

# ***Lección C11 - Cargas de Ráfagas***

Dra. Cristina Cuerno Rejado  
 Profesora Titular de Universidad  
 Departamento de Vehículos Aeroespaciales,  
 Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos  
 Universidad Politécnica de Madrid

# CARGAS DE RÁFAGAS

## 1. INTRODUCCIÓN

- El vuelo de los aviones modernos en la atmósfera turbulenta da lugar a:
  - Sensaciones desagradables para los pasajeros o dificultades de control para los pilotos (poco seguro).
  - Sacudidas violentas (muy inseguro).

En general la turbulencia es responsable de un número no insignificante de accidentes aéreos.
- Las ráfagas atmosféricas se han utilizado durante años como criterio para dimensionar el avión y representan un capítulo muy importante dentro de la certificación del avión.
- La evolución en el diseño de aviones de transporte con alas de gran alargamiento, estructura muy flexible y extensa envolvente de vuelo, así como el gran esfuerzo realizado en el diseño estructural para reducir pesos y generalizar leyes de pilotaje han provocado que se hayan tenido que tener en cuenta más aspectos en el proceso de determinación de cargas por ráfagas.

# CARGAS DE RÁFAGAS

## 2. MODELOS PARA EL CÁLCULO DE RÁFAGAS

### 2.1. Modelo determinista discreto

- Arranque en 1934: concepto de  $\Delta n$  estático en un avión rígido sometido a una ráfaga discreta.
- Criterio de Pratt (1953): para una ráfaga (1-cos) de semilongitud de onda  $12,5c$ , y aparición del factor de atenuación de ráfagas relacionándole con una ráfaga instantánea equivalente. Aparece  $K_g$  y la conocida fórmula de Pratt para  $\Delta n$ :

$$K_g = \frac{0,88\mu}{5,3+\mu}$$

$$\Delta n = K_g \frac{\rho_0 U_{de} V_e C_{l\alpha}}{2^W / s_w}$$

- Actualmente el modelo de Pratt tiene en cuenta los efectos de la flexibilidad del avión reemplazando el gradiente de sustentación del ala rígida por el que sufre el avión completo, estadísticamente extraído del estado de cargas de inercia durante el vuelo equilibrado  
 ⇒ Solución Quasi-Flexible
- El movimiento de cabeceo, principal causa de la atenuación de la ráfaga después de que el avión asciende por efecto de la misma se añadió posteriormente al modelo. El avión, entonces, responde a la ráfaga, mediante sus grados de libertad rígidos de ascenso y cabeceo (resbalamiento, balance y guiñada para el caso lateral) y el modelo aerodinámico se refiere a una geometría distorsionada bajo las cargas estáticas del vuelo nivelado ⇒ Modelo Quasi-Estático

## CARGAS DE RÁFAGAS

### **2. MODELOS PARA EL CÁLCULO DE RÁFAGAS**

#### **2.2. Modelo probabilístico continuo**

- 1952: se comienza a tener en cuenta la naturaleza probabilística de la turbulencia atmosférica.
- Método del análisis de la envolvente de diseño: se calcula la función de transferencia del avión y con ella la densidad espectral de las fuerzas, analizando el perfil de vuelo del avión y un esquema de turbulencia atmosférica.
- La flexibilidad del avión se tiene en cuenta aumentando el número de grados de libertad del avión.
- El método se adoptó como alternativo en 1970 (FAR25) y en 1980 se hizo necesario y pasó a representar un elemento esencial en la certificación de aviones.

## CARGAS DE RÁFAGAS

### **3. AVANCES ACTUALES (1/2)**

- Gran éxito del modelo de turbulencia continua, pero no desplaza al de ráfagas discretas: simplicidad, idea real de cargas sobre el avión, determinación de las turbulencias críticas para la estructura, las cuales se suelen presentar en la realidad como perturbaciones aisladas más que turbulencia continua.
- Dos líneas de actuación:
  - Definición de métodos más precisos para el cálculo de ráfagas discretas.
  - Enriquecer y actualizar datos estadísticos de intensidad y distribución de ráfagas en la atmósfera.

#### **3.1. Mejora del modelo discreto**

- Paso al modelo “totalmente flexible” calculando la respuesta dinámica del avión ante ráfagas discretas de Pratt y los modos de la estructura.
- “Sintonización” de la ráfaga para encontrar la peor (variar  $D$ )  $\Rightarrow$  “Modelo de Ráfaga Sintonizada Discreta”. También se relacionan las longitudes de onda con la velocidad en un modo parecido al espectro de turbulencia de Von Karman (potencia  $1/3$ ) mejorando con datos actuales (potencia  $1/6$ ).

## CARGAS DE RÁFAGAS

### **3. AVANCES ACTUALES (2/2)**

#### **3.2. Puesta al día de la representación estadística atmosférica**

- Mejora de los bancos de datos, añadiendo datos nuevos medidos hoy en día.
- Definición de intensidades de ráfagas para el cálculo de cargas límite introduciendo hipótesis tales como vida útil del avión, velocidad de crucero media, perfil de vuelo típico, etc.

#### **3.3. Misión del avión**

- Intentos por parte de GB de tener en cuenta el modelo discreto junto con el tipo de misión de diseño y el posible uso comercial.  
Ejemplo del B747 de largo alcance para rutas cortas domésticas de alta densidad. Problemas relacionados con el vuelo a muy diferentes altitudes donde la probabilidad de encontrarse ráfagas es muy distinta.
- 1988: CAA propone el método de ráfagas discretas sintonizadas compensadas en altitud, que se basa en el cálculo de la carga máxima a cada franja de altitudes utilizando el método clásico de ráfagas sintonizadas.

## CARGAS DE RÁFAGAS

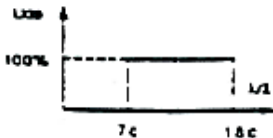

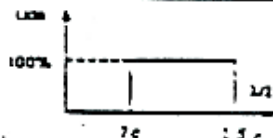

### 4. DISCUSIÓN

- Método de cálculo según FAR y JAR (ver figura).
- FAR:
  - ✓ Más sencillo.
  - ✓ Menor coste.
  - ✓ Menor nº de casos de estudio.
  - ✓ Modelización rudimentaria del comportamiento del avión que penaliza a algunos diseños.
- JAR:
  - ✓ Se tienen en cuenta tanto el avión como la atmósfera.
  - ✓ Requisitos más severos que han redundado en reducción de prestaciones o rigidizar estructuras en algunos casos.
- Intentos de convergencia entre FAA y JAA que se han materializado en unas nuevas ediciones de los códigos.



# CARGAS DE RÁFAGAS



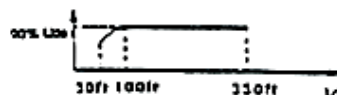
TABLE 2  
Bilateral presentation of international regulatory requirements

	EUROPEAN REQUIREMENTS**	AMERICAN REQUIREMENTS
1959	<ul style="list-style-type: none"> <li>Pratt formula or Quasi-Static</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Pratt formula or Quasi-Static</li> </ul>
1971	<ul style="list-style-type: none"> <li>D.T.G. avec prise en compte de la mission avion</li> <li>turbulence continue <math>U_{cr}=85</math> ft/s methode D.E.A. et analyse de mission</li> </ul> 	
1974	<ul style="list-style-type: none"> <li>Pratt formula or Quasi-Static</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Pratt formula or Quasi-Static</li> </ul>
1974	<ul style="list-style-type: none"> <li>D.T.G.</li> <li>Continuous turbulence study</li> </ul> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>Pratt formula or Quasi-flexible</li> <li>Continuous turbulence study</li> </ul>
1983	<ul style="list-style-type: none"> <li>Fully-flexible (12.5c 100% <math>U_{del}</math>)</li> <li>D.T.G.</li> <li>Continuous turbulence <math>U_{cr}=75</math> ft/s D.E.A. method as equivalent to the load level supplied by mission analysis</li> </ul> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>Pratt formula or Quasi-flexible</li> <li>Continuous turbulence <math>U_{cr}=75</math> ft/s D.E.A. method as equivalent to the load level supplied by mission analysis</li> </ul>



# CARGAS DE RÁFAGAS

TABLE 2  
Bilateral presentation of international regulatory requirements

	EUROPEAN REQUIREMENTS**	AMERICAN REQUIREMENTS
1988	<ul style="list-style-type: none"> <li>Quasi-flexible (12-5c, 100% Ude)</li> <li>Fully-flexible (12-5c, 90% Ude)</li> <li>AWDTG</li> </ul>  <ul style="list-style-type: none"> <li>Continuous turbulence <math>U_w = 75</math> ft/s D.E.A. method as equivalent to the load level supplied by mission analysis</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Pratt formula or Quasi-flexible</li> <li>Continuous turbulence <math>U_w = 75</math> ft/s D.E.A. method as equivalent to the load level supplied by mission analysis</li> </ul>
1985	<ul style="list-style-type: none"> <li>Pratt formula or Quasi-Static</li> <li>D.T.G.</li> </ul>  <ul style="list-style-type: none"> <li>Continuous turbulence <math>U_w = 85</math> ft/s D.E.A. method (envelope)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Pratt formula or Quasi-flexible</li> <li>Continuous turbulence <math>U_w = 85</math> ft/s D.E.A. method (envelope)</li> </ul>
1992	<ul style="list-style-type: none"> <li>Quasi-flexible (12-5c, 100% Ude)</li> <li>AWDTG</li> </ul>  <ul style="list-style-type: none"> <li>Continuous turbulence <math>U_w = 75</math> ft/s D.E.A. method as equivalent to the load level supplied by mission analysis</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Pratt formula or Quasi-flexible</li> <li>Continuous turbulence <math>U_w = 75</math> ft/s D.E.A. method as equivalent to the load level supplied by mission analysis</li> </ul>

\*\*Joint (Germany, France, Great Britain, Netherlands) or separate according to the programme.

## CARGAS DE RÁFAGAS

### 5. FACTOR DE ATENUACIÓN DE RÁFAGAS (1/4)

- Primer modelo simplificado: Ráfaga Instantánea, es decir, torbellinos pequeños con tamaño mucho menor al característico del avión.

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{W} = \frac{\rho V a U}{2 W / S_w}$$

- Factor de Atenuación de Ráfagas: en el caso de torbellinos de mayor tamaño, el avión se encuentra la ráfaga y va penetrando en ella. El comportamiento de la ráfaga es de tipo sinusoidal.
- Hipótesis (NACA Rep. 1206):
  - $U = U_{\max} / 2(1 - \cos(2\pi x / 2D))$
  - $V = \text{cte}$
  - El avión no cabecea mientras la ráfaga está en el ala, lo hará en su caso al llegar a la cola (hipótesis conservativa).
  - Ráfaga uniforme según la envergadura.
  - No hay efectos en fuselaje ni cola.
  - El avión se desplaza verticalmente por efecto de la ráfaga.

## CARGAS DE RÁFAGAS

### 5. FACTOR DE ATENUACIÓN DE RÁFAGAS (2/4)

- Debido a la ráfaga aparece un incremento de sustentación, y debido al movimiento vertical provocado por la ráfaga hay un cambio en  $\alpha$  que produce otro incremento de sustentación:

$$\Delta L = \frac{W}{g} \frac{d^2 z}{dt^2}$$

$$\Delta L = \Delta L_g + \Delta L_v$$

- Efecto del movimiento vertical  $L_v$ : aparece una velocidad vertical que induce un incremento de  $\alpha$  negativo, afectado del retardo adecuado entre cambio en  $\alpha$  y sustentación (Wagner).

$$dL_v = -\frac{1}{2} \rho V^2 S_w a \frac{d^2 z}{dt^2} \frac{d\tau}{V} [1 - \phi(t - \tau)] \quad 1 - \phi(t) = 1 - 0,165e^{-0,09Vt/c} - 0,335e^{-0,6Vt/c}$$

- Efecto de la ráfaga  $L_g$ : variación de  $\alpha$  debido a la velocidad vertical de la ráfaga, afectada de otro retardo debido a que a lo largo de la cuerda cambia la velocidad vertical (Küssner).

$$dL_g = -\frac{1}{2} \rho V^2 S_w a \frac{dU}{dt} \frac{d\tau}{V} \varphi(t - \tau) \quad \varphi(t) = 1 - 0,236e^{-0,116Vt/c} - 0,513e^{-0,728Vt/c} - 0,171e^{-4,84Vt/c}$$

## CARGAS DE RÁFAGAS

### 5. FACTOR DE ATENUACIÓN DE RÁFAGAS (3/4)

- Para proceder a la integración de la ecuación del equilibrio vertical de fuerzas se va a llevar a cabo unos cambios de variable:

$$S = Vt/c$$

$$\sigma = V\tau/c$$

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

- Aparición de la relación másica del avión,  $\mu$ : 
$$\mu = \frac{2^W / s_w}{\rho c a g}$$
- Finalmente, teniendo en cuenta el perfil sinusoidal de velocidades en la ráfaga y tomando como distancia de gradiente de ráfaga,  $D=12,5c$ , la solución de la ecuación sólo depende del parámetro  $\mu$ , teniendo en cuenta las siguientes constantes:
  - Factor de carga para ráfaga instantánea,  $\Delta n_s$
  - Factor de atenuación de ráfagas,  $K_g$

$$\Delta n_s = \frac{\rho U_{max} V a}{2^W / s_w}$$

$$K_g = \frac{\Delta n_{max}}{\Delta n_s}$$

## CARGAS DE RÁFAGAS

### 5. FACTOR DE ATENUACIÓN DE RÁFAGAS (4/4)

- De la figura anterior se deduce que  $K_g < 1$  siempre, es decir, nunca se llega a alcanzar el factor de carga de ráfaga instantánea a  $U_{m\acute{a}x}$ .
- De la representación gráfica de  $K_g$  en función de  $\mu$ , se obtiene la siguiente aproximación:

$$K_g = \frac{0,88\mu}{5,3 + \mu}$$

- Finalmente se puede expresar el incremento de factor de carga debido a la ráfaga como:

$$\Delta n = K_g \Delta n_s = \frac{\rho K_g U_{m\acute{a}x} V a}{2 W / S_w}$$

- La expresión anterior es independiente de la altura de vuelo si todas las velocidades son EAS, debiendo entonces ser  $\rho$  la del nivel del mar. Asimismo, el anterior  $\Delta n$  es el correspondiente a la Ráfaga Instantánea Equivalente de intensidad ( $K_g U_{m\acute{a}x}$ ) que, por ser  $K_g < 1$ , es siempre de menor intensidad que la real.

## CARGAS DE RÁFAGAS

### 6. ENVOLVENTE DE RÁFAGAS (1/2)

- Con anterioridad al año 2000 se consideraba tanto en FAR-25 como en JAR-25 la existencia de una envolvente de ráfagas con una utilidad análoga a la envolvente de maniobra. En ella se consignaban los factores de carga de ráfagas obtenidos a diferentes velocidades según el modelo de ráfaga instantánea equivalente, igualmente proporcionado en los códigos. Las velocidades características de la envolvente eran  $V_B$ ,  $V_C$  y  $V_D$ .
- Velocidad de máxima intensidad de ráfagas de proyecto,  $V_B$  (anterior a 2000):  $V_B$  no debe ser menor que  $V_{B_{\min}}$ , determinada por la intersección de la línea de  $C_{N_{\max}}$  y la línea que representa la máxima ráfaga positiva, o  $V_{S1}(n_g)^{1/2}$ , la que sea menor, siendo:
  - $n_g$ , el factor de carga positivo de ráfagas para la ráfaga a  $V_C$  al peso de consideración.
  - $V_{S1}$  es la velocidad de entrada en pérdida sin flaps al peso de consideración.
 Además  $V_B$  no debe ser mayor que  $V_C$ .

## CARGAS DE RÁFAGAS

### 6. ENVOLVENTE DE RÁFAGAS (2/2)

- Las intensidades de ráfagas positivas y negativas consideradas a las diferentes velocidades son
  - $V_B$ : 66 ft/s para  $0 \leq h \leq 20.000$  ft; 38 ft/s a 50.000 ft; evolución lineal entre 20.000 y 50.000 ft.
  - $V_C$ : 50 ft/s para  $0 \leq h \leq 20.000$  ft; 25 ft/s a 50.000 ft; evolución lineal entre 20.000 y 50.000 ft.
  - $V_D$ : 25 ft/s para  $0 \leq h \leq 20.000$  ft; 12,5 ft/s a 50.000 ft; evolución lineal entre 20.000 y 50.000 ft.

Estas velocidades se traducen en el diagrama en un conjunto de líneas rectas que parten de  $n=1$ , con pendiente positiva y negativa proporcional a las diferentes intensidades ( $n=1+\Delta n$ ).

- Se permite que el factor de carga a  $V_B$  no esté por encima del correspondiente a  $V_C$ , aunque así se obtuviese del cálculo. Lo mismo ocurre para ráfagas descendentes.



## CARGAS DE RÁFAGAS

### 7. MÉTODO ACTUAL. HIPÓTESIS BÁSICAS

- Método de Ráfaga Discreta Sintonizada con cálculo de respuesta dinámica, avión totalmente flexible con ráfaga de Pratt:

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

- Estadística de ráfagas sintonizadas compensadas en altitud.
- Velocidad media de crucero:  $0,95V_{mo}$ .
- Ley de variación de la velocidad con el espectro turbulento actual (potencia 1/6).
- Introducción de un factor de misión (aproximación a AWDTG):

$$U_{ds} = U^* F_g$$

$$U^* = U_{ref} (H/350)^{1/6}$$

$F_g$  surge de tener en cuenta el efecto de la misión amortiguando las intensidades de ráfagas de forma que todos los aviones sufran el mismo riesgo a la misma altitud.

En la figura se pueden ver las intensidades de ráfagas por aviones y por categorías con muy buen acuerdo tanto dentro de cada categoría como al comparar una con otra.

# CARGAS DE RÁFAGAS

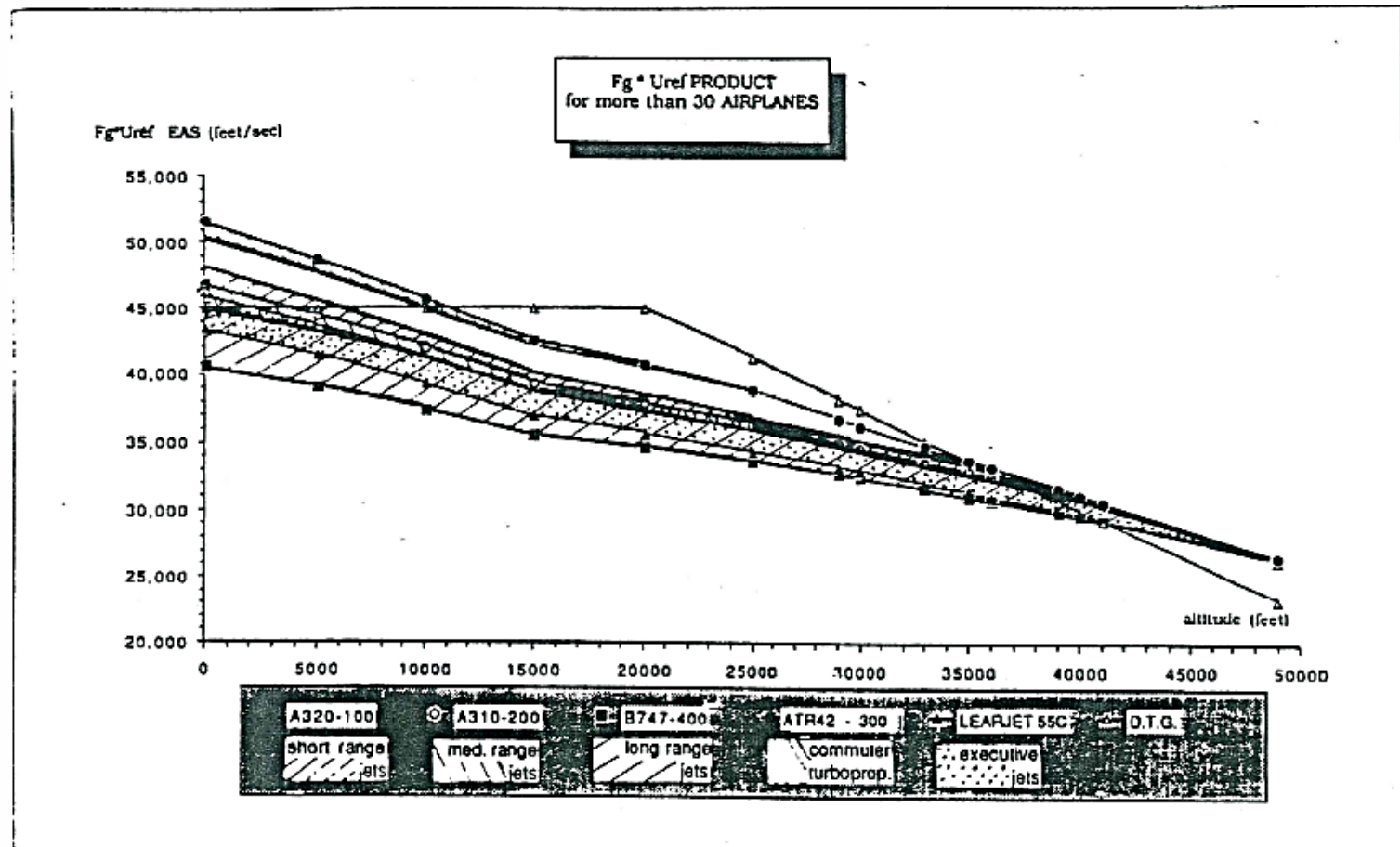


Figure 10. Taking account of aircraft utilisation by the mission factor Fg. Fg\*Uref Product for more than 30 aeroplanes.

## CARGAS DE RÁFAGAS

### **8. VELOCIDAD PARA MÁXIMA INTENSIDAD DE RÁFAGAS** **(JAR 25.335 d)**

1)  $V_B$  no será inferior a:

$$V_{s1} \left[ 1 + \frac{K_g U_{ref} V_c a}{498w} \right]^{1/2} = V_{s1} \sqrt{n_g V_c}$$

Siendo:

- $V_{s1}$ : velocidad de entrada en pérdida 1g basada en  $C_{nmáx}$  con flaps recogidos.
- $U_{ref}$ : velocidad de ráfagas de referencia.
- $W$ : carga alar (pounds/ft<sup>2</sup>) al peso de consideración.
- $K_g = 0,88 \cdot \mu / (5,3 + \mu)$
- $M = 2w / (\rho c a g S_w)$

Todas las unidades son en el sistema británico .

2) A altitudes a las cuales  $V_c$  se limita por Mach:

- $V_B$  proporcionará un margen óptimo respecto a los límites por bataneo.
- $V_B$  no necesita ser mayor que  $V_c$ .

## CARGAS DE RÁFAGAS

### **9. CARGAS DE RÁFAGAS Y TURBULENCIA (JAR 25.341)** **(1/4)**

- a) Criterio de Ráfagas Discretas de Proyecto: se supone que el avión está sometido a ráfagas simétricas verticales y laterales a partir de vuelo nivelado. Las cargas de ráfagas se evaluarán teniendo en cuenta lo siguiente:
- 1) Las cargas en cada punto de la estructura se determinan a partir de análisis dinámico teniendo en cuenta todas las características aerodinámicas no estacionarias y todos los grados de libertad estructurales significativos incluyendo los movimientos como sólido rígido.
  - 2) La forma de las ráfagas será:

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

## CARGAS DE RÁFAGAS

### **9. CARGAS DE RÁFAGAS Y TURBULENCIA (JAR 25.341)** **(2/4)**

donde:

$s$  = distancia penetrada en la ráfaga (ft).

$U_{ds}$  = velocidad equivalente de ráfagas de proyecto.

$H$  = distancia de gradiente de ráfaga (ft), es la distancia medida paralela a la trayectoria del avión a la que se alcanza el valor de la velocidad pico en la ráfaga.

- 3) Hay que investigar un número suficiente de  $H$  en el margen de 30 a 350 ft para encontrar la respuesta crítica a cada carga.
- 4) La velocidad de ráfagas de proyecto será:

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

donde:

$U_{ref}$  = velocidad de ráfagas de referencia.

$F_g$  = Factor de atenuación del perfil de vuelo.

## CARGAS DE RÁFAGAS



### 9. CARGAS DE RÁFAGAS Y TURBULENCIA (JAR 25.341) (3/4)

- 5) Se utilizarán las siguientes velocidades de referencia de ráfagas:
- A  $V_C$ : ráfagas positivas y negativas de velocidades (EAS)
    - 17,07 m/s (56 ft/s) a nivel del mar.
    - 13,42 m/s (44 ft/s) a 15.000 ft.
    - 7,92 m/s (26 ft/s) a 50.000 ft.
    - Para alturas intermedias se interpola linealmente.
  - A  $V_D$ : las velocidades de ráfagas de referencia serán 0,5 veces las anteriores.
- 6) El factor de atenuación del perfil de vuelo,  $F_g$ , debe aumentar linealmente del valor al nivel del mar hasta un valor de 1,0 a la altitud máxima operativa. A nivel del mar  $F_g$  se determina:

$$F_g = 0,5(F_{gz} + F_{gm}) \quad F_{gz} = 1 - \frac{Z_{mo}}{250000} \quad F_{gm} = \sqrt{R_2 \tan(\pi R_1/4)}$$

$$R_1 = \frac{MLW}{MTOW} \quad R_2 = \frac{MZFW}{MTOW} \quad Z_{mo} = \text{Altitud máxima operativa}$$

## CARGAS DE RÁFAGAS

### **9. CARGAS DE RÁFAGAS Y TURBULENCIA (JAR 25.341)** **(4/4)**

- b) Criterio de Ráfagas Continuas de Proyecto: se tendrá en cuenta la respuesta dinámica del avión ante turbulencia continua vertical y lateral.



## CARGAS DE RÁFAGAS



### **10. DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES (JAR 25.345)** **(1/2)**

- a) Si se van a utilizar flaps durante el despegue, la aproximación o el aterrizaje, a las velocidades  $V_F$  y posiciones de flaps correspondientes se supondrá al avión sometido a maniobras simétricas y ráfagas. Las cargas límite correspondientes son:
- 1) Maniobras a factor de carga positivo de 2,0, y
  - 2) Ráfagas verticales positivas y negativas de 7,62 m/s (25 ft/s) EAS. El análisis debe incluir las características aerodinámicas no estacionarias y el movimiento como sólido rígido del avión. La forma de la ráfaga será como la de JAR 25.341 (a)(2) excepto que  $U_{ds} = 6,62$  m/s;  $H = 12,5c$  y  $c$  = cuerda media geométrica del ala en ft.
- b) El avión debe estar diseñado para las condiciones del apartado a) excepto que no deberá superar el factor de carga 1 teniendo en cuenta:
- 2) Una ráfaga frontal de 25 ft/s EAS.

## CARGAS DE RÁFAGAS

### **10. DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES (JAR 25.345)** **(2/2)**

- c) Si se van a utilizar dispositivos hipersustentadores en ruta, con los flaps a las velocidades y en las posiciones correspondientes, se supone al avión sometido a maniobras y ráfagas dentro del rango determinado por:
  - a) Maniobras al factor de carga límite de maniobra de JAR 25.337 (b), y
  - b) El criterio de ráfagas verticales discretas de JAR 25.341.
- d) El avión debe estar diseñado para maniobras a factor de carga 1,5g a MTOW y con los dispositivos hipersustentadores en configuración de aterrizaje.

# CARGAS DE RÁFAGAS

Aircraft loading and structural layout

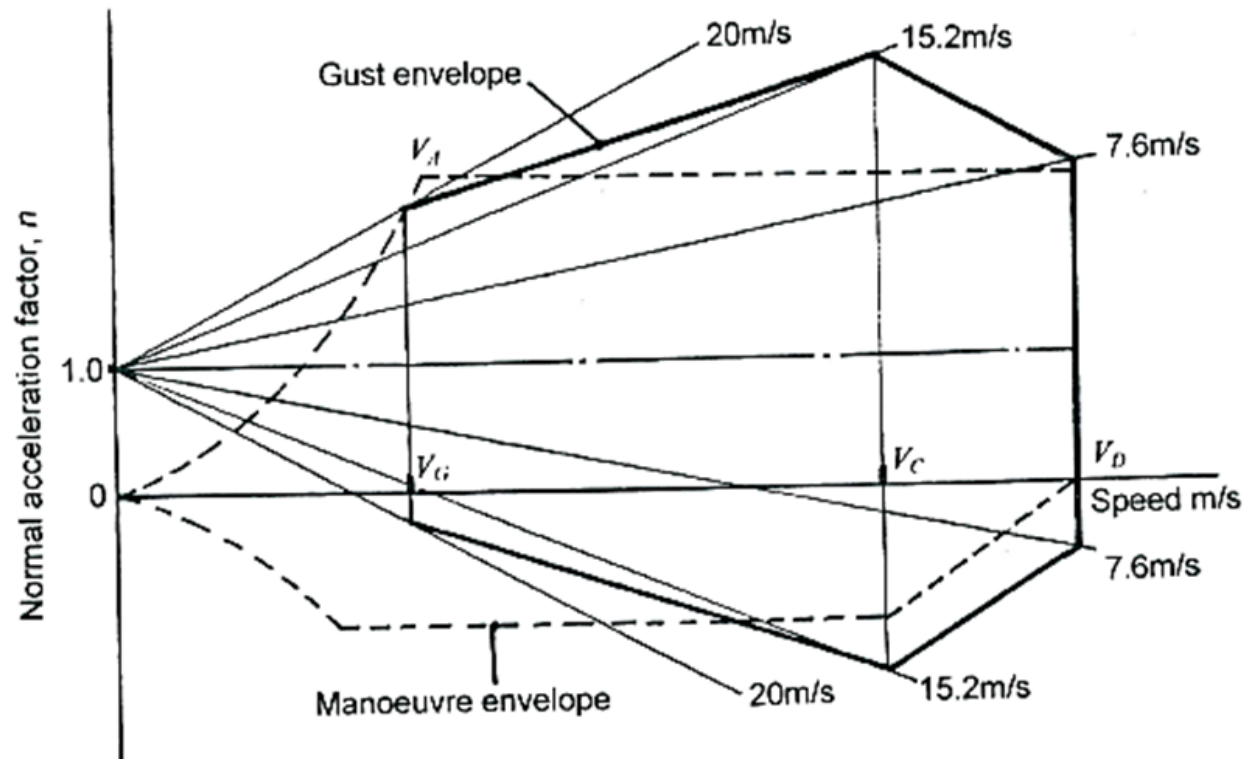


Fig. 6.2 Typical gust n-V diagram

# CARGAS DE RÁFAGAS



(c) *Gust envelope.*

