

# Fuerzas sobre una aeronave

Forces and moments along Y axis:

- $F_A$
- $F_C$
- $M_A$
- $M_A$

Forces and moments along Z axis:

- $F_A$
- $F_C$
- $M_A$
- $M_A$

Forces and moments along X axis:

- $F_A$
- $F_C$
- $F_C$
- $M_A$

Rudder

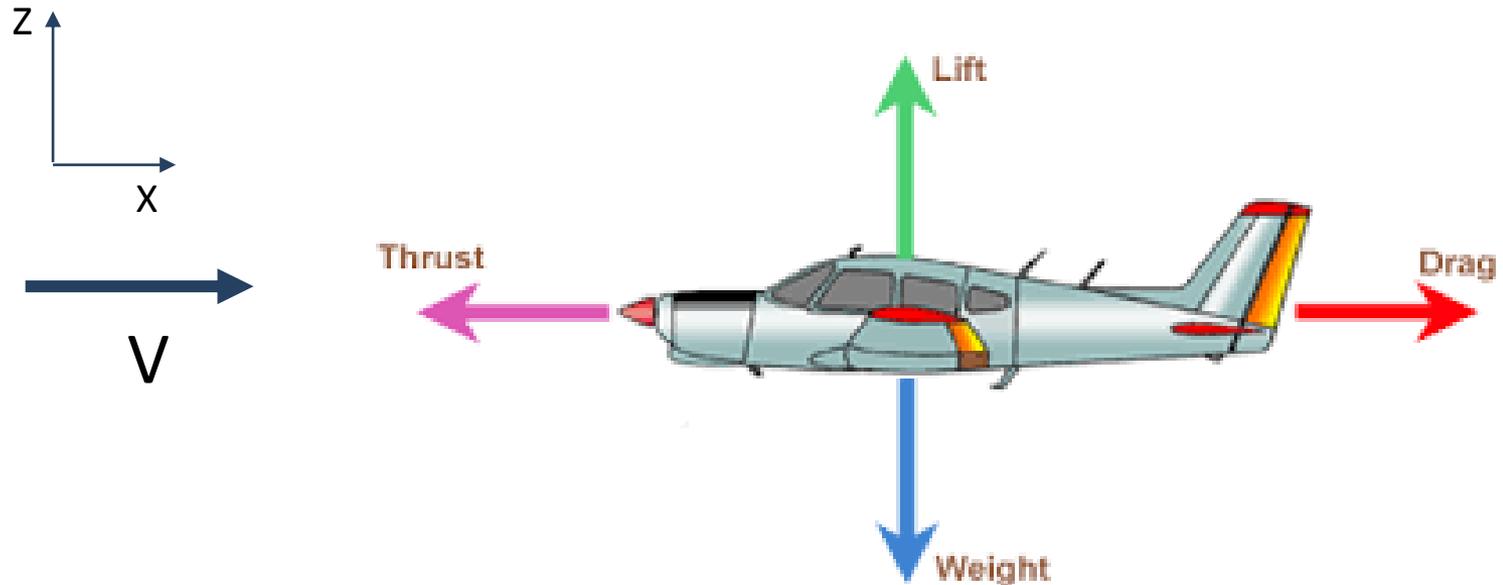
Aileron

Throttle

Elevator

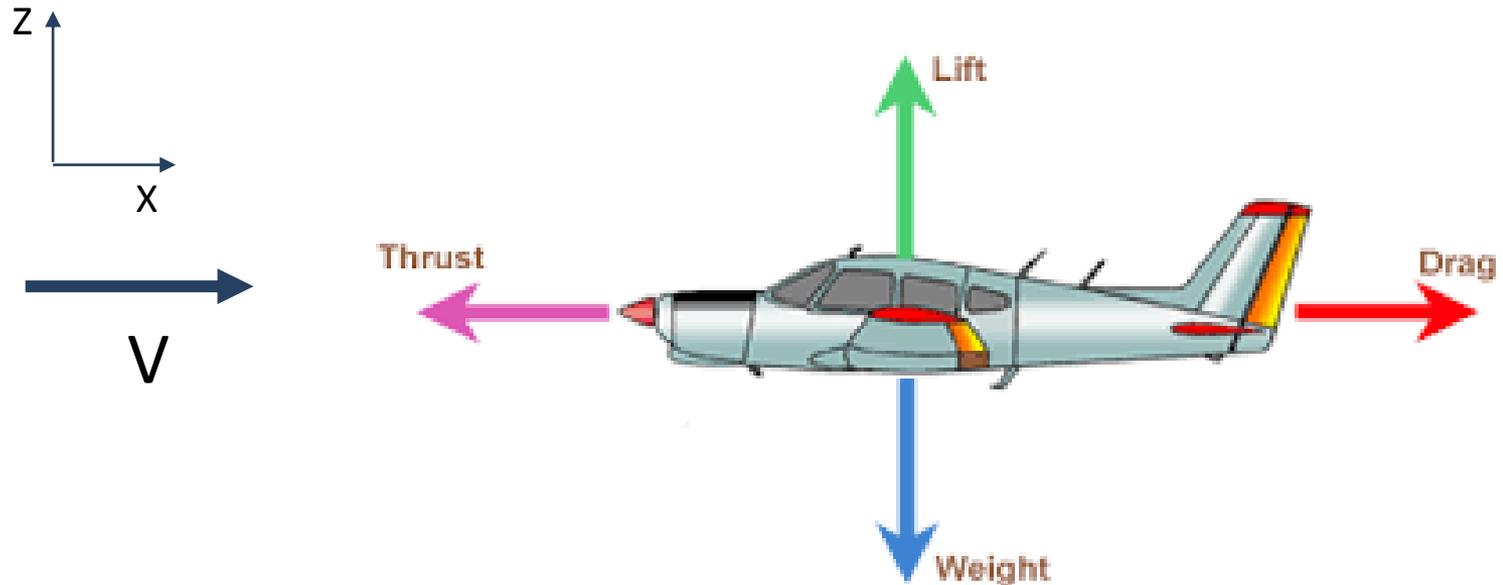


# Fuerzas sobre una aeronave



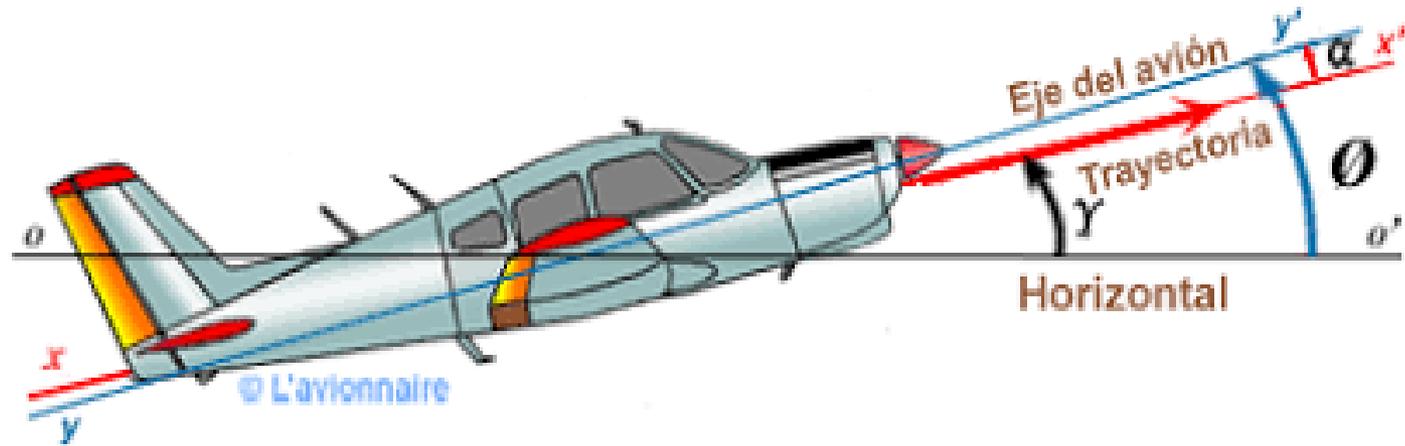
- (W) El peso total. Fuerza debida a la acción de la gravedad sobre la masa del avión. (Eje Z)
- (L) La sustentación aerodinámica total. (Eje Z)
- (T) La tracción del grupo motopropulsor. Aplicada en el eje de simetría de dicho grupo. (Eje X)
- (D) La resistencia aerodinámica. (Eje X)

# Fuerzas sobre una aeronave

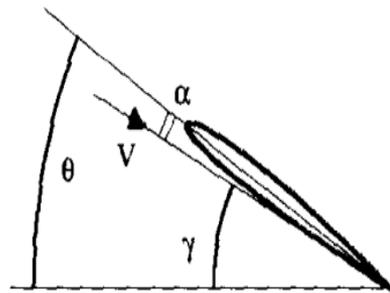


- $L = W$  ..... Trayectoria horizontal.
- $L > W$  ..... Aumenta la altitud.
- $L < W$  ..... Pierde altitud.
  
- $T = D$  ..... Movimiento uniforme.
- $T > D$  ..... Aumenta la velocidad.
- $T < D$  ..... Disminuye la velocidad.

# Vuelo en Ascenso



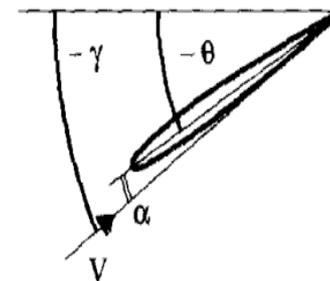
$\Theta$  = ángulo de actitud  
 $\gamma$  = ángulo de trayectoria  
 $\alpha$  = ángulo de ataque



Vuelo en ascenso



Vuelo horizontal



Vuelo en descenso

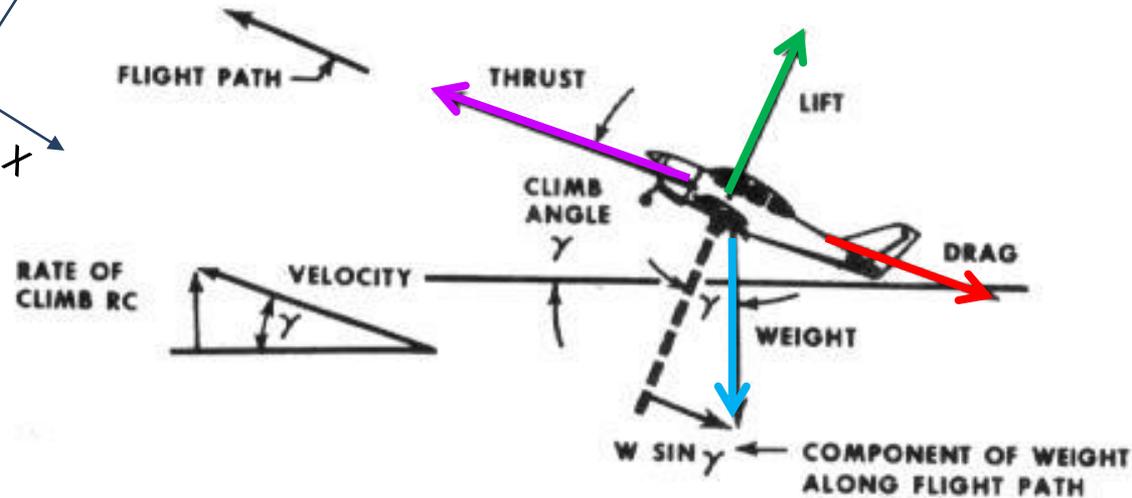
# Vuelo Ascendente

$$\sum F_x = 0$$
$$\sum F_z = 0$$



$$L = W_1 = W \cdot \cos(\gamma)$$

$$T = D + W_2 = D + W \cdot \sin(\gamma)$$



El peso **W** se descompone en dos fuerzas:

**W<sub>1</sub>** perpendicular a la dirección del eje longitudinal del avión.

**W<sub>2</sub>** en la dirección del eje longitudinal del avión.

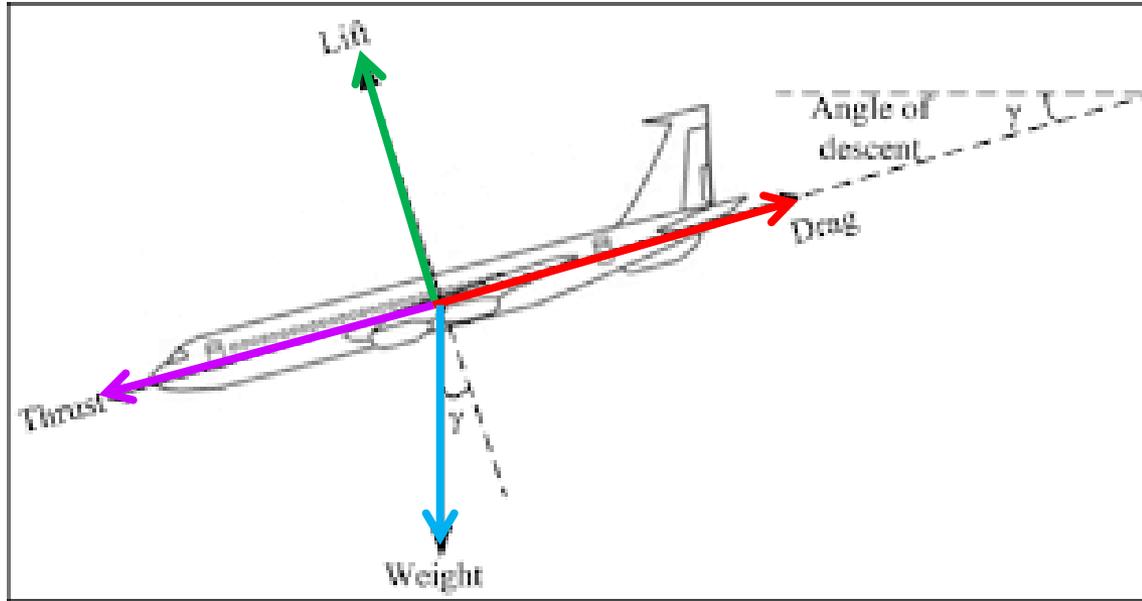
**T** mayor que la que haría falta en vuelo horizontal.

# Vuelo Descendente

$$\sum F_x = 0$$
$$\sum F_z = 0$$

$$L = W_1 = W \cdot \cos(\gamma)$$

$$T = D - W_2 = D - W \cdot \sin(\gamma)$$



Cuando  $D = W \cdot \sin(\gamma)$  no es necesario tracción alguna y el avión sigue descendiendo en lo que se denomina “vuelo planeado”.

Se denomina ángulo de planeo al que forma el eje longitudinal del avión con la horizontal.



A fighter jet, likely an F-16, is shown in a steep climb against a blue sky with scattered white clouds. The jet is viewed from a low angle, emphasizing its upward trajectory. The text is overlaid on the center of the image.

**FACTOR DE CARGA**  
**DIAGRAMA V-n**  
**1ra. Parte**

## FACTOR DE CARGA

$$n = L / W$$

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

Existen condiciones de vuelo donde la sustentación varía haciendo que el factor de carga ya no tenga valor 1.

En la pérdida el valor de  $C_L$  es el máximo  $C_{Lmáx}$ .

En maniobra:

$$L = 1/2 \rho V_m^2 S C_{Lmáx}$$

$V_m$  = velocidad de pérdida en una maniobra con un factor de carga  $n$ .

En vuelo recto y nivelado:

$$W = 1/2 \rho V_s^2 S C_{Lmáx}$$

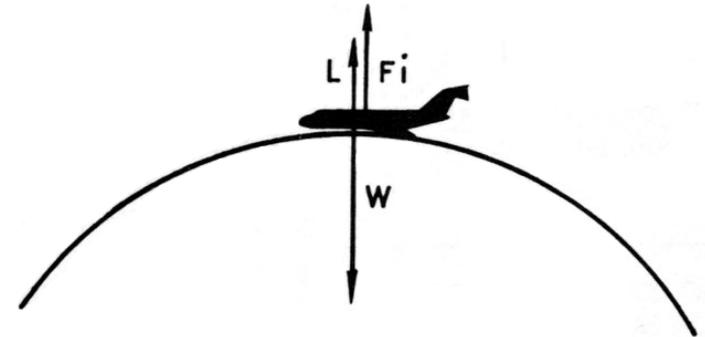
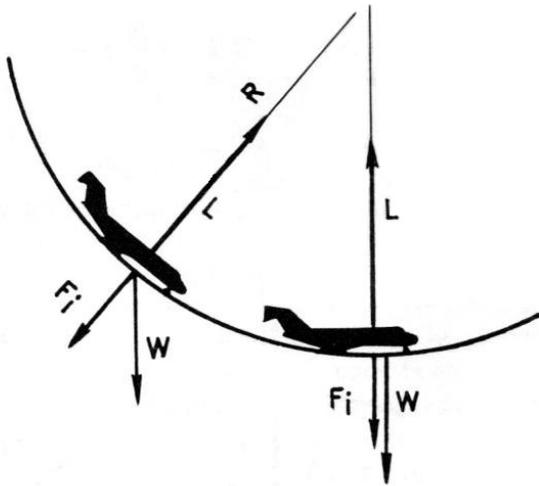
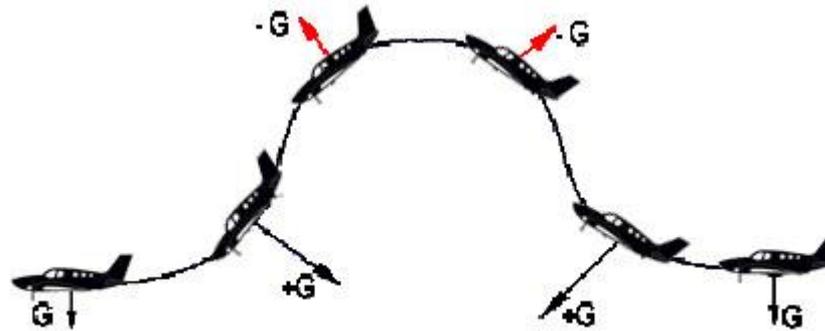
$V_s$  = velocidad de pérdida en vuelo recto y nivelado.

Dividiendo miembro a miembro ambas ecuaciones:

$$n = (V_m / V_s)^2$$

$$V_m = V_s \sqrt{n}$$

# FACTOR DE CARGA EN MANIOBRAS



$$L = W \pm F_i$$

$$F_i = (W \cdot a_N / g) = (W / g) \cdot (V^2 / R)$$

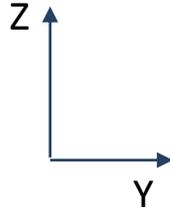
$$L = W \pm (W / g) \cdot (V^2 / R) = W \cdot (1 \pm V^2 / g \cdot R)$$

$$n = L / W = 1 \pm V^2 / g \cdot R$$

# Viraje

$$\Sigma F_y = 0$$

$$\Sigma F_z = 0$$



$$F_c = L \sin(\phi)$$

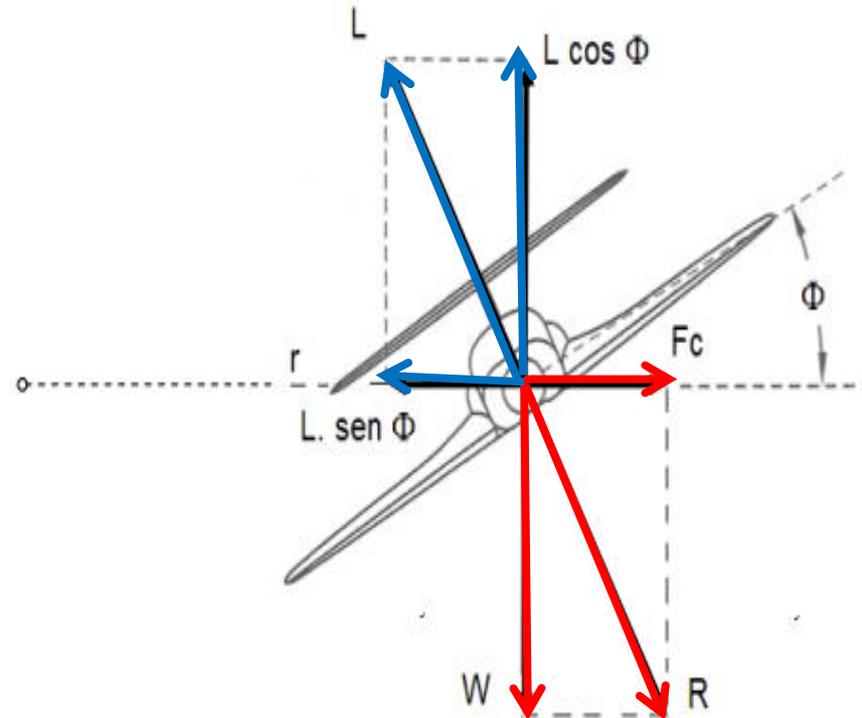
$$W = L \cos(\phi)$$

$$a_n = \frac{v^2}{r}$$

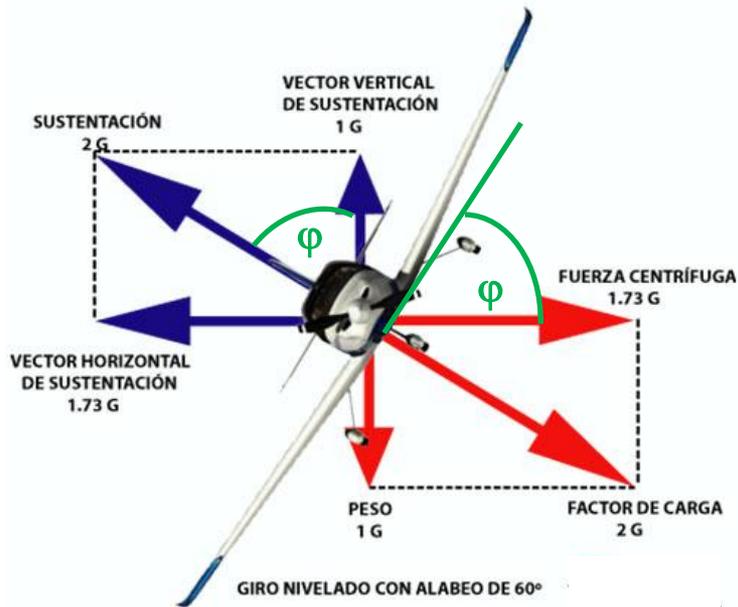
$$F_c = M \cdot a_n = \frac{W}{g} \cdot \frac{v^2}{r}$$

$$L = R \quad R = \sqrt{F_c^2 + W^2}$$

$$R = \sqrt{\left(m \cdot \frac{v^2}{r}\right)^2 + (m g)^2} = m \sqrt{\frac{v^4}{r^2} + g^2}$$



# FACTOR DE CARGA EN VIRAJE



$$L \cdot \cos \varphi = W$$

$$L = W / \cos \varphi$$

$$n = L / W = 1 / \cos \varphi$$

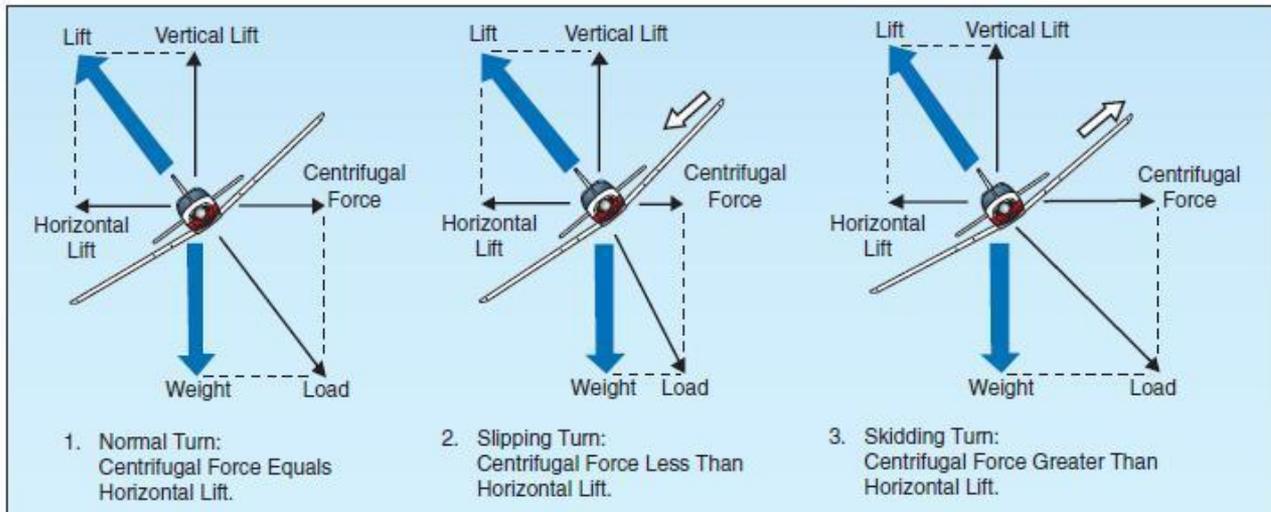


GRADOS DE ROLIDO $\varphi$	0°	15°	20°	30°	40°	45°	60°	75°	80°
FACTOR DE CARGA	1	1,03	1,06	1,15	1,31	1,41	2	3,86	5,76
VELOCIDAD DE PÉRDIDA - $V_m$	$V_s$	1,01	1,03	1,07	1,14	1,19	1,41	1,96	2,40
% INCREMENTO VELOCIDAD DE PÉRDIDA	0%	1%	3%	7%	14%	19%	41%	96%	140%
RESISTENCIA INDUCIDA	$D_i$	1,07	1,16	1,33	1,50	2	4	14,93	18,57

**INDICADOR DE VIRAJE/COORDINACIÓN, TURN COORDINATOR**



**Velocidad angular de viraje estándar de 3° por segundo (360° en 2 minutos)**



Viraje coordinado



Viraje con resbale



Viraje con derrape



# Factor de Carga en el Aterrizaje

$$n = \frac{\text{Fuerza que soporta el tren}}{\text{Peso del avión}} = \frac{F}{W}$$

$$E_c = \frac{1}{2} \cdot m \cdot V^2 = \frac{1}{2} \cdot \frac{W}{g} \cdot (R/D)^2$$

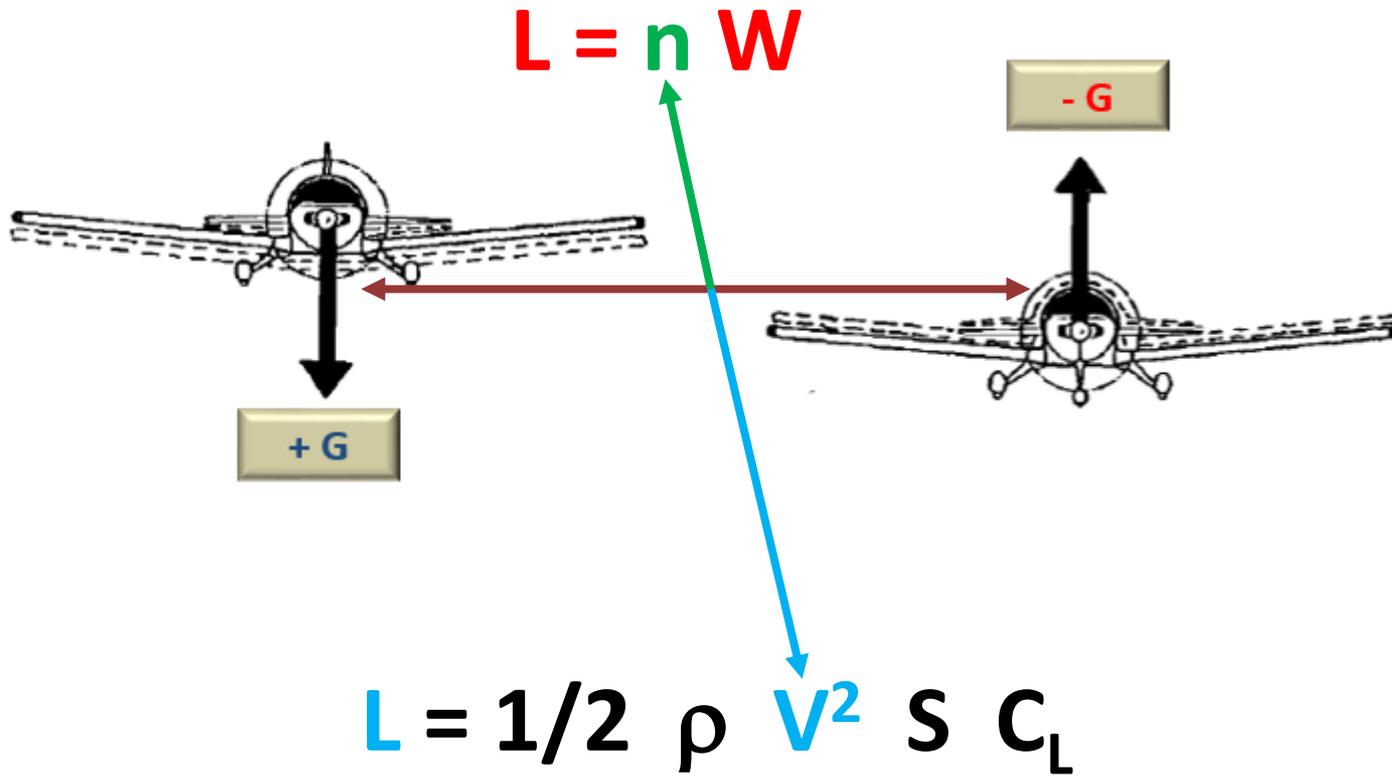
En donde R/D es la velocidad vertical de descenso, que deberá ser igual a F.l, luego:

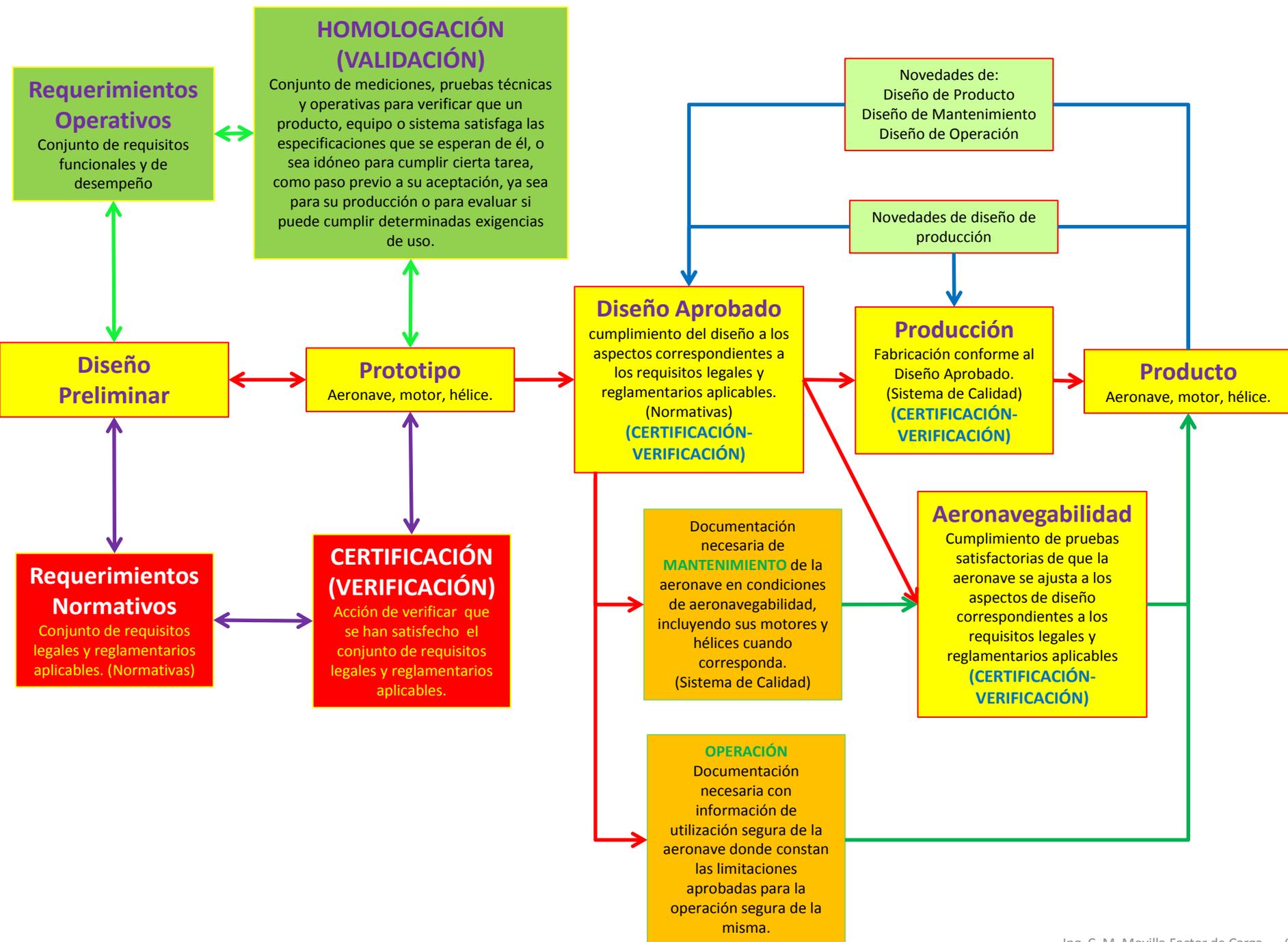
$$F \cdot l = \frac{1}{2} \cdot \frac{W}{g} \cdot (R/D)^2 ; \text{ por lo tanto } F = \frac{W \cdot (R/D)^2}{2 \cdot g \cdot l}$$

$$\text{Como } n = \frac{F}{W} ; n = \frac{W \cdot (R/D)^2}{2 \cdot g \cdot l \cdot W} ; n = \frac{(R/D)^2}{2 \cdot g \cdot l} \quad (10)$$

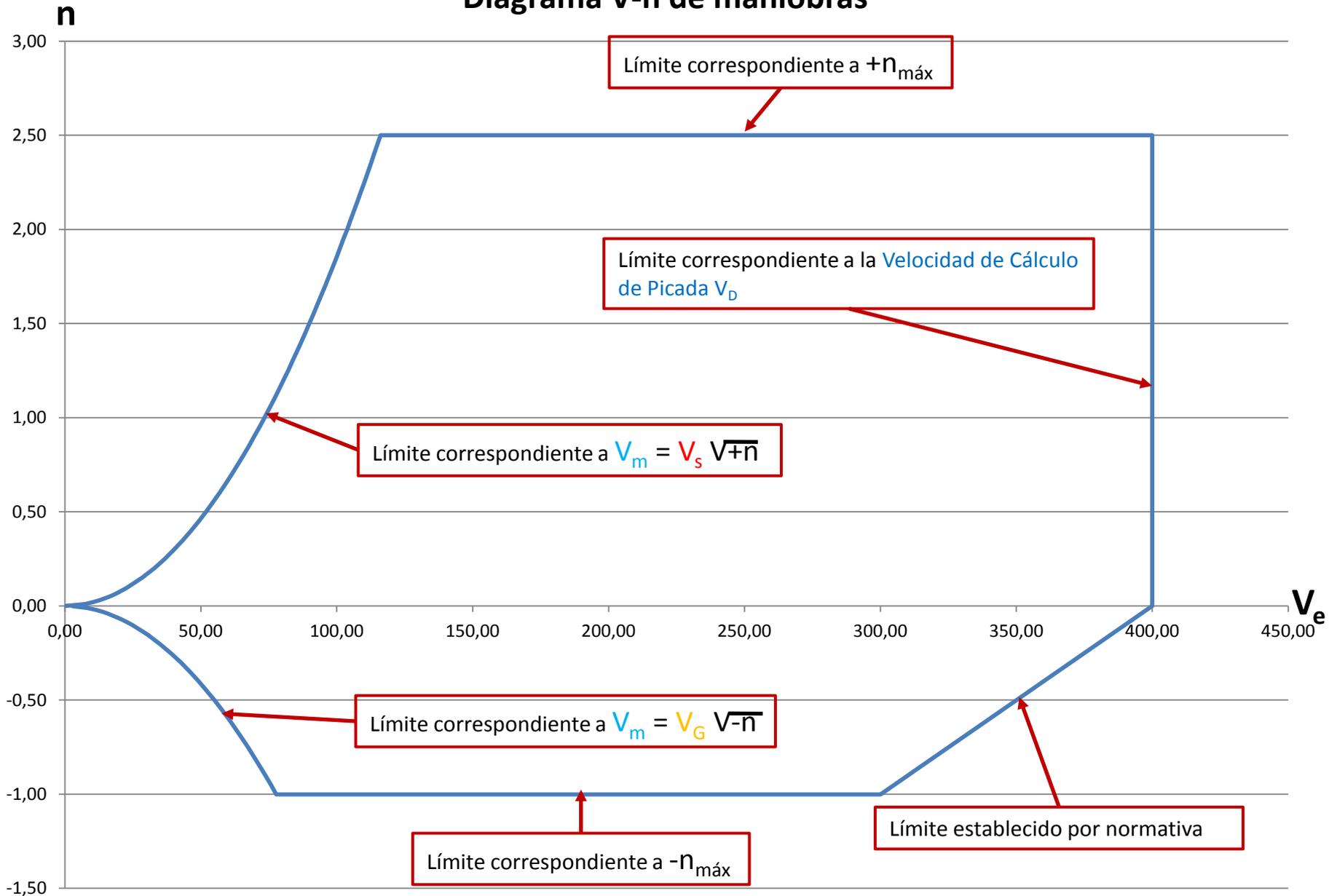


# FACTOR DE CARGA





# Diagrama V-n de maniobras



## Factores de carga límites de maniobra

(a) Excepto cuando esté limitado por los coeficientes máximos (estáticos) de sustentación, se supone que el avión está sujeto a maniobras simétricas que resultan en los factores de carga límite de maniobra prescritos. Se deben tener en cuenta las velocidades de cabeceo apropiadas para las maniobras de encabritado y giro constante correspondientes.

(b) El **factor de carga límite de maniobra positivo «n»** para cualquier velocidad hasta  $V_n$  no puede ser menor que  **$2.1 + (24,000 / (W + 10,000))$** , excepto que **«n» no puede ser menor que 2.5 y no necesita ser mayor que 3.8**, donde  $W$  (Lbs) es el peso máximo de despegue de diseño.

(c) El **factor de carga límite de maniobra negativo**:

(1) **No puede ser inferior a -1.0 a velocidades de hasta  $V_C$ ; y**

(2) **Debe variar linealmente con la velocidad del valor en  $V_C$  a cero en  $V_D$ .**

(d) Se pueden usar factores de carga de maniobra inferiores a los especificados en esta sección si el avión tiene características de diseño que imposibilitan la superación de estos valores en vuelo.

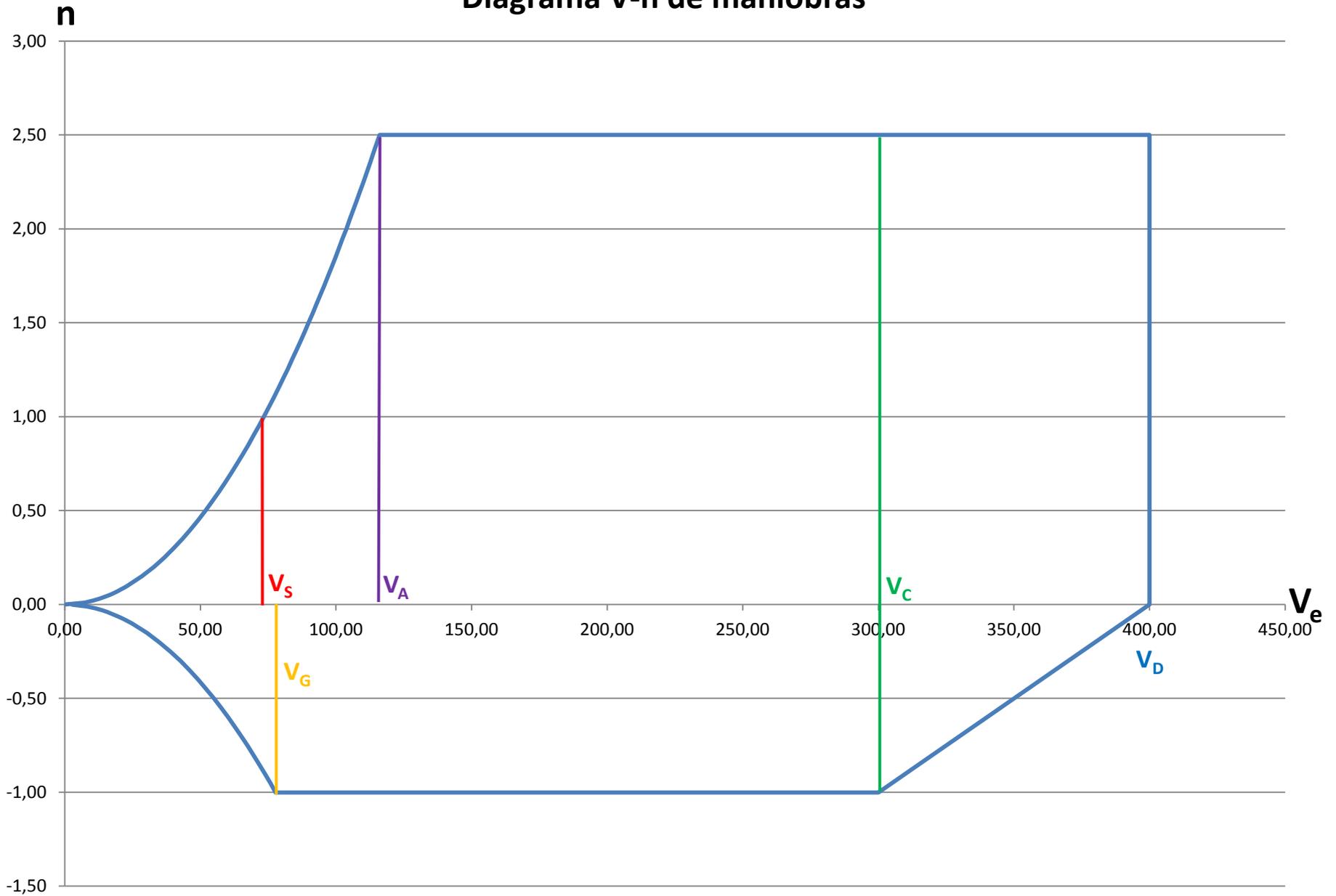
CATEGORÍA	+n	-n
NORMAL	3,8	0,4 n
UTILITARIO	4,4	0,4 n
ACROBÁTICO	6	0,5 n

# Factor de Carga Máximo

Tipo de aeronave	Factor de carga
Caza, interceptor, acrobático	4 a 8
Bombardero	2 a 4
Entrenamiento	4 a 6
Turismo	3,5 a 4,5
Transporte	2,5 a 3,5



# Diagrama V-n de maniobras



**$V_A$ : Velocidad de cálculo de maniobra**, es la máxima velocidad a la que está calculada la estructura de la aeronave para un desplazamiento máximo de los mandos de vuelo a partir de la condición de vuelo horizontal y nivelado ( $n=1$ ).

Para  $V_A$ , se aplica lo siguiente:

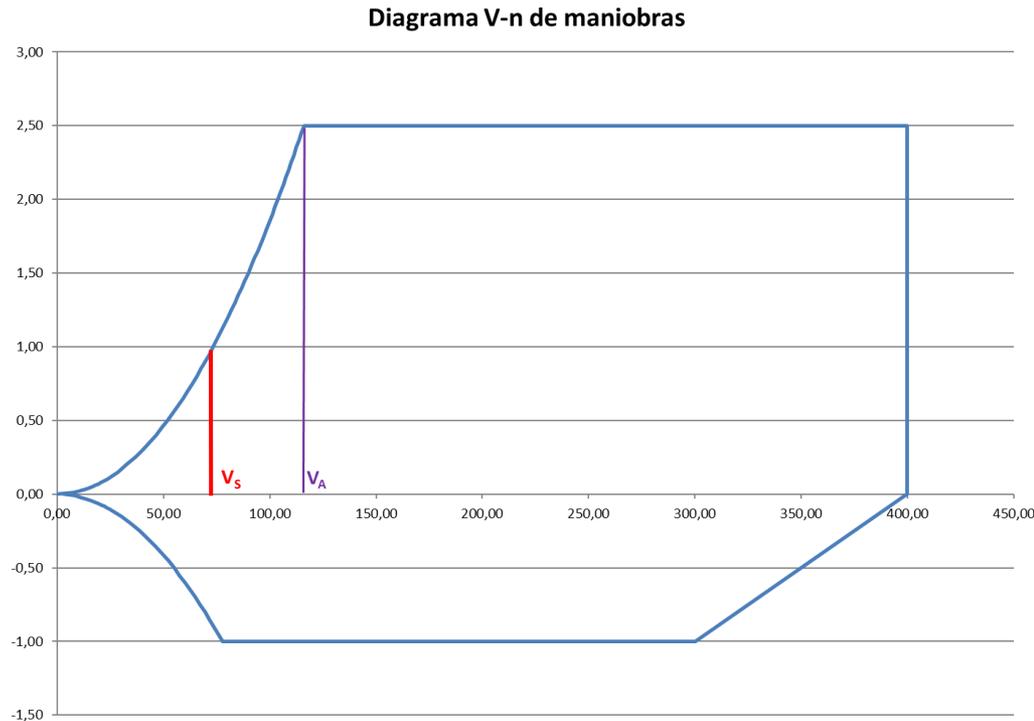
(1)  $V_A$  no puede ser inferior a  $V_{S1} \sqrt{n}$  donde

(i)  $n$  es el factor de carga de maniobra límite positivo en  $V_C$ ; y

(ii)  $V_{S1}$  es la velocidad de pérdida con los flaps retraídos.

(2)  $V_A$  y  $V_S$  deben evaluarse según el peso y la altitud de diseño considerados.

(3)  $V_A$  no necesita ser mayor que  $V_C$  o la velocidad a la que la curva  $C_{L \text{ máx}}$  positiva se intercepta con la línea del factor de carga de maniobra positiva, lo que sea menor.



$V_C$ : **Velocidad de cálculo de crucero**, debe tener un valor lo suficientemente grande para poder obtener todas las ventajas de la capacidad del avión en sus actuaciones de crucero.

Para  $V_C$ , se aplica lo siguiente:

(1) El valor mínimo de  $V_C$  debe ser suficientemente mayor que  $V_B$  para proporcionar aumentos de velocidad inadvertidos que puedan ocurrir como resultado de una turbulencia atmosférica severa.

(2) Excepto lo dispuesto en ✨,  $V_C$  no puede ser menor que  $V_B + 1.32 U_{REF}$  (con  $U_{REF}$  como se especifica en ✨). Sin embargo,  $V_C$  no necesita exceder la velocidad máxima en vuelo nivelado a máxima potencia continua para la altitud correspondiente.

✨ En altitudes donde  $V_C$  está limitada por el número de Mach

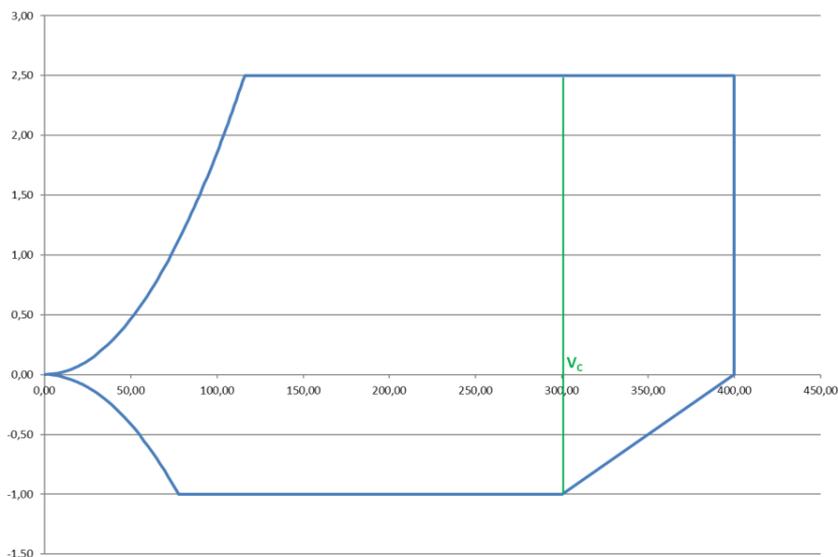
I.  $V_B$  puede elegirse para proporcionar un margen óptimo entre los límites del buffeting de baja y alta velocidad;

y,

II.  $V_B$  no necesita ser mayor que  $V_C$ .

(3) En altitudes donde  $V_D$  está limitado por el número de Mach,  $V_C$  puede estar limitado a un número de Mach seleccionado.

Diagrama V-n de maniobras



✨ (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.

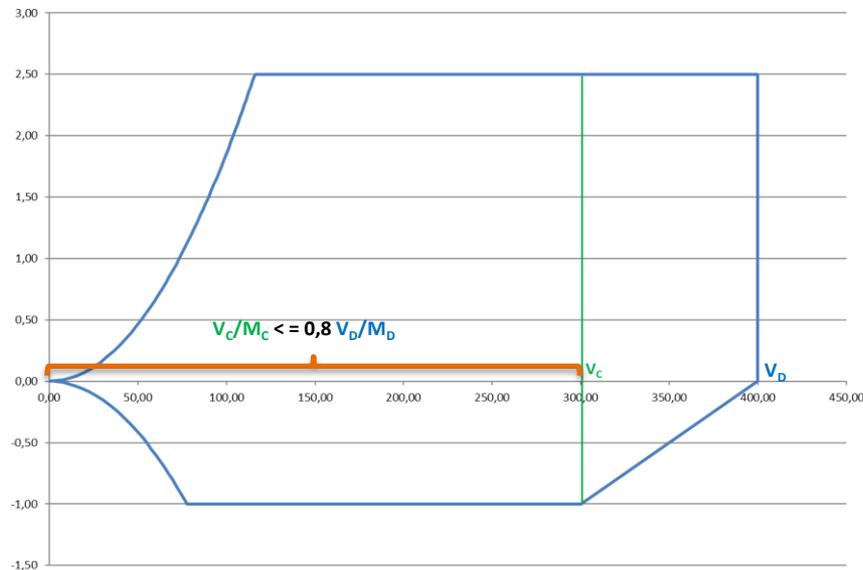
$V_D$ : Velocidad de cálculo de picada, su valor se escoge por el diseñador, y se utiliza en la determinación de la velocidad máxima operativa  $V_{MO}$ , de modo de asegurar que en una maniobra de picada nunca se exceda la  $V_D$ .

$V_D$  debe seleccionarse de modo que  $V_C / M_C$  no sea mayor que  $0,8 V_D / M_D$ , o para que el margen de velocidad mínimo entre  $V_C / M_C$  y  $V_D / M_D$  sea el mayor de los siguientes valores:

(1) A partir de una condición inicial de vuelo estabilizado en  $V_C / M_C$ , el avión está perturbado, volado durante 20 segundos a lo largo de una trayectoria de vuelo  $7.5^\circ$  por debajo de la trayectoria inicial, y luego se lo recupera con un factor de carga de 1.5 g (aceleración de 0.5 g incremento). El aumento de velocidad que se produce en esta maniobra puede calcularse si se utilizan datos aerodinámicos confiables o conservadores. La potencia como se especifica en  se asume hasta que se inicia la recuperación, momento en el cual se puede suponer la reducción de potencia y el uso de dispositivos de resistencia controlados por el piloto;

(2) El margen de velocidad mínimo debe ser suficiente como para tolerar fenómenos atmosféricos (como ráfagas horizontales y penetración de corrientes de chorro y frentes fríos), errores de instrumentos y variaciones de producción estructurales. Estos factores pueden ser considerados sobre una base de probabilidad. El margen en altitud donde  $M_C$  está limitado por los efectos de compresibilidad no debe ser inferior a  $0.07M$ , a menos que se determine un margen inferior mediante un análisis racional que incluya los efectos de cualquier sistema automático. En cualquier caso, el margen no puede reducirse a menos de  $0.05M$ .

Diagrama V-n de maniobras



 75 por ciento de la potencia continua máxima para motores alternativos o para motores de turbina, la potencia de crucero máxima seleccionada por el solicitante como limitación de operación, excepto que la potencia no necesita exceder la requerida en  $V_{MO} / M_{MO}$ .

## $V_B$ : Velocidad de cálculo para máxima intensidad de ráfaga

(1)  $V_B$  no puede ser menor que

$$V_{S1} \left[ 1 + \frac{K_g U_{ref} V_c a}{498w} \right]^{1/2}$$

$$K_g = \frac{.88\mu}{5.3 + \mu}$$

$$\mu = \frac{2w}{\rho c a g}$$

dónde-

$V_{S1}$  = la velocidad de pérdida de 1 g basada en  $C_L$  máx con los flaps retraídos para el peso particular considerado;

$V_C$  = velocidad de cálculo de crucero (velocidad equivalente en nudos);

$U_{ref}$  = la velocidad de ráfaga de referencia (velocidad equivalente en pies por segundo)

$w$  = carga alar (libras por pie cuadrado) para el peso particular considerado.

$\rho$  = densidad del aire (Slugs / ft<sup>3</sup>);

$c$  = cuerda geométrica media del ala (pies);

$g$  = aceleración de la gravedad (ft / sec<sup>2</sup>);

$a$  = pendiente de sustentación,  $C_L$  por radián;

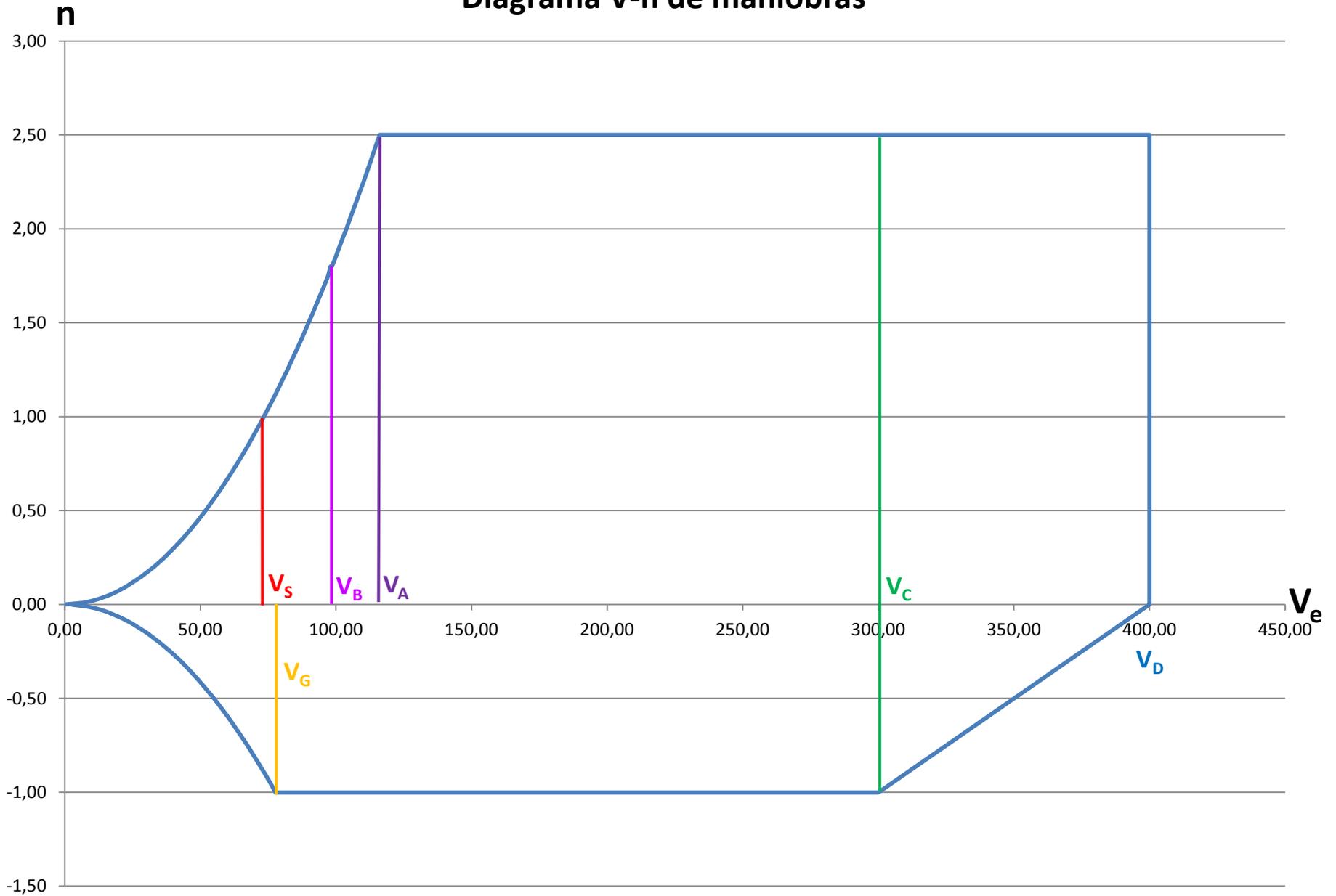
(2) En altitudes donde  $V_C$  está limitada por el número de Mach—

(i)  $V_B$  puede elegirse para proporcionar un margen óptimo entre los límites de buffeting de baja y alta velocidad; y,

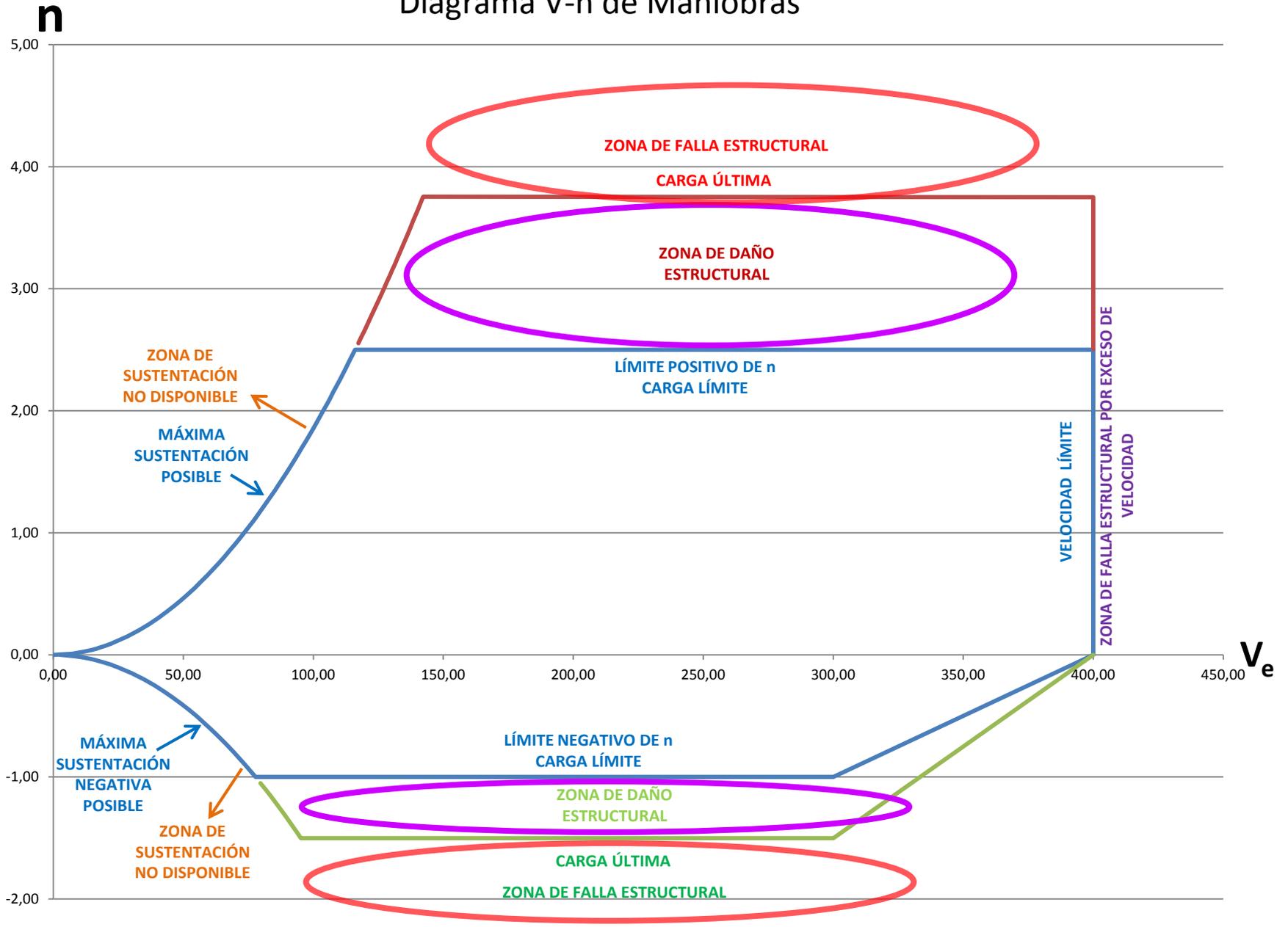
(ii)  $V_B$  no necesita ser mayor que  $V_C$ .

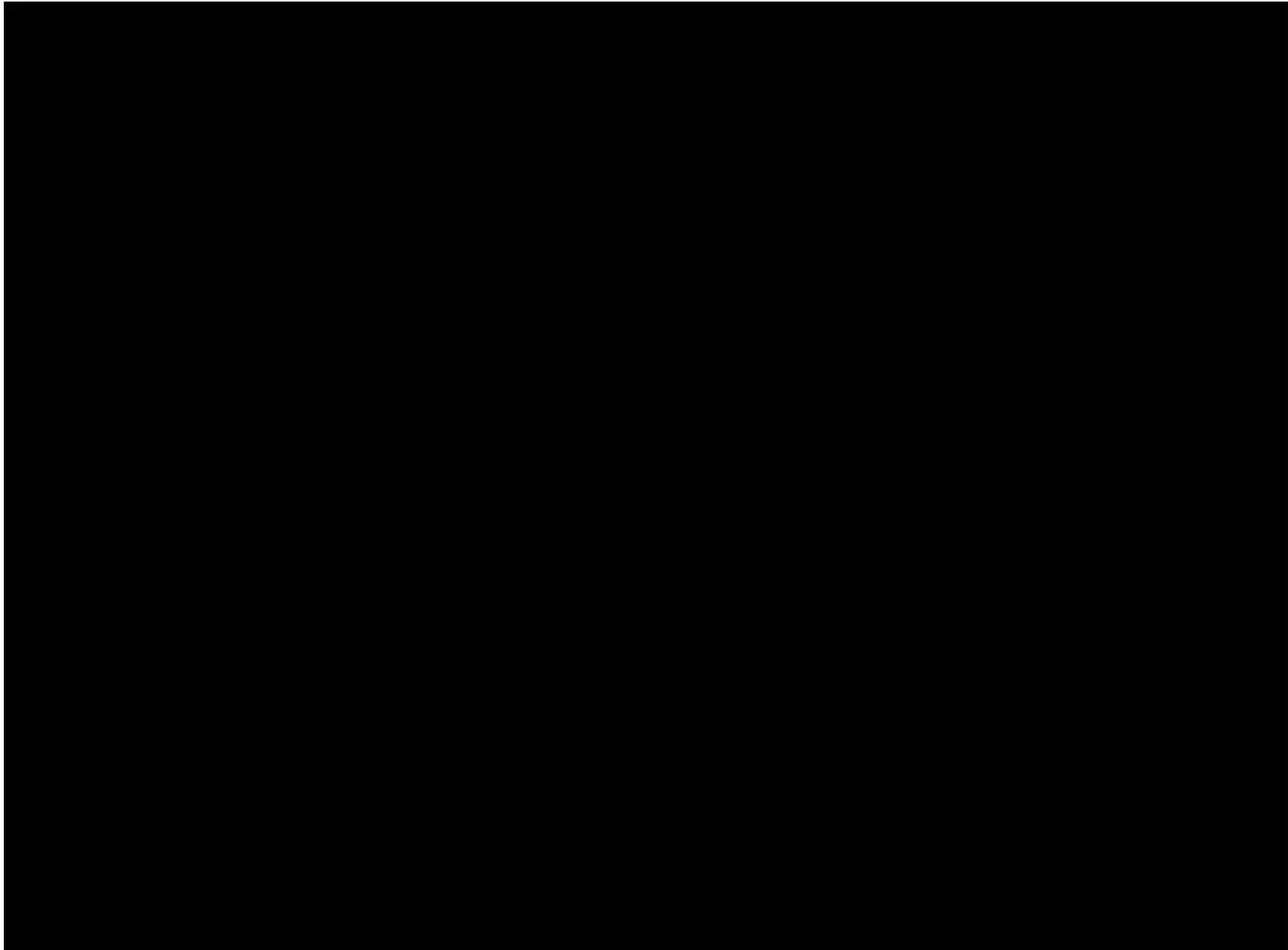
**Conviene hacer hincapié en que esta velocidad  $V_B$ , es una velocidad de cálculo, y no debe confundirse con la velocidad recomendada de penetración en atmósfera turbulenta.**

# Diagrama V-n de maniobras



# Diagrama V-n de Maniobras





Estado: Final  
Fecha: lunes 17 junio 2002  
Hora: 14:45  
Tipo: Lockheed C-130A Hercules  
Operador: Hawkins & Powers Aviation  
Registración: N130HP  
Número de série: 3146  
Año de Construcción: 1957  
Horas Totales de la Célula: 21863  
Motores: 4 Allison T56-A-9D  
Tripulación: Fatalidades: 3 / Ocupantes: 3  
Pasajeros: Fatalidades: 0 / Ocupantes: 0  
Total: Fatalidades: 3 / Ocupantes: 3  
Daños en la Aeronave: Destruído  
Consecuencias: Written off (damaged beyond repair)  
Ubicación: Walker, CA ( Estados Unidos de América)  
Fase: Maniobras (MNV)  
Naturaleza: Extinción de Fuego  
Aeropuerto de Salida: Minden-Tahoe Airport, NV (MEV/KMEV), Estados Unidos de América  
Aeropuerto de Llegada: Minden-Tahoe Airport, NV (MEV/KMEV), Estados Unidos de América

Descripción:  
Hercules N130HP was hired to fight a 10,000-acre wildland blaze near Walker, CA. After dumping a red cloud of fire retardant, both wings separated in an upward motion. The right wing immediately separated from the fuselage at low altitude. The plane then lost control and rolled left. During this manoeuvre the left wing fell from the aircraft as well and the aircraft nose-dived into the ground. The whole event just took about 4 seconds and was captured on video a passer-by. In April 1998 two one-inch cracks were found on the bottom of a wing (the service difficulty report does not state which wing), at Outer Wing Station 33, which is 33 inch (83cm) from the wing joint. These cracks were repaired. The investigations into the June 17, 2002 C-130A and July 18 PB-4Y crashes are closely looking at the fatigue cracks as well as other safety issues, such as inspection and maintenance procedures and operational factors. Preliminary results for both have indicated that widespread fatigue was not evident over the entire wing but that in some locations current crack detection techniques may have been unreliable.  
Probable Cause:

PROBABLE CAUSE: "The inflight failure of the right wing due to fatigue cracking in the center wing lower skin and underlying structural members. A factor contributing to the accident was inadequate maintenance procedures to detect fatigue cracking."



NTSB Identification: FTW83FA424

The docket is stored on NTSB microfiche number **21677**.

Accident occurred Sunday, September 11, 1983 in PLAINVIEW, TX

Aircraft: PARTENAVIA P68C, registration: N29561

Injuries: 1 Fatal.

NTSB investigators either traveled in support of this investigation or conducted a significant amount of investigative work without any travel, and used data obtained from various sources to prepare this aircraft accident report.

THE PLT WAS EXECUTING A HIGH SPEED PASS OVER THE RWY AT ABOUT 250 FT AGL. THE PLT THEN BEGAN A RAPID PULL-UP & BOTH WINGS SEPARATED JUST OUTBOARD OF THE ENG NACELLES. RECONSTRUCTION OF THE SEQUENCE FROM A VIDEOTAPE REVEALED THAT THE ACFT'S SPEED AT THE TIME OF THE WING SEPARATIONS WAS 220 KTS. VNE FOR THE ACFT IS 193 KTS. IT WAS CALCULATED THAT, AT 220 KTS & AN 8 DEG NOSE-UP PITCH, THE 'G' LOAD AT THE TIME OF THE WING SEPARATIONS WOULD HAVE BEEN 8.3 G'S.

The National Transportation Safety Board determines the probable cause(s) of this accident as follows:

IN-FLIGHT PLANNING/DECISION..IMPROPER..PILOT IN COMMAND

OVERCONFIDENCE IN AIRCRAFT'S ABILITY..PILOT IN COMMAND

AIRSPEED..EXCEEDED..PILOT IN COMMAND

WING..OVERLOAD

DESIGN STRESS LIMITS OF AIRCRAFT..EXCEEDED..PILOT IN COMMAND

Contributing Factors:WING..FAILURE,TOTAL

WING..SEPARATION

Full narrative is not available



**FACTOR DE CARGA**  
**DIAGRAMA V-n**