

AERODINAMICA

Definición

Es la rama de la mecánica de fluidos que se ocupa del movimiento del aire y otros fluidos gaseosos, y de las fuerzas que actúan sobre los cuerpos que se mueven en dichos fluidos. Como ejemplo del ámbito de la aerodinámica podemos mencionar el movimiento de un avión a través del aire entre otros. La presencia de un objeto en un fluido gaseoso modifica la repartición de presiones y velocidades de las partículas del fluido, originando fuerzas de sustentación y resistencia. La modificación de unos de los valores (presión o velocidad) modifica automáticamente en forma opuesta el otro.

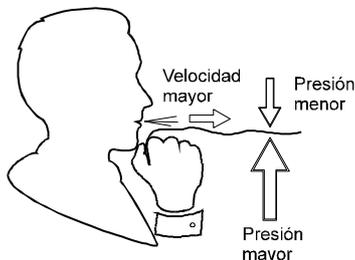
Teorema de Bernoulli

Fue formulado en 1738 por el matemático y físico Daniel Bernoulli y enuncia que se produce una disminución de la presión de un fluido (líquido o gas) en movimiento cuando aumenta su velocidad. El teorema afirma que la energía total de un sistema de fluidos con flujo uniforme permanece constante a lo largo de la trayectoria de flujo. Puede demostrarse que, como consecuencia de ello, el aumento de velocidad del fluido debe verse compensado por una disminución de su presión.

El teorema se aplica al flujo sobre superficies, como las alas de un avión o las Hélices de un barco.

Se desprende de aquí que:

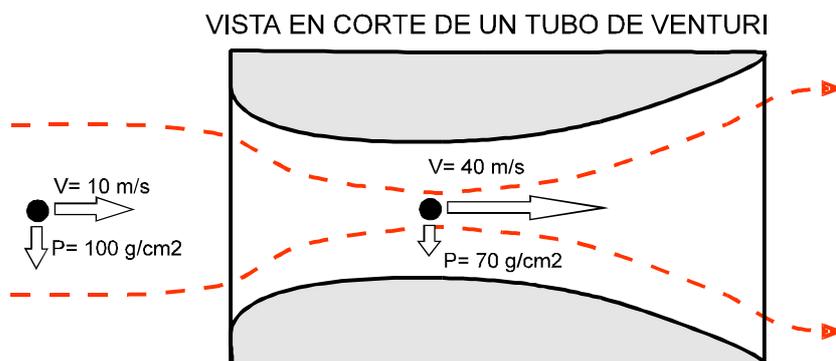
$$\text{PRESION} + \text{VELOCIDAD} = \text{CONSTANTE}$$



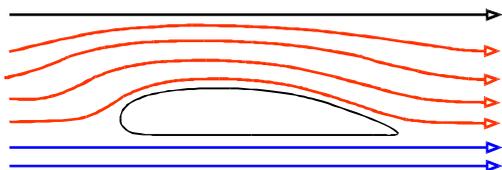
Puede demostrarse fácilmente este teorema si tomamos una tira fina de papel, la colocamos junto a los labios y soplamos. En el momento que se produce el movimiento del aire, la presión sobre este flujo disminuye y por debajo de este aumenta, levantando la tira de papel.

Efecto Venturi

Las partículas de un fluido que pasan a través de un estrechamiento aumentan su velocidad, con lo cual disminuye su presión.



Perfil aerodinámico

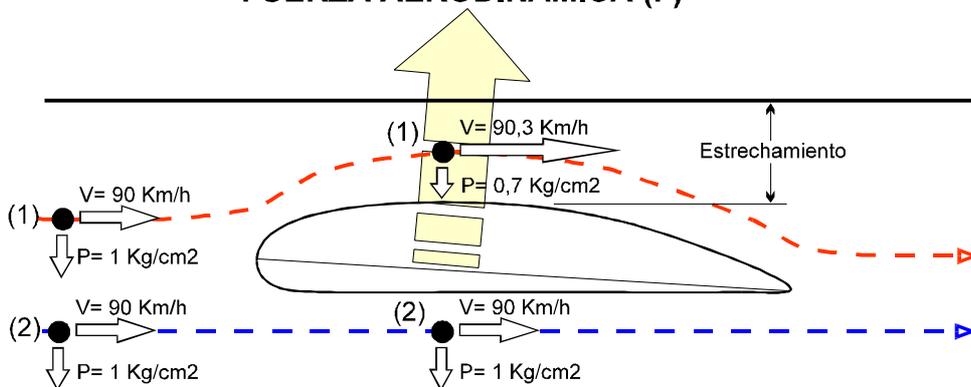


Un cuerpo que posee una forma tal que permite aprovechar al máximo las fuerzas originadas por las variaciones de velocidades y presiones de una corriente de aire se denomina perfil aerodinámico.

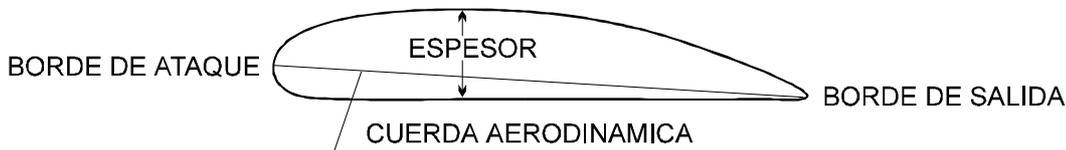
Si realizamos un ejemplo gráfico tomando dos partículas que se mueven a una velocidad de 90 Km/h, y con una presión de 1 Kg/cm², antes de la perturbación originada por la introducción del perfil aerodinámico. Entre la parte superior del perfil y la línea recta superior horizontal se produce una reducción de espacio, logrando un aumento de la velocidad del aire, mientras que en la parte inferior del perfil el recorrido de las partículas es horizontal, no modificando la corriente del aire.

Puede observarse entonces que la partícula (1) aumenta su velocidad a 90,3Km/h (efecto Venturi) y la presión disminuye a 0,7 kg/cm² (efecto Bernoulli). La partícula (2) al no verse modificada por el perfil mantiene una velocidad de 90 Km/h y una presión de 1 Kg/cm². Por lo tanto se puede observar que se ha originado una diferencia de presión entre la cara superior y la inferior, obteniendo como resultante una fuerza hacia arriba llamada FUERZA AERODINAMICA (F).

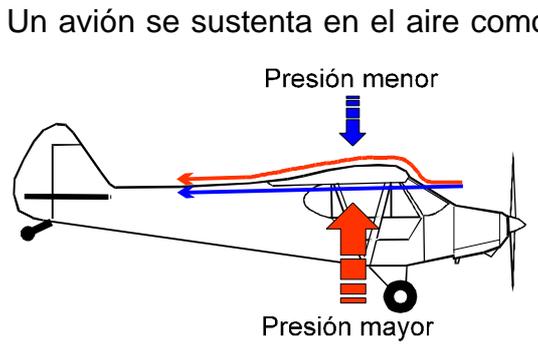
FUERZA AERODINAMICA (F)



TERMINOLOGIA DEL PERFIL AERODINAMICO



Principio del vuelo

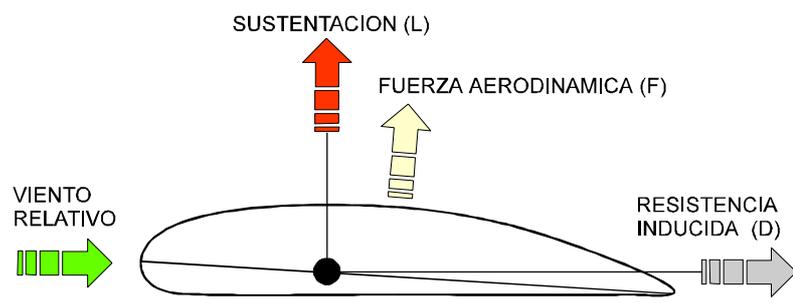


Un avión se sustenta en el aire como consecuencia de la diferencia de presiones que se origina al incidir la corriente de aire sobre un perfil aerodinámico, como es el ala. En la parte superior de la misma se produce un aumento de velocidad ya que la trayectoria a recorrer por las partículas de aire en esta, es mayor que en la parte inferior, en el mismo tiempo. Por lo visto anteriormente se origina en la parte superior una disminución

de presión con respecto a la parte inferior, produciendo de esta forma la sustentación del ala.

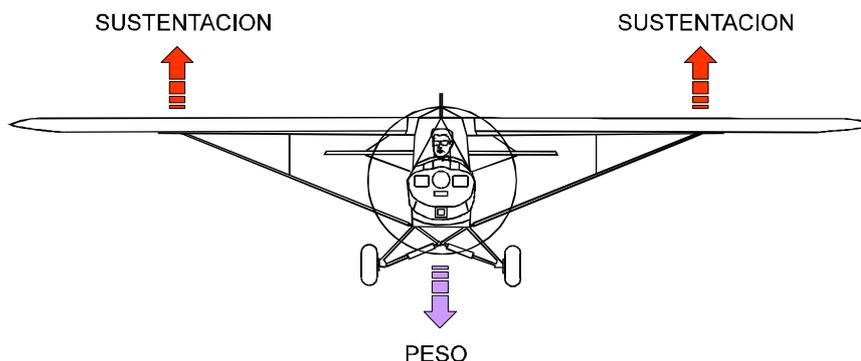
Sustentación

La sustentación producida en un ala o superficie aerodinámica es directamente proporcional al área total expuesta al flujo de aire y al cuadrado de la velocidad con que ese flujo incide en el ala. También es proporcional, para valores medios, a la inclinación del ángulo de ataque del eje de la superficie de sustentación respecto al de la corriente de aire. Para ángulos superiores a



14 grados, la sustentación cambia con rapidez hasta llegar a la pérdida total cuando, por efecto de esos valores, el aire se mueve produciendo torbellinos en la superficie

de las alas. En ésta situación se dice que el perfil aerodinámico ha entrado en



pérdida.

Variables que influyen en la sustentación

Son varias las variables que influyen en la sustentación del avión, definiendo estas la sustentación del peso y la carga que transportará, algunas están dadas por el diseño, otras por condiciones climáticas y otras las puede variar el piloto.

1) Densidad del aire:

El aire posee diferentes densidades dependiendo directamente de la temperatura del mismo. La densidad es la cantidad de partículas de aire por unidad de volumen. El aire caliente es menos denso que el aire frío, por lo tanto en invierno los aviones vuelan mejor.

2) Velocidad del aire sobre el perfil aerodinámico:

La sustentación es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad.

3) La superficie alar:

Cuanto mayor es la superficie alar mayor es la sustentación. Generalmente se posee poca acción para modificar esta acción. En el caso del PIPER PA11 no se puede modificar ya que no posee dispositivos hipersustentadores.

4) El ángulo de ataque:

La sustentación es directamente proporcional al coseno del ángulo de ataque.

La fórmula de la sustentación que agrupa todos estos elementos sería la siguiente:

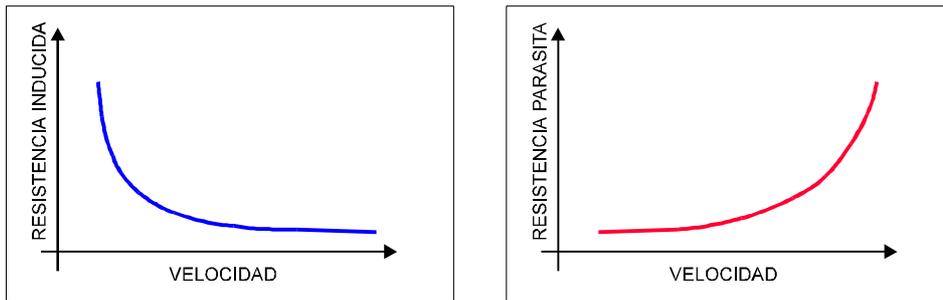
$$L = \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_f \cdot \cos \alpha}{2}$$

L	Sustentación
ρ	Densidad del aire
V^2	Velocidad al cuadrado
S	Superficie alar
C_f	Coeficiente aerodinámico
$\cos \alpha$	Coseno del ángulo de ataque

Resistencia

Los mismos factores que contribuyen al vuelo producen efectos no deseables como la resistencia. La resistencia es la fuerza que tiende a retardar el movimiento del avión en el aire. Un tipo de resistencia es la **parásita**, producida por la fricción del fuselaje, tren de aterrizaje, alerones, etc. Depende de la forma del objeto y de la rugosidad de su superficie. Se puede reducir mediante perfiles muy aerodinámicos del fuselaje y alas del avión. Hay diseños que incorporan elementos para reducir la fricción, consiguiendo que el aire que fluye en contacto con las alas mantenga el llamado flujo laminar cuando se desliza sobre ellas sin producir torbellinos.

Otro tipo de resistencia, llamada resistencia **inducida**, es el resultado directo de la sustentación producida por las alas.



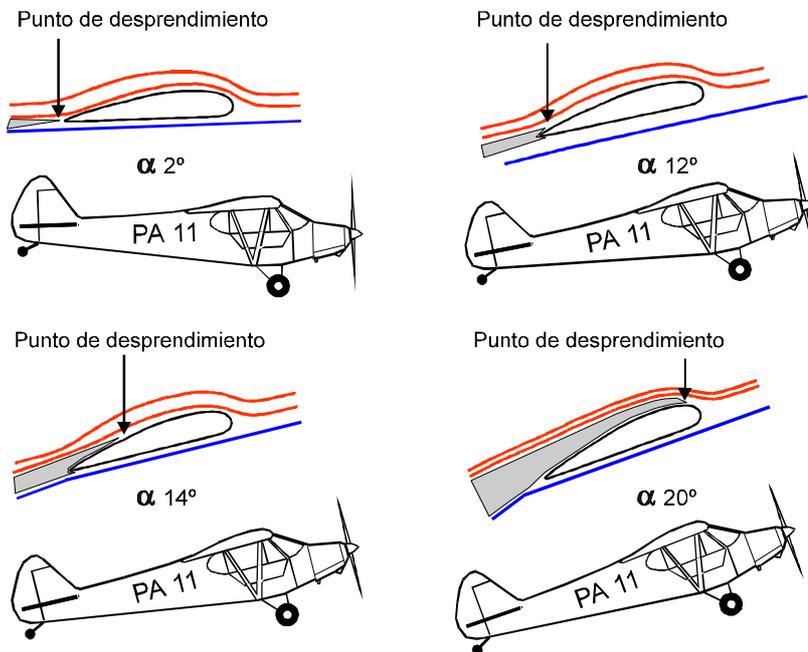
Se llama resistencia **total** a la suma de ambas resistencias. La ingeniería aeronáutica trata de conseguir que la relación entre la sustentación y la resistencia total sea lo más alta posible, que se obtiene teóricamente al igualar la resistencia aerodinámica con la inducida, pero dicha relación en la práctica está limitada por factores como la velocidad y el peso admisible de la célula del avión.

Pérdida

La pérdida es la incapacidad del ala para producir la sustentación necesaria, debido a un ángulo de ataque excesivo.

Para ángulos superiores a 14 grados, la sustentación cambia con rapidez hasta llegar a la pérdida total cuando, por efecto de esos valores, el aire se mueve produciendo torbellinos en la superficie de las alas. En ésta situación se dice que el perfil aerodinámico ha entrado en pérdida.

Durante la aproximación para el aterrizaje, el piloto tiene que ir descendiendo



y a la vez disminuyendo la velocidad lo más posible; ello produciría una considerable pérdida de sustentación y en consecuencia, un descenso muy fuerte y un impacto violento en la pista si no combina correctamente los mandos.

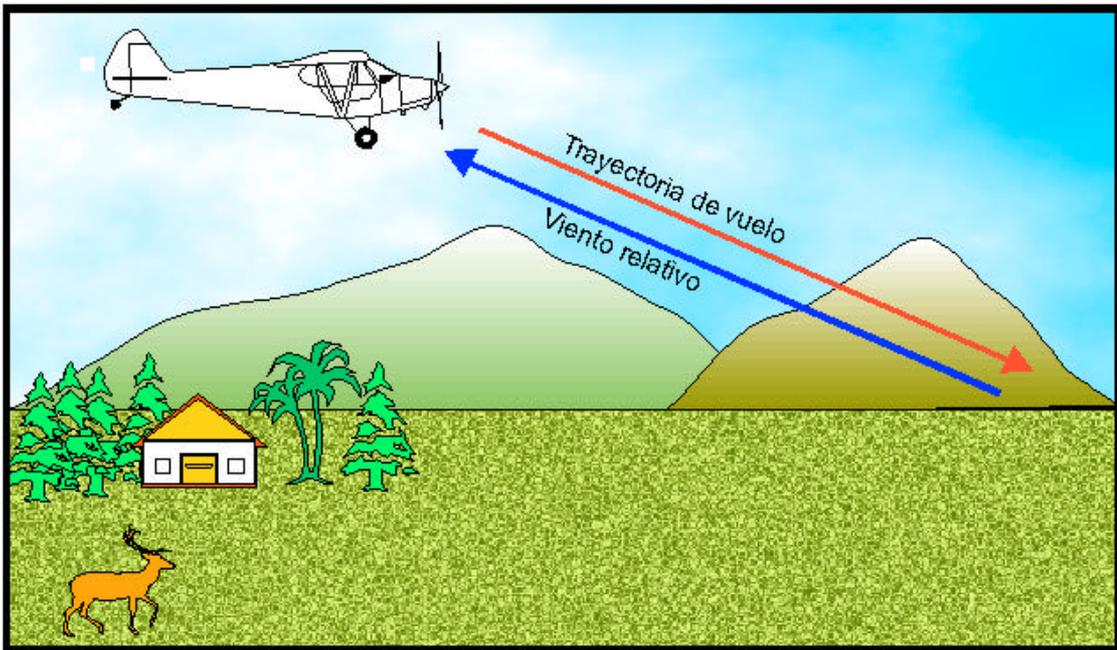
La explicación más sencilla de la pérdida es considerar que las partículas del aire que rodean a la superficie alar superior, no son capaces de deslizarse por la pendiente que les impone la posición del perfil, generándose torbellinos que impiden la succión sobre la superficie alar.

Viento relativo

Movimiento de la masa de aire con una velocidad determinada y dirección, siendo esta la que produce la sustentación del avión.

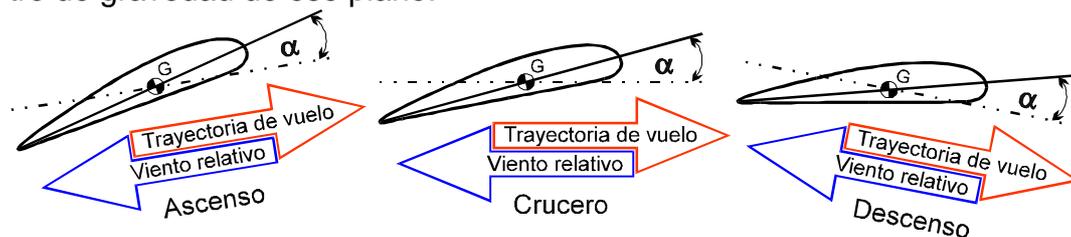
Trayectoria de vuelo

Es la trayectoria seguida por el perfil alar durante su desplazamiento en la masa de aire y es siempre opuesta al viento relativo.



Angulo de ataque

Es el ángulo formado entre la cuerda alar y la trayectoria seguida por el centro de gravedad de ese plano.



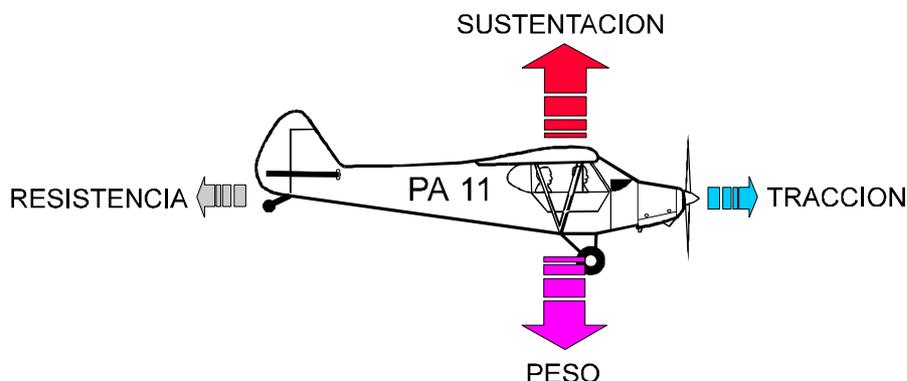
Fuerzas a las que está expuesto el avión en vuelo

Las fuerzas que actúan constantemente sobre el avión en vuelo son:

- Peso**
- Sustentación**
- Tracción**
- Resistencia**

El avión posee un peso y la función aerodinámica es tratar de crear una fuerza igual y de sentido contrario al peso del avión. La sustentación se logra

dando velocidad al ala, en nuestro caso mediante la hélice del avión que es impulsada mediante un motor. La hélice es la encargada del movimiento de tracción. La creación de la sustentación logra una resistencia parásita e inducida que se denominará en general resistencia.



El Avión en vuelo recto nivelado y sin aceleración, equilibra estas cuatro fuerzas igualando de la siguiente forma:

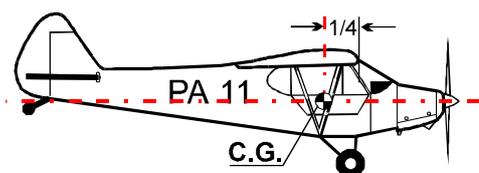
$$\text{PESO} = \text{SUSTENTACION}$$

$$\text{TRACCION} = \text{RESISTENCIA}$$

En el caso que aumenta la tracción, el avión aumentará la velocidad, aumentando la resistencia hasta equilibrar la tracción y la resistencia. Si el avión pierde peso, el avión ascenderá hasta equilibrar el peso y la sustentación.

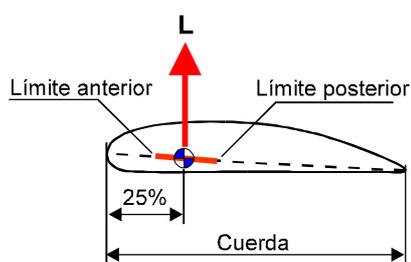
El centro de gravedad

Es el punto imaginario en el cual se considera concentrada toda la masa del avión. Normalmente se considera este situado en el eje longitudinal y aproximadamente a 1/4 de distancia del la línea imaginaria (datum) o borde de ataque del ala. Este se desplaza hacia delante o hacia atrás dependiendo de la cantidad de ocupantes, en la posición del piloto en caso que el ocupante sea uno solo, el equipaje que lleva, etc.



El centro aerodinámico

El centro aerodinámico es el punto imaginario en el cual se considera que toma la fuerza de sustentación. Se considera este tomado de la cuerda aerodinámica y a 25% del borde de ataque del ala. El centro aerodinámico se expresa en porcentaje de la cuerda aerodinámica. Este tiene unos límites de desplazamiento anterior y posterior, que están definidos en el **Manual de Vuelo del avión**.

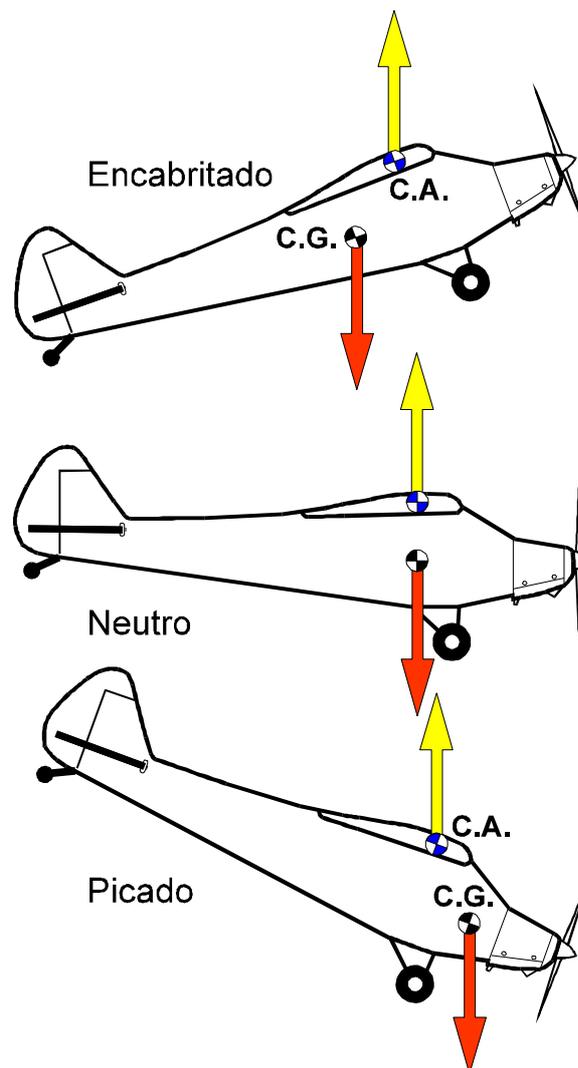


El centro de gravedad y el centro aerodinámico

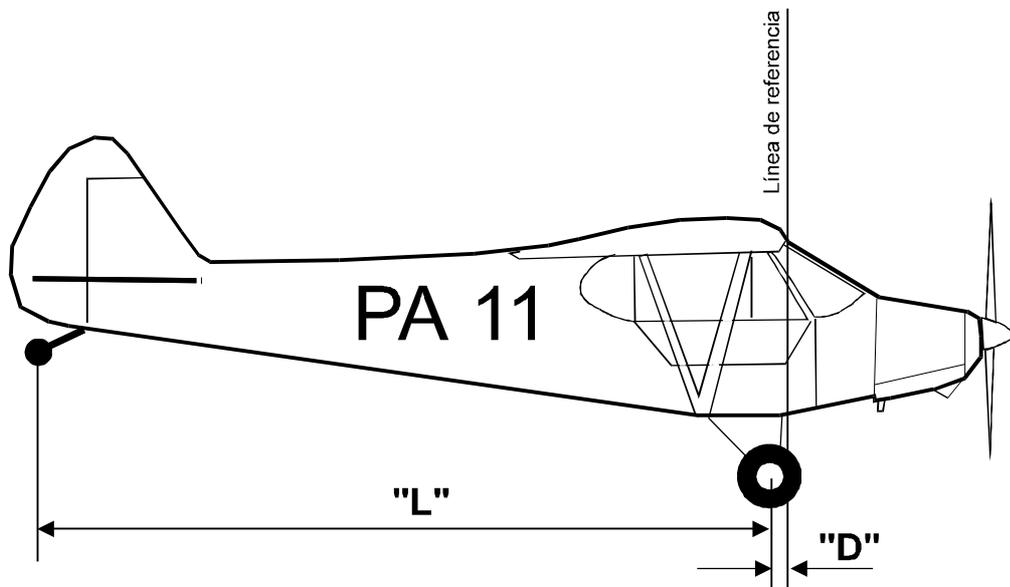
La posición relativa de estos dos puntos es importante para la estabilidad longitudinal. Si el centro de gravedad y el centro aerodinámico están en el mismo plano, el avión tiene una estabilidad longitudinal neutra, o sea, que el peso del avión está compensado por la sustentación.

Si el centro de gravedad está por detrás del centro aerodinámico, el avión toma la posición de encabritado.

Si el centro de gravedad está por delante del centro aerodinámico, el avión toma la posición de picado. El piloto actuará sobre la palanca de incidencia para corregir esta tendencia.



Determinación del centro de gravedad en vacío



$$\text{Centro de gravedad} = \frac{D + (R \cdot L)}{W}$$

"D" Distancia horizontal entre la línea de referencia vertical o datum y el punto de apoyo de la rueda principal

"L" Distancia horizontal entre el punto de apoyo de la rueda principal y el de la rueda de cola

"R" Peso de la rueda de cola

"W" Peso total en vacío del avión

Las medidas "D" y "L" de fábrica son las que se indican a continuación, pudiendo variar las mismas según la nivelación del avión o por cambio de partes o conjuntos del tren de aterrizaje.

"D" = 76 mm

"L" = 4957 mm

Inconvenientes originados por la carga

Los inconvenientes de carga máxima que pueden ser presentados al piloto del avión, cuando se lleva a cabo algún cambio en el equipamiento o se procede a una distribución de la carga distinta a la recomendada o establecida en los cómputos de peso y balanceo, pueden ser resueltos en forma rápida, aplicando el método que se presenta en la Tabla de Carga, mediante la cual se puede conocer si la ubicación del centro de gravedad está dentro de los límites establecidos, respetando el peso máximo de 554 Kg. en categoría normal y de 567 Kg. en categoría restringida, el cual no debe ser sobrepasado.

TABLA DE CARGA

	Pesos Kg.	Brazos mm.	Momentos Kgm.
Peso vacío certificado			
Aceite			
Piloto	77	228	17,556
Acompañante	77	914	70,378
Combustible (64 lts.)	46	609	28,014
Equipaje (máximo)	9	1397	12,573
Peso total			
	(a)		(b)

$$\text{Localización del C.G.} = \frac{\text{Suma de los momentos (b)}}{\text{Peso total (a)}}$$

Se denomina “momento” al producto del peso o fuerza multiplicada por el “brazo”, que es la distancia desde la Línea de Referencia o datum hacia cualquier punto que se considere, en este caso el centro de gravedad de un objeto.

En caso de retiro de elementos, se debe poner el signo negativo (-) en la columna de “pesos” y aplicar la regla de los signos.

En cuanto a la carga de combustible, se toma su peso a razón de 0,720 Kg. el litro.

Las distancias o brazos de cualquier elemento que se agrega o retire se mide a partir de la Línea de Referencia, con el avión alineado longitudinalmente.

Conocido el peso vacío certificado y el centro de gravedad en vacío, se multiplica obteniéndose el momento, en conocimiento también de los pesos y momentos que corresponden a la carga útil, se determina la ubicación del centro de gravedad, dividiendo el total de la suma algebraica de los momentos por el peso total.

El valor del centro de gravedad debe estar dentro de los límites establecidos y si ocurre lo contrario, es que el avión está incorrectamente cargado y por lo tanto se debe repetir el cálculo reduciendo cargas, ya sea de equipajes, combustible o plaza, según sea el desplazamiento de ésta fuerza de los límites, hasta que se localiza correctamente, siendo así el peso total menor al máximo autorizado.

Cálculo práctico del peso y centrado

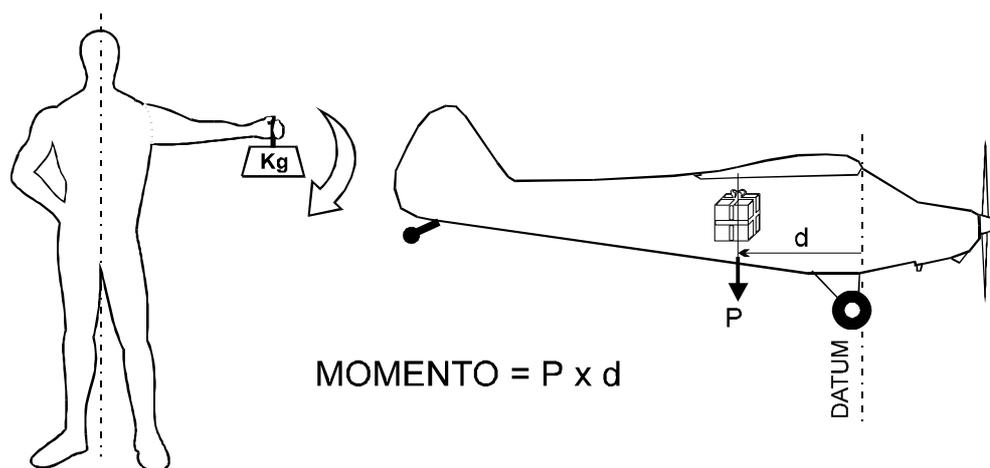
Tres son los procedimientos para calcular el peso y centrado del avión:

- a) Matemático
- b) Gráfico
- c) Tablas

Generalmente la empresa constructora proporciona la información para realizar los cálculos mediante el procedimiento gráfico o por tablas.

Procedimiento matemático

Toda carga que se coloca en el avión está situada a una distancia determinada respecto a la línea de referencia o DATUM, esta distancia se denomina BRAZO (d) medido en metros. Multiplicando esta distancia por el peso se obtiene el MOMENTO cuya unidad será el kilográmetro (kgm). Este valor ha de ser considerado al calcular el centro de gravedad.

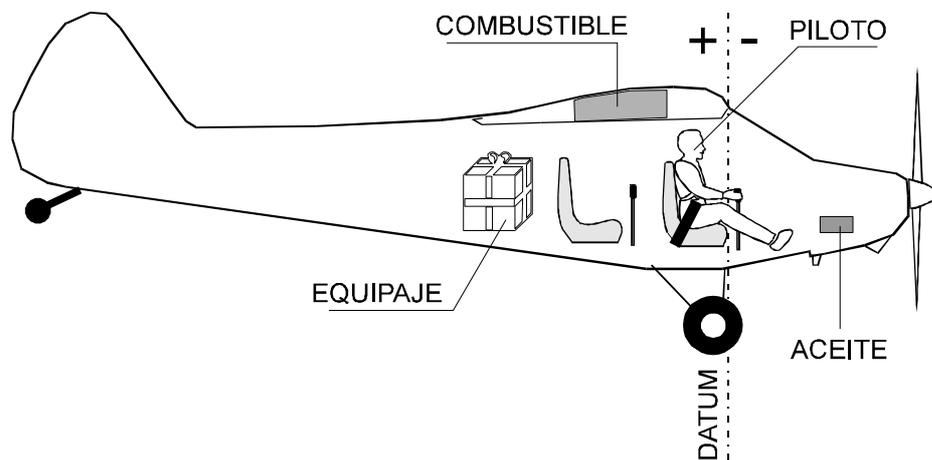


- 1) Hacer una relación con los distintos pesos del avión (combustible, aceite, etc.) en base a la tabla de carga precedida.
- 2) Multiplicar los pesos por sus brazos respectivos, para hallar los momentos.
- 3) Sumar los pesos para obtener el total.
- 4) Sumar los momentos para hallar el momento final.
- 5) Dividir el momento final por el peso total, para hallar el brazo del C.G. y por lo tanto su distancia respecto a la línea de referencia o datum.
- 6) Comparar el peso total con el peso máximo autorizado y la situación del C.G. con respecto a los límites anterior y posterior.

Ejemplo

Con los datos siguientes, calcular si el avión está dentro de sus límites de peso y centrado.

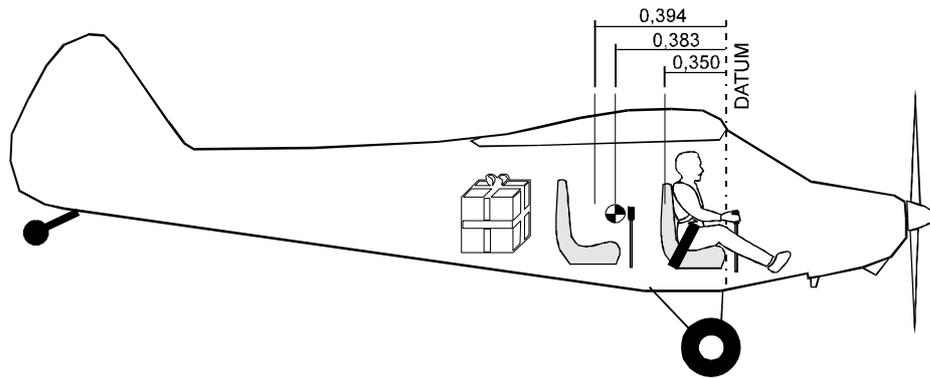
- 1) La línea datum es el borde de ataque del ala.
- 2) El peso en vacío del avión es de 340,8 Kg. y su brazo es de 0,372 mts.
- 3) Combustible cargado 64 lts. (46 kg.) y un brazo de 0,609 mts.
- 4) Aceite cargado 4,730 lts. (4,26 kg.) con un brazo de -0,85 mts.
- 5) Piloto en asiento delantero con un peso de 85 Kg. y un brazo de 0,228 mts.
- 6) Equipaje 12 Kg. con un brazo de 1,397 mts.
- 7) Los límites del C.G. son 0,350 a 0,394 mts.
- 8) El peso máximo autorizado para el despegue es de 554 Kg.



Solución

CARGAS	PESO	BRAZO	MOMENTO
Peso en vacío certificado	340,8	+ 0,372	+ 126,777
Aceite	4,26	- 0,85	- 3,621
Piloto	85	+ 0,228	+ 19,38
Combustible	46	+ 0,609	+ 28,014
Equipaje	12	+ 1,397	+ 16,764
TOTAL	488,06		+ 187,314

Centro de gravedad = $187,314 / 488,06 = 0,383$ mts.



Comparando el peso máximo con el peso total:

Peso máximo	554,00 Kg.
Peso total	488,06 Kg.

Margen	65,94 Kg.
--------	-----------

EL AVION ESTA BIEN CARGADO

Comparando la posición del C.G. con los límites anterior y posterior:

Límite anterior	0,350 mts.
Límite posterior	0,394 mts.
Situación del C.G.	0,383 mts. DENTRO DE LOS LIMITES

EL AVION ESTA BIEN BALANCEADO

