

Aerotecnia

Empleo práctico del gráfico logarítmico reducido

Por ENRIQUE CORBELLA

Ingeniero militar

CON la publicación de este artículo no pretendo dar a conocer, como cosa nueva, el gráfico logarítmico reducido tan empleado en las principales oficinas de estudios para redactar proyectos de aviones o para la comprobación de sus características. Su objeto es tan sólo explicar un artificio empleado por el autor para hacer más rápido el procedimiento operatorio, basado en el empleo de transparentes.

Fundamentos y construcción del gráfico

ECUACIONES FUNDAMENTALES. — Sean:

P = Peso del aparato en kilogramos.

S = Superficie sustentadora en metros cuadrados.

ρ = Rendimiento de la hélice.

w_m = Potencia del motor en kilográmetros.

W_m = Potencia del motor en cv.

$W_u = \rho \cdot W_m$ = Potencia útil en cv.

v = Velocidad de vuelo en metros-segundo.

V = Velocidad de vuelo en kilómetros-hora.

C_z = Coeficiente de sustentación del ala.

C_x = Coeficiente de resistencia al avance del ala.

$X = \tau/S$ = Coeficiente unitario de resistencias pasivas.

a_0 = Peso específico del aire al nivel del mar (atmósfera standard).

a_z = Peso específico del aire a la altura z (atmósfera standard).

p_0 = Presión atmosférica al nivel del mar (atmósfera standard).

p_z = Presión atmosférica a la altura z (atmósfera standard).

T_0 = Temperatura absoluta al nivel del mar (atmósfera standard).

T_z = Temperatura absoluta a la altura z (atmósfera standard).

β = Rendimiento aerodinámico.

γ = Cualidad sustentadora.

Con la precedente notación, las ecuaciones de equilibrio del vuelo horizontal al nivel del mar pueden escribirse:

$$P = \frac{C_z}{16} S \cdot v^2 \quad " \quad \frac{P}{S} = \frac{C_z}{16} v^2 \quad [1]$$

$$w_u = \rho \cdot w_m = \frac{C_x + X}{16} S \cdot v^3 \quad " \quad \frac{w_u}{S} = \frac{C_x + X}{16} v^3 \quad [2]$$

Si se tratara de vuelo a una altura z sobre el nivel del mar, las ecuaciones anteriores se transformarían en las siguientes:

$$P = \frac{a_z}{a_0} \cdot \frac{C_z}{16} S \cdot v^2 \quad " \quad \frac{P}{S} \cdot \frac{a_0}{a_z} = \frac{C_z}{16} v^2 \quad [3]$$

$$\frac{p_z}{p_0} \cdot w_u = \frac{a_z}{a_0} \cdot \frac{C_x + X}{16} S \cdot v^3 \quad [4]$$

$$\frac{w_u}{S} \cdot \frac{p_z}{p_0} \cdot \frac{a_0}{a_z} = \frac{w_u}{S} \cdot \frac{T_z}{T_0} = \frac{C_x + X}{16} v^3$$

Si se volara a la altura z con el motor dotado de sobrealimentación perfecta sería:

$$P = \frac{a_z}{a_0} \cdot \frac{C_z}{16} S \cdot v^2 \quad " \quad \frac{P}{S} \cdot \frac{a_0}{a_z} = \frac{C_z}{16} v^2 \quad [5]$$

$$w_u = \frac{a_z}{a_0} \cdot \frac{C_x + X}{16} S \cdot v^3 \quad " \quad \frac{w_u}{S} \cdot \frac{a_0}{a_z} = \frac{C_x + X}{16} v^3 \quad [6]$$

Si expresamos la velocidad en metros por segundo y la potencia en cv. tenemos:

al nivel del mar:

$$P = \frac{C_z}{207,36} S \cdot V^2 \quad " \quad \frac{P}{S} = \frac{C_z}{207,36} V^2 \quad [1']$$

$$W_u = \frac{C_x + X}{55987} S \cdot V^3 \quad " \quad \frac{W_u}{S} = \frac{C_x + X}{55987} V^3 \quad [2']$$

a la altura z sin sobrealimentación:

$$\frac{P}{S} \cdot \frac{a_0}{a_z} = \frac{C_z}{207,36} V^2 \quad [3']$$

$$\frac{W_u}{S} \cdot \frac{T_z}{T_0} = \frac{C_x + X}{55987} V^3 \quad [4']$$

y a la altura z con sobrealimentación perfecta:

$$\frac{P}{S} \cdot \frac{a_0}{a_z} = \frac{C_z}{207,36} V^2 \quad [5']$$

$$\frac{W_u}{S} \cdot \frac{a_0}{a_z} = \frac{C_x + X}{55987} V^3 \quad [6']$$

RELACIONES ENTRE LAS DISTINTAS ESCALAS

Carga y potencias unitarias y coeficientes de sustentación y resistencia al avance. — Si en las expresiones [1'] y [2'] tomamos logaritmos, tenemos:

$$\log C_z = \log \frac{P}{S} - 2 \cdot \log V + 2,3167 \quad [7]$$

$$\log (C_x + X) = \log \frac{W_u}{S} - 3 \cdot \log V + 4,7481 \quad [8]$$

que si tomamos como origen de velocidades $V = 100$ ki-

lómetros por hora, se transforman en

$$\log C_z = \log \frac{P}{S} - 1,6833$$

$$\log (C_x + X) = \log \frac{W_u}{S} - 1,2519,$$

y poniendo $P/S = 100 \text{ kg./m}^2$ y $W_u/S = 10 \text{ cv./m}^2$, se tiene finalmente:

$$\log C_z = 0,3167 \quad \text{"} \quad C_z = 2,07$$

$$\log (C_x + X) = 1,7481 \quad \text{"} \quad C_x + X = 0,56.$$

Luego si sobre dos ejes rectangulares OZ y OX (fig. 1) tomamos con un módulo l_a las escalas logarítmicas de C_z y $C_x + X$, podemos dibujar sobre los mismos ejes las escalas de P/S y W_u/S , teniendo la precaución de que el valor $P/S = 100$ coincida con el $C_z = 2,07$ y el de $W_u/S = 10$ con el de $C_x + X = 0,56$ y se dibujen con el mismo módulo l_a .

Velocidades.— De las expresiones [7] y [8] se deduce que la escala de velocidades tendrá pendiente 2/3 y habrá que dibujarla con un módulo:

$$l_b = l_a \sqrt{2^2 + 3^2} = 2,3513 \cdot l_a.$$

En la figura 1 hemos dibujado dos escalas de velocidades, una para valores superiores a la origen $V = 100$ y otra para los inferiores.

Altitudes sin sobrealimentación.— En este caso las ecuaciones [3'] y [4'] nos dicen que el efecto de la altura se traduce en multiplicar la carga unitaria por a_o/a_z y la potencia unitaria por T_z/T_o ; luego la escala de altitudes tendrá las siguientes:

$$\text{Ordenadas} = \log \frac{a_o}{a_z}.$$

$$\text{Abscisas} = \log \frac{T_z}{T_o}.$$

Y teniendo en cuenta la atmósfera standard, resulta formada por una recta inclinada hasta los 11.000 metros y otra vertical para alturas mayores, resultado que representamos en la figura 1. La escala de altitudes se dibuja también con el módulo l_a . (La atmósfera tipo adoptada en este gráfico es la descrita en la página 193 del *Cours d'Aéronautique* de E. Allard y adoptada por la C. I. N. A.)

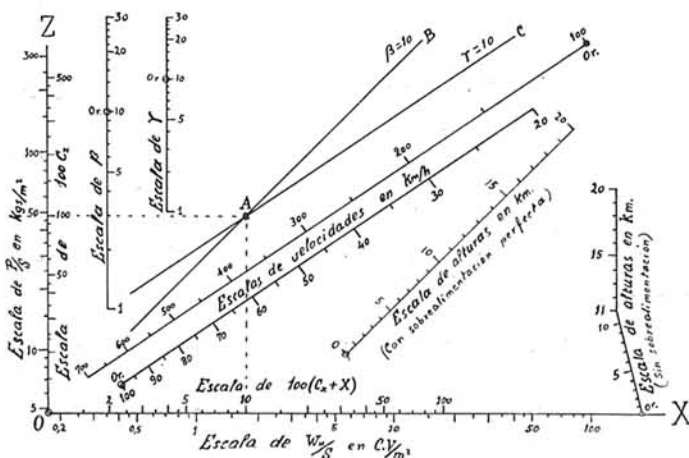


Fig. 1. — Esquema completo de un gráfico logarítmico reducido.

Altitudes con sobrealimentación.— De las ecuaciones [5'] y [6'] se deduce que el efecto de la altura es análogo a multiplicar por a/a la carga y potencia unitarias. Resulta, pues, una escala inclinada a 45 grados, graduada según a_o/a_z y dibujada con el módulo

$$l_c = l_a \sqrt{2},$$

que también representamos sobre la figura 1.

Rendimiento aerodinámico.— Tenemos para expresión de dicho rendimiento:

$$\beta = \frac{C_z}{C_x + X},$$

luego tomando logaritmos

$$\log C_z = \log (C_x + X) + \log \beta$$

y tomando como origen de rendimientos $\beta = 10$, queda:

$$\log C_z = 1 + \log (C_x + X) \quad [9],$$

ecuación de una recta inclinada a 45 grados.

Los demás rendimientos estarían representados también por rectas a 45 grados, pero en vez de trazar dichas rectas dibujamos en la figura 1 una escala vertical que da la separación vertical de las rectas representativas del rendimiento, dibujada con el mismo módulo l_a que las escalas de C_z y $C_x + X$.

Cualidad sustentadora.— Su expresión es:

$$\gamma = \frac{C_z^{3/2}}{C_x + X},$$

y tomando logaritmos tenemos:

$$\log C_z = \frac{2}{3} \log \gamma + \frac{2}{3} \log (C_x + X).$$

Tomando como origen $\gamma = 10$, queda:

$$\log C_z = \frac{2}{3} + \frac{2}{3} \log (C_x + X) \quad [10]$$

que es la ecuación de una recta con pendiente 2/3.

Análogamente a lo hecho para los rendimientos, construimos una escala vertical dibujada con el módulo $l_d = \frac{2}{3} l_a$.

Las rectas $\beta = 10$ y $\gamma = 10$, se cortan en un punto A (fig. 1), cuya abscisa se obtiene eliminando C_z entre las ecuaciones [9] y [10], lo que nos da:

$$1 + \log (C_x + X) = \frac{2}{3} + \frac{2}{3} \cdot \log (C_x + X)$$

de donde:

$$\log (C_x + X) = -1 \quad \text{"} \quad C_x + X = 0,1.$$

La ordenada del punto A, obtenida sustituyendo $C_x + X = 0,1$ en cualquiera de las expresiones [9] ó [10] es: $C_z = 1$.

Empleo del gráfico logarítmico reducido.

Por las consideraciones anteriores hemos obtenido el gráfico logarítmico representado en la figura 1, que nos

permite resolver todos los problemas relativos a la obtención de las características de vuelo de un aparato ya construido, o hallar las condiciones que debe satisfacer un aparato en proyecto para que cumpla con determinadas condiciones respecto a las características de vuelo.

A continuación vamos a dar algunos ejemplos del manejo del gráfico, que servirán para comprender la construcción y manejo de los transparentes, objeto principal de este artículo.

Para mayor sencillez de las figuras, prescindimos en ellas de los distintos ejes y escalas, por lo que al referirnos a ellos puede el lector observar la figura 1.

VUELO HORIZONTAL AL NIVEL DEL MAR.—Para mayor claridad en la exposición, subdividiremos este estudio en los casos siguientes:

1.º Se dan la polar, la carga unitaria y la potencia unitaria. Se piden las características de vuelo.

Se empezará por dibujar sobre el gráfico logarítmico la polar logarítmica correspondiente a la dada. Para ello, de la polar del aparato y para cada ángulo de ataque, obtenemos un valor para C_z y otro para $C_x + X$, que llevamos sobre las escalas correspondientes. La horizontal y vertical trazadas por los puntos representativos de C_z y $C_x + X$, dan el punto de la polar logarítmica correspondiente al ángulo de ataque, al que corresponden los valores de los coeficientes de sustentación y resistencia al

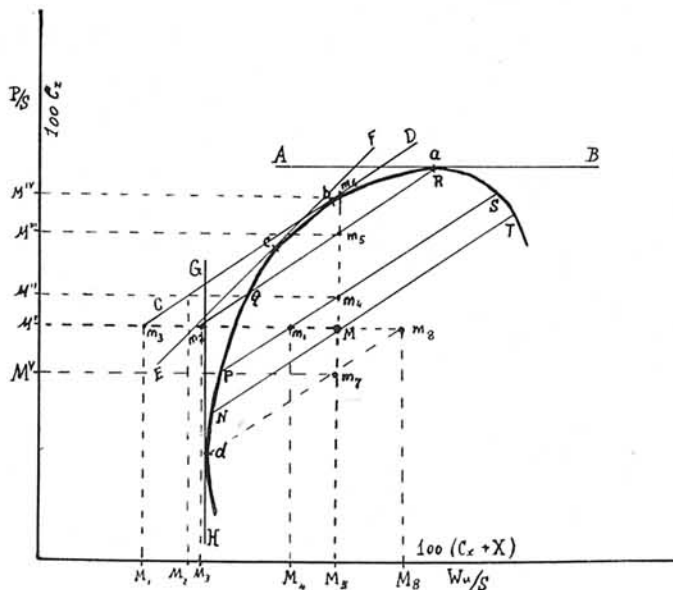


Fig. 2. — Vuelo horizontal a nivel del mar.

avance que se tomaron sobre los ejes. Como esta construcción es la misma para todos los problemas que vamos a tratar, no la repetiremos en los sucesivos ejemplos.

Sobre la polar logarítmica obtenida se trazan las cuatro tangentes principales, a saber:

Tangente horizontal AB que nos da el ángulo de ataque a de máxima sustentación (fig. 2).

Tangente vertical GH que proporciona el ángulo de ataque d de máxima penetración o mínima resistencia al avance.

Tangente CD al eje $\gamma = 10$ de calidad sustentadora,

que da el ángulo de ataque b de máxima cualidad sustentadora.

Tangente EF paralela al eje de rendimiento aerodinámico $\zeta = 19$, que proporciona el ángulo de ataque correspondiente al máximo rendimiento aerodinámico.

Los ángulos de ataque que acabamos de determinar son los de tangencia de las distintas rectas trazadas con la polar logarítmica.

En todos los ejemplos siguientes supondremos que las tangentes principales están ya trazadas.

Dibujadas ya la polar y sus tangentes, es preciso dibujar el punto característico del avión. Este punto es el M (fig. 2) de intersección de la horizontal $M'M$ trazada por el punto M' representativo de la carga unitaria (sobre el eje P/S) con la vertical M_sM trazada por el punto M_s , representativo de la potencia unitaria sobre el eje W_u/S .

A la carga y potencia unitarias dadas, y representadas por el punto característico M , sólo corresponden dos ángulos de ataque: uno, el N , al que corresponde una velocidad que se obtiene llevando, el segmento MN , en magnitud y dirección, sobre la escala superior de velocidades de la figura 1, y el T , cuya velocidad se obtiene llevando, en magnitud y dirección, el segmento MT sobre la escala inferior de velocidades de la figura 1.

Debemos recordar que para la medida de velocidades, los segmentos de recta medidos sobre el gráfico logarítmico se llevan sobre la escala de velocidades tomando como origen de velocidades el del gráfico, que para el que hemos dibujado en la figura 1 es $V = 100$ km h.

2.º Se dan la polar y la carga unitaria. Se piden la velocidad y potencia unitaria correspondientes a determinado ángulo de ataque.

Sea por ejemplo el ángulo de ataque P (fig. 2). Por dicho punto se trazará la paralela Pm_1 al eje de velocidades, hasta que corte en m_1 a la recta $M'm_1$ representativa de la carga unitaria. El segmento m_1P llevado sobre la escala superior de velocidades de la figura 1, en la dirección m_1P , nos da la velocidad y la vertical m_1M_1 nos marca sobre el eje W_u/S la potencia unitaria útil.

Si se tratara de otro ángulo de ataque se procedería de análoga manera; así, para el ángulo de ataque R trazariamos Rm_3 paralela a la escala de velocidades, y el segmento m_3R llevado sobre dicha escala, en el sentido m_3R nos daría la velocidad. La vertical m_3M_3 nos da sobre el eje W_u/S el punto M_3 representativo de la potencia útil unitaria.

3.º Se dan la polar y la carga unitaria. Se piden la potencia unitaria mínima y el ángulo de ataque correspondiente, así como la velocidad de vuelo.

La tangente CD , paralela al eje $\gamma = 10$, nos da para ángulo de mínima potencia el de ataque correspondiente al punto de tangencia b con la polar. La velocidad correspondiente la da el segmento m_3b llevado, en este sentido, sobre la escala inferior de velocidades. La mínima potencia útil unitaria está dada, sobre el eje W_u/S , por el pie M_1 de la vertical m_3M_1 trazada por m_3 . El punto m_3 es el de intersección de la horizontal $M'm_3$ trazada por la carga unitaria M' , con la tangente CD .

4.º Se dan la polar y la potencia máxima. Se piden

la máxima carga unitaria, la velocidad y el ángulo de ataque.

Por el punto M_5 que marca la máxima potencia útil unitaria levantamos la vertical $M_5 m_6$ hasta que corte, y la tangente CD en m_6 (fig. 2) y el punto m_6 nos da el ángulo de ataque; la horizontal $m_6 M^{IV}$ nos da en M^{IV} la carga unitaria máxima; el segmento $m_6 b$ llevado sobre la escala superior de velocidades, de la figura 1, nos da finalmente la velocidad de vuelo en las condiciones del enunciado.

5.º Se dan la polar y la máxima potencia útil unitaria. Se piden la máxima velocidad y el ángulo de ataque y carga correspondientes.

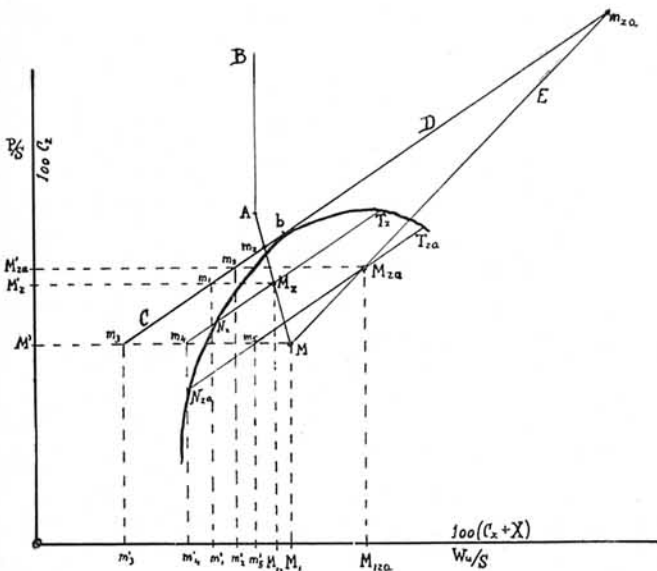


Fig. 3. - Vuelo horizontal a la altura z .

Por el punto M_5 representativo de la potencia se levanta la vertical $M_5 m_7$ y por el punto d de tangencia de la recta GH , la paralela dm_7 al eje de velocidades. El ángulo de ataque es el d ; la carga unitaria está dada por el punto M^V obtenido trazando, desde m_7 , la horizontal $m_7 M^V$; finalmente, la velocidad se obtiene llevando sobre la escala superior de velocidades, de la figura 1, el segmento $m_7 d$.

6.º Se dan la polar y la carga unitaria. Se piden la máxima velocidad y el ángulo de ataque y potencia correspondientes.

Por el punto M' representativo de la carga unitaria se traza la horizontal $M' m_8$, y por el d de tangente vertical la paralela dm_8 al eje de velocidades, obteniéndose el punto m_8 . El ángulo de ataque es el d ; la potencia unitaria se obtiene en el punto M_8 en que la vertical trazada por m_8 corta al eje W_u/S ; la velocidad resulta de llevar el segmento $m_8 d$ sobre la escala superior de velocidades de la figura 1.

VUELO HORIZONTAL A LA ALTURA z . — Tendremos que considerar dos casos, según que el vuelo tenga lugar con un motor corriente o sobrealimentado.

1.º Caso de motor no sobrealimentado. — Si por el punto M (fig. 3) característico de la carga unitaria y de la máxima potencia unitaria útil, llevamos en magnitud

y dirección un segmento de recta MA (igual y paralelo al trozo de escala de alturas sin sobrealimentación, de la figura 1, comprendido entre 0 y 11 kilómetros), y por el punto A levantamos la vertical AB , habremos obtenido el lugar geométrico de los puntos característicos transformados por el efecto de la altura interpretado por las expresiones [3'] y [4'].

Sea z la altura de vuelo; si sobre la escala de alturas sin sobrealimentación de la figura medimos el segmento representativo de dicha altura y lo llevamos sobre la poligonal MAB de la figura 3, obtenemos como punto característico, transformado del M , el punto M_z . Operando ahora como si este nuevo punto M_z fuera el M de la figura 1, y la carga unitaria fuera la dada por el punto M'_z y la potencia unitaria la del punto M_{1z} , podríamos resolver los mismos problemas estudiados al tratar del vuelo horizontal al nivel del mar y siguiendo para ello las mismas reglas allí empleadas. Ahora, sin embargo, se nos presenta un nuevo problema consistente en hallar el techo.

Como ya es sabido el techo se alcanza volando con el ángulo de ataque de mínima potencia. La tangente CD , inclinada $2/3$, corta a la poligonal MAB (fig. 3) en un punto m_z que nos da un segmento $m_z M$ que llevado sobre la escala de alturas sin sobrealimentación de la figura 1, nos marca sobre ella la altura del techo. La velocidad en el techo estará dada por el segmento $m_z b$ llevado en magnitud y dirección sobre la escala inferior de velocidades de la figura 1.

2.º Caso de motor con sobrealimentación perfecta. — Este caso, dado analíticamente por las ecuaciones [5'] y [6'], se resuelve de análoga manera que el anterior. La poligonal MAB , de la figura 3, se sustituye ahora por la recta ME , inclinada a 45 grados, paralela a la escala de alturas con sobrealimentación perfecta de la figura 1. El problema se resuelve en la misma forma que en el caso de motor no sobrealimentado; así, el punto característico transformado es el M_{za} , el techo viene dado por el segmento Mm_{za} , y la velocidad por el $m_{za}b$.

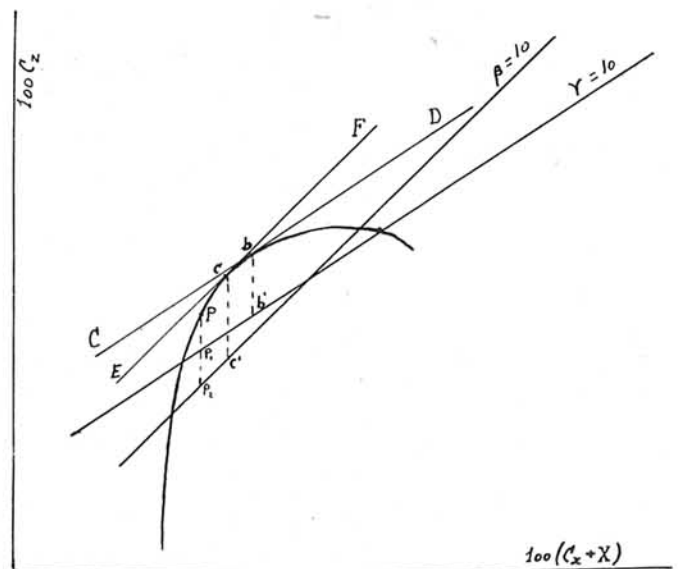
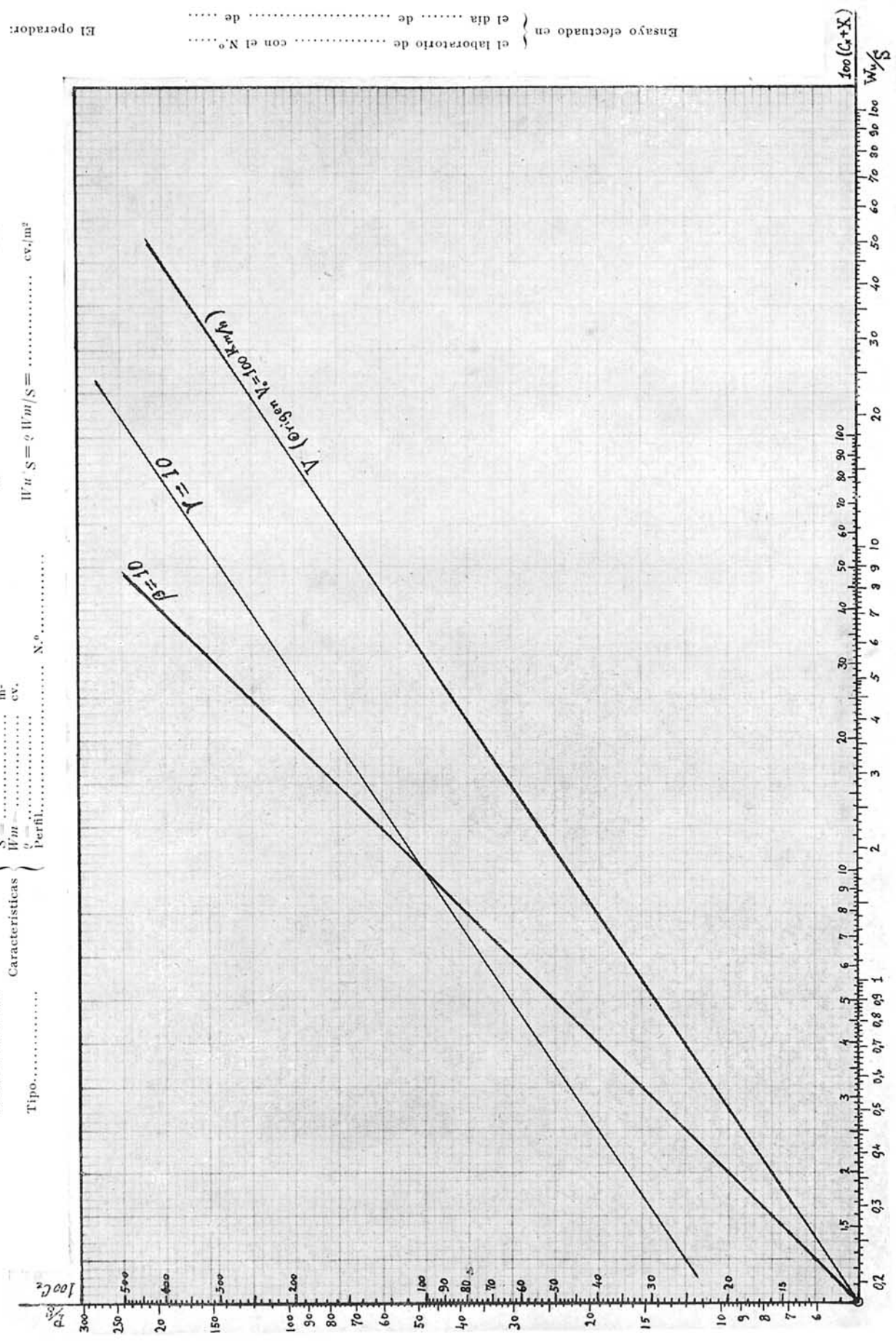


Fig. 4. - Rendimiento y cualidad sustentadora.

Avión.....
 Tipo.....
 Características { P Kgs./m²
 S m²
 Wm cv.
 q Perfil..... N.º.....
 P/S
 $Wm/S = \rho Wm/S =$ cv./m²



El operador:
 el laboratorio de con el N.º
 el día de de
 Ensayo efectuado en

Fig. 5.

VELOCIDADES ASCENSIONALES. — Consideraremos tres casos:

1.º *Al nivel del mar.* — Ya vimos que la potencia mínima estaba dada por el punto *M* (fig. 2), abscisa del encuentro de la tangente *CD* y la horizontal de la carga unitaria. La velocidad ascensional está dada por la expresión:

$$v' = 75 \frac{W_{\max} - W_{\min}}{P} = 75 \frac{W_{\max}/S - W_{\min}/S}{P/S} \quad [11]$$

siendo:

W_{\max}/S = potencia unitaria mínima en cv. por metro cuadrado.

W_{\min}/S = potencia unitaria máxima en cv. por metro cuadrado.

P/S = carga unitaria en kilogramos por metro cuadrado.

v' = velocidad ascensional en metros por segundo.

2.º *A la altura z sin sobrealimentación.* — Es aplicable la misma fórmula [11], con sólo tener en cuenta que ahora la potencia mínima (fig. 3) es la dada por la abscisa m' , del punto de encuentro de la tangente *CD* con la horizontal M'_z M_z del punto característico M_z , y la máxima por la abscisa del referido punto.

3.º *A la altura z con sobrealimentación perfecta.* — Igual que en el caso anterior, pero tomando ahora como punto característico transformado el M_{za} (fig. 3).

RENDIMIENTO AERODINÁMICO. — El de un ángulo de ataque dado por el punto *P* cualquiera de la polar (fig. 4), se obtiene llevando el segmento Pp_2 , de vertical comprendido entre dicho punto *P* y la recta $\beta = 10$, sobre la escala de rendimientos de la figura 1.

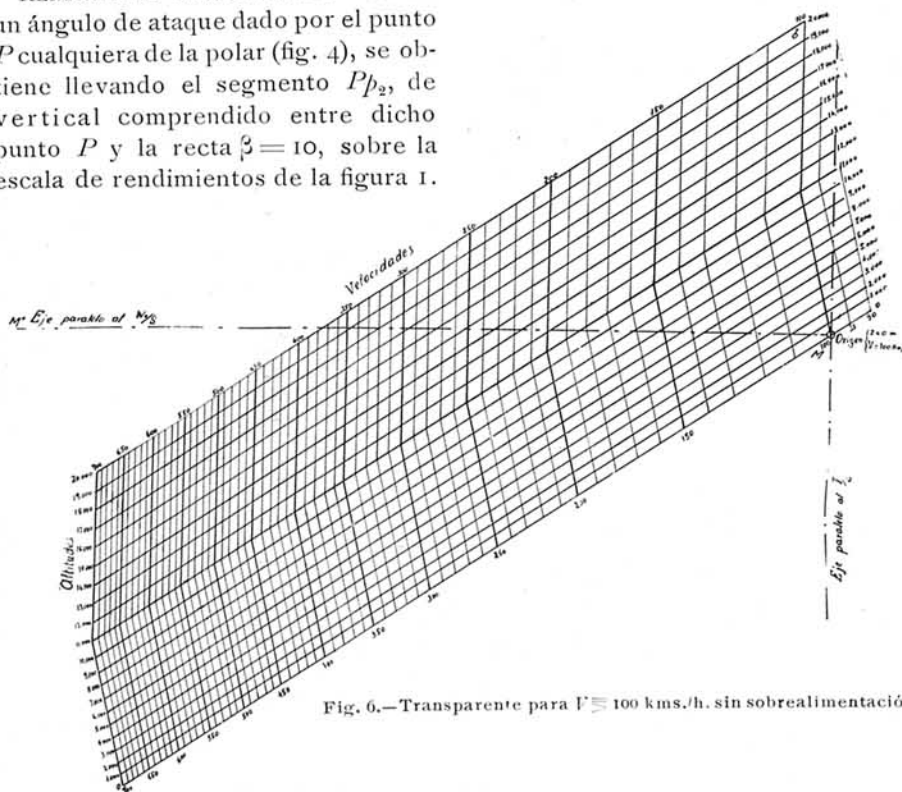


Fig. 6.—Transparente para $V \cong 100$ kms./h. sin sobrealimentación.

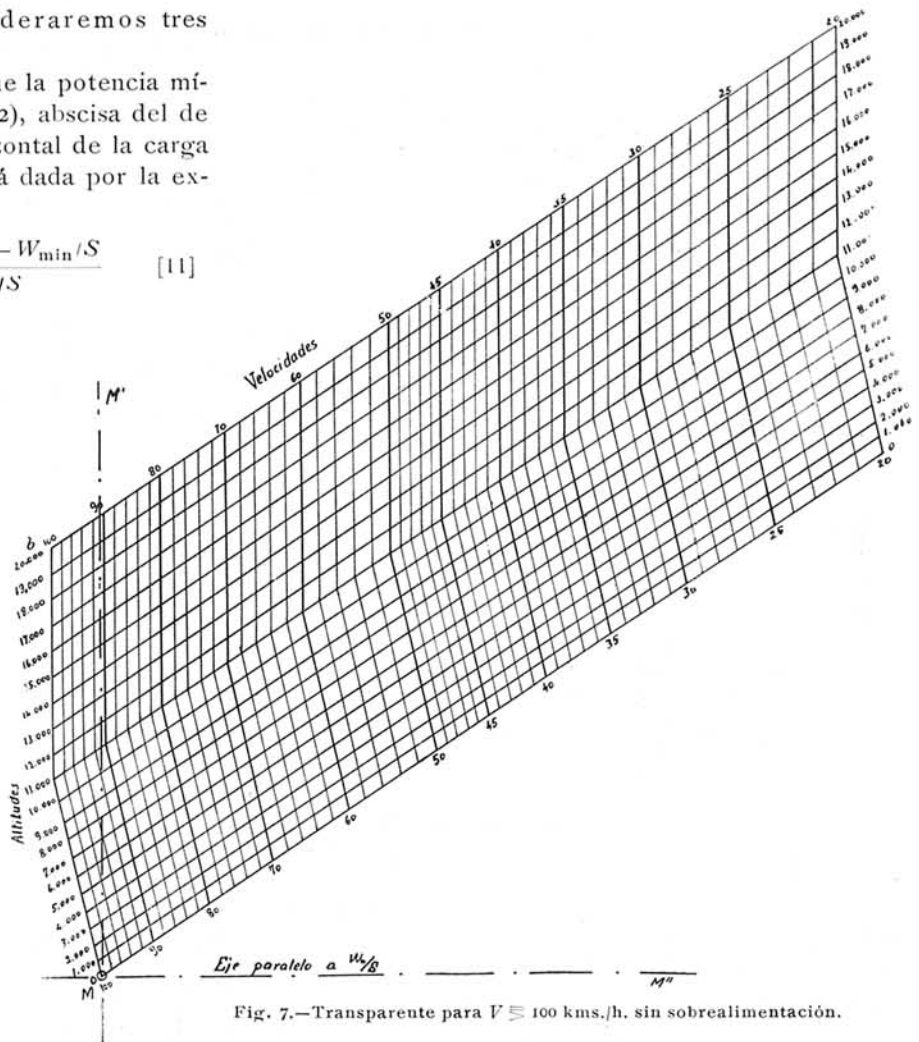


Fig. 7.—Transparente para $V \cong 100$ kms./h. sin sobrealimentación.

Puesto que el punto *P* de la curva está por encima de la recta $\beta = 10$, tendremos que llevarlo por encima del punto de la escala $\beta = 10$ (origen) y obtendremos un rendimiento $\beta > 10$.

El máximo rendimiento nos lo dará el segmento cc' (fig. 4) correspondiente al punto de tangencia de la tangente *EF* inclinada a 45 grados.

CUALIDAD SUSTENTADORA. — Se obtiene de igual modo que el rendimiento aerodinámico, pero operando sobre la recta $\gamma = 10$ y la tangente *CD* de pendiente $2/3$.

Empleo de transparentes

Si en vez de emplear el gráfico logarítmico en la forma que acabamos de explicar, se hace uso de transparentes, resulta mucho más cómodo, sencillo, claro y rápido el manejo del gráfico. Para ello, en vez de emplear el gráfico tal como está dibujado en la figura 1, se usa un soporte (dibujado sobre papel fuerte) como el indi-

cado en escala reducida en la figura 5, y una serie de transparentes como los de las figuras 6, 7, 8, 9, 10 y 11.

SOPORTE.—Como puede verse en la figura 5, es el gráfico de la figura 1, después de suprimir las escalas de velocidades, altitudes, rendimiento y cualidad sustentadora. Se le ha agregado un cuadrículado para hacer más rápido y cómodo el trazado de la polar.

TRANSPARENTES.—Vamos a describir cómo se construyen: para ello consideremos a cada uno de ellos sucesivamente.

1.º *Velocidades y altitudes sin sobrealimentación.* — Si por cada uno de los puntos de división de la escala de altitudes sin sobrealimentación de la figura 1 trazamos paralelas a la escala de velocidades, cuyas paralelas graduamos con la escala de velocidades, y

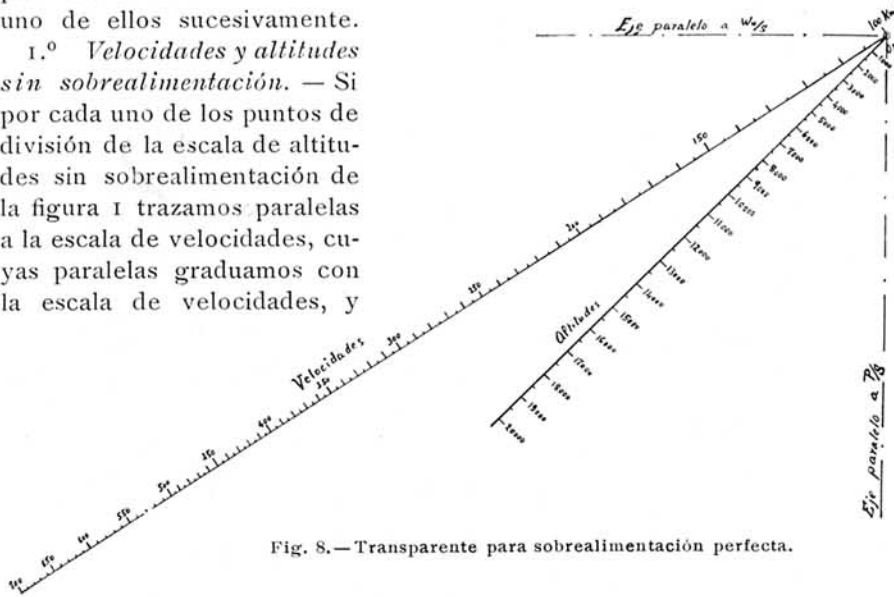


Fig. 8.—Transparente para sobrealimentación perfecta.

unimos entre sí los puntos de igual velocidad, obtenemos el cuadrículado de las figuras 6 y 7, que dibujadas sobre papel transparente constituyen los transparentes de velocidades y altitudes sin sobrealimentación.

2.º *Velocidades y altitudes con sobrealimentación.* — Si en la escala de altitudes con sobrealimentación invertimos el sentido de graduación de dicha escala, y por el origen trazamos una paralela a la escala de velocidades y la graduamos con arreglo a esta última, obtenemos las figuras 8 y 9, correspondientes a los transparentes de velocidades y altitudes con sobrealimentación.

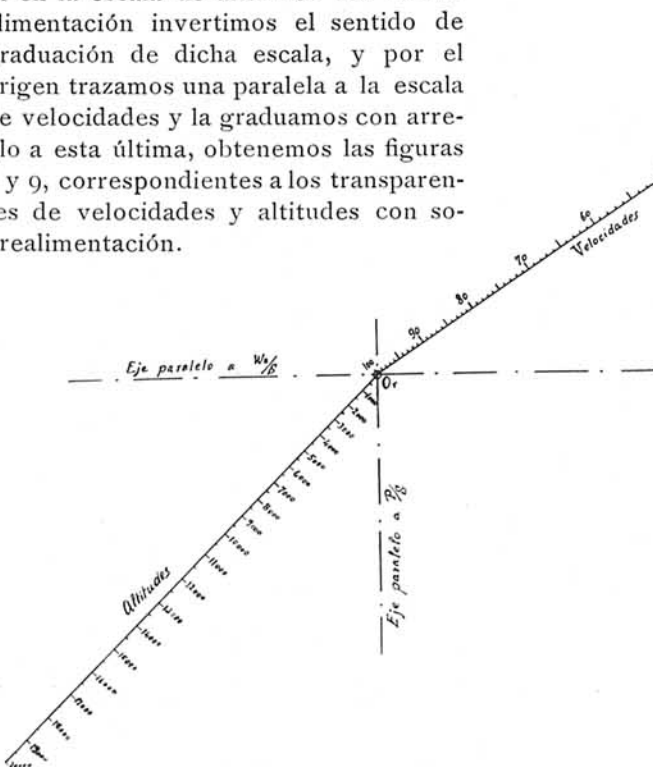


Fig. 9.—Transparente para sobrealimentación perfecta.

3.º *Rendimientos.* — Si en la escala de rendimientos de la figura 1 trazamos, por el origen $\beta = 10$, una recta inclinada a 45 grados, obtenemos el transparente de rendimientos (fig. 10).

4.º *Cualidad sustentadora.* —

Haciendo como en el caso anterior, pero sobre la escala de cualidades sustentadoras, y trazando la recta con pendiente 2/3, resulta el transparente de cualidad sustentadora de la figura 11.

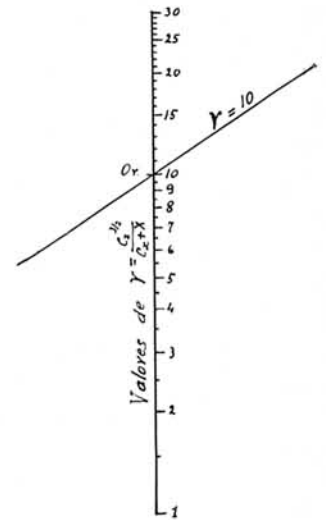


Fig. 11.—Transparente de cualidad sustentadora.

Ventajas del gráfico reducido y el empleo de transparentes

Nada decimos sobre el empleo de los transparentes, pues lo dicho sobre el

gráfico logarítmico y su empleo, así como sobre la construcción de los transparentes, creemos que es suficiente para comprender su empleo. Ahora nos limitamos a hacer resaltar las ventajas del método que acabamos de exponer, sobre el gráfico logarítmico clásico. Dichas ventajas son:

- 1.ª El trazado de la polar es mucho más rápido y cómodo, puesto que basta tomar los valores de C^o y $C_N + X$ directamente sobre los correspondientes ejes sin necesidad de multiplicarles por $S \cdot v^2$.
- 2.ª El tamaño de la polar es independiente de la carga y potencia del aparato.
- 3.ª No es necesario trazar rectas sobre el gráfico, lo que lo haría (como el clásico) sumamente confuso.
- 4.ª Por el empleo de los transparentes se obtienen todos los resultados de un modo mecánico e instantáneo.
- 5.ª Es aplicable al estudio de aviones sin motor.

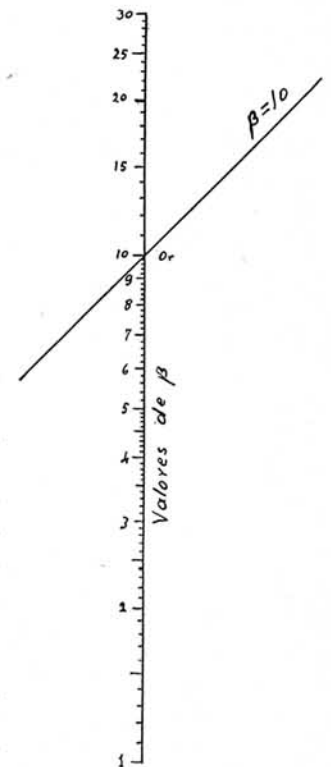


Fig. 10.—Transparente de rendimiento.