

# Apuntes de aviación. Velocidad de Maniobra.



Paco Sánchez. Julio 2018

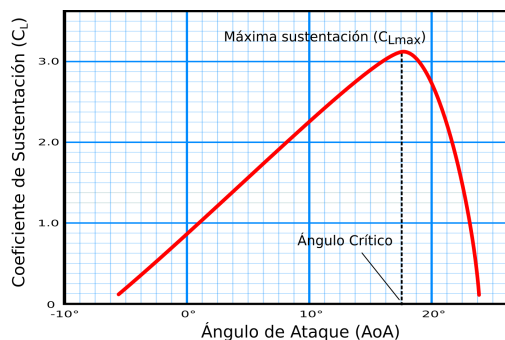
Para comprender correctamente qué es la velocidad de maniobra es necesario entender bien qué es la pérdida y en qué condiciones ocurre. Por ello vamos a comenzar recordando algunos principios básicos del vuelo.

Recordemos que la sustentación que genera un perfil alar viene dada por la expresión:

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

Esta fórmula nos dice que la sustentación ( $L$ ) es igual al coeficiente de sustentación ( $C_L$ ), por un medio de la densidad del aire ( $\rho$ ), por la velocidad al cuadrado ( $V^2$ ) y por la superficie alar ( $S$ ).

En la Figura A vemos el comportamiento típico del coeficiente de sustentación que aumenta casi linealmente con el ángulo de ataque (AoA) hasta alcanzar el ángulo crítico, punto en que la



**Figura A.** El coeficiente de sustentación aumenta casi linealmente hasta alcanzar un máximo en el ángulo crítico, donde se desploma drásticamente.

sustentación se desploma y las alas dejan de generar sustentación suficiente para contrarrestar el peso del avión.

Recordemos que el ángulo de ataque es el formado por la cuerda de un perfil alar y el vector que representa la dirección del viento relativo, es decir el movimiento relativo del avión respecto de la atmósfera que lo rodea.

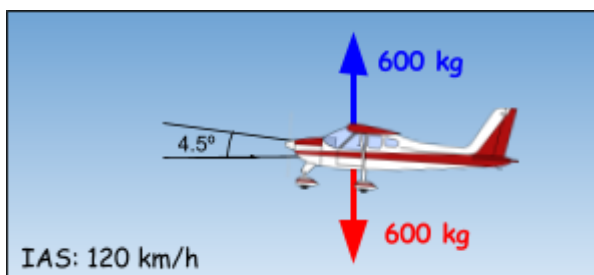


**Figura B.** El ángulo de ataque (AoA) es el ángulo formado por la cuerda del perfil y el viento relativo.

La pérdida es pues una situación en que nuestro AoA supera el ángulo crítico y nuestras alas ya no son capaces de generar la sustentación necesaria.

Con esto claro, pasamos ahora a revisar el concepto de velocidad de maniobra ( $V_a$ ). Supongamos que estamos volando en un ULM cargado a MTOW (máximo peso al despegue) que son 600 kg (naturalmente volamos fuera de España). Mantenemos un vuelo recto y nivelado y una velocidad constante a 120 km/h, para ello el avión precisa un AoA de  $4.5^{\circ 1}$ , punto en que se equilibran el peso y la sustentación (Figura C).

<sup>1</sup> Este valor es sólo un ejemplo y variará de un avión a otro.



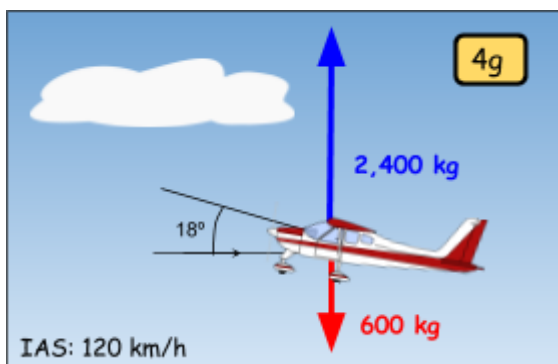
**Figura C.** En el ejemplo con una velocidad de 120 km/h requerimos un AoA de 4.5° para generar la sustentación necesaria que soporte nuestro peso.

El factor de carga, esto es el peso que sentimos, es el cociente entre la sustentación y el peso del avión ( $\bar{W}$ ). Por ello, en estas condiciones el factor de carga que experimentamos es 1.

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

Ahora imaginemos que una racha, una térmica, movimiento brusco de la palanca o cualquier otra circunstancia hace que nuestro AoA aumente súbitamente.

Si el AoA se dobla, nuestra sustentación se multiplicará instantáneamente por 2, y del mismo modo si nuestro AoA se triplica la sustentación se triplicará y así sucederá hasta los 18° en que la sustentación alcanzará un máximo de 4 veces el peso del avión. En este proceso, hemos ido experimentando factores de carga crecientes, desde 1 hasta 4 (Figura D).



**Figura D.** Cuadruplicando el AoA la sustentación se cuadruplicará igualmente y experimentamos un factor de carga de 4 G's.

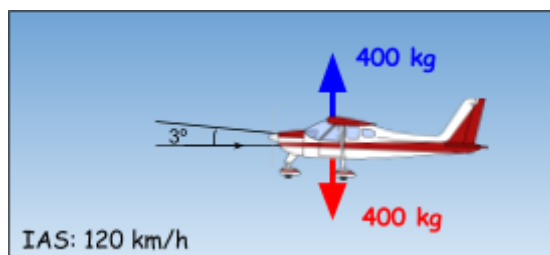
Lo que sucede en este punto es clave, ya que si ahora aumentamos ligeramente el AoA, sobrepasaremos ángulo crítico y nuestra sustentación se desplomará. Si nuestro avión tiene una resistencia estructural de  $+4/-2^2$ , manteniendo esta velocidad, nos aseguramos de que nunca sobrepasemos el factor de carga máximo de 4 G's.

Por ello una velocidad de 120 km/h es nuestra velocidad de maniobra, porque nunca podremos cargar el avión por encima de su resistencia estructural, antes de eso el avión entraría en pérdida. Pero esto sucede sólo para nuestro peso de 600 kg, veremos cómo para cualquier otro peso esta velocidad será distinta.

Imaginemos ahora que estamos de vuelta en España, aquí para que el vuelo en el mismo avión, que está certificado a 600 kg, sea seguro de verdad, nuestra legislación requiere que el peso al despegue sea como máximo 450 kg (permítidme la ironía).

Muy preocupados por no superar este límite legal, que no estructural, salimos a volar para un vuelo de palomar cargando poco combustible, por lo que despegamos con 400 kg.

En esta nueva situación y para la misma velocidad de 120 km/h, necesitaremos un AoA de 3° para generar una sustentación que contrarreste nuestros 400 kg (Figura E)

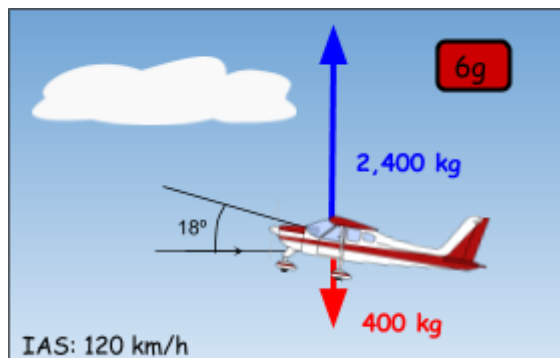


**Figura E.** Con 400 kg de peso y para la misma velocidad el AoA necesario para mantener vuelo recto y nivelado será menor.

Pero ATENCIÓN, si ahora tuviéramos el mismo incremento súbito de AoA hasta los 18°, nuestras alas generarían una sustentación, como en el caso anterior, de 2,400 kg que es 6 veces ( $18/3$ ) mayor que nuestro peso. El avión seguiría volando al borde de la pérdida, pero experimentaríamos 6 G's y estaríamos sobrepasando el límite estructural para el que el

<sup>2</sup> Normalmente un avión no acrobático tiene una resistencia estructural de  $+3.8 / -1.5$ .

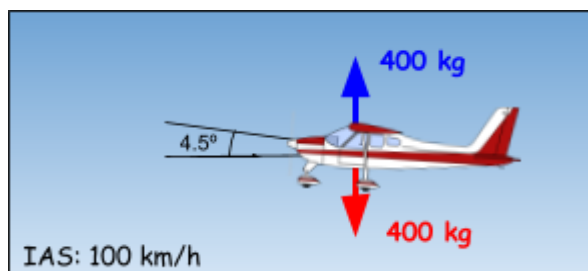
avión está diseñado, que recordemos que era de 4 G's (Figura F), por lo que los resultados podrían ser catastróficos.



**Figura F.** Con 400 kg de peso y volando a 120 km/h, nuestro avión podría llegar a experimentar 6G's antes de entrar en pérdida y por tanto podría sufrir fallos estructurales.

Por ello, para evitar fallos estructurales deberíamos bajar nuestra velocidad hasta un punto tal que, para mantener un vuelo recto y nivelado, se requiera el mismo AoA que en el caso anterior, los mismos 4.5°. Esto sucederá a una velocidad de 100 km/h (Figura G).

En realidad lo que sucede es que deberíamos estar buscando un AoA 4 veces menor que el ángulo crítico, garantizando de esta forma que nuestro máximo factor de carga será de 4 G's, que es el máximo factor de carga que puede soportar la estructura de nuestro avión.



**Figura G.** Si reducimos la velocidad a 100 km/h volveremos a requerir un AoA de 4.5° para mantener vuelo recto y nivelado y es esta estaremos volando a la velocidad de maniobra adecuada a este peso, ya que nos aseguramos así de que no sobrepasemos el límite estructural del avión.

Por esto nuestra velocidad de maniobra varía con el peso, de forma que a menor peso nuestra velocidad de maniobra baja. Generalmente los POH de cada avión muestran la velocidad de maniobra a máximo peso al despegue. En algunos casos, también mostrarán una tabla de velocidad de maniobra para distintos pesos. Cuando esta información no esté disponible, una buena regla a aplicar es que por cada 2% de reducción en peso debemos reducir un 1% la velocidad de maniobra.

Os dejos dos magníficos videos de Rod Machado que explican estos conceptos:

How is maneuvering speed determined?

[https://www.youtube.com/watch?v=o\\_KdHEzIjkk&t=161s](https://www.youtube.com/watch?v=o_KdHEzIjkk&t=161s)

Why maneuvering speed changes with weight?

<https://www.youtube.com/watch?v=BAy4w3SYCTo>

Manteniendo la velocidad de maniobra nos aseguramos de no sobrepasar los límites estructurales del avión

En aire turbulento vuela siempre a la velocidad de maniobra (o menor) adecuada al peso del avión