

CAPITULO II

PRINCIPIOS FUNDAMENTALES DE PESO Y BALANCEO

Carga y Centrado

Introducción:

La adecuada carga y centrado de un avión se lleva a cabo actualmente de acuerdo con reglas y especificaciones matemáticas y físicas. Los cálculos de pesaje y centrado deben ser efectuados cuando el peso de un avión se ha alterado, si dicha alteración implica aumento o disminución de elementos y equipos así como cambios en la misma estructura del avión. Estos cálculos deben realizarse al hacer la carga del avión, sin tener en cuenta si éste es grande o pequeño.

Los constantes avances en la operación de los aviones modernos presentan combinaciones cada vez más complejas de carga de mercancía, tripulación, combustible, pasajeros y equipaje. El fin primordial de conseguir el depacho de un vuelo totalmente eficiente ha llevado a la necesidad de establecer un sistema de control preciso en el pesaje y centrado de los aviones.

La carga y centrado impropios de un avión reducen bastante su eficacia desde el punto de vista, entre otros, de maniobrabilidad, velocidad y régimen de subida, con consecuencias, a veces, catastróficas.

Principios Fundamentales

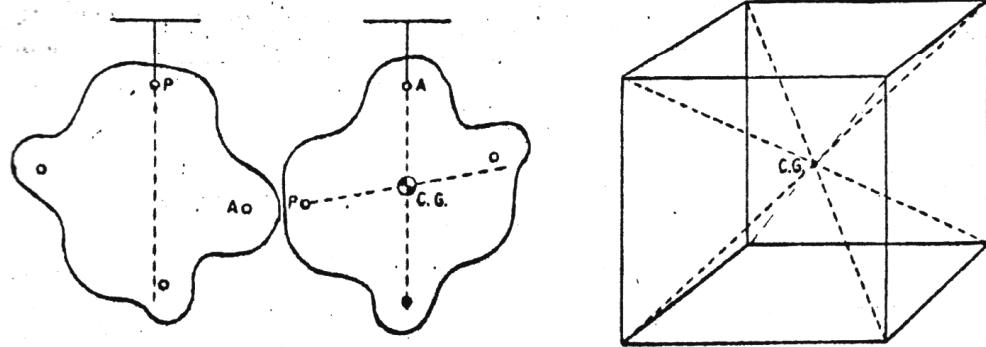
Fuerza de Gravedad:

Todos los cuerpos que componen la materia del universo se atraen con una fuerza llamada GRAVITACION. El término gravedad se emplea para referirse a la fuerza con que la tierra atrae a todos los cuerpos hacia su centro y que estén situados en su campo gravitatorio. El peso de un cuerpo es, pues, la resultante de todas las fuerzas gravitacionales que actúan sobre ese cuerpo.

Centro de Gravedad (C.G.)

Todas las partículas de un cuerpo están sometidas a la acción de la gravedad; no obstante, existe un punto en el cual una fuerza única, igual en magnitud al peso del cuerpo y dirigida hacia arriba, puede mantenerse en reposo, es decir, le mantiene en equilibrio evitando que este cuerpo caiga. Este punto se conoce como centro de gravedad del cuerpo.

El centro de gravedad (C.G.) podría definirse como el punto en el cual todo el peso del cuerpo se considera concentrado. Así, por ejemplo, el centro de gravedad de una bola perfectamente redonda sería exactamente el centro de la misma si ésta fuese toda ella hecha de la misma materia.

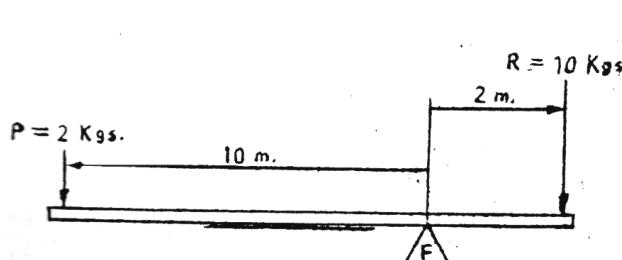


El C.G. de un anillo estará exactamente en su centro y no en cualquier otro punto del mismo. En un cubo, el C.G. equidistaría de sus ocho vértices. En un cuadrado correspondería al punto de intersección de sus diagonales al igual que el rectángulo, por lo que también equidistaría de sus cuatro vértices.

La palanca

La palanca, en general, es esencialmente una barra rígida que puede girar libremente alrededor de un punto de apoyo (fulcro). Por ejemplo, las tijeras, la polea, la llave inglesa, etc., son palancas basadas en el aprovechamiento de su ventaja mecánica, es decir, ganar fuerza en función de distancia, o ganar distancia a expensas de fuerza.

Existen, como es sabido, tres clase o géneros de palancas, pero a efectos de carga y centrado de aviones, sólo aplicaremos las propiedades de la palanca de primer género. Este tipo tiene el punto de apoyo (fulcro) entre la potencia (donde se aplica el esfuerzo) y la resistencia.



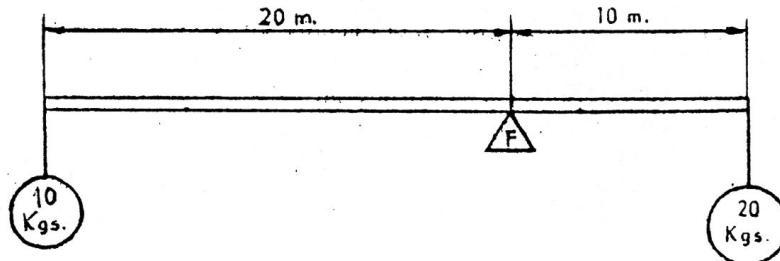
En la palanca de la figura, el punto de apoyo es F, la potencia P y la resistencia R.

La resistencia R es igual a 10 Kg y dista 2 m del punto F; si la potencia P se aplica a 10 m de F, se deducirá fácilmente que con un esfuerzo (potencia) de 2 Kg se equilibrará la resistencia R.

En resumen, Cuando una palanca está en equilibrio, el producto del esfuerzo por el brazo de la palanca (distancia desde el fulcro) es igual al producto de la resistencia por su brazo correspondiente. De aquí se deduce que:

El producto de una fuerza por su brazo se denomina MOMENTO de esa fuerza.

La ley de la palanca establece que: Si una palanca está en equilibrio, la suma de los momentos que tienden a girar la palanca sobre su eje en una dirección es igual a la suma de momentos que tienden a girarla en la dirección opuesta.

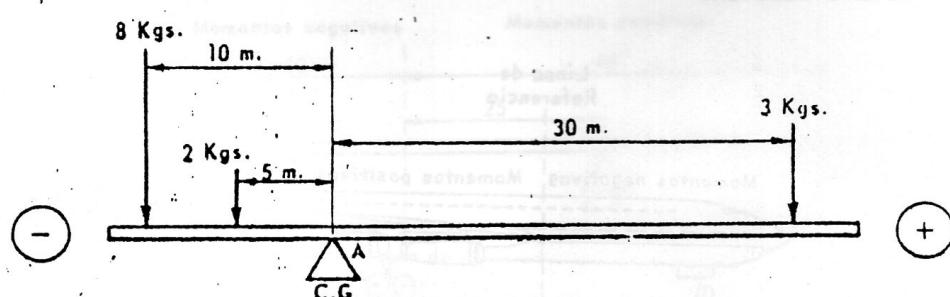


Momento de una fuerza y equilibrio

La tendencia de una fuerza a producir una rotación alrededor de un eje dado se llama momento de la fuerza con respecto a ese eje. La cantidad y dirección del momento de una fuerza dependen de su dirección y de la distancia al eje. La distancia perpendicular desde el eje a la línea de acción de la fuerza se denomina brazo.

Con el fin de evitar confusión cuando los momentos tienden a producir rotación en direcciones opuestas, se establece que aquellas que originen una rotación hacia la derecha (en el sentido de las agujas del reloj) serán positivos (+) y los que originen la rotación en sentido contrario (de derecha a izquierda), negativos (-).

Si la suma de los momentos positivos es igual a la suma de los momentos negativos, no existirá rotación, es decir, existirá equilibrio. También podrá decirse que para que exista condición de equilibrio, la suma de todos los momentos (M) positivos o negativos debe ser igual a 0.



$$3 \times 30 = 2 \times 30 + 8 \times 10$$

o bien

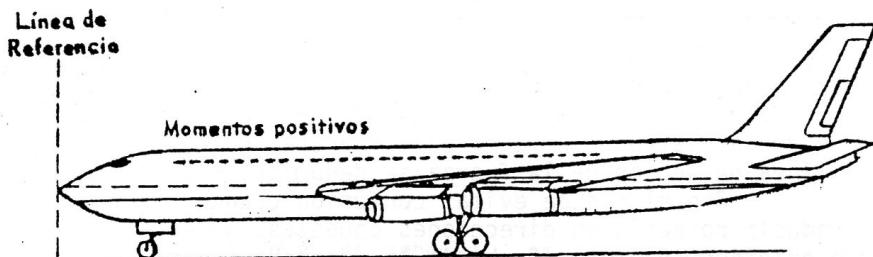
$$M = 3 \times 30 - 2 \times 5 - 8 \times 10 = 0$$

Luego el C.G. de este sistema de fuerzas en equilibrio estará situado precisamente en el punto A.

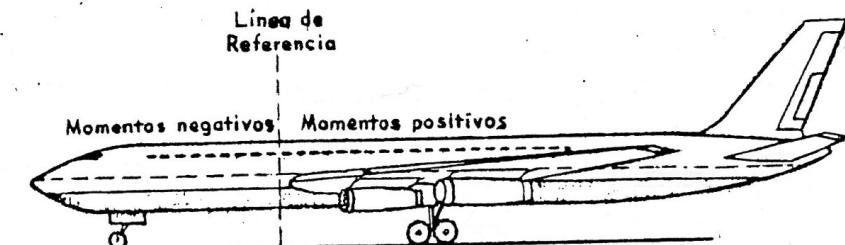
Línea de referencia o Datum

La pesada y centrado de un avión están basados precisamente en los mismos principios físicos anteriormente expuestos. Sin embargo, debido a que el centro de gravedad de un avión varía en función de la situación de la carga, este C.G. no puede ser escogido como punto o línea de referencia. Con el fin de disponer de un punto de origen constante para efecto de cálculos de momentos, se ha establecido una línea de referencia o línea datum.

Una línea de referencia o datum es un punto arbitrario elegido para el cálculo de momentos. Los momentos positivos serán los que se originen a la derecha de esa línea, y los negativos (-) a su izquierda. Puede estar situada por delante de la proa, o tangente a la misma; originando, por consiguiente, sólo momentos positivos. Por el contrario, si está situado en un punto distinto de los otros dos, originará momentos positivos y negativos.



En la mayoría de los aviones de transporte modernos, la línea de referencia se sitúa tangente a la proa o por delante de ella, con el fin de evitar aquellos cálculos de valor negativo. Pero recordar que la solución del problema será siempre la misma, donde quiera que esté situada esta línea de referencia; sin embargo, una vez que ésta ha sido fijada, todos los cálculos ulteriores deben ser referidos a esta situación.



Esta línea también suele emplearse como plano de referencia de distancias horizontales para fijar la situación de cualquier zona, elemento o equipo del avión, en cuyo caso estas distancias se denominan estaciones (Sta).

Brazo

Es la diferencia entre la estación correspondiente al centro de gravedad de culaquier zona, elemento, equipo, etc. y el punto elegido como origen de momentos.

Brazo Medio

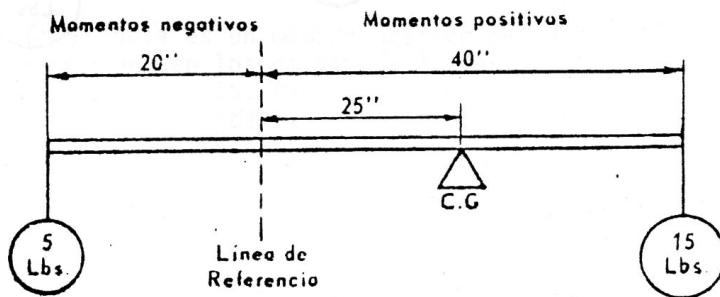
Es el brazo resultante de la acción de varios pesos de distintos brazos parciales y que produce el mismo momento que todos ellos, considerándose concentrados en el punto de dicho brazo medio.

$$B_M = \frac{P_1 B_1 + P_2 B_2 + \dots + P_n B_n}{P_1 + P_2 + \dots + P_n} = P_B$$

Determinación del Centro de Gravedad (C.G.)

La determinación del C.G. de una barra con el auxilio de una línea de referencia cualquiera es un problema muy sencillo. Supongamos, por ejemplo, una barra de 60" (pulgadas) de longitud que soporta un peso de 5 libras (Lbs) en su lado izquierdo y otro de 15 libras (Lbs) en el lado derecho según la figura. Supongamos la línea de referencia situada en un punto arbitrario, por ejemplo el de la figura:

Para obtener el C.G. se dividirá simplemente la suma de todos los momentos (tomados en la línea de referencia) por el peso total suspendido en la barra (suma de todos los pesos).



$-20 \times 5 + 40 \times 15$

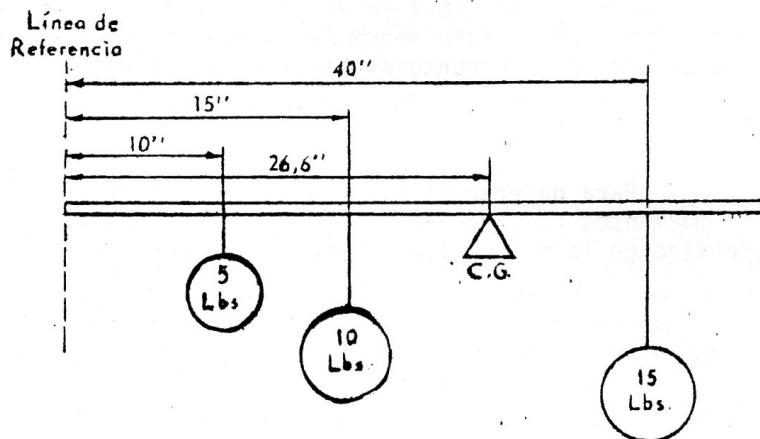
$$\text{BRAZO (pulg.)} \times \text{PESO (Lbs.)} = \text{MOMENTO (pulg.- Libs.)}$$

$$\begin{array}{rcl}
 - 20 & \times & 5 = - 100 \\
 + 40 & \times & 15 = + 600 \\
 \hline
 & 20 \text{ (Lbs)} & + 500 \text{ (Pulg.-Lbs.)}
 \end{array}$$

El C.G. estará situado a: $\frac{+ 500}{20} = + 25$ pulg.de la línea de referencia.

Es decir, a 25" a la derecha de esta línea supuesta.

En la figura siguiente se cita un caso típico de obtención del C.G. de una barra de tal forma que todos los momentos sean positivos, es decir, situando la línea de referencia tangente a dicha barra en el lado izquierdo.



$$\text{C.G.} = \frac{\text{Suma de momentos}}{\text{Suma de pesos}} = \frac{5 \times 10 + 10 \times 15 + 15 \times 40}{5 + 10 + 15} = + 26,6"$$

Luego el C.G. estará situado a 26,6" de la línea de referencia.

Obtención del Centro de Gravedad del Peso de un Avión

La situación del C.G. se determina efectuando el pesaje del avión sobre varios puntos de apoyo (generalmente tres). Estos suelen corresponder a zonas próximas a los trenes de aterrizaje.

Centrado del Avión

El centro de gravedad, de acuerdo con la distribución de pasajeros y carga, debe ser calculado para cada vuelo, antes de iniciar se, debiendo estar situado dentro de los márgenes previsibles. La posición de los compensadores viene determinada por la posición del centro de gravedad.

Hoja de centrado

En esta hoja "estandard" van reflejadas las principales limitaciones de peso del avión (M.T.O.W., M.L.W., M.Z.F.W.), así como las de cargas máximas en las bodegas.

En la parte superior derecha figura el tipo de avión a que corresponde la hoja, el resto se puede considerar dividido en tres tercios:

1er Tercio:

En la parte izquierda se deben llenar los datos correspondientes al Vuelo, Fecha, Matrícula del avión, Etapa, Nombre de la persona que la confecciona (Preparado por), firma del Comandante, Pista de despegue, Temperatura en grados Cº y el Viento reinante en esa pista (en Kts). La parte derecha reproduce la configuración del avión de forma sencilla, con disposición de los asientos y bodegas, así como los datos de carga máxima en las bodegas en Kgs o Lbs y de resistencia estructural en Kg/m² o Lbs/pie². Finalmente los espacios necesarios para llenar con el índice básico del avión obtenido del Manual de Vuelo, y con la corrección del índice que pudiera haber si el avión llevara algún elemento que no figurara en el peso básico o por el contrario en ese vuelo no fuera alguno de los elementos que no constituyen ese peso (por ejemplo: Si en el peso básico van incluidos 4 miembros de tripulación auxiliar y en ese vuelo sólo van 3). De los dos datos anteriores mediante suma o diferencia se obtiene el índice básico corregido.

2do Tercio:

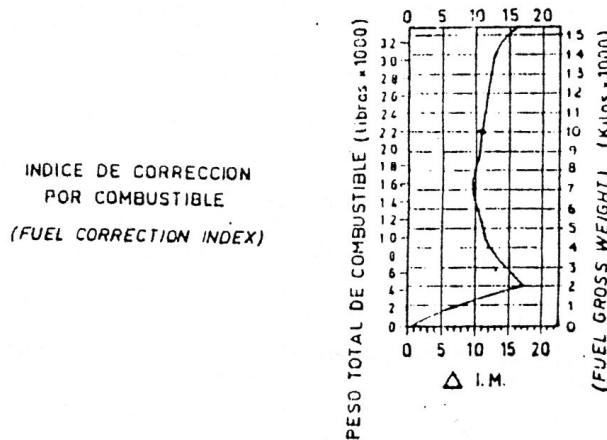
En esencia es un método gráfico de sumar los momentos que producen los distintos elementos que constituyen la carga del avión. Para ello basta entrar en la escala que existe en la parte superior con el índice básico corregido y hacer variar este índice según los pesos o pasajeros que correspondan a cada escala.

Las instrucciones detalladas para llenar el Manifiesto de Peso y Balanceo figuran en el Capítulo 6 del MVA y CPV del avión correspondiente.

Al final de esta suma gráfica de momentos obtenemos el índice total del avión cargado en la escala que figura en la parte inferior.

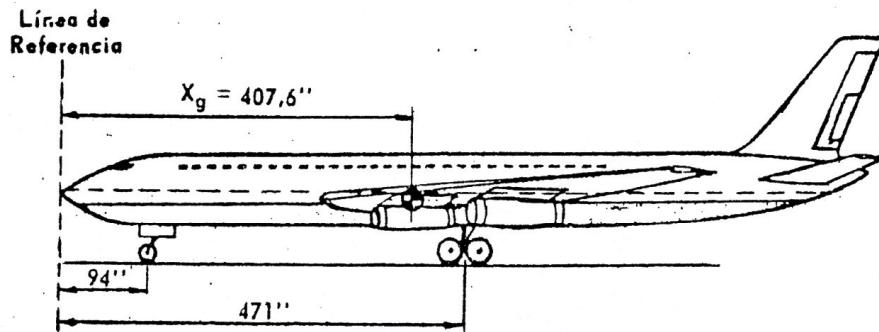
Para hallar el C. de G. al despegue, por ejemplo, bastará entrar en el eje horizontal con las unidades de índice, para lo cual bastará trazar una línea vertical hacia abajo con el índice total obtenido en la parte inferior del 2do Tercio, y en el vertical con el peso de despegue obtenido de la hoja de carga trazando una línea horizontal hasta cortar a la anterior. El punto de corte de las dos líneas (vertical y horizontal) dará el C. de G. al despegue en % de la MAC, según su posición respecto de las líneas inclinadas que indican los % de la MAC. En el gráfico figuran, además, los pesos M.T.O.W., M.L.W. y M.Z.F.W., así como una serie de zonas rayadas, que en cada caso se interpretarán de acuerdo con las instrucciones que figuran en el Manual de Vuelo del Avión correspondiente.

En los aviones de reacción, el método es ligeramente diferente, porque como exponemos en otra sección, el momento que crea el combustible cargado en las alas no es nulo. En este caso lo que se determina es el centro de gravedad sin combustible, para lo cual se entra en el eje vertical, con el peso sin combustible del avión (completamente cargado con pasajeros, equipajes y carga); este peso se obtiene en la misma hoja de centrado, en el casillero que figura en la parte inferior del 3er Tercio de hoja restando el peso real de despegue el peso de combustible cargado (que figura también en la hoja de carga). Obtenemos así el C. de G. sin combustible del avión. Para hallar la variación de unidades de índice que corresponde a una determinada cantidad de combustible cargado, existe la curva de corrección de índice por combustible, para cada avión, que figura en la misma hoja de centrado. (Ver figura a continuación).



Esta figura de corrección por combustible, está representada en una planilla de plástico. Bastará hacer coincidir el cero de la plantilla, con el C. de G. del avión sin combustible, que ya se ha obtenido anteriormente en el gráfico de centrado, y dibujar la curva de corrección

Supongamos, por ejemplo, que la línea de referencia de un avión en particular está situada en la proa de dicho avión como se muestra en la figura. Al determinar los pesos soportados por cada tren de aterrizaje y la distancia de cada uno a la línea de referencia, el problema, puede ya ser resuelto al igual que los ejemplos mencionados anteriormente.



Peso calculado para el tren de proa 8.400 Lbs.

" " " " " " " " " 20.600 "

" " " " " " " " " 21.000 "

$$\text{C.G.} = \frac{\text{Suma de momentos}}{\text{Suma de pesos}} = \frac{94 \times 8.400 + 471 \times 20.600 + 471 \times 21.00}{8.400 + 20.600 + 21.00}$$

$$= 407.6"$$

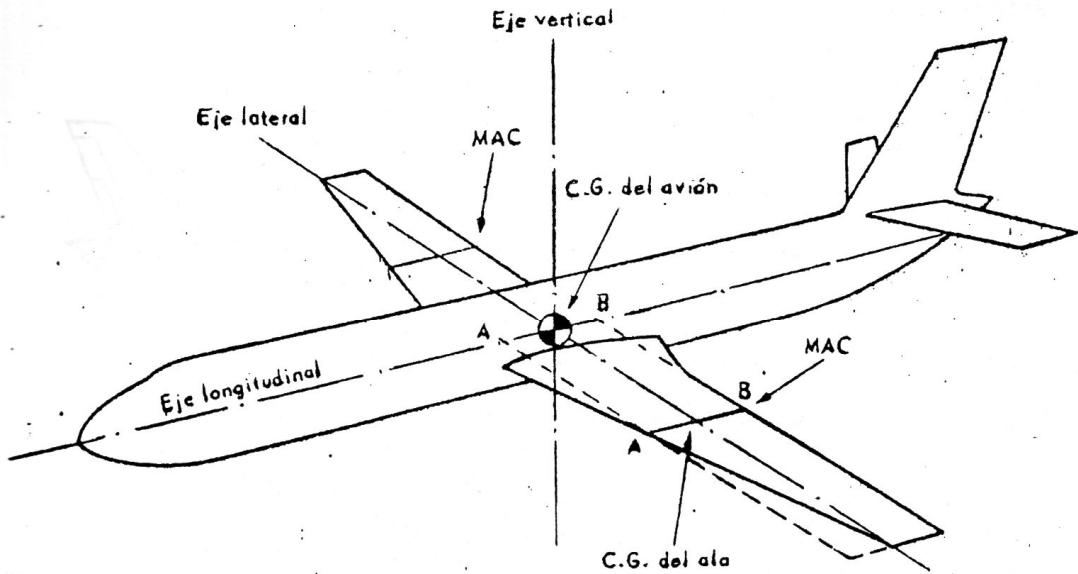
Luego del C.G. del peso de este avión está situado a 407,6" de la línea de referencia o línea Datum.

Cuerda Media Aerodinámica (MAC) - Mean Aerodynamic Chord

El C.G. de un avión viene normalmente dado en un tanto por ciento de la cuerda media aerodinámica (% de MAC). Cuerda es la distancia entre el borde de ataque y el borde de salida del ala. La cuerda media aerodinámica es aquella cuerda que pasa por el centro de gravedad (centro de masa) del ala. Puede o no corresponder a la cuerda media ya que depende de la forma del ala. Se define como la cuerda de un ala rectangular (sin estrechamiento) y sin flecha que produjese la misma sustentación y resistencia que el ala real considerada.

La MAC está situada sobre el eje lateral del avión y es una referencia definida para la estabilidad longitudinal (momento

de cabeceo). La estabilidad longitudinal es la consideración más importante para efectos de centrado y pasada de cualquier avión.



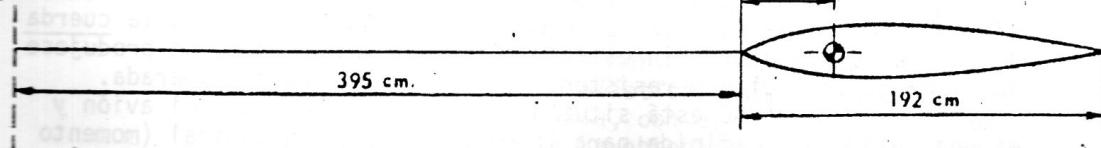
Observar en la figura la relación entre el C.G. del avión y la MAC. Debido a que el eje lateral se origina en el C.G. y cruza siempre a la MAC, es necesario establecer unas limitaciones del C.G. con relación a esta cuerda aerodinámica.

Situación del C.G. de un avión en tanto por ciento de la MAC

La longitud de la MAC viene fijada por la casa constructora del avión en el Manual de Vuelo correspondiente. Cuando la longitud de la MAC y la posición del C.G. son conocidos, es muy fácil determinar el C.G. del avión en % de esta cuerda media aerodinámica.

Supongamos, por ejemplo, que la longitud de una MAC de un avión cualquiera son 192 cm. y que su borde de ataque (LEMAC) se encuentra a 395 cm. a la derecha de la línea de referencia. El C.G. se supone asimismo estar situado a 48 cm. del borde de ataque de la MAC.

Línea de Referencia



El tanto por ciento de la MAC se calcula dividiendo la distancia entre el borde de ataque de la MAC (LEMAC) y la situación del C.G. por la longitud de la MAC correspondiente:

$$\frac{48 \text{ cm.}}{192 \text{ cm.}} = 0,25 = 25 \% \text{ de MAC}$$

La localización del centro de gravedad (C.G.) también puede venir expresada en longitud desde la línea de referencia. En este caso, la distancia entre el borde de ataque de la MAC y el C.G. se suma a la distancia entre la línea de referencia y el borde de ataque de la MAC:

Según la figura anterior, esta solución sería:

$$48 \text{ cm.} + 395 \text{ cm.} = 443 \text{ cm.}$$

Por consiguiente, puede decirse que el C.G. está situado en el 25% de la MAC o a 443 cm. de la línea de referencia.

Límites del Centro de Gravedad

Con el fin de asegurar la estabilidad aerodinámica de un avión, es importantísimo fijar ciertos límites en la posición del C.G. Estos límites vienen dados normalmente en tanto por ciento (%) de la MAC. Por ejemplo, supongamos que los límites del C.G. anterior y posterior de un avión son 18% MAC y 34% respectivamente. En este caso, la posición del C.G. que correspondía, en el último ejemplo citado, al 25% de MAC, cae perfectamente dentro de los límites permisibles. Si después, al efectuar la carga del avión, se comprueba que la posición del C.G. se encuentra fuera de estos límites, se procederá a una nueva distribución de esa carga.

Problema Típico de Pesada y Centrado de un Avión

En este problema, se supone la línea de referencia situada tangente a la proa del avión. También se da por conocido el C.G. del avión antes de ser cargado, es decir, del peso en vacío:

Dados:

MAC se encuentra entre 395 cm. y 542 cm. de la línea de referencia, es decir, de 147 cm. de longitud.

Límites del C.G. entre 18% MAC y 34% MAC (a 421 cm y 445 cm respectivamente).

Posición del C.G. del peso en vacío 25,9% MAC (a 433 cm.).

Momento del Peso Básico en Vacío: 22.516.000 cm - Kg

Peso en vacío: 52.000 Kg.
Peso Máximo estructural (M.T.O.W.): 98.000 Kg.

Personal y carga a transportar:

- Tripulación: 350 Kg a + 82 cm
aprovionamiento: 375 kg a 435 cm
- Combustible: 15.000 Kg a + 465 cm
- Un bulto de carga: 900 Kg a + 450 cm
- Caja con Id.: 1.100 Kg a + 350 cm

Se pide:

- 1º - Peso total
- 2º - Momento total
- 3º - Situación del C.G. en % de MAC

Solución:

CONCEPTO	BRAZO	PESO	MOMENTO
Avión Vacío	433 cm	x 52.000 Kg	= + 22.516.000 cm-Kg
Tripulación	82 cm	x 350 Kg	= + 28.700 cm-Kg
aprovionamiento	435 cm	x 375 Kg	= + 163.125 cm-Kg
Combustible	465 cm	x 15.000 Kg	= + 6.975.000 cm-Kg
Bulto	450 cm	x 900 Kg	= + 405.000 cm-Kg
Caja	350 cm	x 1.100 Kg	= + 385.000 cm-Kg
			—————
		69.725 Kg	+ 30.472.825 cm-Kg

Distancia desde la línea de referencia al C.G.:

$$\frac{30.472.825 \text{ cm-Kg}}{69.725 \text{ Kg}} = 437 \text{ cm.}$$

Una vez establecido el C.G. a 437 cm, es necesario restar de esta distancia la correspondiente al borde de ataque de la MAC y traducir este resultado a %.

42

$$437 - 395 = 42 \text{ cm} ; \% \text{ MAC} = \frac{42}{147} = 0,286 = 28,6 \% \text{ MAC.}$$

Como en este caso, vemos que el 28,6% MAC se encuentra dentro de los límites permisibles, no será necesario hacer una nueva distribución de carga.

Unidades de Índice

Como hemos visto en el problema antes resuelto, las cantidades representativas de los momentos son, a veces, larguissimas. Para solventar este problema, se utiliza normalmente el sistema de unidades de índice, que consiste en la incorporación a todas estas operaciones de un factor de reducción para simplificar las mismas. Se sabe que al dividir los dos términos de una fracción por un mismo número (factor de reducción), dicha fracción no varía. Pues bien, consideremos el problema anterior:

$$\frac{30.472.825 \text{ cm-Kg}}{69.725 \text{ Kg}} = 437 \text{ cm}$$

Utilizando el factor de reducción 1.000 tenderemos:

$$\frac{30.472,8}{69,7} = 437 \text{ cm}$$

Índice Básico

Es un dato clave de partida para la confección de la Hoja de Centrado. Está definido por el cociente de dividir el momento del Peso Básico por la constante elegida por el avión afectado:

$$\text{Índice Básico} = \frac{\text{Momento creado por el Peso Básico}}{\text{Constante}} = + C (*)$$

(*) Constante utilizada en algunos aviones, con el fin de operar siempre con índices positivos.

$$\text{Unidades de Índice} = \frac{\text{Momento creado por el elemento que se considere}}{\text{Constante}}$$

Al despachar un avión habrá que tener muy en cuenta si se incluye o quita algún equipo o elemento que forme parte de la configuración particular del avión y que no figure en la lista que constituye el Peso Básico.

En este caso habrá que hacer la correspondiente corrección al peso o índice básicos. Por ejemplo, si al efectuar el despacho de un determinado avión, subiese un tripulante técnico extra para situarse en cabina de mando, sería necesario, además del incremento del Peso Básico, la oportuna corrección de las unidades de índice que desplazase dicho tripulante.

Terminología Estandar sobre Pesos y Cargas de los Aviones

Peso Máximo de Rodaje (MTW) - Maximum Design Taxi Weight

Es el máximo peso autorizado para la maniobra en tierra según las normas gubernamentales aplicables. Este peso incluye el del combustible de rodaje y calentamiento.

Peso Máximo Estructural de Despegue (MTOW) - Maximum Design Take Off Weight

Es el peso máximo autorizado por las normas gubernamentales aplicables para el despegue de un avión con su carga de despacho, y excluye el peso del combustible de rodaje y calentamiento. Este es el máximo peso del avión "al soltar los frenos" o "comienzo de la carrera de despegue".

Peso Máximo de Despegue (TOW) - Take Off Weight (Operational)

Es el peso máximo autorizado para un avión en su condición de despegue con su carga de despacho, cuando está sujeto a limitaciones impuestas por distintos factores en los aeropuertos de salida y llegada y por las condiciones de la ruta. Excluye el peso del combustible para calentamiento y rodaje, a menos que se especifique lo contrario. Es, asimismo, el peso del avión en el momento de soltar frenos o comienzo de la carrera de despegue. No debe exceder nunca del peso máximo estructural de despegue.

Peso Real de Despegue (ATOW) - Actual Take Off Weight

Es aquél con que el avión va a efectuar el despegue para un trayecto determinado. Incluye el peso del avión, tripulación, combustible, equipaje, pasajeros, mercancía, correo, etc. No debe exceder nunca el peso máximo de despegue y éste, a su vez, al peso máximo estructural de despegue.

Peso Máximo con Combustible a Cero (MZFW) - Maximum Design Zero Fuel Weight

Es el peso máximo de un avión menos el peso de todo el

combustible utilizable y otros agentes propulsores consumibles en secciones particulares del avión que están limitadas estructuralmente por esta condición. Es, por lo tanto, el peso al cual la subsiguiente adición de combustible y otros agentes propulsores consumibles, no deberá exceder la resistencia estructural del avión. Cuando se especifiquen limitaciones y variaciones con respecto a este peso, el usuario deberá tomar las medidas adecuadas para la carga a fin de que no se excedan las limitaciones estatales o estructurales propias del avión.

Peso Real con Combustible a Cero (AZFW) - Actual Zero Fuel Weight

El "peso real con combustible a cero" de un avión es el "peso operativo seco" más la carga de peso. No debe exceder nunca del peso máximo con combustible a cero.

Peso Máximo Estructural de Aterrizaje (MLW) - Maximum Design Landing Weight

Es el peso máximo autorizado para el aterrizaje de un avión cuando este peso está sujeto a diversos grados de limitaciones del aeropuerto. No debe exceder nunca el peso máximo estructural de aterrizaje.

Peso Real de Aterrizaje (ALW) - Actual Landing Weight

Es igual al peso real de depsegue (ATOW) menos el combustible consumido durante el trayecto correspondiente.

Peso en Vacío de Fábrica (MEW) - Manufacturer's Empty Weight

Es el peso de la estructura, grupo motopropulsor, sistemas y otros equipos considerados como parte integral de una configuración dada de un avión. Es esencialmente un peso "seco", en el que se incluyen solamente los fluidos contenidos en sistemas cerrados (por ejemplo: Fluído Hidráulico).

Peso en Vacío de Entrega (DEW) - Delivery Empty Weight

Es el "peso en vacío de fábrica" más los ítems estandar.

Items Estandar: Son aquellas partes de equipos o fluidos de sistemas que no se consideran parte integral de una configuración de avión dada y que no van incluidos en el peso en vacío de fábrica, y no varían para los aviones del mismo tipo. Estos son, por ejemplo, entre otros:

- Combustible, aceite y fluido de inyección del motor no utilizables.
- Agua potable de lavabo, no utilizables.

- Productos químicos de lavabo.
- Equipo de emergencia básico, extintores, equipo pirotécnico, etc.
- Estructura del salón, bar y/o de la cocina.
-
-

Peso Básico (BEW) - Basic Weight

Es el "peso en vacío de entrega" más o menos el peso neto de las variaciones de los "ítems estandar".

Variaciones de los Items Estandar (SIV) - Standard Items Variations

Son aquellos ítems que el transportista añade, quita o cambia en los "ítems standard" a fin de ajustarse a su conveniencia o necesidades.

Peso Operativo "Seco" (DOW) - Dry Operating Weight

Es el peso básico más los ítems operativos.

Items Operativos: Son los correspondientes al personal, equipo y suministros que son necesarios para una determinada operación del avión. Por consiguiente, estos ítems pueden variar de acuerdo con la configuración particular que el transportista estime para el servicio proyectado. Estos incluyen:

- Tripulación de vuelo y su equipaje.
- Auxiliares de a bordo y su equipaje.
- Equipo removible para el servicio de pasajeros, comidas y licores.
- Prensa, revistas, etc.
- Kit de vuelo.
-
-

Peso Operativo - Operating Weight

Es el peso operativo seco más la carga total de combustible que se ha estimado para el vuelo (take-off fuel), excluyendo el combustible estimado para el rodaje.