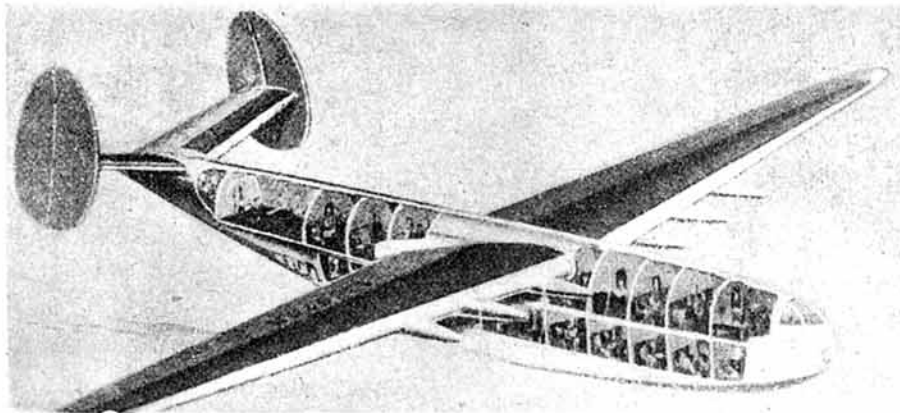




## POSIBILIDADES DEL HIDROAVIÓN TRASATLÁNTICO

Por el Coronel LAFITA, de Ingenieros Aeronáuticos e Ingeniero naval.



Las necesidades militares de la guerra actual han colocado el problema de los transportes aéreos en una posición de importancia decisiva. Este problema ha sido resuelto de distinta manera por los beligerantes con arreglo a sus necesidades, pero con indudable éxito. Así vemos que las potencias del Eje, cuyos desplazamientos de sus tropas, material, etc., son relativamente cortos, no se han preocupado de aumentar el tonelaje de sus aviones de transporte, ya que su antiguo *Ju-52* cumple todos aquellos cometidos con gran rendimiento, favorecidos por su mejor situación para el empleo de planeadores, puesto que al ser las distancias pequeñas es mucho más fácil evitar los inconvenientes de las malas condiciones atmosféricas, menor radio de acción, etc. En cambio, los an-

glosajones, cuyo centro de producción aeronáutica, Estados Unidos, se encuentra a distancias enormes de los campos de batalla, se han visto obligados, en parte para evitar el peligro de la terrible arma submarina y en parte por necesidad de una mayor rapidez en las entregas, a fabricar no solamente los aviones de transportes, sino también los bombarderos de un gran radio de acción. Así emplean el *Douglas DC-4*, de 31 toneladas; el *Lockheed C. 69*, de un peso algo mayor; tienen en construcción un *Douglas DC-7*, de 70 toneladas, que con una carga de pago de 17 toneladas tiene un radio de acción de 3.000 millas, y parece tienen en proyecto hidroaviones hasta de 450 toneladas. De esto se desprende que el avión de gran tonelaje va a tomar un impulso sorprendente, reali-

zándose después de la guerra los viajes trasatlánticos, a los que tan ligado está el heroísmo de los aviadores españoles, con la misma normalidad que se realizaban anteriormente a ella los viajes intercontinentales. Por esta razón es preciso dedicar a este tipo de avión la atención que se merece, y aunque, como es lógico, en la actualidad es muy poco lo que se conoce sobre ellos, quiero hacer algunas consideraciones sobre su porvenir.

Evidentemente, las condiciones principales que ha de llevar un avión comercial han de ser: a), seguridad; b), gran rendimiento económico.

a) *Seguridad*.—No es necesario esforzarse para comprender la supremacía en este aspecto para vuelos trasatlánticos del hidroavión sobre el avión terrestre. Hay quien argumenta que en un avión de varios motores, como tiene que ser el avión trasatlántico de transporte, es casi imposible la parada de un número de motores capaz de producir el amaraje del avión. Yo creo que tienen razón; pero el "casi" ha dado lugar a algunas catástrofes que no se hubieran producido en un hidroavión, ya que con el tamaño de los considerados puede tranquilamente amerizar en pleno Atlántico. Por otra parte, en alguna ocasión las condiciones atmosféricas podrán ser tales que se hiciera aconsejable el amaraje.

Desde el punto de vista militar, el gran reconocimiento sobre el mar, ofrece grandes ventajas al hidroavión, ya que él puede amarar en los lugares que se considere más conveniente, para poder despegar y hacer un nuevo reconocimiento cuando se crea más oportuno.

b) *Económicas*.—Desde el punto de vista de la economía, hasta hace muy poco tiempo el hidroavión ha presentado notables desventajas respecto al avión terrestre.

Estas desventajas eran motivadas:

1.º Por la necesidad de que los propulsores queden a una cierta altura del agua, lo que daba lugar a colocar los motores sobre barquillas encima de las alas, que lleva consigo un gran aumento en la resistencia, con la correspondiente disminución en la velocidad de crucero.

2.º Por la gran manga del hidroavión, necesaria para su buen despegue, y sobre todo en la fase de colocarse sobre el rediente, lo que necesariamente produce una disminución en la velocidad de crucero.

3.º Por la necesidad de grandes redientes, imprescindibles para el despegue, lo que da lugar al mismo inconveniente indicado en el punto anterior.

4.º Por la necesidad de aumentar la resistencia estruc-

tural del casco, lo que lleva consigo un incremento de peso respecto al fuselaje.

Hoy día gran parte de estas desventajas han desaparecido con los hidroaviones de gran tonelaje, ya que los motores se colocan en el borde de ataque de las alas, como en los aviones terrestres, porque los propulsores quedan a suficiente altura sobre el agua, y la manga, así como la altura de los redientes, pueden reducirse con el empleo de los elementos hipersustentadores y motores de gran potencia. Además es probable que se llegue a dispositivos que permitan aminorar en vuelo el salto tan brusco producido por los redientes. Por otra parte, para tonelajes tan elevados ha de ser muy difícil en los aviones terrestres ocultar el tren. Todo esto lleva consigo que el aumento de resistencia aerodinámica de un hidroavión de gran tonelaje sobre un avión terrestre ha de ser a lo más muy pequeña, sucediendo lo mismo con la diferencia de velocidades económicas.

Respecto al peso, puede decirse que la diferencia entre el peso del casco y el fuselaje para grandes tonelajes es muy inferior al peso del tren de aterrizaje.

Según Sikorsky, para un peso total de 100 toneladas un hidroavión dispone de una carga útil superior en un 5 por 100 a un avión terrestre.

De todo lo dicho vemos que en lo que al avión en sí se refiere, el avión terrestre tendrá únicamente una ventaja en velocidad, y una gran desventaja respecto a la carga útil. A continuación, y como consecuencia de las instalaciones que exige en tierra un avión de gran radio de acción, comprobaremos las grandes dificultades que han de presentarse para la construcción de los aerodromos necesarios a los aviones terrestres.

*Radio de acción*.—El estudio teórico del radio de acción presenta dificultades de tal orden, que puede decirse que, salvo en casos excepcionales, se determina mediante la conocida fórmula empírica de Louis Breguet.

Esta es:

$$X = 372 (L/D)_{\max} \frac{\eta_{\max}}{c_{\min}} \log \frac{W}{W_r}$$

$L$  = sustentación.

$D$  = resistencia.

$\eta$  = rendimiento de la hélice.

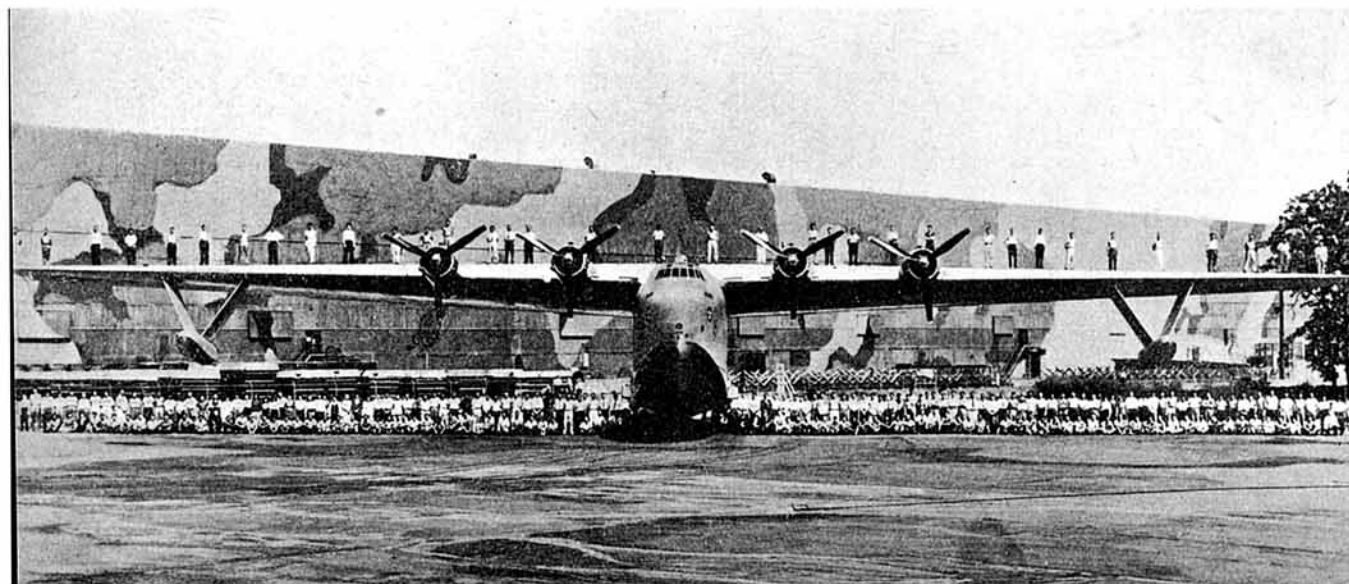
$c$  = consumo específico.

$W$  = peso total del avión.

$W_r = W - W_c$ .

$W_c$  = peso del combustible.

$X$  = radio de acción en kilómetros.



*Hidroavión  
Martín, de  
70 toneladas.*



En esta expresión vemos que el radio de acción es tanto mayor cuanto mayor sean  $(L/D)_{m\acute{a}x}$   $\eta_{m\acute{a}x}$  y la relación  $\frac{W}{W_T}$  y menor  $c_{min}$ .

Como  $\eta$  y  $c$  dependen del grupo motopropulsor, y éste es el mismo para el avión terrestre y para el hidroavión, no los voy a considerar: únicamente diré que, dados los valores actuales de  $\eta_{m\acute{a}x}$  (próximos a 0,85), es muy difícil que pueda obtenerse un incremento de importancia; en cambio, es probable que a la terminación del actual conflicto armado el motor Diesel esté totalmente resuelto, y el consumo específico se reducirá con ello notablemente.

El valor de  $(L/D)_{m\acute{a}x}$  será tanto mayor para el mismo peso cuanto menor sea  $D$ , es decir, la resistencia.

Ahora bien: la resistencia  $D$  puede ponerse en la forma

$$D = \frac{1}{2} C_{D\phi} \rho S V^2 + \frac{1}{2} \frac{C_L^2}{\pi e \lambda} \rho S V^2 \quad (1)$$

$C_{D\phi}$  = coeficiente de resistencia parásita independiente de la velocidad.

$C_L$  = coeficiente de sustentación.

$e$  = coeficiente de rendimiento del avión.

$\lambda$  = alargamiento =  $\frac{b}{c}$ .

$b$  = envergadura.

$S$  = superficie.

$\rho$  = densidad.

Esta expresión (1) puede ponerse en la forma

$$\begin{aligned} D &= \frac{1}{2} \rho \left( \frac{S}{W} \right) W V^2 C_{D\phi} + \frac{\frac{1}{2} C_L^2 \rho S V^2 + \frac{1}{2} \rho S V^2}{\pi e \lambda \frac{1}{2} \rho S V^2} = \\ &= \frac{1}{2} \rho \left( \frac{S}{W} \right) W V^2 C_{D\phi} + \frac{W^2}{\pi e \lambda \frac{1}{2} \rho S V^2} = \\ &= \frac{1}{2} \rho \left( \frac{S}{W} \right) W V^2 C_{D\phi} + \frac{W}{S} \frac{W}{\frac{1}{2} \pi e b^2 \rho V^2} = \\ &= \frac{S}{W} \left[ \frac{1}{2} \rho W V^2 C_{D\phi} + \frac{2 W}{\pi e b^2 V^2} \right]. \end{aligned} \quad (2)$$

De la expresión (2) deducimos que el factor  $(L/D)$  será tanto mayor cuanto mayor sea la carga alar  $\frac{W}{S}$  y la envergadura  $b$ .

La expresión (2) puede ponerse también en la forma

$$D = \frac{W \lambda}{b^2} \left[ \frac{1}{2} W V^2 C_{D\phi} + \frac{2 W^2}{\pi e b^2 \rho V^2} \right]. \quad (3)$$

Ahora bien: la envergadura interviene también en la rela-

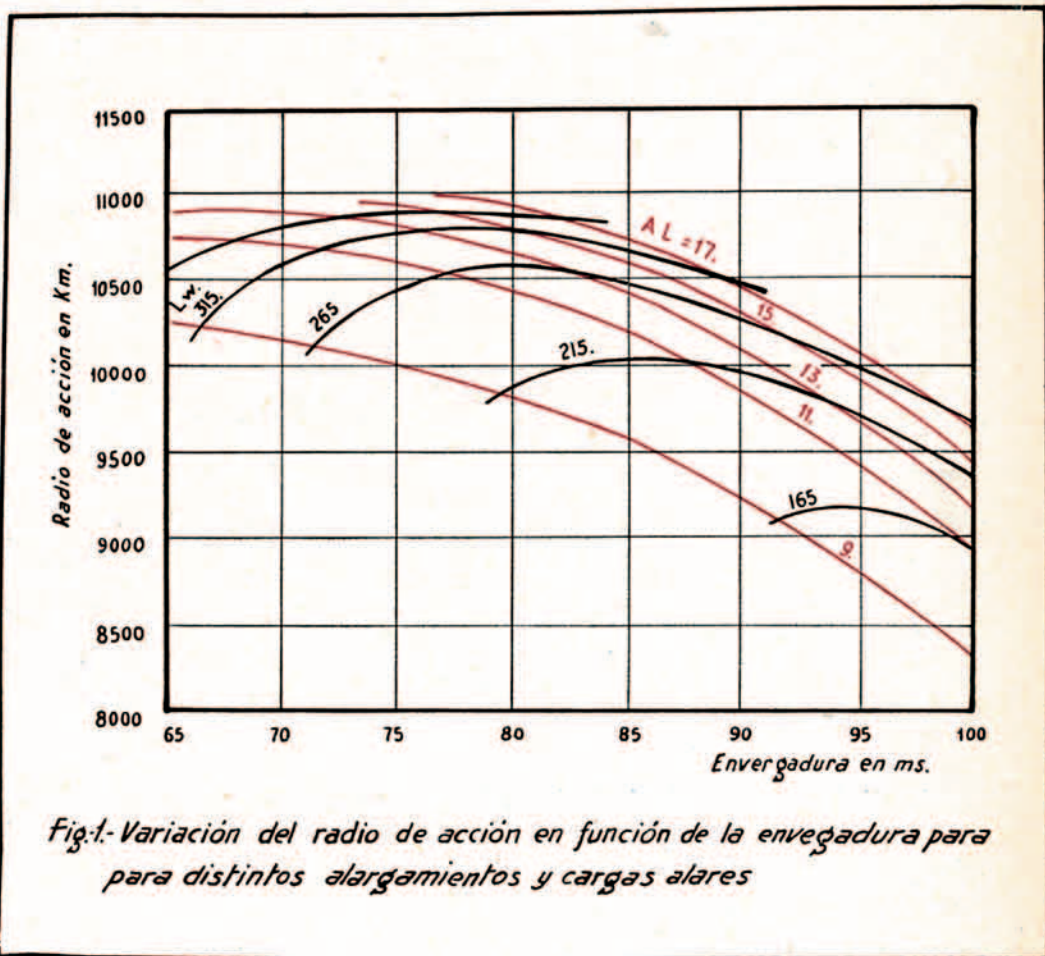


Fig.1.-Variación del radio de acción en función de la envergadura para distintos alargamientos y cargas alares

ción  $\frac{W}{W_r}$ , ya que el peso del combustible  $W_c$ , para un peso dado total del avión, será tanto mayor, es decir,  $W_r$  tanto menor cuanto menor sea el peso de la estructura, y aquella ejerce la principal influencia sobre el peso de la estructura del ala.

Según J. E. Lip, ingeniero de la casa Douglas Aircraft Company, la variación de peso del ala con la envergadura puede representarse mediante la expresión

$$\frac{P_a}{f W} = \frac{0,49 b}{110} + 0,01. \quad (4)$$

$P_a$  = peso del ala.

$f$  = factor de carga.

$b$  = envergadura en metros.

$W$  = peso total.

Con arreglo a las expresiones (2), (3) y (4), Albert B. Scoles y William A., han hecho el estudio de variación del radio de acción con  $\frac{W}{S}$   $b$  y  $\lambda$ , de un hidroavión de 136 toneladas



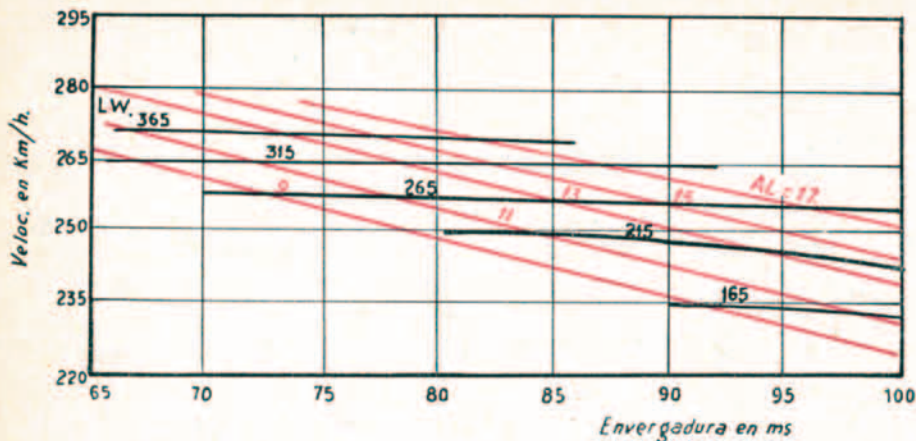


Fig. 2.- Variación de la velocidad económica en función de la envergadura para distintos alargamientos y cargas alares

de desplazamiento, con arreglo a la siguiente distribución de peso:

Carga de pago.....	11.000 kilogramos.
Grupo motopropulsor (seis motores de 2.500 cv. en el despegue y 1.500 cv. a la velocidad de crucero).....	14.000 "
Estructura, accesorios, etc., menos peso célula y combustible.....	39.000 "
Célula y combustible.....	72.000 "
<b>TOTAL.....</b>	<b>136.000 kilogramos.</b>

Obteniéndose los resultados indicados en las figuras 1 y 2.

De estas figuras parece desprenderse que la envergadura más apropiada para un avión de este tonelaje está en los alrededores de 80 metros, que las cargas alares han de ser muy elevadas (en los alrededores por lo menos de 250 kg./m<sup>2</sup>) y que los alargamientos han de ser muy elevados.

Pues bien: con la carga alar indicada se necesitará para el despegue de un avión terrestre una longitud aproximada de pista de 2.000 metros, y para el de un hidroavión unos 4.000 metros. Esta última es una longitud que puede encontrarse en cualquier bahía mediana; en cambio, es bastante difícil encontrar en la proximidad de las poblaciones aerodromos de aquellas dimensiones.

Además, es condición deseada en toda estructura reducir en lo posible las cargas concentradas, y en este aspecto el hidroavión está siempre en mejores condiciones que el avión terrestre, ya que en aquél la reacción del agua se extiende sobre una gran superficie del fondo, y en cambio, en éste la

reacción se produce únicamente en las ruedas del tren. Por esta razón el doctor Roxbee Cox indica en su lectura *Looking Forward*, Wilbur Wright Memorial, Lecture de 1940, que la ballena, a pesar de ser el animal más grande del Universo, se sostiene por una carga distribuida, mientras que los saurios terrestres, aunque eran más pequeños y arrastraban tras de sí una gran parte de su masa, tenían factores de seguridad tan bajos que no sobrevivieron.

Todas las razones expuestas obligan a que nosotros, españoles, dirijamos, como en tiempos pasados, por un momento nuestra mirada al Atlántico, y sin pensar en imitar a otros países, cuya situación respecto a él es muy distinta, comencemos a trabajar para la construcción de hidroaviones de gran tonelaje, ya que el tiempo que ahora perdamos será de muy difícil recuperación. De este modo habremos conseguido ser los primeros en realizar el enlace normal de pasajeros a través del Atlántico con nuestros hermanos de raza, como lo fuimos en su travesía, tanto marina como aérea, lo que llenaría de satisfacción tanto a ellos como a nosotros.

