

ADAPTACIÓN DE HÉLICES

Por el Capitán DE BUEN, Ingeniero aeronáutico.

1.—DATOS E INCOGNITAS DE LA ADAPTACION

El problema básico para el proyecto de aviones es el de conseguir, en su conjunto, aquellas "cualidades" (performances) que exijan las características o la posterior utilización del aeroplano. Si se trata de un avión de carreras o en el que predomine el criterio de la velocidad, será la obtención de un valor máximo de la misma, en vuelo horizontal, el elemento fundamental de preocupación; pero en un aparato comercial o de gran "raid", este factor habrá de quedar relegado ante la conveniencia de un óptimo rendimiento a la velocidad de crucero, sin que, en el primer caso, pueda dejarse a un lado el detenido estudio de la carrera de despegue. En otras ocasiones la velocidad ascensional, la de aterrizaje o las condiciones de vuelo en determinadas circunstancias, pueden ser el eje de todo el proyecto.

Cada cualidad exige, casi siempre, condiciones dispares del avión que la técnica aeronáutica se esfuerza en coordinar, haciendo intervenir nuevos elementos o tipos constructivos. Así, por ejemplo, el empleo, en momentos determinados, de ciertos dispositivos (tren eclipsable, sistemas de hipersustentación, etc.), permite distanciar cada vez más la velocidad máxima de la correspondiente al aterrizaje, hasta alcanzar, como en la "cigüeña", límites insospechados.

Pero a pesar de ello el proyectista ha de examinar cuidadosamente el peso de cada uno de los factores que intervienen en las cualidades del avión y elegir el camino intermedio que más conveniente considere para el trazado del aparato. Marcado éste, diseñará y calculará su planeador (es decir, el avión sin motor ni hélice), compaginando las deducciones teóricas con las experimentales, y dispondrá, si no lo pensó ya de antemano, cuál ha de ser entre los tipos de motores que el mercado le ofrece aquel que debe instalarse.

Diseñado el planeador y establecido el motor, queda aún un último paso del proyecto: encontrar la hélice adecuada para que se cumplan todas aquellas cualidades que se proyectaron. De aquí el corriente empleo del término "adaptación de la hélice" a este problema final del proyecto, que podrá así definirse como determinación de la hélice que permita obtener, en las mejores condiciones posibles, las cualidades impuestas a un avión, conocidas sus características como planeador y las correspondientes al motor que sobre éste se instale.

La adaptación de la hélice tiene una importancia fundamental. Un aeroplano perfectamente diseñado, establecido con un justo criterio de cálculo, fracasará en las pruebas (tanto más cuanto mayores sean las exigencias en sus cualidades) si no se le dispone la hélice adecuada; del estudio detenido de ella pueden, en cambio, obtenerse aún mejores condiciones que las supuestas. En este orden de ideas la técnica aeronáutica, respondiendo a las exigencias cada vez más crecientes de velocidad y de techo, concede hoy todo el interés que merece a esta cuestión, y ha comprendido que compensa sobradamente la complicación del propulsor ante los beneficios que pueden obtenerse. Buen ejemplo de ello son las hélices de paso variable y el que incluso algunos técnicos lleguen a apuntar la conveniencia de adoptar pesados y complejos mecanismos, de escaso rendimiento mecánico, como son los cambios de velocidad.

Desgraciadamente, la hélice ofrece en su estudio tantas dificultades e intervienen en su establecimiento tal cúmulo de factores aerodinámicos y mecánicos, que, pese a los esfuerzos de los investigadores, no es hoy posible todavía llegar a definir de una manera completa todas las condiciones que debe cumplir en su adaptación. Las primeras teorías de hélices se atribuyen a Froude (1878) y Drzewiecki (1885), que llegaron a establecer, en las denominadas de la "cantidad de mo-

vimiento" y "alar", las fórmulas determinativas de la tracción, par absorbido y rendimiento, conocido el diámetro; las teorías turbillonares modernas, debidas a Joukowski, con aportaciones de Prandtl y otros, llegan a hacer intervenir en fórmulas la influencia del número de palas y algunas características de forma, como el paso relativo en cualquier sección de la pala de la hélice, velocidad local, ángulo de incidencia y circulación en cada sección, introduciendo un término correspondiente a la ley de variación del espesor máximo del perfil, deducido de consideraciones sobre la resistencia mecánica de la hélice o de la ley establecida en familias conocidas. Pero todas estas importantísimas contribuciones al estudio teórico del complejo problema del funcionamiento de las hélices exigen el previo conocimiento de datos fundamentales, como el diámetro, y no son, en realidad, procedimientos de "adaptación", sino de comprobación y corrección de cualidades de una hélice ya adaptada al menos en su forma más sencilla. Por otra parte, si bien en las fórmulas aparece claramente establecida la influencia del paso relativo, rendimiento, diámetro y velocidad de rotación, y puede hacerse intervenir el ancho relativo, espesor relativo y el número de palas, hay aún otros elementos, como la forma de la hélice, perfil de las palas y distribución del paso a lo largo de las mismas, cuya influencia es poco conocida. De aquí que hasta hoy se utilicen en la adaptación datos experimentales de familias de hélices ensayadas en los centros de investigación, en las cuales vienen ya fijados de antemano los elementos que es difícil hacer intervenir en las fórmulas, apareciendo las características fundamentales de las hélices en forma de curvas y refiriéndose la adaptación únicamente a estas últimas.

Debido a las causas apuntadas, la adaptación de las hélices tiene en general un carácter menos ambicioso del que se deduce de la definición que antes dimos. Prácticamente puede, pues, decirse que consiste en elegir entre las hélices de una familia o de varias aquella que mejor se adapte a un determinado avión.

Los datos para la adaptación serán, en consecuencia, los relativos al planeador y al motor, y, dentro del carácter restringido que últimamente se ha apuntado, habrá también que considerar en definitiva como tales, una vez elegida una familia de hélices, las características de forma de las mismas, quedando como incógnitas reales el diámetro D , paso relativo p y rendimiento η de la hélice, ya que en general el número n de revoluciones viene prefijado por el motor establecido y la desmultiplicación del reductor, si existe. Tendremos, en consecuencia:

Datos.—La polar del avión: $C_L = f(C_D)$, o curva que nos da la relación entre los coeficientes de sustentación C_L y la resistencia al avance C_D .

Los valores de la sustentación: $L = \frac{1}{2} \rho \cdot C_L \cdot V^2 \cdot S$, y resistencia al avance: $D = \frac{1}{2} \rho \cdot C_D \cdot V^2 \cdot S$, en vuelo horizontal o cualquier otro caso de vuelo, deducidos de la polar para cada velocidad V , una vez conocida la superficie alar S .

Las curvas características de potencia y par del motor y su variación con la altura. R. p. m. del motor en régimen normal n_1 , y en muchos casos desmultiplicación ν del reductor.

Entre los valores de la potencia del motor P_m , necesaria

para vencer la resistencia al avance del avión, el peso W de éste y los de L y D , existen también las conocidas relaciones

$$P_u = C_D \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S \cdot V^3 \quad \text{y} \quad W = C_L \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S \cdot V^2$$

Incógnitas.—Las citadas características de la hélice, definidas por las fórmulas fundamentales de:

Tracción: $T = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4$, en función del coeficiente de tracción C_T .

Potencia absorbida por la hélice: $P = C_p \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 = 2\pi \cdot n \cdot Q$, siendo Q el par, $Q = C_Q \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^5$.

Rendimiento: $\eta = \frac{TV}{P} = \gamma \frac{C_T}{C_p}$, expresado en función del coeficiente característico de semejanza $\gamma = \frac{V}{nD}$.

Parámetros prefijados.—Los correspondientes a la familia de hélices que se elija, definida por las curvas de la misma, que en general proporcionan, para características dadas de forma y en hélices semejantes, los valores de C_T , C_p y η en función de γ ; es decir: $C_T = f_1(\gamma)$, $C_p = f_2(\gamma)$ y $\eta = f_3(\gamma)$. En los *Rapports* del National Advisory Committee for Aeronautics (N.A.C.A.) se acostumbra a definir estos coeficientes característicos y el rendimiento, no en función del coeficiente de semejanza, sino del propuesto por Weick:

$C_s = \sqrt{\frac{C_p}{\gamma^5}}$. En la figura 1 se incluyen las curvas de una familia preconizada por la N.A.C.A., en la que se consigna también el tipo de fuselaje utilizado en los ensayos.

2.—RELACIONES ANALITICAS

Las relaciones analíticas que deben existir entre las fórmulas que nos definen los datos del problema y las incógnitas del mismo son fáciles de establecer. Es necesario, en efecto, conseguir que la hélice absorba íntegramente, al régimen normal de funcionamiento, la potencia desarrollada por el motor, ya que en otro caso éste se frenaría o aquella no funcionaría en condiciones de buen rendimiento. Si P_m es la potencia del motor y P la absorbida por la hélice, es, pues, preciso que

$$P_m = P \quad \text{ó} \quad P_m = C_p \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5, \quad (1)$$

relación que también puede establecerse teniendo en cuenta que la potencia total suministrada por el grupo moto-propulsor P_s ha de ser precisamente TV , es decir,

$$P_u = TV \quad \text{ó} \quad C_D \cdot \frac{\rho}{2} S V^2 = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4, \quad (2)$$

y teniendo en cuenta que el rendimiento vale $\eta = \frac{TV}{P}$

$$P_u = \eta \cdot P = \eta \cdot P_m = \eta \cdot C_p \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 = 2 \cdot \pi \cdot n \cdot Q \cdot \eta, \quad (3)$$

ligándose el par de la hélice Q con el del motor C , por

$$C = \nu \cdot Q. \quad (4)$$

De (2) y (3) también se deduce:

$$C_D \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S \cdot V^3 = 2 \pi \cdot n \cdot Q \cdot \tau_r \quad (5)$$

Uniendo todas estas ecuaciones a las antes indicadas,

$$W = C_L \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S \cdot V^2 \quad (6); \quad \gamma = \frac{V}{n D} \quad (7); \quad y \quad n = \gamma n_1 \quad (8)$$

tendremos una serie de fórmulas que constituyen el sistema fundamental de la adaptación.

Este sistema no es, sin embargo, adecuado para un cálculo analítico, ya que los coeficientes característicos del planeador C_L y C_D y los de la hélice C_T y C_p no son constantes ni pueden expresarse fácilmente mediante fórmulas, lo que obliga a introducirlos en el cálculo valiéndose de sus curvas representativas. Esto exige el empleo de sistemas gráficos, representando en las igualdades establecidas los términos correspondientes al planeador-motor mediante curvas deducidas de los datos del problema, y los términos correspondientes a la hélice mediante otras curvas, deducidas de la familia de hélices elegida, en escala que corresponda a la anterior y establecidas para un sistema correlativo de coordenadas; superponiendo estas curvas, los puntos de intersección nos darán evidentemente aquellos en que las ecuaciones anteriores se verifican, y por tanto, la solución del problema. Este procedimiento constituye el llamado de adaptación *por intersecciones*, aunque es evidente que puede conseguirse la adaptación *por puntos*, para un estado de vuelo determinado, trazando únicamente las curvas de la hélice en la forma consignada y buscando sobre ellas el punto más conveniente para un valor determinado definido por los datos del planeador. Por ejemplo, trazariamos la curva $T V = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 \cdot V$ (ecuación 2) en función de D ; es decir, $T V = f(D)$, y si queremos establecer una adaptación a velocidad V , calcularíamos de los datos del planeador el valor del primer miembro de la misma ecuación (2): $P_u = C_D \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S V^3$; como para conseguir la adaptación es necesario que $T V = P_u$, tomaríamos este valor en el eje correspondiente, y veríamos cuál sería en la curva $T V = f(D)$ el valor de D necesario para ello. Al hablar del método de Weick se aclararán estos conceptos.

Para efectuar esta adaptación gráfica, el sistema fundamental adolece del grave defecto de que las curvas que se obtienen son de difícil manejo, y por otra parte, aparece en las fórmulas el valor de D , que, como incógnita de la adaptación, interesa que figure como variable independiente o interviniendo en la formación de ésta. De aquí que convenga utilizar otras fórmulas en las que se elimine D , sustituyéndolo por el coeficiente de semejanza $V : n D$, al que se refieren ordinariamente las curvas de las familias de hélices. Se consigue esto eliminando D en las ecuaciones $T = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4$, y $P = C_p \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5$, utilizando para ello el valor $\gamma = V : n D$, lo que permite establecer las relaciones

$$\frac{C_T}{\gamma^4} = \frac{\tau_r P}{\rho V^5} n^2 \quad (9) \quad y \quad \frac{C_p}{\gamma^5} = \frac{P}{\rho \cdot V^5} n^2 \quad (10)$$

en cuyo sistema puede aún eliminarse V (que ya figura en $\gamma = V : n D$) mediante la $W = \frac{1}{2} \rho \cdot C_L \cdot S \cdot V^2$, lo que da:

$$\frac{C_T}{\gamma^4} = \frac{\tau_r P}{\rho V^5} n^2 = \frac{1}{2} \frac{\rho}{2} \frac{S}{\left(\frac{W}{S}\right)} n^2 C_L C_D \quad (11)$$

$$\frac{C_p}{\gamma^5} = \frac{P}{\rho V^5} n^2 = \frac{1}{2} \left(\frac{\rho}{2}\right)^{3/2} \frac{P}{\left(\frac{W}{S}\right)^{3/2}} n^2 C_p^{3/2} \quad (12)$$

3.—METODOS DE ADAPTACION POR PUNTOS. EL METODO AMERICANO

El sistema fundamental fué el primitivamente utilizado en los magníficos trabajos de Eiffel, empleando las polares logarítmicas de las hélices; más tarde M. Leroux introdujo el empleo de las fórmulas (9) y (10) en un sistema de adaptación por puntos, que se generalizó por Dufaure al procedimiento de intersecciones. Las dificultades en el trazado de las curvas y la deficiente evolución de las mismas indujeron a Weick a preconizar el empleo del coeficiente de adaptación

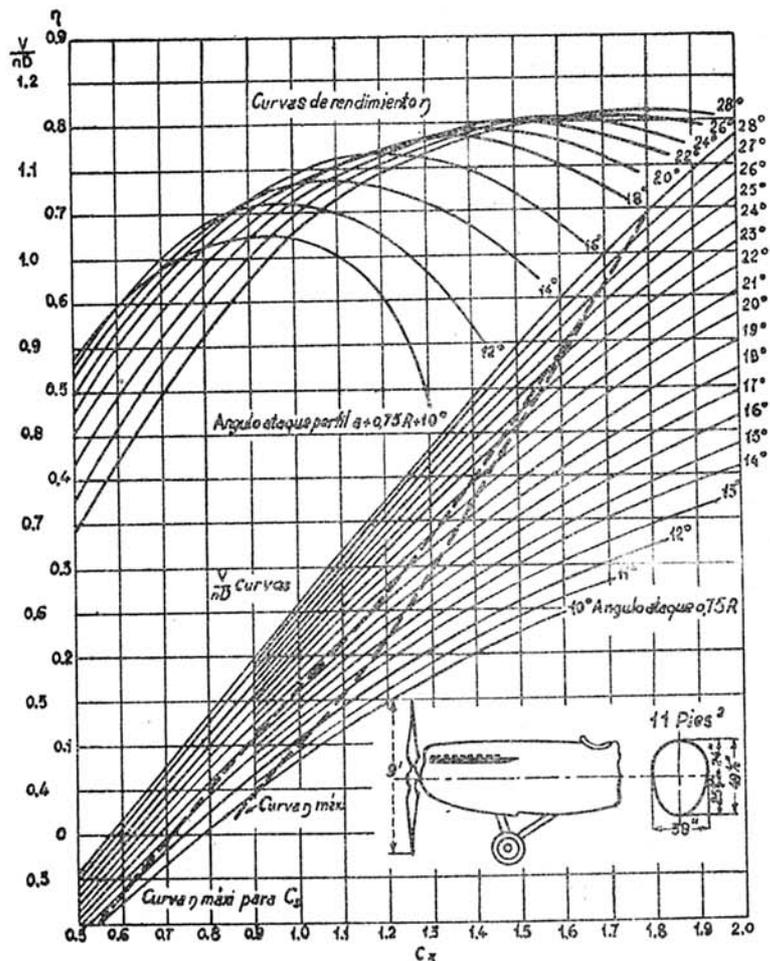


Fig.-1*

$C_s = \sqrt[5]{\frac{\gamma^5}{C_p}}$; es decir, la raíz quinta del inverso del deducido en la fórmula (10).

La laboriosidad de los cálculos necesarios para pasar de los valores corrientemente empleados para definir las características experimentales de las hélices, se ha salvado por el N.A.C.A. estableciendo ya estas curvas como en la figura 1, de tal modo que relacionen el coeficiente de semejanza $V : n D$ con C_s y η , y no con η y C_p o C_T , como era general y sigue siendo en otros centros de investigación. En estas curvas se expresa también el ángulo de ataque a la distancia $0,75 \cdot R$ del eje de la hélice, siendo R el radio de la misma, y se han dibujado dos curvas de trazos: una designada con "Curva η máx", que da el punto de cada curva que con un determinado valor de C_s proporciona en ella el máximo rendimiento η ; otra, la "Curva η máx para C_s ", nos dice en qué curva, es decir, en qué hélice de la familia encontraremos para un valor dado de C_s , el rendimiento máximo.

La correspondencia entre las curvas de rendimiento y las dos anteriores se observa fácilmente. Así, por ejemplo, si tomamos un valor dado de C_s tal como 1 (fig. 1), encontraremos que su vertical de referencia pasa (muy aproximadamente) por el máximo de la curva de rendimiento correspondiente a la hélice de 12° de ángulo de ataque, y la curva de trazos η máx corta a la curva $V : n D$ correspondiente a 12° , efectivamente, en el punto en que $C_s = 1$. El máximo de rendimiento que se obtendría para $C_s = 1$, o intersección de la vertical con la envolvente de las curvas de rendimiento, corresponde a la hélice con ángulo de ataque de 16° , cuya curva $V/n D$, en función de C_s , corta a la de " η máx para C_s " en el punto en que $C_s = 1$.

La adaptación es así sencilla. Supongamos un avión que deseamos alcance una velocidad V_1 al nivel del mar, a la que corresponden n_1 r. p. m. del motor, desarrollando una potencia P_1 . El valor de C_s será, sin reductor (fórmula 10):

$$C_s = \sqrt[5]{\frac{\rho V_1^5}{P_1 \cdot n_1^2}} \quad (13)$$

buscaremos este valor en el eje horizontal de las curvas de la familia de hélices elegida, y la intersección de su ordenada con la curva " η máx para C_s " nos definirá la hélice que da mejor rendimiento para este valor de C_s . Sea, por ejemplo, para mayor claridad, $C_s = 1,4$; el punto de la curva " η máx para C_s " correspondiente a este valor cae entre las curvas de 21° y 22° de ángulo de ataque. Por interpolación se determina el ángulo exacto: sea $\alpha = 21^\circ 40'$, que corresponde en el eje vertical a un valor de $V : n D = 0,76$.

Refiriéndose a las curvas de rendimiento, se obtiene para esta hélice $\eta = 0,795$. Del valor de $\gamma = V : n D$ conocemos $V = V_1$ y $n = n_1$, dadas como datos, y por tanto, $D = \frac{V_1}{n_1}$.

El método exige, en general, tanteo, ya que de la polar del avión no podemos deducir la velocidad del mismo sin precisar el rendimiento η del propulsor, y éste puede no coincidir con el obtenido posteriormente, como se acaba de indicar, lo que obliga a reiterar los cálculos.

La comodidad de este método ha generalizado mucho su empleo. Sin embargo, adolece del inconveniente ya apuntado de la laboriosidad de los cálculos necesarios para el dibujo

de las curvas C_s en función de γ si no se emplean familias del N.A.C.A. Por otra parte, el método se detiene aquí, sin llegar a definir más características de la hélice que el diámetro, rendimiento y ángulo de ataque, del que se deduce el paso relativo, en la sección situada a $0,75 R$ del eje.

4. — ADAPTACION POR INTERSECCIONES. EL METODO DE R. SILBER

Recientemente (*) R. Silber ha publicado un interesante trabajo sobre adaptación de hélices, que representa un paso más en la resolución de este complejo y fundamental problema. Parte para ello de la ecuación (11):

$$\left. \begin{aligned} \frac{C_T}{\gamma^4} &= \frac{C_D \cdot S}{2 V^2} n^2 = \frac{P_u}{\rho \cdot V^5} n^2 = \\ &= \frac{1}{2} \frac{\rho}{2} \frac{S}{\left(\frac{W}{S}\right)} \cdot n^2 \cdot C_D \cdot C_L, \end{aligned} \right\} (14)$$

que haciendo

$$K = \frac{\eta P}{\rho V^6} = \frac{P_u}{\rho V^6} = \frac{1}{2} \frac{\rho}{2} \frac{S}{\left(\frac{W}{S}\right)} C_D C_L, \quad (15)$$

se transforma en

$$C_T = K n^2 \gamma^4 \quad \text{ó} \quad C_T = \theta \gamma^4 \quad (16)$$

si

$$\theta = K n^2. \quad (17)$$

Puede observarse que el valor de K viene así definido como parámetro del planeador, ya que (prescindiendo de ρ , variable con la altura) sólo depende de la superficie S de éste, de la carga alar $W : S$ y de los coeficientes C_D y C_L ; es decir, del ángulo de vuelo. Si este último se fija, lo que en esencia equivale a establecer una determinada condición de vuelo, K tomará un valor constante, y si también determinamos las r. p. s. a que debe girar el motor, dando a las de la hélice n un valor fijo, nos resultará también $\theta = K n^2 = \text{const.}$ En estas condiciones, la ecuación (16) $C_T = \theta \gamma^4$ es una función analítica perfectamente definida, parábola de cuarto grado, absolutamente independiente de la polar del avión y de las características de la hélice (para un ángulo de vuelo α dado y n también definido), que podrá trazarse como curva geométrica de una vez para siempre.

Dando a θ diversos valores obtendremos un haz de parábolas que nos representará los infinitos estados de vuelo de cualquier avión para todos los valores posibles de n y α , refiriéndose, desde luego, a casos de vuelo horizontal, ya que la ecuación (14) se obtuvo en estas condiciones. La figura 2 representa estas curvas geométricas, que establecen un sistema de coordenadas semicurvilíneas, y en definitiva, la curva

(*) "Publications Scientifiques et Techniques du Ministère de l'Air", n.º 123, "Etude de l'adaptation et du fonctionnement de l'ensemble planeur-moteur-propulseur", 1938.

de funcionamiento de un avión (una vez que fijemos el ángulo de vuelo y n), análoga a las utilizadas en cualquiera de los otros métodos de adaptación. La intersección de aquella que corresponda al caso particular que estudiemos, con la curva $C_T = f_1(\gamma)$ de la hélice que hayamos elegido, dará, como siempre, el punto de adaptación.

Resalta a primera vista la gran ventaja de este método sin más que observar la forma elegante de resolver el problema de trazar las curvas de funcionamiento del avión en el mismo sistema de coordenadas que las corrientemente utilizadas para definir las familias de hélices; es decir, en el plano de coordenadas C_T, γ . Si los haces de parábolas se trazan, de una vez para siempre, sobre un papel transparente, bastará superponerlo sobre las curvas $C_T = f_1(\gamma)$ de las hélices para obtener la adaptación.

Imaginemos esta superposición realizada como se representa en la figura 4, en la que sobre el fondo de las parábolas de funcionamiento aparecen las curvas de una familia de hélices, en las que se ha señalado el paso relativo, que varía de 0,5 a 3. Si queremos realizar la adaptación para un avión en condiciones de vuelo caracterizadas por la potencia P_a del motor en kilogramos, su número de r. p. s., n_1 , la reducción v , y por tanto, las r. p. s. n de la hélice, y, deducido de la polar, la velocidad V_1 de vuelo en m/seg. (supuesto un cierto rendimiento η del propulsor; por ejemplo, $\eta = 0,75$), se calcularía inmediatamente el valor de

$$\theta_0 = \frac{\eta P_a n^2}{\rho V_1^3}$$

La curva parabólica que nos define el funcionamiento del avión es aquella correspondiente a este valor de $\theta = \theta_0$. Supon-

gamos que sea la diseñada en la figura 3, en la que se ha dibujado separada para mayor claridad. Si tratamos de ver las condiciones de adaptación de la hélice de paso relativo 1,5,

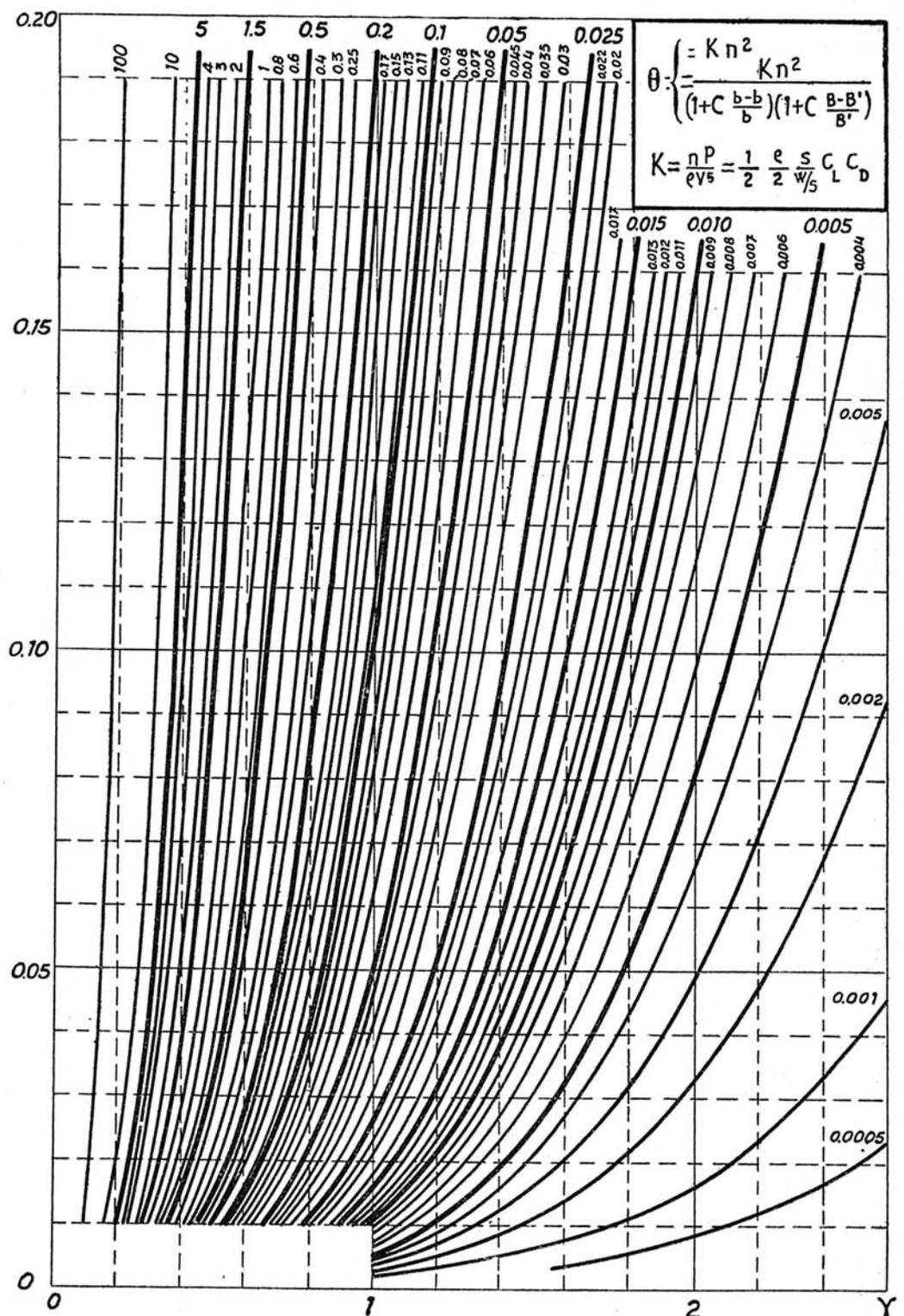


FIG. 2a

buscaríamos la intersección B de la curva de esta hélice con la $\theta = \theta_0$, la que, referida a los ejes, proporciona los valores $C_T = 0,12$ y $\gamma = 1,03$, deduciéndose de estos últimos el valor necesario de $D = \frac{V_1}{n \gamma}$.

A un resultado más completo llegaríamos si se trazasen las curvas envolventes que ya se señalaron en el método americano. En la figura se ha diseñado la $E\gamma$, que nos da los máximos de η para un valor dado de γ , cuyo lugar geométrico corta la curva θ_0 de funcionamiento del avión en un punto A de adaptación, correspondiente a $\gamma = 0,99$ y $C_T = 0,092$, leídos por referencia de A sobre los ejes.

Se ha llegado así, mediante un sistema cómodo y con utilización de las curvas características de hélices ordinariamente empleadas en Europa, a los mismos resultados que por el método americano. La correlación entre ambos métodos es, por otra parte, evidente, ya que

$$C_s = \sqrt[5]{\frac{\gamma^5}{C_p}} = \sqrt[5]{\frac{\rho V^5}{P n^2}} = \sqrt[5]{\frac{\rho V^5}{P_u n^2}} = \sqrt[5]{\frac{\eta}{\theta}}$$

que permite evidentemente trazar las curvas de utilización en este sistema coordenado. Pero en su método, Silber, aparte de obtener una evidente simplificación en el trazado de las curvas, avanza más en el camino de la adaptación compleja, relacionando las curvas trazadas en el sistema coordenado γ , C_T , con las de rendimiento η , γ , que también proporcionan los centros experimentales.

En la figura 3 se ha representado una familia de hélices en ambos sistemas: el $C_T \gamma$ y el $\eta \gamma$, correspondiéndose las escalas del coeficiente de semejanza. En primer lugar (del mismo modo que ya se indicó en el método de Wieck), establecidas ambas curvas, el trazado de la $E\gamma$ es muy fácil; en el plano $\eta \gamma$ es suficiente dibujar la envolvente de las curvas de rendimiento, y una vez obtenida ésta, refiriendo los puntos de tangencia (como se ha hecho con el correspondiente a la curva de paso relativo $P = 2,5$) a la curva de la misma hélice en el plano $C_T \gamma$ y uniendo los puntos obtenidos, quedará definida $E\gamma$ en este último sistema coordenado. De modo análogo pueden trazarse en el plano $C_T \gamma$ las curvas "en concha" del mismo rendimiento. Como ejemplo se ha dibujado la correspondiente a $\eta = 0,7$, para lo que ha sido suficiente referir a las curvas $C_T \gamma$ las intersecciones con la horizontal correspondiente a $\eta = 0,7$, con las curvas de rendimiento. (Se han dibujado dos líneas de referencia para el caso de la hélice de paso relativo $p = 2,5$.) Fácilmente se comprende que la curva $E\gamma$, siendo lugar geométrico del máximo rendimiento para un valor dado de γ , cortará a las curvas de isorendimiento, tales como la de $\eta = 0,7$ dibujada, en puntos para los cuales la tangente a estas curvas habrá de ser vertical.

Si por un procedimiento inverso referimos los puntos de intersección de las curvas C_T con una curva de funcionamiento, como la θ_0 de la figura 3, al plano de coordenadas $\eta \gamma$, nos encontraremos con que la curva obtenida, dibujada en la misma figura, es muy puntiaguda y tiene, por tanto, un recorrido muy corto en la zona de los máximos rendimientos de las hélices de la familia considerada. Como evidentemente la adaptación ha de realizarse para ser correcta en puntos de buen rendimiento, resulta de aquí que esta adaptación sólo puede ser admisible para valores de γ muy próximos, que limitan el diámetro adecuado a dimensiones que no difieren

en más de un 20 por 100, lo que comprueba una vez más la importancia del estudio del propulsor, ya que, con escasas diferencias de dimensiones, pueden obtenerse rendimientos desastrosos.

Otro aspecto que se deduce del simple examen de la evolución de la curva de funcionamiento en el plano de $\eta \gamma$ es que en este plano su rama ascendente corresponde a la descendente de las curvas de rendimiento, y la parte descendente a la ascendente de las mismas. Como, por otra parte, la tracción en punto fijo de la hélice, de gran importancia en la carrera de despegue, puede demostrarse que mejora al hacer trabajar la hélice en la rama descendente de las curvas de rendimiento, resulta, en definitiva, que aún se limita más la zona conveniente de las curvas de funcionamiento, y que para la adaptación debe considerarse solamente la rama ascendente de las curvas de funcionamiento en el plano de coordenadas $\eta \gamma$. De aquí, y de nuevas consideraciones, se deduce el fundamental interés que tiene el estudio de dichas curvas en el plano citado, y en haberlo hecho resaltar estriba el principal interés del método que estudiamos.

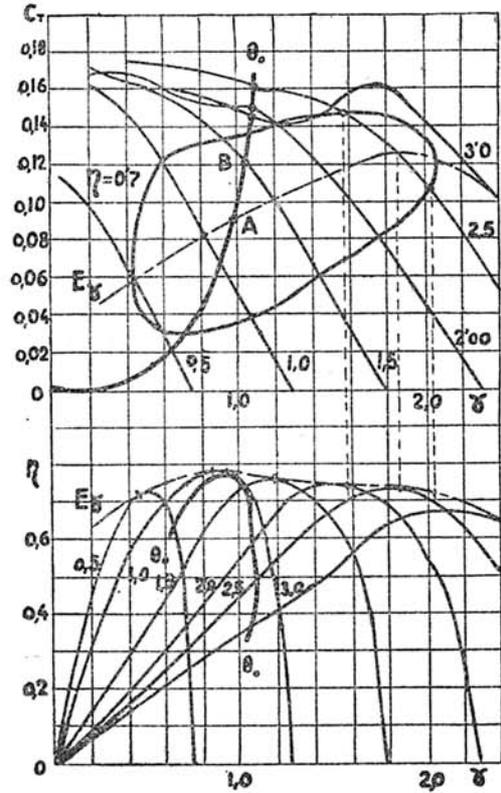


FIG.- 3^a

Quando se desee afinar aún más en la adaptación es conveniente sustituir la curva de utilización $\theta = \text{const.}$, correspondiente a un ángulo de vuelo constante, por la curva de utilización principal establecida para iguales condiciones de vuelo (n constante y altura de utilización dada), pero considerando la potencia motriz constante. La diferencia entre las trayectorias de ambas curvas es pequeña y estriba en que el coeficiente de sustentación a plenos gases C_L , y por tanto el K correspondiente, dependen del rendimiento. Tenemos, en

efecto, que (ecuación 3) para un valor dado del rendimiento η , $P_u = \eta P = \eta P_m$, y por otra parte, al definir un punto de la polar se caracteriza un valor determinado de K (ecuación 15) y de $\theta = Kn^2$. Los puntos comunes a la curva θ obtenida y a la del rendimiento η de que se partió, serán, por tanto, puntos de la curva de utilización principal; en consecuencia, para dibujarla (fig. 4) será suficiente trazar unas cuantas curvas de isorrendimiento en la forma antes indicada, encontrar los puntos comunes a las curvas η y θ que les correspondan y unirlos por una curva continua. Como se ve por la figura, la curva de utilización principal apenas difiere de las $\theta = \text{const.}$, y su trazado evita tanteos posteriores. Como antes, debe referirse esta curva al plano de las η y γ y estudiar en él su evolución, con el fin de determinar cuál es el punto que conduce a una mejor adaptación.

Tomamos del trabajo de Silber un ejemplo que permite aclarar cuantos conceptos se han expuesto. Se trata de un aparato de caza que desarrolla a 4.000 metros, altura de utilización, una potencia máxima $P_u = 690 \text{ cv.} = 51.750 \text{ kilogramos}$, a $n_1 = 2.600$ revoluciones por minuto, estando dotado de reductor con relación $2/3$, lo que da, como revoluciones de la hélice, $n = \frac{2}{3} \cdot 2.600 = 1.733$ revoluciones por minuto = 28,89 r. p. s. La velocidad a 4.000 m. (con $\delta_{4000} = 0,6682$), deducida de la polar, supuesto $\eta = 0,75$, es $V = 400 \text{ km/h.} = 111$ minutos/segundos. Por consiguiente:

$$\theta = \frac{\eta P_u}{\rho \delta V^3} n^2 = \frac{0,75^2 \times 51.750 \times 835}{1 \times 0,6682 \times 111^3} = 0,023.$$

Para una adaptación simple se toma la curva de utilización correspondiente (fig. 4), interpolada entre las $\theta = 0,025$

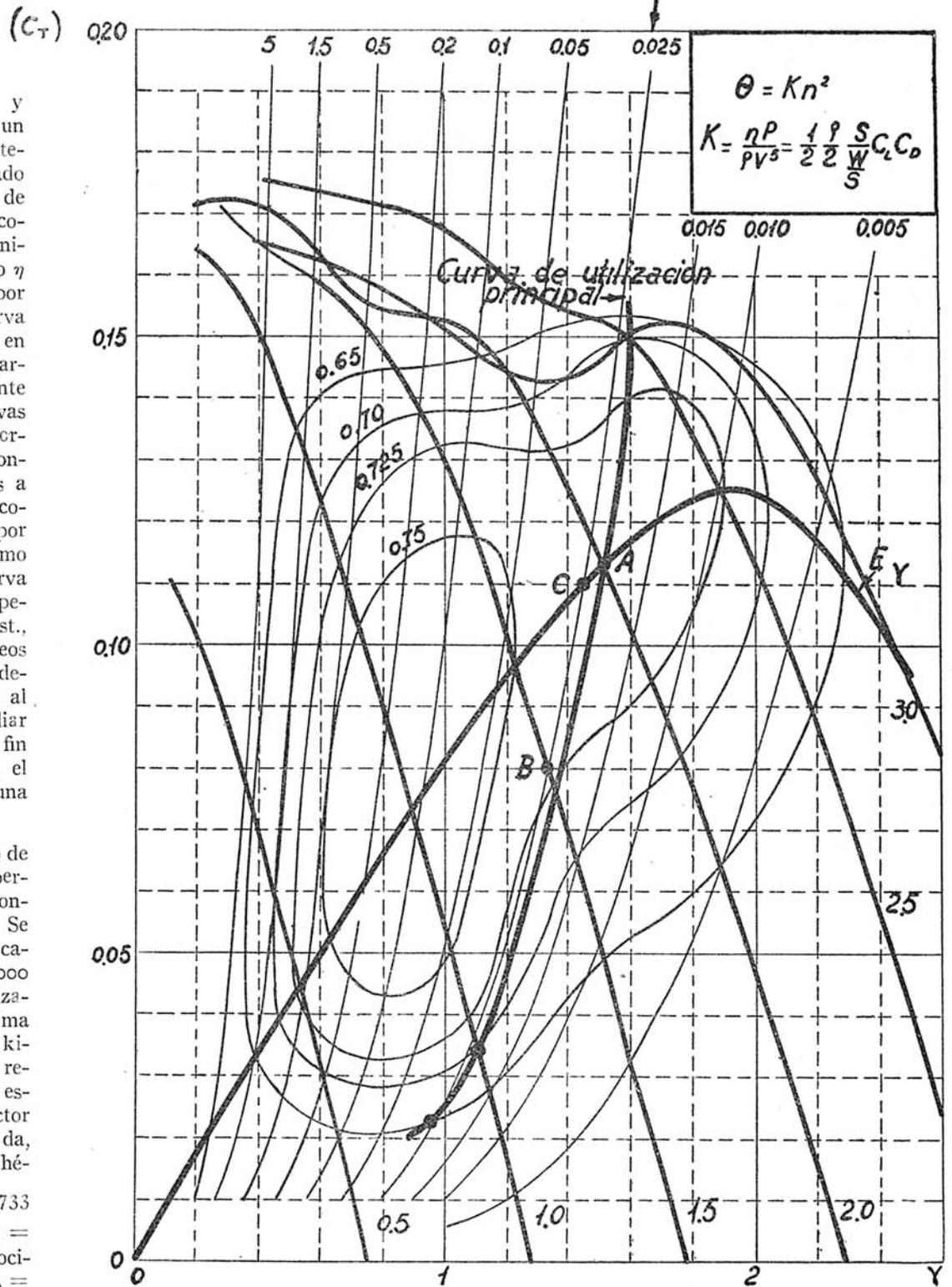


FIG-4ª

y $\theta = 0,022$ que figuran en la red de parábolas, que corta a la $E\gamma$ en un punto A , al que corresponde

$$\gamma = 1,49 \quad D = \frac{V}{n \gamma} = \frac{111}{28,89 \times 1,49} = 2,58 \text{ . m ;}$$

la hélice conveniente de la familia elegida será así la de paso relativo $p = 2$, y su rendimiento $\eta = 0,745$.

Para una adaptación más completa se traza la curva de utilización principal (figuras 4 y 5) en los planos C_T y η . Consideremos tres puntos (fig. 5) en la *rama ascendente*: uno el que podríamos considerar como fundamental, es decir, el que da el máximo rendimiento, y otros dos a su izquierda, que representen pérdidas de rendimiento del 1 y 2 por 100. Por el procedimiento señalado se determinan γ , D , η , y V , añadiéndose el cálculo de la velocidad periférica de la hélice $\pi n D$, del mayor interés para el dimensionamiento de las palas y el valor de la tracción en punto fijo T_0 , que, como se dijo, es de importancia marcada en el despegue. Se obtiene así:

VALOR	SOLUCIÓN 1. ^a	SOLUCIÓN 2. ^a	SOLUCIÓN 3. ^a
η	0,742	0,735	0,728
γ	1,495	1,42	1,37
p	2	1,7	1,56
D	2,58 m	2,685 m.	2,78 m.
V_{4000}	402 Km/h	398 Km/h	396 Km/h
$\pi n D$	236 m/seg	244 m/seg	252 m/seg
T_0	390 Kg.	450 Kg.	473 Kg.

Observándose que con pérdida de 2 por 100 en el rendimiento se obtiene: aumento del 8 por 100 en diámetro; disminución del 20 por 100 en el peso; aumento del 15 por 100 en la tracción en punto fijo; disminución de 1,5 por 100 de la velocidad a plenos gases y aumento del 6,8 por 100 en la velocidad periférica de las palas. Si no existe una gran preocupación en obtener excepcionales cualidades de velocidad, es evidente que el aumento de la tracción en punto fijo compensaría la pérdida, muy reducida, de aquélla y el pequeño incremento en velocidad periférica de las palas.

El método puede aplicarse aun al estudio de las cualidades que se obtendrían en condiciones de vuelo que no fuesen las de trayectoria horizontal y plenos gases. En realidad este estudio no es realmente de *adaptación*, sino de *funcionamiento* del avión con una hélice adaptada. Para él se parte de la fórmula

$$\frac{C_T}{\gamma^2} = \frac{C_D S}{2 D^2} = \frac{P_u}{\rho V^3} \frac{1}{D^2}$$

obtenida como la (11), pero eliminando primero n y luego V ; fórmula que Silber escribe de la forma

$$C_T = \theta' \gamma^2,$$

haciendo

$$\theta' = K' \frac{1}{D^2}$$

y

$$K' = \frac{C_D S}{2} = \frac{P_u}{\rho V^3}$$

apareciendo de nuevo otras parábolas de segundo grado $C_T = \theta' \gamma^2$, para ángulo de vuelo α y diámetro de hélice D constantes, con las que operáramos análogamente a los casos anteriores, utilizando unas *curvas de utilización secundarias* dependientes de las condiciones de vuelo que traten de estudiarse. Por otra parte el empleo de estas curvas de *funcionamiento* permite realizar con ventaja el estudio de las cualidades del avión con hélice, ampliamente desarrollado por Silber, sin que las dimensiones de un artículo permitan exponerlo, pese a su indudable interés.

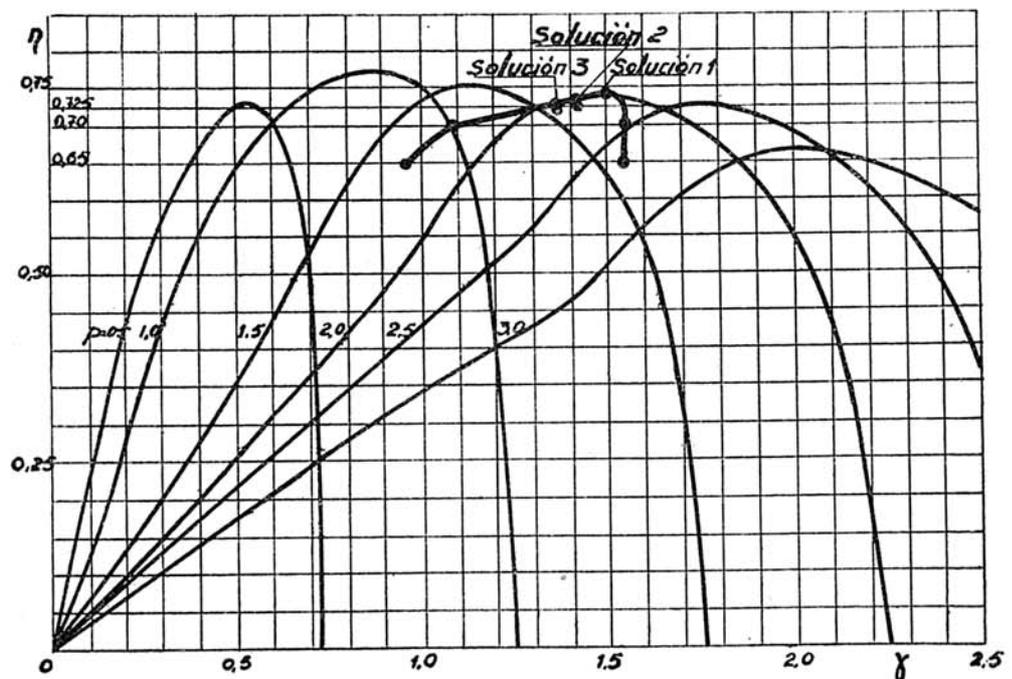
5.—SELECCION DE FAMILIAS DE HELICES

Como se ha indicado al principio de este artículo, los métodos de adaptación empleados soslayan la dificultad de determinar los parámetros de forma de las hélices, prefiriéndolos al seleccionar una familia determinada, aunque es evidente que puede aumentarse la garantía de una buena adaptación, reiterando el procedimiento con varias familias de hélices y deduciendo cuál proporciona mejores cualidades.

Se ha propuesto también por Silber utilizar una fórmula generalizada de Renard, haciendo intervenir en ella el ancho relativo b de las palas y el número B de ellas. Partiendo de la expresión general de toda ley experimental.

$$y = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + \dots$$

y tomando para x la relación $\frac{b-b'}{b}$ ó $\frac{B-B'}{B}$ como adquirirá



Fig^a 5^a

un valor pequeño, en general, pueden despreciarse los términos de grado superior al primero y escribir

$$\frac{C_T}{C'_T} \cong 1 + C_1 \frac{b - b'}{b'} \quad \text{y} \quad \frac{C_T}{C'_T} \cong 1 + C'_1 \frac{B - B'}{B'}$$

y de aquí pasar del valor C_T para hélice de ancho b y número B de palas, al C'_T con valores b' y B' , haciendo variar primero un factor y luego el otro, por la expresión

$$C_T = C'_T \left(1 + C_1 \frac{b - b'}{b'} \right) \left(1 + C'_1 \frac{B - B'}{B'} \right),$$

lo que da la fórmula de Renard generalizada

$$T = C'_T \left(1 + C_1 \frac{b - b'}{b'} \right) \left(1 + C'_1 \frac{B - B'}{B'} \right) \rho n^2 D^4,$$

deduciéndose de ella

$$\theta = \frac{K n^2}{\left(1 + C_1 \frac{b - b'}{b'} \right) \left(1 + C'_1 \frac{B - B'}{B'} \right)} = \frac{\frac{\gamma P}{\rho V^3} n^2}{\left(1 + C_1 \frac{b - b'}{b'} \right) \left(1 + C'_1 \frac{B - B'}{B'} \right)},$$

o un valor similar para el coeficiente C_S , si se emplea el método americano. A los valores C_1 y C'_1 , que denomina coeficiente de eficacia de los parámetros b y B , les asigna Silber el valor $C_1 = C'_1 = 0,6$ en la región de máximos rendimientos de los tipos normales de hélices, aunque, como se comprende fácilmente, son función de γ .

Mediante la utilización de esta fórmula puede hacerse un tanteo partiendo de una familia base. En el ejemplo anterior,

por ejemplo, se partió de hélices bipalas, $B = 2$, con $b = 0,10$, que daban, en la adaptación sencilla, $\theta = 0,023$ y $D = 2,58$ metros; tomando ésta como base obtendríamos.

	HELICES BIPALAS B = 2			HELICES TRIPALAS B = 3		
	0,08	0,10	0,12	0,08	0,10	0,12
θ	0,026	0,023	0,019	0,02	0,0176	0,0147
γ	1,61	1,49	1,43	1,44	1,41	1,33
P	2,16	2	1,9	1,95	1,9	1,8
D	2,79	2,58	2,48	2,5	2,45	2,30
n	0,745	0,745	0,74	0,74	0,735	0,73
$\pi D n$	253	234	225	226	220	209

que destaca la correcta elección de la hélice $B = 2$ y $b = 0,10$, observándose su buen rendimiento y no elevado valor de la velocidad periférica, aun comparada con las tripalas. Es claro que en la elección de los parámetros no sólo dependerán las condiciones aerodinámicas de buen funcionamiento a pleno gas, tracción en punto fijo y velocidad periférica (especialmente si puede llegar a superar a la del sonido), sino otras de carácter mecánico, tales como limitaciones de diámetro y peso y condiciones impuestas por la resistencia de materiales.

A nuestro juicio, puede también proporcionar buenos resultados el realizar una adaptación por cualquier procedimiento de los consignados, y, obtenido así el diámetro, apelar al cálculo analítico, especialmente al método turbillonar, mediante el cual puede conseguirse el determinar gran parte de las características locales y parámetros de forma de las hélices, acercándonos un poco hacia el ideal, hoy imposible de conseguir todavía, de diseñar íntegramente una hélice para cada aparato, tanto en sus características generales como en los detalles particulares de su forma, construcción mecánica y características locales.

