

PESO, PESOS ESTRUCTURALES.

El peso es la fuerza de atracción gravitatoria ejercida de forma perpendicular a la superficie de la tierra (más exactamente al centro de la tierra), con un sentido hacia abajo y con una intensidad proporcional a la masa del cuerpo sobre el cual se ejerce. Esta fuerza gravitatoria atraerá continuamente al avión hacia la tierra, por lo cual ha de ser contrarrestada por la fuerza de sustentación para mantener al avión en vuelo.

Ahora bien, la cantidad total de sustentación producida por un aeroplano no es infinita, sino que está limitada por el diseño del ala, el ángulo de ataque, la velocidad y la densidad del aire. Si la sustentación tiene un límite, es lógico deducir que el peso, fuerza opuesta, también debe tenerlo, pues en caso contrario la sustentación podría ser insuficiente para contrarrestar el peso y mantener al avión en vuelo.

Por otra parte, un avión se diseña en función del uso al cual está destinado, carga, deportivo, fumigación, militar, transporte de pasajeros, etc.. No hay más que mirar las diferencias entre un caza y un avión comercial. Cada diseño específico, supone pues tener en cuenta una serie de factores, fruto de lo cual se establecerá el mejor compromiso entre los componentes del aeroplano. Pues bien, **un factor fundamental a tener en cuenta es el peso**, pues aunque los constructores tratan de hacer los aeroplanos lo más ligeros posible, sin sacrificar seguridad ni robustez, el peso supone una limitación por su influencia sobre:

- *Los elementos estructurales que deben soportar dicho peso, principalmente las alas.*
- *El rendimiento y capacidad de maniobra del avión, que está en función del peso del mismo.*
- *La estabilidad o inestabilidad del aeroplano.*
- *La cantidad de sustentación a generar, que como sabemos es limitada.*

Por todas estas razones, el fabricante limita la capacidad máxima de carga y la distribución de la misma en el aeroplano, **siendo responsabilidad del piloto al mando/despachante de cualquier avión**, comprobar que la carga del mismo es acorde con las especificaciones dadas por el fabricante. Para realizar dicha comprobación, el despachante debe asegurarse, que el peso este por debajo del límite máximo y que el Centro de Gravedad está dentro del rango de límites especificados.

¿Qué pasa si sobre pasamos los límites?

El Piloto/Despachante de un avión debe ser plenamente consciente de las consecuencias que un exceso de peso puede acarrear sobre el avión. Cada avión tiene unos límites que si se sobrepasan resultan en un rendimiento sensiblemente inferior al que tendría en condiciones normales, pudiendo incluso dar lugar a un desastre. El primer aviso de este pobre rendimiento debido al sobrepeso suele darse durante el despegue, que no es desde luego el mejor momento para que el piloto y el avión se encuentren con problemas.

Algunas de las deficiencias de rendimiento más importantes producidas en un avión sobrecargado son:

- Se necesita mayor velocidad de despegue.
- La carrera de despegue se hace mas larga y se necesita por tanto más longitud de pista.
- La tasa de ascenso se reduce y puede comprometerse superar obstáculos.
- El techo máximo de operación del avión es más bajo.
- La distancia máxima alcanzable es más corta.
- La velocidad de crucero es menor.
- La capacidad de maniobra del avión se empobrece.
- Posibilidad de daños estructurales volando en áreas turbulentas.
- La entrada en pérdida del avión se produce con una velocidad mayor que en condiciones normales.
- La velocidad de planeo y aterrizaje se incrementa.
- Se necesita más longitud de pista en el aterrizaje.
- El esfuerzo sobre el tren de aterrizaje es mayor.
- La capacidad de frenada se reduce.

Hay otros factores que afectan al rendimiento del avión (día caluroso y húmedo, pista cuesta arriba, aeródromo a mucha altitud, etc...) que rebajan los límites de seguridad y que combinados con un exceso de peso pueden hacer del vuelo algo impredecible. Es obligación del despachante conocer y reducir los factores que afectan al rendimiento del avión, y aunque obviamente no puede reducir la altura del aeródromo o cambiar las condiciones climatológicas, si puede reducir el peso transportado, el número de pasajeros o la cantidad de combustible cargado, y en último caso desistir de realizar el vuelo.

Pesos Máximos Estructurales

Para mantener el rendimiento y las características de vuelo para las cuales ha sido diseñado el aeroplano, este debe volar siempre con el peso y la posición del Centro de Gravedad dentro de los límites dictados por el fabricante. A continuación se detalla la nomenclatura de los pesos máximos que suelen especificarse en los Manuales de Vuelo.

Peso máximo de Rampa (MTRW). Es el peso máximo aprobado para el aeroplano en la plataforma y para el rodaje.

Peso máximo de Despegue. En ingles Maximum Takeoff Weight (MTOW), es el peso máximo aprobado para el avión al comienzo de la carrera de despegue, peso que no debe nunca excederse. Este dato es un límite no una garantía, así que a la hora de evaluar el despegue han de tenerse en cuenta otros factores que pueden influir en el mismo y obligarnos quizá a disminuir el peso del avión. Salvo que la situación sea muy clara, conviene consultar en las tablas del Manual de Vuelo el peso máximo y la longitud de pista necesaria para el despegue en las condiciones actuales. Si es necesario, habrá que disminuir el peso del avión y si no quedan mas alternativas limitar el vuelo o suspenderlo.

Peso máximo de Aterrizaje. En ingles Maximum Landing Weight (MLW), es el peso máximo aprobado que puede tener el avión a la hora de aterrizar. Este límite depende principalmente de la resistencia estructural del tren de aterrizaje. Además de contar con la limitación estructural del avión para aterrizar, debemos contar como siempre con otros factores de performance que influyan en el aterrizaje. En aviones ligeros no es frecuente, pero en caso de aviones pesados, debe tenerse en cuenta además las características de la pista en cuanto al peso que soporta, dato que se incluye en las cartas de aproximación.

Peso máximo sin Combustible. En ingles Maximum Zero Fuel Weight (MZFW), es el peso máximo aprobado para el avión descontado el combustible. La razón de este límite viene dada por el efecto de contrapeso que ejerce el combustible en los depósitos del ala a las cargas impuestas sobre las mismas por ráfagas o turbulencias. Con este límite se reduce la posibilidad de un fallo estructural en las alas.



Fig.1.3.1 - Fuerzas que actúan en vuelo.

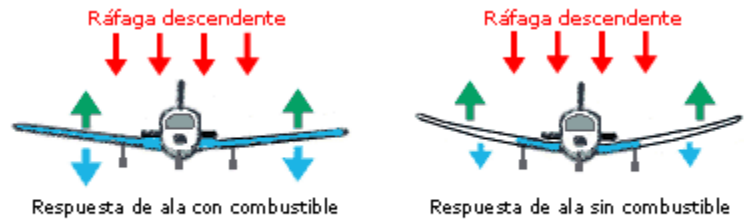


Fig.4.2.3 - Respuesta del ala a una ráfaga en avión con sobrepeso.

PESOS QUE CONFORMAN A LA AERONAVE

1- **Peso Básico Vacío. BEW (Basic EmptyWeight).**

Peso básico de la aeronave tal como es pesado en fábrica para ser entregado al explotador. Este peso incluye todos los componentes normales del avión como asientos, galleys, instrumental, tubos de oxígeno e incluye además todos aquellos líquidos y fluidos que el avión necesita para estar operable (aceite, líquido hidráulico).

El BEW no incluye a la tripulación, ni elementos como el servicio de catering.

2- **Peso Operativo Seco. DOW (DryOperatingWeight).**

Es el Peso Básico Vacío (BEW) más la tripulación y el catering. Este peso lo establece cada operador con sus respectivas flotas

3- **Combustible Requerido.**

Es el combustible requerido por las reglamentaciones para iniciar el vuelo. Este combustible incluye:

Combustible punto a punto.

+ Combustible para ir a la alternativa.

+ Combustible de reserva no inferior a 45 minutos de vuelo.

+ Item M.E.L/C.D.L (si existiera)

4- **Peso Operativo. OW (OperatingWeight).**

Es la suma de DOW más el combustible requerido.

5- Carga de Pago. PayLoad. Carga Comercial

Se llama así a toda la carga por la cual el explotador (por ejemplo ARSA,AU,LAN,SOL,ANDES,ETC) percibe ganancias. Comprende a los pasajeros, carga y correo (mail).

Calculo de Paxs: A los fines del cálculo del peso y balanceo, los pasajeros transportados se clasifican en adultos (ADT), menores (CHD) e infantes (INFOA). Tanto tráfico como despacho operativo discriminan los paxs en ese orden. Por ejemplo: 85/5/3.

- Infoa: menos de 3 años. Quedan exentos de pago.
- Menores (child): entre 3 y 11 años inclusive.
- Adultos: 12 años o más.

Cálculo del peso de Paxs: A los fines del peso y balanceo, se hace un promedio del peso del pax que puede variar de acuerdo a las características predominantes de los pasajeros a transportar. Por lo tanto si una empresa transporta habitualmente pasajeros gordos, tomará por promedio un peso mayor; caso contrario, si los pasajeros son de menor porte. En general en nuestro país las empresas estandarizan el peso promedio del pax adulto en 75 kilogramos (170 libras). El pax menor se calcula a la mitad de este valor, es decir 36 kilogramos (85 libras). El peso del Infoa no se considera.

Peso sin combustible: Es el peso vacío operativo más la carga útil que incluye pasajeros, su equipaje y la mercancía.

Peso de despegue: Es el peso con combustible a cero más el peso del combustible en depósitos internos y externos.

Peso de aterrizaje: Es igual al peso de despegue menos el peso de combustible y otros elementos gastados.

PESOS ESTRUCTURALES DE ALGUNAS AERONAVES (KG)**737-700**

MTWR	MTOW	MZFW	MLW
70.306	70.080	54.657	58.059

737-800W y SFP

MTWR	MTOW	MZFW	MLW
79.242	79.080	61.688 / 62.732	65.317 / 66.360

A340-300

MTWR	MTOW	MZFW	MLW
277.400	276.500	178.000	190.000

A330-200

MTWR	MTOW	MZFW	MLW
230.900	230.000	182.000	170.000

INTRODUCCION CARGA Y CENTRADO DE AERONAVES

La importancia que tiene la carga y centrado de los aviones en lo que respecta a la seguridad en Vuelo, y su incidencia en el consumo de combustible es muy significativa.

Con respecto a la seguridad, debe tratarse de conseguir un centrado óptimo, que garantice, aun en el caso de existir algún error, la imposibilidad matemática de que este error nos sitúe el CG fuera de los límites establecidos por el fabricante.

La incidencia del centrado en el consumo de es muy grande, sobre todo en los aviones comerciales de alta velocidad, por lo cual hay que tenerlo en consideración por la limitación del alcance por un consumo anormal, como por su repercusión en el costo de la operación.

Centro de Gravedad (C.G.).

Es el punto alrededor del cual se supone que está concentrado el peso de un cuerpo u objeto. En el caso específico del avión, el CG representa el punto sobre el cual está concentrado el peso total del avión. Este CG puede "migrar" (moverse o desplazarse) dentro de ciertos límites, de acuerdo a la forma en que el avión fue balanceado; por lo tanto si la carga hubiera sido dispuesta muy hacia atrás, el CG tenderá a desplazarse hacia atrás, caso contrario, si la carga está dispuesta en el sector delantero.

Desde el punto de vista del despachante operativo, la aeronave debe despegar y poder continuar su vuelo con una distribución de sus cargas que le asegure el óptimo Centro de Gravedad (CG), lo cual favorece la performance del avión y sus condiciones de controlabilidad.

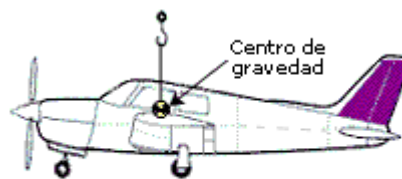


Fig.1.3.11 - Centro de gravedad

Es el punto donde se considera ejercida toda la fuerza de gravedad, es decir el peso. El C.G es el punto de balance de manera que si se pudiera colgar el avión por ese punto específico este quedaría en perfecto equilibrio. El avión realiza todos sus movimientos pivotando sobre el C.G

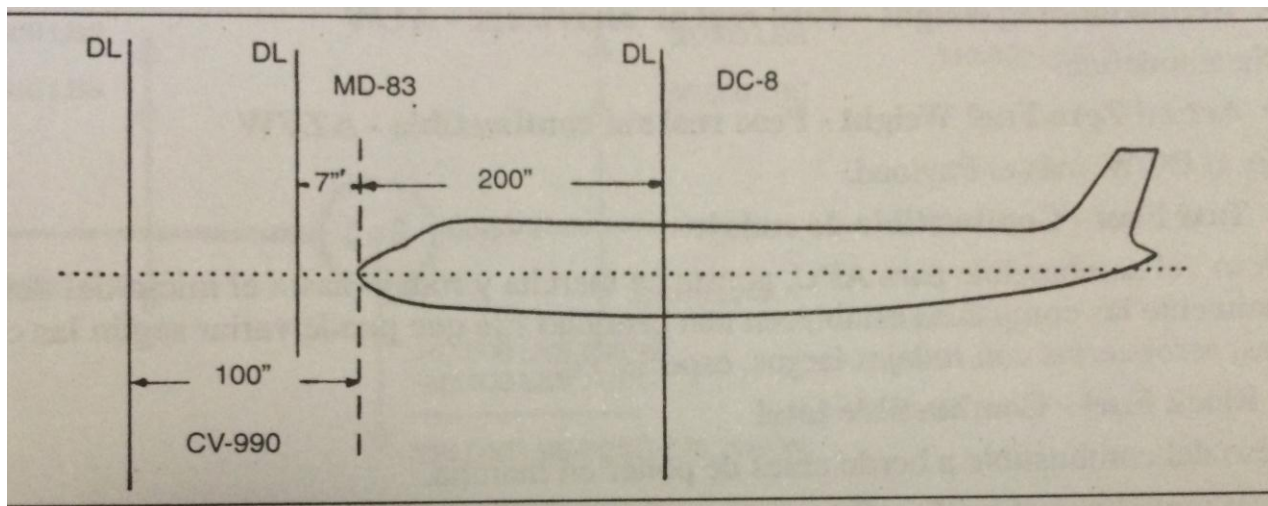
Posición del Centro de Gravedad.

El avión se mueve alrededor del eje transversal con un movimiento de nariz arriba o nariz abajo similar al movimiento de una palanca, pero con la diferencia que la palanca gira alrededor de un punto fijo, mientras que el avión gira alrededor de un punto que dentro de ciertos límites, está en constante movimiento. Por esta razón, el CG de cualquier avión no puede ser elegido como punto de apoyo de esos movimientos y en consecuencia se toma como referencia una línea imaginaria determinada por el fabricante que se denomina DATUM (ó Reference Line).

DEFINICIONES AL EFECTO DEL CENTRADO

Datum Line – Línea de referencia – DL

Es la línea a partir de la cual se efectúan o se indican las medidas de todas las distancias horizontales. Su situación se da generalmente a partir de la tangente al morro del avión, esta posición la sitúa el fabricante de la aeronave.

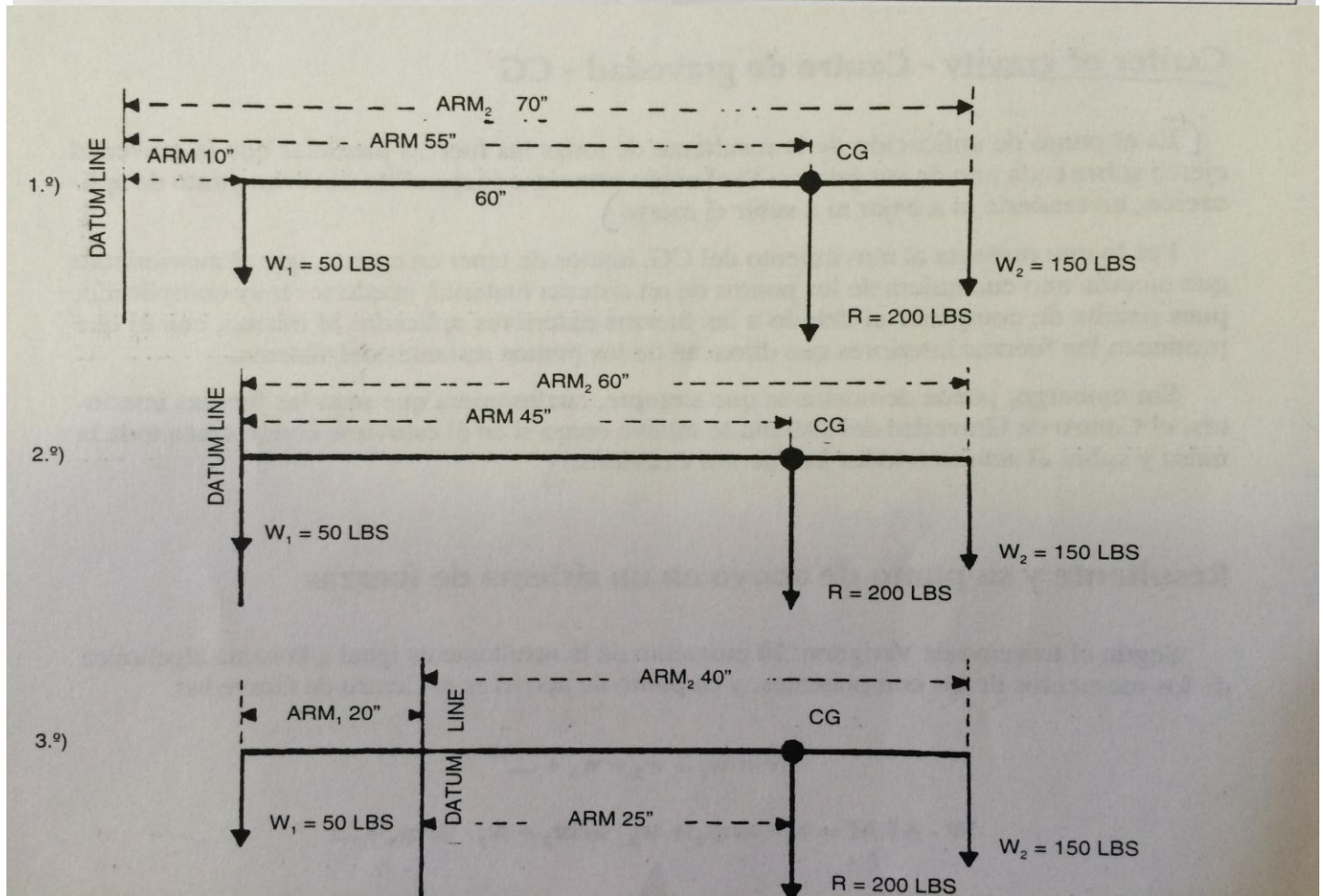
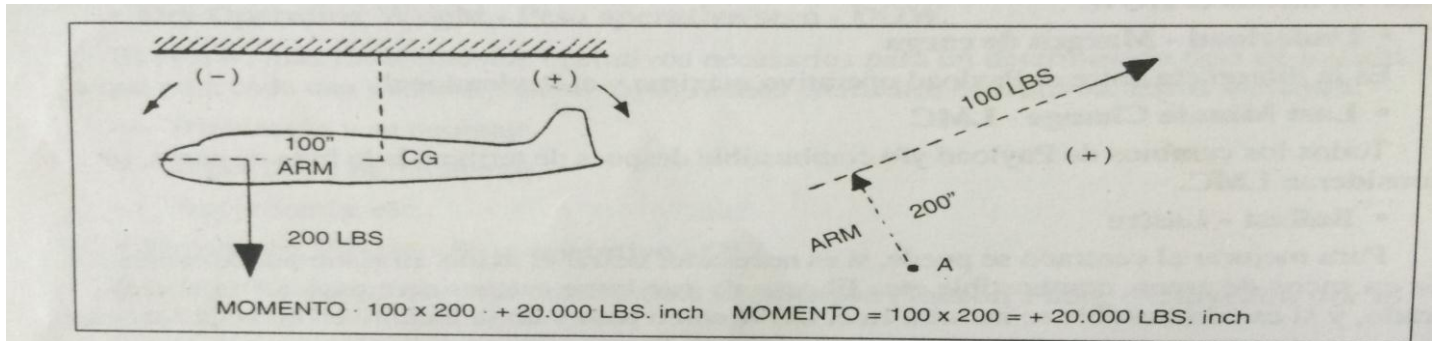


STATION – ESTACION – STA

La situación de todos los elementos del avión, esta en referencia a la distancia respecto al Datum Line. Esta distancia, medida en pulgadas o en metros, es lo que se denomina estaciona.

Momento de la Fuerza

Es el producto de la intensidad de la fuerza por la distancia del punto a la línea de acción de la misma (ARM). Si el giro tiende hacer en sentido de las agujas del reloj se considera positivo (nariz arriba). En caso contrario será negativo (nariz abajo)



Cuerda Aerodinámica Media (MAC).

MAC: Mean Aerodynamic Chord.

La posición del CG de cada aeronave es, como sabemos, variable en función del peso y la forma en la cual este peso está distribuido. Para permitir que la aeronave vuele dentro de márgenes de seguridad, cada fabricante permite el desplazamiento del CG dentro de ciertos límites, y para ello toma como referencia una medida en particular que se llama Cuerda Aerodinámica Media (MAC) sobre el perfil alar.

La MAC es una cuerda media o promedio alrededor de la cual el CG puede moverse según como esté cargado el avión. Esta Cuerda Media tiene un límite delantero y otro trasero, y la posición de estos límites está claramente establecida en el manual del avión como "estaciones" a partir de una referencia que es el "Datum".

CENTRADO DE UN AVION POR MOMENTOS DE FUERZA

RESULTANTE Y SU PUNTO DE APOYO EN UN SISTEMA DE FUERZAS

Según el teorema de Varignon: el momento de la resultante es igual a la suma algebraica de los momentos de las componentes, y su punto de apoyo es el Centro de Gravedad.

$$W = w1 + w2 + w3 + \dots$$

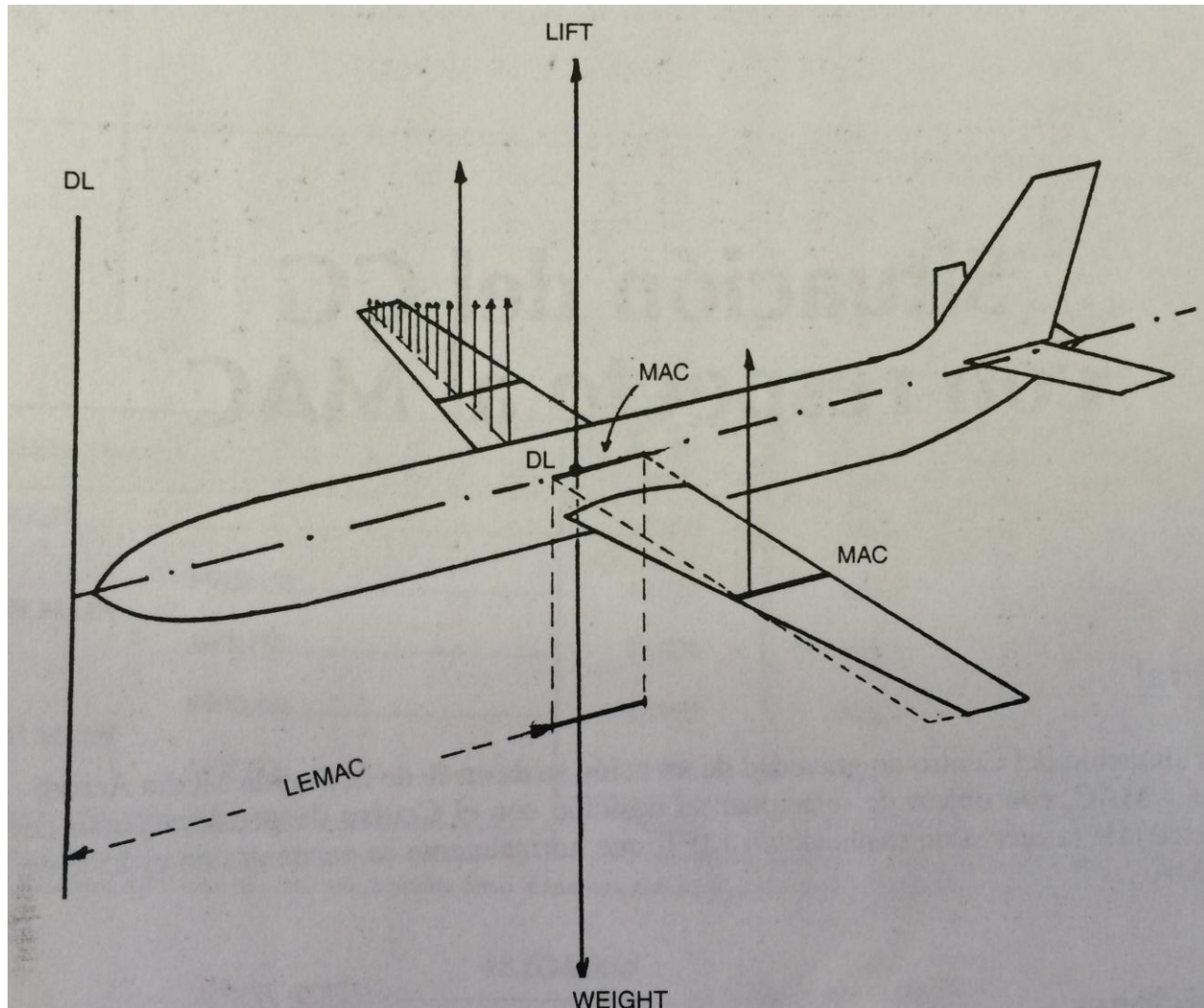
$$W \cdot ARM = w1.arm1 + w2.arm2 + w3.arm3 + \dots$$

$$ARM = \frac{w1.arm1 + w2.arm2 + w3.arm3 + \dots}{W}$$

EL RESULTADO ARM VA A DARNOS LA UBICACION DEL CG CON RESPECTO A LA ESTACION (STA)
CORRESPONDIENTE

SITUACION DEL C.G. CON RESPECTO AL MAC

La situación del C.G. de un avión se da en % de la Cuerda Aerodinámica Media (CAM), con el objeto de relacionar su posición con el Centro de Presión, (punto de aplicación) de la fuerza de sustentación, que normalmente se encuentra en el 25% de dicha CAM.



Limites de la posición del C.G.

Para asegurar la estabilidad aerodinámica del avión, las casas constructoras establecen unos ciertos límites, dentro de los cuales debe situarse el CG. Estos límites se dan generalmente en % de la CAM, para los diferentes pesos y configuraciones del avión.

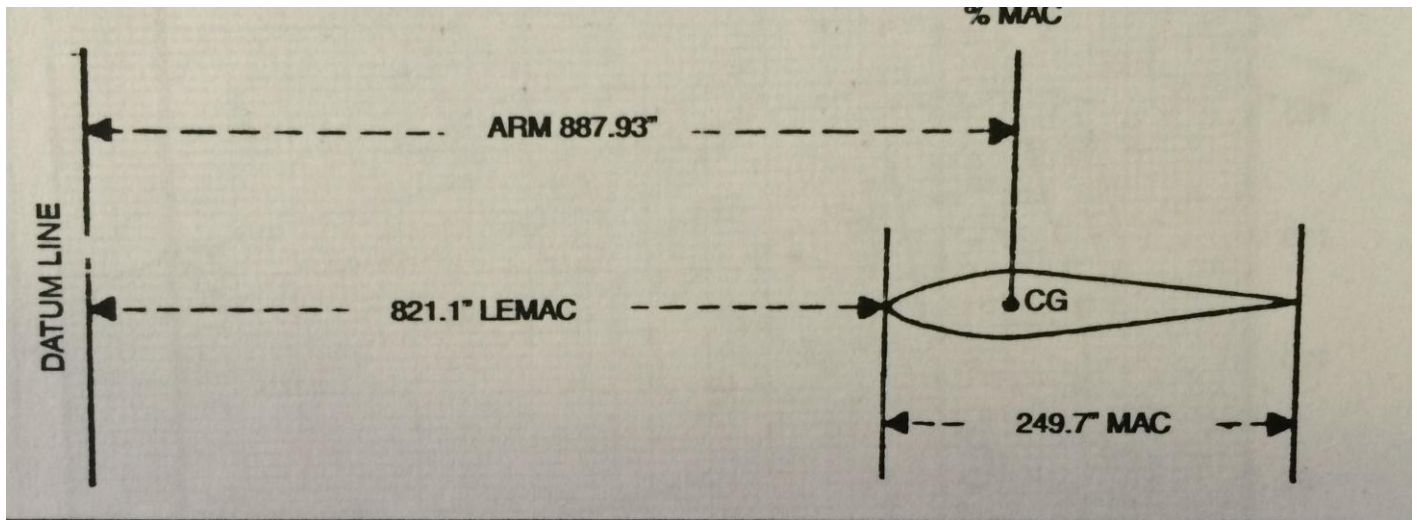
Si después de cargado el avión (pasajeros, equipajes, carga, etc.), se advierte que el CG cae fuera de los límites, es necesario cambiar la distribución de la carga.

En el empenaje de la cola, el estabilizador origina un momento de fuerza que neutraliza el producido por el desplazamiento del CG al separarse del Centro de Presión, como es lógico esa posibilidad de neutralización tiene un limite pasado el cual el estabilizador entraría en perdida, de la misma forma que entraría un perfil de ala, y nos quedaríamos sin mando

Calculo de la posición del CG en la CAM

La formula que nos da la posición del CG en la CAM es:

$$\%CAM = \frac{ARM - LEMAC}{Long\ de\ la\ CAM} \times 100$$



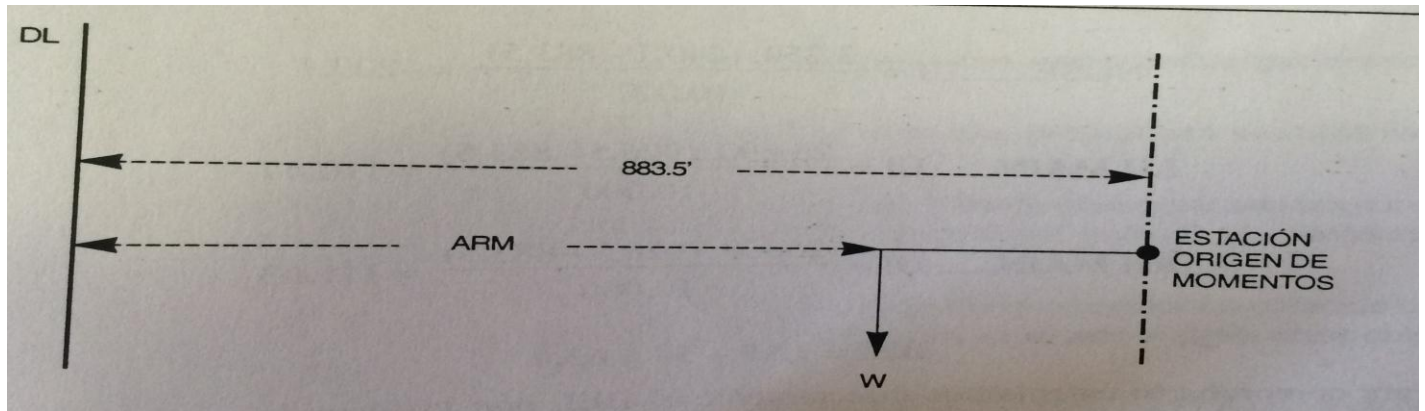
CENTRADO DE UN AVION POR UNIDADES DE INDICE

Para determinar el CG de un avion, hemos podido observar que las cifras con que operamos son muy grandes. Con objeto de simplificar su manejo y operar con cifras mas reducidas se utilizan las INDEX UNITS o UNIDADES DE INDICE.

Es el momento de fuerza, dividido por una constante:

$$\text{Unidad de Indice (IU)} = \frac{\text{MOMENTO}}{\text{CONSTANTE}} = \frac{w.arm}{\text{constante}}$$

Cuando se opera con Unidades de Índice, se toma un origen de momentos que generalmente coincide con el 25% de la CAM (centro de presión) o esta cercano al mismo.



El peso W esta situado en la estacion ARM, su momento respecto a la estacion 883,5 sera :

$$\text{Momento} = W \cdot (\text{ARM} - 883,5)$$

$$UI = \frac{W \cdot (\text{ARM} - 883,5)}{10.000}$$

Para evitar que el resultado final, BEI (Basic Empty Index), DOI (Dry Operating Index), etc, sea negativo se emplea una constante positiva.

$$UI = \frac{W \cdot (\text{ARM} - 883,5)}{10.000} \quad \text{y} \quad BEI = 50 + \frac{BEW \cdot (\text{ARM} - 883,5)}{10.000}$$