

# ***Lección C9 – Envolverte de Maniobra***

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

## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### **1. JAR 25.321. CARGAS DE VUELO. GENERAL**

- a) Los factores de carga de vuelo representan el cociente entre la componente aerodinámica normal y el peso. Signo positivo hacia el extradós.
- b) Hay que demostrar los requisitos de esta subparte (incluyendo compresibilidad):  $\forall W$ ;  $\forall h$ ;  $\forall$  distribución de carga ( $\forall W$ ,  $\forall h$ ).
- c) Se deben investigar suficientes puntos de la envolvente de diseño para poder asegurar que se obtiene la carga más alta para cada elemento de la estructura.
- d) Las fuerzas significativas que actúan sobre el avión se deben equilibrar de forma conservativa. Las inercias en equilibrio con los empujes y fuerzas aerodinámicas; los momentos angulares (cabeceo) en equilibrio con momentos del empuje y aerodinámicos, incluyendo los debidos a cargas en cola y góndolas.

## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### **2. JAR 25.333. ENVOLVENTE DE MANIOBRA**

- a) Los requisitos de resistencia se deben cumplir para cada combinación de velocidad y factor de carga dentro de los límites de la envolvente. Asimismo la envolvente sirve para determinar los límites estructurales operativos del avión.

## TÍTULO DE LA LECCIÓN



### **3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (1/14)**

#### **a) Velocidad de crucero de proyecto, $V_C$ :**

- 1)  $V_C$  suficientemente mayor que  $V_B$  para prevenir de incrementos inadvertidos de velocidad debido a turbulencia atmosférica severa.
- 2)  $V_C \geq V_B + 1,32 U_{ref}$  (\*). Sin embargo,  $V_C$  no necesita ser mayor que la máxima velocidad en vuelo horizontal a potencia máxima continua a la altitud correspondiente.
- 3) A altitudes donde  $V_D$  se limita por número de Mach,  $V_C$  también.

*En general la velocidad de crucero de proyecto  $V_C$  se selecciona de forma que envuelva a las velocidades operativas máximas deseadas y será entonces la velocidad mayor a la cual se puede operar el avión en un vuelo comercial.*

*(\*) siendo  $V_B$  la velocidad para máxima intensidad de ráfagas de proyecto y  $U_{ref}$  la velocidad de ráfagas de referencia que, a  $V_C$ , vale 17,07 m/s (56 ft/s) a nivel del mar y disminuye linealmente hasta 13,41 m/s (44 ft/s) a 15.000 ft y hasta 7,92 m/s (26 ft/s) a 50.000 ft.*

## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### **3. CS 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (2/14)**

- b) **Velocidad de picado de proyecto,  $V_D$ :** se debe seleccionar de forma que  $V_C/M_C$  no sea mayor que  $0,8 V_D/M_D$ , o que el margen mínimo entre  $V_C/M_C$  y  $V_D/M_D$  sea el mayor de los siguientes valores:
- 1) A partir de una condición de vuelo estabilizado a  $V_C/M_C$ , hay que realizar una maniobra de picado durante 20 s y con un ángulo de  $7,5^\circ$ , y luego realizar un tirón a factor de carga  $1,5g$ . El incremento de velocidad experimentado en la maniobra puede ser calculado si se dispone de datos aerodinámicos fiables o conservativos. La potencia se fija en su valor máximo de crucero (limitada por la necesaria a  $V_{MO}/M_{MO}$ ) y se debe mantener hasta que se inicia el tirón, en cuyo momento se asume que se reduce la misma y que el piloto utiliza sistemas aerodinámicos de frenada.
  - 2) Un margen mínimo para prevenir de variaciones atmosféricas (ráfagas horizontales, penetración en corrientes o frentes fríos), de errores de instrumento y variaciones en la fabricación de la célula. Estos factores se considerarán de manera estadística. El margen no será inferior a  $0,07 M$  salvo que se demuestre que se puede determinar uno menor, mediante un análisis racional que incluya los efectos de cualquier sistema automático. En cualquier caso, el margen no será inferior a  $0,05 M$ .

En principio se desea que el margen debido al picado no sea ensayado en vuelo sino determinado por análisis. En la realidad se llevarán a cabo ensayos en vuelo incluyendo cabeceo, balance y guiñada de forma que se demuestre que el margen entre  $V_C$  y  $V_D$  es suficiente.

## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### **3. CS 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (3/14)**

#### **CS 25.1505      Maximum operating limit speed**

The maximum operating limit speed ( $V_{MO}/M_{MO}$ , airspeed or Mach number, whichever is critical at a particular altitude) is a speed that may not be deliberately exceeded in any regime of flight (climb, cruise, or descent), unless a higher speed is authorised for flight test or pilot training operations.  $V_{MO}/M_{MO}$  must be established so that it is not greater than the design cruising speed  $V_C$  and so that it is sufficiently below  $V_D/M_D$  or  $V_{DF}/M_{DF}$ , to make it highly improbable that the latter speeds will be inadvertently exceeded in operations. The speed margin between  $V_{MO}/M_{MO}$  and  $V_D/M_D$  or  $V_{DF}/M_{DF}$  may not be less than that determined under CS 25.335(b) or found necessary during the flight tests conducted under CS 25.253.



## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### **3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (4/14)**

#### **b) Velocidad de picado de proyecto, $V_D$ (cont.):**

La ecuación para determinar el cambio de velocidad en un descenso prolongado es:

$$\frac{dV}{dt} = g[\sin(\tau_{req} + \tau_0) + T/W - C_D/C_L]$$

Donde  $\tau_{req}=7,5^\circ$  y  $\tau_0$ =ángulo de vuelo estabilizado en  $t=0$ . Para calcular  $C_L$  tenemos que  $n_z W = C_L q S_w$  y para  $C_D$ ,  $C_D = f(C_L, M)$ . Según las normas,  $n_z$  es igual a 1g para los primeros 20 s y después variará hasta alcanzar un factor de carga máximo de 1,5g, momento en el cual el empuje  $T$  se reducirá y los aerofrenos (si los hay) se desplegarán.

# TÍTULO DE LA LECCIÓN

## 3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (5/14)

**Table 15.2** Airplane upset analysis used to substantiate  $V_D$  speeds calculated using Eq. (15.1); the dive angle is 7.5 deg from the initial stabilized angle for flight at the beginning of the upset

	Time, s	Altitude, ft	Airspeed, keas	Mach	Thrust, lb/engine	Speedbrakes
Altitude, ft = 35,000	5.0	34,346	285.9	0.877	8,761	0
$V_c$ , keas = 275.9	10.0	33,678	295.0	0.891	8,906	0
Mach = 0.86	15.0	32,999	303.3	0.902	9,052	0
Initial dive angle,	20.0	32,310	310.8	0.909	9,201	0
deg = 1.38	20.5	32,245	311.0	0.908	0	Up
Upset angle, deg = 7.5	21.0	32,188	308.3	0.900	0	Up
Gross weight,	21.5	32,140	305.7	0.891	0	Up
lb = 215,000	22.0	32,100	303.1	0.882	0	Up
Thrust, lb/engine	23.0	32,037	297.8	0.866	0	Up
= 8620	24.0	31,991	292.7	0.850	0	Up
Altitude, ft = 30,000	5.0	29,369	320.2	0.876	9,956	0
$V_c$ , keas = 310	10.0	28,726	329.8	0.889	10,217	0
Mach = 0.86	15.0	28,072	338.3	0.899	10,482	0
Initial dive angle,	20.0	27,411	345.8	0.905	10,750	0
deg = 0.89	20.5	27,348	345.8	0.904	0	Up
Upset angle, deg = 7.5	21.0	27,294	342.2	0.893	0	Up
Gross weight,	21.5	27,249	338.7	0.883	0	Up
lb = 216,000	22.0	27,212	335.2	0.873	0	Up
Thrust,	23.0	27,154	328.3	0.854	0	Up
lb/engine = 9700	24.0	27,115	321.7	0.836	0	Up



## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### 3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (6/14)

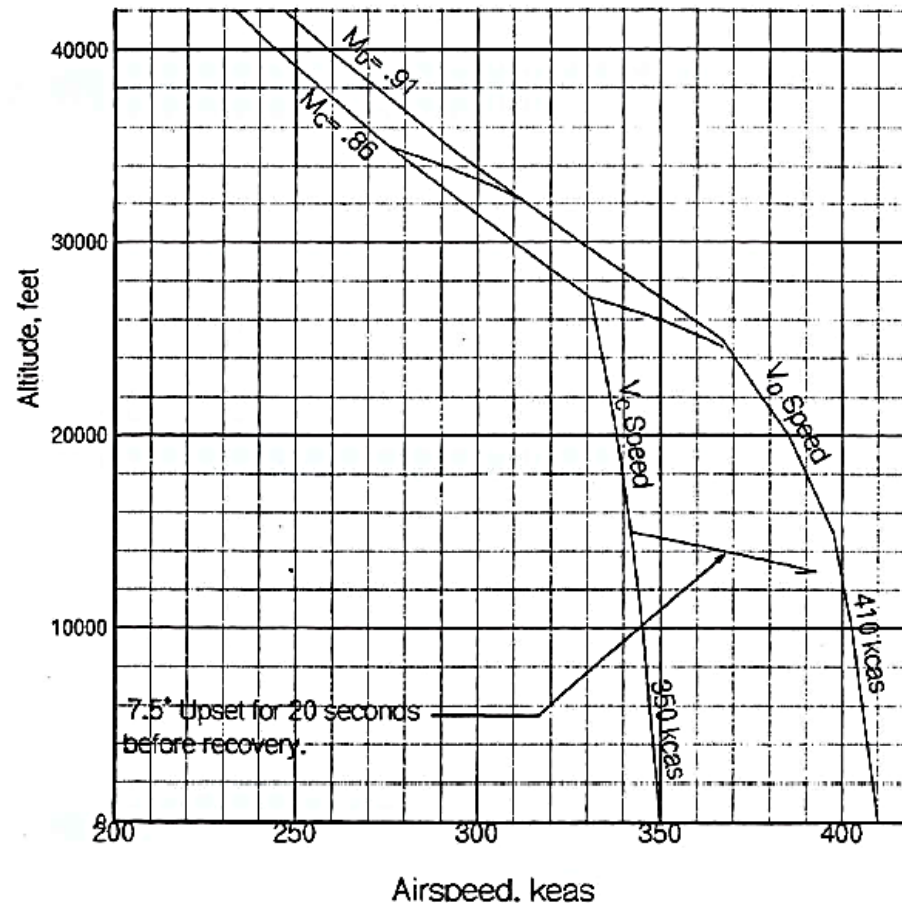


Fig. 15.1 Upset speeds as defined by FAR 25.335(b)(1).

## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### **3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (7/14)**

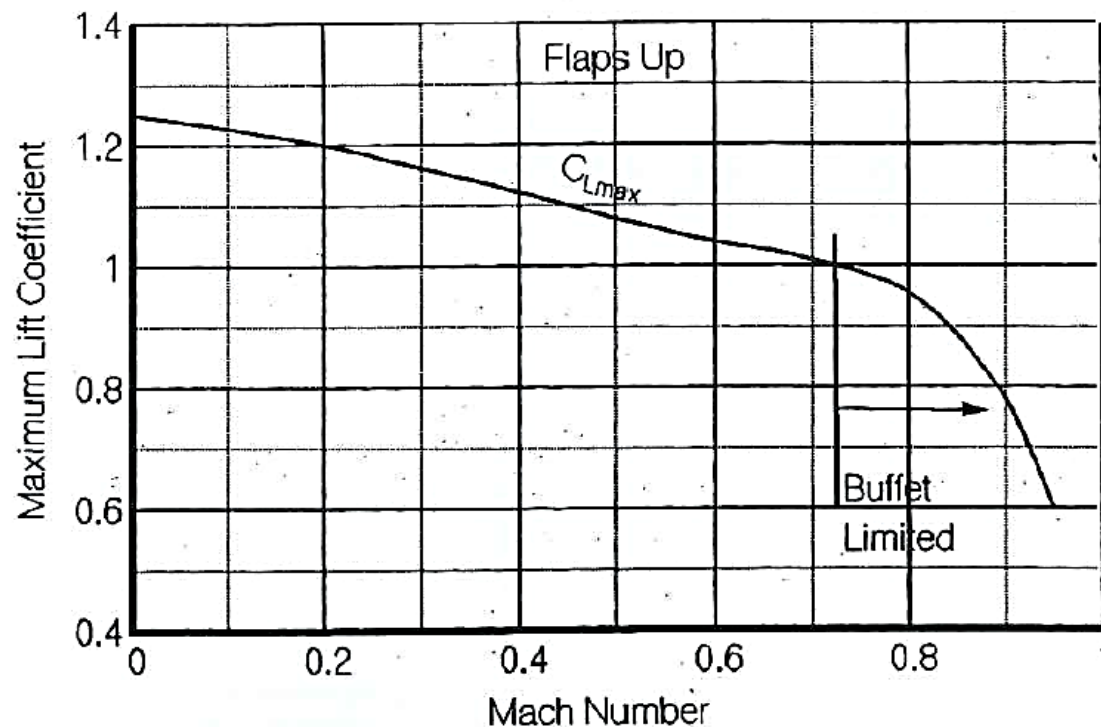
#### **c) Velocidad de maniobra de proyecto, $V_A$ :**

- 1)  $V_A \geq V_{s1}\sqrt{n}$ , siendo  $n$  el factor de carga límite positivo a  $V_C$  y  $V_{s1}$  la velocidad de entrada en pérdida en configuración limpia (velocidad mínima para  $n=1$ ).
- 2)  $V_A$  y  $V_s$  se evaluarán al peso y altitud bajo consideración.
- 3)  $V_A$  no necesita ser mayor de la menor de:
  - $V_C$
  - La velocidad a la cual la curva  $C_{Nmáx}$  intersecta a la línea de factor de carga positivo límite de maniobra.

*La velocidad  $V_A$  es la máxima velocidad a la cual el piloto puede llevar a cabo una deflexión de una superficie de control a su ángulo máximo. Antes de los años 60,  $V_A$  era la velocidad más pequeña a la cual se podía alcanzar el factor de carga límite positivo de maniobra (caso c1). A partir de los años 60, los aviones comerciales ya tienen valores del  $C_{Nmáx}$  variables con  $M$ . A elevados Mach aparece una disminución en el  $C_L$  debido al bataneo.*

## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### 3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (8/14)



**Fig. 14.4** Maximum lift coefficient variation with Mach number.

# TÍTULO DE LA LECCIÓN

## 3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (9/14)

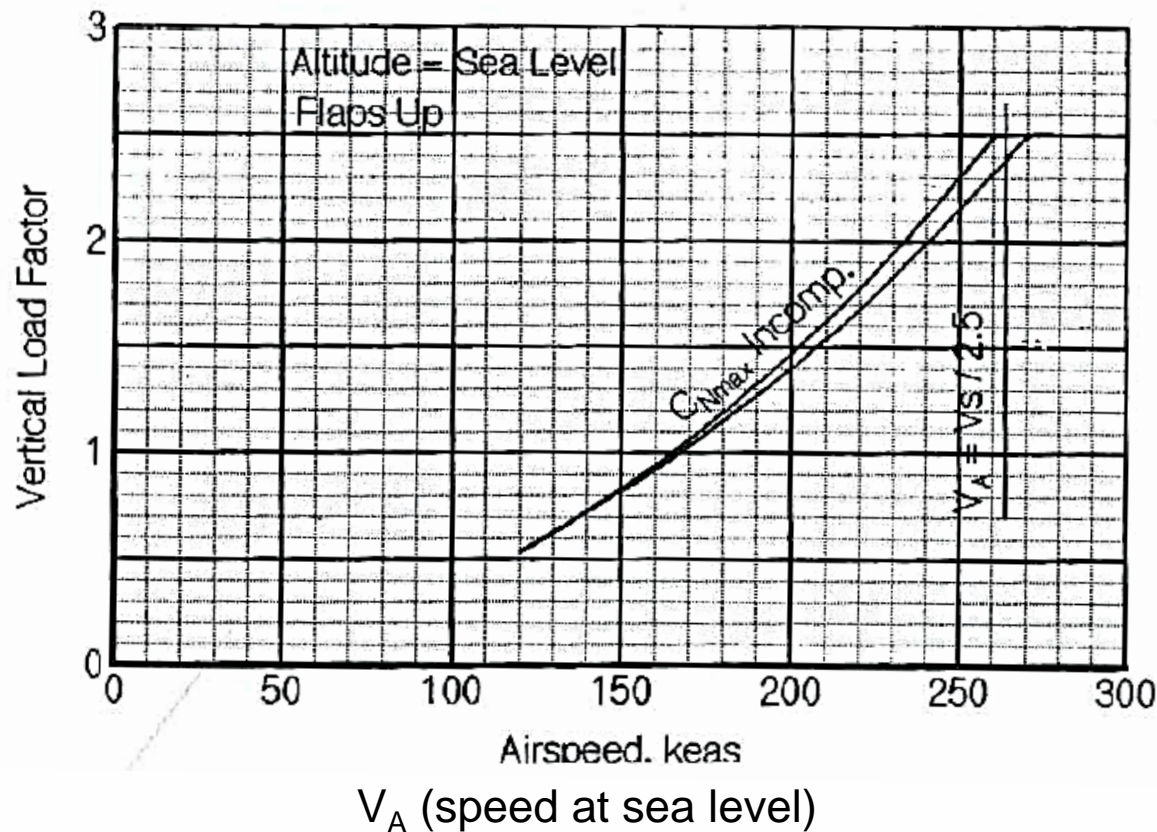
**Table 14.6 Comparison of  $C_{Nmax}$  calculated from Eq. (14.17) and  $C_{Lmax}$**

Airplane	Mach no.	$\alpha_{wm}$ , deg	$C_{Lmax}$	$C_{Dm}$	$C_{Nmax}$	Ratio
A	0.40	11.5	1.24	0.165	1.248	1.006
A	0.78	6.0	0.94 <sup>a</sup>	0.095	0.945	1.005
A	F40	20.0	3.40	0.640	3.423	1.007
B	0.45	11.0	1.09	0.076	1.084	0.995
B	0.80	7.0	0.84 <sup>a</sup>	0.097	0.846	1.007

<sup>a</sup>Heavy buffet limited as confirmed by flight tests.

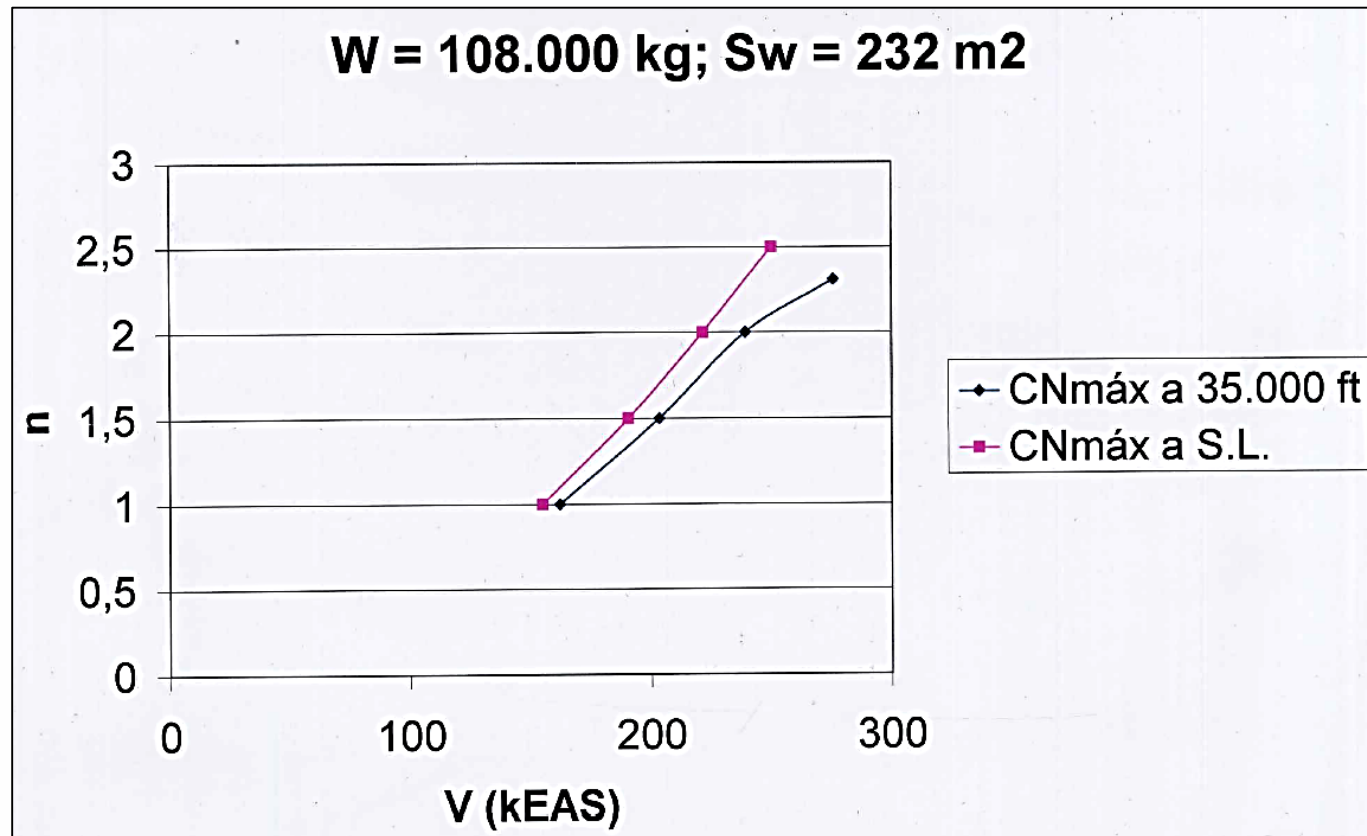
## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### 3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (10/14)



## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### 3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (11/14)





# TÍTULO DE LA LECCIÓN

## 3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (12/14)

**Table 14.8 Maneuvering envelope calculations for flaps-down  $V$ - $n$  diagram<sup>a,b</sup>**

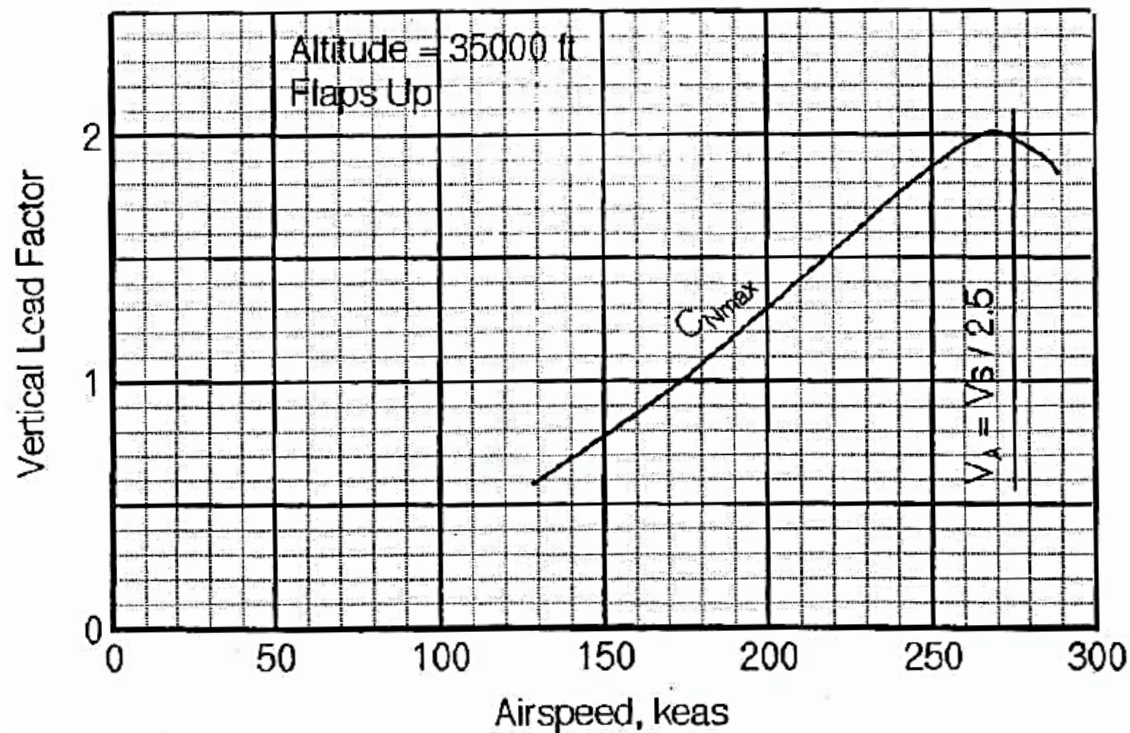
Flap configuration	$W$ , lb	$C_{N_{max}}$	$n_z$	$V_e$ , keas
1 Takeoff	300,000	1.64	0.5	103.9
			0.75	127.2
			1.0	146.9
			1.5	179.9
			2.0	207.8
30 Landing	250,000	2.53	0.5	76.4
			0.75	93.5
			1.0	108.0
			1.5	132.3
			2.0	152.7
30 Landing	300,000	2.52	0.5	83.8
			0.75	102.6
			1.0	118.5
			1.5	145.2

<sup>a</sup>The relationship between load factor and airplane maximum normal force coefficient is based on Eq. (14.16) modified as shown here:  $n_z W = C_{N_{max}} V_e^2 S_w / 295$  [Eq. (14.16a)].

<sup>b</sup>The examples shown in this table are based on an assumed area and normal force coefficients;  $S_w = 2500 \text{ ft}^2$ .

## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### 3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (13/14)



**Fig. 15.2**  $V_A$  speed at high altitude.

## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### **3. JAR 25.335. VELOCIDADES DE PROYECTO (14/14)**

#### **c) Velocidad de proyecto con flaps, $V_F$ :**

- 1)  $V_F$  para cada posición de flaps debe ser suficientemente mayor que la velocidad operativa recomendada para esa fase del vuelo como para permitir variaciones en el control de la velocidad y transición de una posición de flap a otra.
- 2) Si se utiliza un dispositivo automático para posicionar el flap o se utiliza algún elemento limitador de la carga, las velocidades y posiciones de flap serán las programadas o permitidas por el dispositivo.
- 3)  $V_F$  no será menor que:
  - $1,6 V_{s1}$  para flaps despegue a MTOW.
  - $1,8 V_{s1}$  para flaps aproximación a MLW.
  - $1,8 V_{s0}$  para flaps aterrizaje a MLW.

*Las velocidades  $V_F$  son unas de las más significativas que afectan al diseño de un avión comercial. Cuanto mayores son, se requiere más estructura en las zonas de unión al cajón de torsión. El propósito de las  $V_F$  es impedir que el avión entre en pérdida si se retraen los flaps a dicha velocidad.*

## TÍTULO DE LA LECCIÓN

### **4. JAR 25.337. FACTORES DE CARGA LÍMITE**

- a) Salvo limitación por  $C_{L_{\text{máx}}}$ , se va a suponer al avión sometido a maniobras simétricas que resulten en los factores de carga límites prescritos. Se tendrán en cuenta las velocidades de cabeceo apropiadas en los tirones y virajes estacionarios correspondientes.
- b) El factor de carga límite positivo de maniobra para cualquier velocidad hasta  $V_D$  no será inferior de:

$$2,1 + \left( \frac{24.000}{W + 10.000} \right)$$

Salvo que no debe ser inferior a 2,5 ni superior a 3,8, siendo  $W = \text{MTOW (lb)}$ .

- c) El factor de carga límite negativo de maniobra:
  - 1) No será inferior a -1 a velocidades hasta  $V_C$ .
  - 2) Debe variar linealmente con la velocidad del valor a  $V_C$  hasta 0 a  $V_D$ .
- d) Se utilizarán factores de carga inferiores a los anteriores si el avión tiene características que le imposibiliten excederlos en vuelo.

## TÍTULO DE LA LECCIÓN



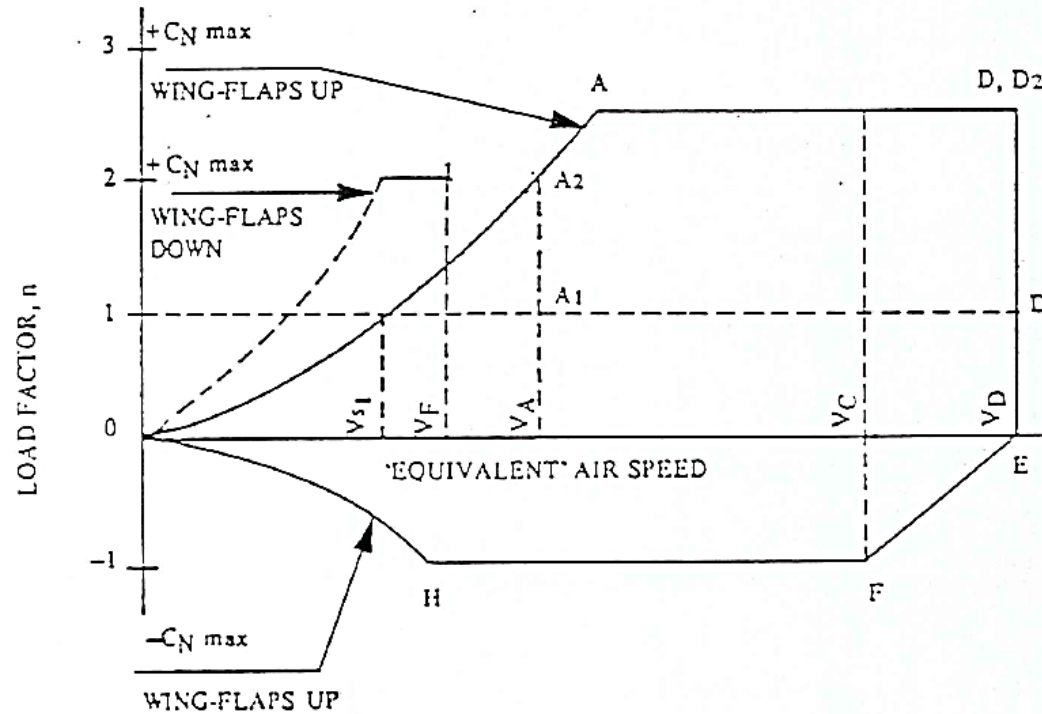
### **5. JAR 25.345. ENVOLVENTE DE MANIOBRA CON FLAPS**

- 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...
- 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) Ráfagas...
- 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.

# TÍTULO DE LA LECCIÓN

JAR 25.333 (continued)

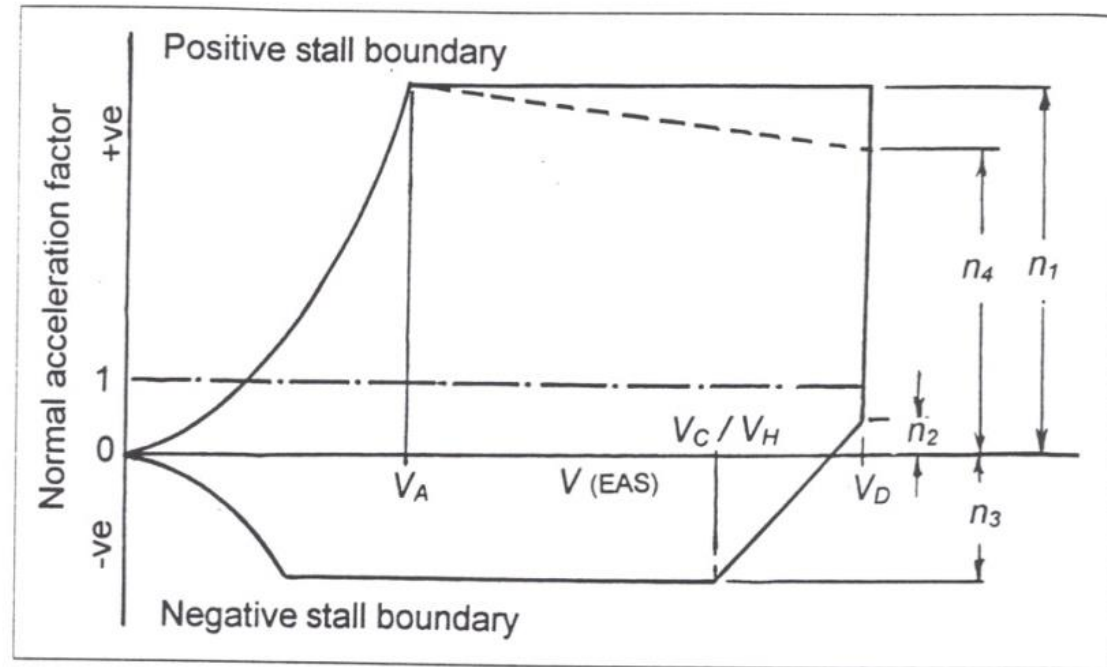
(b) *Manoeuvring envelope.*





# TÍTULO DE LA LECCIÓN

Fig. 3.3 A typical  $n-V$  diagram



# TÍTULO DE LA LECCIÓN

**Table 3.1 Limit normal acceleration factors (basic flight design mass)\***

Class of aircraft	Code	$n_1$	$n_2$	$n_3$	$n_4$
<b>Civil:</b>					
Sailplane, normal utility	JAR-22	5.3	-1.5	-2.65	4.0
Sailplane, aerobatic	JAR-22	7.0	-5.0	-5.0	7.0
Very light aircraft (not less than)	JAR-VLA	3.8	0	-1.5	3.8
Utility	JAR-23	4.2	-1.0	-1.76	4.2
Aerobatic	JAR-23	6.0	-3.0	-3.0	6.0
Normal, up to 1860 kg mass	JAR-23 and	4.2†	0	-1.68‡	4.2
Normal, above 22 665 kg mass	JAR-25	2.5†	0	-1.0	2.5
<b>United States military:</b>					
Strategic transport	MIL-A-008861A	2.5	0	-1.0	2.5
Assault transport		3.0	0	-1.0	3.0
Heavy bomber		3.0	0	-1.0	3.0
Medium bomber		4.0	0	-2.0	4.0
Trainer		6.0	-1.0	-3.0	6.0
Supersonic attack/interceptor		6.5	-1.0	-3.0	6.5
Subsonic attack/interceptor		8.0	-1.0	-3.0	8.0
<b>United Kingdom military:</b>					
Strategic transport	Def.Stan.00-970	2.5	+0.25	-1.0	2.5
Tactical transport	(Typical specified values of $n_1$ )	3.0	+0.1	-1.2	3.0
Medium bomber, in the range		4.0 to 5.0	+0.2 to -0.5	-1.8 to -2.4	4.0 to 5.0
Trainer		7.0	-1.1	-3.6	7.0
Supersonic interceptor		6.0	-0.8	-3.0	6.0
Subsonic ground attack		8.0	-4.2	-4.2	8.0

\*Reduced values of the acceleration factor are used for overload cases.

†For intermediate masses  $n_1 = [2.1 + 24\,000 / (10\,000 + 2.207\,m)]$  ( $m$  is mass in kg).

‡ $n_3 = -0.4n_1$ .

# TÍTULO DE LA LECCIÓN

## STRUCTURAL LOADS ANALYSIS

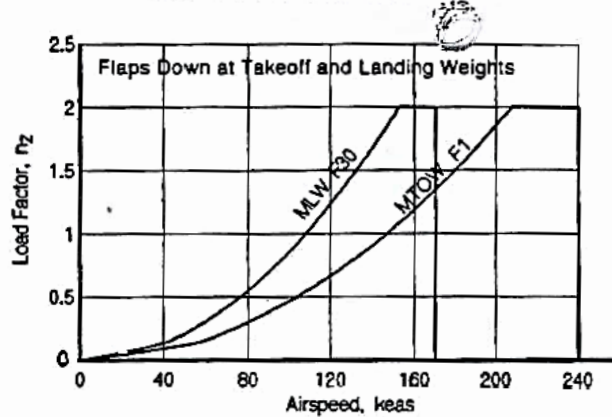


Fig. 14.6 Maneuvering envelopes with flaps down.

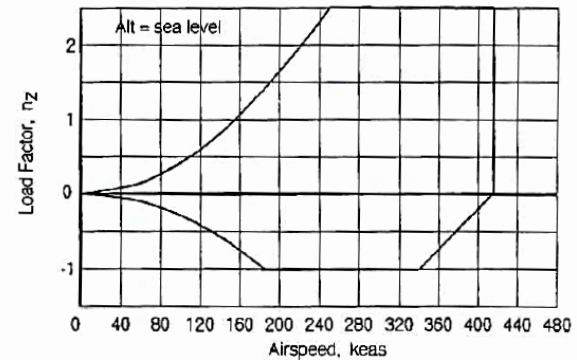
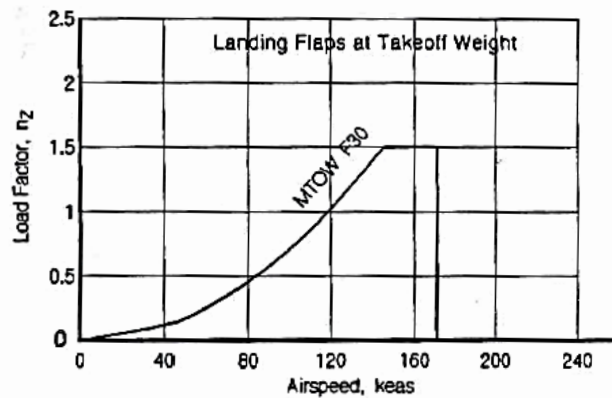


Fig. 14.7 Maneuvering envelope with flaps up at low altitude.

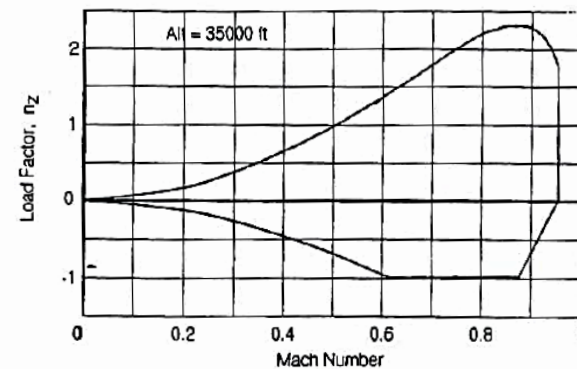


Fig. 14.8 Maneuvering envelope with flaps up at high altitude.