



Apuntes de aviación. Carga y centrado.

Paco Sánchez. Marzo 2019

Los aviones tienen por construcción unos límites de peso y de localización de la posición del centro de gravedad (CG). El peso tiene efectos importantes en la estructura del avión y también en sus actuaciones, al mismo tiempo la localización de este peso afecta a las características del vuelo, especialmente a la pérdida y la estabilidad del avión.

En el caso de aviones de dos plazas con asientos en paralelo y, en particular para aviones ultraligeros, por el propio diseño de los mismos es difícil exceder los rangos de posición del CG. La posición de los asientos es fija o puede desplazarse sólo unos pocos centímetros, los compartimentos de equipaje no permiten grandes pesos y los depósitos de combustible están situados cerca del CG.

En estas aeronaves las variaciones de carga suelen tener poco efecto en la posición del CG. Aunque si bien es difícil exceder los límites de CG, nunca se debe sobrecargar una aeronave. Antes de cada vuelo, los pilotos siempre deben calcular el peso y permanecer dentro de los límites establecidos por el fabricante.

Efectos del sobrepeso

La sobrecarga del avión resulta en daños que pueden ser catastróficos, más aún cuando a menudo afectan los componentes estructurales progresivamente de una manera que es difícil de detectar y costosa de reparar. La sobrecarga habitual tiende a causar estrés acumulativo y daños que pueden pasar desapercibidos durante las revisiones prevuelo y las revisiones periódicas. Con el tiempo, estos daños pueden terminar provocando una falla estructural en momentos de operación completamente normales.

Las actuaciones de la aeronave en las operaciones de despegue, ascenso y aterrizaje indicadas por el fabricante sobre la base del peso máximo permitido, se verán seriamente mermadas en condiciones de sobrepeso. Un peso mayor resulta en una carrera de despegue más larga y una menor trepada, una velocidad de aterrizaje más rápida y una carrera de aterrizaje más larga.

Los efectos perjudiciales de la sobrecarga en el rendimiento de la aeronave no se limitan a los peligros relacionados con los despegues y aterrizajes. La sobrecarga tiene un efecto adverso en todo el ascenso y el rendimiento de crucero, llevando al sobrecalentamiento durante los ascensos, a un desgaste adicional de las piezas del motor, al aumento del consumo de combustible, a velocidades de crucero más lentas y a un alcance más reducido.

El peso de la aeronave no afecta el ángulo de planeo siempre que se vuele la velocidad correcta. La relación de planeo se basa sólo en la relación de las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre la aeronave, y el rango de planeo viene determinado por la relación de la sustentación sobre la resistencia (L/D). El efecto que tiene el peso es variar la velocidad necesaria para alcanzar el mejor planeo. Cuanto más pesado sea el avión, mayor será la velocidad requerida para obtener la misma relación de planeo.

Finalmente recordemos que para mantener un vuelo recto y nivelado, la sustentación requerida debe ser igual al peso del avión, a medida que aumenta el peso se requiere un mayor ángulo de ataque (AoA). Pero recordemos que el ángulo crítico en el cual el ala entra en pérdida no cambia y, por ello, con un avión pesado este ángulo crítico se alcanzará antes. Como resultado, con un peso

por encima del peso máximo indicado por el fabricante, la velocidad de pérdida estará por encima de la especificada en el POH.

Efectos de la Distribución de Carga

El efecto de la posición del CG es muy importante en cuanto a las actuaciones del avión. Si el CG se desplaza demasiado hacia adelante se producirá una condición de morro pesado. Por contra si el CG se desplaza demasiado hacia atrás, se produce una condición de cola pesada. En ambas situaciones es posible que el avión sea incontrolable si la ubicación del CG cae fuera de los límites de diseño.

Los aviones están normalmente diseñados de tal forma que la cola ejerce una fuerza hacia abajo dando así estabilidad y capacidad de control. Las variaciones de la posición de CG altera la fuerza que necesita generar la cola y por tanto a su estabilidad y controlabilidad.



Con la carga hacia adelante, se requiere un ajuste más "morro arriba" para mantener un vuelo nivelado. En este caso la cola actúa produciendo una mayor carga descendente en la parte trasera del fuselaje para contrarrestar el mayor peso del morro. Este peso adicional se agrega a la carga del ala y a la sustentación total requerida para mantener la altitud. Por ello se requiere un AoA mayor, lo que resulta en una mayor resistencia y, a su vez, una mayor velocidad de pérdida. En casos extremos, una ubicación del CG más allá del límite delantero puede ocasionar un morro tan pasado que dificulte o imposibilite la recogida en el aterrizaje.

Por contra con una carga retrasada las superficies de la cola ejercen menos carga hacia abajo, aliviando la carga alar y la sustentación necesaria

para mantener la altitud. El AOA requerido es menor y por tanto la resistencia también será menor, lo que permite una velocidad de crucero más rápida y la pérdida ocurrirá a menor velocidad. El efecto negativo es que el avión es más inestable. Generalmente a medida que el CG se mueve más hacia atrás, el avión se vuelve menos controlable, especialmente a velocidades de vuelo lentas. Un avión que se recupera limpiamente de una barrena con el CG en una posición determinada, puede ser irrecoverable cuando el CG se mueve hacia atrás unos pocos centímetros. Por detrás del límite posterior del CG nos encontraremos con una gran dificultad para controlar el avión, características de pérdida violenta y poco mando.



La ubicación del CG con referencia al eje lateral también es importante. En un avión, el desequilibrio lateral se produce normalmente si la carga de combustible no se gestiona correctamente y no se cambia de depósito regularmente para equilibrar el consumo de cada lado. También puede llegarse a esta situación cuando no se vuela de forma coordinada. En esa situación el combustible hace lo mismo que la bola y tiende a irse a un lado, pudiendo llegar a rebosar por uno de los aireadores o incluso provocando la entrada de aire en las líneas de combustible. Cuando llegamos a esta situación será necesario aplicar presión lateral a la palanca hasta que los depósitos se vuelvan a equilibrar. Esta acción coloca los controles de la aeronave en una condición de vuelo "sucias", aumentando la resistencia y resultando en un vuelo menos eficiente y, sobre todo, incómodo.

Con la carga hacia adelante, se requiere un ajuste más "morro arriba" para mantener un vuelo nivelado. En este caso la cola actúa produciendo una mayor carga descendente en la parte trasera del fuselaje para contrarrestar el mayor peso del morro. Este peso adicional se agrega a la carga del ala y a la sustentación total requerida para mantener la altitud. Por ello se requiere un AoA mayor, lo que resulta en una mayor resistencia y, a su vez, una mayor velocidad de pérdida. En casos extremos, una ubicación del CG más allá del límite delantero puede ocasionar un morro tan pasado que dificulte o imposibilite la recogida en el aterrizaje.

Cálculos de carga y centrado

Para realizar los cálculos de carga y centrado, primero mediremos el peso del avión en vacío y después añadiremos el peso de todo lo que carguemos, incluyendo tripulación, combustible y

equipaje. A continuación nos aseguraremos de que el CG queda situado dentro de los límites especificados por el fabricante. En los que sigue comentaremos cómo se determina esta posición.

Los límites de localización del CG se especifican como una distancia a lo largo del eje longitudinal del avión. Esta medida se realiza desde un punto de referencia llamado Datum. El Datum es un punto arbitrario establecido por el fabricante y puede variar entre diferentes aeronaves, aunque normalmente se tomará como referencia el borde de ataque.

La distancia desde el Datum a cualquier parte, componente u objeto cargado en la aeronave se llama el brazo. Cuando el objeto se encuentra detrás del Datum, se mide en distancias positivas; si se encuentra delante del punto de referencia, se mide como distancia negativa. Si el peso de cualquier objeto o componente se multiplica por la distancia desde el punto de referencia (brazo) obtenemos el momento.

El momento es la medida de la fuerza gravitacional que provoca una tendencia del peso a girar alrededor de un punto. Un peso de 50 kilos colocado en el extremo de una barra a 200 centímetros del Datum, produce una fuerza hacia abajo que tiene un momento de 10.000 Kg·cm, este momento se compensará con un peso situado en el otro extremo, para cualquier combinación de peso y distancia tal que multiplicadas produzcan un momento de 10.000 Kg·cm (Figura C).

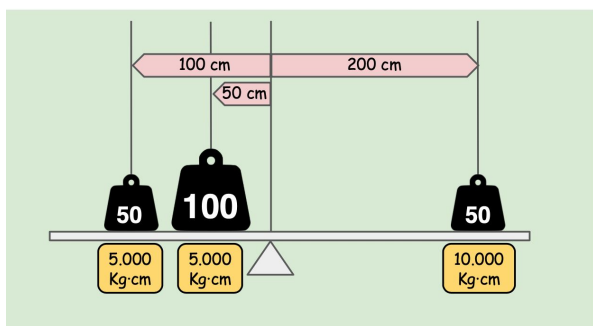


Figura C: Diagrama de un péndulo que ilustra el concepto de momento.

El CG es el punto respecto al cual las fuerzas que la gravedad ejerce sobre cada uno de los puntos del cuerpo producen un momento resultante nulo. Veámos cómo calcular su posición.

El procedimiento de carga y centrado viene especificado en el POH del avión y tiene como finalidad determinar la posición del CG y verificar si está dentro de los límites establecidos. De forma general, el procedimiento es como sigue:

- 1.- Vaciar los depósitos de combustible y dejar los niveles de aceite y refrigerante a niveles operativos.
- 2.- Colocar las superficies de control en posición neutra y retraer los flaps.
- 3.- Colocar tres básculas bajo cada una de las ruedas y registrar el peso mostrado en cada báscula.
- 4.- Dejar caer una plomada desde borde de ataque y hacer una marca de referencia en el suelo. Repetir la operación en la otra ala, dejando caer la plomada a la misma distancia desde la raíz del ala. Dibujar una línea entre las dos marcas.
- 5.- Medir la distancia entre la línea de referencia y el eje de la rueda principal y el de la rueda de morro.
- 6.- Obtener la distancia a los asientos, al compartimento de equipajes y a los depósitos de combustible. Estas distancias estarán en el POH, sólo en caso de no contar con este dato, tomar medidas desde el Datum al centro geométrico de cada elemento.

En primer lugar determinamos los pesos y brazos de los elementos del avión en vacío. Supongamos que la rueda de morro se sitúa a -107.0 cm desde el Datum y registra un peso de 40.8 Kg, el tren principal se sitúa a 55.5 cm del Datum y la suma de las pesadas de las básculas resulta de 317.0 Kg.

Elemento	Peso (Kg)	Brazo (cm)	Momento
Rueda morro	40,8	-107,0	-4.365,60
Rueda Izda	156,5	55,5	8.685,75
Rueda Dcha	160,5	55,5	8.907,75
Peso en vacío	357,8	37,0	13.227,90
			$13.227,90 \div 357,80 = 37,0$

El momento total se divide entre el peso total para obtener el brazo del CG.

En la Tabla 1 multiplicamos cada pesada por los correspondientes brazos para obtener los momentos, que sumados resultan en un total de 13,227.90 Kg·cm. Para obtener la posición del CG dividimos el momento total por el peso del avión en vacío, que es 357.8 Kg, lo que nos da un brazo de 37.0 cm, que marca la posición del CG respecto del Datum, es decir, el CG se sitúa 37.0 cm por detrás del borde de ataque.

A continuación consultamos el POH del avión y vemos que la posición de los asientos se sitúa 35.5 cm por detrás del borde de ataque, el compartimento del equipaje a 80.5 cm y, por último, los depósitos de combustible a 25.5 cm.

