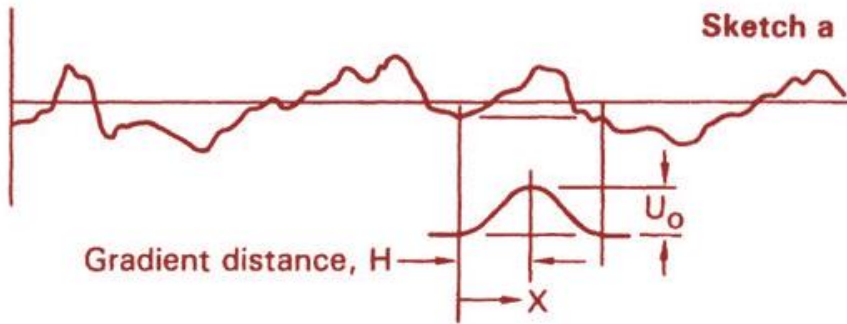
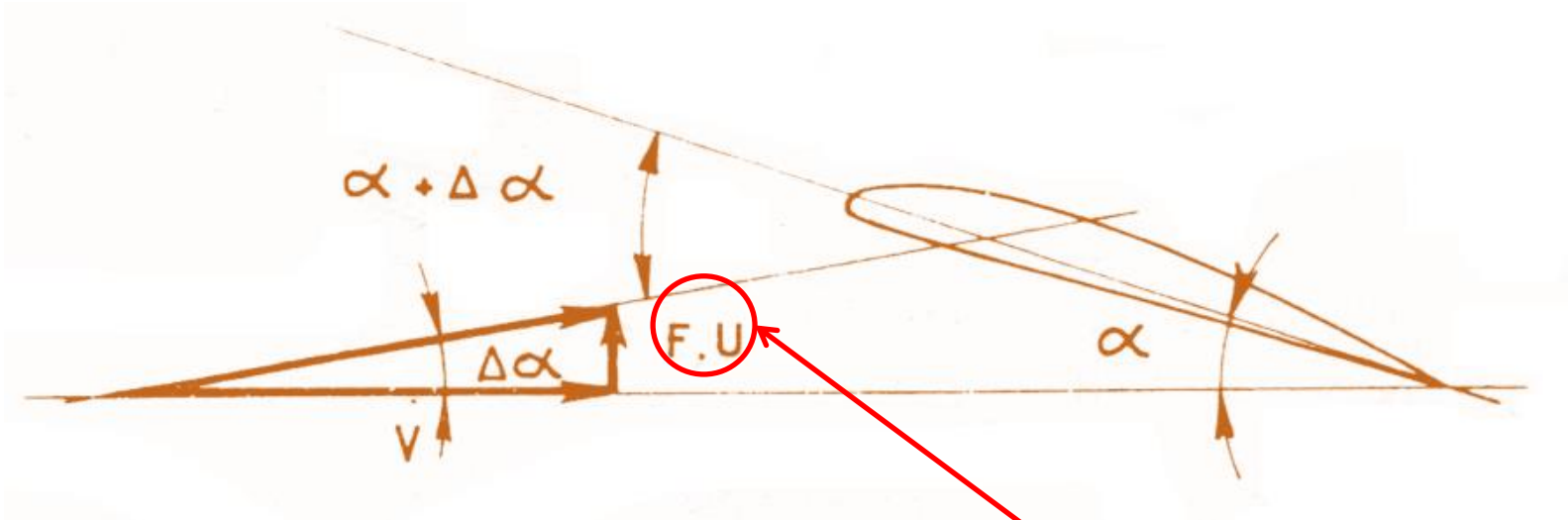


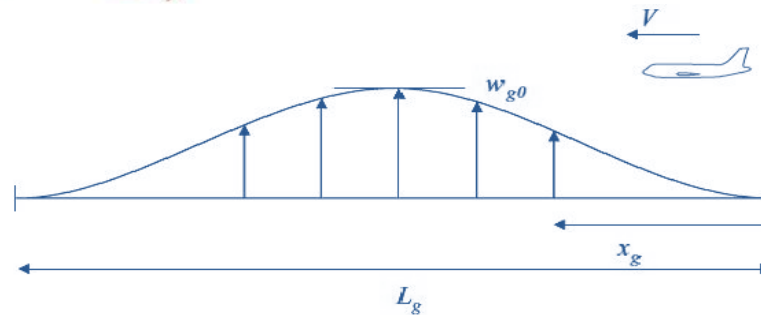
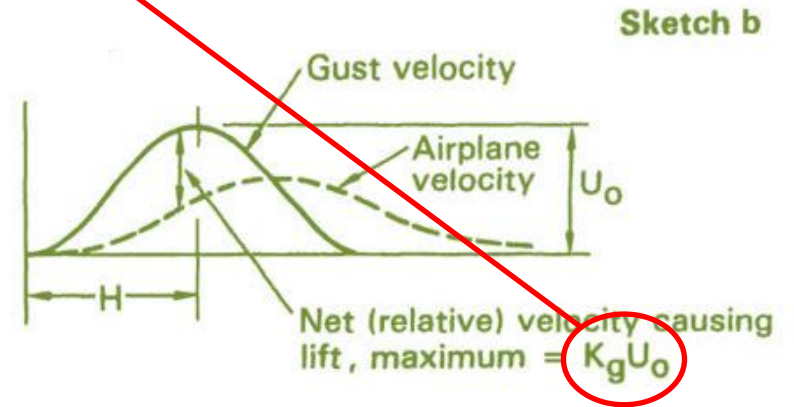


FACTOR DE CARGA
DIAGRAMA V-n
2da Parte

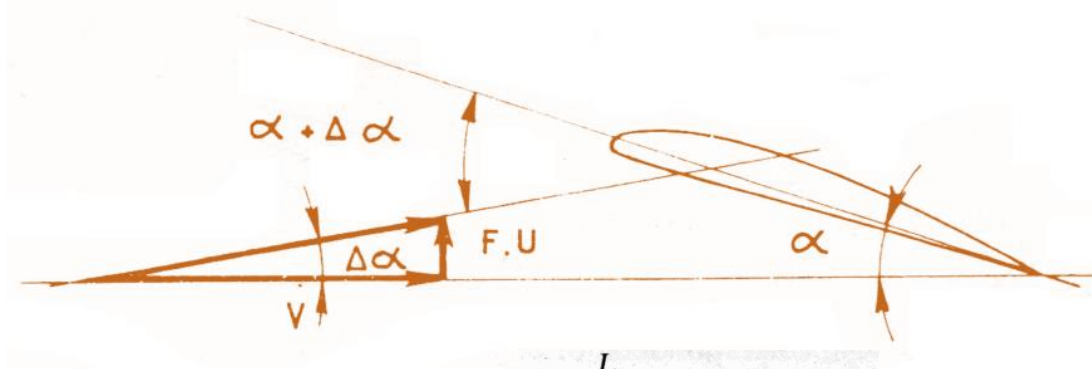
FACTOR DE CARGA EN RÁFAGA Y TURBULENCIA



$$U = \frac{1}{2} U_0 \left(1 - \cos \frac{2\pi x}{2H} \right)$$



FACTOR DE CARGA EN RÁFAGA Y TURBULENCIA



$$\operatorname{tg} \Delta \alpha = \frac{F \cdot U}{V}$$

$$\Delta \alpha \approx \frac{F \cdot U}{V}$$

$$n = \frac{L}{W} \text{ y } L = W, n = 1$$

$$n = \frac{L + \Delta L}{W} = 1 + \frac{\Delta L}{W} = 1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot \Delta C_L}{W}$$

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha} \cdot \Delta \alpha}{W}$$

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha} \cdot \frac{(F \cdot U)}{V}}{W}$$

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha} \cdot (F \cdot U) \cdot V}{W}$$

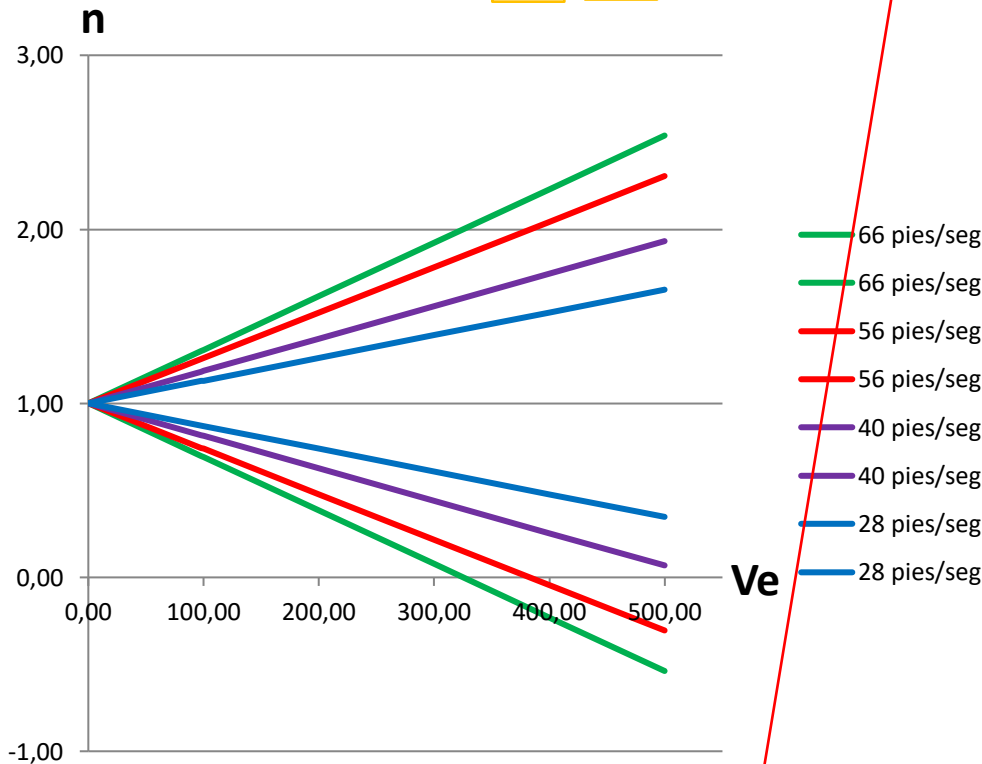
$$n = 1 + \frac{1/2 \cdot \rho \cdot a \cdot (F \cdot U)_e \cdot V_e}{W/S \cdot \sigma}$$

$$n = 1 \pm \frac{1/2 \cdot \rho_0 \cdot a \cdot (F \cdot U)_e \cdot V_e}{W/S}$$

FACTOR DE CARGA EN RÁFAGA Y TURBULENCIA

$$n = 1 + \frac{1/2 \cdot \rho_0 \cdot a \cdot (F.U)_e \cdot V_e}{W/S}$$

$$Y = b + m \cdot X$$



1) CUANTO MAYOR ES LA VELOCIDAD DE VUELO (V_e), MAYOR SERÁ EL FACTOR DE CARGA CORRESPONDIENTE.

2) CUANTO MENOR SEA EL PESO (W), MAYOR SERÁ EL FACTOR DE CARGA Y VICEVERSA. ESTO NO QUIERE DECIR QUE CON UN PESO GRANDE EL AVIÓN, QUE SE VERÁ SOMETIDO A UN FACTOR DE CARGA PEQUEÑO, VAYA A RESISTIR ESTRUCTURALMENTE MEJOR, POR EL CONTRARIO, DADO QUE LA INFLUENCIA DEL PESO PRODUCE UN GRAN MOMENTO FLECTOR EN EL ENCASTRE DE LOS PLANOS. LO QUE SÍ SERÁ CIERTO ES QUE CON PESOS GRANDES, EL AVIÓN NO SUFRIRÁ TANTA SACUDIDA COMO CON PESOS PEQUEÑOS.

3) CUANTO MAYOR SEA EL ALARGAMIENTO DEL ALA TAMBIÉN SERÁ MAYOR EL FACTOR DE CARGA. EL VALOR DE a , PENDIENTE DE LA CURVA DE C_L EN FUNCIÓN DE α , ES ALTO PARA LOS AVIONES DE GRAN ALARGAMIENTO. LAS RÁFAGAS AFECTAN MÁS A LAS AERONAVES CON MUCHO ALARGAMIENTO.

$$V_B = V_{SI} \left[1 + \frac{K_g U_{ref} V_c a}{498W} \right]^{1/2}$$

FACTOR DE CARGA EN RÁFAGA Y TURBULENCIA

Volar a una velocidad muy alta y encontrarse con una ráfaga de gran intensidad significa que se provocará un factor de carga mayor que 1, por lo tanto se deberá disminuir la velocidad teniendo en cuenta que existe el peligro de estar cerca de la línea de pérdida o $C_{Lmáx}$. Volar en aire turbulento significa tener una velocidad que mantenga alejada la posibilidad de la pérdida o del daño estructural.

Volar a V_B implica estar muy cerca de la pérdida y también alejado de V_C haciendo un vuelo poco estable. Un valor de compromiso sería buscar una velocidad entre V_B y el punto donde la ráfaga de máxima intensidad alcanza el valor de $n_{MÁX}$.

La velocidad recomendada en aire turbulento dependerá del peso, de la altitud, de la posición de C.G. del avión y de la distribución de combustible.

SIEMPRE SE DEBERÁ CUMPLIR CON LAS VELOCIDADES Y LAS INDICACIONES ESTABLECIDAS EN LOS MANUALES DE OPERACIÓN.

FACTOR DE CARGA EN RÁFAGA Y TURBULENCIA

(a) **Criterios de diseño de ráfaga discreta.** Se supone que el avión está sujeto a ráfagas verticales y laterales simétricas en vuelo nivelado. Las cargas límite de ráfagas deben determinarse de acuerdo con lo siguiente:

(1) Las cargas en cada parte de la estructura deben determinarse mediante análisis dinámico. El análisis debe tener en cuenta las características aerodinámicas inestables y todos los grados estructurales de libertad significativos, incluidos los movimientos de cuerpo rígidos.

(2) La forma de la ráfaga debe ser:

$$U = \frac{U_{ds}}{2} \left[1 - \cos\left(\frac{\pi s}{H}\right) \right]$$

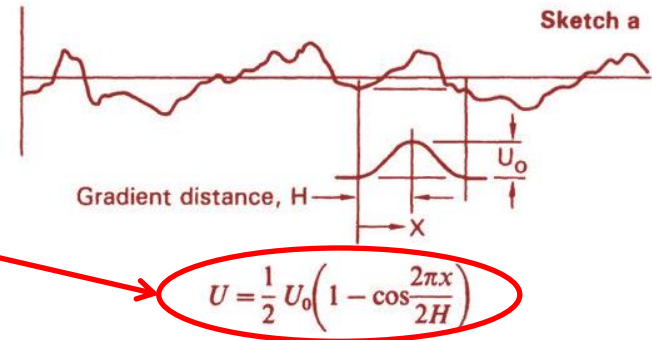
para $0 \leq s \leq 2H$

dónde-

s = distancia penetrada en la ráfaga (pies);

U_{ds} = la velocidad de ráfaga de diseño en velocidad equivalente especificada en el párrafo (a) (4) de esta sección; y

H = el gradiente de ráfaga que es la distancia (pies) paralela a la trayectoria de vuelo del avión para que la ráfaga alcance su velocidad máxima.



(3) Se debe investigar un número suficiente de distancias de gradiente de ráfaga (H) en el rango de 30 pies a 350 pies para encontrar la respuesta crítica para cada cantidad de carga.

FACTOR DE CARGA EN RÁFAGA Y TURBULENCIA

(4) La velocidad de ráfaga de diseño debe ser:

$$U_{ds} = U_{ref} F_g \left(\frac{H}{350} \right)^{1/6}$$

dónde-

U_{ref} = la velocidad de ráfaga de referencia en la velocidad equivalente definida en el párrafo (a) (5) de esta sección.

F_g = el factor de atenuación del perfil de vuelo definido en el párrafo (a) (6) de esta sección.

(5) Se aplican las siguientes velocidades de ráfaga de referencia:

★ (i) A velocidades del avión entre V_B y V_C : las ráfagas positivas y negativas con velocidades de ráfaga de referencia de 56.0 pies / s EAS deben considerarse al nivel del mar. La velocidad de ráfaga de referencia se puede reducir linealmente desde 56.0 pies / seg. EAS a nivel del mar hasta 44.0 pies / seg. EAS a 15.000 pies. La velocidad de la ráfaga de referencia puede reducirse aún más linealmente desde 44.0 pies / seg. EAS a 15.000 pies hasta 20.86 pies / seg. EAS a 60.000 pies.

(ii) A la velocidad de diseño del avión V_D : La velocidad de ráfaga de referencia debe ser 0.5 veces el valor obtenido en ★.

FACTOR DE CARGA EN RÁFAGA Y TURBULENCIA

(6) El factor de atenuación del perfil de vuelo, F_g , debe aumentarse linealmente desde el valor del nivel del mar hasta un valor de 1.0 a la altitud máxima de operación definida. A nivel del mar, el factor de atenuación del perfil de vuelo está determinado por la siguiente ecuación:

$$F_g = 0.5(F_{gz} + F_{gm})$$

Where:

$$F_{gz} = 1 - \frac{Z_{mo}}{250000};$$

$$F_{gm} = \sqrt{R_2 \tan\left(\frac{\pi R_1}{4}\right)};$$

$$R_1 = \frac{\text{Maximum Landing Weight}}{\text{Maximum Take-off Weight}};$$

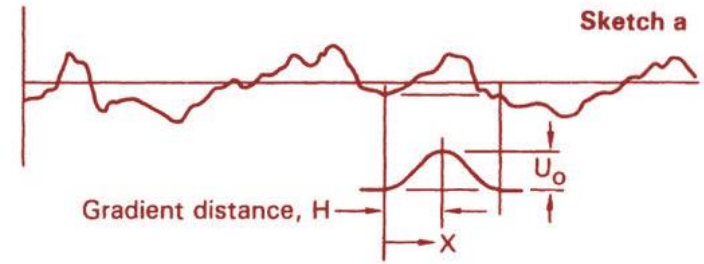
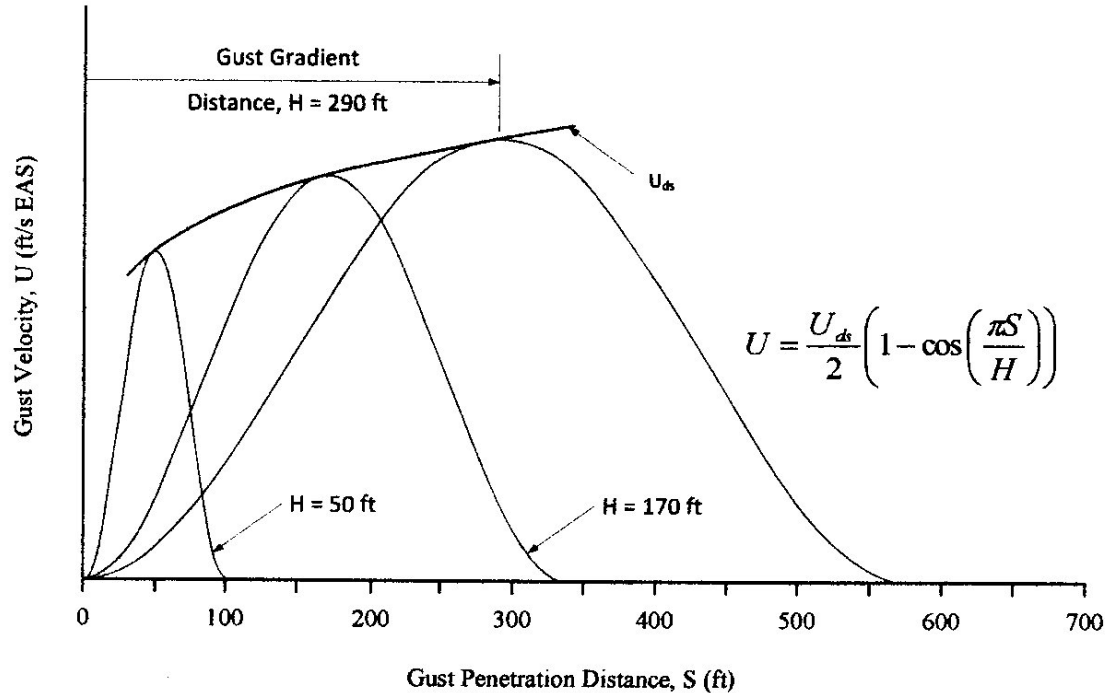
$$R_2 = \frac{\text{Maximum Zero Fuel Weight}}{\text{Maximum Take-off Weight}};$$

Z_{mo} = Altitud de operación máxima.

(7) Cuando se incluye un sistema de aumento de estabilidad en el análisis, se debe tener en cuenta el efecto de cualquier no linealidad significativa del sistema al obtener cargas límite de condiciones de ráfaga límite.

FACTOR DE CARGA EN RÁFAGA Y TURBULENCIA

Typical (1-Cosine) Design Gust Velocity Profiles

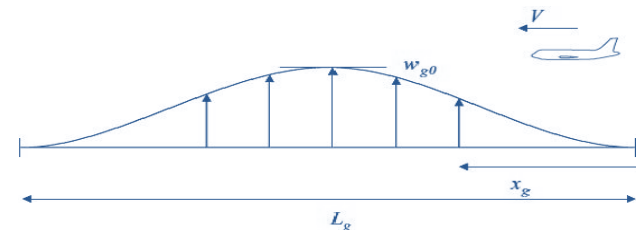
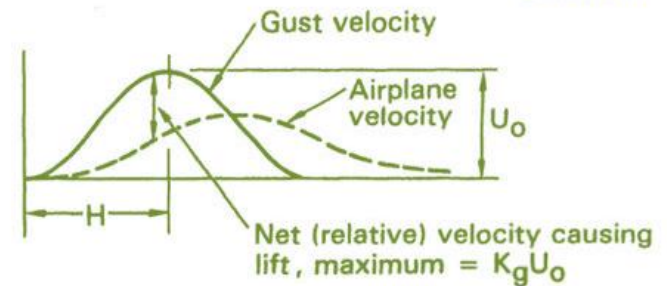


$$U = \frac{1}{2} U_0 \left(1 - \cos\left(\frac{2\pi x}{2H}\right) \right)$$

$$U = \frac{U_{ds}}{2} \left[1 - \text{Cos}\left(\frac{\pi S}{H}\right) \right]$$

$$U_{ds} = U_{ref} F_g \left(\frac{H}{350} \right)^{1/6}$$

Sketch b



FACTOR DE CARGA EN RÁFAGA Y TURBULENCIA

(b) **Criterios de diseño de turbulencia continua.** Debe tenerse en cuenta la respuesta dinámica del avión a la turbulencia continua vertical y lateral. El análisis dinámico debe tener en cuenta las características aerodinámicas inestables y todos los grados estructurales de libertad significativos, incluidos los movimientos de cuerpo rígido. Las cargas límite deben determinarse para todas las altitudes críticas, pesos y distribuciones de peso, y todas las velocidades críticas dentro de los rangos indicados en (b) (3).

(1) Excepto lo dispuesto en los párrafos (b) (4) y (5) de esta sección, se debe usar la siguiente ecuación:

$$P_L = P_{L-1g} \pm U_\sigma \bar{A}$$

Dónde-

P_L = carga límite;

P_{L-1g} = carga constante 1g para la condición;

\bar{A} = relación de la carga incremental media cuadrática de la raíz para la condición de la velocidad de turbulencia media cuadrática de la raíz; y

U_σ = límite de la intensidad de la turbulencia en la velocidad real, especificada en el párrafo (b) (3) de esta sección.

FACTOR DE CARGA EN RÁFAGA Y TURBULENCIA

(2) Los valores de **A** deben determinarse de acuerdo con la siguiente fórmula:

$$\bar{A} = \sqrt{\int_0^{\infty} |H(\Omega)|^2 \Phi(\Omega) d\Omega}$$

Dónde-

H (Ω) = la función de respuesta de frecuencia, determinada por análisis dinámico, que relaciona las cargas en la estructura de la aeronave con la turbulencia atmosférica; y

Φ (Ω) = densidad espectral de potencia normalizada de turbulencia atmosférica dada por—

$$\Phi(\Omega) = \frac{L}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3}(1.339\Omega L)^2}{\left[1 + (1.339\Omega L)^2\right]^{11/6}}$$

Dónde-

Ω = frecuencia reducida, radianes por pie; y

Ω = ω / V ω = frecuencia circular (rad/seg)
V = velocidad del avión (pie/seg)

L = escala de turbulencia = 2,500 ft.

FACTOR DE CARGA EN RÁFAGA Y TURBULENCIA

(3) Las intensidades límite de turbulencia, U_{σ} , en pies por segundo, de velocidad verdadera requerida para el cumplimiento de este párrafo son:

(i) A velocidades de avión entre V_B y V_C :

$$U_{\sigma} = U_{\sigma ref} \cdot F_g$$

Dónde-

$U_{\sigma ref}$ es la intensidad de referencia de la turbulencia que varía linealmente con la altitud de 90 fps (TAS) al nivel del mar a 79 fps (TAS) a 24,000 pies y luego es constante a 79 fps (TAS) hasta la altitud de 60,000 pies.

F_g es el factor de atenuación del perfil de vuelo definido en el párrafo (a) (6) de esta sección;

(ii) A la velocidad V_D : U_{σ} es igual a 1/2 los valores obtenidos bajo el párrafo (b) (3) (i) de esta sección.

(iii) A velocidades entre V_C y V_D : U_{σ} es igual a un valor obtenido por interpolación lineal.

(iv) En todas las velocidades, se deben considerar las cargas incrementales positivas y negativas debidas a la turbulencia continua.



