Aerotecnia

Transformación de un avión terrestre en un hidroavión de flotadores

por FELIPE LAFITA BABIO

Ingeniero de la Armada y Aeronáutico

(Conclusión)

Determinación de la posición de flotadores o casco respecto al centro de gravedad del hidroavión completo

Ya he indicado anteriormente la importancia que tiene la fijación de esta posición, por depender de ella los momentos de trimado, y la necesidad de disponer de mandos aerodinámicos capaces de poder controlarlos.

La importancia es tal, que por no prestar a este problema la suficiente atención podría llegarse al caso de no poderse despegar, por no vencer los mandos aerodinámicos los grandísimos momentos de trimado que podrían originarse.

Cuando el hidroavión corre sobre el rediente y principalmente muy cerca de la velocidad de despegue, la resistencia actúa a una gran distancia del centro de gravedad del hidroavión, y tiende a hacer hocicar el aparato; el proyectista lo que debe hacer, es experimentar sobre modelos, para poder llegar al equilibrio entre los momentos producidos por la tracción de la hélice, sustentación, resistencia, el empuje en el C. P. del flotador, la resistencia y sustentación de las superficies de cola, etc. De tal modo, que cuando por condiciones distintas de viento o mar, sea necesario introducir los mandos aerodinámicos del aparato, no sea necesario un giro superior a unos grados.

De la experimentación sobre modelos en canal hidrodinámico y túnel aerodinámico, podemos obtener la resistencia hidrodinámica, momentos de trimado y los momentos aerodinámicos de los planos y cola. La tracción de la hélice ya sabemos cómo puede obtenerse, y, por lo tanto, podremos determinar sus momentos. Los momentos deducidos sobre el hidroavión real sabemos que pueden obtenerse sobre el modelo sin más que multiplicar por $\frac{1}{\lambda^4}$.

Podemos trazar todos los momentos para diversas velocidades, cada uno con su signo y ver a cada velocidad el momento resultante. Como podemos también determinar el momento producido por el timón de profundidad a diversos ángulos a cada velocidad y se puede fijar qué número de grados hay que meter el timón, y si está dentro de límites aceptables.

Es evidente que variando las fuerzas indicadas o sus puntos de aplicación o ambas a la vez, podría obtenerse una variación en los momentos, y, por lo tanto, un estado de equilibrio, pero el cambio de fuerzas, cambiando la potencia, la superficie de planos, etc., no es aconsejable, ya que generalmente ellas están determinadas por otras características necesarias al hidroavión. El proyectista las mejores variables que tiene para lograr ese fin, son las posiciones de los flotadores respecto a los planos y la posición del rediente respecto al centro de gravedad del hidroavión. La primera ya hemos visto cómo se determina y el poco margen que existe en ella. Para la segunda, como en la práctica generalmente no se dispone de medios para realizar la experimentación necesaria, entonces del resultado de experiencias con flotadores de tipo normal se indica el método a seguir, que es el siguiente:

1.° Se determina el centro de gravedad del avión sin tren, el centro de gravedad del tren y flotadores, y el centro de gravedad del hidroavión completo, y se hace que en la vertical de éste se encuentre el C. P. del flotador para la flotación normal.

Es claro que el procedimiento indicado exigirá unas se-

Curvas de Bonjean

Líneas de agua	Cna. 1/2 m²	Cna. 1 m²	Cna. 2 m²	Cna. 3 m²	Cna. 4 m²	Cna. 5 m²	Cna. 6 m²	Cna. 7 m²	Cna. 8 m²	Cna. 9 m²	Cna. 10 m²	Cna. 11 m²	Cna. 11 1/2 m²
1	—	—	—	—	—	0,008	0,044	0,036	0,028	0,016	0,400	—	—
2	—	—	—	0,004	0,028	0,108	0,192	0,176	0,152	0, 00	0,048	0,004	—
3	—	—	0,012	0,068	0,152	0,256	0,336	0,316	0,296	0,248	0,164	0,044	0,004
4	0,020	0,036	0,108	0,192	0,292	0,388	0,480	0,472	0,436	0,380	0,300	0,140	0,040
5	0,064	0,100	0,200	0,308	0,412	0,504	0,600	0,592	0,568	0,512	0,416	0,244	0,116

ries de tanteos, que con muy poca experiencia quedarán reducidos a dos.

Determinación de la separación entre ejes y comprobación de las dimensiones obtenidas para el flotador

La separación entre ejes viene determinada por la necesidad de una estabilidad transversal mínima.

El valor mínimo, que debe tomarse para altura metacéntrica depende de unos países a otros, aunque no difieren naturalmente gran cosa.

La eslora mínima necesaria para la estabilidad longitudinal se determina como se indica más tarde.

Los métodos que se siguen para la determinación de la estabilidad, tanto transversal como longitudinal, son los mismos que los empleados en la teoría del buque, por lo que hago abstracción de ellos. En el ejemplo se hace el cálculo detallado de los citados cálculos, y para mayor información puede verse *La Teoría del Buque* del teniente coronel de Ingenieros de la Armada D. Carlos Godino Gil, recientemente publicada. Sólo como recordatorio diré que el par adrizante tiene por expresión:

$E = P(\rho - a) \operatorname{sen} \theta = PGM \operatorname{sen} \theta$ [2].

θ = inclinación.

P = peso.

Estabilidad longitudinal

METACENTRO LONGITUDINAL

L. de A. núm. 1.

Ordenadas.	Semi-mangas	Multiplicadores de Simpson.	Productos para el área	Brazos de palanca		Productos para los momentos	Multiplicadores M. I.	Productos para los momentos de inercia
0	0	1/4	0	Popa	6	0	6	0
1/2	0	1	0		5 1/2	0	5 1/2	0
1	0	3/4	0		5	0	5	0
2	0	2	0		4	0	4	0
3	0	1	0		3	0	3	0
4	0	2	0		2	0	2	0
5	0,122	1	0,122		1	0,122	1	0,122
6	0,333	2	0,666	)○(	0	0,122	0	—
7	1,290	1	0,290		1	0,290	1	0,290
8	0,220	2	0,440		2	0,880	2	1,760
9	0,136	1	0,136		3	0,408	3	1,224
10	0,045	2	0,090		4	0,360	4	1,440
11	0	3/4	0		5	0	5	0
11 1/2	0	1	0		5 1/2	0	5 1/2	0
12	0	1/4	0	Proa	6	0	6	0
			0,744			1,938		4,836

Distancia del centro de gravedad de la flotación a proa de la maestra:

$$\frac{1{,}938 - 0{,}122}{1{,}744} \times 0{,}72 = 0{,}750 \text{ metros.}$$

Momento de inercia de la flotación respecto a la maestra:

$$4{,}836 \times \frac{2}{3} \times 0{,}72^3 \times 2 = 2{,}072 \text{ m}^4.$$

Momento de inercia de la flotación respecto a su centro de gravedad:

$$2{,}072 - (1{,}674 \times 0{,}750^2) = 1{,}130 \text{ m}^4 = I$$

$$V = 0{,}103 \text{ metros cúbicos.}$$

Altura del metacentro longitudinal sobre el centro de carena:

$$\frac{I}{V} = \frac{1{,}130}{0{,}103} = 10{,}970 \text{ metros.}$$

METACENTRO LONGITUDINAL

L. de A. núm. 2.

Ordenadas.	Semi-mangas	Multiplicadores de Simpson.	Productos para las áreas	Brazos de palanca		Productos para los momentos	Multiplicadores M. I.	Productos para los momentos de inercia
0	0	1/4	0	Popa	6	0	6	0
1/2	0	1	0		5 1/2	0	5 1/2	0
1	0	3/4	0		5	0	5	0
2	0	2	0		4	0	4	6
3	0,050	1	0,050		3	0,150	3	0,450
4	0,268	2	0,536		2	1,072	2	2,144
5	0,488	1	0,488		1	0,488	1	0,488
6	0,497	2	0,994		0	1,710	0	—
7	0,497	1	0,497		1	0,497	1	0,497
8	0,493	2	0,986		2	1,972	2	3,944
9	0,482	1	0,482		3	1,446	3	4,338
10	0,247	2	0,494		4	1,976	4	7,904
11	0,036	3/4	0,027		5	0,135	5	0,675
11 1/2	0	1	0		5 1/2	0	5 1/2	0
12	0	1/4	0	Proa	6	0	6	0
			4,554			6,026		20,440

Distancia del centro de gravedad de la flotación a proa de la)○(:

$$\frac{6{,}026 - 1{,}710}{4{,}554} \times 0{,}72 = 0{,}682 \text{ metros.}$$

Momento de inercia de la flotación respecto a la)○(:

$$20{,}440 \times \frac{2}{3} \times 0{,}72^3 \times 2 = 10{,}172 \text{ m}^4.$$

Momento de inercia de la flotación respecto a su centro de gravedad:

$$10{,}172 - (4{,}372 \times 0{,}682^2) = 8{,}139 \text{ m}^4 = I.$$

$$V = 0{,}599 \text{ metros cúbicos.}$$

Altura del metacentro longitudinal sobre el centro de carena:

$$\frac{I}{V} = \frac{8{,}139}{0{,}599} = 13{,}588.$$

ρ = radio metacéntrico (distancia del centro de carena al metacentro).

a = distancia del centro de gravedad al centro de carena.

GM = altura metacéntrica (distancia del centro de gravedad al metacentro).

Esta altura metacéntrica tiene por expresión

$$GM = \frac{I}{V} - a.$$

I = momento de inercia de la flotación respecto a su eje longitudinal, o transversal.

V = volumen sumergido.

En el caso que nos ocupa, que es el de la estabilidad transversal, I es el momento de inercia de la flotación respecto al eje del hidroavión; por tanto, tendrá por valor

$$I = I' + I' \left(\frac{S}{2}\right)^2$$

I' = momento de inercia de la flotación respecto a su eje longitudinal.

S = separación entre ejes de flotadores.

Teniendo en cuenta el coeficiente de momentos de inercia antes indicado, puede tomarse para una primera aproximación:

$$I' = (0{,}04 \text{ a } 0{,}05)\ EM^3.$$

Mediante la expresión [2], fijando un valor para s, podemos construir la curva de estabilidad.

Según Diehl, para una primera aproximación puede tomarse

$$GM_{\text{transv.}} = GM_{\text{long.}} = 1{,}4\ D^{1/3}.$$

GM en pies y D en libras.

Si expresamos GM en más y D en kilogramos:

$$GM_{\text{transv.}} = GM_{\text{long.}} = \sim 0{,}44\ D^{1/3}.$$

En estas condiciones la estabilidad es la misma alrededor de todos los ejes que pasan por el centro de gravedad.

Según el mismo Diehl, dicha altura metacéntrica transversal es expresada aproximadamente por

$$GM = \frac{K_1\, E\, s^2\, M}{D},$$

donde K_1, cuando se expresa E, GM, s y M en pies y D en libras, varía de 17,7 a 20,8 y se puede tomar como valor medio 19,5. Si expresamos las longitudes en metros y D en kilogramos, el valor medio de K será aproximadamente 290.

Sustituyendo el valor de GM indicado anteriormente podemos determinar:

$$s = \left(\frac{0{,}44\ D^{1/3}}{290\ s\ EM}\right)^{1/2}$$

Para altura metacéntrica longitudinal de Richardson

$$GM_{\text{long.}} = \frac{K_1\, n\, M\, l^3}{D}$$

n = número de flotadores.

Si GM, E_1 y M se expresan en pies y D en libras K_1 varía entre 1,9 y 2,4. Para una primera aproximación se puede tomar 2,1.

Esta constante en metros y kilogramos se convierte aproximadamente en 32.

Esta expresión, igualada a la fijada anteriormente, nos da la eslora mínima necesaria, que será:

$$l = \sqrt[3]{\frac{0{,}44\ D^{2/3}}{64\ M}} \qquad [3]$$

Todos los valores indicados se refieren a hidroaviones comerciales, pues en los militares y los destinados a concursos de velocidades son bastante más reducidos. Los valores más corrientes de alturas metacéntricas en este último tipo de aparatos están indicadas en la figura 14. Hago esta advertencia, porque en el ejemplo que expongo más tarde la altura metacéntrica transversal tiene un valor bastante menor al correspondiente a los valores anteriores; pero como el estudio de estabilidad lo tenía hecho para un hidroavión militar y la marcha del cálculo no varía por ello, no he tenido inconveniente en exponerlo con esta aclaración.

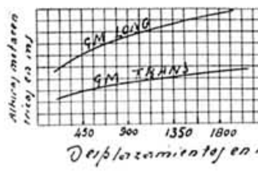


Fig. 14.

La posición en altura, es decir, la separación entre el eje del fuselaje y los flotadores, se determina teniendo en cuenta la altura libre que ha de quedar entre el extremo de la hélice, la cola y la superficie del agua.

La separación entre la hélice y la superficie del agua no debe tomarse nunca menos de 40 milímetros. Esta separación, como es natural, depende de la ola de proa, espuma, etc., de los flotadores, lo que a su vez depende de su desplazamiento y, por lo tanto, del peso del hidroavión. Para hidroaviones de 3.000 a 4.500 kilogramos puede tomarse esa distancia igual a 60 milímetros.

La separación de la cola sobre el agua varía, por la

METACENTRO LONGITUDINAL

L. de A. núm. 3.

Ordenadas	Semi-mangas	Multiplicadores de Simpson.	Productos para el área	Brazos de palanca	Productos para los momentos	Multiplicadores M. I.	Productos para los momentos de inercia
0	0	1/4	0	Popa 6	0	6	0
1/2	0	1	0	5 1/2	0	5 1/2	0
1	0	3/4	0	5	0	5	0
2	0,160	2	0,320	4	1,280	4	5,120
3	0,385	1	0,385	3	1,155	3	3,465
4	0,472	2	0,944	2	1,888	2	3,776
5	0, 86	1	0,486	1	0,486	1	0,486
6	0,484	2	0,96	0	4,809	0	—
7	0,484	1	0,484	1	0,484	1	0,484
8	0,484	2	0,968	2	1,936	2	3,872
9	0,474	1	0,474	3	1,422	3	4,266
10	0,453	2	0,906	4	3,624	4	14,496
11	6,225	3/4	0,169	5	0,845	5	4,225
11 1/2	0,029	1	0,029	5 1/2	0,159	5 1/2	0,874
12	0	1/4	0	Proa 6	0	6	0
			6,133		8,470		41,064

Distancia del centro de gravedad de la flotación a proa de la maestra:

$$\frac{8{,}470 - 4{,}809}{6{,}133} \times 0{,}72 = 0{,}430 \text{ metros.}$$

Momento de inercia de la flotación respecto a la maestra:

$$41{,}064 \times \frac{2}{3} \times 0{,}72^3 \times 2 = 20{,}450 \text{ m}^4.$$

Momento de inercia de la flotación respecto a su centro de gravedad:

$$20{,}450 - (5{,}887 \times 0{,}430^2) = 19{,}362 \text{ m}^4 = I.$$

$$V = 1{,}372 \text{ metros cúbicos.}$$

Altura del metacentro longitudinal sobre el centro de carena:

$$\frac{I}{V} = \frac{19{,}362}{1{,}372} = 14{,}112 \text{ metros.}$$

misma razón, con el desplazamiento, y para los límites antes citados debe tomarse, como mínimo, 1,5 metros.

4.º Cálculo de la estructura del flotador y de su fijación en el fuselaje.

En este artículo no considero este problema, ya que en uno próximo tengo pensamiento de exponer los diversos sistemas de cálculos que conozco y se exigen en los reglamentos de diversos países, tanto para cascos como para flotadores de hidroaviones.

5.º Determinación de las características del avión transformado en hidroavión. Es evidente que con la transformación efectuada habrán variado las características del avión, velocidad máxima, mínima, techo, velocidad de subida, etc., ya que han variado su resistencia y su peso. Se comprende que, conocidos los nuevos valores de aquélla y de éste, pueden determinarse inmediatamente las nuevas características.

METACENTRO LONGITUDINAL

L. de A. núm. 4

Ordenadas.	Semi-mangas	Multiplicadores de Simpson.	Productos para el área	Brazos de palanca	Productos para los momentos	Multiplicadores M. I.	Productos para los momentos de inercia
0	0	1/4	0	Popa 6	0	6	0
1/2	0,155	1	0,155	5 1/2	0,853	5 1/2	4,691
1	0,246	3/4	0,184	5	0,920	5	4,600
2	0,369	2	0,738	4	2,952	4	11,808
3	0,423	1	0,423	3	1,269	3	3,807
4	0.440	2	0,880	2	1,760	2	3,520
5	0,447	1	0,447	1	0,447	1	0,447
6	0,447	2	0,894	0	8,201	0	—
7	0,447	1	0,447	1	0,447	1	0,447
8	0,447	2	0,894	2	1,788	2	3,576
9	0,447	1	0,447	3	1,341	3	4,023
10	0,422	2	0,844	4	3,376	4	13,504
11	0,360	3/4	0,270	5	1,350	5	6,750
11 1/2	0,224	1	0,224	5 1/2	1,230	5 1/2	5,705
12	0	1/4	0	Proa 6	0	6	0
			6,847		9,532		63,938

Distancia del centro de gravedad de la flotación a proa de la)○(:

$$\frac{9{,}532 - 8{,}201}{6{,}847} \times 0{,}72 = 0{,}140 \text{ metros.}$$

Momento de inercia de la flotación respecto a la)○(:

$$63{,}938 \times \frac{2}{3} \times 0{,}72^3 \times 2 = 31{,}841 \text{ m}^4.$$

Momento de inercia de la flotación respecto a su centro de gravedad:

$$31{,}841 - (6{,}574 \times 0{,}140^2) = 31{,}712 \text{ m}^4 = I.$$

$$V = 2{,}336 \text{ metros cúbicos.}$$

Altura del metacentro longitudinal sobre el centro de carena:

$$\frac{I}{V} = \frac{31{,}712}{2{,}336} = 13{,}575 \text{ metros.}$$

Puede aceptarse para un tanteo de ellas e hidroaviones de 3.000 a 4.500 kilogramos que:

la velocidad máxima disminuye en 2,5 a un 5 por 100 aproximadamente;

la velocidad mínima aumenta en un 3 a un 5 por 100 aproximadamente, y

el techo teórico disminuye de un 20 a un 25 por 100.

Aplicación.

Esta se refiere principalmente a lo concerniente al aparato en el agua.

Supongamos que disponemos de un avión con ruedas cuyo peso a plena carga es de $P = 3.900$ kilogramos, y se desea adaptarle flotadores.

METACENTRO LONGITUDINAL

L. de A. núm. 5.

Ordenadas.	Semi-mangas	Multiplicadores de Simpson.	Productos para el área	Brazos de palanca	Productos para los momentos	Multiplicadores M. I.	Productos para los momentos de inercia
0	0	1/4	0	Popa 6	0	6	0
1/2	0,117	1	0,117	5 1/2	0,643	5 1/2	3,536
1	0,204	3/4	0,153	5	0,765	5	3,825
2	0,304	2	0,608	4	2,432	4	9,728
3	0,348	1	0,348	3	1,044	3	3,132
4	0,350	2	0,700	2	1,400	2	2,800
5	0,351	1	0,351	1	0,251	1	0,351
6	0,356	2	0,712	)○(0	6,635	0	—
7	0,356	1	0,356	1	0,356	1	0,356
8	0,356	2	0,712	2	1,424	2	2,848
9	0,356	1	0,356	3	1,068	3	3,204
10	0,329	2	0,658	4	2,032	4	10 528
11	0,257	3/4	0,193	5	0,965	5	4,825
11 1/2	0,200	1	0,200	5 1/	1,100	5 1/2	6,050
12	0	1/4	0	Proa 6	0	6	0
			5,464		7,545		51,183

Distancia del centro de gravedad de la flotación a proa de la)○(:

$$\frac{7{,}545 - 6{,}635}{5{,}464} \times 0{,}72 = 0{,}120 \text{ metros.}$$

Momento de inercia de la flotación respecto a la)○(:

$$51{,}183 \times \frac{2}{3} \times 0{,}72^3 \times 2 = 25{,}489 \text{ m}^4.$$

Momento de inercia de la flotación respecto a su centro de gravedad:

$$25{,}489 - (5{,}245 \times 0{,}120^2) = 25{,}413 \text{ m}^4 = I.$$

$$V = 3{,}241 \text{ metros cúbicos.}$$

Altura del metacentro longitudinal soble el centro de carena:

$$\frac{I}{V} = 7{,}841 \text{ metros.}$$

Peso del tren en ruedas.......	= 220 kilogramos.	
Peso aproximado del tren de flotadores, 2,4 por 100 de P =	94,34 »	$T = 420{,}34$
Peso aproximado de los flotadores, 8,4 por 100 de P =	326 »	
Peso del avión sin ruedas.....	= 3.680 »	
Peso aproximado del hidroavión.....................	= 4.100 »	

Si adopto una reserva de flotabilidad de un 100 por 100, cada flotador debe tener un desplazamiento de 4.100 kilogramos.

Dispongo de un plano de formas de un flotador de 5.000 kilogramos de desplazamiento, así como sus curvas características, por lo que adopto el método de semejanza mecánica para el trazado del plano de formas; por lo tanto, habrá que multiplicar todas las dimensiones lineales del plano de formas conocido por

$$\sqrt[3]{\frac{4.100}{5.000}} = 0{,}91$$

VOLÚMENES INCLINADOS LONGITUDINALMENTE

Deducido de las curvas de «Bonjean»

		INCLINACIÓN = 1.°		INCLINACIÓN = 2.°		INCLINACIÓN = 3.°		INCLINACIÓN = 4.°	
Cuadernas	Factores..	Areas	Productos	Areas	Productos	Areas	Productos	Areas	Productos
0	1/4	0	0	0	0	0	0	0	0
1/2	1	0	0	0	0	0	0	0	0
1	3/4	0,005	0,004	0	0	0	0	0	0
2	2	0,035	0,070	0,011	0,022	0	0	0	0
3	1	0,105	0,105	0,070	0,070	0,045	0,045	0,021	0,021
4	2	0,211	0,422	0,180	0,360	0,145	0,290	0,106	0,212
5	1	0,328	0,328	0,308	0,308	0,288	0,288	0,263	0,263
6	2	0,425	0,850	0,417	0,834	0,408	0,816	0,395	0,790
7	1	0,423	0,423	0,432	0,432	0,435	0,435	0,435	0,435
8	2	0,410	0,820	0,433	0,866	0,444	0,888	0,455	0,910
9	1	0,372	0,372	0,400	0,400	0,425	0,425	0,451	0,451
10	2	0,300	0,600	0,337	0,674	0,372	0,744	0,402	0,804
11	3/4	0,150	0,113	0,192	0,144	0,230	0,173	0,266	0,200
11 1/2	1	0,052	0,052	0,080	0,080	0,113	0,133	0,154	0,154
12	1/4	0	0	0	0	0	0	0	0
			4,159		4,190		4,217		4,240
Volumen = 1,996 m³				V. = 2,011		V. = 2,024		V. = 2,035	

$$V = \left(\frac{1}{3} \times 0{,}27 \times 2\right) \times \Sigma \text{ de productos}$$

para obtener el plano de formas del flotador proyectado. De este modo he construído el plano de trazado.

Las curvas características de este nuevo flotador, las deduzco como he dicho anteriormente; para ello bastará multiplicar la de resistencia por $\lambda^3 = 0{,}82$, ya que las de resistencia específica $\dfrac{D}{R}$ y de actitud se conservan las mismas. De este modo he construído las curvas de la figura 7.

Inmediatamente, compruebo si las dimensiones que he obtenido, cumplen con los valores antes indicados. Para ello, evidentemente, si en el plano de formas de que disponemos, satisfacen sus dimensiones principales a los valores corrientes de los coeficientes fijados, es evidente que las del proyectado también satisfarán, y lo mismo sucederá con la condición de eslora mínima, como se comprueba por el siguiente cálculo:

Si el primer flotador cumple con la condición indicada

$$E^3 = K \frac{D^{2/3}}{M},$$

para que el segundo la cumpla será necesario

$$E_1 = K \frac{D_1^{\,2/3}}{M_1},$$

teniendo en cuenta que

$$E_1^{\,3} = E^3 \cdot \frac{D_1}{D} = K \frac{D^{2/3}}{M} \cdot \frac{D_1}{D}$$

$$M = M_1 \frac{D^{1/3}}{D_1^{\,1/3}}$$

$$E_1^{\,3} = K \frac{D^{2/3}}{M_1 \dfrac{D}{D_1}} \cdot \frac{D_1^{\,1/3}}{D^{1/3}} = K \frac{D^{2/3}}{M_1}$$

que nos dice que si el primero cumple con la citada condición, la cumple también el segundo.

Del trazado del plano de formas obtenemos las dimensiones principales del flotador proyectado, que son:

$E = 8{,}76$ ms. $M = 0{,}973$ ms. $P = 0{,}869$ ms.

Determinación de las condiciones de despegue

Supongamos que el avión que debemos transformar está equipado con un motor *Hispano 12 lbr* de 600 cv., a 2.000 revoluciones por minuto en el suelo y una hélice con reductor de 4,12 metros de diámetro.

Conocemos las curvas de coeficientes característicos $\rho \cdot K_T \cdot K_m$ de la hélice indicadas en la figura 2; por lo tanto, tenemos representadas gráficamente $K_T = f_1\left(\dfrac{V}{n\,D}\right)$ y $K_m = f_2\left(\dfrac{V}{n\,D}\right)$ de las ecuaciones *(a)*.

Conocemos también la curva característica de potencia

METACENTRO LONGITUDINAL

L. de A. inclinada a 1° (longitudinalmente)

Ordenadas.	Semimangas	Multiplicadores de Simpson.	Productos para el área	Brazos de palanca	Productos para los momentos	Multiplicadores M. I.	Productos para los momentos de inercia
0	0	1/4	0	Popa 6	0	6	0
1/2	0	1	0	5 1/2	0	5 1/2	0
1	0,023	3/4	0,017	5	0,085	5	0,425
2	0,230	2	0,460	4	1,840	4	7,360
3	0,439	1	0,439	3	1,317	3	3,951
4	0,464	2	0,928	2	1,856	2	3,712
5	0,471	1	0,471	1	0,471	1	0,471
6	0,466	2	0,932	0	5.569	0	—
7	0,461	1	0,461	1	0,461	1	0,461
8	0,457	2	0,914	2	1,828	2	3,656
9	0,453	1	0,453	3	1,359	3	4,077
10	0,421	2	0,842	4	3,368	4	13,472
11	0,351	3/4	0,263	5	1,315	5	6,575
11 1/2	0,267	1	0,267	5 1/2	1,469	5 1/2	8,080
12	0	1/4	0	Proa 6	0	6	0
			6,447		9,800		52,240

Area de la flotación $= 6{,}447 \times \left(\dfrac{2}{3} \times 0{,}72\right) \times 2 = 6{,}185$ m².

Distancia del centro de gravedad de la flotación a proa de la maestra:

$$\frac{9{,}800 - 5{,}569}{6{,}447} \times 0{,}72 = 0{,}473 \text{ metros.}$$

Momento de inercia de la flotación respecto a la maestra:

$$52{,}240 \times \frac{2}{3} \times 0{,}72^3 \times 2 = 26{,}016 \text{ m}^4.$$

Momento de inercia de la flotación respecto a su centro de gravedad:

$$26{,}016 - (6{,}189 \times 0{,}473^2) = 24{,}631 \text{ m}^4 = I.$$

Volumen $= V =$ ———————— $= 1{,}996$ m³ deducido de las curvas de Bonjean.

Altura del metacentro longitudinal sobre el centro de carena:

$$\frac{I}{V} = 12{,}340 \text{ metros.}$$

del motor (fig. 3), y, por lo tanto, conocemos $\varphi_2\,(n) = P$ de las ecuaciones *(a)*.

Del estudio aerodinámico del avión mediante las curvas de las figuras 4 y 5, deducimos gráficamente: $\varphi_1\,(V) = T$.

Resolviendo las ecuaciones (*a*), lo que no detallo por ser sencillísimo y estar expuesto en cualquier tratado de aerodinámica (Allard, pág. 153), deducimos la curva $V = P_1\left(\frac{V}{n\,D}\right)$ y la de tracción de la hélice tal como se indica en la figura 6.

Del flotador, aunque no dispongamos de una experimentación completa sobre el modelo, disponemos de la curva de resistencia del flotador para el desplazamiento de plena carga, y suponiéndolo dispuesto con unas aletas, cuya sustentación es igual al peso para la velocidad de despegue. Sabido es que este método lleva consigo el error de que estas aletas están caladas con ángulo de ataque constante; por lo tanto, la resistencia obtenida no será la verdadera, pero, sin embargo, como indiqué en el artículo de esta REVISTA anteriormente citado, ese error puede despreciarse cuando no se requiere una excesiva exactitud, como ocurre en este caso. Después de todo lo indicado, determino la resistencia hidrodinámica del flotador como se indicó al tratar de las condiciones de despegue. Como se conoce el peso del hidroavión, podemos construir el gráfico indicado en la figura y seguir el método que se sigue generalmente en la práctica para determinar la posición de flotadores respecto a planos, y, por lo tanto, las condiciones de despegue.

Los planos principales suponemos tienen un perfil *RAF* 15, cuyas características están indicadas en cualquier manual aerodinámico; su incidencia respecto al eje de tracción es de 3 grados. Si tomamos un ángulo de seguridad de 3 grados, y tenemos en cuenta que el ángulo de máximas sustentaciones es de 16 grados, el ángulo de la cubierta con el eje será:

$$8 - (16 - 3 - 3)^{\circ} = -2^{\circ}.$$

Si suponemos, por lo tanto, que el hidroavión corre con trimado libre, determinamos a cada velocidad el ángulo de trimado mediante la curva de la figura 7, la resistencia hidrodinámica, el correspondiente ángulo de ataque de los planos y, por lo tanto, la sustentación y resistencia aerodinámica, pudiéndose construir el gráfico indicado en las figuras 8 y 9. En ésta puede verse que la velocidad de despegue es próxima a 107 kilómetros por hora.

Para determinar el tiempo necesario para el despegue se ha seguido el procedimiento gráfico indicado en la figura 8, del cual se ha deducido un tiempo de veintitrés segundos.

Es evidente que la intersección de las curvas de tracción de la hélice T, y la resistencia total R, nos dará la velocidad máxima.

METACENTRO LONGITUDINAL

L. de A. Inclinada a 2° (longitudinalmente)

Ordenadas.	Semi-mangas	Multiplicadores de Simpson.	Productos para el área	Brazos de palanca	Productos para los momentos	Multiplicadores M. I.	Productos para los momentos de inercia
0	0	1/4	0	Popa 6	0	6	0
1/2	0	1	0	5 1/2	0	5 1/2	0
1	0	3/4	0	5	0	5	0
2	0,110	2	0,220	4	0,880	4	3,520
3	0,390	1	0,390	3	1,170	3	3,510
4	0,470	2	0,940	2	1,880	2	3,760
5	0,477	1	0,477	1	0,477	1	0,477
6	0,466	2	0,932	0	4,407	0	—
7	0,459	1	0,459	1	0,459	1	0,459
8	0,450	2	0,900	2	1,800	2	3,600
9	0,440	1	0,440	3	1,320	3	3,960
10	0,400	2	0,800	4	3,200	4	12,800
11	0,320	3/4	0,240	5	1,200	5	6,000
11 1/2	0,255	1	0,255	5 1/2	1,403	5 1/2	7,716
12	0	1/4	0	Proa 6	0	6	0
			6,053		9,382		45,802

Area de la flotación $= 6{,}053 \times \left(\frac{2}{3} \times 0{,}72\right) \times 2 = 5{,}811\ \mathrm{m}^2$.

Distancia del centro de gravedad de la flotación a proa de la maestra:

$$\frac{9{,}382 - 4{,}407}{6{,}053} \times 0{,}72 = 0{,}592 \text{ metros.}$$

Momento de inercia de la flotación respecto a la maestra:

$$45{,}802 \times \frac{2}{3} \times 0{,}72^3 \times 2 = 22{,}809\ \mathrm{m}^4.$$

Momento de inercia de la flotación respecto a su centro de gravedad:

$$22{,}809 - (5{,}811 \times 0{,}592^2) = 20{,}772\ \mathrm{m}^4.$$

$$\text{Volumen} = V = \text{———————} = 2{,}011\ \mathrm{m}^3.$$

Altura del metacentro longitudinal sobre el centro de carena:

$$\frac{I}{V} = 10{,}329 \text{ metros.}$$

METACENTRO LONGITUDINAL

L. de A. inclinada a 3° (longitudinalmente).

Ordenadas.	Semi-mangas	Multiplicadores de Simpson.	Productos para el área	Brazos de palanca	Productos para los momentos	Multiplicadores M. I.	Productos para los momentos de inercia
0	0	1/4	0	Popa 6	0	6	0
1/2	0	1	0	5 1/2	0	5 1/2	0
1	0	3/4	0	5	0	5	0
2	0	2	0	4	0	4	0
3	0,285	1	0,285	3	0,855	3	2,565
4	0,473	2	0,946	2	1,892	2	3,784
5	0,482	1	0,482	1	0,482	1	0,482
6	0,470	2	0,940	0	3,229	0	—
7	0,459	1	0,459	1	0,459	1	0,459
8	0,444	2	0,888	2	1,776	2	3,552
9	0,428	1	0,428	3	1,284	3	3,852
11	0,378	2	0,756	4	3,024	4	12,096
10	0,279	3/4	0,209	5	1,045	5	5,225
11 1/2	0,205	1	0,205	5 1/2	1,128	5 1/2	6,204
12	0	1/4	0	Proa 6	0	6	0
			5,598		8,716		38,219

Area de la flotación $= 5{,}598 \times \left(\frac{2}{3} \times 0{,}721\right) \times 2 = 5{,}381\ \mathrm{m}^2$.

Distancia del centro de gravedad de la flotación a proa de la maestra:

$$\frac{8{,}716 - 3{,}229}{5{,}598} \times 0{,}721 = 0{,}707 \text{ metros.}$$

Momento de inercia de la flotación respecto a la maestra:

$$38{,}219 \times \frac{2}{3} \times 0{,}721^3 \times 2 = 19{,}099\ \mathrm{m}^4.$$

Momento de inercia de la flotación respecto a su centro de gravedad:

$$19{,}099 - (5{,}381 \times 0{,}707^2) = 16{,}409\ \mathrm{m}^4 = I.$$

$$\text{Volumen} = V = \text{———————} = 2{,}024\ \mathrm{m}^3.$$

Altura del metacentro longitudinal sobre el centro de carena:

$$\frac{I}{V} = \frac{16{,}409}{2{,}024} = 8{,}107 \text{ metros.}$$

Para fijar la posición longitudinal de los flotadores respecto al centro de gravedad sabemos que el avión sin tren pesa 3.680 kilogramos, que el tren pesa 220 kilogramos, y conocemos la posición del centro de gravedad del avión completo; por lo tanto, de un modo elemental determinaremos el centro de gravedad del avión sin tren de ruedas, y del conocimiento del centro de gravedad de flotadores y tren, determinaremos el centro de gravedad del hidroavión completo.

Es necesario hacer, como hemos dicho, un par de tanteos para colocar éste en la vertical del C. P. tal como se indica en la figura 13. De este modo vemos que el centro de gravedad está situado sobre la línea de referencia a una altura de 2,4 metros, y se ve en la misma figura que el ángulo de la vertical del centro de gravedad con la recta que une a éste con el rediente es de 20 grados aproximadamente, lo que es desde luego aceptable.

Separación entre flotadores

Como he dicho al tratar de los valores de altura metacéntrica transversal, el estudio de estabilidad ha sido hecho para un hidroavión militar; así, que tomando la separación de este hidroavión, que es de 3,04 metros entre ejes, podemos seguir las normas que a continuación se indican para determinar la estabilidad estática inicial así como la estabilidad estática transversal hasta una inclinación de 15 grados.

Primeramente se empieza por determinar los cuadros de carenas rectas, indicados a continuación.

Los cuadros correspondientes a carenas rectas son los siguientes:

1.° Cálculo del desplazamiento y ordenadas del centro de la carena, con 10 secciones Tchebyscheff (con el integrador).

Como el cálculo de estabilidad lo hago, como veremos más tarde, por el método de Matrosov, para lo cual son necesarias las secciones Tchebyscheff, éstas están indicadas en el plano de formas por líneas de puntos y en la figura 15.

2.° Areas de líneas de agua.

Aquí se han empleado las secciones de trazado y el método de Simpson.

3.° Abscisas del centro de carena.

Aquí se han empleado las secciones de trazado (método de Simpson), recorridas con el integrador.

4.° Metacentro transversal.

A continuación están claramente expuestos los cuadros de estabilidad, por el método indicado.

Antes de hacer el estudio de estabilidad longitudinal se han trazado las curvas de Bonjean, que son de gran utilidad, no solamente para este estudio, sino para efectuar toda clase de operaciones sobre flotaciones para diversos estados de carga.

Estas curvas de Bonjean se trazan, como puede verse, sobre el plano longitudinal, tomando la vertical de cada cuaderna como eje de abscisas y como ordenadas la mitad de la superficie sumergida, hasta la altura correspondiente a cada ordenada (fig. 16).

Es evidente que tanto la estabilidad transversal como la longitudinal deben calcularse para los casos de plena carga y en vacío, pero no lo hago más que a plena carga porque la marcha de ellos es la misma.

La estabilidad longitudinal debe también calcularse

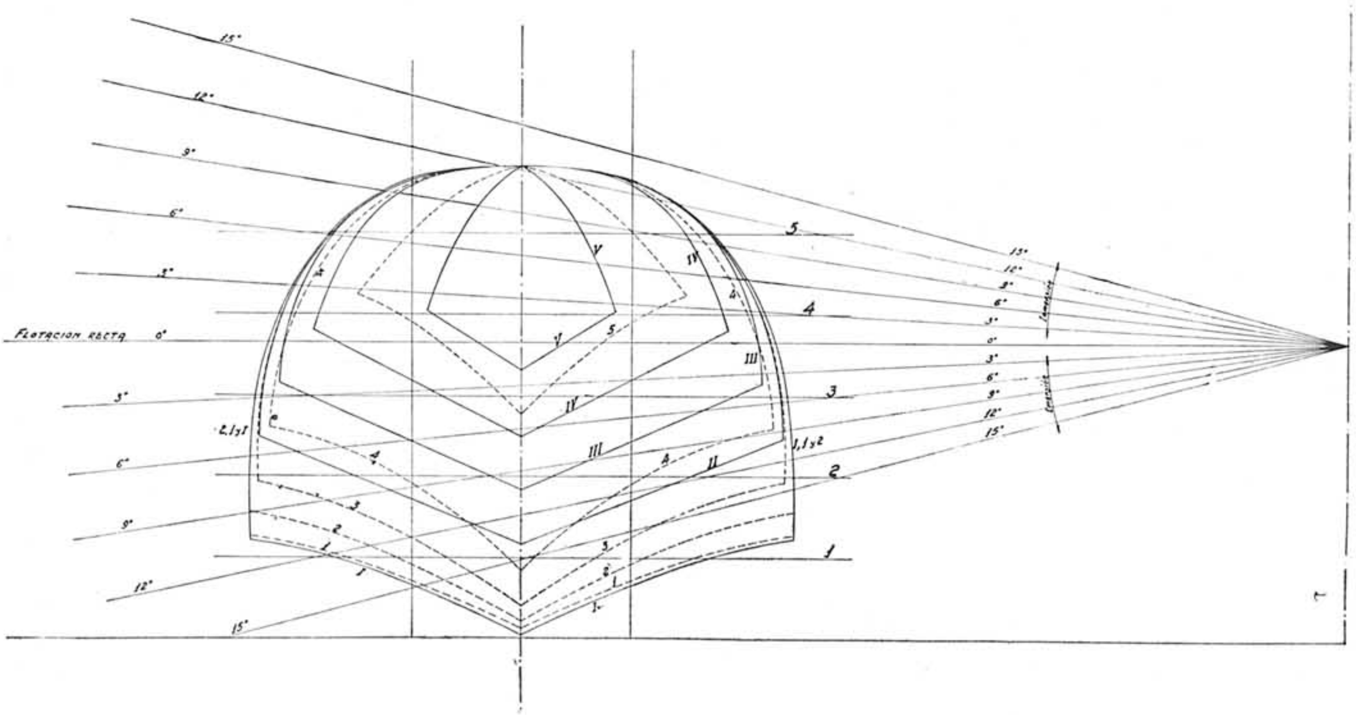
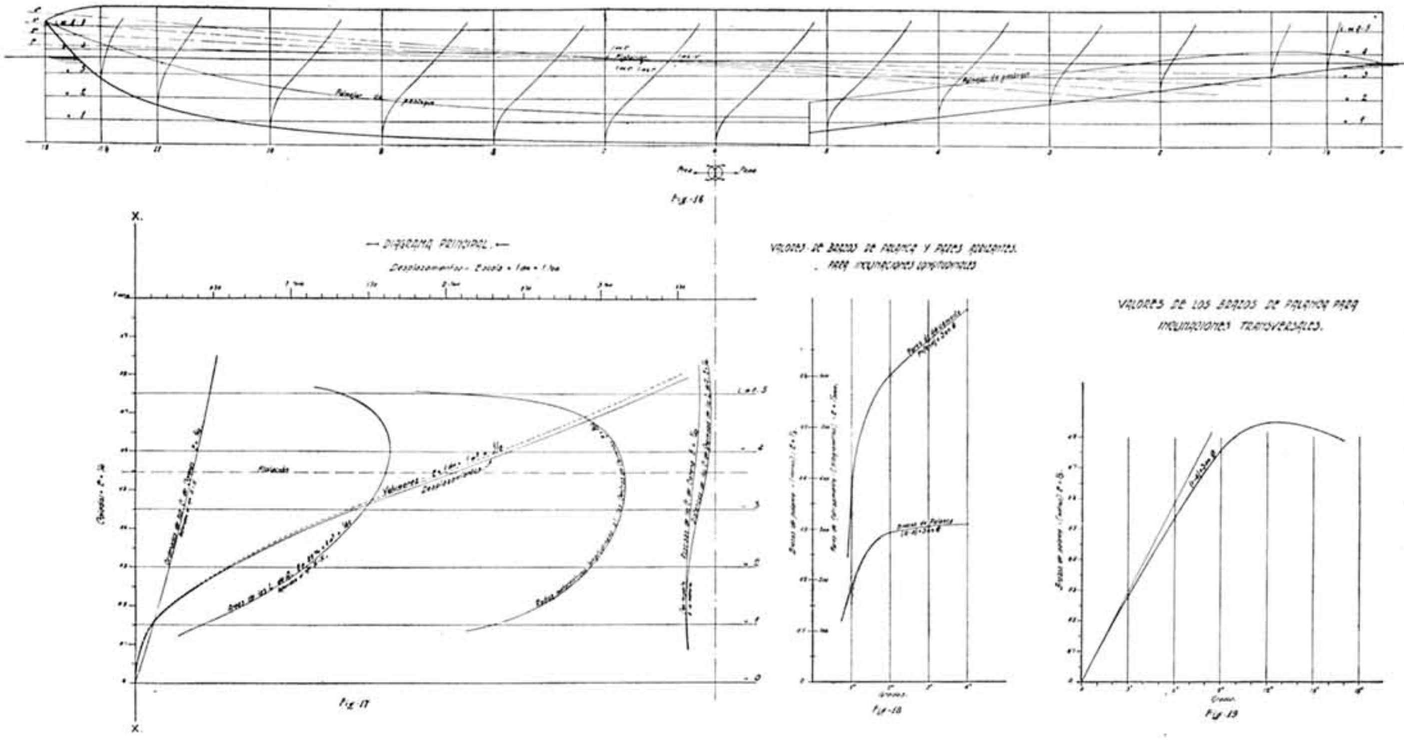


Fig. 15. – *Cálculo de estabilidad de flotadores para hidroavión*
Eslora, 8.640 mm. — Manga, 990 mm. — Puntal, 870,5 mm.
Secciones «Tchebyscheff»
Escala aproximada = $\frac{1}{9}$



Flotadores para hidroavión
Eslora, 8.640 mm. — Manga, 990 mm. — Puntal, 870,5 mm.
Cálculo de estabilidad longitudinal y transversal.
Curvas de Bonjean.

METACENTRO LONGITUDINAL

L. de A. inclinada a 4° (longitudinalmente).

Ordenadas.	Semi-mangas	Multiplicadores de Simpson.	Productos para el área	Brazos de palanca	Productos para los momentos	Multiplicadores M. I.	Productos para los momentos de inercia
0	0	1/4	0	Popa 6	0	6	0
1/2	0	1	0	5 1/2	0	5 1/2	0
1	0	3/4	0	5	0	5	0
2	0	2	0	4	0	4	0
3	0,161	1	0,161	3	0,483	3	1,449
4	0,476	2	0,952	2	1,904	2	3,808
5	0,486	1	0,486	1	0,486	1	0 486
6	0,475	2	0,950	0	2,873	0	—
7	0,460	1	0,460	1	0,460	1	0,460
8	0,440	2	0,880	2	1,760	2	3,520
9	0,417	1	0,417	3	1,251	3	3,753
10	0,350	2	0,700	4	2,800	4	11,200
11	0,228	3/4	0,171	5	0,855	5	4,275
11 1/2	0,137	1	0,137	5 1/2	0,753	5 1/2	4,141
12	0	1/4	0	Proa 6	0	6	0
			5,314		7,879		33,092

Área de la flotación $= 5{,}314 \times \left(\frac{2}{3} \times 0{,}722\right) \times 2 = 5{,}116 \text{ m}^2.$

Distancia del centro de gravedad de la flotación a proa de la maestra:

$$\frac{7{,}879 - 2{,}873}{5{,}314} \times 0{,}722 = 0{,}680 \text{ metros.}$$

Momento de inercia de la flotación respecto a la maestra:

$$33{,}092 \times \frac{2}{3} \times 0{,}722^3 \times 2 = 16{,}589 \text{ m}^4.$$

Momento de inercia de la flotación respecto a su centro de gravedad:

$$16{,}589 \quad (5{,}116 \times 0{,}680^2) = 14{,}223 \text{ m}^4 = I.$$

$$\text{Volumen} = V = \text{———————} = 2{,}035 \text{m}^3.$$

Altura del metacentro longitudinal sobre el centro de carena:

$$\frac{I}{V} = 6{,}989 \text{ metros.}$$

para diversas inclinaciones, tanto hocicando como levantando la proa, pero por la misma razón sólo considero el último caso.

Con todos los datos obtenidos en los cuadros indicados se ha construído el diagrama principal y las curvas de estabilidad indicadas en las figuras 17, 18 y 19.

Y, para terminar, quiero dedicar un recuerdo a mis compañeros Leonardo Nardiz y Augusto de la Cierva, muertos en un avión terrestre transformable en un hidroavión de flotador central, ya que especialmente a indicaciones del primero me decidí a publicar el presente trabajo.

Valores de los pares capaces de producir en los flotadores una inclinación longitudinal

Curva de los brazos de palanca.

$(R - a) \times \text{sen } 1.^\circ = (12{,}340 - 1{,}92) \times 0{,}0174 = 0{,}181308$ metros.
$(R - a) \times \text{sen } 2.^\circ = (10{,}329 - 1{,}92) \times 0{,}0319 = 0{,}29347$ metros.
$(R - a) \times \text{sen } 3.^\circ = (8{,}107 - 1{,}92) \times 0{,}0523 = 0{,}3236$ metros.
$(R - a) \times \text{sen } 4.^\circ = (6{,}989 - 1{,}92) \times 0{,}0698 = 0{,}3538$ metros.

Curva del par de adrizamiento por flotador en kilogramos.

$P \times (R - a) \times \text{sen } 1.^\circ = 2050 \times (12{,}340 - 1{,}92) \times 0{,}0174 = 371{,}68$
$P \times (R - a) \times \text{sen } 2.^\circ = 2050 \times (10{,}329 - 1{,}92) \times 0{,}0349 = 601{,}62$
$P \times (R - a) \times \text{sen } 3.^\circ = 2050 \times (8{,}107 - 1{,}92) \times 0{,}0523 = 663{,}38$
$P \times (R - a) \times \text{sen } 4.^\circ = 2050 \times (6{,}989 - 1{,}92) \times 0{,}0698 = 725{,}29$

Bibliografía

«Les essais de modèles en hidroaviation», por M. Sallé.
Richardson, *Float Design.*
Marine Aircraft Design, Wm Munro.
«Twin-Float Seaplanes», *Aircraft Engineering.*
Seaplane Design, William Nelson.
Shoemaker and Dawson: *Effect de Trim Angle en Take-off Performance.*