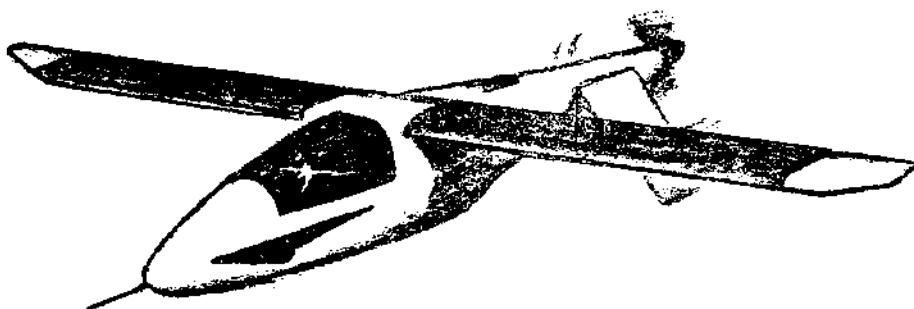


EAA

FILIAL 722

Argentina

ASOCIACION AERONAVES EXPERIMENTALES
EXPERIMENTAL AIRCRAFT ASSOCIATION



MINI IMP.

N. TAYLOR

5

Cualidades de vuelo

Ing. Augusto Savio

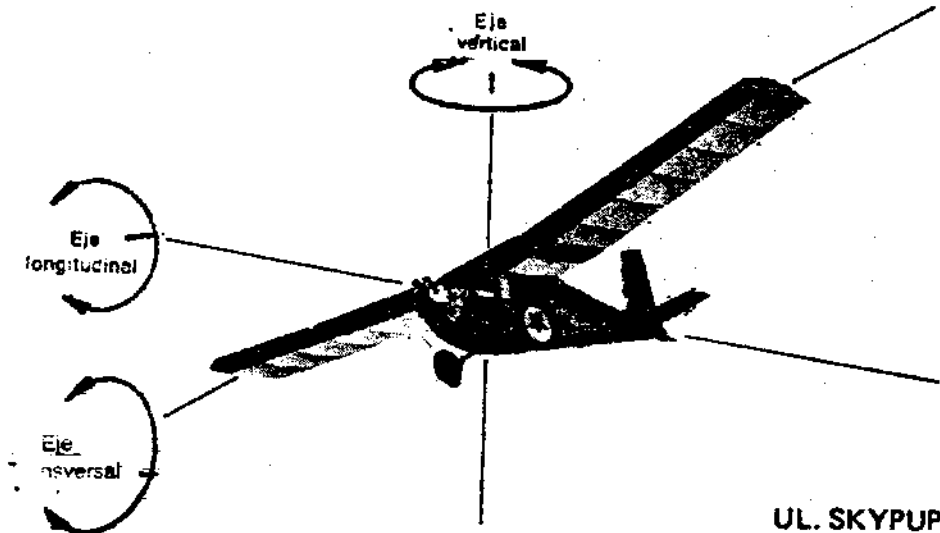
CUALIDADES DE VUELO

El objetivo principal de todo diseñador de aeronaves, es lograr que el vuelo sea lo más placentero posible. Todo piloto aspira a tener una aeronave con buenas cualidades de maniobrabilidad. Se hace deseable que la aeronave retorne al vuelo recto y nivelado, después de haber sido afectada por una ráfaga ú otra causa.

Ahora bien, si es muy estable, será poco maniobrable, en cambio si no posee suficiente estabilidad, requerirá del piloto una constante atención, ambas situaciones son indeseables, por consiguiente podemos afirmar que el diseño de una aeronave representa una solución de compromiso entre ESTABILIDAD y MANIOBRABILIDAD, cuando este compromiso se ha optimizado se obtiene una aeronave con buenas cualidades de vuelo.

EJES DE REFERENCIA

Las fuerzas y momentos que actúan sobre una aeronave, se refieren a tres ejes perpendiculares entre sí y que tiene como punto común el centro de gravedad de la misma. Ver figura 1.



El eje de cabeceo ó eje transversal es una línea imaginaria paralela a las alas, el giro alrededor de este eje hace que la nariz suba o baje y es controlado por el timón de profundidad.

El eje de alabeo ó longitudinal es una línea imaginaria que une la nariz con la cola y es paralela a la dirección de vuelo, este movimiento es controlado por los alerones.

El eje de guiñada o vertical es perpendicular a los anteriores y los movimientos alrededor del mismo son controlados por el timón de dirección.

TIPOS DE ESTABILIDAD

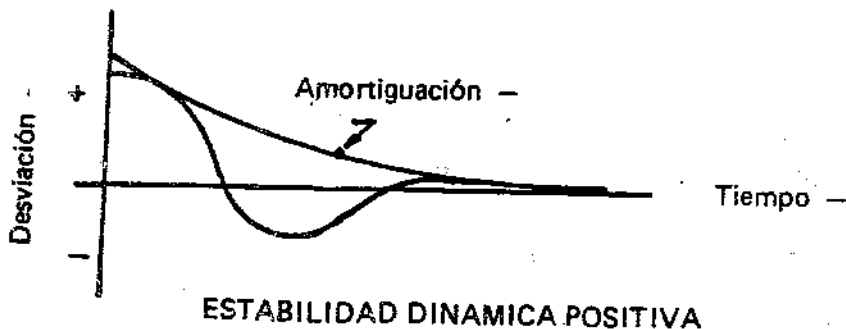
Un cuerpo es **ESTABLE**, si ante una perturbación de cualquier origen, las fuerzas aerodinámicas y los momentos que en él se inducen, tienden a retornarlo a su actitud original. La **ESTABILIDAD** puede ser **dinámica** ó **estática**. Una Aeronave es **estáticamente estable** si el momento que la perturbación genera tiende a retornarla a su actitud primitiva.

En cambio, es **dinámicamente estable** si las oscilaciones producidas por la condición de estabilidad estática se amortiguan rápidamente.

Una aeronave es **estáticamente inestable** si cualquier apartamiento de la condición de equilibrio tiende a incrementarse por sí misma.

La **inestabilidad dinámica** significa, que las oscilaciones debidas a la estabilidad estática tienden a incrementar su amplitud con el tiempo.

La estabilidad estática o la condición de equilibrio estable es imprescindible para obtener la estabilidad dinámica, pero de ninguna manera la condición de estabilidad estática asegura estabilidad dinámica, demasiada estabilidad estática, puede originar inestabilidad dinámica, si el amortiguamiento no es el adecuado intermedio entre el concepto de estabilidad e inestabilidad, a la primera condición la denominan también **estabilidad positiva**, a la segunda **estabilidad negativa**, el intermedio mencionado es la llamada **estabilidad neutral**. Esto ocurre cuando un cuerpo en equilibrio al ser perturbado no tiene tendencia a retornar a su posición o condición inicial, ni tampoco a moverse de la posición que alcanzó.



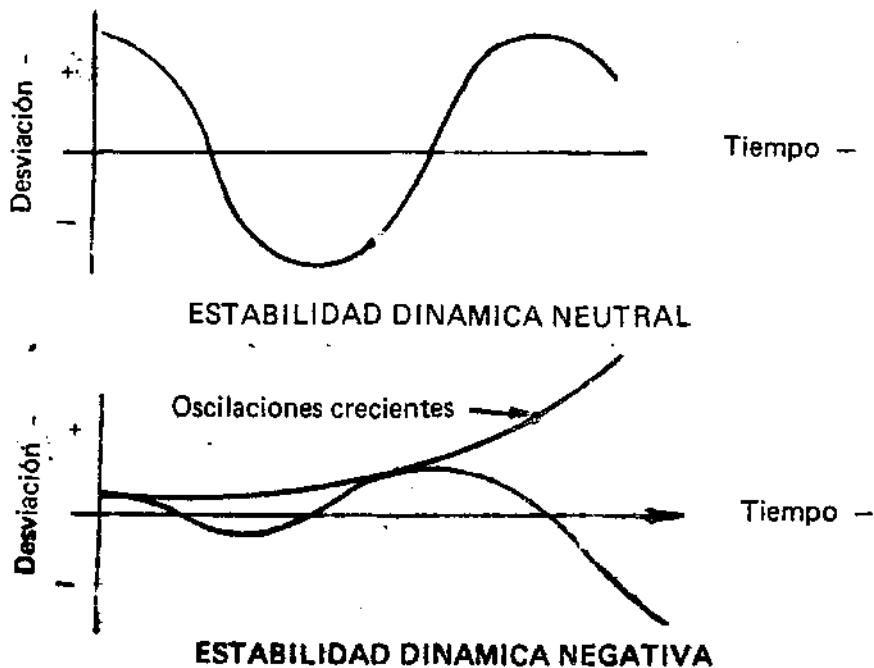


Figura 2

En las figuras se pueden apreciar los conceptos de estabilidad dinámica

ESTABILIDAD LONGITUDINAL

Condiciones de estabilidad longitudinal.

Se refiere a la estabilidad alrededor del eje de cabeceo, la manera convencional de expresar esta estabilidad es considerando el momento de cabeceo versus el ángulo de ataque.

Si el avión tiene un momento de cabeceo que le baja la nariz (momento negativo) y a su vez se incrementa con el ángulo de ataque, el mismo se considera **Longitudinalmente estable**. Expresado de otra manera, si una ráfaga de viento tiende a levantar la nariz del avión, se produce un momento de cabeceo negativo, que tiende a bajar la nariz.

La forma de obtener estabilidad longitudinal es mediante la superficie del estabilizador horizontal y el timón de profundidad.

El ala sola posee sustentación (S) actuando sobre el centro aerodinámico (CA) y un momento (Mo) actuando alrededor del mismo (ver figura 3).

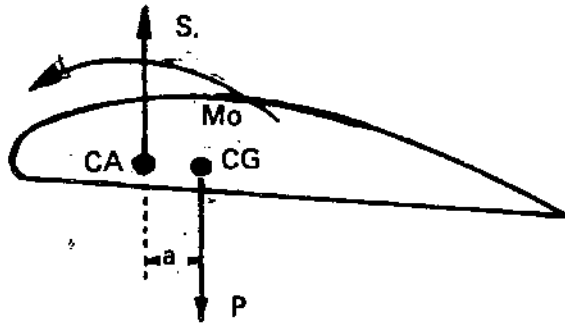


Figura 3

El momento es negativo cuando tiende a picar el ala y positivo cuando tiende a cabrearla (Hacerle perder sustentación). La mayoría de las alas son de por sí inestables y poseen un pequeño momento de picado (negativo).

En la continuación de este tema, no consideraremos la acción de las fuerzas de empuje y resistencia al avance, las que supondremos iguales y en equilibrio.

Observando la figura 3 y considerando que si sobre el ala no hubiera más fuerza que la de la sustentación (S) y el peso propio (P), se podría llegar a un equilibrio llevando el centro de gravedad (CG) detrás del centro aerodinámico (CA) a una distancia a, tal que:

$$S = P \text{ (equilibrio de las fuerzas)}$$

$$P a = M_o \text{ (equilibrio de momentos)}$$

El equilibrio logrado sería inestable, dado que un pequeño incremento en el ángulo de ataque originado por una ráfaga aumentaría la sustentación (S), esto daría un momento positivo (encabritado) que tendería a aumentar más aún el ángulo de ataque.

La curva del momento de cabeceo de las fuerzas que actúan en un ala, según vemos en la Fig. 4, comienza de un valor M_o negativo, tiende a incrementarse positivamente (disminuye en valor absoluto) y se hace finalmente positiva para mayores ángulos de ataque (α). Esto se debe a que al incrementarse α también aumenta S. a. Una pendiente positiva del momento de cabeceo versus el ángulo de ataque corresponde un momento desestabilizante.

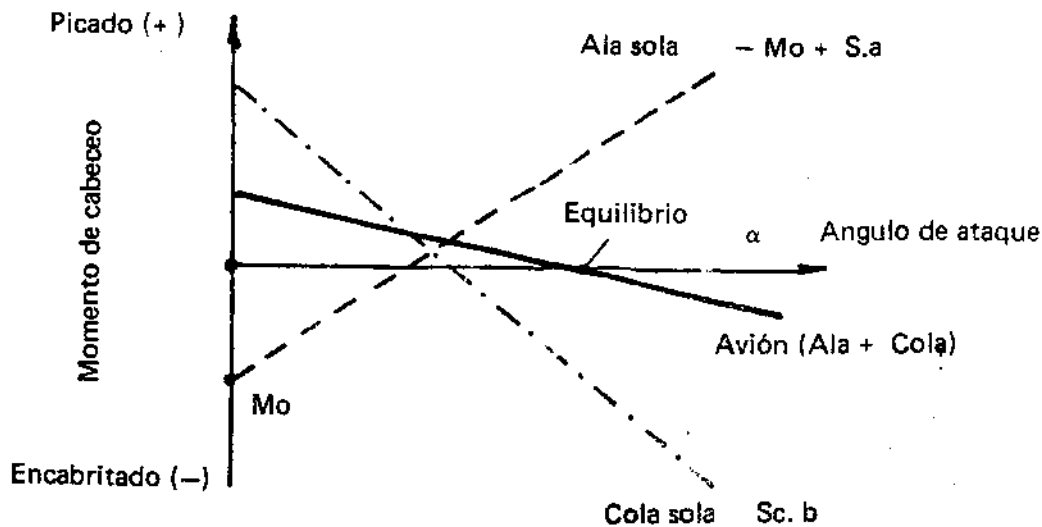


Figura 4

Quando se agrega una superficie horizontal de cola (Fig. 5), aparece sobre la misma una fuerza de sustentación que origina un momento $Sc. b$. A medida que aumenta el angulo de ataque (Fig. 4 cola sola) el momento disminuye positivamente, hasta que la sustentación se invierte (Fig. 6) y comienza a aumentar negativamente.

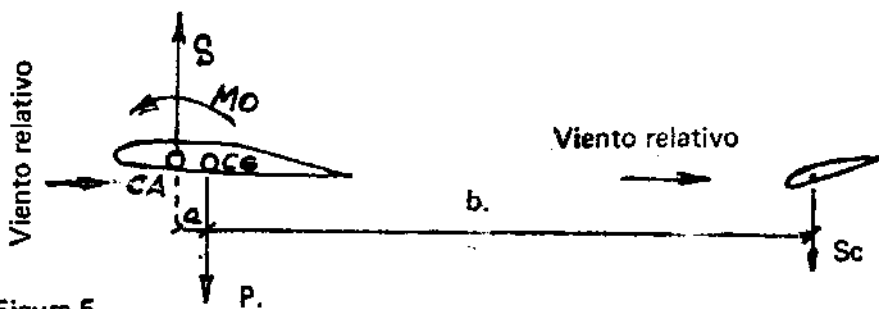


Figura 5

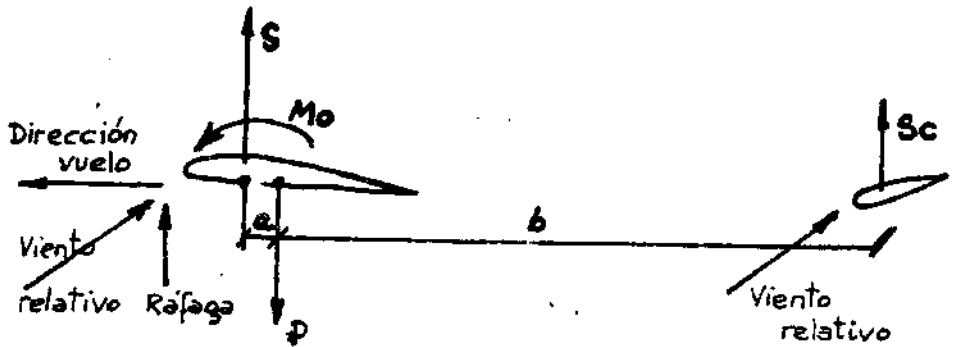


Figura 6

Si consideramos el efecto de cola y ala en conjunto (Fig. 4 - Ala + Cola) se llegará a una combinación estáticamente estable si el momento de picado de la cola se incrementa más rápidamente que el momento de encabritado del ala. En estas condiciones la curva resultante (Momento versus Angulo de ataque) posee una pequeña pendiente negativa.

EFEECTO de la Ubicación del Centro de gravedad

Tan pronto como se le agregue al ala una cola horizontal el CA (Centro Aerodinámico) se desplaza hacia atrás del existente para ala sola. Este punto se conoce como (PN) Punto Neutral de la aeronave. En la Fig. 7 se muestra el diagrama equivalente.

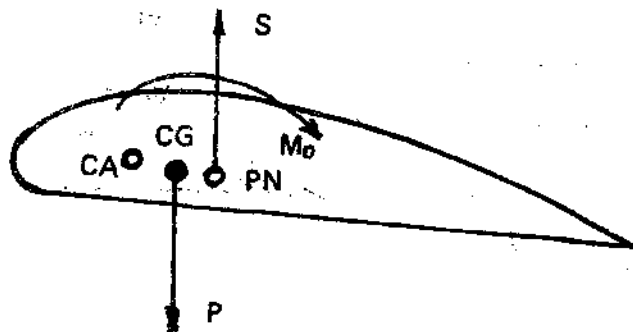
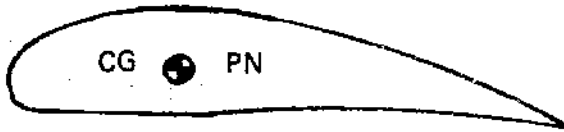
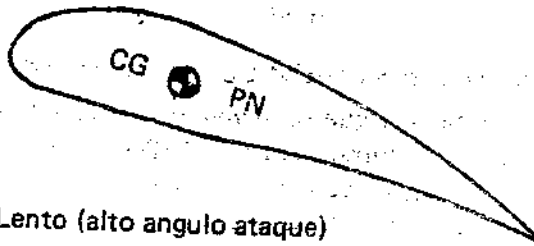


Figura 7

Si el CG Centro de Gravedad se halla ubicado en el PN la aeronave será neutralmente estable (Fig. 8).



Crucero (bajo angulo ataque)



Vuelo Lento (alto angulo ataque)

Figura 8

Si el PN se ubica por delante del CG la aeronave será inestable (estabilidad negativa). La única condición de estabilidad es que el PN se halle ubicado detrás del CG.

La posición vertical del CG también afecta la estabilidad de la aeronave, moviendo el CG hacia abajo, se la grega estabilidad (Fig. 9). (Diseño ala alta).

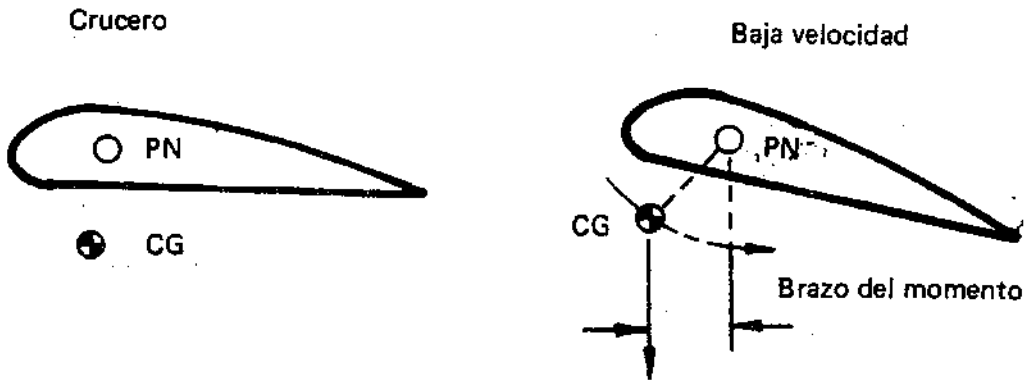


Figura 9

El nuevo brazo de momento entre el CG y el PN introduce un momento de picada, que sube a medida que se incrementa el ángulo de ataque. Si el CG se ubica por encima del punto neutral PN (Diseño de ala baja) el efecto es de inestabilidad (Fig. 10), en este caso al incrementarse mucho el ángulo de ataque, el CG tiende a levantar la nariz del avión.

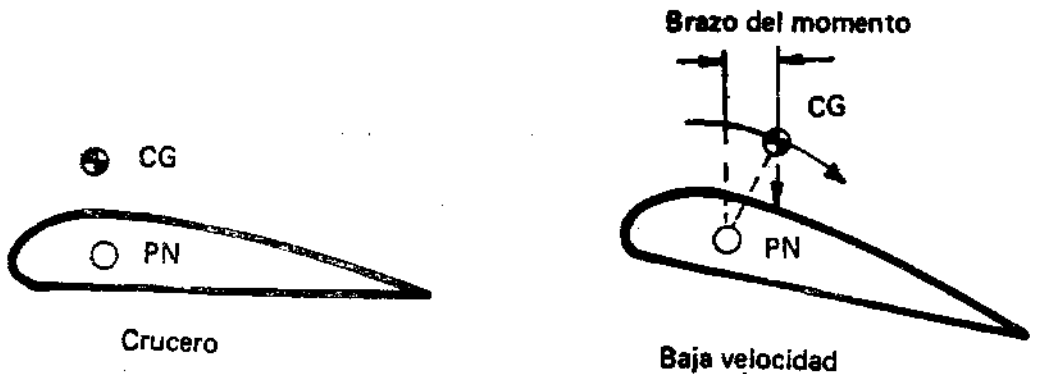


Figura 10

Límites del Centro de Gravedad

A menos que una aeronave esté diseñada con su CG alineado con el asiento del piloto, la ubicación del mismo cambiará al modificarse el peso del piloto. Si el asiento está muy cercano al CG la aeronave podrá manejar un rango muy amplio de peso del piloto, sin hacerse inestable ó incontrolable. Si el asiento se halla lejos del CG habrá que agregar lastre para llevar el CG dentro de la zona de estabilidad.

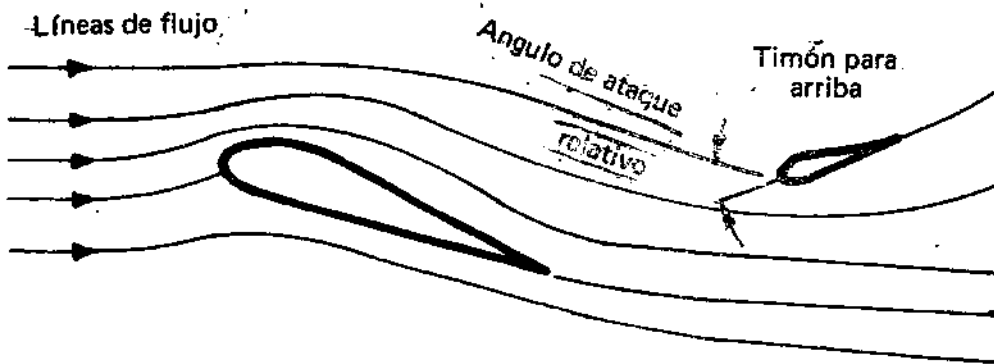
Suponiendo que el tanque de combustible se halla ubicado en el CG (esto es, a medida que se va consumiendo combustible, no se afecta la ubicación del CG) la única consideración es la concerniente al peso del piloto.

En una aeronave, donde el asiento del piloto está ubicado delante del CG de la aeronave vacía, un piloto liviano significará un movimiento del CG hacia atrás, mientras que uno pesado desplazará el CG hacia adelante.

En el caso del piloto liviano se puede agregar lastre en la nariz del avión, para llevar el CG hacia la región de estabilidad.

Para el caso del piloto más pesado se obtendrá obviamente una máquina mas estable, sin embargo el peso máximo permitido se ajustará para que el CG se mantenga dentro de los límites de la región de estabilidad.

El máximo adelantamiento permitido del CG estará determinado por la capacidad del timón de profundidad de balancear el máximo coeficiente de sustentación.



LINEAS DE FLUJO EN AIRE LIBRE

Antes de continuar es conveniente mencionar el llamado "efecto suelo", que es el que experimenta una aeronave en las proximidades del mismo. Este efecto se visualiza en la figura 11.

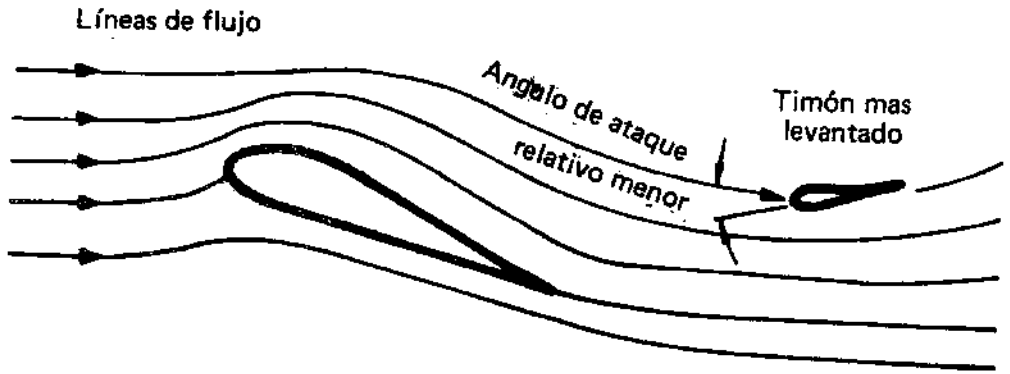


Figura 11

LÍNEAS DE FLUJO CON "EFECTO SUELO"

Por acción del suelo se reduce la inclinación del flujo de aire detrás del borde de fuga del ala, haciendo que el timón de profundidad tenga un ángulo de ataque menos negativo, con la consiguiente reducción en la fuerza de sustentación de la cola.

Esta situación se puede compensar; ya sea aumentando la superficie de cola ó por medio de un mayor ángulo de deflexión en el timón de profundidad.

De hecho, el diseño de la cola se hace para estas condiciones.

Resulta obvio que en las proximidades del suelo la capacidad del timón de profundidad para equilibrar la sustentación máxima se ve limitada.

Es por ello que el máximo adelantamiento del CG. estará determinado por la capacidad del timón de profundidad en las proximidades del suelo. Fig. 12.

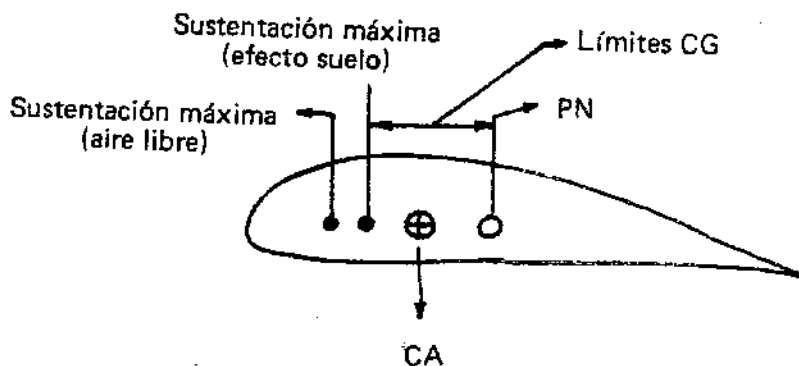


Figura 12

Resumiendo, la ubicación del CG está limitada hacia atrás por la ubicación del punto neutro PN y hacia adelante por la capacidad del timón de profundidad en condiciones de efecto suelo.

Entre estos dos puntos está la región conocida como "Margen estático".

La distancia entre estos dos puntos, como regla es de no menos del 10% de la cuerda media aerodinámica, lo que se vé en la Fig. 12.



Las discusiones anteriores sobre estabilidad se basaron en que el piloto mantiene en su mano la palanca de comando, lo que se conoce realmente como estabilidad longitudinal estática con palanca de mando en operación.