



UN PROBLEMA SIEMPRE INTERESANTE: "LA BARRENA"

Por FFLIPE LAFITA,

Coronel de Ingenieros Aeronáuticos e Ingeniero Naval.

1. *Generalidades.* — Cuando un avión se encuentra en pérdida de velocidad, por encima de la incidencia crítica, adquiere un movimiento típico, denominado barrena. Este movimiento es un descenso en espiral, con una incidencia superior a la crítica.

Antes de pasar al estudio de la barrena, como tal movimiento, recordaremos algunas de las consideraciones respecto a algunos fenómenos que aparecen en los aviones en aquellas condiciones.

A la zona de vuelo correspondiente a esos grandes ángulos de ataque, la denominaremos *zona pos crítica*. Ella comienza, para los aviones normales, a unos 15°, y para las alas con ranura, a unos 25°.

Cuando el avión se encuentra en esta zona, se origina el desprendimiento del fluido, del trasdós del perfil, formándose remolinos que empiezan por el borde de salida y continúan hacia el borde de ataque, a medida que la incidencia aumenta, hasta unos 30° ó 40°. El coeficiente de sustentación disminuye con la incidencia, y lo mismo le ocurre a la deflexión ϵ , originada por las alas. El coeficiente de momento del ala, respecto al borde de ataque, permanece casi constante, lo cual implica que el C. P. se corre hacia el borde de salida, puesto que C disminuye (aproximadamente a 0.50). Esto se comprueba fácilmente en el Laboratorio, ya que se observa que en la *zona pos crítica* la distribución de la depresión es mucho más uniforme que en vuelo normal.

Como al disminuir la deflexión ϵ aumenta el ángulo de ataque en la cola, tenemos dos causas que incrementan el momento de picado, el cual no puede ser neutralizado por el timón de altura, lo que da lugar a la dismi-

nución del ángulo de incidencia, limitando el encabritamiento del avión a unos 25°.

En las alas rectangulares el desprendimiento del fluido comienza en la unión del borde de salida con el fuselaje; en cambio, en las alas trapezoidales lo hace en sus extremos, y tanto más pronto cuanto mayor es el estrechamiento.

Como consecuencia del desprendimiento se origina una zona de sombra producida por el ala, en la que la velocidad aerodinámica es muy pequeña, lo que da lugar, en especial en los aviones monoplanos, de ala baja con fuselaje corto y superficie horizontal de cola alta, a una gran reducción en los momentos y mandos de altura, por lo que el avión puede entrar en una *zona pos crítica* mayor.

Igualmente a causa de esta sombra, y en especial de la producida por la superficie horizontal de cola, que también se encontrará bajo grandes ángulos de ataque, perderán actividad la deriva y el timón de dirección. A veces, para incidencias de unos 40° ó 50° los momentos de guiñada llegan a anularse y aun a invertirse. Este fenómeno es una de las causas principales en la dificultad de salida de la barrena plana, que da lugar a tan catastróficos resultados.

Los alerones, principalmente, y los "flaps" pierden su efectividad por encontrarse en la parte del ala donde se comienza el desprendimiento.

Para estos grandes ángulos de ataque las alas son de por sí inestables lateralmente, de tal manera, que si se les da un ligero momento de balance, no solamente no tienden a reducirlo, sino que lo aumentan más y más, dando lugar al fenómeno tan conocido de-

nominado *autorrotación*. Más tarde haremos una amplia exposición de él.

Los alerones, por encontrarse en la parte del ala donde comienza el desprendimiento del fluido, no solamente llegan a perder eficacia, sino que pueden producir momentos contrarios.

Por todas estas causas, utilizando los grandes momentos de autorrotación, puede realizarse un tonel rápido encabritando el avión para ponerlo en la *zona pos crítica*.

2. *La barrena.* — Este movimiento se conoce desgraciadamente desde los primeros días de la aviación, y a él se deben la mayoría de las víctimas de aquellos tiempos: La razón principal de estos percances fué debida a que los medios para hacer salir al avión de este movimiento peligroso son precisamente los contrarios que corresponden a la reacción instantánea del piloto, es decir, llevar la palanca adelante y aplicar el timón de dirección a la banda contraria del giro.

Los tipos de barrena más corrientes son tres: a) La barrena normal, con el avión bastante picado y un giro relativamente lento. b) La barrena con una posición del avión igual a la anterior, pero mucho más rápida. c) La barrena plana.

Esta clasificación, naturalmente, es una cosa aproximada, puesto que realmente existe un número infinito de graduaciones entre estas tres barrenas.

La barrena normal (fig. 1) es la primera que se conoció, y hoy día, cuando el avión tiene altura suficiente, no ofrece peligro alguno.

El C. G. del avión describe una hélice de 1 a 2.5 metros de diámetro. Una vez establecida la barrena permanecen constantes, dentro de ciertos límites, las velocidades angular y de

avance, los ángulos de ataque y de resbalamiento y la posición del avión respecto al eje de la barrena.

Los valores más característicos de esta barrena son:

Angulo del fuselaje con la horizontal, de 60° a 70°.

Tiempo de una vuelta, dos a tres segundos.

Angulo de ataque, — 25°.

Angulo de resbalamiento, ± 15°.

La barrena del tipo b) es muy rara y peligrosa. Únicamente se ha observado en algún tipo de avión.

En la barrena plana (fig. 2), que es la que en la actualidad todavía ocasiona catástrofes, son más pequeños el ángulo del fuselaje con la horizontal (unos 30°), el diámetro (alrededor de 1 s.), y mayor el ángulo de ataque (alrededor de 60—65°) y el resbalamiento.

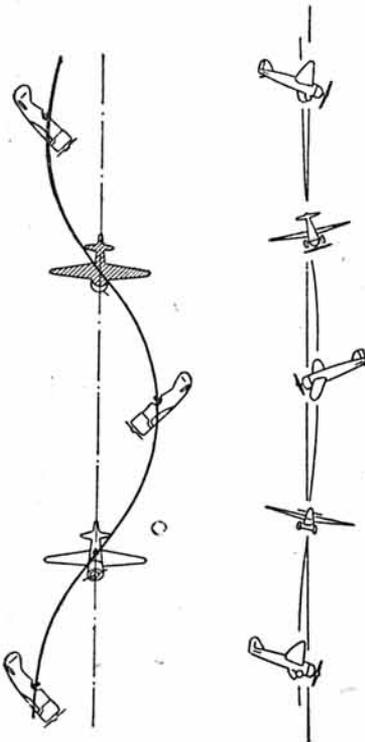


Fig. 1.

Fig. 2.

Al avión normal se le debe exigir que, una vez colocados los mandos en la posición de salida de la barrena, ésta no se prolongue más de dos o tres vueltas.

El problema de la barrena no se encuentra en la actualidad totalmente resuelto cuantitativamente, de tal modo que es imposible apreciar de esta manera la influencia de cada uno de los factores que en ella intervienen. Sin embargo, cualitativamente, el problema puede considerarse resuelto, ya

que puede decirse de una manera casi exacta los medios que se pueden emplear para evitar este movimiento peligroso.

Cuando el avión se coloca en la zona pos crítica de los grandes ángulos de ataque, con la consiguiente pérdida de eficacia de los alerones, y, por tanto, de la estabilidad transversal, se produce el fenómeno de autorrotación y la entrada en barrena, si se encuentra en pérdida de velocidad.

Si el avión tiene velocidad, aunque esté en la zona de grandes ángulos de ataque, puede ser mandado y llevado a la zona precrítica, donde desaparece el fenómeno de autorrotación.

3. Estudio teórico de la barrena. (Ref. 1).—Empleamos a continuación los siguientes símbolos:

Tomamos como ejes los "ejes Cuerda", es decir:

El origen O es el C. G. del avión. El eje OX, que está situado en el plano de simetría, es paralelo a la cuerda del ala. El eje OZ, que está también en ese mismo plano, es perpendicular a él, y el eje OY es perpendicular al plano de simetría. Los momentos de inercia los designamos por I_x, I_y y I_z , y los productos de inercia por P_{xy}, P_{xz}, P_{yz} . Suponemos que los ejes son los principales de inercia, por lo que los productos de inercia P_{xy}, P_{xz}, P_{yz} serán nulos.

A la velocidad angular alrededor del eje de la barrena la designamos por Ω , y al radio descrito por el C. G. del avión, por R.

a) Ecuaciones generales del movimiento.—Para la obtención de estas ecuaciones se considera al avión como un sólido perfecto, es decir, indeformable, y se determina el movimiento de su centro de gravedad y su rotación alrededor de él.

Para determinar la posición del avión respecto a su centro de gravedad, bastará fijar unos ejes a tierra y trazar en cualquier instante por el C. G. unos ejes paralelos a éstos, y la posición del avión quedará fijada, mediante los ángulos formados por los ejes OX, OY y OZ antes mencionados, con éstos. Estos ángulos o coordenadas angulares los designamos por θ, Φ, Ψ .

Quando todos ellos son nulos, es que el eje OZ es vertical, y OX y OY horizontales, estando OX en la dirección de la cuerda.

Otra posición del avión podrá obtenerse mediante tres rotaciones sucesivas, a saber:

1.º Una rotación Ψ alrededor del eje OZ, hasta que OX se sitúe en el plano vertical, que contiene su posición final.

2.º Una rotación θ , alrededor del

eje OY, hasta que el eje OX tome su posición final.

3.º Una rotación Φ , alrededor del eje OX, hasta que OZ coincida con su posición final.

Con arreglo a lo dicho, las ecuaciones del movimiento del C. G., que representan la igualdad entre los componentes, según los ejes, del producto de la masa por la aceleración, y las fuerzas exteriores, serán:

$$\left. \begin{aligned} m \left(\frac{dU}{dt} + QW - RV \right) &= \\ &= -mg \operatorname{sen} \theta \\ m \left(\frac{dV}{dt} + RU - PW \right) &= \\ &= mg \cos \theta \operatorname{sen} \Phi \\ m \left(\frac{dW}{dt} + PV - QU \right) &= \\ &= mg \cos \theta \cos \Phi \end{aligned} \right\} (1)$$

siendo m la masa del avión; U, V y W las componentes, según los ejes OX, OY y OZ de la velocidad del C. G., y P, Q y R las componentes, según los ejes de la rotación alrededor del C. G.

Las ecuaciones correspondientes a la rotación alrededor del C. G., que expresan la igualdad entre las componentes, según los ejes, de la variación del momento de la cantidad de movimiento y el par aerodinámico actuante, serán:

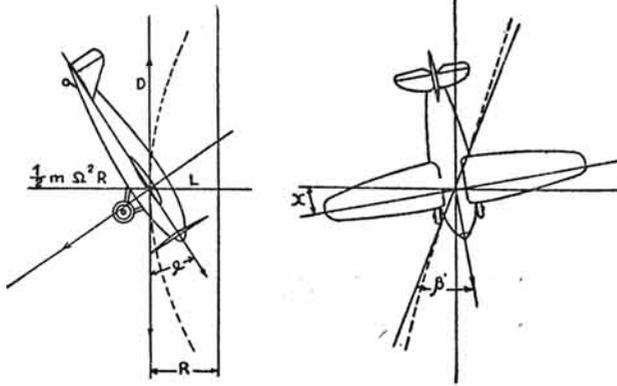
$$\left. \begin{aligned} \frac{d\sigma_x}{dt} + Q\sigma_z - R\sigma_y &= M_x \\ \frac{d\sigma_y}{dt} + R\sigma_x - P\sigma_z &= M_y \\ \frac{d\sigma_z}{dt} + P\sigma_y - Q\sigma_x &= M_z \end{aligned} \right\} (2)$$

siendo $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ las proyecciones sobre los ejes del momento de la cantidad de movimiento, cuyos valores son:

$$\begin{aligned} \sigma_x &= I_x P - P_{xy} Q - P_{xz} R, \\ \sigma_y &= I_y Q - P_{yz} R - P_{xy} P, \\ \sigma_z &= I_z R - P_{zx} P - P_{yz} Q. \end{aligned}$$

Estas ecuaciones generales del movimiento (1) y (2) quedan simplificadas en este caso al suponer establecida la barrena, ya que esto lleva consigo la supresión de todas las derivadas. Respecto a las (1), hay que observar que quedarán reducidas a las condiciones siguientes: a) La resultante aerodinámica ha de cortar al eje de la barrena. b) La componente horizontal de dicha reacción ha de ser igual a la fuerza centrífuga $mR\Omega^2$. c) La componente vertical ha de ser igual al peso mg del avión. Por ello en la barrena normal (fig. 3), en la que la trayectoria del C. G. es una hé-

Fig. 3.
Barrena normal.



lice de gran paso, puede suponerse, sin gran error, que la resistencia y sustentación son iguales y contrarias al peso y fuerza centrífuga, respectivamente.

Así podemos escribir:

$$\left. \begin{aligned} m \Omega^2 R &= \frac{1}{2} C_L \rho S V^2 \\ W = mg &= \frac{1}{2} C_D \rho S V^2 \\ \text{y } V^2 &= 2w / C_D \rho \end{aligned} \right\} (3)$$

De la segunda de estas expresiones, teniendo en cuenta que en la barrena el ángulo de ataque, y por tanto C_D , es muy grande, deducimos que la velocidad será menor siempre que en un picado, y en general, menor que en vuelo horizontal a la velocidad máxima. La eliminación de V entre las dos primeras ecuaciones anteriores conduce a:

$$R = \frac{g}{\Omega^2} \frac{C_L}{C_D} \quad (4)$$

Como cuanto mayor sea el ángulo de ataque, es decir, la barrena más plana, menor es la relación $\frac{C_L}{C_D}$, de la expresión anterior deducimos que menor será el radio de la barrena.

Mediante estas expresiones podemos determinar la influencia de la incidencia en las variables de la barrena, previo el conocimiento de la relación entre V y Ω para cada valor de la incidencia. Esta relación se determinará más tarde; pero un valor aproximado puede obtenerse de la expresión

$$\frac{\Omega e}{2V} = 0,025 \alpha - 0,3;$$

e = envergadura.

Las tres ecuaciones (2) de momentos quedan reducidas a:

$$\left. \begin{aligned} M_x &= (I_x - I_y) q r \\ M_y &= (I_x - I_z) p r \\ M_z &= (I_y - I_x) p q \end{aligned} \right\} (5)$$

p, q, r , son las componentes de la velocidad angular Ω según los ejes, las cuales pueden expresarse en función de Ω y de dos coordenadas angulares α y β .

Estas coordenadas angulares representan lo siguiente:

Supongamos que el eje OX es vertical, y por tanto, OY y OZ , horizontales. Demos un giro α al avión alrededor del eje OY , y a continuación un giro β alrededor del eje OZ . El ángulo α es el ángulo de cabezada, que lo suponemos positivo cuando el avión levanta el morro. El ángulo β es el de guiñada o resbalamiento, al cual consideramos como positivo cuando, para llegar a $\beta=0$, se lleva el morro hacia la derecha del piloto.

Con arreglo a estas consideraciones, podemos escribir:

$$\left. \begin{aligned} p &= \Omega \cos \alpha \cos \beta \\ q &= -\Omega \cos \alpha \sin \beta \\ r &= \Omega \sin \alpha \end{aligned} \right\} (6)$$

y las ecuaciones (5) tomarán la forma

$$\left. \begin{aligned} M_x &= -\frac{1}{2} \Omega^2 (I_x - I_y) \times \sin 2\alpha \sin \beta \\ M_y &= \frac{1}{2} \Omega^2 (I_x - I_z) \times \sin 2\alpha \cos \beta \\ M_z &= -\frac{1}{2} \Omega^2 (I_z - I_x) \times \cos^2 \alpha \sin 2\beta \end{aligned} \right\} (7)$$

Si dividimos estas expresiones por $\frac{1}{2} \rho S V^2 \frac{e}{2}$, siendo $\frac{e}{2}$ la semi envergadura, tendremos:

$$\left. \begin{aligned} C_{mx} &= -2 C_Q^2 \mu [C_x - C_y] \times \sin 2\alpha \sin \beta \\ C_{my} &= 2 C_Q^2 \mu [C_x - C_z] \times \sin 2\alpha \cos \beta \\ C_{mz} &= -2 C_Q^2 \mu [C_y - C_x] \times \cos^2 \alpha \sin 2\beta \end{aligned} \right\} (8)$$

siendo $\mu = \frac{m}{\rho S e}$, $C_Q = \frac{\Omega e}{V}$,

$$C_x = \frac{I_x}{m e^2}, \quad C_y = \frac{I_y}{m e^2}$$

$$\text{y } C_z = \frac{I_z}{m e^2}.$$

V representa la velocidad del C. G. en la dirección del eje de la barrena, y no la velocidad resultante, como anteriormente. Dada la gran inclinación de la barrena, en general, esto no representa un gran error.

El resbalamiento lo definimos como la componente de la velocidad del C. G., perpendicular al plano de simetría del avión; por tanto, si el avión hace una guiñada a la derecha o estribor, el resbalamiento será a la izquierda, que en el caso de un viraje a la izquierda se denomina resbalamiento interior. Cuando la guiñada es a la izquierda, el resbalamiento es a la derecha, y en un viraje a la izquierda se denomina resbalamiento exterior o derrape.

4. Momentos de cabezada.—El coeficiente de momento de cabezada C_{my} , debido a las acciones aerodinámicas, depende, naturalmente, de las velocidades angulares de cabezada, balance, guiñada y de la velocidad de resbalamiento, ya que la expresión general de aquel momento es:

$$M_y = M_{oy} + p \frac{\partial M}{\partial p} + q \frac{\partial M}{\partial q} + r \frac{\partial M}{\partial r} + v_r \frac{\partial M}{\partial v};$$

siendo M_{oy} el momento de cabezada, debido a la incidencia para el ángulo particular considerado del timón de altura, y p, q, r , las velocidades angulares de balance, cabezada y guiñada, y v_r , la velocidad de resbalamiento.

De todos los términos del segundo miembro, el primero es muy superior a los demás. De éstos, el único que tiene un valor apreciable, cuando el resbalamiento exterior es grande, es el tercero. El signo de $\frac{\partial M}{\partial q}$ es siempre negativo; por tanto, el signo de $q \frac{\partial M}{\partial q}$ será siempre contrario al de q .

Por las razones anteriores, para las aplicaciones prácticas puede tomarse para C_{my} el valor obtenido en el ensayo de estabilidad estática longitudinal.

Evidentemente, las masas del avión darán lugar a unas fuerzas de inercia horizontales (fig. 4), las cuales producirán un momento de cabezada, al que denominaremos por momento centrífugo de cabezada, y designamos su coeficiente por $C_{m,i}$. Evidentemente, cuando la barrena se haya estableci-

do será preciso que este momento sea igual y opuesto al momento aerodinámico de cabezada, es decir:

$$C_{my} + C_{myi} = 0. \quad (9)$$

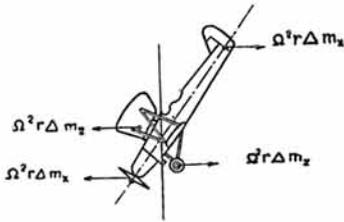


Fig. 4.

Por tanto, si suponemos $\beta = 0$ para considerar únicamente el equilibrio alrededor del eje OY , se verificará según (8):

$$C_{myi} = -2 C_Q \mu (C_z - C_x) \text{sen } 2\alpha \quad (10)$$

y

$$C_{my} - 2 C_Q \mu (C_x - C_z) \text{sen } 2\alpha = 0. \quad (11)$$

En muchas ocasiones puede ser conveniente el empleo de los momentos de inercia J_x, J_y, J_z , denominados de superficie, en vez de los momentos de inercia respecto a los ejes, como son I_x, I_y e I_z . Aquellos momentos son de la forma

$$I_x = \sum m (y^2 + z^2) \quad \bar{J}_y + \bar{J}_z = I_x,$$

$$I_y = \sum m (x^2 + z^2) \quad \bar{J}_x + \bar{J}_z = I_y,$$

$$I_z = \sum m (x^2 + y^2) \quad \bar{J}_x + \bar{J}_y = I_z.$$

De estas ecuaciones observamos que

$$I_x - I_y = \bar{J}_y - \bar{J}_x,$$

$$I_z - I_x = \bar{J}_x - \bar{J}_z,$$

$$I_z - I_y = \bar{J}_y - \bar{J}_z.$$

De aquí se deduce que las masas que ejercen mayor influencia sobre el momento centrífugo son las situadas en los extremos del fuselaje, que producen su aumento, y las situadas muy

separadas del C. G., perpendicularmente al eje del fuselaje (tales como el ala alta en un biplano, ruedas del tren de aterrizaje, etc.), que lo reducen.

En todos los aviones normales, $C_x > C_z$, por lo cual el momento centrífugo de cabezada es positivo, y tiende a encabritar el avión y llevarlo a la zona de los grandes ángulos de ataques, es decir, a la barrena plana. Será preciso, por tanto, que este momento de encabritamiento esté equilibrado por el momento aerodinámico de cabezada.

Para $\alpha = 45^\circ$, el momento centrífugo de cabezada alcanza su mayor valor; por tanto, cuando se salga de la barrena plana ($\alpha = 60^\circ$ a 70°) para pasar a los valores pequeños de α , será preciso vencer ese máximo o punto neurálgico de los momentos C_{myi} para Ω y β constantes. Como C_{myi} es proporcional a Ω^2 , los puntos neurálgicos efectivos se determinan por los puntos correspondientes a los Ω máximos.

En la figura 5 se dan los resultados experimentales sobre los coeficientes de momento de cabezada aerodinámicos y de inercia obtenidos en el túnel sobre un modelo. Debe observarse que se han tomado los dos del mismo signo (positivos) para ver fácilmente los puntos de equilibrio. Conviene notar que además del coeficiente de cabezada aerodinámica total se ha trazado el obtenido en la prueba de estabilidad estática longitudinal, y así fácilmente se comprueba lo indicado anteriormente sobre la proximidad entre sus valores.

Conviene observar que C_{myi} ha sido trazado para los tres valores de $\frac{\Omega e}{2V}$, 0,6, 0,55 y 0,5, y C_{my} para el timón de altura, arriba y abajo. Para el timón neutro se puede tomar una curva intermedia.

De esta figura se desprende que el punto de intersección de C_{my} y C_{myi} nos dará la velocidad de rotación de la barrena, así como la incidencia correspondiente. De esta manera se ha construido la figura 6 para el timón de altura bajo. En esta figura se comprueba que por encima de 45° la velocidad de rotación crece, lo cual está de acuerdo con la expresión (10), ya que por encima de 45° , $\text{sen } 2\alpha$ decrece.

En la figura 5 se ha trazado la línea de puntos por C, que representa un momento aerodinámico de picado creciente. Fácilmente se comprueba que el primer efecto de la aplicación de este par de picado es una reducción en la incidencia y un incremento en la velocidad de rotación. Cosa, por otra parte, ya comprobada, al exami-

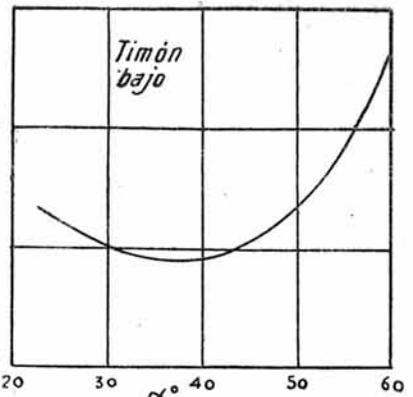


Fig. 6.

nar las posiciones de equilibrio, con el timón de altura arriba y abajo.

Este fenómeno del aumento de velocidad de rotación se comprueba perfectamente en las experiencias en tamaño natural, mediante la colocación de un paracaídas en la cola, como lo ha realizado el N. A. C. A.

Hoy día, en todos los países, los aviones destinados a pruebas sobre la barrena han de estar equipados con un paracaídas, situado en la extremidad de cola del fuselaje, el cual debe abrirse cuando han fracasado todos los métodos ordinarios para la salida de la barrena, con lo que origina un gran momento de picado. Como realmente se emplea este paracaídas solamente cuando la barrena es plana, y por tanto la velocidad de rotación muy alta, el aumento de velocidad de rotación que él origina puede perturbar al piloto.

5. Influencias sobre los momentos de cabezada.—Pasemos ahora a examinar los diversos factores que afectan a M_{oy} , elemento principal del momento aerodinámico de cabezada.

a) Posición del C. G.—Cuanto más atrasado esté el C. G., la curva de C_{my} estará más baja, y para la misma incidencia, menor será la velocidad de rotación de la barrena. La siguiente fórmula, aproximada para C_{my} en la región de la barrena con el timón neutro, es debida a S. B. Gates:

$$C_{my} = 0,18 h - 0,0015 \alpha - 0,05,$$

siendo

h = posición del C. G. en tantos por ciento de la cuerda;

α = ángulo de incidencia en radianes.

Cuando el timón de altura se gira el ángulo η , hay que agregar al valor anterior el término siguiente:

$$\eta (0,00002 \alpha - 0,0015).$$

b) Forma del perfil.—Con arreglo a lo expuesto, toda variación del perfil tendrá su influencia en el recorrido del C. P. Así, en alas monoplanas, que son de mayor espesor que las bi-

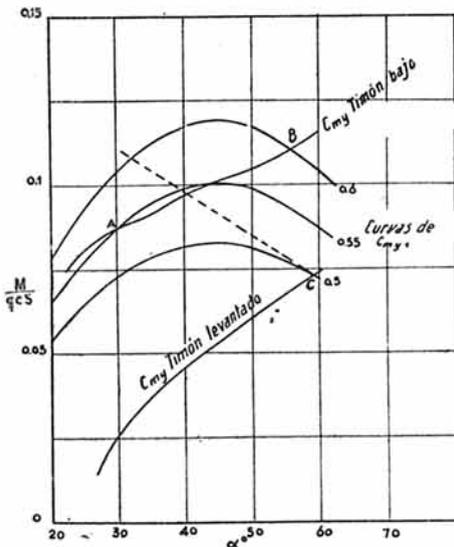


Fig. 5.

planas, y que en general son menos estables, el recorrido hacia atrás del C. P. es también más rápido, y el momento de picado será mayor.

c) *Decalaje y luz de un biplano.*—El decalaje positivo y un gran entreplano dan lugar a un extenso movimiento hacia atrás del C. P. a partir de la incidencia crítica; es decir, a una mayor estabilidad estática de cabezada, y por tanto, a una barrena de gran inclinación.

Se comprende fácilmente la razón de ese movimiento hacia atrás del C. P.

Debido a la deflexión del ala superior de un biplano, el ala inferior se encuentra siempre bajo un ángulo de ataque inferior al de aquella. Por tanto, siempre el ala superior llega antes que la inferior a la incidencia crítica, y nunca los C. P. están en la posición más avanzada. Cuando el ala superior esté con la incidencia crítica, el C. P. del ala baja está más atrás, e igualmente, cuando esté con la incidencia crítica el ala inferior, el ala superior se encuentra en la zona *post-crítica*, y el C. P., más retrasado.

d) *Forma en planta del ala.*—En general, puede decirse que la forma en planta no ejerce gran influencia en el momento aerodinámico de cabezada.

e) *Posición de las alas.*—Para grandes ángulos de ataque parece no hay gran diferencia entre el momento de cabezada de un monoplano de ala alta o baja. Para vuelo normal el avión de ala baja es más inestable, lo que exige una mayor superficie de cola, por lo que cabe esperar que este avión se comportará mejor en la barrena que el de ala alta.

f) *Empleo de los "flaps".*—Al meter el piloto los "flaps" en vuelo normal, se produce un gran momento de picado, el cual es compensado en parte por el aumento de la deflexión en la cola. Pasada la incidencia crítica se produce igualmente un momento adicional de picado, el cual, como en estas condiciones no es equilibrado por el aumento de la deflexión, ya que ésta casi no varía, da lugar, como ya se ha indicado anteriormente, a una disminución de la incidencia y un aumento de la velocidad de rotación.

6. *Momentos de balance.*—Aunque el fenómeno denominado autorrotación es de sobra conocido, vamos a insistir nuevamente sobre él. Consideraremos como eje de giro el eje OX_0 de la barrena, y supondremos primeramente que no existe resbalamiento. Al coeficiente de momento respecto a este nuevo eje lo designamos por $C_{m_{x_0}}$.

Como el momento de inercia respecto al eje de la barrena es nulo, cuando la barrena se ha establecido, es de-

cir, cuando $C_{m_{x_0}} = 0$, el momento de giro debido al balance es igual y contrario al momento de giro debido al resbalamiento.

Si consideramos (fig. 7) un ala monoplane girando alrededor de su eje de simetría, sabemos que se produce un par de balance estabilizador cuando la incidencia está por debajo de la incidencia crítica, y que, en cambio, cuando está por encima se produce el par inestabilizador:

$$L = \frac{\rho V^4 C}{2\Omega^2} \int_0^{\frac{\Omega e}{2V}} \delta C_L d\left(\frac{y\Omega}{V}\right);$$

siendo C la cuerda del ala que suponemos constante y $\frac{e}{2}$ la semienvergadura.

Evidentemente, la rotación se hará uniforme para $L = 0$.

δC_L se conoce en función de $\frac{y\Omega}{V}$; por tanto, si trazamos la curva $\frac{y\Omega}{V} \delta C_L$ en función de $\frac{y\Omega}{V}$ como abscisas, el área comprendida entre esa curva y el eje X nos dará la integral, es decir, $\frac{2L\Omega^2}{\rho V^4 C}$. Cuando dicha área sea cero, $L = 0$, y la velocidad correspondiente $\frac{y\Omega}{V}$ nos dará la velocidad de autorrotación.

Si examinamos la figura 8 y aplicamos la expresión anterior para diversos ángulos de ataque, obtenemos la figura 9, que nos dará en los puntos de intersección de $C_{m_{x_0}}$ con el eje $\frac{\Omega e}{2V}$ el equilibrio de los momentos respecto al eje de giro, ya que los momentos de inercia respecto a ese eje son nulos.

Esos puntos de intersección nos darán correspondientes de α y $\frac{\Omega e}{2V}$ para $\beta = 0$.

La caída brusca de C_L para $\frac{\Omega e}{2V}$ grande, da lugar a un aumento rápido

de $C_{m_{x_0}}$, una inclinación brusca del ala, y, por fin, la entrada involuntaria en barrena. Se puede tomar como medida de ésta la relación

$$\frac{\partial C_{m_{x_0}}}{\partial \frac{\Omega e}{2V}}$$

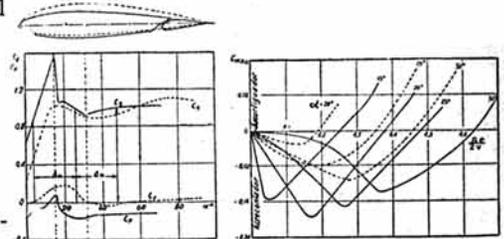


Fig. 8.

Fig. 9.

En las figuras 8 y 9 se comprueba que cuanto más plana es la curva $C_L = f(\alpha)$, los momentos de autorrotación $C_{m_{x_0}}$ son menores, y por tanto, la entrada en barrena más lenta; es decir,

$$\frac{\partial C_{m_{x_0}}}{\partial \frac{\Omega e}{2V}}$$

será menor.

Determinados en la figura 9 los puntos de equilibrio, podemos establecer la figura 10, que nos liga los valores correspondientes de α y $\frac{\Omega e}{2V}$ para el equilibrio, en el supuesto de $\beta = 0$.

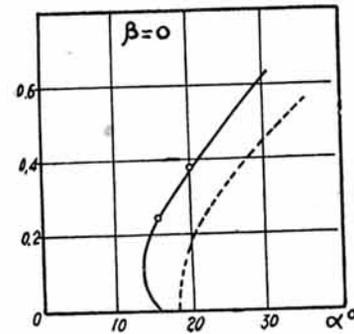
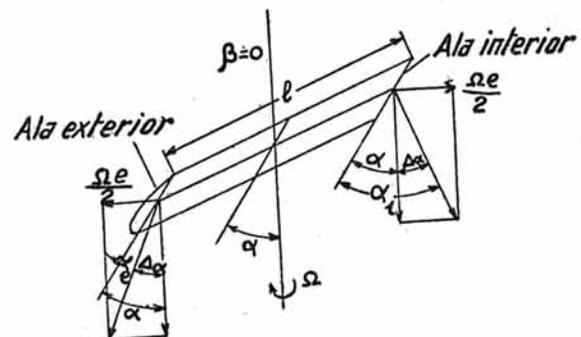


Fig. 10.

Fig. 7.

Par de balance en ala monoplane.



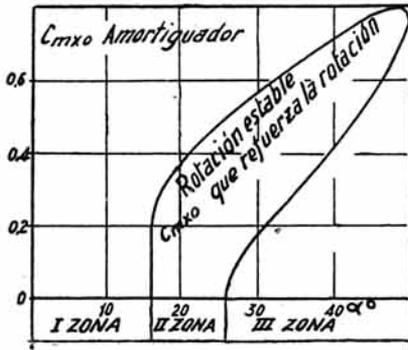


Fig. 11.

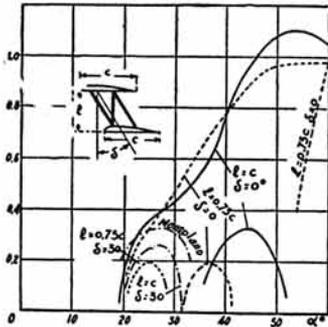


Fig. 12

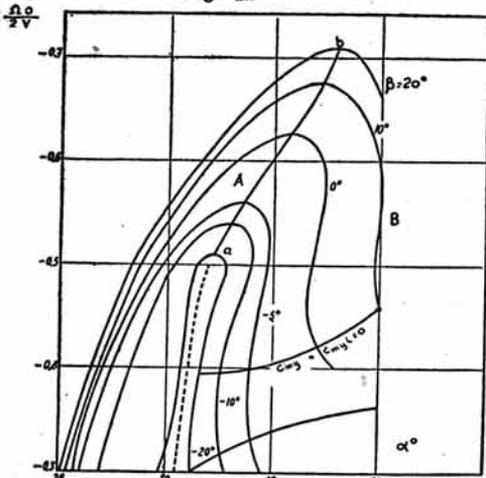


Fig. 13

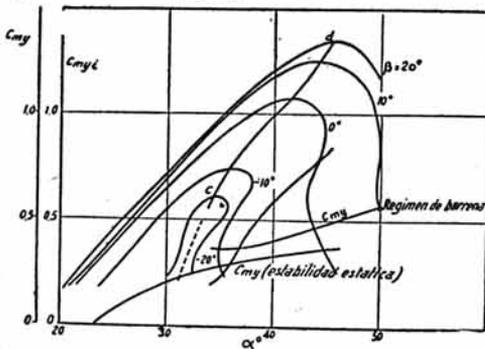


Fig. 14.

La figura 11 es una curva típica de autorrotación. En ella vemos que dentro de la zona I no se produce autorrotación y el vuelo es estable sin rotación; en la zona II, el vuelo sin rotación es inestable, y en la zona III es nuevamente estable. Ahora bien: en esta última zona el vuelo sin rotación es imposible, ya que no pueden equilibrarse los grandes momentos aerodinámicos más que con los centrífugos C_{my} producidos por la rotación.

En la zona II la autorrotación se denomina "evidente". En la zona III la autorrotación comienza en los $\frac{\Omega e}{2V}$ de la rama inferior, y se denomina "escondida".

En la figura 12 están representadas las curvas de autorrotación de un monoplano y un biplano para $\beta = 0$. En dicha figura se comprueba la influencia de las variantes de la célula de un "biplano", decalaje, y entreplano. En un biplano puede decirse que la autorrotación es más intensa con decalaje negativo y poca luz, o entreplano. En los monoplanos la autorrotación es mayor cuanto mayor sea el C_{Lmax} del perfil.

7. Influencia del resbalamiento.

Las curvas experimentales indicadas en las figuras anteriores, han sido obtenidas en el supuesto de no existir resbalamiento. Pero el resbalamiento en un ala en la zona poscrítica da lugar a un aumento en la sustentación en el ala del lado del resbalamiento y una disminución en la del lado contrario.

Además de esto, a causa del resbalamiento el coeficiente de momento C_{my} dará lugar a una componente respecto al eje de giro de valor $\Delta C_{mzo} = -C_{my} \cos \alpha \sin \beta$.

El equilibrio de los momentos respecto al eje de la barrena, que, naturalmente, es el criterio para una rotación uniforme o barrena establecida, suele ser obtenido, cuando existe resbalamiento, para un amplio margen de ángulos de incidencia.

En la figura 13 se indican los resultados experimentales obtenidos en el túnel con un modelo al cual se han dado diversos resbalamientos. En ella vemos que cuando el resbalamiento es positivo, o sea, exterior, aumenta $\frac{\Omega e}{2V}$; es decir, la velocidad de giro alrededor del eje de la barrena, así como se amplía la zona de autorrotación, hasta los α muy grandes.

En el resbalamiento negativo, es decir, interior, disminuye $\frac{\Omega e}{2V}$, y pa-

ra valores de β próximos a -20° se excluye la posibilidad de autorrotación.

De la figura 13 se ha deducido la figura 14, en la cual se han trazado también los momentos centrífugos.

En la figura 13 se ha trazado la línea ab , que une todos los máximos de las curvas de autorrotación; es decir, que corresponde a los valores má-

ximos de $\frac{\Omega e}{2V}$; es decir, a los mayo-

res momentos centrífugos, con el siguiente encabritamiento del avión, el peligro del paso a la barrena plana y la imposibilidad de salida de la barrena mediante un picado.

En Inglaterra es costumbre realizar los experimentos de autorrotación en función del ángulo denominado de "inclinación" (fig. 3), en vez del ángulo de resbalamiento. Dicho ángulo es una cantidad geométrica, que define la inclinación del eje OY respecto a la horizontal.

Este ángulo χ está ligado a θ y Φ , indicados anteriormente, mediante la expresión

$$\sin \chi = \cos \theta \sin \Phi.$$

y al ángulo de resbalamiento, por

$$\chi = \Omega R/V + \beta,$$

siendo $\pi R/V$ el ángulo de la trayectoria con la vertical.

En la figura 15 se han trazado las

curvas de $\frac{\Omega e}{2V}$ en función de α y χ ,

correspondientes a un monoplano de ala alta, y en la figura 16 las correspondientes a un monoplano de ala baja, para una gran incidencia $\alpha = 70^\circ$, y distintos ángulos de los timones de altura y dirección.

Comparando los valores correspondientes de $\frac{\Omega e}{2V}$ para $\alpha = 70^\circ$, $\chi =$

$= 10^\circ$ y timones neutros, se ve que tienen valores muy próximos. En cambio, para pequeños valores de χ el valor

de $\frac{\Omega e}{2V}$ en el monoplano de ala alta es menor.

En la figura 16 se comprueba la gran influencia que ejerce sobre la velocidad de autorrotación el giro de los timones de altura y dirección, en especial para grandes valores de χ .

8. Momentos de guiñada.—Los momentos de guiñada son originados por: a) El movimiento de giro alrededor del eje de la barrena. b) El resbala-

miento. c) El timón de dirección. d) Las fuerzas centrífugas (fig. 17).

El momento debido a las tres primeras causas es el momento aerodinámico de guiñada, de coeficiente C_{mz} , y el debido a la cuarta, el momento centrífugo de guiñada, de coeficiente C_{mzi} .

Cuando la barrena se haya establecido se tendrá que verificar:

$$C_{mz} + C_{mzi} = 0.$$

En la figura 18 están trazados los términos de esta ecuación, correspondientes a un determinado avión, siendo los ejes "ejes cuerda".

El coeficiente C_{mz} se compone del coeficiente C_{mzab} , debido a las alas; del coeficiente C_{mzfr} , debido al fuselaje, y del coeficiente C_{mzdr} , debido a las superficies verticales de cola.

Los momentos de guiñada son muy inferiores a los momentos de cabezada y balance, por lo que los aviones son muy sensibles a ellos.

Naturalmente,

$$C_{mza} = C_{mzab} + C_{mzar} + C_{mza} \xi$$

C_{mzab} = coeficiente de momento de guiñada, producido por las alas, debido al balance.

C_{mzar} = coeficiente de momento de guiñada, producido por las alas, debido al resbalamiento.

$C_{mza} \xi$ = coeficiente de momento de guiñada, producido por las alas, debido al giro ξ del timón de dirección.

En la zona pos crítica C_{mzab} es realmente despreciable; en cambio, cuando existe resbalamiento, es debido a que el C_D máximo se traslada al extremo del ala que resbala. Evidentemente, C_{mzab} es superior en alas gruesas que en alas delgadas. C_{mzar} tiene valores aceptables. C_{mzd} depende del timón de dirección y de la deriva, y su valor es realmente grande en vuelo normal. Si en la zona pos crítica conservase ese valor, se podría realizar sin dificultad el gobierno completo del avión, ya que C_{mza} y C_{mzf} son relativamente pequeños.

Ahora bien, como ya hemos indicado, debido a la sombra del ala, y en especial a la de la superficie horizontal de cola, la eficacia del timón de dirección se reduce mucho.

A pesar de esto, dada la importancia que el resbalamiento desempeña en la barrena, es a las superficies verticales de cola a las que hoy día se presta mayor atención para la seguridad del vuelo, haciendo casi caso omiso de la autorrotación de las alas.

De un modo general, cuando la ba-

rrena se ha establecido podemos escribir:

$$\left. \begin{aligned} &C_{mzab} + C_{mzfb} + C_{mzdb} + C_{mzar} + \\ &+ C_{mzfr} + C_{mzdr} + C_{mzd} \xi + \\ &+ C_{mzi} = 0. \end{aligned} \right\} (12)$$

$C_{mzd} \xi$ = coeficiente de momento de guiñada, del timón de dirección, debido a su giro.

De la expresión (12) deducimos:

$$\left. \begin{aligned} C_{mzi} = 2 C_{\Omega}^2 \{ [C_y - C_x] \times \\ \times \cos^2 \alpha \sin 2\beta \} \end{aligned} \right\} (13)$$

Los tres primeros términos de la ecuación (12) pueden obtenerse fácilmente de un diagrama vectorial, deducido de experiencias sobre un modelo en el Laboratorio. Este diagrama y el de momentos de cabezada son la base fundamental para el cálculo de la barrena de un avión. En dicho diagrama se toman como abscisas los momentos de balance, y como ordenadas los de guiñada, y se construyen las curvas correspondientes a diversas incidencias, indicándose en ellas los valores de $\frac{\Omega e}{2V}$. Unas curvas típicas son las de la figura 19.

Los otros tres términos definen la estabilidad direccional del avión, que pueden obtenerse igualmente de experiencias en el Laboratorio.

El primer término, que como hemos indicado, representa el momento de guiñada de las alas producido por el balance, puede ser deducido de la figura 20 para un ala gruesa y un ala delgada. El criterio que se adopta para este término es la fuerza según la cuerda. En ella vemos que para 0° la fuerza según la cuerda es positiva, es decir, hacia atrás; después se hace negativa, antes de la incidencia crítica, dando lugar a la llamada "fuerza antirresistente", para más tarde volver a hacerse rápidamente positiva y caer a cero para $\alpha = 90^\circ$. En la misma figura se observa que el ala delgada producirá un momento casi despreciable.

El segundo término de la ecuación (12), que representa el momento de guiñada, producido por el fuselaje, a causa del balance, tiene cierta importancia en el paso suave del avión a la barrena plana. Un buen proyecto de fuselaje previene el paso a las grandes incidencias. Hoy día los fuselajes se proyectan teniendo en cuenta principalmente la máxima velocidad del avión, es decir, procurando reducir la superficie mojada, lo que se consigue mediante una sección circular. En cambio, esta forma es muy ineficiente, desde el punto de vista de las fuerzas de costado. La mejor forma para este fin es la rectangular,

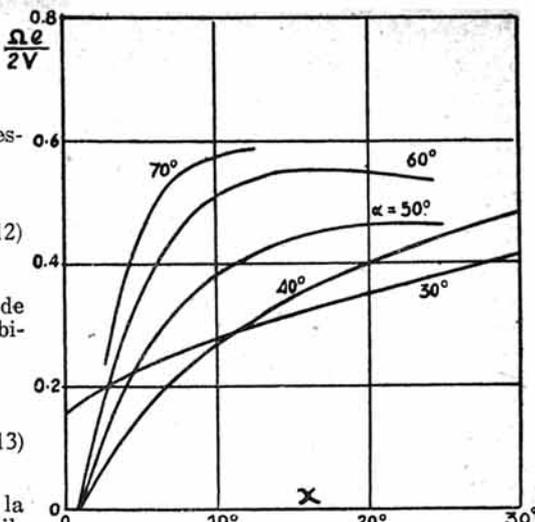


Fig. 15.

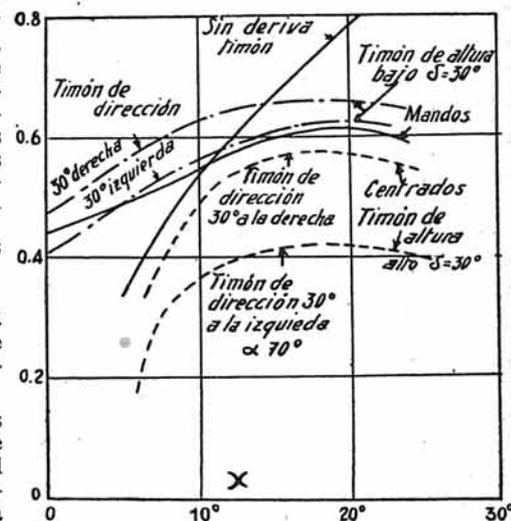


Fig. 16.

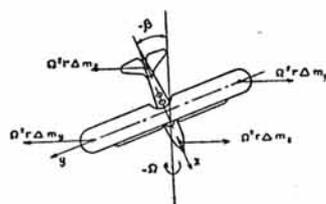


Fig. 17.

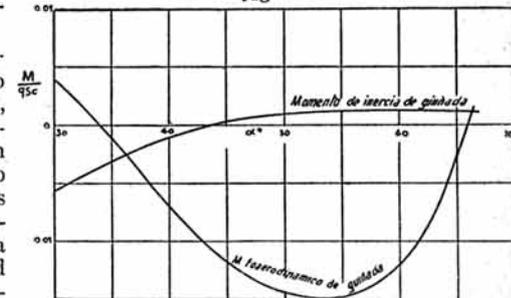


Fig. 18.

sin estrechamiento ni en planta ni de costado, en la cola.

El tercer término representa los

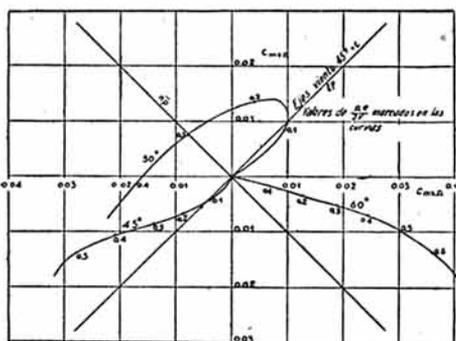


Fig. 19

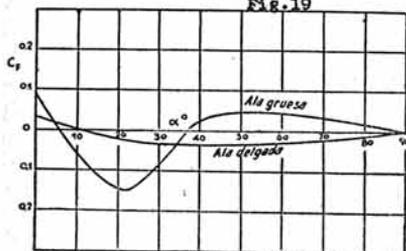


Fig. 20.

momento de guiñada, de la deriva y timón de dirección, a causa del balance. Estos elementos darán lugar a un momento de guiñada, a causa de su choque con el aire, mediante un cierto ángulo, producido por la rotación de balance. Conviene tener en cuenta que el factor más importante en la determinación del rendimiento, de la superficie vertical, es el ensombrecimiento originado a grandes ángulos de ataque por el plano horizontal.

Esto es debido a que la superficie horizontal de cola, y la misma estela muerta del ala, dan lugar a una zona muerta de aire, alrededor de la superficie vertical, que puede anular y aun invertir todo momento favorable que pudiera producir aquélla. De tal modo que en algún experimento, colocando una superficie vertical a un juego de alas en autorrotación, aumentó la velocidad de ésta. Es decir, que el aumento de superficie vertical en las condiciones normales puede agravar el problema.

Más tarde diremos los medios para obviar estos inconvenientes.

Los tres términos siguientes que representan la estabilidad de veleta se pueden tratar conjuntamente. En general puede desprejiciarse el cuarto término ante el quinto y sexto. Estos dos últimos representan el momento de guiñada producido por el fuselaje y la superficie vertical de cola a causa del resbalamiento. Este momento es, en general, un momento estabilizador. El resbalamiento en general no es muy grande, por lo cual los momentos anteriores tampoco lo son.

Puede decirse de una manera general que con momentos de balance estables un exceso de estabilidad direccional es favorable, e inversamente.

El último término de la expresión (12) representa el momento de guiñada, producido por el timón de dirección. Igualmente que para la superficie vertical de cola, se comprueba que el rendimiento del timón de dirección cae de una manera brusca, para los grandes ángulos de ataque, a causa del ensombrecimiento de la superficie horizontal de cola. Cuando el timón de altura se encuentra girado hacia abajo, el ensombrecimiento es mucho mayor.

9. *Entrada en barrena.*—Se entiende por entrada en barrena el movimiento del avión desde que se encuentra en pérdida de velocidad, con una incidencia superior a la crítica, hasta que la barrena se ha establecido.

En general, el mando del timón no es suficiente para colocar al avión por encima de la incidencia crítica; para ello es preciso que se produzca una perturbación atmosférica.

Si estando el avión en la zona *pos crítica* se produce una perturbación atmosférica que dé lugar, por ejemplo, a la caída del ala de estribor, se producirá inmediatamente un resbalamiento hacia babor y un momento de guiñada hacia estribor. El resbalamiento da lugar a un par antibalace, el cual, eventualmente, consigue triunfar, y da lugar a un balance a babor, con el correspondiente resbalamiento a estribor. Se repite esto durante un cierto tiempo, hasta que nace una divergencia; el avión pica y la barrena propiamente dicha comienza. En general, puede decirse en todos los fenómenos aerodinámicos, que las velocidades crecen mucho menos de prisa que los ángulos, es decir, que $\frac{\Omega e}{2V} \frac{d\alpha}{dt}, \frac{d\beta}{dt}$ crecen relativamente, de una manera lenta, al iniciarse la barrena. Por tanto, los momentos realmente grandes en ese principio son los aerodinámicos, que harán picar al avión, ya que por ser todavía $\frac{\Omega e}{2V}$ pequeños, los centrífugos no podrán equilibrarlos. Luego puede decirse, y la experiencia lo confirma, que la barrena se iniciará con valores pequeños de α y Ω .

Teniendo el avión, como es norma general, estabilidad suficiente respecto a los ángulos α y β , hará variar con bastante rapidez estos ángulos para lograr el equilibrio de los momentos de cabezada y guiñada. Por ello es lógico pensar que primeramente se establece el equilibrio de estos momentos, y más tarde, aumentando Ω , se

llega al equilibrio de C_{mzo} . Es decir, que los α y $\frac{\Omega e}{2V}$, correspondientes a

$C_{my} + C_{myi} = 0$, juntamente con los β , que dan $C_{mz} + C_{mzi} = 0$, serán los que inician la barrena, para más tarde, al aumentar Ω , llegar al equilibrio de C_{mzo} , y, por tanto, a la barrena establecida. Es evidente que, según lo indicado al tratar de la autorrotación, para que ésta aumente, será preciso que el avión resbale exteriormente. Esto no es más que una idea de cómo se inicia la barrena, ya que cada avión se comporta de un modo particular.

Igualmente puede iniciarse la barrena por una perturbación atmosférica sobre la superficie vertical de cola.

10. *Barrena establecida.*—Una vez establecida la barrena se tendrá que verificar:

$$\left. \begin{aligned} C_{mzo} &= 0 \\ C_{my} + C_{myi} &= 0 \\ C_{mz} + C_{mzi} &= 0 \end{aligned} \right\} (14)$$

Suponemos que conocemos los momentos de inercia del avión, los cuales pueden determinarse fácilmente mediante el cálculo, así como la curva de momentos estáticos de cabezada, para un margen completo de incidencias, y el diagrama vectorial indicado al tratar de los momentos de guiñada.

De las curvas de la figura 13 podemos deducir los valores correspondientes de α , $\frac{\Omega e}{2V}$ y β , y mediante las ecuaciones (10) los correspondientes de C_{myi} , y así construir la figura 14. Los puntos de intersección de las curvas C_{myi} , con la C_{my} , nos darán los puntos para los cuales $C_{mzo} = 0$ y $C_{my} + C_{myi} = 0$.

Los valores de C_{mzi} dependen principalmente de $\frac{\Omega e}{2V}$ y α , y muy poco de β ; por ello, para el cálculo teórico de la barrena pueden tomarse los valores correspondientes de α , y $\frac{\Omega e}{2V}$, deducidos de (11).

Los valores máximos de C_{myi} se encontrarán en la línea *cd*, que corresponde a la *ab* de autorrotación, que representa los máximos de $\frac{\Omega e}{2V}$.

A los valores correspondientes de $\alpha, \beta, \frac{\Omega e}{2V}$, para la curva *cd*, se denomina "frontera peligrosa", o simplemente "frontera" de la barrena, ya que el momento principal que impide la salida de la barrena es el C_{myi} , que da lugar al encabritamiento del avión.

En la figura 14 se ha trazado, para los valores $\alpha, \beta \frac{\Omega e}{2V}$ de la "frente-ra", la curva de momentos aerodinámicos de cabeza C_{myi} . Asimismo se ha trazado la curva de momentos de cabezada en el ensayo de estabilidad estática longitudinal, comprobándose, como ya se expuso anteriormente, la poca diferencia entre ambas; es decir, que C_{my} depende muy poco de β y de $\frac{\Omega e}{2V}$.

En la figura 13, los valores correspondientes de $\alpha, \frac{\Omega e}{2V}$ y β del equilibrio de $C_{mzo} = 0, C_{my} + C_{myi} = 0$, están representados por la curva $C_{my} + C_{mzi} = 0$.

Si dejamos constantes α y $\frac{\Omega e}{2V}$, y variamos β , dejará de verificarse $C_{mzo} = 0$, pero conservándose aproximadamente $C_{my} + C_{myi} = 0$.

Variemos el ángulo β hasta conseguir que $C_{mz} + C_{mzi} = 0$; entonces tendremos una serie de valores $\alpha, \frac{\Omega e}{2V}$ y β , para los cuales:

$$\begin{aligned} C_{mzo} &= 0 \\ C_{my} + C_{myi} &= 0 \\ C_{mz} + C_{mzi} &= 0 \end{aligned}$$

Podemos, por tanto, obtener de las figuras 13 y 14, mediante las curvas C_{my} y $C_{my} + C_{myi} = 0$, una serie de valores de α y $\frac{\Omega e}{2V}$, para los cuales $C_{my} + C_{myi} = 0$, y escribir otra serie de valores de β , tales que:

a) Valores de β necesarios para que $C_{my} + C_{myi} = 0$, que podemos designar por β_n .

b) Los valores de β que hacen que $C_{mz} + C_{mzi} = 0$, que podemos denominar disponibles, puesto que el piloto puede obtenerlos mediante el timón de dirección, que es el que gobierna el momento de guiñada.

A estos valores los designamos por β_d .

Si conseguimos para los valores de α y $\frac{\Omega e}{2V}$, que anulan $C_{mzo} + C_{mzi}$,

$$\beta_n = \beta_d,$$

habremos conseguido la anulación de todos los momentos, y, por tanto, la barrena establecida.

Según lo dicho al tratar de la entrada en barrena, al iniciarse ésta lo hace a pequeños ángulos de ataque; pero al ir en aumento Ω , aumentan igualmente los momentos de inercia,

que tienden a encabritar el avión, llevando éste, según la curva C_{mzo} , a la región de los grandes ángulos de incidencia.

Es evidente que para que Ω pueda ir aumentando es preciso que la diferencia $\beta_d - \beta_n$ esté dirigida hacia el resbalamiento exterior. Ahora bien: al aumentar α , el β_d varía paulatinamente en el sentido del resbalamiento interior, acercándose al β_n , o sea a la condición $C_{mzo} = 0$, y por consiguiente, al régimen de barrena. Esto es debido a la pérdida de eficacia del timón de dirección, a causa de su ensombrecimiento por la superficie horizontal de cola.

Conviene observar que para los α muy grandes es mucho mayor la influencia de β .

11. Salida de la barrena.—El problema de la salida de la barrena es el realmente interesante, puesto que, dada la imposibilidad de que el avión no pueda entrar en ella, lo interesante es que, disponiendo de una altura suficiente, se pueda lograr la salida y que ésta se efectúe lo más rápidamente posible. Las teorías para este estudio, aunque muy interesantes, no resuelven el problema, por lo que hay que recurrir a resultados obtenidos sobre el natural y en modelos en el túnel de barrena. Evidentemente, si los mandos de timones y alerones fueran muy poderosos en la región *pos crítica*, cualquiera de ellos ocasionaría la salida de la barrena. El timón de altura daría lugar a un gran par de picado, con lo que se pasaría a la región de los pequeños ángulos de ataque, en la cual desaparece la autorrotación. Los alerones darían un par de balance que anularía la autorrotación. El timón de dirección daría lugar a un gran resbalamiento, que anularía la autorrotación. Esto no sucede así, desgraciadamente, ya que los timones de dirección y altura que originan los pares de picado y guiñada, a causa del ensombrecimiento producido por las alas y por la superficie horizontal de cola, pierden gran parte de su eficacia, y a los alerones, a causa del desprendimiento del fluido, del trasdós del ala, les ocurre lo mismo. En general, puede decirse que el aplicar únicamente el timón de altura, a causa del aumento ya indicado de $\frac{\Omega e}{2V}$ (aparte de la disminución de la incidencia), se producirá un aumento del momento de guiñada de inercia, que aumentará el resbalamiento exterior, y del par de inercia de cabezada, que tenderá nuevamente a encabritar el avión. Todo esto puede dar lugar, según se ha comprobado experimentalmente, a la imposibilidad de salida en el caso de la barrena plana. En

general, el timón y una gran superficie vertical no ensombrecida pueden dar lugar a la salida de la barrena.

En la mayoría de los aviones actuales, en especial para las barrenas planas, se ha comprobado que la maniobra para la salida es la siguiente: a) Invertir el timón de dirección, y una vez que el avión haya dado una o dos vueltas de barrena, invertir el timón de altura, ya que si se introducen los dos timones a un tiempo, parte del momento de guiñada producido por el timón de dirección puede ser equilibrado por el contrario, originado por el timón de altura. Los pilotos han observado también que la salida es más fácil cuanto mayor sea el margen de los mandos, es decir, cuanto más a fondo se hayan llevado la palanca y el pie para producir la barrena, a pesar del peligro del paso a la barrena plana.

Por estas razones parece indicado que cuando no estando metidos a fondo los mandos a favor de la barrena, o estando en posición neutra, se presentan dificultades para la salida, el primer movimiento debe ser llevar aquéllos a fondo y después llevarlos bruscamente al lado contrario.

Pueden presentarse dificultades para mantener a fondo, a favor de la barrena, el timón de dirección, ya que las fuerzas aerodinámicas y centrífugas actúan en el mismo sentido. S. B. Gates comprobó en un determinado avión que la fuerza necesaria para ese fin sobre el mando del timón era de unos 70 kilogramos.

12. Oscilaciones durante la salida. Lo mismo que hemos indicado sobre la entrada en barrena sucede a la salida, produciéndose un movimiento oscilatorio desde que se meten los mandos para la salida hasta que desaparece la autorrotación. De numerosas experiencias en el túnel vertical, se ha descubierto la existencia de momentos dinámicos especiales, extraordinariamente grandes, ligados con las derivadas $\frac{d\alpha}{dt}, \frac{d\beta}{dt}, \frac{d\Omega}{dt}$.

Todos estos momentos especiales crean un ciclo cerrado de variación. Al accionar con el pie el timón de dirección para la salida, nace la velocidad angular $\left(\frac{d\beta}{dt}\right)$ en la dirección del resbalamiento interior, lo que, bajo el efecto de los momentos especiales, conduce a la disminución de α y Ω que es favorable para la salida, y produce los valores correspondientes de $\frac{d\alpha}{dt}$ y $\frac{d\Omega}{dt}$; estas derivadas provocan, a su vez, momentos especiales que dan lugar a un resbalamiento ex-

terior con una cierta velocidad $\left(\frac{d\beta}{dt}\right)$ exterior; esta velocidad da lugar, mediante los momentos especiales correspondientes, a un aumento de α y Ω , de tal manera que cambian los signos de $\frac{d\alpha}{dt}$ y $\frac{d\Omega}{dt}$. Como consecuencia de los nuevos momentos especiales, originados por estas derivadas, se produce nuevamente $\left(\frac{d\beta}{dt}\right)$ interior, que es por donde comenzó el ciclo.

De todo esto se desprende que la salida de la barrena transcurre generalmente en forma de un movimiento oscilatorio en las direcciones α y β . En general, estas oscilaciones son pequeñas; pero a veces se han comprobado, en experiencias de vuelo, amplitudes muy grandes, hasta de 40 a 50°, en aquellas direcciones.

Según lo indicado, si no se produjera la oscilación, el resbalamiento interior, por disminuir α y Ω , producirá una disminución de $\frac{\Omega e}{2V}$, lo cual es beneficioso para la salida.

La salida, como hemos visto, lleva consigo una disminución de α , lo que, por la gran rapidez del fenómeno $\left(\frac{d\alpha}{dt}\right)$ negativo grande), da lugar a un resbalamiento exterior grande. Experiencias de salida rápida, realizadas al tamaño natural, han dado lugar a valores de β de 20 a 30°. Por esta razón es preciso que las superficies verticales de cola sean estudiadas con gran detenimiento, tanto en lo que a su superficie se refiere como a su ensombrecimiento producido por las alas y por la superficie horizontal de cola.

13. *Barrena después de la frontera.*—En la barrena después de la frontera, es decir, a grandes ángulos de ataque, el timón de altura tiene poca eficacia, a causa de su ensombrecimiento por el ala, por lo que el momento que él puede producir es muy pequeño comparado con los momentos aerodinámicos C_{mv} y de inercia C_{mvi} , que son muy grandes a causa de los altos valores de α y de $\frac{\Omega e}{2V}$.

El timón de dirección se encuentra igualmente ensombrecido, principalmente por la superficie horizontal, y más intensamente si el timón de altura es girado hacia abajo; por todo ello su eficacia se reduce mucho, y el resbalamiento a causa de los grandes C_{mv} influirá mucho sobre la autorrotación.

A causa de la reducción de la eficacia de los citados timones, al colocarlos en posición de salida, la varia-

ción de los ángulos α y β se producirá de una manera lenta, y por tanto, $\frac{d\alpha}{dt}$ y $\frac{d\beta}{dt}$ serán pequeños, por lo que el resbalamiento exterior originado por $\frac{d\alpha}{dt}$ será pequeño. Al acercarse lentamente a la frontera, podrían tener tiempo de desarrollarse los altos valores de $\frac{\Omega e}{2V}$ correspondientes a la cresta, para los cuales $C_{mzo} = 0$. Al ocurrir esto, los momentos centrífugos C_{mvi} crecen de una manera peligrosa y pueden paralizar la salida. Estos fenómenos serán más pronunciados cuando el avión haya entrado profundamente en la zona B de la figura 13, correspondiente a los grandes valores de α , donde los C_{mvi} tomarán grandes valores en la cresta.

La barrena plana tras de la cresta, con gran resbalamiento exterior y gran velocidad de rotación, es el ejemplo típico de la barrena catastrófica.

La medida principal para la salida de una barrena después de la frontera será disminuir $\frac{\Omega e}{2V}$ en la cresta

peligrosa. Para conseguirlo es necesario llevar el avión al resbalamiento interior. Llevando la palanca hacia adelante antes de meter el pie, se puede dar lugar al efecto pernicioso de aumentar rápidamente el resbalamiento exterior a causa del valor negativo de $\frac{d\alpha}{dt}$, lo que traerá consigo el aumento peligroso de $\frac{\Omega e}{2V}$ y de

los momentos centrífugos de inercia C_{mvi} ; como consecuencia, el avión no tendrá tiempo de saltar por encima de la cresta antes de que se desarrollen los grandes valores de $\frac{\Omega e}{2V}$, y se detendrá en su salida, no pudiendo ejercer su efecto beneficioso el timón de dirección.

De lo indicado anteriormente se desprende que para que el avión salga de la barrena por encima de la frontera, será preciso ante todo aumentar la eficacia de la superficie vertical de cola para los grandes ángulos de ataque. Esto puede lograrse, bien mediante el aumento de $\frac{Sv}{S}$, bien mediante la disminución del ensombrecimiento, prestando al mismo tiempo la máxima atención para conseguir el aumento de los momentos C_{mv} .

En la barrena considerada, a causa de las grandes incidencias, el desprendimiento del fluido del trasdós del ala es casi total, por lo que los alerones no ejercen otra influencia que sobre los momentos de guiñada.

14. *Barrena antes de la cresta.*—El timón de altura no ha perdido la eficacia, como en la barrena anterior, por lo que sus momentos son relativamente importantes ante los C_{mv} , que para esos ángulos disminuyen notablemente (figs. 13 y 14).

El timón de dirección y la deriva son menos ensombrecidos, por lo que su eficacia es mayor.

En la figura 13 se observa que para esos ángulos (zona A de la figura) el resbalamiento ejerce muy poca influencia sobre la velocidad de autorrotación, contrariamente a lo que ocurre en la zona B.

Metiendo la palanca hacia adelante, el avión pica rápidamente, disminuyendo α , siendo relativamente grande el valor negativo de $\frac{d\alpha}{dt}$. Esto

dará lugar a un resbalamiento exterior que aquí, por las razones indicadas, no adquiere gran importancia, ya que $\frac{\Omega e}{2V}$ disminuye, y lo mismo sucederá a los momentos C_{mvi} . Como consecuencia, el ángulo de incidencia disminuye rápidamente.

Metiendo el timón de dirección para la salida se colabora en el proceso en el mismo sentido.

En esta barrena se produce fácilmente la salida metiendo los mandos de palanca y pie conjuntamente, y aun uno de ellos solamente. Este tipo de barrena es considerada como gobernable, ya que obedece al timón de altura.

Los alerones, en la barrena antes de la frontera, no ejercen influencia alguna apreciable.

15. *Medios adaptados para evitar el peligro de la barrena.*—Elijiendo un perfil con $C_{l,max}$ pequeño es posible, generalmente, establecer la imposibilidad de autorrotación con $\beta = 0$; sin embargo, con esto no se evita la posibilidad de la barrena, pues si β es positivo, nace la posibilidad de autorrotación. Por estas razones, lo que hay que tratar de buscar en el avión actual no es su imposibilidad de entrada en barrena, sino la facilidad en su salida.

Ya hemos indicado anteriormente que la salida de la barrena depende del carácter de ésta, llegándose a la conclusión que el avión entra en barrena en todas las posiciones de vuelo, empezando con α y Ω pequeños. Si pudiéramos conseguir un régimen de estabilidad antes de la frontera, o inmediatamente después de ella, el avión se situaría en este régimen y no en cualquier otro con α y Ω grandes, a pesar de la posibilidad de existencia de este segundo régimen.

Es muy difícil asegurar la salida de la barrena cuando el régimen corresponde a valores muy grandes de α , y del resbalamiento exterior β , principalmente para los aviones modernos con grandes cargas alares, y con relativamente grandes momentos de inercia.

Como se ha indicado al principio, los tipos clásicos de barrena son tres: a), b) y c). En el tipo a), que, como dijimos, no presenta dificultad alguna en la salida, la curva de momentos aerodinámicos, y de inercia de guiñada, se cortan a una incidencia baja (unos 35°), y la inclinación de la curva de aquellos momentos aerodinámicos es muy grande y negativa. Esto último indica que aunque este momento sea muy grande, es decir, aunque se meta el timón de dirección para la barrena, la incidencia no tendrá valores grandes. El avión que da este tipo de barrena está caracterizado por alas estables, es decir, un monoplano, o biplano con un alto decalaje, y un valor negativo de $C_y - C_x$, y una gran superficie vertical sin gran ensombrecimiento.

El tipo b) se produce en aviones con alas estables y valores positivos grandes de $C_y - C_x$, y pequeña superficie vertical de cola. Se producen grandes resbalamientos, por lo que el término C_{mzr} es importante, resultando ventajoso tener una gran estabilidad de ruta.

El tipo c) o barrena plana se origina, como hemos indicado, a grandes incidencias (con el timón neutro a unos 47°), y se produce en aviones con escasa superficie vertical, o con ésta muy ensombrecida, y valores negativos de $C_y - C_x$. La estabilidad de ruta es desfavorable.

El tipo b), como se dijo, casi no se presenta, de tal modo que no se tienen noticias de que en aviones monoplanos haya ocurrido alguna vez en nuestro continente.

Las medidas principales para evitar la aparición de las barrenas planas se reducen a lo siguiente:

1.º Aumentar los momentos aerodinámicos de picado con la palanca a tope, aumentando de este modo la pendiente de la curva C_{my} , con lo que se consiguen obtener grandes C_{my} antes de la "cresta"; como consecuencia se varían los ángulos β , en la dirección del resbalamiento exterior.

2.º Aumentar los momentos de guiñada aerodinámicos C_{mz} , que tienden a situar el avión en el resbalamiento interior, con el objeto de modificar los ángulos β , en la dirección del deslizamiento interior.

3.º Disminuir los momentos de inercia del avión, concentrando lo más

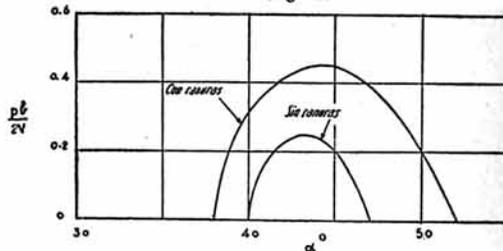
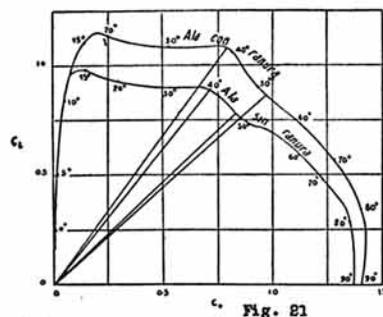
posible las masas en la proximidad del C. G. Se debe prestar la máxima atención en aligerar las masas en el extremo de cola y morro del fuselaje, con el fin de disminuir los momentos de encabritamiento C_{my} . Conviene observar que la mayor o menor dificultad en la salida de la barrena se produce por pequeñas diferencias de grandes magnitudes. Por ello una variación de peso en el extremo del fuselaje de un caza, de 10 a 15 kilogramos, puede variar completamente el problema.

4.º Disminuir la autorrotación de las alas con el fin de disminuir igualmente C_{my} . También vemos en las distintas fórmulas que el aumento de carga alar es perjudicial para la barrena. En Estados Unidos se ha comprobado experimentalmente que, efectivamente, al aumentar la carga alar, la barrena tiende a ser más plana. Esto nos indica que los aviones de gran velocidad presentan más dificultad para la salida de la barrena.

Las medidas indicadas para evitar las barrenas peligrosas satisfacen también a las condiciones necesarias para una salida fácil. En este caso se debe aumentar más los momentos C_{my} con la palanca adelante. Conviene advertir que el aumento de efectividad de los timones, tan necesario para la salida, no es favorable para el régimen de barrena, ya que con la palanca y pie a fondo se hará pasar el avión a valores de α , y β (resbalamiento exterior) grandes. Por ello es preciso limitar los mandos a una variación que permita el mando del avión en el aterrizaje, y en las distintas maniobras, en los aviones de combate.

16. Principales medidas constructivas para evitar la barrena.—a) Alerones. Evidentemente, el primer método para evitar la barrena es, naturalmente, el empleo de los alerones.

Desgraciadamente, el momento de balance puesto en juego por los alerones para grandes ángulos de ataque es muy pequeño, teniendo más importancia el de guiñada que produce; por ello se puede decir, en general, que la maniobra de los alerones no produce en la barrena otro efecto que la variación del resbalamiento. Se ha comprobado experimentalmente que los alerones, colocados rígidamente hacia arriba, producen un incremento en el margen y en la velocidad de autorrotación de la barrena. En cambio, colocados rígidamente hacia abajo, producen efectos contrarios a la vez que mejoran el mando. El no emplear esta solución es debido a su influencia perjudicial sobre las cualidades aerodinámicas del avión.



b) Ranuras o rendijas. — Cuanto más se retrase la pérdida de eficacia de los alerones, más se habrá retrasado el peligro de la barrena. Como, por otra parte, las ranuras aumentan la incidencia crítica, sin pérdida de aquella eficacia, se comprende la influencia de aquéllas sobre la autorrotación y, por tanto, sobre la barrena.

En alas rectangulares el extremo del ala que baja, cuando se produce un balance, llega antes a la incidencia crítica. En las alas trapezoidales, aun en vuelo horizontal, los extremos están más cerca de la incidencia crítica. Este fenómeno es más intenso cuanto mayor es el estrechamiento del ala. Por estas razones, las ranuras deben colocarse en los extremos, constituyendo un elemento estabilizador justo por encima de la incidencia crítica. Las ranuras serán, según lo indicado anteriormente, tanto más beneficiosas cuanto mayor es el estrechamiento del ala.

Una vez pasada la incidencia crítica del ala con ranuras, el fenómeno es completamente distinto, ya que en este caso la caída de $C_{L, max}$ es mucho más rápida. En la figura 21 se indica una polar típica de un ala monoplana, con y sin ranuras en los extremos. Las ranuras solamente se extienden sobre el 50 por 100 de la envergadura, por lo que el $C_{L, max}$ no aumenta mucho.

En dicha figura puede verse que en el ala sin ranura hay una segunda región autorrotativa, entre 40 y 47° m.; en cambio, en el ala con ranura esta región está entre 38° y 52°, siendo ésta mucho más enérgica que la primera. Estos resultados están expresados gráficamente en la figura 22.

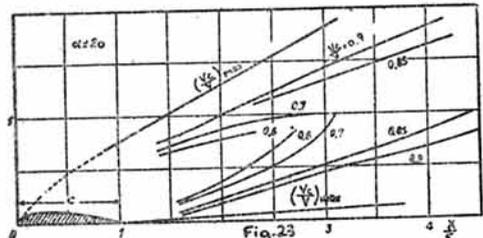


Fig. 23

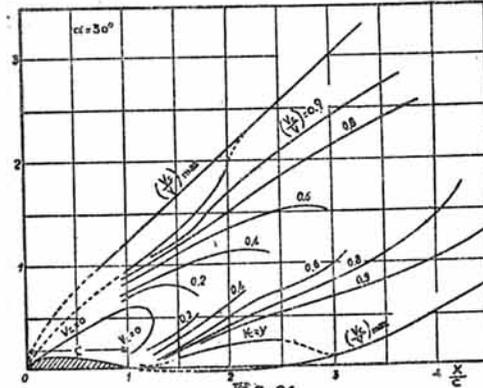


Fig. 24

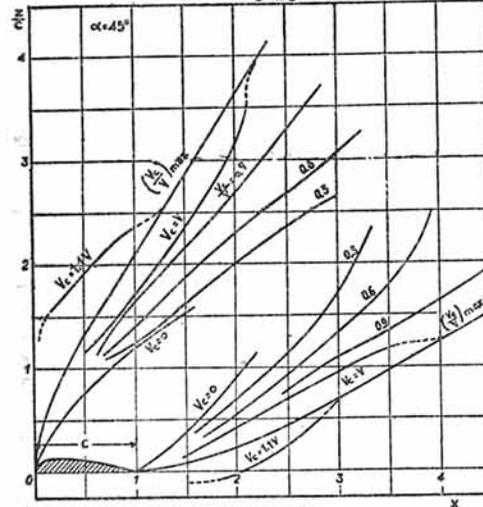


Fig. 25

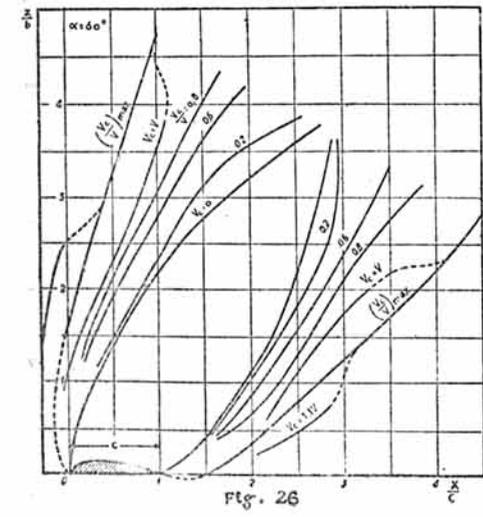


Fig. 26

Podemos decir, como resultado de todo lo expuesto, que en un avión con ranuras es más difícil la entrada en barrena; pero una vez establecida ésta la rotación es mayor, por lo que aquélla se hará más plana.

El doctor Lachmann propone el empleo de ranuras y alerones, unidos conjuntamente a interceptores. Estos interceptores son chapas delgadas, colocadas en el trasdós del ala, detrás de las ranuras y delante de los alerones, conectados a éstos de tal modo, que cuando el alerón sube el interceptor se levante, creando una turbulencia que disminuye la sustentación de esa ala, aumentando, en cambio, su resistencia, lo cual es favorable en todos sentidos.

17. Hendiduras de Schsenk. — Schsenk aconseja practicar dos hendiduras cerca del borde de ataque del ala, en una longitud aproximada a un tercio de la semienvergadura, a partir del extremo, es decir, en las partes más cargadas de aquélla. Se conectan las hendiduras de babor y estribor mediante un tubo, con lo que se consigue un control sobre la capa límite, de tal modo que cuando el ala esté autorrotando (por encima de la incidencia crítica), el ala que sube, en la que la depresión es mayor, aspirará aire del trasdós del ala que baja, con lo que evitará el desprendimiento del fluido sobre ésta, dando como resultado una neutralización de los momentos inestables que hayan podido aparecer. Experimentalmente se ha comprobado en un ala una disminución de la velocidad de autorrotación de 0,39 a 0,13.

18. Diruttore. — Este medio de evitar la barrena es debido al Ingeniero italiano Mattioli. En esencia consiste en una varilla delgada, que se coloca a lo largo del total o parte de la envergadura, a pequeña distancia del borde de ataque. Experiencias sobre modelos han comprobado que la curva de coeficientes de sustentación tiene un máximo aplanado a unos 28°, siendo después la caída muy rápida. Este dispositivo da lugar a un aumento de resistencia. No está muy claro el fundamento teórico de este procedimiento, ya que aparentemente dicha varilla sirve únicamente para romper la transición del régimen laminar al turbulento, en el trasdós del ala, en un punto más adelantado.

19. Superficies de cola. — La actividad de las superficies horizontales y verticales de cola juegan un papel muy importante en seguridad del vuelo *pos crítico*. El aumento de aquella actividad puede conseguirse por la disposición adecuada del ala y las superficies horizontal y vertical de cola,

con el fin de que para grandes ángulos de ataque estas superficies se encuentren ensombrecidas mínimamente, o aunque pueda aprovecharse la zona activadora de las velocidades elevadas.

Para poder tener en cuenta este extremo tan importante, se dan las figuras 23, 24, 25 y 26, correspondientes a los siguientes ángulos de ataque $\alpha = 20^\circ - 30^\circ - 45^\circ - 60^\circ$. En ellas están marcadas las zonas del "ensombrecimiento", producida por la estela del ala y plano fijo, con la indicación de los límites de velocidades iguales.

V_e es la velocidad en la estela del ala. V_p la velocidad en el plano fijo. V_{e0} la velocidad en la estela del plano fijo, y V la velocidad del avión.

En la zona de la estela estas velocidades están dadas en función de la velocidad del avión.

La forma de las curvas varían muy poco con el tipo del perfil, alargamiento y forma en planta del ala. Por tanto, ellas pueden tomarse como una primera aproximación para fijar la situación de las superficies horizontal y vertical, de tal modo que sean eficaces para altos ángulos de incidencia. Aparte de la estela del ala, también la superficie horizontal de cola deja encima de ella una estela en calma que puede ser suficiente para anular cualquier momento favorable producido por la superficie vertical. De tal modo ocurre esto, que, como ya se ha indicado, puede suceder que el efecto de la deriva sea contrario al fin deseado. De las soluciones ensayadas para obviar este inconveniente podemos citar las siguientes:

- a) Levantar la superficie horizontal al tope de la deriva. Esta solución no gusta a los proyectistas, ya que da lugar a un aumento de peso de la estructura y se producen oscilaciones.
- b) Agregar superficie de deriva por debajo de la superficie horizontal, que da también un aumento de peso.
- c) Disminuir el alargamiento de la deriva y timón de dirección, es decir, extenderlos a proa y popa.
- d) Trasladar muy a proa la superficie vertical, para separarla de la horizontal. Esta solución parece es la más efectiva, habiéndose realizado en un avión inglés *Gloucester*.
- e) Desplazar hacia atrás la superficie horizontal (fig. 27).
- f) Desplazar hacia atrás la superficie vertical (fig. 28).
- g) Situar muy levantado el plano horizontal, sin llegar a estar en el borde de la deriva (fig. 29).

Todas las soluciones, colocando muy alto el plano horizontal, tienen el inconveniente, sobre todo en monoplanos de ala baja y fuselaje corto, del gran ensombrecimiento producido por el ala. Los fuselajes largos dan grandes momentos de inercia, y por tanto, los grandes valores de C_{my} llevan a la peligrosa barrena plana.

h) Colocar un dispositivo para virar en los extremos de las alas, en condiciones de que no exista ensombrecimiento. Esto tiene el inconveniente de la ausencia del efecto de quilla.

20. Observaciones. — Para aumentar los momentos aerodinámicos de cabezada se deben tomar, para las relaciones $\frac{S_H}{S}$ y $\frac{L}{C} \frac{S_H}{S_V}$, valores entre 17 a 20 por 100 y de 0,40 a 0,46, respectivamente.

El mismo efecto puede conseguirse aumentando la actividad de la superficie horizontal, utilizando una colocación correcta, obtenida mediante los espectros de las figuras 21, 22, 23 y 24.

Después se comprueba esta posición en los ensayos de estabilidad estática longitudinal, llevando éstos hasta valores de α muy grandes ($\alpha = 70^\circ$).

En las figuras 30 y 31 se han trazado las curvas de momentos aerodinámicos; pero hay que observar que están referidos a la distancia L del plano horizontal al C. G. y no a la cuerda, como ocurría en la figura 13.

Se debe dar a las relaciones $\frac{S_V}{L S_V}$ y $\frac{L}{C S_V}$ los valores de 9 a 11 por 100 y 0,2 a 0,28, respectivamente, y evitar el ensombrecimiento.

Es preciso realizar experiencias de estabilidad de ruta para algún ángu-

lo normal y para las incidencias en la zona *pos crítica* de $\alpha = 30^\circ, 45^\circ$ y 60° , con los timones neutro y a tope; también se deben realizar experiencias sin cola.

Como resultado, se pueden obtener curvas de la variación de la actividad, no sólo del timón, sino del plano vertical de cola entero, en función de α .

Se tiene en cuenta el ensombrecimiento mediante el coeficiente η_v , que representa la relación entre los coeficientes C_{mzv} de momento de guiñada, debido a la superficie vertical, en la zona *pos crítica* y en vuelo normal. En la figura 32 está representada gráficamente la variación de η_v con α para los tres modelos indicados en las figuras 27, 28 y 29.

La actividad de la superficie vertical se caracteriza por el coeficiente

$$\varepsilon_V = \eta_V \frac{S_V}{S} \frac{L}{C}$$

La figura 33 nos demuestra la gran pérdida de eficacia del timón de dirección, para grandes ángulos de incidencia, en los modelos K_1 y K_2 , así como su mejora, con los modelos K_3 , M y N .

Como orientación para el proyectista se da la tabla I, la que permite una idea cualitativa acerca de los parámetros constructivos necesarios para asegurar la salida de la barrena.

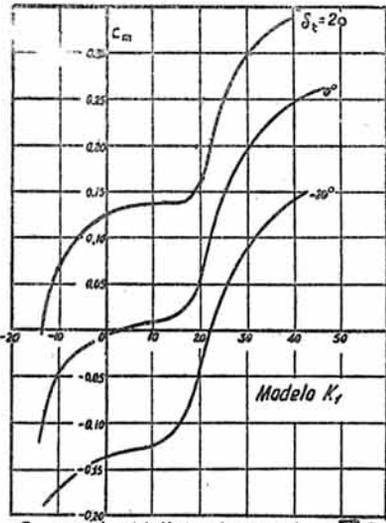
Las características indicadas en esta tabla son coeficientes adimensionales, y por consiguiente, propios, en general, para toda clase de aviones.

En el avión del modelo K se sale con seguridad y rápidamente de barrena normal antes de la cresta.

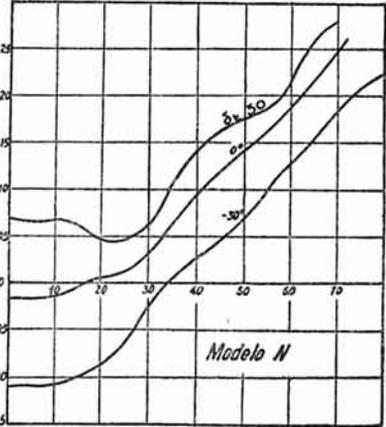
El modelo N sale también de la barrena, pero con más retraso que el anterior (alrededor de tres vueltas). Es decir, está cerca del límite peligroso.

En las figuras 34, 35 y 36 están trazadas las curvas C_E y C_F de los modelos K y N.

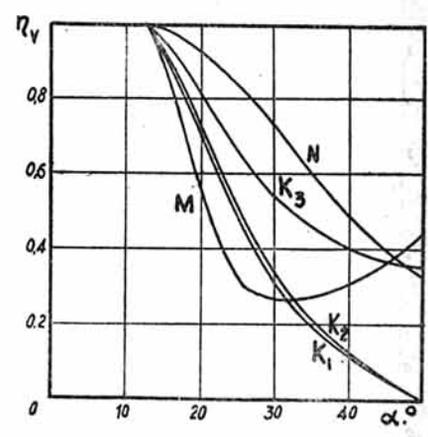
Con arreglo a las indicaciones ya expuestas, en los biplanos no se debe adoptar un decalaje negativo y un entreplano pequeño, ya que ello da lugar a un aumento de la velocidad de autorrotación. En los monoplanos, la adopción de perfiles con un C_l max grande, para reducir la velocidad de aterrizaje, tiene también ese peligro.



$\delta_t =$ Angulo del timón de dirección Fig. 30



$\delta_t =$ Angulo del timón de dirección Fig. 31.



Figs. 32 y 33.

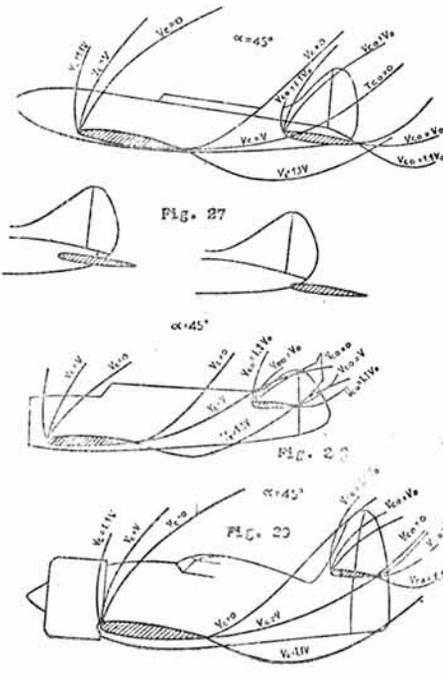
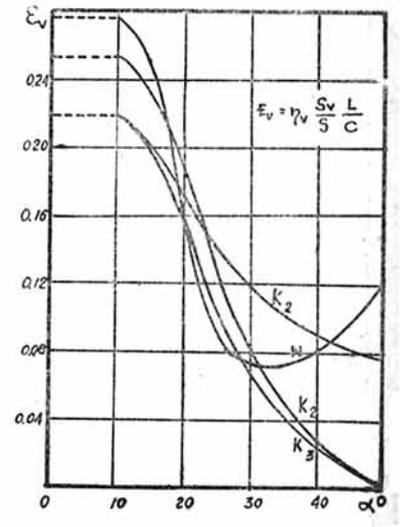
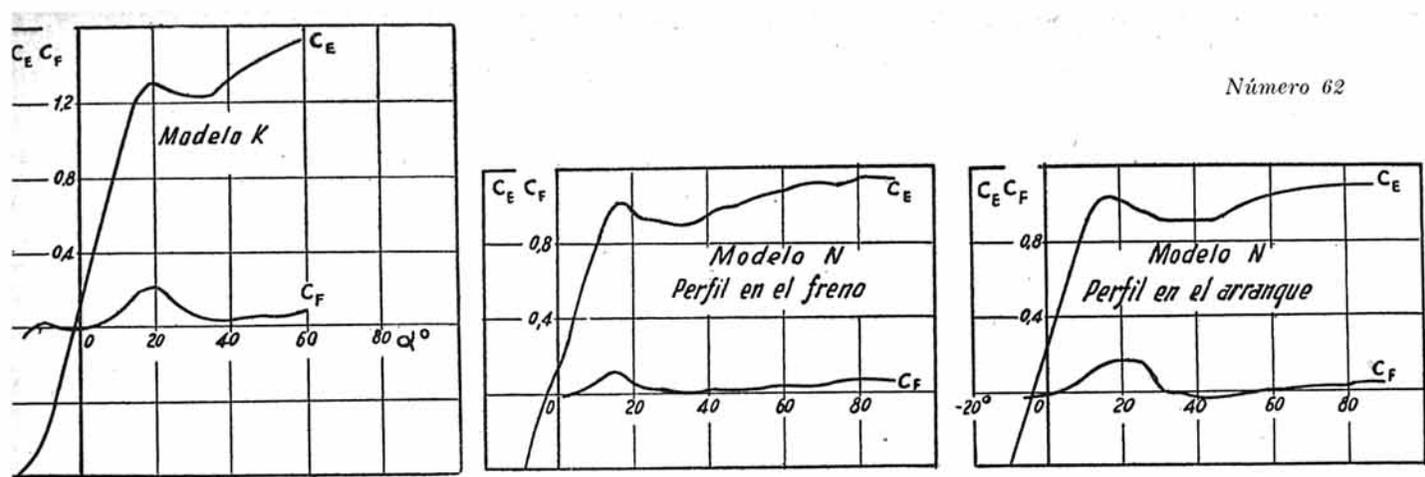


Fig. 27

Fig. 28

Fig. 29



Figs. 34, 35 y 36.

TABLA I

Modelo	$\frac{S_v}{S}$	$\frac{S_d}{S_v}$	$\frac{S_d}{S}$	$\frac{S_a}{S_H}$	$\frac{L}{c}$	$\frac{L}{C_r}$	$\frac{L S_H}{S c}$	$\frac{L S_v}{S c}$	ϵ_v			W Kgs.	\mathcal{F}_x	\mathcal{F}_y	\mathcal{F}_z	\mathcal{F}_{xy}	$\frac{I_x - I_y}{\rho S e^2 c}$	$\frac{I_x - I_z}{\rho S e^2 c}$
									$\alpha = 0$	$\alpha = 30^\circ$	$\alpha = 50$							
K ₁	0,082	0,542	0,172	0,472	2,65	2,0	0,455	0,218	0,218	0,067		1,650	190	240	405	2,75	0,565	0,131
K ₂	0,085	0,467	0,172	0,472	2,65	2,0	0,455	0,252	0,252	0,080								
K ₃	0,082	0,467	0,172	0,472	2,65	2,0	0,455	0,218	0,218	0,116	0,074							
N	0,102	0,612	0,128	0,5	2,70	1,92	0,346	2,76	0,276	0,071	0,12	1,389	169	217	332	21,7	0,436	0,128
M	$\frac{S d}{S} = 0,076$		0,173	0,47	$\frac{L a}{c} = 3,2$		0,55	$\eta_v = 1,0$	0,45	0,32		$\frac{L_v}{C} = 3,6$	$\frac{L_v}{C_r} = 2,6$					

$c = \frac{S}{e}$ = cuerda media; c_r = cuerda en la raíz; $\rho = 0,125$; S = superficie alar sin descontar el fuselaje;

S_H = superficie horizontal; S_v = superficie vertical; S_d = superficie del timón de dirección; S_a = superficie del timón de altura; L = distancia del C. G. al eje de giro de timones; L_a = distancia del C. G. al eje de giro de timones; L_v = distancia del C. G. al eje de giro de timones de dirección; e = envergadura.

$$\mathcal{F}_x = \sum m x^2 \quad \mathcal{F}_y = \sum m y^2 \quad \mathcal{F}_z = \sum m z^2. \quad I_x = \sum m (y^2 + z^2) \quad I_y = \sum m (x^2 + z^2). \quad I_z = \sum m (x^2 + y^2).$$

$$I_x - I_z = \mathcal{F}_z - \mathcal{F}_x \quad I_x - I_y = \mathcal{F}_y - \mathcal{F}_x. \quad \epsilon_v = \eta_v \frac{S_v L}{S c}. \quad \eta_v = \frac{C_{mzv} \text{ zona de vuelo normal}}{C_{mzv} \text{ zona de vuelo pos crítica}}$$

Por ello, en los extremos del ala, que, según hemos indicado, son en los que se llega antes a la incidencia crítica, se deben adoptar perfiles de borde de ataque más fino y de menor curvatura, es decir, de menor $C_{l, max}$.

Se debe prestar gran atención al centraje del avión, ya que cualquier variación del C. G. da lugar a una variación del momento aerodinámico de cabezada C_{my} . Por tanto, cuando la diferencia $C_{my} - C_{myi}$ sea muy pequeña y el avión esté en el límite de salida, nos conviene aumentar C_{my} , lo que se consigue retrasando el C. G.

21. Efecto del grupo motopropulsor.—Es muy difícil poder determinar el efecto producido sobre la barrena por "meter" motor, y en general no se refleja más que en el movimiento oscilatorio de la salida. Sobre este asunto son necesarias muchas experiencias. En la barrena normal, con valores de α relativamente pequeños, el aumento rápido de V , con la consiguiente disminución de Ω , conduce al aumento considerable de los momentos aerodinámicos C_{my} y C_{mz} , úti-

les para la salida. Parece, por tanto, que en las barrenas normales el meter motor debe ser beneficioso.

Los momentos giroscópicos de la hélice, cuando la dirección del giro de ésta coincide con el sentido de giro de la barrena, mejoran la salida, ya que tienden a hacer picar el avión.

22. Barrena invertida.—Hay otro tipo de barrena, totalmente distinto a los expuestos, denominado barrena invertida. En ella el avión desciende con un ángulo de incidencia negativo, con el piloto hacia la parte exterior del giro, tendiendo a ser sacado del asiento. En la actualidad no se dispone de gran información sobre este tipo de barrena, y parece difícil comprender cómo involuntariamente puede entrar un avión en barrena invertida. Un modo de llegar a esta maniobra es realizar un viraje muy inclinado a muy poca velocidad.

En este tipo de barrena, el decalaje positivo de un biplano se convertirá en negativo para ángulos negativos de incidencia, por lo que será muy peligroso.

En general, este tipo de barrena debe ser considerado como una maniobra muy peligrosa.

23. Efectos psicológicos y fisiológicos.—La barrena, aun en la actualidad, y a sabiendas de que el avión se comporta bien en esa maniobra, ejerce cierta aprensión en la generalidad de los pilotos. La razón puede ser, no solamente el recordar que la mayoría de los accidentes se han producido con esta maniobra, sino que ella, en ocasiones, ha producido ciertos efectos fisiológicos sobre el piloto que le han hecho aplicar los mandos para la salida de manera contraria a lo correcto. Esto ha ocurrido con relativa frecuencia en barrenas muy prolongadas, y principalmente parece ser ha producido con los mandos de pie. Si esto ocurre con pilotos experimentados, no cabe esperar resultados mejores con los principiantes.

Por todo ello, no cabe duda que la verdadera solución no será alcanzada mientras no se llegue a la "imposibilidad de entrada en barrena del avión".