Influencia de los parámetros característicos del avión, en sus cualidades

Por F. LAFITA, Coronel de Ingenieros Aeronáuticos e Ingeniero Naval.

1. GENERALIDADES.—En el estudio de las cualidades de un avión, tanto en vuelo como en tierra, se comprueba que ellas están influenciadas por una serie de parámetros característicos del avión. Estos parámetros son: *a)*, alargamiento; *b)*, coeficiente de resistencia inducida; *c)*, carga alar; *d)*, carga por cv.

No todos estos parámetros influyen sobre cada una de las cualidades, sino que éstas dependen de alguno o algunos de aquéllos, siendo el grado de dependencia respecto a ellos, en general, bastante distinto. Por esta razón, para poder realizar con éxito el proyecto de un avión, que ha de llenar un cierto número de necesidades que le son impuestas, será preciso tener en cuenta las influencias indicadas y llegar a un compromiso entre los valores de aquellos parámetros. Con este fin quiero exponer a continuación cómo pueden estudiarse esas influencias.

2. INFLUENCIA DEL ALARGAMIENTO.—El alargamiento ejerce su influencia sobre el coeficiente de resistencia inducida, y por tanto, sobre todas las cualidades en las que aquél interviene. Examinemos éstas:

1.° *Velocidad máxima.*

La velocidad máxima corresponde a la igualdad entre la potencia máxima disponible, y la potencia necesaria al vuelo para aquella velocidad; es decir:

$$\eta P_m = [D_i + D_p]\, V_m, \qquad (1)$$

siendo

η = rendimiento de la hélice a la velocidad máxima, V_m.
P_m = potencia máxima del motor, en kgms.
D_i = resistencia inducida, en kgs.
D_p = resistencia parásita, que comprende la suma de las resistencias parásitas del ala, fuselaje, góndolas, etc. Esta resistencia puede sustituirse por la de la placa plana equivalente, de coeficiente de resistencia unidad.

Si expresamos P_m en cv., V_m en kms/hora y D_i y D_p en forma de coeficientes adimensionales, tendremos:

$$75\,\eta P_m = \left[\frac{1}{3{,}6}\right]^3 \left[\frac{1}{2} C_{Di}\,\rho S V_m^2 + \frac{1}{2} C_{Dp}\,\rho S V_m^2\right] V_m, \qquad (2)$$

siendo

C_{Di} = coeficiente de resistencia inducida = $\dfrac{C_L^2}{\pi \lambda e}$.
C_{Dp} = coeficiente de resistencia parásita.
C_L = coeficiente de sustentación.
e = rendimiento del avión.

Este factor fué introducido por Oswald (W. B. Oswald: "General Formulas and Charts for the Calculation Of. Airpla ne Performance", N. A. C. A., T. R., núm. 408), con el fin de tener en cuenta el aumento de aquella parte de resistencias parásitas que varían con el ángulo de ataque (fuselajes, cascos, etc.). Es decir, que realmente representa la relación entre el alargamiento virtual y real del avión. El valor de e es siempre menor que la unidad, variando con el tipo de avión. Oswald da para e los siguientes valores:

TIPO DE AVION	Valores de e
Ala volante........................	0'95 — 1
Monoplano en voladizo.............	0'85 — 1
» semivoladizo...........	0'80 — 1
Biplano de una fila de montantes...	0'75 — 0'95
Biplano de varias filas de montantes.	0'70 — 0'90

Según Diechl, para e debe tomarse el valor

$$e = \frac{1}{1 + 2\,\lambda\, C_{Dp}}.$$

C_{Dp} = coeficiente total de resistencia parásita.
λ = alargamiento efectivo.

Esta ecuación está resuelta en la figura 1.

La expresión (2) puede ponerse en la forma

$$75\,\eta\, P_m = \left(\frac{1}{3{,}6}\right)^3 \frac{1}{2}\,\rho\, S\, V_m^3 \left[C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi\,\lambda\, e}\right];$$

luego

$$V_m = \sqrt[3]{\frac{150\,.\,(3{,}6)^3\,.\,\eta\, P_m\, \pi\,\lambda\, e}{\rho\, S\left[C_{Dp}\,\pi\,\lambda\, e + C_L^2\right]}}. \qquad (3)$$

Como para las grandes velocidades C_L suele ser muy pequeño (inferior a 0,2 para las cargas alares actuales), su cuadrado se puede despreciar ante el otro sumando, y establecer

$$V_m = \sim \sqrt[3]{\frac{150 \times (3{,}6)^3\,\eta\, P_m}{\rho\, S\, C_{Dp}}}. \qquad (4)$$

Por tanto, la velocidad máxima puede considerarse prácticamente independiente del alargamiento. Esto se comprueba fácilmente realizando este estudio con cualquier tipo de avión. Así con el *Douglas D. C. 2*, cuyos datos principales son $S = 87$ ms², $W = 8.500$ kgs., $P_m = 1.545$ cv., $C_{DP_0} = 0{,}01$, $F = 1{,}16$ ms², $\eta = 0{,}83$, $\rho = 0{,}1016$, se obtienen para variación de la velocidad máxima con el alargamiento, a la altura de utilización (1.800 ms.), los valores siguientes:

Alargamiento	Velocidad máxima
4	330 kms/h.
7	337 "
10	340 "
20	342 "

Conviene señalar que estas diferencias de velocidad son a la altura de utilización. Cuanto mayor sea la altura mayor será la influencia del alargamiento, ya que el valor de C_L necesario para el vuelo horizontal aumenta, y deja por tanto de ser despreciable.

En estas condiciones la expresión (3) toma la forma ya expuesta anteriormente:

$$V_m = \sqrt[3]{\frac{150\,(3{,}6)^3\,\eta\, P_m}{\rho\, S\left(C_{Dp} + \dfrac{C_L^2}{\pi\,\lambda\, e}\right)}}, \qquad (5)$$

donde vemos claramente que todo incremento de λ produce un aumento en la velocidad máxima.

Luego los aviones que han de volar normalmente a grandes alturas deben tener grandes alargamientos. Lo mismo sucede con los aviones de gran carga alar, en los cuales el valor de C_L será más elevado.

2.° *Máxima velocidad de subida.*

La velocidad de subida tiene por expresión:

$$V_S = \frac{P_D - P_N}{75\, W}.$$

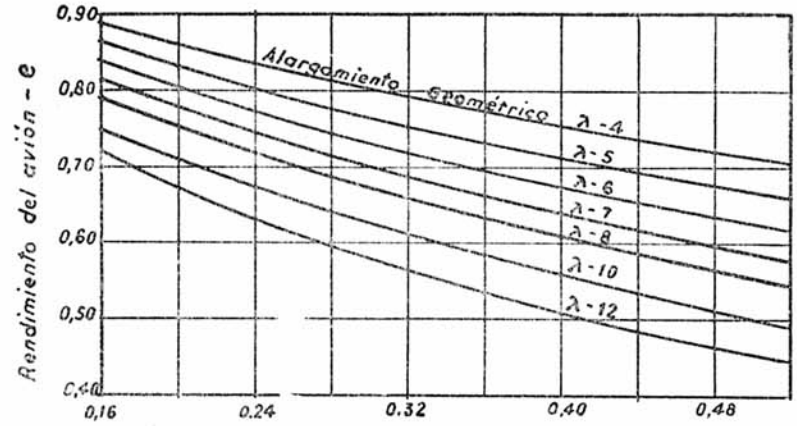

Fig. 1.—*Coeficiente de resistencia parásita* C_{Dp}.

P_D = potencia disponible en $C\,V = \eta\, P$.
P_N = potencia necesaria en $C\,V$.
W = peso total del avión en kgs.

Ahora bien:

$$P_N = (C_{Dp} + C_{Di})\,\frac{1}{2}\,\rho\, S\, V^3 = \left(C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi\,\lambda\, e}\right)\frac{\rho\, S\, V^3}{2}. \qquad (6)$$

Como la velocidad V correspondiente a la mejor subida suele oscilar en los alrededores del 60 por 100 de la velocidad máxima, el valor de C_L deja de ser despreciable, y por tanto, cuanto mayor es el alargamiento tanto mayor es la velocidad de subida.

3.° *Potencia mínima necesaria al vuelo.*

Según hemos indicado, si designamos por A la potencia inducida a 1 m/s., y por B la potencia parásita a la misma velocidad, tendremos

$$A = \frac{1}{2}\, C_{Di}\,\rho\, S \qquad C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi\,\lambda\, e}$$

$$B = \frac{1}{2}\, C_{Dp}\,\rho\, S_u$$

a otra velocidad cualquiera V'

$$A' = \frac{1}{2} C'_{Di} \rho S V'^3 \qquad C'_{Di} = \frac{C'^2_L}{\pi \lambda e}$$

$$B' = \frac{1}{2} C_{Dp} \rho S V'^3 .$$

Ahora bien:

$$\left.\begin{array}{l} \frac{1}{2} C_L \rho S = W \\ \frac{1}{2} C'_L \rho S V'^2 = W \end{array}\right\} C'_L = C_L \left(\frac{1}{V'}\right)^2$$

W = peso total.

Luego

$$A' = \frac{A}{V'} \quad \text{y} \quad B' = B V'^3 .$$

Por tanto, la potencia necesaria a la velocidad V' será

$$P_N = \frac{A}{V'} + B V'^3 . \tag{7}$$

El valor de V' que hace mínima la derivada de esta expresión, será el correspondiente a la potencia mínima necesaria, es decir,

$$\frac{d P_N}{d V'} = -\frac{A}{V'^2} + 3 B V'^2 = 0,$$

$$V' = \left(\frac{A}{3 B}\right)^{1/4} \tag{8}$$

El valor mínimo de P_N será

$$P_{N\,min} = \frac{A}{\left(\frac{A}{3 B}\right)^{1/4}} + 3 B \left(\frac{A}{3 B}\right)^{3/4} =$$

$$= A^{3/4} (3 B)^{1/4} + 3 B^{1/4} \left(\frac{A}{3}\right). \tag{9}$$

Si suponemos que el coeficiente de resistencia parásita es constante, la expresión anterior toma la forma

$$P_{N\,min} = K A^{3/4} + K' A^{3/4} = (K + K') A^{3/4} =$$

$$= (K + K') \left[\frac{C^2_L}{\pi \lambda e} \rho S\right]^{3/4}. \tag{10}$$

Esta expresión nos muestra que cuanto mayor es el alargamiento, tanto menor es la potencia mínima necesaria al vuelo.

La expresión (8) nos da la variación de la velocidad correspondiente a la potencia mínima en función del alargamiento, ya que

$$V' = \left[\frac{\frac{1}{2} \frac{C^2_L}{\pi \lambda e} \rho S}{3 \frac{1}{2} C_{Dp} \rho S}\right]^{1/4} = \left[\frac{C^2_L}{3 \pi \lambda C_{Dp}}\right]^{1/4}. \tag{11}$$

En esta expresión vemos que cuanto mayor es el alargamiento menor es la velocidad correspondiente a la potencia mínima. La variación, sin embargo, es relativamente pequeña, y cuanto mayor es el alargamiento menor es su influencia.

4.° *Máxima duración de vuelo.*

Para todas las cosas iguales, la máxima duración de vuelo corresponde a la potencia mínima necesaria a aquél; por tanto, el alargamiento ejerce sobre aquélla la misma influencia que sobre éste. Es decir, la máxima duración de vuelo aumenta con el alargamiento.

5.° *Radio de acción.*

Como es sabido, a todas las cosas iguales el radio de acción es tanto mayor cuanto mayor es la relación W/D (D = resistencia total), o lo que es lo mismo,

$$\frac{W}{D_i + D_p} = \frac{2 W}{\left(\frac{C^2_L}{\pi \lambda e} + C_{Dp}\right) \rho S V^2} . \tag{12}$$

El valor de C^2_L para la velocidad de crucero es relativamente grande para cargas alares normales (alrededor de 0,4), por lo que no puede despreciarse. Esto nos indica que el radio de acción aumenta con el alargamiento.

Para determinar la variación de la velocidad correspondiente al mínimo de D con el alargamiento, basta determinar el valor de aquella que anule a la derivada $\frac{d D}{d V}$.

Como de (3) $P_N = D V$,

$$D = \frac{A}{V^2} + B V^2$$

y

$$\frac{d D}{d V} = -\frac{2 A}{V^3} + 2 B V = 0 ;$$

luego

$$V = \left(\frac{A}{B}\right)^{1/4} = 1{,}316 \ V' . \tag{13}$$

Es decir, que las mismas variaciones de V' con λ corresponden a V; luego al aumentar el alargamiento disminuye la velocidad de crucero.

6.° *Techo.*

Es difícil expresar de una manera analítica la influencia del alargamiento sobre el techo. Sin embargo, puesto que el techo corresponde a la altura para la cual la potencia disponible es igual a la mínima potencia necesaria, y hemos ya indicado la influencia del alargamiento sobre ésta, se puede decir que todo aumento de alargamiento produce un aumento en el techo. El método de Oswald permite determinar, mediante cálculos bastante laboriosos, esta influencia del siguiente modo:

Según Oswald, el techo corresponde a un valor σ_T de la relación de densidades, obtenido de

$$\frac{l_s \, l_t}{V_m} = 25{,}4 \, \frac{T_A \, T_V \, \sigma_T R_{VT} - \sigma^2_T R_{VT}}{1 - \sigma^2_T R_{VT}} , \tag{14}$$

siendo

$$l_s = \frac{W S}{e \lambda} \qquad l_t = \frac{W}{\eta_m P_m} .$$

V_m = velocidad máxima horizontal al nivel del mar.

T_A = relación entre las potencias tractoras disponibles a la misma velocidad y alturas distintas.

T_V = relación entre las potencias tractoras disponibles a la misma altura y distintas velocidades.

$$R_{VT} = \frac{\text{velocidad en el techo}}{\text{velocidad máx al nivel del mar}} .$$

De donde

$$\sigma_T = \frac{25{,}4\ V_T\ T_A\ T_V}{2} \pm$$

$$\pm \sqrt{(25{,}4\ V_T\ T_A\ T_V) - 4\ (V_T\ l_s\ l_t - \overline{l_s\ l_t^2})}\ .$$

V_T representa la velocidad en el techo, que corresponde a la potencia mínima necesaria al vuelo, y que según hemos visto, disminuye muy ligeramente con el alargamiento.

T_A y T_V son independientes de éste, así que puede decirse que únicamente hay que examinar la variación con λ, de

$$V_T\ l_s\ l_t - (\ l_s\ l_t\ )^2 = V_T\ \frac{W\ S}{e\lambda}\ l_t - \left(\frac{W\ S}{e\lambda}\right)^2 l_t^2 .$$

Con arreglo a los valores normales de l_s y l_t, se comprueba que todo aumento de λ produce una disminución de σ_T, es decir, un aumento en el techo.

7.° *Observación.*

Evidentemente, todo aumento del alargamiento, conservándose la carga alar, es a costa de un aumento en la envergadura, lo que trae consigo una desventaja, desde el punto de vista estructural y de la maniobrabilidad lateral del avión, ya que los momentos flectores y momentos de inercia laterales serán mayores. Los grandes alargamientos se emplean en los planeadores de concurso, ya que a ellos se les exige un pequeño ángulo de planeo, es decir, un gran valor de la relación W/D. En planeadores con motor y en aviones de pequeña potencia, como han de volar con valores de C_L bastante grandes, la resistencia inducida ejerce gran influencia; por tanto, es preciso que su alargamiento sea grande. En los aviones de gran potencia, que pueden volar con valores de C_L muy pequeños, el alargamiento ejerce poca influencia en la resistencia inducida y, por tanto, en la velocidad máxima.

Respecto a la velocidad de subida, puede decirse que cuanto mayor sea la potencia, es decir, menor la carga por cv., tanto menor es la influencia del alargamiento sobre la velocidad de subida. Luego con grandes potencias no son tan necesarios los grandes alargamientos como con pequeñas. Conviene también indicar respecto al radio de acción y máxima duración de vuelo, que puesto que estas cualidades son también funciones de la carga de combustible que pueda llevar el avión, y ésta es menor cuanto mayor sea la envergadura, ya que por las razones antes indicadas todo aumento de envergadura da lugar a un aumento del peso en vacío del avión, existirá un alargamiento límite, a partir del cual todo aumento de él dará lugar a una disminución en aquellas cualidades.

El despegue de los hidroaviones es conveniente realizarlo a grandes ángulos de ataque, ya que con ello se consigue reducir el desplazamiento, y con él la resistencia hidrodinámica, que es la más importante; por tanto, todo aumento en el alargamiento dará lugar a una disminución del recorrido en aquél. Evidentemente, esta disminución no será muy grande debido a la pequeña influencia que ejerce en esta cualidad la resistencia aerodinámica.

El alargamiento no ejerce influencia sobre la velocidad crítica.

3. INFLUENCIA DEL COEFICIENTE DE RESISTENCIA PARASITA.—El coeficiente de resistencia parásita afecta en más o menos grado a todas las cualidades, excepto a la velocidad crítica.

1.° *Influencia sobre la velocidad máxima.*

Hemos visto en la expresión (4) que

$$V_{m\acute{a}x} = \sim \sqrt[3]{\frac{150\ .\ (3{,}6)^3\ \eta\ P_m}{\rho\ S\ C_{Dp}}}\ ;$$

es decir, que con suficiente aproximación la velocidad máxima es inversamente proporcional a la raíz cúbica del coeficiente de resistencia parásita.

2.° *Velocidad máxima de subida.*

De la expresión

$$V_s = \frac{\eta\,P - \left(C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi\,\lambda\,e}\right)\frac{\rho\ S\ V^2}{2}}{W}$$

deducimos, que la velocidad de subida para V constante disminuye linealmente con el coeficiente de resistencia parásita. Cuanto mayor sea la velocidad aerodinámica para la mejor subida, tanto mayor es el efecto perjudicial del aumento del coeficiente de resistencia parásita. Por tanto, cuanto mayor es el alargamiento, tanto menos perjudicial es el aumento del coeficiente de resistencia parásita.

3.° *Potencia mínima necesaria al vuelo.*

La expresión (9), al suponer A constante, se puede poner en la forma

$$P_{N\,min} = K\,(3\,B)^{1/4} + K'\,3\,B^{1/4} = (K + K')\left(\frac{1}{2}\,C_{Dp}\,\rho\,S\right)^{1/4} .$$

Es decir, que la variación de $P_{N\,min}$ es proporcional a la raíz cuarta de C_{Dp}.

La expresión (11) nos indica que todo aumento en el coeficiente de resistencia parásita produce una disminución en la velocidad correspondiente a la potencia mínima.

4.° *Máxima duración de vuelo.*

Por las mismas razones expuestas en (2 — 4°) se comprueba que el coeficiente de resistencia parásita ejerce sobre esta cualidad la misma influencia que sobre la potencia mínima.

5.° *Radio de acción.*

La expresión (13) nos indica que cuanto mayor es C_{Dp}, tanto menor es el radio de acción.

Dados los valores de C_L para la velocidad de crucero, y los de C_{Dp} corrientes, se comprueba fácilmente que siempre ejerce más influencia el alargamiento que C_{Dp}. Igualmente se comprueba que la velocidad correspondiente al máximo radio de acción disminuye al aumentar C_{Dp}.

6.° *Techo.*

Por las mismas razones indicadas al tratar del alargamiento, se deduce que al aumentar C_{Dp} aumenta la potencia mínima y, por tanto, disminuye el techo.

7.° *Observación.*

De todo lo expuesto, se desprende que el coeficiente de resistencia parásita se debe reducir todo lo posible, ya que él únicamente ejerce una influencia beneficiosa en el recorrido de aterrizaje, y ella en muy pequeño grado.

4. INFLUENCIA DE LA CARGA ALAR *w*.—La

carga alar ejerce su influencia en la mayoría de las cualidades del avión, estando esa influencia íntimamente ligada, como veremos a continuación, a los valores del alargamiento, coeficiente de resistencia parásita, carga por cv. y altura de vuelo.

Evidentemente, para hacer un estudio exacto de los efectos producidos por una variación de superficie, es preciso tener en cuenta la variación correspondiente que han de sufrir, la superficie horizontal de cola, el peso y el coeficiente de resistencia parásita. Esto representa una gran dificultad, pero para un estudio aproximado no es necesario tener en cuenta esta variación.

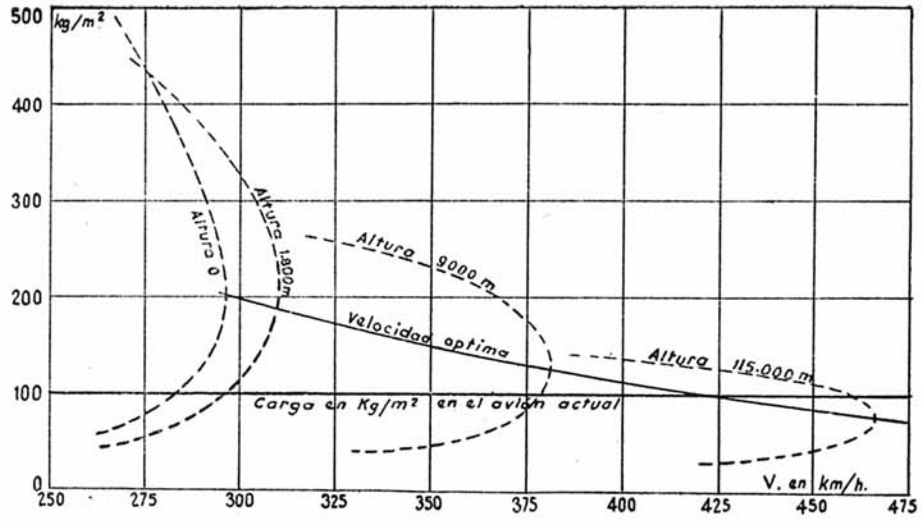

Figura 3.

Tal como se ha definido el coeficiente de resistencia parásita total, él depende de la superficie del ala, por lo cual conviene transformar la expresión (2) en la siguiente forma:

$$(3{,}6)^3\, 75\, \eta\, P_m = (C_{DP_0} S + f)\,\frac{1}{2}\,\rho\, V_m^3 + \frac{C_L^2}{\pi\,\lambda\, e}\cdot\frac{1}{2}\,\rho\, S\, V_m^3 \quad (15)$$

siendo

C_{DP_0} = coeficiente de resistencia del perfil.

f = área de la placa equivalente a todas las resistencias parásitas, excepto la del perfil.

1.° *Velocidad máxima.*

De esta expresión deducimos

$$V_m = \sqrt[3]{\frac{150\cdot(3{,}6)^3\,\eta\, P_m\,\pi\,\lambda\, e}{(\pi\,\lambda\, e\, C_{DP_0} S + f\,\pi\,\lambda\, e + S\, C_L^2)\,\rho}} \quad (16)$$

para grandes velocidades y cargas alares normales.

$$V_m = \sqrt[3]{\frac{150\cdot(3{,}6)^3\,\eta\, P_m}{\rho\,(C_{DP_0} S + f)}}. \quad (17)$$

Estas expresiones nos muestran, que para cargas alares normales y velocidades elevadas, la velocidad máxima aumenta cuando disminuye la superficie, es decir, la carga alar.

En cambio, también nos muestra la (16) que cuando la carga alar sea muy grande, o se vuele a grandes alturas, en cuyo caso el valor C_L ha de aumentar considerablemente, puede suceder que el aumento de velocidad producido por la disminución de S, quede contrarrestado y aun sobrepasado por el aumento correspondiente de C_L. Esto puede comprobarse en las figuras 2 y 3, que corresponden al *Douglas D. C. 2.*

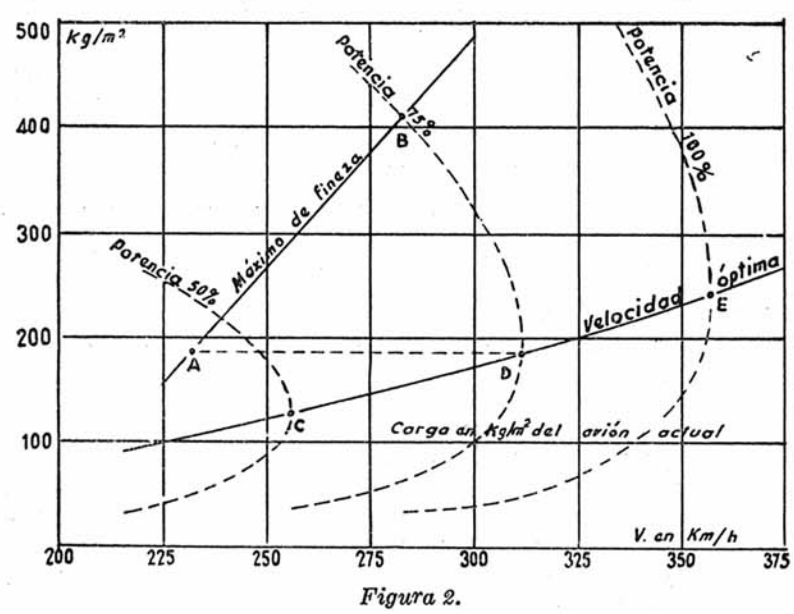

Figura 2.

Para estudiar la influencia sobre la velocidad máxima de la carga alar, para distintos alargamientos, alturas y cargas por cv., es más conveniente dar a la expresión (15) la forma

$$(3{,}6)^3\, 75\, \eta\, P_m = (C_{DP_0} S + f)\,\frac{\rho}{2}\, V^3 + \frac{2\, W^2}{\pi\, \rho/_2\, \lambda\, e\, S\, V},$$

que dividiendo los dos miembros por W se transforma en

$$\frac{75\,\eta}{w_p} = \left(\frac{C_{DP_0}}{w} + \frac{1}{\varepsilon}\right)\frac{\rho}{2}\, V^2 + \frac{2\, w}{\pi\,\rho\, V\,\lambda\, e}, \quad (18)$$

siendo

w_p = carga por cv.

w = carga alar.

$\varepsilon = \frac{W}{f}$ = kgs. por m² de placa plana equivalente.

En las figuras 3 y 4 se ha construído esta ecuación para distintos valores de w y ρ, y de w y λ, respectivamente.

2.° *Velocidad crítica.*

La influencia en la velocidad crítica se deduce fácilmente de

$$V_c = \sqrt{\frac{2\, w}{\rho\, C_{L\,\text{máx}}}}.$$

Es decir, que la velocidad crítica crece proporcionalmente a la raíz cuadrada de la carga alar.

3.° *Velocidad de subida.*

Recordando la expresión de la velocidad de subida podemos escribir

$$V_S = \frac{P_D - \left[C_{DP_0} S + f + \frac{C_L^2}{\pi\,\lambda\, e}\, S\right]\frac{1}{2}\,\rho\, V^2}{W}.$$

Esta expresión nos indica que toda disminución de la superficie al nivel del mar, para el cual V es relativamente grande, y por tanto C_L pequeño, da lugar a un aumento en la velocidad de subida. Sin embargo, a grandes alturas, donde V es relativamente pequeño, puede suceder que el aumento de velocidad de subida, producido por la disminu-

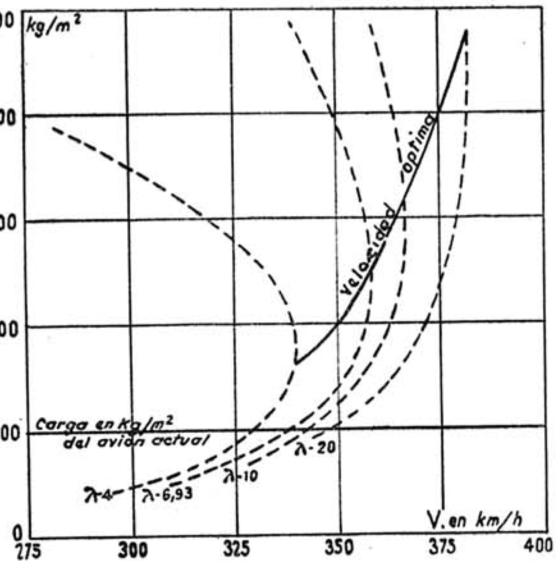

Figura 4.

ción de S, quede contrarrestado y aun sobrepasado por el aumento de C_L.

Por tanto, el efecto beneficioso del aumento de la carga alar, tanto en la velocidad máxima como en la velocidad de subida, queda limitado a las pequeñas alturas.

La velocidad para la mejor subida suele ser aproximadamente la correspondiente a W/D máximo; por tanto, de la expresión (11) se deduce que aquélla aumenta con la carga alar.

4.° *Potencia mínima necesaria al vuelo.*

De la expresión (10) se observa que cuanto mayor es la superficie, aumenta S, pero como disminuye más de prisa C_L^2, la potencia necesaria al vuelo disminuye.

5.° *Velocidad correspondiente a la potencia mínima.*

Según la expresión (11), al aumentar la superficie disminuye la velocidad correspondiente a la potencia mínima.

6.° *Radio de acción.*

De

$$\frac{W}{D} = \frac{W}{\left(C_{DP_0}\, S + f + \dfrac{C_L^2}{\pi \lambda e}\, S\right) \dfrac{1}{2} \rho V^2}.$$

se obtiene que cuanto menor sea S mayor es el radio de acción. Sin embargo, cuando la carga alar sea muy grande o el vuelo se realice a grandes alturas, puede suceder que el aumento de C_L^2 sea tal, que el radio de acción disminuya.

7.° *Maniobrabilidad.*

Recordando la expresión del radio mínimo de giro en vuelo simétrico

$$r_{mín} = \sim \frac{2\, w}{C_{L\,máx}\, g\, \rho},$$

vemos que a medida que aumenta la carga alar sucede lo mismo al radio mínimo, y por tanto disminuye la maniobrabilidad en este aspecto.

En el caso de viraje, el radio tiene por expresión

$$r = \frac{V_v^2}{g} \cot \varphi .$$

φ = ángulo de inclinación lateral.
V_v = velocidad en el viraje.
$V_v/V = \sec \varphi$.

La velocidad en el viraje V_v depende de la potencia necesaria al vuelo para el valor de C_L correspondiente a V. Cuanto mayor sea la carga alar y la altura, mayor es el valor de V_v, y por tanto el de r. Es decir, que la maniobrabilidad en altura se reduce grandemente al aumentar la carga alar.

La maniobrabilidad de un avión no puede definirse como una cualidad especial, sino como un conjunto de éstas. Por esta razón Diehl la define por el coeficiente M.

$$M = \frac{V_{smo}}{r} \left(\frac{V_m}{V_c}\right).$$

V_{smo} = máxima velocidad de subida.
r = radio de giro mínimo.
V_m = velocidad máxima.
V_c = velocidad crítica.

De esta expresión se deduce que cuanto mayor es la carga alar y la altura, menor es el coeficiente M.

6. INFLUENCIA DE LA CARGA POR CV. W_p.

La carga por cv. afecta de manera muy diversa a las cualidades de un avión.

1.° *Velocidad crítica.*

Esta velocidad no es influenciada por W_p.

2.° *Velocidad máxima.*

Las velocidades V_1 y V_2 para dos potencias P_1 y P_2 están en la relación

$$\frac{V_1}{V_2} = \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{1/3} \quad \text{para aviones normales.}$$

$$\frac{V_1}{V_2} > \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{1/3} \quad \text{para aviones de pequeña potencia.}$$

La razón de esta diferencia es la siguiente:

En los aviones normales la velocidad máxima corresponde a un punto de la polar, próximo al correspondiente, al coeficiente de resistencia mínima, el cual permanece constante en un margen bastante grande. En cambio, en planeadores con motor, o en aviones de pequeña potencia, el punto de la polar para el cual la velocidad es máxima, corresponde a coeficientes de sustentación, donde cualquier variación de coeficiente de resistencia es considerable.

3.° *Velocidad de subida.*

Todo aumento de potencia o disminución de W_p da lugar a un aumento en la potencia disponible, y por tanto en la velocidad de subida.

4.° *Techo.*

Al aumentar la velocidad de subida se producirá un aumento en el techo.

7. RESUMEN.—De todo lo expuesto se comprende la dificultad existente para que un avión reúna todas las mejores cualidades, ya que las necesidades impuestas para lograr unas son contrarias para otras. Por ello el proyectista ha de recurrir a elegir el compromiso más conveniente, entre los diversos parámetros, para poder llegar a cumplir las necesidades que le son impuestas