





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 $C_{Lm\acute{a}x}$.

En maniobra:

$$L = 1/2 \rho V_m^2 S C_{Lm\acute{a}x}$$

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

En vuelo recto y nivelado:

$$W = 1/2 \rho V_s^2 S C_{Lm\acute{a}x}$$

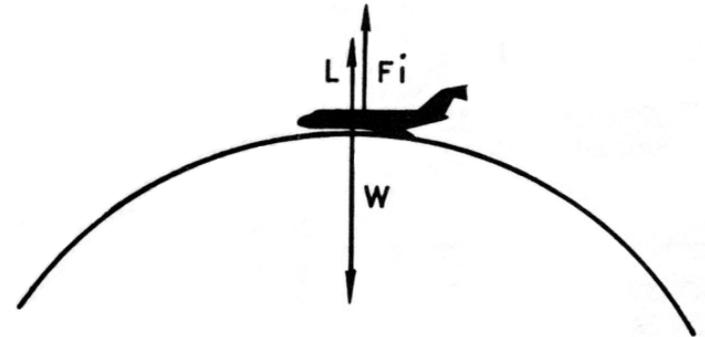
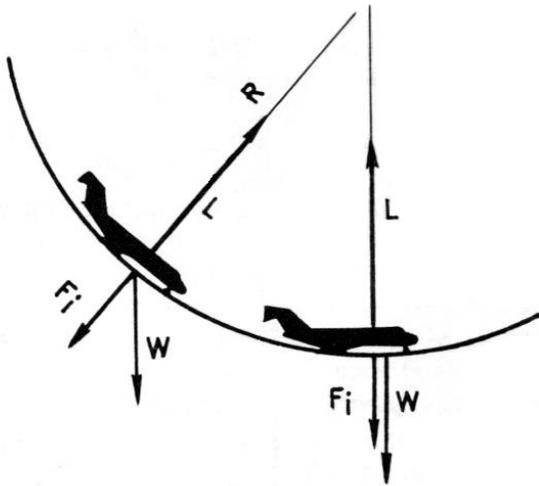
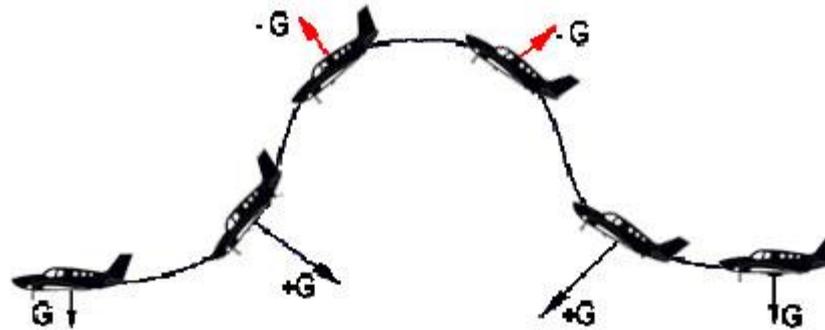
V_s = velocidad de pérdida en vuelo recto y nivelado.

Dividiendo miembro a miembro ambas ecuaciones:

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

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

FACTOR DE CARGA EN MANIOBRAS



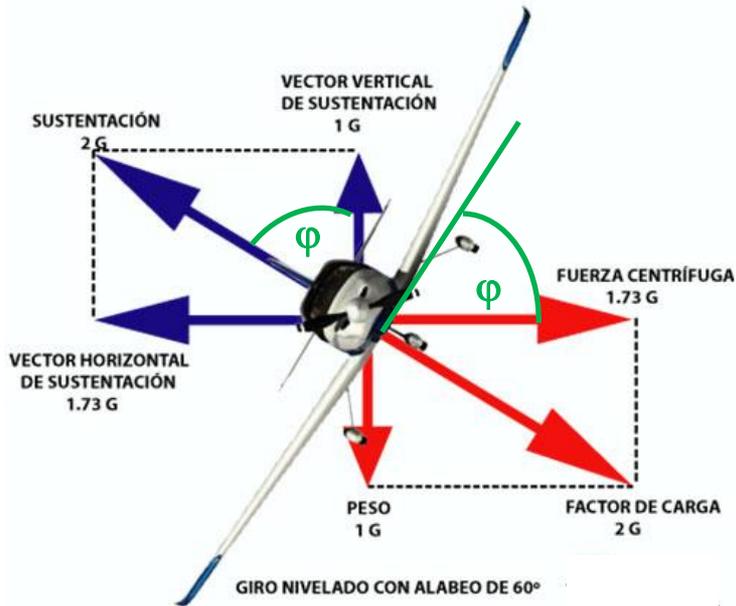
$$L = W \pm F_i$$

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

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

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

FACTOR DE CARGA EN VIRAJE



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

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

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

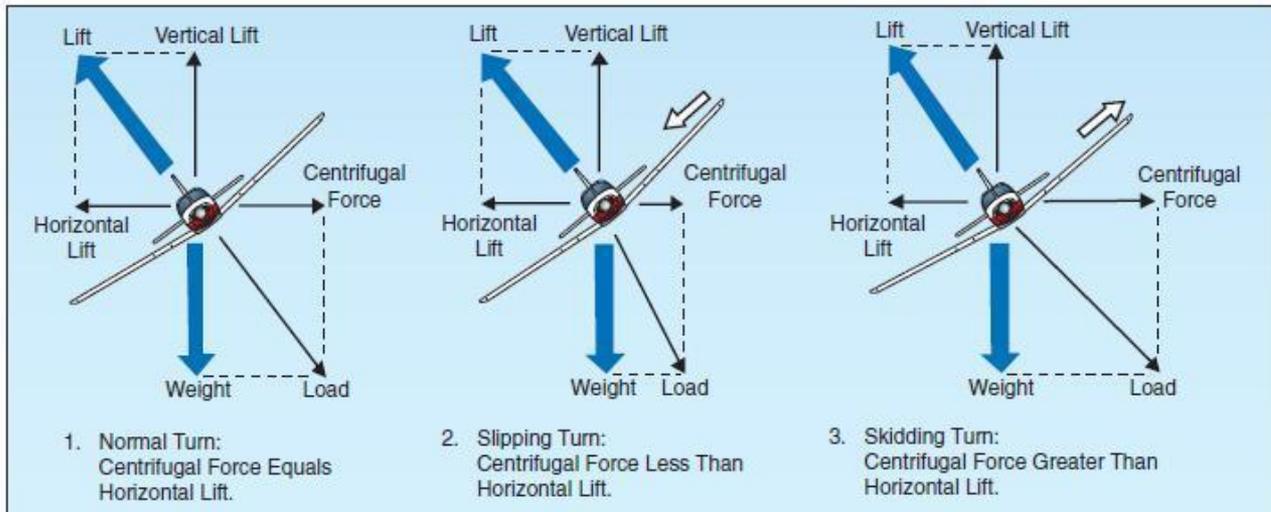


GRADOS DE ROLIDO φ	0°	15°	20°	30°	40°	45°	60°	75°	80°
FACTOR DE CARGA	1	1,03	1,06	1,15	1,31	1,41	2	3,86	5,76
VELOCIDAD DE PÉRDIDA - V_m	V_s	1,01	1,03	1,07	1,14	1,19	1,41	1,96	2,40
% INCREMENTO VELOCIDAD DE PÉRDIDA	0%	1%	3%	7%	14%	19%	41%	96%	140%
RESISTENCIA INDUCIDA	D_i	1,07	1,16	1,33	1,50	2	4	14,93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

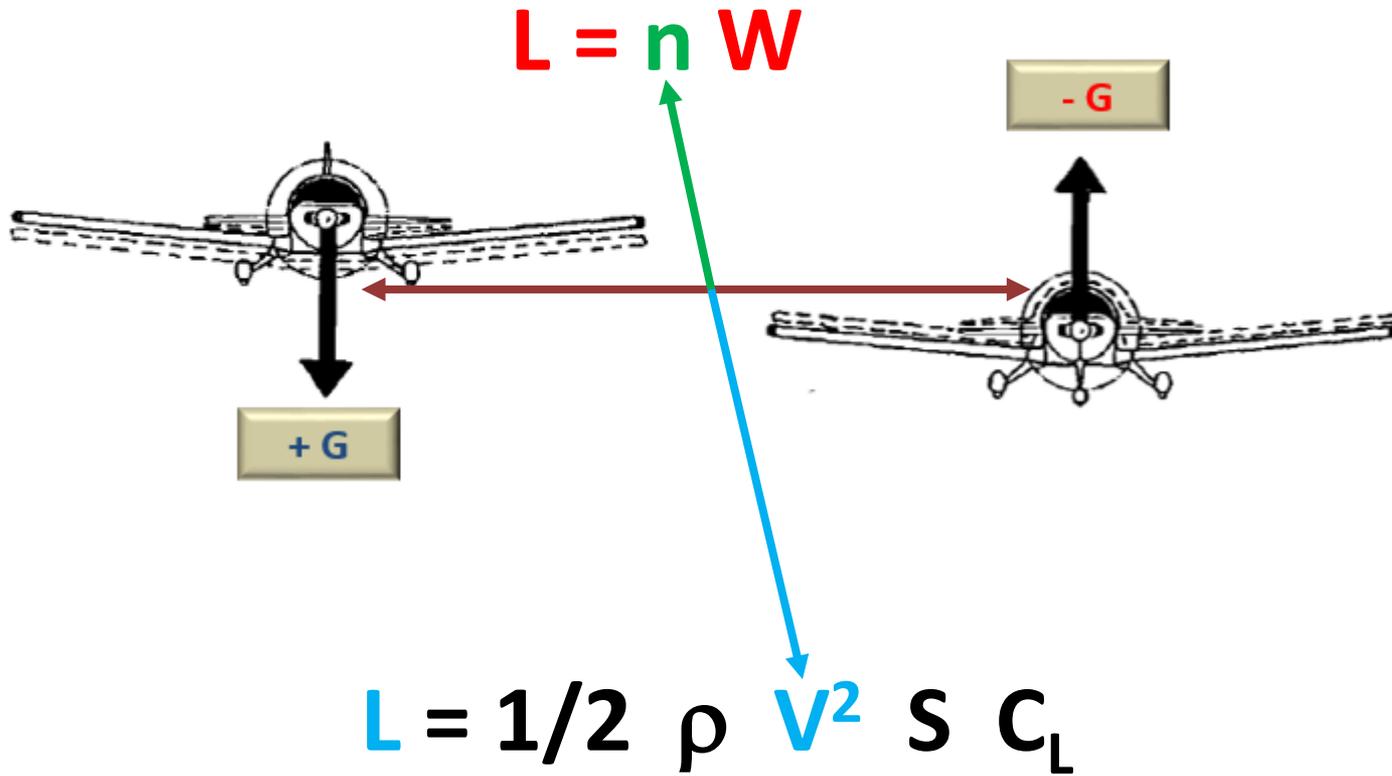


Viraje con derrape





FACTOR DE CARGA



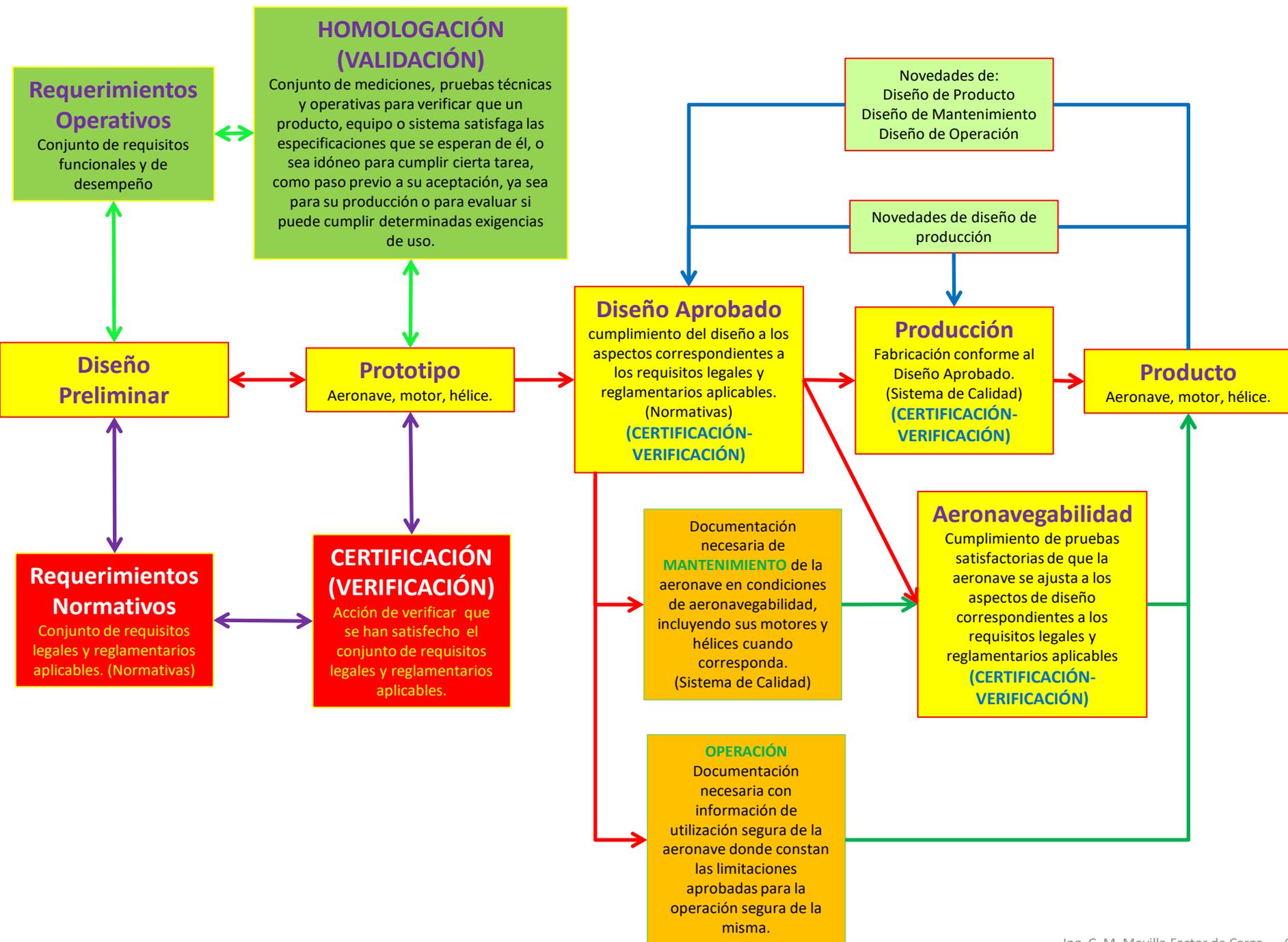
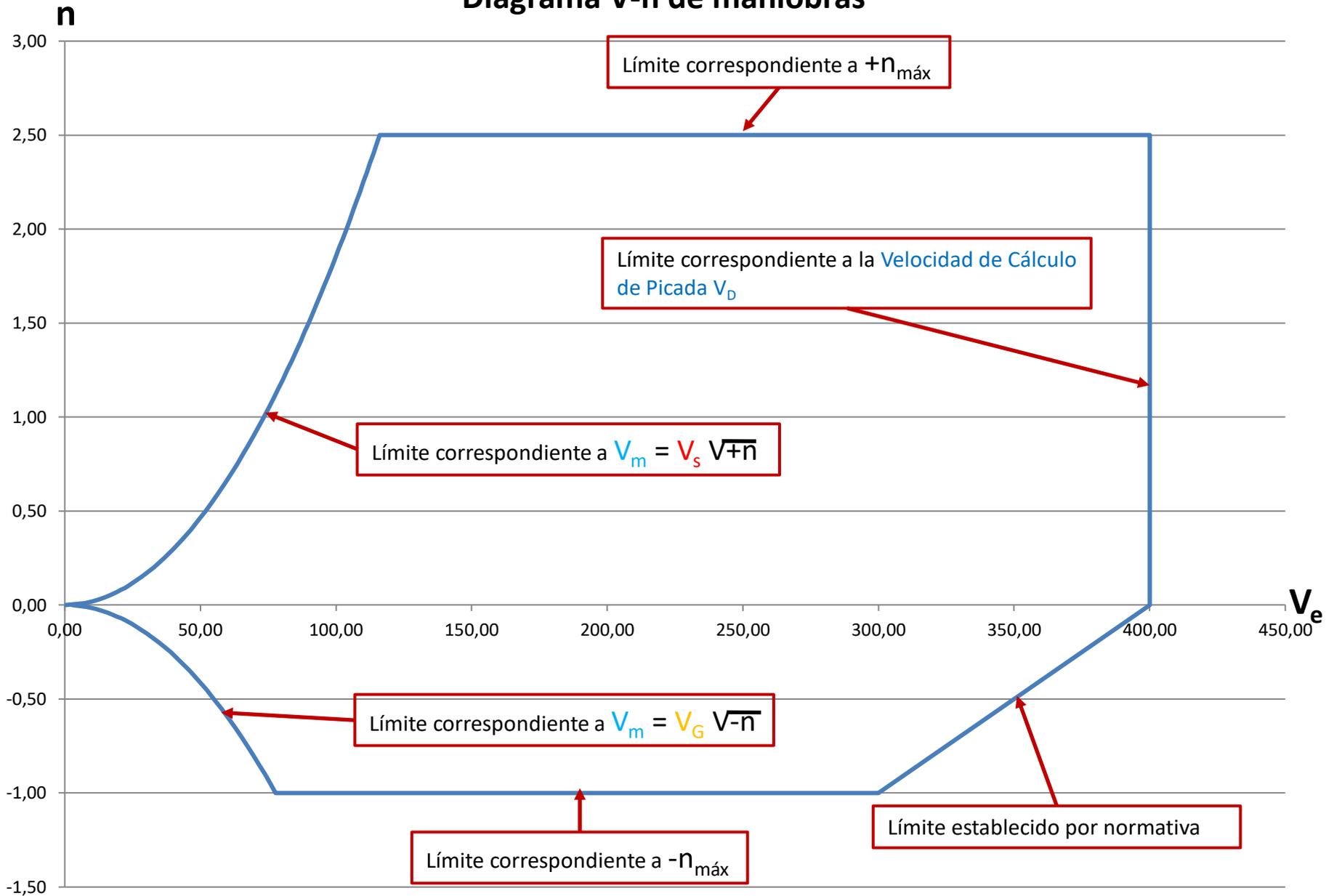


Diagrama V-n de maniobras



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:

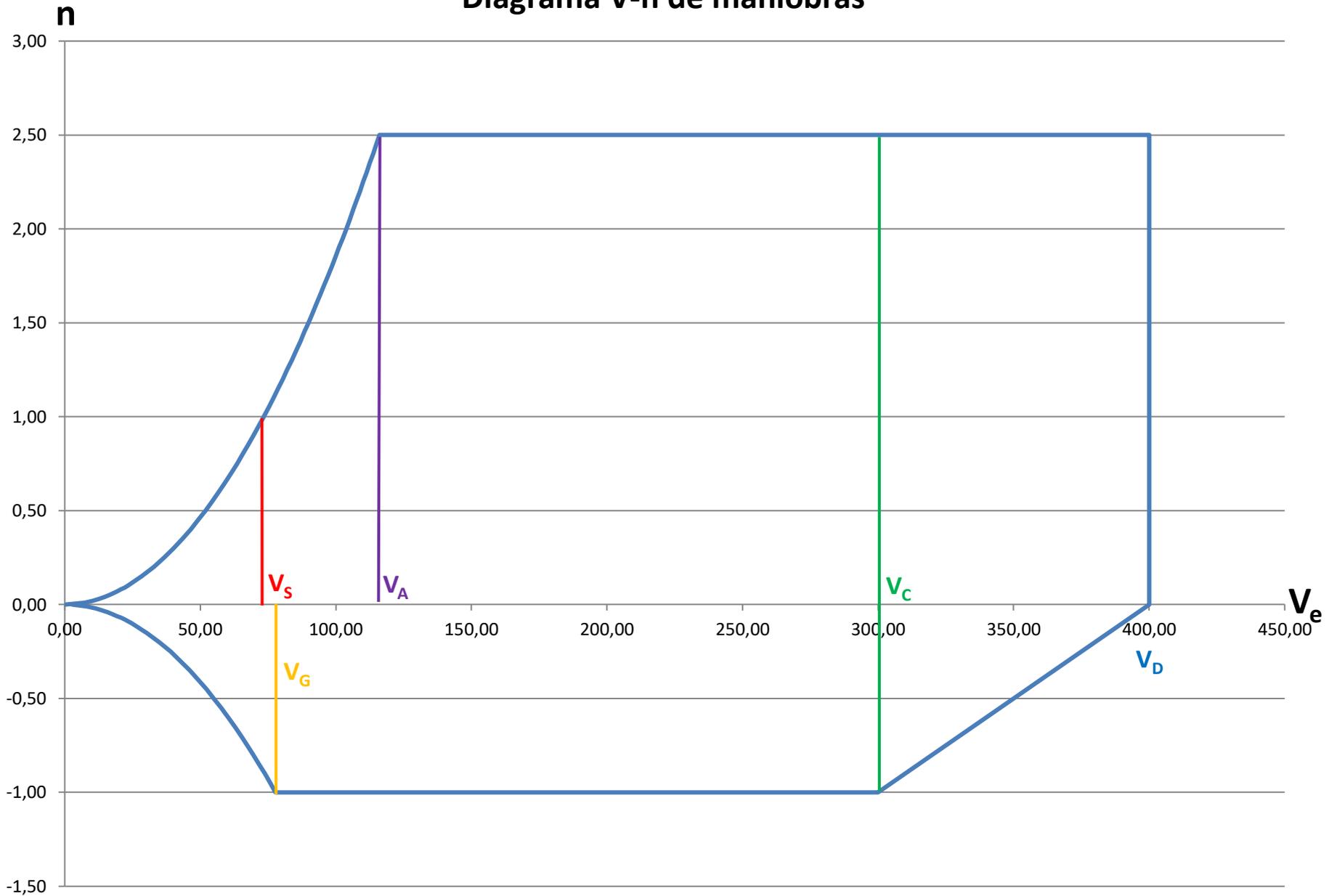
(1) No puede ser inferior a -1.0 a velocidades de hasta V_C ; y

(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

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:

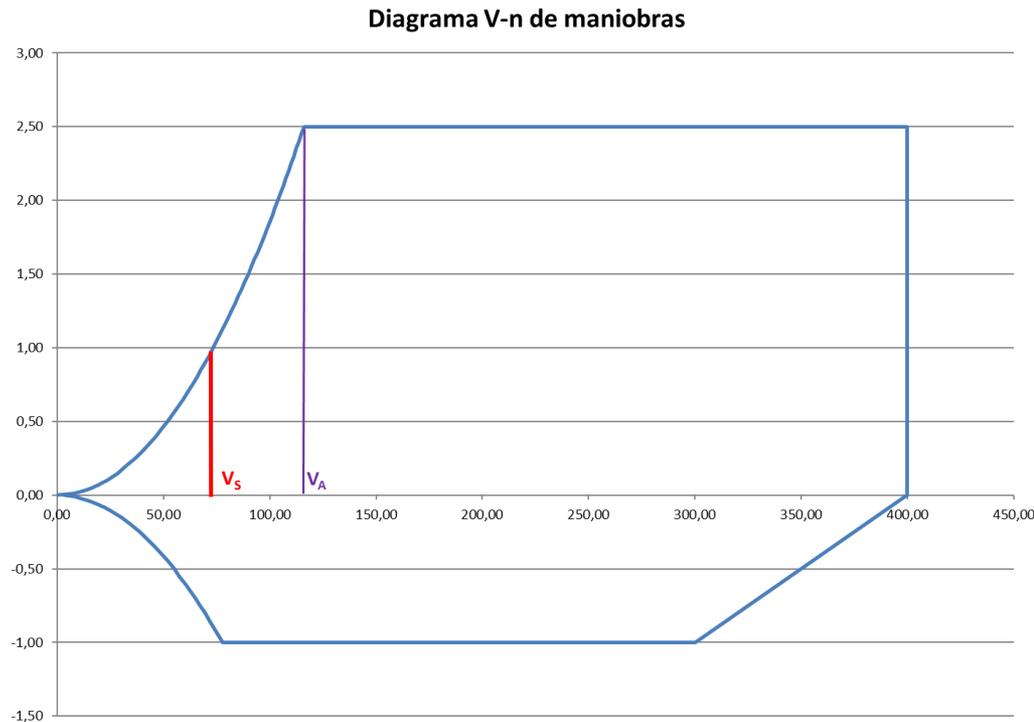
(1) V_A no puede ser inferior a $V_{S1} \sqrt{n}$ donde

(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.

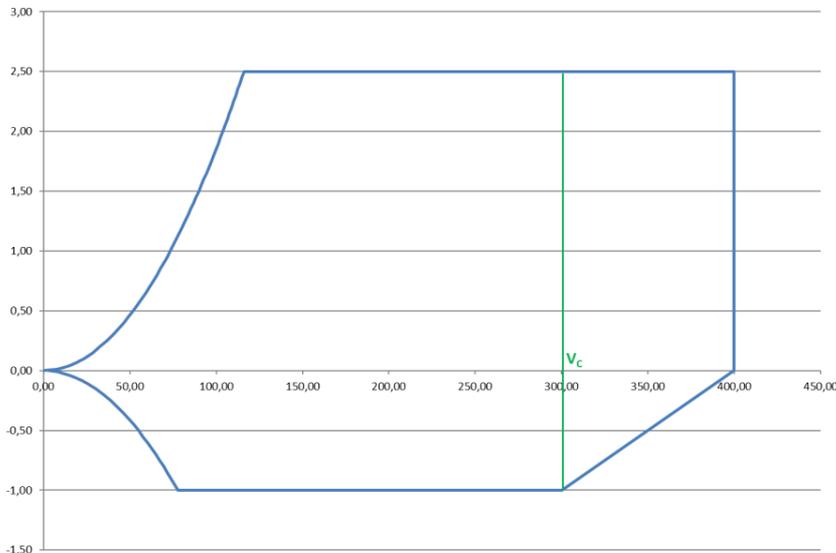
(2) Excepto lo dispuesto en ✨, V_C no puede ser menor que $V_B + 1.32 U_{REF}$ (con U_{REF} como se especifica en ✨). Sin embargo, V_C no necesita exceder la velocidad máxima en vuelo nivelado a máxima potencia continua para la altitud correspondiente.

✨ 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.

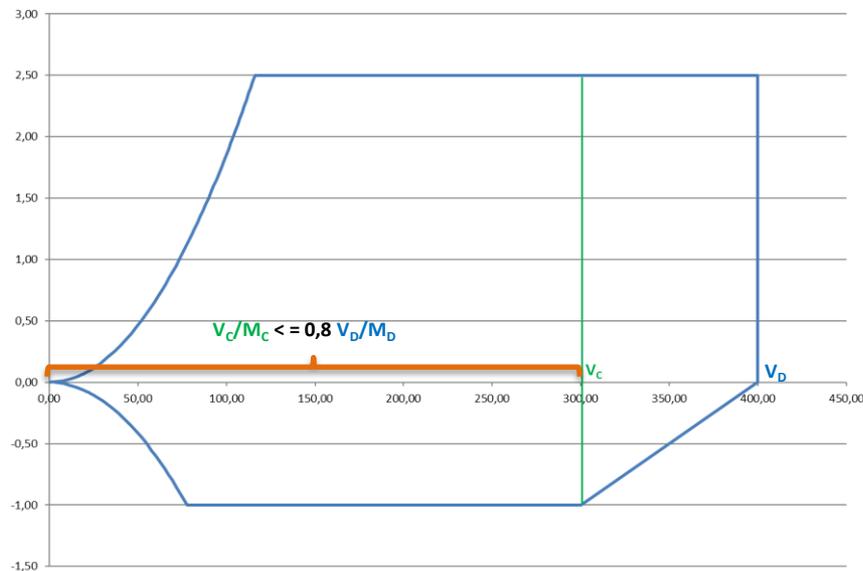
V_D : Velocidad de cálculo de picada, su valor se escoge por el diseñador, y se utiliza en la determinación de la velocidad máxima operativa V_{MO} , de modo de asegurar que en una maniobra de picada nunca se exceda la V_D .

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° 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.

ρ = densidad del aire (Slugs / ft³);

c = cuerda geométrica media del ala (pies);

g = aceleración de la gravedad (ft / sec²);

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

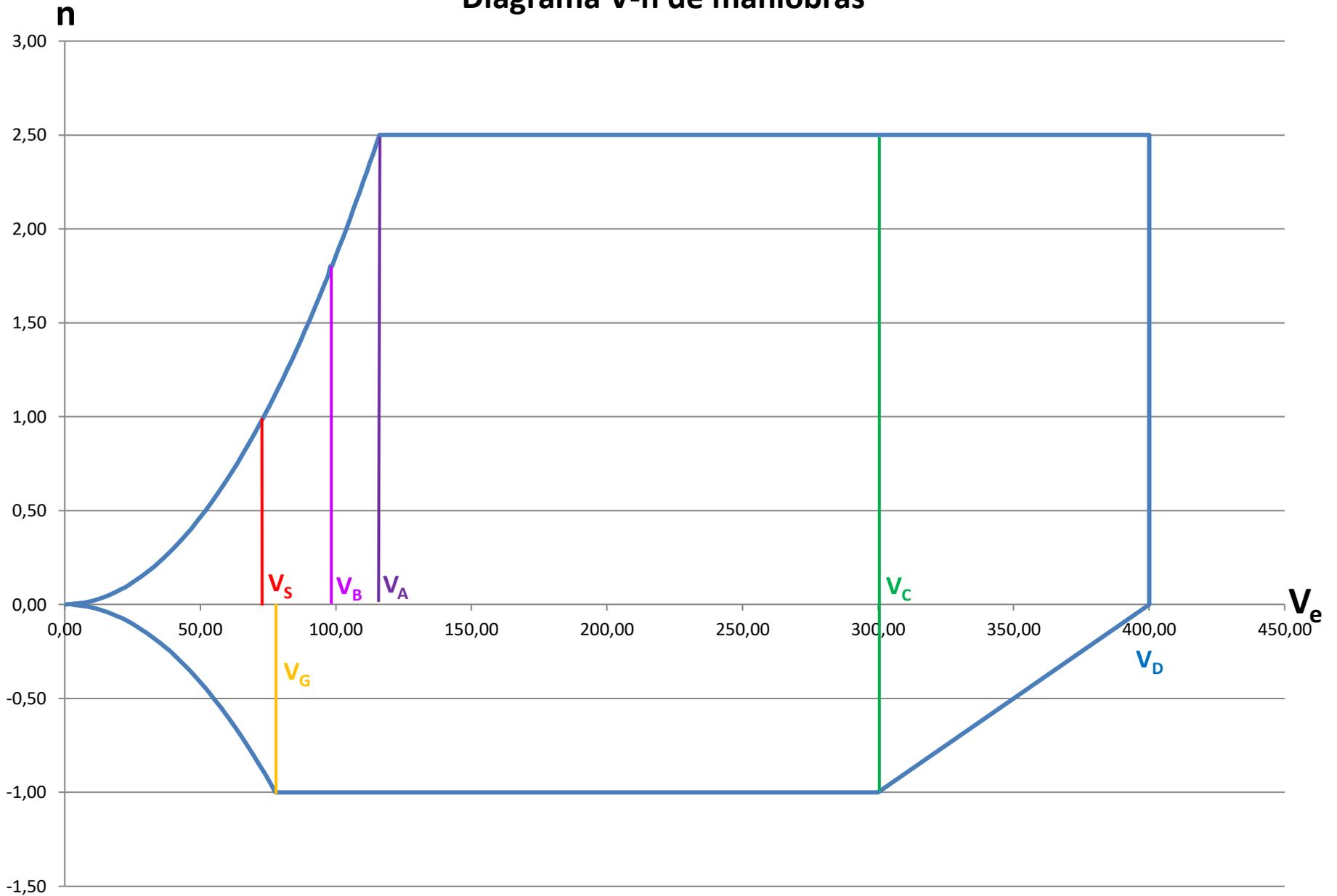
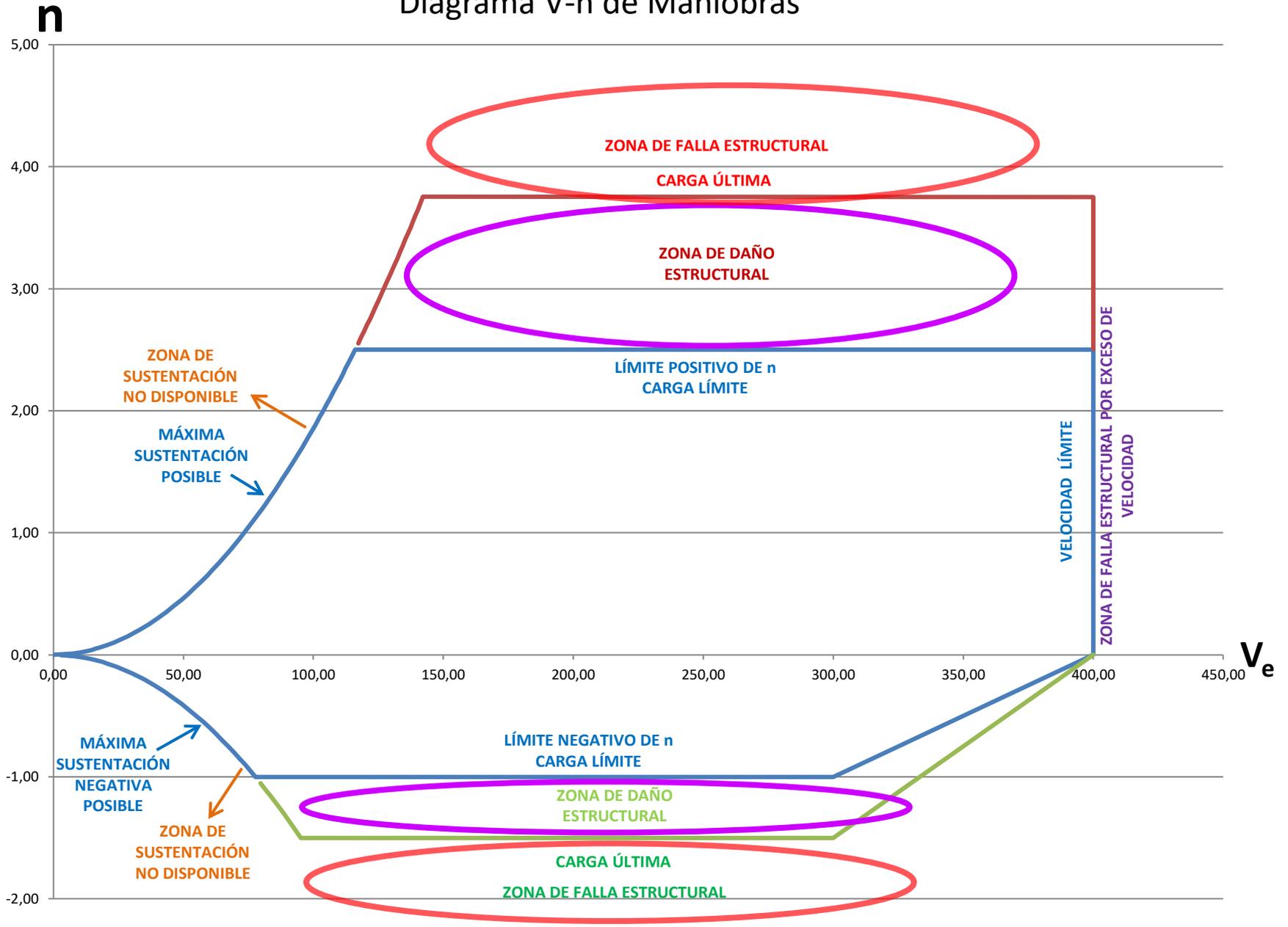
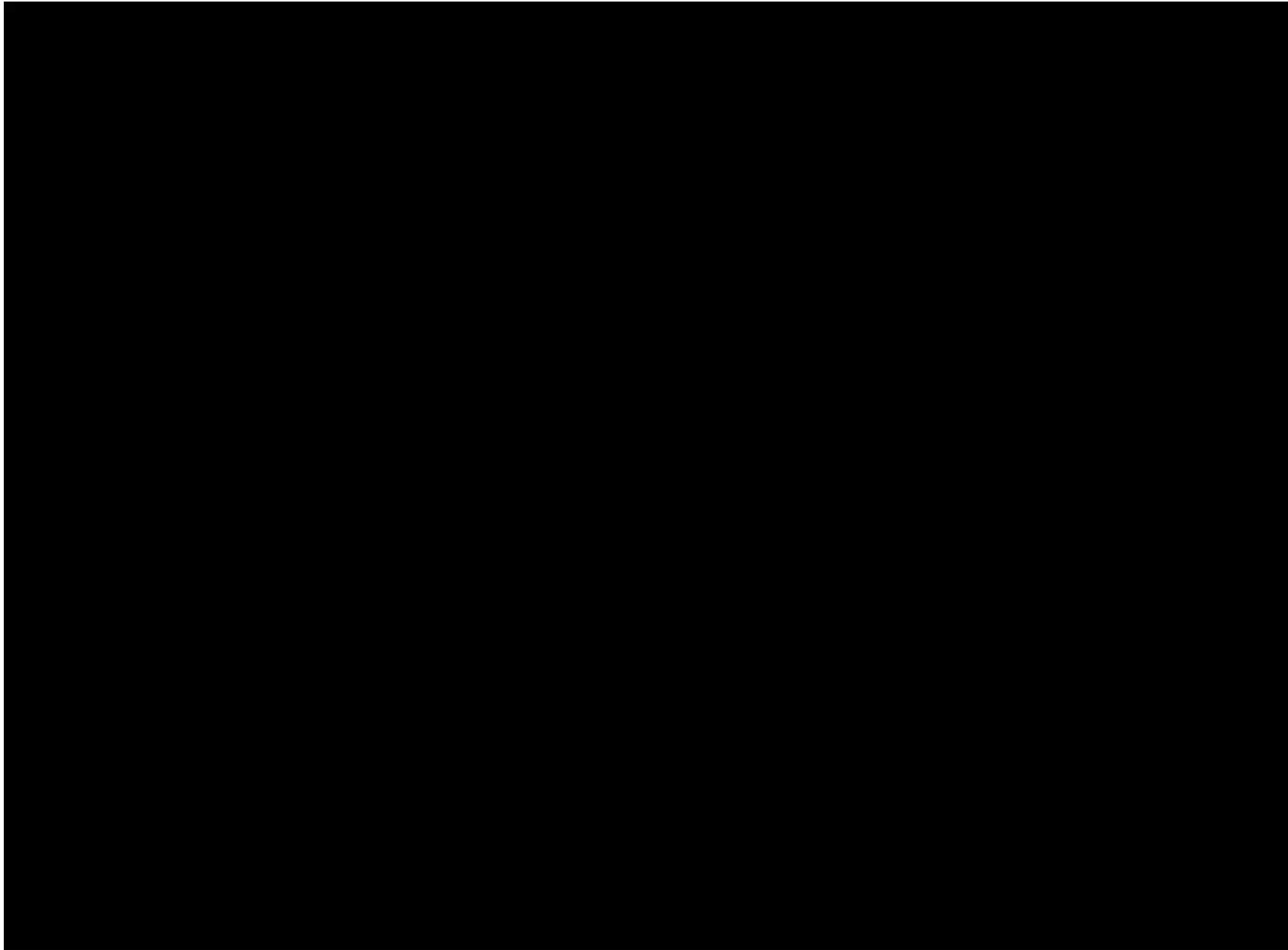


Diagrama V-n de Maniobras





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