

FUERZAS DE UNA AERONAVE

Las fuerzas que actúan son:

- a) El peso total (W). Fuerza debida a la acción de la gravedad sobre la masa del avión.
- b) La tracción del grupo motopropulsor (T) y aplicada en el eje de simetría de dicho grupo.
- c) La sustentación aerodinámica total (L).
- d) La resistencia aerodinámica (D).

En un avión en movimiento si:

$L = W$ Trayectoria horizontal.

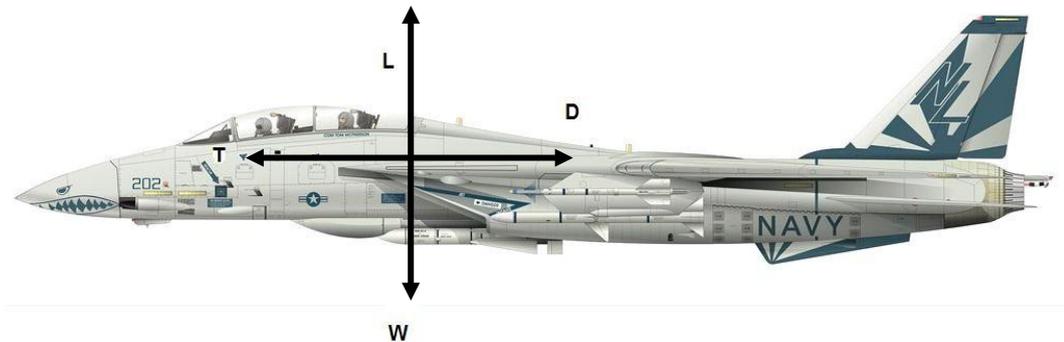
$T > D$ Aumenta la velocidad.

$T < D$ Disminuye la velocidad.

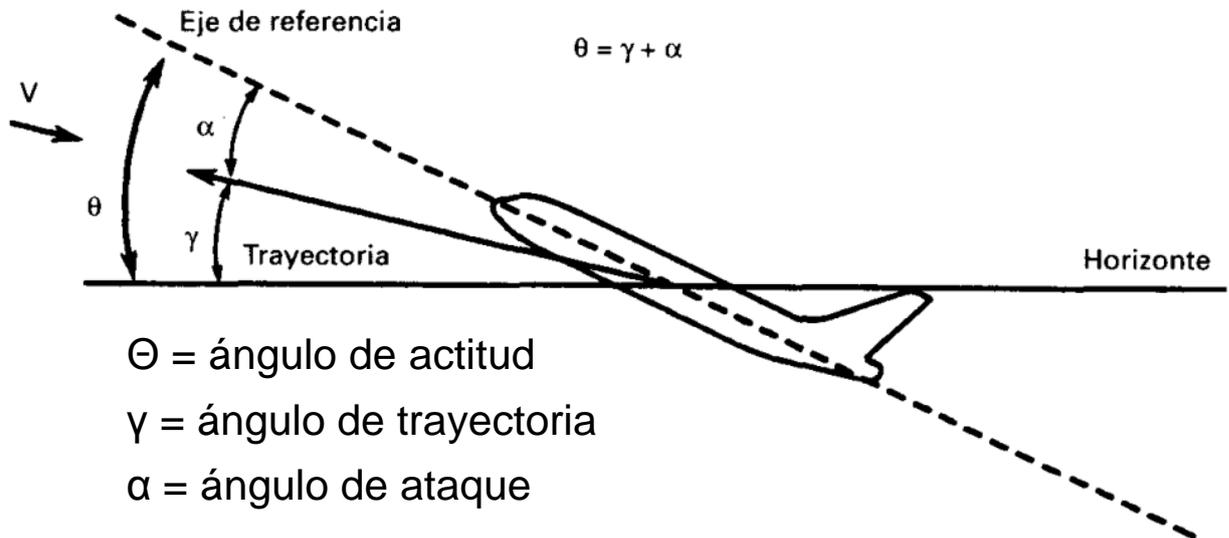
$T = D$ Movimiento uniforme.

$L > W$ Aumenta la altitud.

$L < W$ Pierde altitud.



En la siguiente figura se representan los tres ángulos que se forman entre: la horizontal, la trayectoria y el eje del avión.



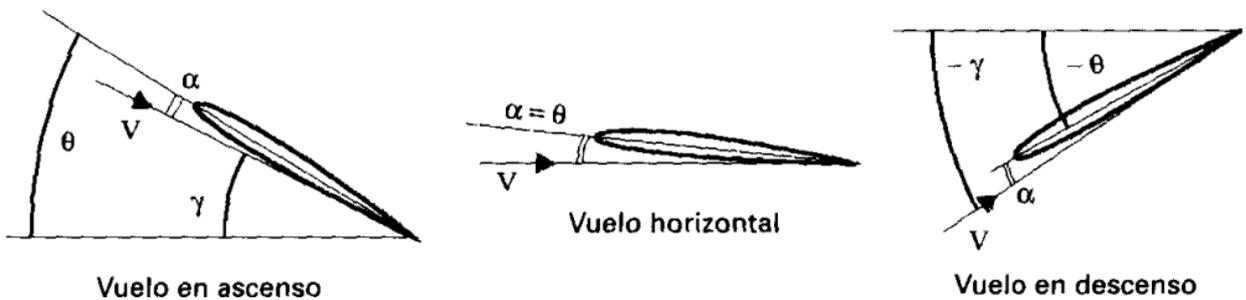
Θ = ángulo de actitud

γ = ángulo de trayectoria

α = ángulo de ataque

En la siguiente figura se representan los ángulos de actitud, subida, descenso y ataque, con el avión subiendo, en vuelo horizontal y descendiendo.

Vuelo Ascendente

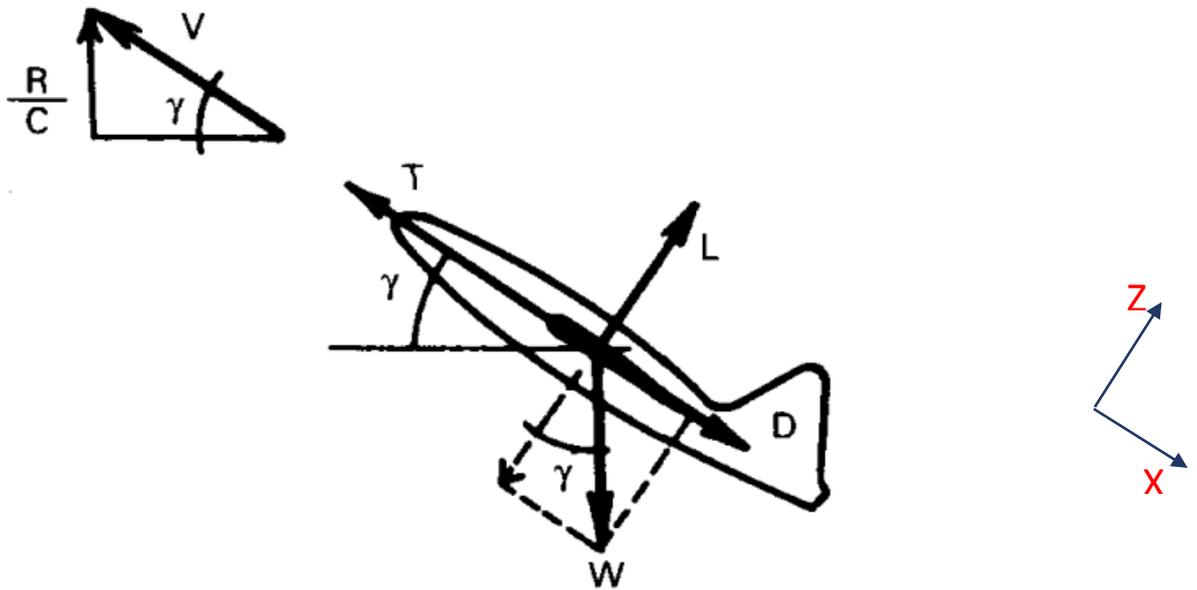


En el caso de vuelo ascendente el peso "W" podemos descomponerlo en dos fuerzas, W2 en la dirección del eje longitudinal del avión y W1 perpendicular a dicho eje, verificándose que:

$$\sum F_x = 0 \quad T = D + W_2 = D + W \sin(\gamma)$$

$$\sum F_z = 0 \quad L = W_1 = W \cos(\gamma)$$

Siendo esta tracción necesaria "T", mayor que la que haría falta en vuelo horizontal.



Vuelo Descendente

Para el caso de vuelo descendente, las fuerzas que actúan sobre el avión serán descomponiendo el peso "W" del avión, como en el caso anterior, las siguientes:

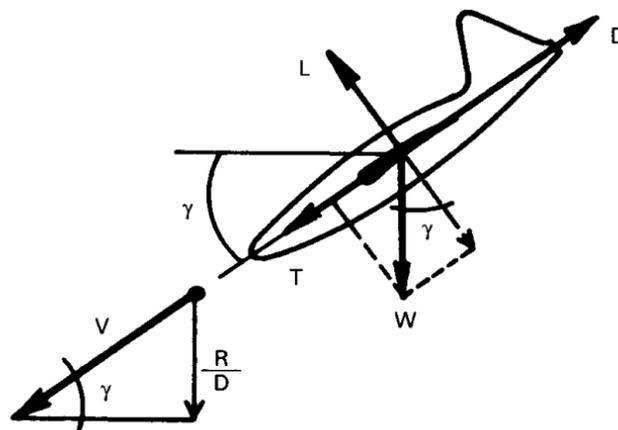
$$\sum F_x = 0 \quad T = D - W_2 = D - W \sin(\gamma)$$

$$\sum F_z = 0 \quad L = W_1 = W \cos(\gamma)$$

Ahora la tracción necesaria "T" es menor que para el caso de vuelo horizontal y va tomando valores cada vez menores cuando W_2 y D se acercan.

En el límite, cuando $W_2 = D$, no es necesario tracción alguna y el avión sigue descendiendo lo que se denomina "vuelo planeado".

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



FACTOR DE CARGA Y DIAGRAMA DE V-N

En esta primera parte vamos a abarcar todo lo relacionado al diagrama de maniobras. Antes de iniciar la explicación del diagrama, vamos a repasar el concepto de factor de carga.

El factor de carga es la relación entre la sustentación y el peso.

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

En vuelo recto y nivelado estamos en equilibrio y la sustentación es igual al peso. Por consiguiente, el factor de carga es igual a uno.

Ahora, si vamos a realizar una maniobra la sustentación va a variar. Por consiguiente, el factor de carga también varía con relación a como varían la sustentación.

En maniobra:

$$L = \frac{1}{2} * \rho * Vm^2 * S * Cl_{max}$$

Vm: Velocidad de pérdida en una maniobra con factor de carga n.

Cuando el avión entra en pérdida, la pérdida se genera al CL máximo. Por lo tanto, en una maniobra la sustentación va a depender de ese CL máximo. Como así también va a depender de una velocidad. La velocidad de entrada en pérdida para ese CL máximo en una maniobra tiene el valor Vm. La velocidad Vm es diferente a la velocidad de entrada en pérdida en vuelo recto y nivelado.

La velocidad Vm es la que va a generar una sustentación diferente a la que nosotros teníamos para la condición de vuelo recto y nivelado. O sea, cuando estábamos en equilibrio y la sustentación es igual al peso.

En vuelo recto y nivelado:

$$L = \frac{1}{2} * \rho * Vs^2 * S * Cl_{max}$$

Vs: Velocidad de pérdida en vuelo recto y nivelado.

Si nosotros dividimos miembro a miembro ambas ecuaciones. La ecuación correspondiente a la maniobra y la ecuación correspondiente al vuelo recto y nivelado. Vamos a tener la siguiente relación:

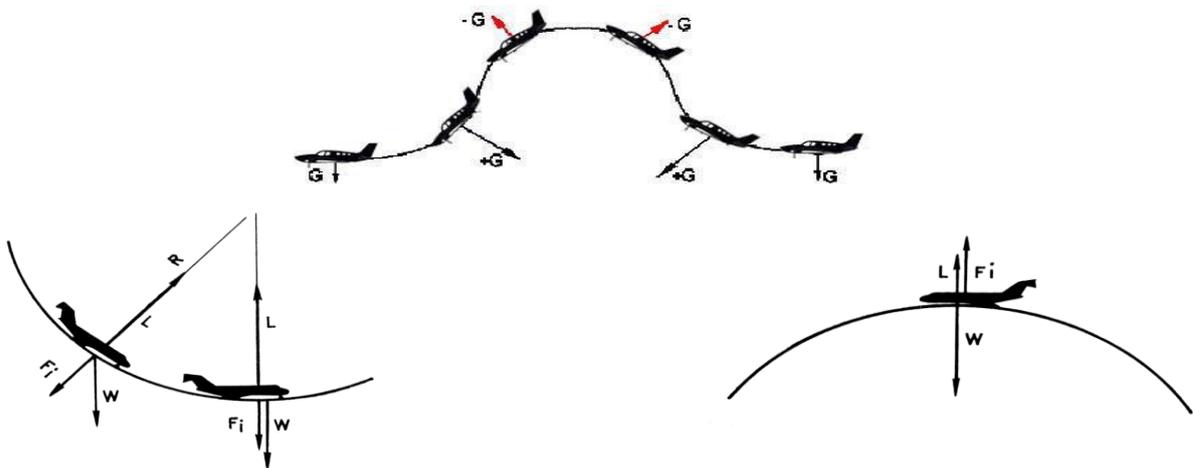
$$n = \left(\frac{Vm}{Vs}\right)^2$$

Notar que el factor de carga depende del cuadrado de la velocidad. Si nosotros despejamos el valor de entrada en pérdida en maniobra, vemos que es igual a la velocidad de entrada en pérdida en vuelo recto y nivelado por la raíz cuadrada del factor de carga obtenido en esa circunstancia.

$$Vm = Vs * \sqrt{n}$$

Factor de carga en maniobras

Tenemos dos tipos de maniobra: una maniobra de encabritada y una maniobra de picada.



Podemos observar cómo varía el sentido del factor de carga. Esa variación del sentido del factor de carga es producto de la variación de la fuerza de inercia. La fuerza de inercia se genera por los cambios en la trayectoria de la aeronave.

Como consecuencia del cambio de dirección, la aeronave tiene una aceleración dirigida hacia el centro de la trayectoria. Esta aceleración es denominada aceleración normal y actúa sobre la masa de la aeronave produciendo la fuerza de inercia.

La sustentación será ahora:

$$L = W \pm Fi$$

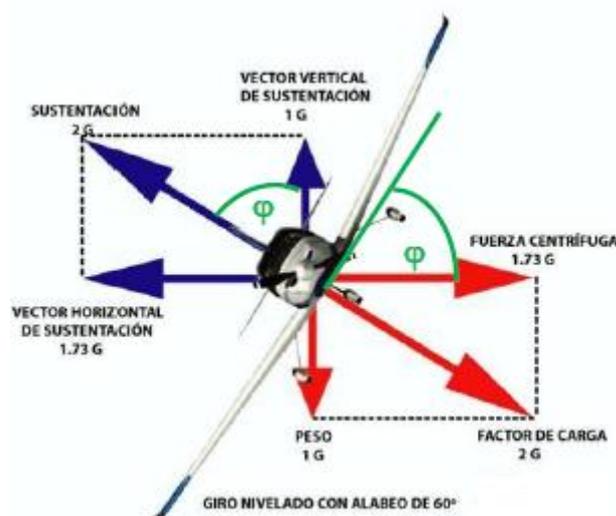
La fuerza de inercia es positiva o negativa en función del sentido de la aceleración.

El factor de carga es igual a uno para el vuelo recto y nivelado y se va a incrementar o decrementar en función del tipo de trayectoria.

$$n = \frac{L}{W} = 1 \pm \frac{V^2}{g * R}$$

Factor de carga en viraje

Para realizar un viraje en la aeronave se debe producir una inclinación. ϕ es ese ángulo de inclinación lateral.



En este caso, nosotros tenemos el ángulo, el peso y la sustentación. La sustentación se divide en dos componentes, una horizontal que equilibra a la fuerza centrífuga y una vertical que equilibra al peso. Este equilibrio entre la componente vertical de la sustentación y el peso hace que el viraje sea nivelado.

Como la resultante siempre es mayor que sus componentes, la sustentación va a ser mayor que su componente vertical y por consiguiente, la sustentación va a ser mayor que el peso en un viraje.

La componente vertical que está equilibrando el peso:

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

Por lo tanto, la sustentación varía en función del ángulo de inclinación lateral.

$$L = \frac{W}{\cos(\phi)}$$

Como el factor de carga es igual a la sustentación sobre el peso. Este factor de carga en esta condición de viraje también va a variar en función de la variación del ángulo de inclinación lateral.

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos(\phi)}$$

En la siguiente tabla podemos ver cómo al incrementarse el ángulo de inclinación lateral se va incrementando el factor de carga.

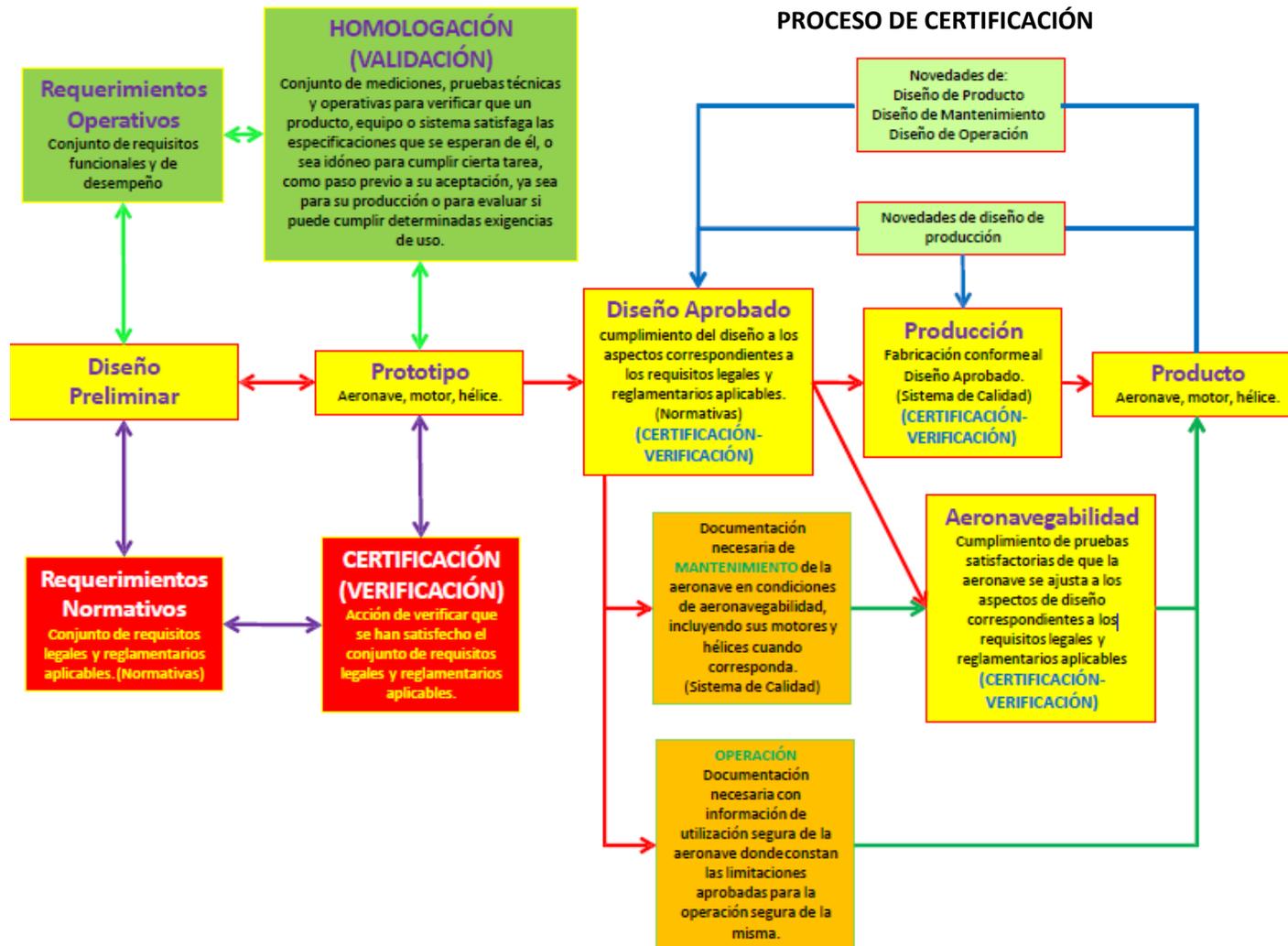


GRADOS DE ALABEO	0%	15%	20%	30%	40%	45%	60%	75%	80%
FACTOR DE CARGA	1	1,03	1,06	1,15	1,31	1,41	2	3,86	5,76
VELOCIDAD DE PÉRDIDA-Vm	Vs	1,01	1,03	1,07	1,14	1,19	1,41	1,96	2,40
% INCREMENTO VELOCIDAD DE PÉRDIDA	0%	1%	3%	7%	14%	19%	41%	96%	140%
RESISTENCIA INDUCIDA	Di	1,07	1,16	1,33	1,50	2	4	14,93	18,57

Hemos visto entonces que la aeronave en ciertas maniobras debe generar una sustentación igual a n veces su peso, debiendo la estructura de la aeronave soportar dichos esfuerzos.

Además, también vimos que la fuerza de sustentación generada es proporcional al cuadrado de la velocidad. O sea que los esfuerzos a los que se ve sometida la aeronave son proporcionales al factor de carga y al cuadrado de la velocidad.

El diagrama V-n es el método más adecuado para representar la combinación de los esfuerzos que producen ambas variables y forma parte de las exigencias que la autoridad aeronáutica establece para la certificación de una aeronave.



Ing. Aer. Claudio Movilla
 Ing. Aer. Gustavo Solier

Ing. Aer. Roberto García
 Ing. Aer. Rodrigo Zaguir

Pasos para el proceso de certificación

El esquema abreviado del proceso de certificación se inicia con los requerimientos operativos, que es el conjunto de requisitos funcionales y de desempeño. O sea, qué características de operación va a tener el producto que vamos a realizar, supongamos una aeronave.

Cuando hablamos de estos requisitos son: capacidad de pasajeros, capacidad de carga, paga, performance de la aeronave, etcétera. A su vez, debemos tener en cuenta los requerimientos normativos, que son el conjunto de los requisitos legales y reglamentarios aplicables, o sea, las normas.

Estas normas son las que exige la autoridad aeronáutica y su cumplimiento va a determinar que el producto va a ser un aparato seguro. Dentro de estos requisitos normativos uno de ellos es el diagrama V-n, porque con este diagrama V-n nosotros vamos a obtener los factores de carga con los cuales vamos a poder calcular la estructura de la aeronave. Con ambos requerimientos se hace el diseño preliminar y en base a ese diseño preliminar se fabrica un prototipo. Sobre este prototipo vamos a validar el cumplimiento de los requerimientos operativos y verificar el cumplimiento de los requerimientos normativos.

Una vez que tengamos verificado el cumplimiento de estos requerimientos normativos y aprobados estos requerimientos, se va a obtener un diseño probado. Ese diseño aprobado viene acompañado de la aprobación de la documentación de mantenimiento que va a permitir que la aeronave en el tiempo mantenga sus condiciones de semejanza al diseño aprobado y la documentación de operación, que es toda la información para la utilización segura del aparato que vamos a fabricar.

En la producción tenemos que verificar y aprobar el proceso productivo que da por resultado un producto y si este producto coincide con el diseño probado. O sea, si este es un producto acorde al diseño. De ahí sale el producto. Este producto a lo largo del tiempo va a tener que demostrar que mantiene su situación de semejanza al diseño aprobado para continuar en una condición aeronavegable.

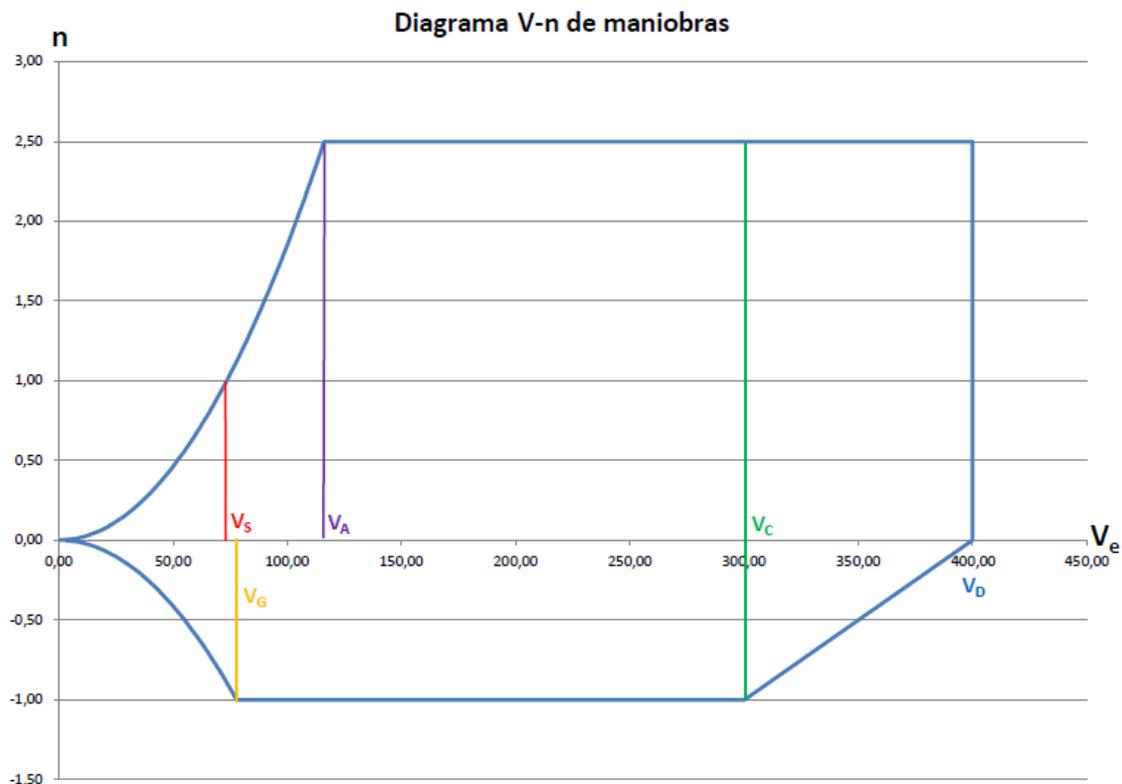
Va a ocurrir que el producto a lo largo del tiempo, a través de su uso se le presentan novedades. Esas novedades pueden estar relacionadas con el diseño del producto, con el diseño de mantenimiento o con el diseño de operaciones.

Eso va a hacer que se tenga que revisar el diseño aprobado, realizar las modificaciones correspondientes e incorporarlas al sistema de producción y al producto ya existente. También podemos tener novedades que estén relacionadas con el diseño de la producción, lo cual también va a hacer que tengamos que ver el diseño aprobado como así también el diseño de la producción. Todo esto busca obtener un producto que sea seguro y confiable.

Diagrama V-n de maniobras.

El diagrama V-n de maniobras consiste en un gráfico donde vienen representados los factores de carga en función de las velocidades equivalentes. Utilizamos velocidades equivalentes para independizarnos de la altitud.

Lo que me muestra este diagrama, es un área donde se encuentra limitada la capacidad de operación de la aeronave. La operación en cuanto sus factores de carga y en cuanto a sus velocidades



El límite superior corresponde a los valores de factores de carga máximos positivos.

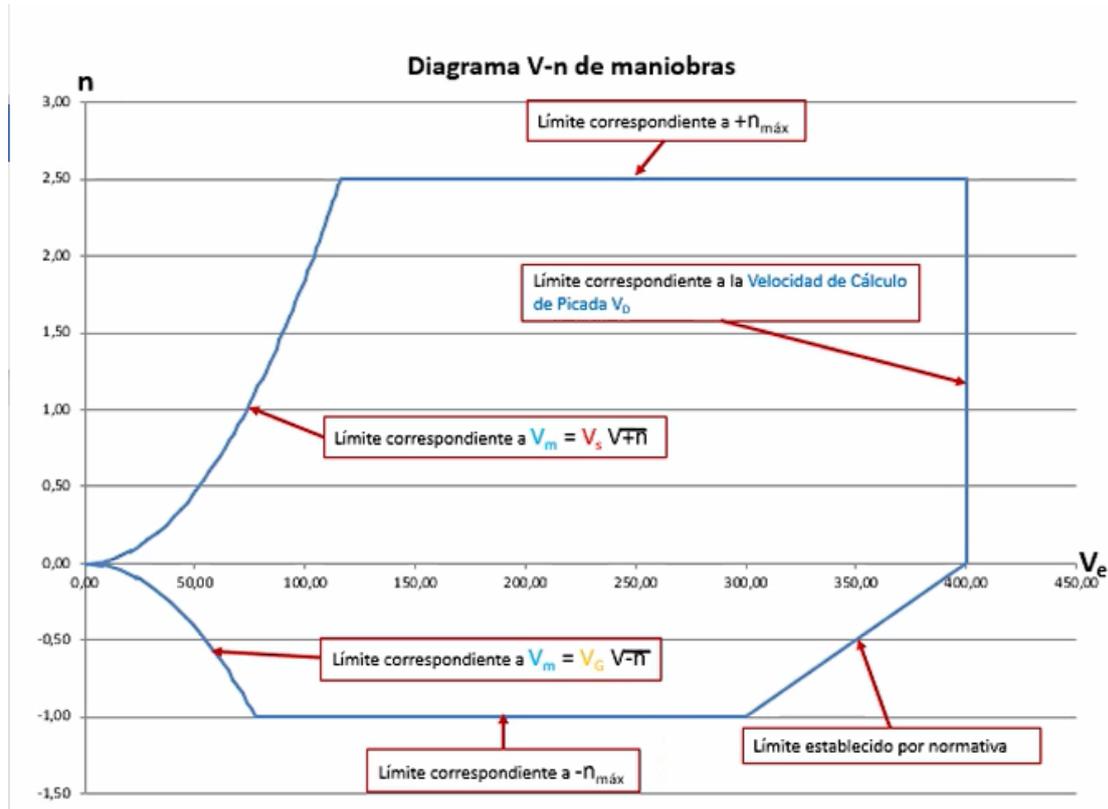
El límite inferior está relacionado con los factores de carga máxima negativos.

El límite superior izquierdo, es una parábola, que viene dado por la ecuación que corresponde a la raíz cuadrada de los factores de carga positivos multiplicados por la velocidad de entrada en pérdida en vuelo recto y nivelado, eso va a dar por resultado los valores de velocidad de entrada en pérdida en maniobra.

El límite inferior izquierdo que también es una parábola, cuya ecuación es semejante a la anterior, pero en este caso tenemos los valores de factores de carga negativos multiplicados por el valor de velocidad de entrada en pérdida en vuelo recto y nivelado con sustentación negativa. Nos va a dar por resultado los valores de velocidad de entrada en pérdida en maniobra en condición de sustentación negativa.

Tenemos el límite trasero derecho que corresponde a una velocidad de cálculo que es la velocidad de cálculo de picada.

Por último, una recta en diagonal es un límite establecido por normativa.



Consideraciones

(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) En cuanto a los límites que tenemos superior e inferior del diagrama V-n, esos límites estaban dados por los factores de carga. El factor de carga positivo que da la limitación superior está dado por la siguiente ecuación:

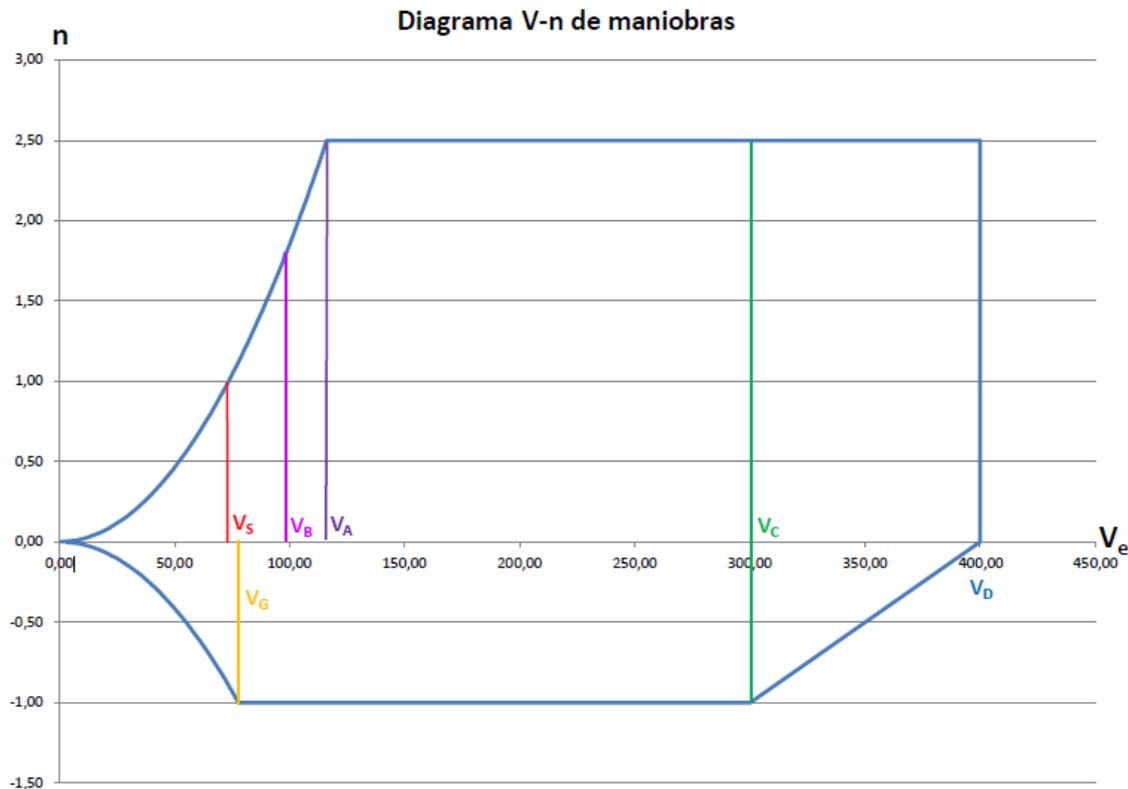
$$n = 2,1 + \frac{24000}{(W + 10000)}$$

Este peso tiene que estar dado en libras y su valor **no puede ser menos que 2,5 y no necesita ser mayor que 3,8**.

(c) En cuanto al factor de carga inferior, al límite inferior del diagrama V-n, el factor de carga no puede ser inferior a -1 con velocidades que vayan hasta la velocidad Vc. y debe variar linealmente con la velocidad desde el valor Vc a 0 en Vd. Esa variación lineal, es la línea diagonal inferior derecha del diagrama.

(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.

Velocidades de cálculo dentro del diagrama V-n



Estas velocidades son utilizadas para el cálculo estructural. Las establece el diseñador, pero no deben ser inferiores a los valores determinados por la norma.

V_a es la velocidad de cálculo de maniobra, V_c que es la velocidad de cálculo de crucero, V_d es la velocidad de cálculo de picada y V_b es la velocidad de cálculo para ráfagas de intensidad máxima, de la cual hablaremos más adelante.

La intersección de la parábola con el factor de carga 1, que es el factor de carga que está relacionado con el vuelo recto y nivelado determina la velocidad de entrada en pérdida. Esta velocidad de entrada en pérdida es una velocidad límite, cualquier velocidad que sea inferior a la velocidad de entrada en pérdida, va a determinar que la aeronave no tenga sustentación y se caiga.

Lo mismo ocurre en la parte inferior, la intersección de la parábola con el valor de factor de carga -1 me determina el vuelo recto y nivelado en condición de sustentación negativa. Podemos decir, que ese vuelo recto y nivelado en condición de sustentación negativa es el vuelo invertido. Siendo V_g la velocidad de entrada en pérdida para el vuelo recto y nivelado invertido, por lo que también sería una velocidad límite para esta condición de maniobra.

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.

A la velocidad V_a obtendremos el máximo factor de carga con un máximo desplazamiento del timón de profundidad (no solo timón de profundidad. También viraje y rolido y guiñada). A partir de ahí, si se incrementa la velocidad, el desplazamiento del timón de profundidad debe ir disminuyendo para alcanzar ese factor de carga máxima.

A velocidades inferiores a V_a con un límite en V_s , daría por resultado que con un máximo desplazamiento del timón de profundidad se alcanza el factor de carga que se intercepta en la parábola.

La norma establece las condiciones que debe cumplir V_a .

1.- V_a no puede ser inferior a $V_{S1} \sqrt{n}$ donde:

- n es el factor de carga de maniobra límite positivo en VC; y
- 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 CL máx positiva se intercepta con la línea del factor de carga de maniobra positiva, lo que sea menor.

Velocidad de cálculo de crucero

La velocidad de crucero debe tener un valor suficientemente grande para poder obtener todas las ventajas de la capacidad del avión en actuaciones de crucero.

Para VC, 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 el párrafo siguiente, V_c no puede ser menor que $V_B + 1.32 U_{REF}$. Sin embargo, V_c no necesita exceder la velocidad máxima en vuelo nivelado a máxima potencia continua para la altitud correspondiente.

En altitudes donde VC 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.

Velocidad del cálculo de picada

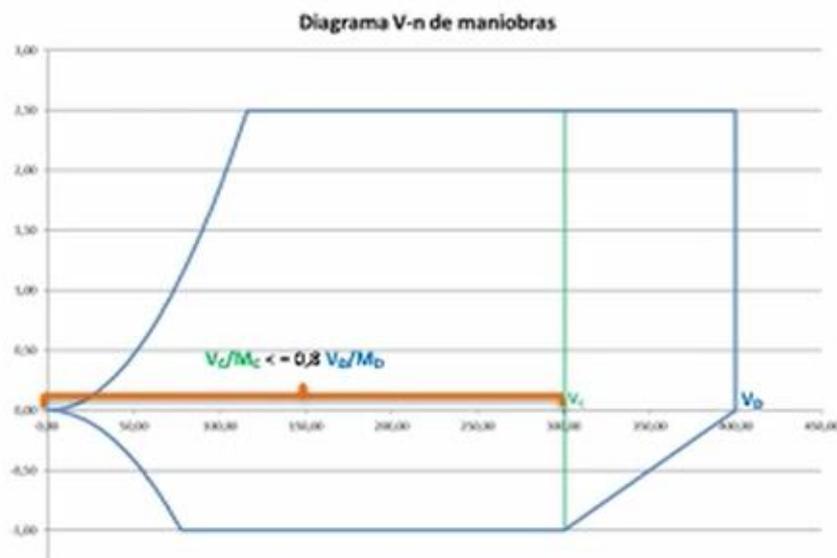
Su valor se escoge por el diseñador y se utiliza la determinación de la velocidad máxima operativa de modo de asegurar que una maniobra de picada nunca se exceda la velocidad de picada.

La velocidad máxima operativa es una velocidad que no se debe exceder deliberadamente en ningún régimen de vuelo, salvo autorización para algún tipo de comprobación. Esta velocidad máxima operativa, tiene como límite el valor de la velocidad de crucero.

Algunos diseñadores toman la relación de la velocidad máxima operativa con respecto a su mach igual a la velocidad de crucero con respecto a su mach.

Además, debe ser menor que la velocidad de picada, para que sea improbable que se sobrepase esta última velocidad en forma inadvertida durante la operación del avión.

Recordando que puede considerarse a la velocidad máxima operativa igual a la velocidad de crucero, esto hace que la relación de la velocidad de crucero con respecto a su mach deba ser menor o igual a 0,8 la velocidad de picada con respecto a su mach para tener ese margen de seguridad de no exceder la velocidad de picada.



Velocidad de cálculo para máxima intensidad de ráfaga

Vb no puede ser menor que:

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

Siendo:

VS1 = la velocidad de pérdida de 1 g basada en CLmáx con los flaps retraídos para el peso particular considerado;

Vc = velocidad de cálculo de crucero (velocidad equivalente en nudos);

Uref = la velocidad de ráfaga de referencia (velocidad equivalente en pies por segundo)

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

Ing. Aer. Claudio Movilla

Ing. Aer. Gustavo Solier

Ing. Aer. Roberto García

Ing. Aer. Rodrigo Zaguir

En esta ecuación nosotros tenemos que la suma de estos dos términos da un factor de carga al cual se le va a aplicar su raíz cuadrada y a ese resultado se lo va a multiplicar por la velocidad de entrada en pérdida, dando como resultado V_b .

La ecuación relacionada con la raíz cuadrada de un factor de carga multiplicado después por la velocidad de entrada en pérdida es la fórmula de la parábola que hemos visto.

Dentro de este término tenemos tres factores que son de interés: la velocidad de crucero, la velocidad de la ráfaga y el factor de atenuación.

Si la aeronave está volando a una velocidad V_c y se encuentra con una ráfaga ascendente, no se alcanzará la intensidad máxima de la misma hasta después de un cierto periodo de transición. El valor del periodo de transición va a depender del factor de atenuación.

Este factor de atenuación proviene de la siguiente ecuación:

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

Siendo μ :

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

Siendo:

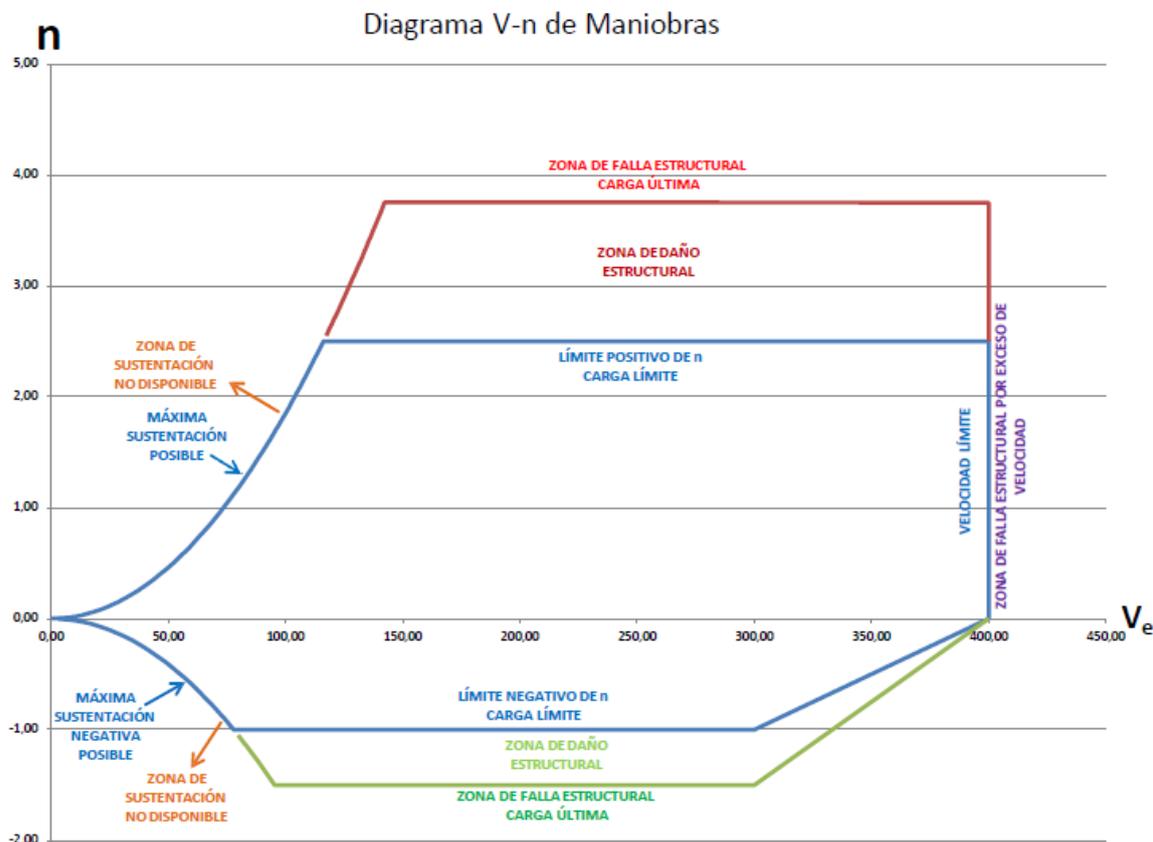
- ρ = densidad del aire (Slugs / ft³);
- c = cuerda geométrica media del ala (pies);
- g = aceleración de la gravedad (ft / sec²);
- a = pendiente de sustentación, CL por radián;

Todas estas son características propias de la aeronave, dado que interviene su geometría, su peso y sus características aerodinámicas.

El factor de atenuación por lo tanto va a depender de las características de la aeronave, Esta velocidad V_b es una velocidad de cálculo y no debe confundirse con la velocidad recomendada de penetración en atmósfera turbulenta.

Limites y factor de seguridad

La norma establece que la estructura debe estar calculada con un margen de seguridad de 1,5 por lo menos. Por lo que se realizan extensiones en el diagrama.



Cuando la carga límite está afectada por el factor de seguridad pasa a ser la carga última. De esta manera, representaremos dos zonas nuevamente limitadas donde tendremos daño estructural.

Daño estructural significa que, si nosotros excedemos la carga de la estructura por encima de la carga de diseño, o sea excedemos en el valor del factor de carga límite, tanto positivo como negativo, vamos a entrar en la zona de daño estructural donde lo que va a ocurrir es una deformación permanente en la estructura.

Si nosotros seguimos excediendo los valores de esfuerzo en la estructura y pasamos el límite dado por el factor de seguridad, tanto positivo como negativo, vamos a entrar en la zona de falla estructural, que es donde se producirá la rotura de la estructura.

Algo semejante pasa en la zona trasera, si nos excedemos de la velocidad límite V_d se va a generar una zona de falla estructural por exceso de velocidad.

En la parte izquierda de la gráfica teníamos limitaciones en cuanto a la sustentación. Las curvas de máxima sustentación posible tanto positivas como negativas, limitan las áreas donde la sustentación no está disponible. No es posible emprender el vuelo y realizar maniobras en estas relaciones de factor de carga y velocidades.