Aerotecnia

¿Superaviación? (1)

Por MANUEL BADA VASALLO
Ingeniero militar y aeronáutico, Diplomado de la E. S. A. de París

EN primer lugar, hemos de pedir rendidamente perdón a los manes de Cervantes, por la serie de barbarismos, neologismos y demás atrocidades filológicas que, al tratar de asunto tan futurista como éste, pensamos cometer en el curso de estas «mal pergeñadas cuartillas», según la tan manida frase, fiel reflejo de la realidad en el caso presente.

Considerando resuelto el problema de la propulsión a reacción, vamos a ver si es posible barruntar algo acerca de las condiciones en que se verificará la navegación estratosférica.

El avión-cohete o *estratodino* partirá probablemente de la superficie terrestre, o mejor, del agua, de la manera hoy usual, es decir, contra el viento, para lo cual, su motor habrá de proporcionarle una propulsión aproximadamente igual a la mitad del peso en línea de vuelo, y por lo tanto muy rápidamente, describiendo una curva en la dirección deseada, y después subirá con una fuerza del cohete uniforme, en que el empuje pueda sobrepasar, finalmente, al peso en vuelo.

Como la estratonave encontrará en su trayectoria ascendente capas atmosféricas cada vez menos densas, su velocidad crecerá rápidamente, conservándose casi constante la sustentación de las alas.

Al aumentar la velocidad lineal, se harán sumamente sensibles los efectos de la curvatura de la trayectoria, en forma de una fuerza centrífuga, que actuará en igual sentido que la sustentación aerodinámica y que equivaldrá a un deslastre, descargando, por consiguiente, las alas.

El vuelo deberá continuar en tales condiciones hasta tanto que la suma de la fuerza centrífuga y de la sustentación aerodinámica, creciente con el tiempo, equilibre al peso en vuelo, rápidamente decreciente por efecto de la gran cantidad de combustible que será preciso consumir durante este período. Las solicitaciones a que el ala resulta sometida decrecen por ello más rápidamente que lo que corresponde al vuelo en el aire enrarecido existente en las altas capas atmosféricas. Igualmente decrecerán la presión estática y la resistencia al avance opuesta por el aire, que han de equilibrarse con la fuerza del motor, hasta que el peso del estratoavión que debe sustentar el ala sea sólo un pequeño porcentaje del peso total, en cuyo momento, por haberse llegado a lograr la velocidad y la altura de vuelo deseadas, se reducirá el motor y se terminará la subida.

A partir de este momento, la fase del vuelo siguiente es casi un movimiento gravitatorio puro alrededor del centro de la tierra, y como tal, sólo exigirá una fuerza de propulsión insignificante con el consiguiente pequeñísimo consumo de combustible necesario para vencer la pequeña resistencia que al avance del móvil opondrá una atmósfera extraordinariamente enrarecida.

Ello coincidirá con un menor efecto sustentador del ala, que se manifestará en el aparato por una disminución del peso sensible de la tripulación y del equipo que, juntamente con la fuerza centrífuga predominante, debida a la curvatura de la trayectoria, mantendrá constante la posición en altura del móvil con relación a la superficie terrestre.

A una distancia del aeropuerto elegido para rendir el viaje, proporcionada a la altura de vuelo, se cortará totalmente el motor y comenzará el descenso. Éste se verificará exactamente como un vuelo planeado de gran alcance sobre trayectos muy largos, ya que durante él será preciso anular las enormes energías cinética y potencial del estratodino con la pequeña resistencia del aire de que se dispone, sobre todo al principio.

Si en el vuelo a elevada cota se «corta» motor, la pequeña resistencia del aire actuará para frenar la velocidad, con la cual disminuirá, en pequeña proporción, la ya reducida sustentación, y en mayor medida, la fuerza centrífuga; entonces, ambas fuerzas no equilibrarán al peso y el avión iniciará su descenso.

Al penetrar el móvil en capas atmosféricas más densas, la resistencia del aire aumentará, y la velocidad de vuelo disminuirá con mayor rapidez, con lo que la carga de las alas crecerá progresivamente, y la acción de la fuerza centrífuga desaparecerá prácticamente, el avión recuperará su capacidad de mando a unos 30 kilómetros de altura, y aterrizará finalmente, en vuelo planeado, en el aeropuerto terminal, en forma análoga a como lo hacen actualmente los aviones troposféricos.

Tanto los trayectos de partida como los de aterrizaje resultan grandemente reducidos por el hecho, respectivamente, de la gran propulsión del motor de que se dispone y de que, a causa de la gran cantidad de combustible consumido, la carga superficial se habrá reducido extraordinariamente y del mal coeficiente de planeo del avión en la zona de velocidades hiposonoras.

La altura de vuelo del avión-cohete se deduce de que en ella ha de equilibrar al peso total de la estratonave G (figura 1) la resultante de la sustentación aerodinámica A y de la fuerza centrífuga debida a la curvatura de la trayectoria F; la resistencia al avance W, dependiente de A por el coeficiente de planeo, debe ser compensada por la impulsión del cohete. Para velocidades de vuelo conve-

(1) CROCCO: Hiperaviación = vuelo a elevada velocidad y poca altura. Superaviación = vuelo a grandes alturas (estratoaviación).

nientes, F puede ser igual o mayor que A, con lo que la fuerza de propulsión necesaria podrá ser muy pequeña y el consumo de combustible en este período insignificante.

Como en el vuelo estratosférico se supone constante,

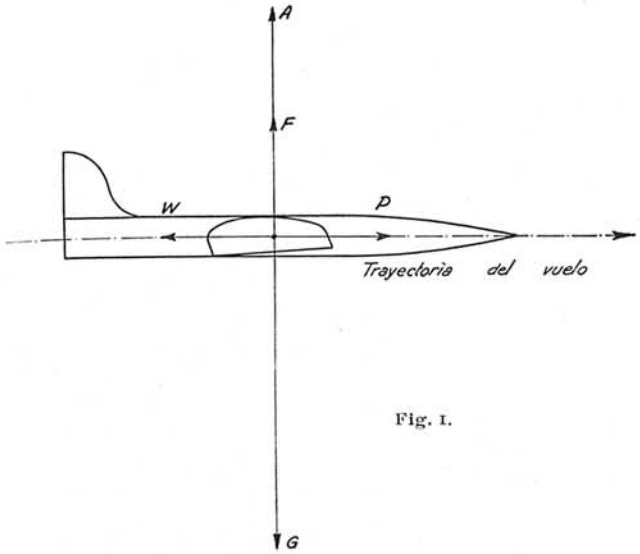

Fig. 1.

solamente habrán de considerarse trayectorias cuya curvatura se adapte a la de la superficie terrestre, considerada como uniforme.

Si tomamos como radio de curvatura medio de la Tierra

$$R = 6{,}37755 \times 10^6,$$

la fuerza centrífuga vendrá dada por la fórmula

$$F = \frac{M\,v^2}{\rho} = \frac{G\,v^2}{g_h\,(R+h)};$$

pero como

$$g_h = g_0 \left(\frac{R}{R+h}\right)^2,$$

resulta

$$F = \frac{G\,v^2\,(R+h)}{g_0\,R^2} \sim \frac{G\,v^2}{g_0\,R}.$$

El valor de esta fuerza centrífuga por unidad de peso, es decir, el «deslastre específico» $\frac{F}{G}$, se da en el diagrama de la figura 2 en función de la velocidad de vuelo.

Si la magnitud de la fuerza centrífuga fuera del orden del peso total en vuelo, es decir, si el deslastre llegara al 100 por 100, el valor de la velocidad correspondiente, o «velocidad circular», se deduciría de

$$G = F,$$

o sea de

$$G = \frac{G\,v^2_{circ}\,(R+h)}{g_0\,R^2},$$

de donde

$$v_{circ} = R\sqrt{\frac{g_0}{R+h}}.$$

El siguiente cuadro (1) da los valores de la velocidad circular para diferentes alturas de vuelo; la velocidad de vuelo del estratoavión no puede exceder duraderamente de la circular, puesto que entonces el exceso de fuerza centrífuga empujaría al móvil fuera del campo gravitatorio terrestre. La velocidad circular constituye, pues, el límite teórico previsible de las velocidades de crucero terrestres.

CUADRO NÚMERO I

Velocidad circular a diferentes alturas

Altura de vuelo en kms.	Velocidad circular en ms./seg.
0	7.908
10	7.902
20	7.896
30	7.890
40	7.884
50	7.878
60	7.872
70	7.865
80	7.859
90	7.853
100	7.847

La sustentación aerodinámica se calcula, como es sabido, por la conocida fórmula

$$A = c_z \frac{\gamma}{2g} S v^2.$$

La densidad del aire decrece con la altura según resulta de la ecuación

$$\gamma = \left(1 - \frac{h}{400000}\right)^{49} \gamma_0.$$

Los valores del coeficiente de sustentación c_z en casos como el presente, en que se trata exclusivamente de velocidades hipersonoras superiores a 1,5 veces la del sonido, vienen dados por la fórmula

$$c_z = \frac{165300}{v^2} + 0{,}01,$$

suponiendo que el ángulo de incidencia es de unos 6 grados (2).

Con todo ello, la sustentación aerodinámica resulta ser

$$A = \left(\frac{165300}{v^2} + 0{,}01\right)\left(1 - \frac{h}{400000}\right)^{49} \frac{\gamma_0}{2g}\,S\,v^2.$$

En el vuelo cerca del suelo se tiene

$$A_0 = G_0 = c_{zo} \frac{\gamma_0}{2g} S\,v_0^2,$$

de donde

$$\frac{\gamma_0}{2g} S = \frac{G_o}{c_{zo}\,v_0^2}.$$

Si el peso en vuelo durante la trayectoria estratosférica fuera sólo una fracción k_1 del inicial G_0, resultaría:

$$\frac{\gamma_o}{2g} S = \frac{k_1\,G}{c_{zo}\,v_o^2},$$

y si hacemos

(1) EUGEN SANGER. — *Raketen Flugtechnik.*
(2) EUGEN SANGER:» Raketen Flugtechnik.
Ackeret. — Luftkräfte auf Flügel die mit grösserer als Schallgeschwindigkeit bewegt werden.» — *Z. F. M.* 1925.
BUSEMAN: «Gasdinamik.» — *Handb. d. Exp. Phis.* 1931, 4.° tomo.
BUSEMAN: Walchner. — «Profileigenschaften bei Uberschallgeschwindigkeit». — *Forsch. Arb. Ing. Wesen.* 1932, número 2.
TAYLOR: «Applications to Aeronautics of Ackerets theorie of Aerofoils, moving at speeds greather than the sound.» *Aer. Res. Com. R. & M.*, número 1.467, abril 1932, Londres.

$$k = \frac{k_1}{c_{zo}\, v_o^2},$$

tendremos

$$\frac{\gamma_o}{2g}\, S = k\, G$$

y la sustentación será

$$A = k\, G \left(\frac{165300}{v^2} + 0{,}01 \right) \left(1 - \frac{h}{400000} \right)^{49} v^2 ,$$

en cuya fórmula k vendrá determinado principalmente por las condiciones del vuelo cerca del suelo, y por la relación entre la carga de combustible y el peso en vuelo inicial.

Durante el recorrido estratosférico, puede suponerse constante el peso en vuelo (ya que el consumo de combustible es poco importante en este período) e igual a una pequeña fracción del peso inicial, dado la considerable cantidad de combustible que habrá de gastarse en la rama ascendente de la trayectoria, es decir, que puede suponerse en los cálculos

$$G = \frac{G_o}{k_1} = \text{constante}.$$

De la ecuación de equilibrio entre las fuerzas verticales

$$A + F = G$$

se deduce la relación entre las características de la altura de vuelo y la velocidad uniforme necesaria al vuelo a la altura considerada:

$$k\, G \left(\frac{165300}{v^2} + 0{,}01 \right) \left(1 - \frac{h}{400000} \right)^{49} v^2 + \\ + \frac{G\, v^2}{g_o\, R^2} (R + h) = G,$$

de donde

$$v = \sqrt{\frac{1 - k \left(1 - \frac{h}{400000} \right)^{49} 165300}{0{,}01\, k \left(1 - \frac{h}{400000} \right)^{49} + \frac{R + h}{g_o\, R^2}}}.$$

Para

$$k = \frac{1}{1000}$$

lo que corresponde a una velocidad de vuelo en el suelo de ochenta metros por segundo y a una carga de combustible igual al 80 por 100 del peso total inicial, resultan, según esta fórmula, los valores de las velocidades de vuelo necesarias en función de la altura, que nos da gráficamente la figura 2.

Sobre el mismo sistema de ejes se da la altura de vuelo para el caso en que el coeficiente de sustentación fuera constante a todas las velocidades, lo que se verifica ya para

$$v \sim 1{,}5\, a,$$

siendo a la velocidad del sonido.

Del examen de ambas curvas resulta que el vuelo con velocidades hipersonoras es posible por encima de unos 40 kilómetros de altura, y que el vuelo a alturas inferiores a este límite, sólo puede conducir a velocidades relativamente reducidas.

A causa de la gran disminución del coeficiente de sustentación en la zona hipersonora, las velocidades crecen

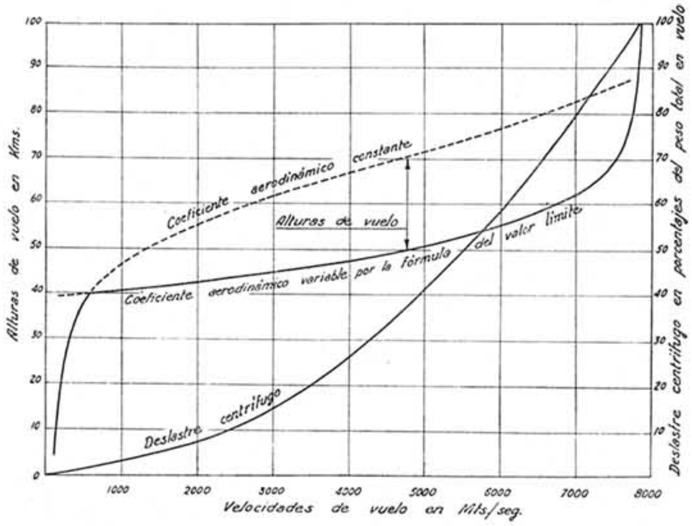

Fig. 2.

mucho para pequeños incrementos de altura, de tal modo, que en el intervalo entre 40 y 60 kilómetros de altura, la velocidad crece desde 700 metros por segundo hasta 7.000 metros por segundo, a igualdad de las demás condiciones. Para velocidades superiores a 7.600 metros por segundo, su crecimiento con la altura vuelve a reducirse por predominar el deslastre centrífugo, y entonces precisa sólo la pequeña sustentación aerodinámica compatible con la escasa densidad del aire en dicha zona.

En la misma figura se da la curva del deslastre centrífugo, que da el porcentaje del peso total en vuelo equilibrado por la fuerza centrífuga debida a la curvatura de la trayectoria y, por lo tanto, la parte de dicho peso que deben soportar las alas y que exigen por ello potencia del motor.

Resultan especialmente interesantes las alturas de vuelo superiores a 80 kilómetros, para las que el deslastre centrífugo es del orden de 100 por 100 y el vuelo se convierte, por lo tanto, en un movimiento planetario propiamente dicho, así que puede efectuarse sin motor. Por ejemplo: a 80 kilómetros de altura el deslastre es de 99 por 100, y a 100, de 99,9 por 100, con una velocidad de unos 7.800 metros por segundo.

Según muestra la figura 2, a 80 kilómetros de altura, para una velocidad de 7.800 ms./seg. $^{-1}$, resulta un deslastre de 99 por 100, lo que significa que para un coeficiente de planeo, o fuerza aerodinámica

$$\varepsilon = \frac{c_x}{c_z} = \frac{1}{5};$$

a pesar de la fantástica velocidad de vuelo, sólo se necesitaría un consumo de energía de unos 260 cv. hora, o una impulsión del cohete de dos kilogramos por tonelada, lo cual equivaldría a un consumo de combustible de sólo $\frac{1}{50}$ de kilogramo de mezcla oxígeno-gasolina.