C10. CARGAS DE RÁFAGAS

ANEXO I. FACTOR DE ATENUACIÓN DE RÁFAGAS

Sea un avión que se encuentra volando a la velocidad V en vuelo horizontal estacionario. Cuando aparece una ráfaga vertical de intensidad u_m no quiere decir que, bruscamente, dicho avión se encuentre cometido a una corriente vertical de velocidad u_m, que tenga que componerse con la velocidad horizontal V; existe una zona de transición en que la velocidad vertical u irá creciendo hasta valer u_m, intensidad máxima de la ráfaga. El índice de este crecimiento es lo que se llama gradiente de la ráfaga y el recorrido que efectúa el avión mientras se verifica dicho crecimiento se denomina distancia del gradiente de la ráfaga. Es difícil establecer a priori cuánto vale esta distancia y cuál es el gradiente, del cual depende la forma de la ráfaga.

Para calcular las cargas debidas a ráfagas se ha adoptado para éstas una forma de tipo sinusoidal que se expresa por:

$$u = \frac{u_{max}}{2}\left(1 - \cos\frac{2\pi x}{2D}\right) \qquad (1)$$

siendo u, la intensidad de la ráfaga cuando el avión lleva recorrida la distancia x a partir de su entrada en la ráfaga, u_{max}, la máxima intensidad de ráfaga y D, la distancia del gradiente de la ráfaga.

Cuando sobre un avión que vuela a velocidad V incide una ráfaga vertical de intensidad u (Fig. 1), se produce un incremento de ángulo de ataque tal que:

$$\operatorname{tg}\Delta\alpha = \frac{u}{V} \approx \Delta\alpha \qquad (2)$$

lo que se traduce en una variación de la sustentación y, por lo tanto, de las cargas que se tenían antes de presentarse la ráfaga. Si la ráfaga es instantánea, es decir, se presenta bruscamente, se tiene un incremento de sustentación:

$$\Delta L = \frac{1}{2}\rho V^2 S a \frac{u}{V} \qquad (3)$$

y dividiendo por W se tiene el incremento de factor de carga:

$$\Delta n_s = \frac{\rho u V a}{2W/S} \qquad (4)$$

Sin embargo ya se ha dicho que las ráfagas no se presentan bruscamente en la realidad y que se debe efectuar un estudio racional del fenómeno suponiéndoles una variación sinusoidal. El estudio riguroso no resulta sencillo por lo que es común suponer que se cumplen ciertas hipótesis simplificatorias, que son:

a) Se considera el avión como cuerpo rígido

b) La velocidad V permanece constante. De acuerdo con ello, la distancia de penetración del avión en la ráfaga al cabo de un tiempo t será $x = Vt$.

c) Antes de encontrarse con la ráfaga, el avión está en vuelo estacionario uniforme.

d) No hay movimiento de cabeceo del avión aunque pueda sufrir desplazamientos verticales.

e) Se desprecia el efecto de la ráfaga sobre el fuselaje y cola horizontal.

f) La velocidad de la ráfaga es constante a lo largo de toda la envergadura del ala.

Con estas hipótesis, la ráfaga producirá un incremento en la sustentación ΔL y, como consecuencia, una aceleración vertical d^2z/dt^2 que originará a su vez un desplazamiento vertical de velocidad dz/dt. Se cumple, pues, por una parte:

$$\Delta L = \frac{W}{g}\frac{d^2z}{dt^2} \qquad (5)$$

Por otra parte, este ΔL se compone de dos términos:

$$\Delta L = \Delta L_v + \Delta L_g \qquad (6)$$

el primero de los cuales es debido al desplazamiento vertical del avión y, realmente, es un término de amortiguamiento de la sustentación. Durante un intervalo de tiempo $d\tau$ la variación de la velocidad ascensional del avión es:

$$\frac{d^2z}{dt^2}d\tau \qquad (7)$$

y, por tanto, el ángulo de ataque se ha incrementado en:

$$-\frac{1}{V}\frac{d^2z}{dt^2}d\tau \qquad (8)$$

El correspondiente incremento en la sustentación está afectado de un cierto retardo que se tiene en cuenta introduciendo la llamada función de Wagner, que viene dada por la expresión:

$$1-\phi(t) = 1 - 0{,}165e^{-0{,}09Vt/c} - 0{,}335e^{-0{,}6Vt/c} \qquad (9)$$

Así pues, en el instante τ comprendido en el intervalo de tiempo 0 a t, la contribución de la sustentación será:

$$\Delta L_v = -\frac{1}{2}\rho VSa[1-\phi(t-\tau)]\frac{d^2z}{dt^2}d\tau \qquad (10)$$

y al final del intervalo se tendrá:

$$L_v = -\frac{1}{2}\rho VSa\int_0^t \frac{d^2z}{d\tau^2}[1-\phi(t-\tau)]d\tau \tag{11}$$

El segundo término del segundo miembro de (6) es la contribución a la sustentación de la ráfaga. El incremento del ángulo de ataque debido a la ráfaga *u* durante un intervalo de tiempo $d\tau$ es:

$$\frac{1}{V}\frac{du}{d\tau}d\tau \tag{12}$$

Para determinar el correspondiente incremento de sustentación, igual que anteriormente, hay que introducir la llamada función de Küssner que da la variación de la sustentación en un ala rígida que se encuentra con una ráfaga instantánea; dicha función se representa por:

$$\varphi(t) = 1 - 0{,}5e^{-0{,}26Vt/c} - 0{,}5e^{-2Vt/c} \tag{13}$$

La contribución, a la sustentación final, de la ráfaga durante un intervalo $d\tau$, del intervalo entre 0 y *t* es:

$$dL_g = \frac{1}{2}\rho VSa\frac{du}{dt}\varphi(t-\tau)d\tau \tag{14}$$

y al final del tiempo t:

$$L_g = \frac{1}{2}\rho VSa\int_0^t \frac{du}{d\tau}\varphi(t-\tau)d\tau \tag{15}$$

Por lo tanto (6) se puede poner:

$$\Delta L = -\frac{1}{2}\rho VSa\int_0^t \frac{d^2z}{d\tau^2}[1-\phi(t-\tau)]d\tau + \frac{1}{2}\rho VSa\int_0^t \frac{du}{d\tau}\varphi(t-\tau)d\tau \tag{16}$$

Combinando con (5) se tiene:

$$\frac{W}{g}\frac{d^2z}{dt^2} = -\frac{1}{2}\rho VSa\int_0^t \frac{d^2z}{d\tau^2}[1-\phi(t-\tau)]d\tau + \frac{1}{2}\rho VSa\int_0^t \frac{du}{d\tau}\varphi(t-\tau)d\tau \tag{17}$$

Si se hace:

$$t = \frac{Sc}{V} \tag{18}$$

$$t = \frac{\sigma c}{V} \tag{19}$$

y se tiene en cuenta que:

$$\Delta n = \frac{\frac{d^2z}{dt^2}}{g} \tag{20}$$

la ecuación (17) queda:

$$\Delta n(s) = -\frac{1}{2}\frac{\rho a g c}{W/S}\int_0^s \Delta n(\sigma)\,[1-\phi(s-\sigma)]d\sigma + \frac{\rho V a u_{max}}{2W/S}\int_0^s \frac{d\left(\frac{u}{u_{max}}\right)}{d\sigma}\varphi(s-\sigma)d\sigma \qquad (21)$$

Introduciendo la relación másica del avión:

$$\mu = \frac{2W/S}{\rho c a g} \qquad (22)$$

y teniendo en cuenta el factor de carga (4) para ráfaga instantánea de intensidad u_{max}, queda para (21):

$$\Delta n(s) = -\frac{1}{\mu}\int_0^s \Delta n(\sigma)\,[1-\phi(s-\sigma)]d\sigma + \Delta n_s\int_0^s \frac{d\left(\frac{u}{u_{max}}\right)}{d\sigma}\varphi(s-\sigma)d\sigma \qquad (23)$$

en que:

$$\frac{u}{u_{max}} = \frac{1}{2}\left(1-\cos\frac{2\pi\sigma c}{2D}\right) \qquad (24)$$

Utilizando para la distancia del gradiente de ráfaga D = 12,5 c, que universalmente se acepta, la solución de la ecuación (23) depende sólo del parámetro μ ya que dicha ecuación se puede poner en la forma siguiente:

$$\frac{\Delta n(s)}{\Delta n_s} = -\frac{1}{\mu}\int_0^s \frac{\Delta n(\sigma)}{\Delta n_s}[1-\phi(s-\sigma)]d\sigma + \int_0^s \frac{d\left(\frac{u}{u_{max}}\right)}{d\sigma}\varphi(s-\sigma)d\sigma \qquad (25)$$

En la Fig. 2 se puede ver la solución numérica de la ecuación para diferentes valores de μ. Al valor máximo de $\Delta n/\Delta n_s = K_g$ se le llama factor de ráfagas y su variación con la relación másica μ se muestra en la Fig. 3. Esta última se puede aproximar analíticamente por:

$$K_g = \frac{0{,}88\mu}{5{,}3+\mu} \qquad (26)$$

Así pues, el máximo factor de carga debido a ráfagas viene dado por:

$$\Delta n = K_g \Delta n_s = \frac{\rho K_g u_{max} V a}{2W/S} \qquad (27)$$

Se ve que esta expresión, aunque en ella intervenga la densidad del aire, es independiente de la altura de vuelo si se utilizan tanto para V como para u_{max} velocidades equivalentes (EAS) debiendo, entonces, darse a ρ su valor a nivel del mar. Esta expresión (27) corresponde al factor de carga que daría una ráfaga instantánea de intensidad $K_g u_{max}$; de ahí que en el estudio de cargas debidas a ráfagas se opera con la llamada “ráfaga instantánea equivalente” en la que la intensidad es la máxima de la ráfaga que se considera, afectada por el factor K_g. Es evidente que por ser K_g<1 la ráfaga instantánea equivalente es de menor intensidad que la real.

Fig. 1.

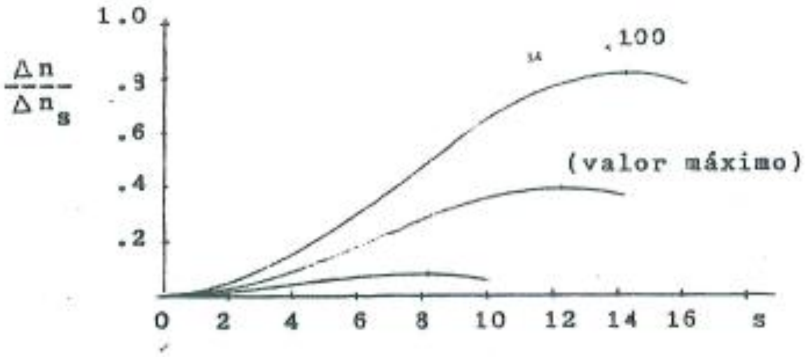

Fig. 2.

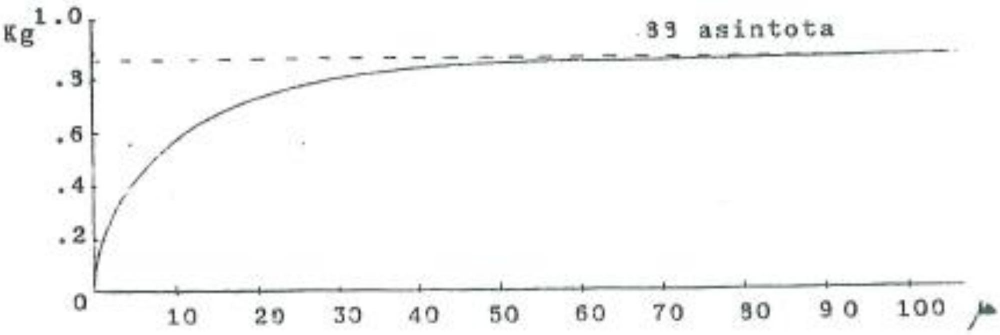

Fig. 3