

FACTOR DE CARGA EN RÁFAGAS Y TURBULENCIA

Otra situación que da lugar a cargas simétricas como en el caso de maniobras son las ráfagas, tanto las ascendentes como las descendentes.

El efecto se da porque la aeronave encuentra en su trayectoria de vuelo una masa de aire con un movimiento vertical, la ráfaga, generando una variación en la dirección de su viento relativo.

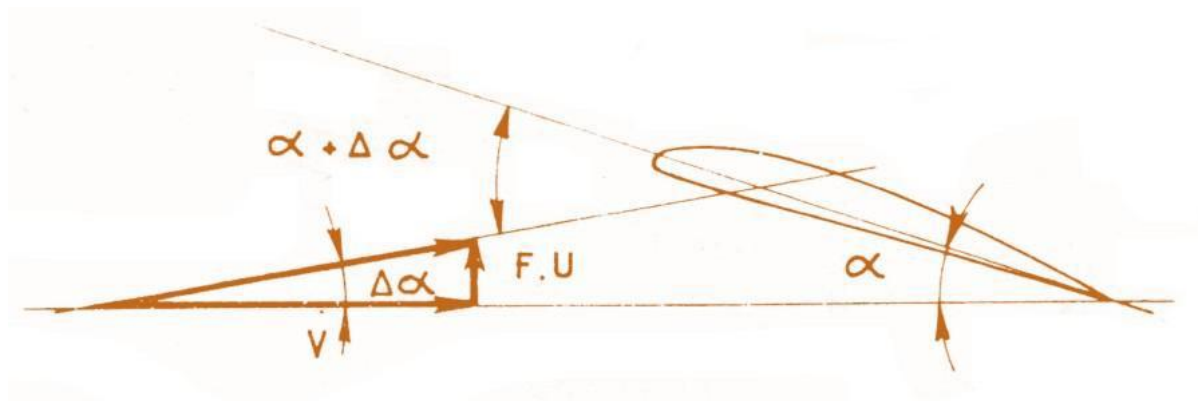


Figura 1

Los criterios de ráfaga presentados en la norma consisten en dos modelos de turbulencia atmosférica, un modelo discreto y un modelo de turbulencia continua.

El modelo de ráfaga discreta se utiliza para representar eventos discretos únicos de turbulencia extrema. El modelo de turbulencia continua representa encuentro de turbulencia de mayor duración que excitan modos ligeramente amortiguados. Las cargas dinámicas para ambos modelos atmosféricos deben considerarse en el diseño estructural del aeroplano.

Para el modelo de ráfaga discreta suponemos que la atmósfera es unidimensional con la velocidad de ráfaga actuando normalmente, ya sea vertical o lateralmente a la dirección de vuelo del avión. La suposición de unidimensionalidad restringe la velocidad de ráfaga instantánea vertical o lateral a que sean las mismas en todos los puntos en los planos normales a la dirección de vuelo del avión.

El comportamiento de una ráfaga se lo idealiza como un pulso 1-coseno:

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

En la figura siguiente la gráfica de esa idealización de ese pulso 1-coseno.

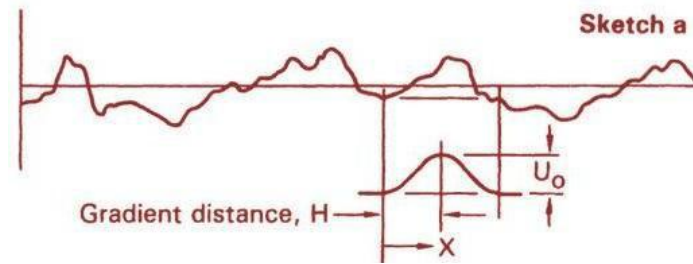


Figura 2

La velocidad máxima para una ráfaga discreta se calcula utilizando una velocidad de ráfaga de referencia, un factor de atenuación de perfil de vuelo y una expresión 1-coseno que modifica el valor máximo de velocidad en función de la distancia del gradiente de ráfaga.

Supongamos que la velocidad verdadera de la aeronave sea V y que la aeronave se encuentra con una ráfaga ascendente U , sin alcanzar su intensidad máxima dado que se verá atenuada por un factor F , que se relaciona con un retraso en el incremento de sustentación en respuesta a la entrada en ráfaga y a los cambios repentinos del ángulo de ataque.

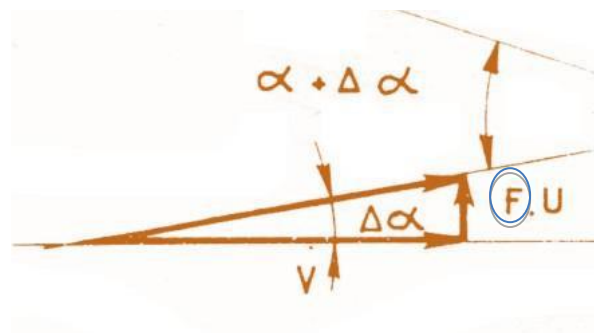


Figura 3

Por lo tanto, la velocidad neta es la diferencia entre la trayectoria que adquiere la aeronave al ir penetrando en la ráfaga y el gradiente de la intensidad de la ráfaga.

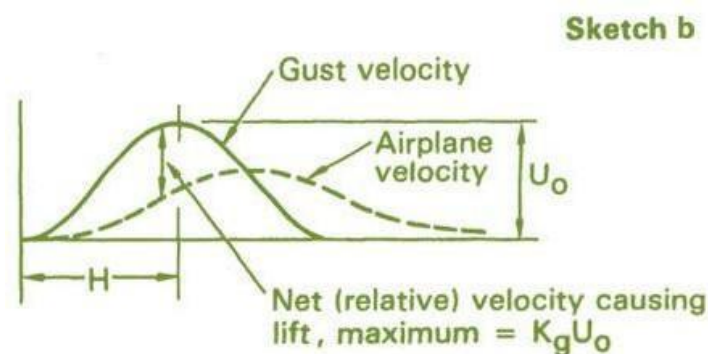


Figura 4

Esta velocidad neta que irá variando es la que produce también la variación en sustentación que hace que la aeronave tenga una distribución de velocidad vertical como la que se visualiza en la siguiente figura:

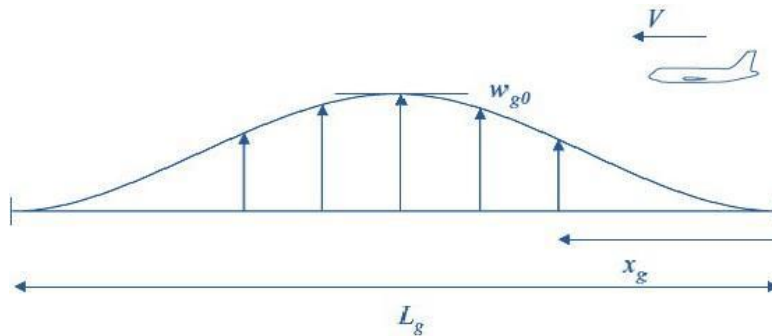


Figura 5

La norma considera actualmente a la atenuación como una función del peso de la aeronave y antiguamente dependía de la carga alar y del diseño aerodinámico de la aeronave.

En la Figura 1 la aeronave se está desplazando y en sentido contrario al desplazamiento, pero en la misma dirección, tiene un viento relativo. Durante ese desplazamiento dentro de su trayectoria se encuentra con una masa de aire vertical que es la ráfaga que le genera una desviación a ese viento relativo que traía la aeronave.

Esa desviación tiene un valor $\Delta\alpha$, por lo tanto, un nuevo ángulo de ataque sobre el ala que será $\alpha + \Delta\alpha$.

La tangente de $\Delta\alpha$ es:

$$\tan(\Delta\alpha) = \frac{F * U}{V}$$

Ahora, como V es mucho más grande que U, podemos considerarse que $\Delta\alpha$ es aproximadamente el valor de $F.U/V$.

$$(\Delta\alpha) \cong \frac{F * U}{V}$$

En vuelo recto y nivelado la sustentación es igual al peso, por lo tanto, el factor de carga será igual a 1.

$$n = \frac{L}{W} ; L = W ; n = 1$$

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

Ahora, en este caso, tenemos un incremento del ángulo de ataque. Ese incremento del ángulo de ataque generará un incremento en el CL. El incremento en el CL producirá un incremento en la sustentación.

Si multiplicamos y dividimos $\Delta\alpha$, podemos reemplazar por el valor F.U/V.

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

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

Este reemplazo, nos va a permitir simplificar la velocidad con el cuadrado de velocidad que teníamos anteriormente, obteniendo la siguiente ecuación:

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

En esta ecuación seguimos manteniendo la relación $\Delta Cl/\Delta\alpha$, la variación de coeficiente de sustentación en función a la variación del ángulo de ataque es nada más y nada menos que la pendiente de sustentación. Pendiente de sustentación para un perfil particular y pendiente de sustentación para ala en general.

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} * \rho * V * S * a * (F * U)}{W}$$

Si lo afectamos por el valor de raíz de sigma, las velocidades de vuelo, las velocidades de ráfaga, que eran velocidades verdaderas, se convierten en velocidades equivalentes. De esta manera obtenemos la ecuación de factor de carga.

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

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

El factor de carga como resultado de la siguiente relación

$$n = 1 + \frac{\Delta L}{W}$$

Seguimos teniendo el 1 para condición de vuelo recto y nivelado y un incremento de sustentación producto de la componente vertical que se suma al enfrentar la aeronave a una masa de aire ascendente que es la ráfaga. Esta masa de aire vertical genera el término $\Delta L / W$ como resultado del incremento de factor de carga debido a la ráfaga.

El factor de carga debido a la ráfaga en este caso fue producido por una ráfaga ascendente, también podría haberlo hecho una ráfaga descendente. En ese caso, nosotros tendríamos un valor negativo, o sea, un decremento del factor de carga donde los valores darían factores de carga negativos. La siguiente, es la ecuación para el factor de carga tanto positivo como negativo generado por la ráfaga.

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

Analizando la ecuación de factor de carga para la ráfaga y considerando constante la velocidad de la ráfaga U, vemos que tenemos un grupo de factores constantes, un valor variable que es V_e , un término independiente que es el valor 1. O sea que tenemos una pendiente, con el grupo de valores constantes, una variable y un término independiente, **esto nos da por resultado la ecuación de una recta.**

Por lo tanto, podemos generar varias rectas en función de la elección que hagamos de intensidad de ráfaga. En la siguiente figura podemos apreciar varias rectas que tienen diversas pendientes en función a la variación que hemos dado de la velocidad de esa ráfaga.

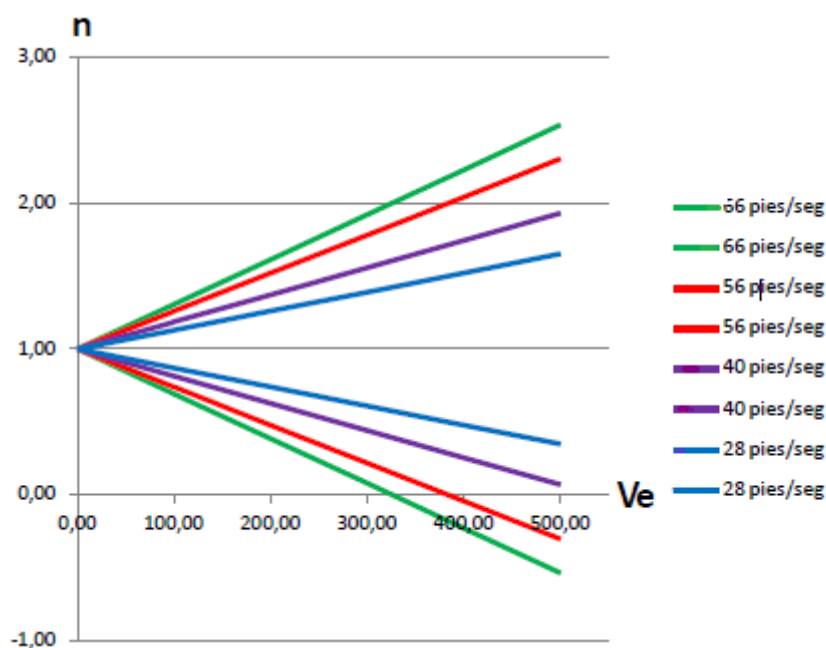


Figura 6

También podemos apreciar que para la velocidad V_e igual a 0 todas las rectas salen del factor de carga $n=1$. Cuanto mayor es la velocidad de vuelo, mayor será el factor de carga correspondiente. Así también para los valores negativos, cuanto mayor sea la velocidad de vuelo, mayores serán los valores de decremento con respecto a 1, haciendo que el valor del factor de carga pase por cero, y a partir de ahí comience a tener los valores negativos.

Cuanto menor sea el peso, mayor será el factor de carga y viceversa. Esto no quiere decir que con un peso grande el avión, se verá sometido a un factor de carga pequeño, y 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 si será cierto es que, con pesos grandes, el avión no sufrirá tanta sacudida como con pesos pequeños.

Cuanto mayor sea el alargamiento del ala, también será mayor el factor de carga. El valor de A , que es la pendiente de la curva de CL en función de α , es alto para los aviones de gran alargamiento. Las ráfagas afectan mucho más a las aeronaves con mucho alargamiento.

Particularidad de V_B (Velocidad de cálculo para máxima intensidad de ráfaga)

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

Vemos que su fórmula depende de la fórmula de ráfaga. En realidad, lo que se busca según la norma, es obtener el valor del factor de carga de la combinación de la velocidad V_c y su velocidad de ráfaga correspondiente. Se calcula la raíz cuadrada de ese factor de carga, se lo multiplica por la velocidad de pérdida y se obtiene la velocidad V_B . Esta va a ser la velocidad de cálculo para máxima intensidad de ráfaga.

¿Qué velocidad deberíamos mantener al encontrar una ráfaga?

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 CL máximo. 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 alejados 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 máximo.

La velocidad recomendada en aire turbulento dependerá del peso, de la actitud, de la posición del centro de gravedad y de la distribución de combustible.

Siempre se deberá cumplir con las velocidades y las indicaciones establecidas en los manuales de operación.

Criterios de diseño que establece la norma para las ráfagas.

Teníamos dos consideraciones en cuanto a ráfagas, las ráfagas discretas y las de turbulencia continua.

Criterios de ráfagas discretas

Se supone que el avión está sujeto a ráfagas verticales y laterales simétricas en vuelo nivelado. Las cargas límites de estas ráfagas deben determinarse de acuerdo lo siguiente:

1.- Las cargas en cada parte de la estructura deben determinarse mediante análisis dinámico. Este análisis debe tener en cuenta las características aerodinámicas inestables y todos los grados estructurales de libertad significativos, incluido los movimientos de cuerpos rígidos.

2.- Las ráfagas discretas tienen perfiles de velocidad iguales a la función de pulso 1-coseno.

$$U = \frac{U_{ds}}{2} \left[1 - \cos \left(\frac{\pi * s}{H} \right) \right] \text{ para } 0 \leq s \leq 2H$$

Siendo:

s: distancia penetrada en la ráfaga (pies).

U_{ds} = la velocidad de ráfaga de diseño en velocidad equivalente.

La distancia del gradiente de ráfaga, que es H, es la distancia sobre la cual la velocidad de la ráfaga aumenta hasta un valor máximo. Su valor se especifica en un rango de 30 a 350 pies, motivo por el cual se debe investigar un número suficiente de rangos de gradiente de ráfaga para poder encontrar la respuesta crítica para cada magnitud de carga.

Las velocidades de ráfaga de diseño siguen la siguiente fórmula.

$$U_{ds} = U_{Ref} * F_g * (H/350)^{1/6}$$

Las velocidades de ráfaga de diseño son proporcionales a la raíz sexta de la distancia del gradiente de ráfaga H sobre su máxima distancia en pies establecida por norma, que es de 350 pies. A su vez, las velocidades de ráfaga de diseño son proporcionales al factor de atenuación del perfil y a las velocidades de ráfaga de referencia.

Las velocidades de ráfaga de referencia, U_{ref} , son velocidades de ráfagas efectivas y que han sido derivadas de las aceleraciones registradas en vuelos operativos y representan ráfagas que ocurren una vez en 70000 h de vuelo. Son la base para determinar la velocidad de ráfaga de diseño. Las velocidades de referencia se especifican en función de la altitud y son dadas en términos de pies por segundo, en velocidad equivalente, para un gradiente de ráfaga de distancia H de 350 pies. Las velocidades de ráfaga de referencia son una medida de la intensidad de turbulencia en función de la

altitud al definir el valor de la velocidad de referencia en cada altitud, suponemos que el avión vuela el 100% del tiempo a esa altitud.

Se aplican las siguientes velocidades de ráfaga de referencia:

1.- A velocidades del avión entre VB y VC: las ráfagas positivas y negativas con velocidades de ráfaga de referencia de 56.0 pies / s EAS y 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.

La intensidad de estas velocidades tiene una variación lineal con la altitud, esa variación lineal con la altitud es una reducción en los valores de esa velocidad. El motivo de esta reducción de velocidad con respecto a la altitud se debe a que, al estar tomadas estas velocidades en velocidad equivalente al nivel del mar, tienen la misma magnitud que la velocidad verdadera, pero a medida que vamos incrementando la altitud, la velocidad verdadera va aumentando, por lo tanto, para mantener constante la velocidad de ráfaga en velocidad equivalente debe disminuir.

2.- La velocidad del diseño del avión Vd, la velocidad de ráfaga de referencia debe ser un 50% menor a los valores obtenidos en el Item 1.

Factor de atenuación

El factor de atenuación del perfil de vuelo F_g , sea aplica en términos de la probabilidad de que el avión vuele en cualquier momento dentro de su rango de altitud de certificación y se toma para incluir, no solo el efecto de movimiento del avión sino también el retraso en el incremento de sustentación en respuesta a la entrada en ráfaga y a los cambios repentinos en el ángulo de ataque. F_g es un valor mínimo en el nivel del mar aumentando linealmente a 1 a la altitud máxima certificada.

A nivel del mar, el factor de alivio del perfil de vuelo está determinado por la siguiente ecuación:

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

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

Z_{mo} : Altitud de operación máxima

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

$$R_1 = \frac{\text{Maximum Landing Weight}}{\text{Maximum Takeoff Weight}}$$

$$R_2 = \frac{\text{Maximum Zero Fuel Weight}}{\text{Maximum Takeoff Weight}}$$

Fg depende de la altitud de operación máxima y de los valores de peso del avión. Este valor de peso nos da una idea de la inercia que tiene la aeronave. Inercia al movimiento que genera la ráfaga. Resumiendo, tenemos la función pulso 1-coseno, que representa como es la intensidad de la ráfaga. Esta función es la que interviene dentro de la ecuación de la ráfaga.

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

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

También interviene la velocidad de diseño de ráfaga.

$$U_{ds} = U_{Ref} * F_g * (H/350)^{1/6}$$

La velocidad de diseño de ráfaga depende de la velocidad de referencia. A su vez también depende del factor de atenuación, que hemos visto su comportamiento en función a la Figura 4 y también de la raíz sexta del gradiente de ráfaga H.

La velocidad de referencia se toma en función de la velocidad de vuelo, o sea a las velocidades de vuelo entre Vb y Vc teníamos diferentes valores de velocidad de referencia en función a la altitud, porque eran velocidades de referencia en velocidades equivalentes.

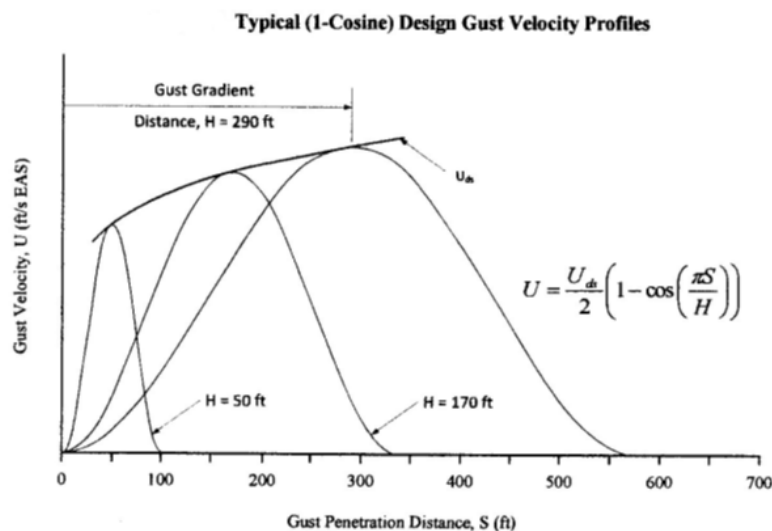


Figura 7

Para una determinada condición de vuelo, un determinado valor de velocidad de vuelo y de altitud, tomamos el valor de la velocidad de ráfaga de referencia y obtenemos el valor de la velocidad de diseño de ráfaga.

En función de una distancia de gradiente de ráfaga hacemos la distribución de intensidad de ráfaga. O sea que dibujamos la distribución de intensidad de ráfaga para un cierto valor H. Recordemos que lo hemos hecho para una velocidad de referencia específica, o sea que para una velocidad de referencia específica de acuerdo con lo que me solicita la norma, tenemos que investigar un número suficiente de distancias de gradiente H entre 30 y 350 pies. Después tomamos otra velocidad de referencia, hacemos el mismo estudio, hacemos otra velocidad de referencia y hacemos el mismo estudio. Iterando este procedimiento vamos a ir obteniendo, las velocidades pico. Esto es una envolvente de la velocidad máxima de la ráfaga de diseño.

Con estos valores, voy a realizar el análisis aerodinámico y con ello, las cargas aerodinámicas para poder determinar la resistencia estructural que debe tener la aeronave para que al ser sometida a una ráfaga semejante a la de este estudio teórico, tenga la suficiente resistencia estructural para poder enfrentarla sin deformación permanente en la estructura.

Turbulencia continua

En el modelo de turbulencia continua se supone que la atmósfera es unidimensional, con la velocidad de ráfaga actuando normal, vertical o lateralmente, a la dirección del vuelo del avión.

La suposición de unidimensionalidad restringe las velocidades de ráfaga verticales o laterales e instantáneas para que sean las mismas en todos los puntos en los planos normales a la dirección del vuelo del avión. 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 cuerpos rígidos. Las cargas límites deben determinarse para todas las altitudes críticas, los pesos y velocidades.

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

PL = carga límite;

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

A = relación de la carga incremental media cuadrática de la raíz para la condición de la velocidad de turbulencia media cuadrática de la raíz.

U_σ = límite de la intensidad de la turbulencia en la velocidad real.

En el modelo de turbulencia continua, se considera que la atmósfera tiene un comportamiento aleatorio en cuanto a la distribución de intensidad de velocidad de ráfaga. Eso trae aparejado que se debe realizar un análisis dinámico con respecto al comportamiento de la estructura de la aeronave y de la turbulencia atmosférica.

Por eso vamos a tener la siguiente ecuación:

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

$H(\Omega)$ = la función de respuesta de frecuencia, determinada por análisis dinámico, que relaciona las cargas en la estructura de la aeronave con la turbulencia atmosférica.

$\Phi(\Omega)$ = densidad espectral de potencia normalizada de turbulencia atmosférica.

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

Ω = frecuencia reducida, radianes por pie;

L = escala de turbulencia = 2,500 ft.

Esta formula relaciona dos consideraciones, la estructura de la aeronave con la turbulencia atmosférica y a su vez la densidad espectral de la potencia de esa turbulencia atmosférica.

Para este caso, la velocidad de ráfaga de diseño U_{σ} viene dada por el producto entre la velocidad de ráfaga de referencia y el factor de atenuación.

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

La velocidad de referencia va a tener un valor para velocidad del avión entre V_b y V_c . Esta 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. Estos valores vienen dados este caso, en velocidad verdadera.

Si volamos a la velocidad V_d el valor de la velocidad de ráfaga de diseño es igual al 50% de los valores que se encuentran en el párrafo anterior.

Para velocidades entre V_c y V_d el valor de la velocidad de ráfaga de diseño es igual a un valor obtenido por interpolación lineal.

Documentación de apoyo recomendada:

RAAC 25 subparte c.

Circular de asesoramiento FAA AC 25.341-1.

Aerodinámica y actuaciones del avión capítulo 11.