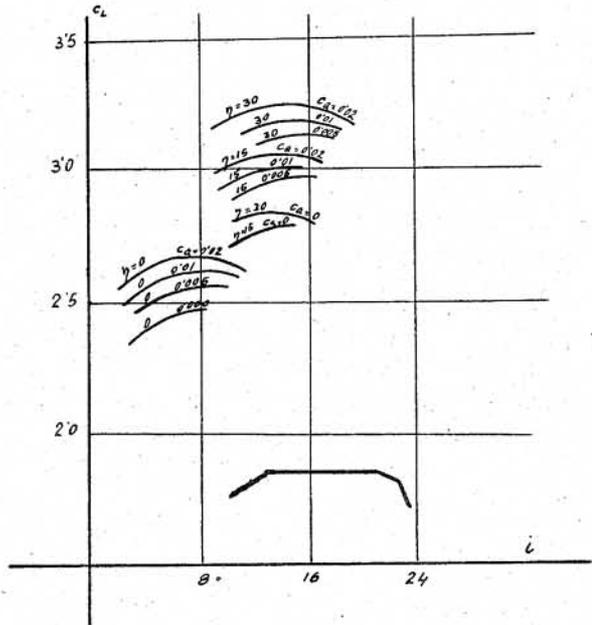


Fig. 10.

se ha obtenido la siguiente tabla:

$\eta$	$\beta_1$	$\beta_2$	$C_{pm}$	$C_L$
0	0	0	- 11,7	1,00
0	0	45	- 23,6	3,17
0	15	45	- 16,4	3,50
30	0	45	- 17,6	3,70
15	15	45	- 16,9	4,00
30	30	45	- 10,0	4,00

3.-3. Control de la onda de choque en régimen transónico.

Como vimos en 1-4, punto 5.º, conviene fijar la onda de choque y evitar el desprendimiento de la capa límite. Parece ser que lo mejor es aspirar sobre una zona, preferentemente porosa, situada aguas abajo y próxima al punto de formación de la onda. Si no se efectúa la aspiración, el desprendimiento aparece inmediatamente después de la onda de choque. Con aspiración se vuelve

a pegar completamente después de la ranura (fig. 13).

Ensayos efectuados en el perfil Griffith, del 16 por 100 de espesor, y con ranura de aspiración de 70 por 100 del borde de ataque, dan los siguientes gastos necesarios:

$N M_\infty$	0,5	0,6	0,7
$C_D$	0,0017	0,0027	0,0035

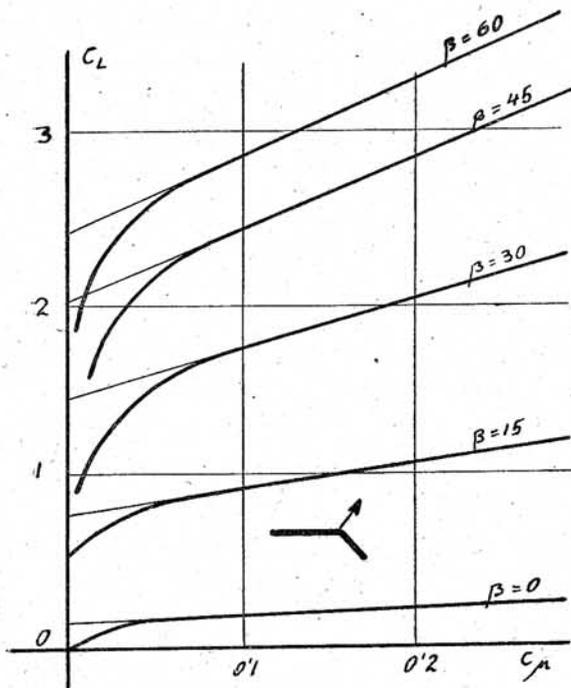


Fig. 11.

4.—EMPLEO Y CONCLUSIONES

4.—1. Actualmente se han efectuado en los centros de experimentación aeronáutica más importantes del mundo, ensayos sobre el control de la capa límite, debido a la gran importancia que estos controles tienen en los aviones modernos de alas en flecha, equipados con motores de reacción y que llegan a alcanzar o sobrepasar la zona transónica.

4.—2. Las alas en flecha retrasan los efectos de compresibilidad, ya que para un ala de alargamiento infinito, si volamos a un número de Mach  $M_\infty$ , el ala se com-

porta como si el número de Mach fuese  $M_\infty \cos \varphi$ . Para alargamiento finito no se obtiene esta ventaja, y puede considerarse que el ala en flecha retrasa el número de Mach

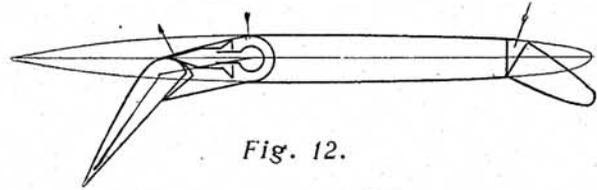


Fig. 12.

de  $M_\infty$  a  $M_\infty \sqrt{\cos \varphi}$ . Desde este punto de vista interesa, por tanto, grandes valores de  $\varphi$ ; sin embargo, al aumentar la flecha, el máximo en la distribución del coeficiente de sustentación tiende a correrse hacia la punta del ala, produciéndose dos efectos muy perjudiciales:

1.º La pérdida comenzará en la región de los alerones, con la correspondiente pérdida de mando.

2.º Si no empleamos una adecuada distribución de perfiles—que puede ser el incrementar el espesor máximo de éstos al acercarse al extremo del ala, o bien aumentando su curvatura, lo cual no se emplea en la práctica—, la distribución del coeficiente de sustentación máximo a lo largo de la envergadura disminuye de la raíz a la punta (ori-

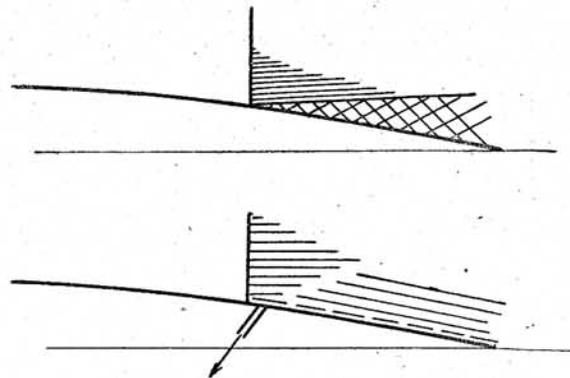


Fig. 13.

ginado por la disminución de espesor y N. R.) y como la distribución de coeficiente de sustentación local es precisamente máxima en donde la de  $C_{e \text{ máx}}$  es mínima, resulta que el valor del coeficiente de sustentación máximo del ala es muy pequeño.

Para evitar estos dos inconvenientes se emplean unas ranuras de soplo o aspiración a lo largo de la envergadura, colocadas generalmente en el eje de giro de alerones y flap, y, por tanto, próximas al mínimo de presión del perfil, o bien solamente en la región de los alerones. Estas ranuras producen dos efectos en el ala:

1.º Aumentar el coeficiente de sustentación local máximo en la región de la ranura.

2.º Modificar la distribución del coeficiente de sustentación básico en el sentido de ser positivo en la región de la ranura y negativo en el resto del ala.

El primer efecto es sumamente beneficioso, ya que así se logra que la curva de  $C_{e\text{ máx}}$  no disminuya hacia la punta del ala y aun puede hasta aumentar. El segundo efecto es perjudicial, pero poco importante.

Con esto se logran valores muy grandes de  $C_{L\text{ máx}}$  y además se hacen totalmente efectivos los "flaps", ya que en las alas en flecha, por las razones anteriores apenas si logran aumentar el coeficiente de sustentación máximo del ala.

4-3. En un avión de las siguientes características:

Flecha.....	$\varphi = 35^\circ$
Carga alar.....	$\omega = 280 \text{ kg/m}^2$
Superficie alar.....	$S = 35,8 \text{ m}^2$
Alargamiento.....	$\lambda = 4,7 \text{ metros}$
Cuerda en el extremo .....	$C_e = 1,5 \text{ —}$
Cuerda en la raíz.....	$C_r = 4 \text{ —}$
Envergadura del ala.....	$b = 13 \text{ —}$
Envergadura de los alerones..	$b_a = 5,9 \text{ —}$

con una distribución lineal de perfiles laminares partiendo del 66-009 en la raíz y 66-006 en el extremo y equipado con dos motores de reacción de 1.800 kilogramos de empuje, se ha obtenido:

Ala sin hipersustentadores  $C_{L\text{ máx}} = 0,82... V_{\text{mín}} = 266 \text{ km/h}$ .

Ala con flap girados  $50^\circ... C_{L\text{ máx}} = 1,00... V_{\text{mín}} = 241 \text{ km/h}$ .

Ala con flap girados  $50^\circ$  y una ranura de succión de  $C_Q = 0,02... C_{L\text{ máx}} = 2,03... V_{\text{mín}} = 168 \text{ km/h}$ .

En donde observamos que por el hecho de colocar una ranura de succión, el coeficiente de sustentación máximo del ala se duplica. Con lo cual reducimos en 73 km/h. la velocidad de aterrizaje.

4-4. En definitiva, a nuestro modo de ver, el uso de las ranuras de soplo o aspiración para vuelos sin accionar los hipersustentadores y sin llegar a la zona transónica, no tiene una ventaja muy grande, y, por tanto, no debe emplearse. La aplicación de estas ranuras al accionar los "flaps" es fundamental, unido a que entonces no se precisa de todo el empuje del motor, debiendo seguirse las investigaciones para equipar, en un futuro próximo, a los nuevos aviones de alas en flecha. El empleo del control de la capa límite en la zona transónica para evitar el desprendimiento producido por la onda de choque, lograría una disminución considerable de la resistencia; pero todavía esto no se ha ensayado convenientemente.

5.—BIBLIOGRAFIA

5.—1. "Aerodinámica". Fuchs.	5. "Baja resistencia y perfiles de succión". S. Goldstein ("Aircraft Engineering", mayo 1948).
2. "Control de la capa límite". Poisson-Quinton (O. N. E. R. A.).	6. "Proyecto de perfiles de succión". Glauert (NACA, noviembre 1945).
3. "Perfiles con ranuras de soplo y succión". C. B. Smith.	7. "Proyecto de aviones". K. D. Wood.
4. "Sobre los perfiles aspirantes laminares". W. Pfenninger ("Interavia", marzo 1947).	8. "Proyecto de avión de reacción". G. Velarde.