

# Equilibrio y estabilidad

ANTONIO TORRES FERRER,  
Comandante I.A.

## INTRODUCCION

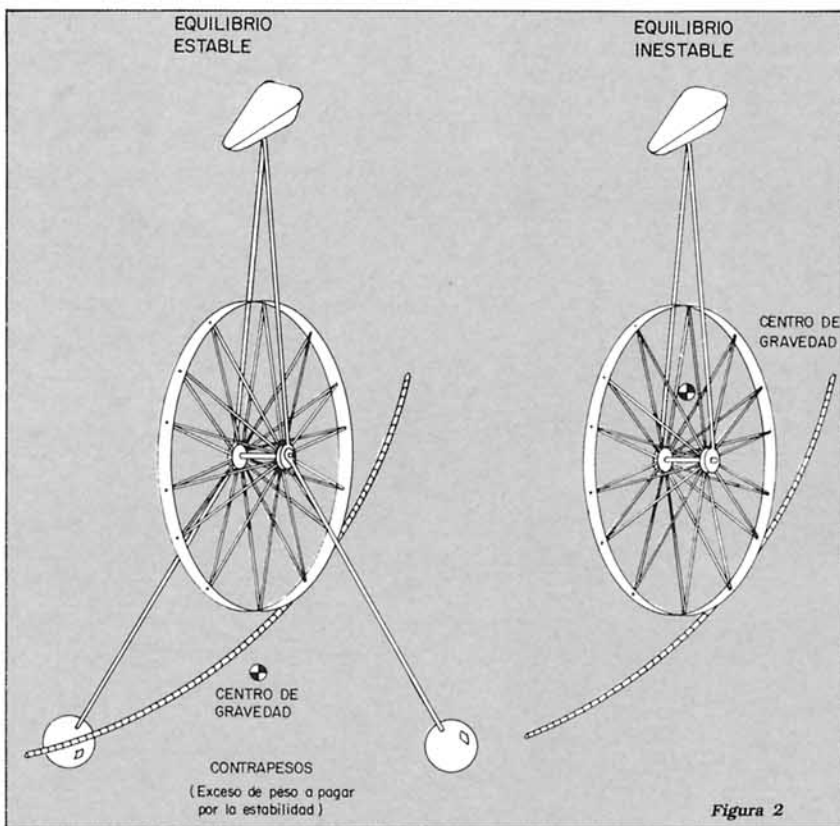
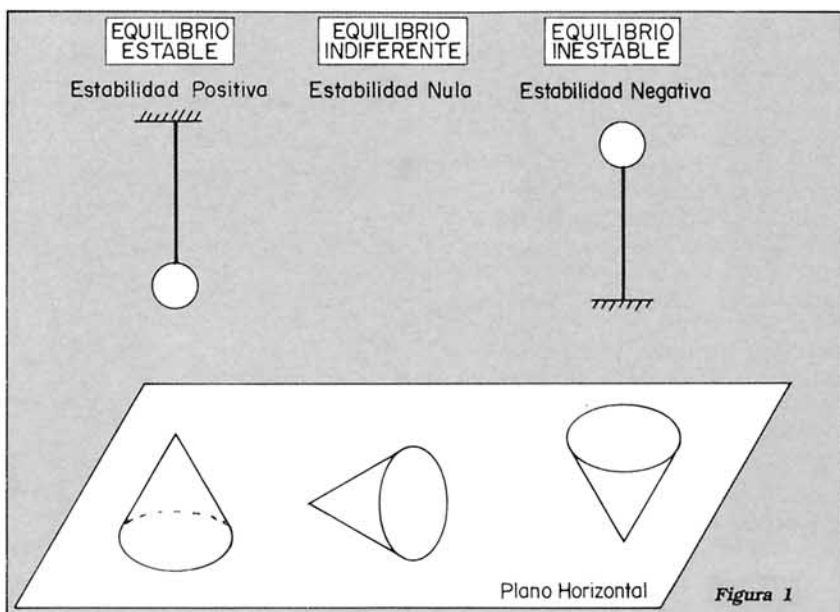
**A**ÑO 875. La España árabe. En Córdoba, el médico andaluz Abbas ibn-Firnas se cubre de plumas, se pone un par de alas y se arroja desde una altura; vuela cual si fuera un pájaro, pero se estrella en el aterrizaje. Cuentan las crónicas que la reducción de datos de su vuelo realizada por él mismo dio como resultado que al no haber caído (en la cuenta) de que las aves se posan apoyándose en la cola, no se había provisto de ella. Quizás pueda deducirse de este vuelo el papel equilibrador de la cola, que por cierto todas las aves poseen desde al *Archaeopteryx* del Jurásico, así como intuirse la ley de la gravedad.

En el siglo XVII Besnier fracasa en su vuelo por el mismo motivo: falta de cola, que como indica a posteriori sirve para sustentar y dirigir a la persona que vuela. Se observa aquí, al menos teóricamente, ya que no hay constancia de que lo volviera a intentar en la práctica, un doble cometido de la cola: equilibrador y órgano de mando.

Pasando ya el siglo XIX, en 1871, el planóforo de A. Penaud, un modelo de monoplano de 50 cm., propulsado por hélice con motor de gomas, realiza el primer vuelo de aeronave con estabilidad inherente, demostrando otra función de la cola, que en este caso actúa además como estabilizador.

No obstante, el equilibrado, la estabilidad y el mando o control, pueden conseguirse de diversas maneras y no únicamente mediante la disposición de la cola como se verá a lo largo del artículo. De ahí que resulten familiares aviones tipo delta o "canard" que poseen estas características sin la citada "extremidad".

En lo que sigue nos referiremos al equilibrio y estabilidad longitudinales, que tienen lugar en el plano de simetría del avión.



## EL EQUILBRADO Y LA ESTABILIDAD

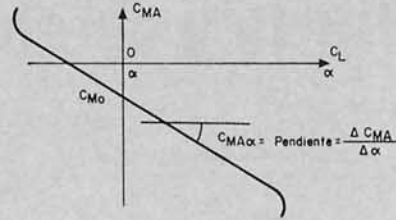
De las varias acepciones que se encuentran en el diccionario del término equilibrado, la que más conviene a nuestro caso es la referente a la Física: equilibrio es el estado de un cuerpo en el que la resultante de las fuerzas ejercidas sobre él es nula, así como la resultante de los momentos.

La estabilidad es, en cambio, la propiedad del cuerpo que vuelve a su estado de equilibrio una vez que ha sido separado de él.

Y en vez de fijarnos en la clásica figura 1 del péndulo o del cono en equilibrio estable, inestable o indiferente, mejor será observar la número 2, en la que quiere representarse el monociclo que en los circos se mueve sobre la maroma, pues quizás tiene más relación con la aeronáutica por dos motivos, sin olvidar que los hermanos Wright comenzaron en un taller de bicicletas:

a) En ella se observa que la estabilidad del equilibrio depende de la posición del centro de gravedad (bajo estable, alto inestable) igual que veremos ocurre en los aviones (avión estable si el centro de gravedad está por delante de cierto punto e inestable si está por detrás).

b) También se destaca en esta figura el incremento de peso que hay que pagar por la estabilidad.



La ecuación de la recta será:

$$CMA = C_{Mo} + CMA_{\alpha} (\alpha - \alpha_0)$$

$C_{Mo}$  es independiente del punto de reducción

$CMA_{\alpha}$  depende del punto de reducción.

$\alpha_0$  es el ángulo de ataque de sustentación nula.

$C_{Mo}$  es negativo (a picar) en perfiles de curvatura positiva



$C_{Mo}$  es cero en perfiles sin curvatura o simétricos



$C_{Mo}$  es positivo (a encabritar) en perfiles de curvatura negativa

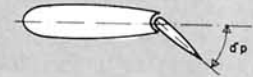
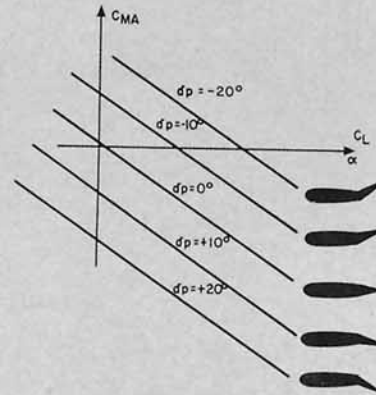
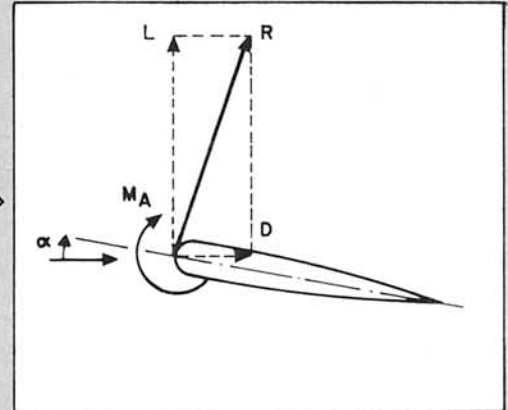
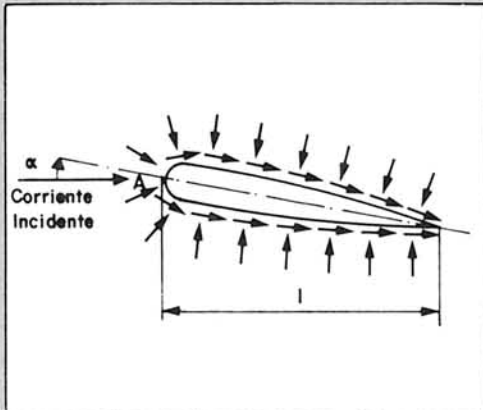


Figura 4



$$L = \frac{1}{2} \xi S V^2 C_L$$

$$D = \frac{1}{2} \xi S V^2 C_D$$

$$MA = \frac{1}{2} \xi S V^2 l C_{MA}$$

$C_L$ : Coeficiente de Sustentación, función de  $\alpha$

$C_D$ : Coeficiente de Resistencia, función de  $\alpha$

$C_{MA}$ : Coeficiente de Momento de Cabeceo, función de  $\alpha$  y del punto de reducción A

$\xi$ : Densidad del Aire

S: Superficie de referencia

V: Velocidad del aire

l: Cuerda del perfil

Figura 3

Deshacerse de este peso es una más de las ventajas que hacen que en la actualidad, cuando la tecnología lo permite, se construyan aviones inestables.

### FUERZAS Y MOMENTOS EN EL ALA

El sistema de fuerzas de presión y fricción que actúan en cada punto del perfil de ala de la figura 3 puede reducirse en un punto A a una fuerza resultante R y a un momento MA.

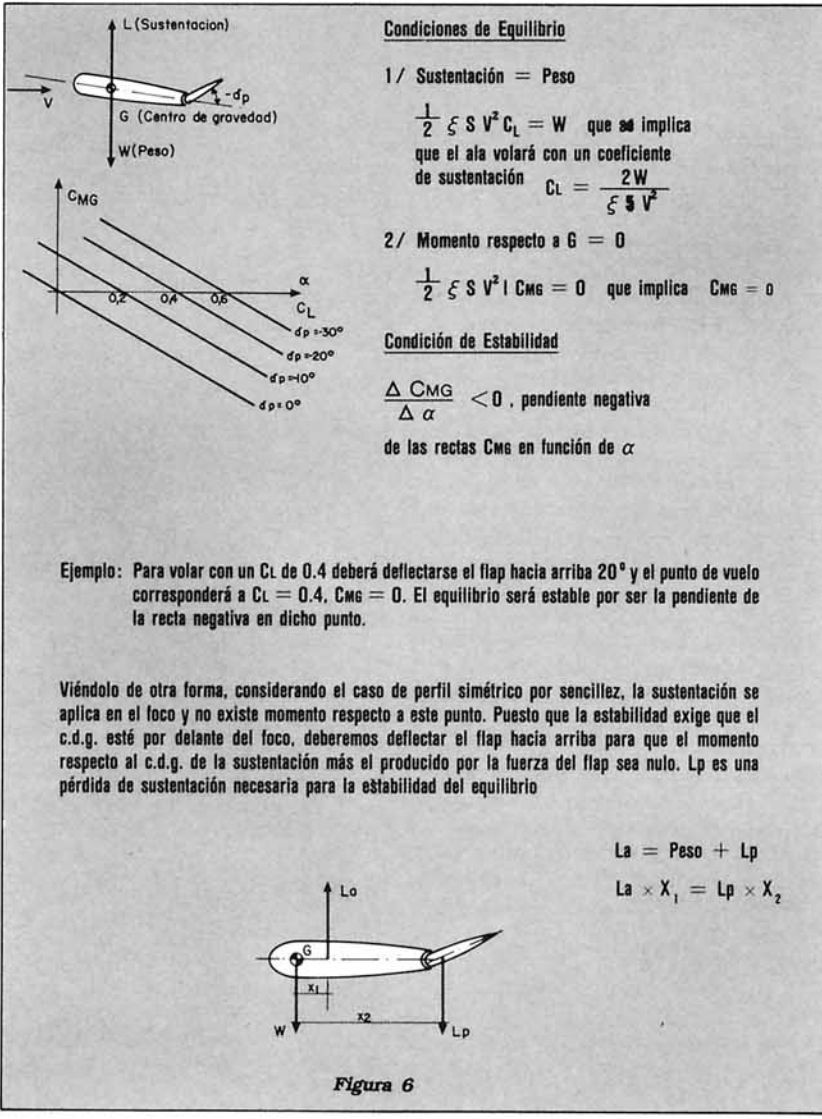
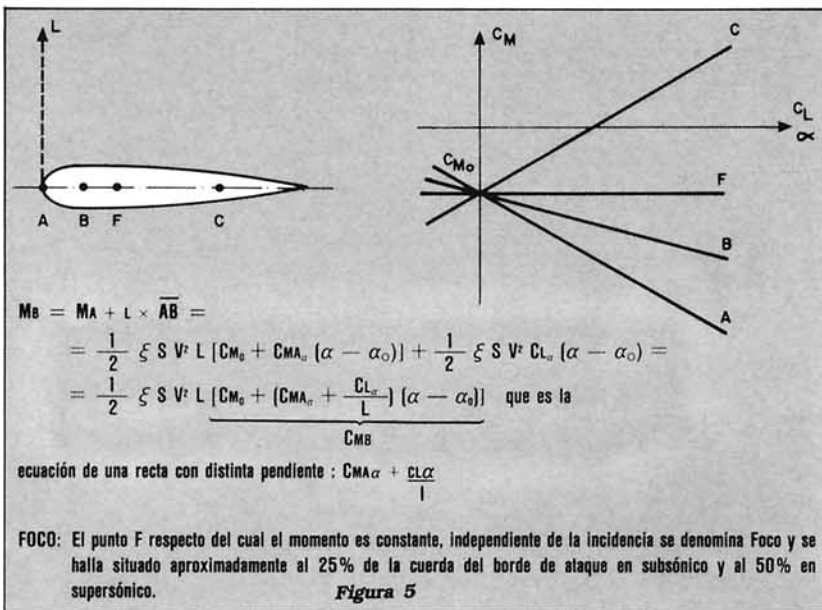
La resultante R se descompone generalmente en las direcciones paralela y perpendicular a la corriente de aire incidente siendo estas componentes respectivamente la resistencia D y la sustentación L. Por su parte, MA se conoce con el nombre de momento de cabeceo.

Tanto la sustentación como la resistencia dependen de la densidad y velocidad del aire, del ángulo de ataque y de la forma del perfil, pero son independientes del punto de reducción A. El momento, en cambio, además de depender de estos mismos factores, es función del punto de reducción considerado. Sus expresiones se indican en la misma figura 3.

Salvo para grandes incidencias, como se observa en la figura 4, el coeficiente del momento  $C_M$  es lineal con el ángulo de ataque  $\alpha$  o con el coeficiente de sustentación  $C_L$ . La pendiente de esta recta  $C_{MA}$  depende esencialmente del punto respecto del cual se toman los momentos. Para el ángulo de sustentación nulo  $\alpha$ , la resultante L será cero, pero el momento será el correspondiente a  $C_{M0}$ , independiente del punto de reducción, siendo de sentido a picar en perfiles de curvatura positiva, a encabritar en perfiles de curvatura negativa y nulo en perfiles simétricos. En la misma figura 4 se representan el efecto del posicionamiento de un flap de borde de salida en dicho perfil.

### CAMBIO DEL PUNTO DE REDUCCION. FOCO O CENTRO AERODINAMICO

En lugar de reducir el sistema de fuerzas de la figura 3 al punto A, podemos reducirlo a otro punto B, aplicando el teorema de la mecánica



racional que indica que el momento en B sería el momento en A más el momento de la resultante R situada en A respecto a B. En la figura 5 se observa el efecto del cambio del punto de reducción en las curvas que representan el coeficiente de momento  $C_M$  en función de la incidencia  $\alpha$ . Equivale en definitiva a un cambio en las pendientes de estas rectas.

Existe por tanto sobre el perfil un punto F respecto del cual el momento es constante. Este punto se denomina Foco o Centro Aerodinámico.

El sistema de fuerzas, reducido al foco, equivaldrá a una resultante y a un momento constante, independiente de la incidencia, por lo que el centro aerodinámico puede definirse también como el punto del perfil donde se aplican los incrementos de sustentación producidos por incrementos del ángulo de ataque, puesto que de este modo, el momento será constante.

### CONDICIONES DE VUELO DE UN PERFIL, ALA VOLANTE O AVION SIN COLA

Para que un ala pueda volar en vuelo horizontal, se deben cumplir dos condiciones. La primera es la de equilibrio y la segunda, necesaria si queremos evitarle al piloto la tarea de controlar en cada instante la máquina, la estabilidad.

La condición de equilibrio exige en el plano vertical que la sustentación iguale al peso, que el empuje contrarreste la resistencia y que el momento respecto al centro de gravedad (o cualquier otro punto) sea nulo.

La estabilidad (1) obliga a que si el equilibrio es perturbado, las fuerzas y momentos producidos por esta causa tiendan a regresarlo a su posición. Aplicada esta condición al movimiento de cabeceo expresa que si por cualquier causa el perfil sufre un incremento de ángulo de ataque, el incremento de momento respecto al centro de gravedad producido sea negativo, es decir tienda a hacer picar al ala, disminuyendo el ángulo de ataque. Esto equivale a que la pendiente de la curva que representa

(1) Sólo se tratará la estabilidad estática y se supondrá el caso de mando fijo, en que el piloto o los mandos irreversibles mantienen constante la posición de las superficies de mando.

Figura 7

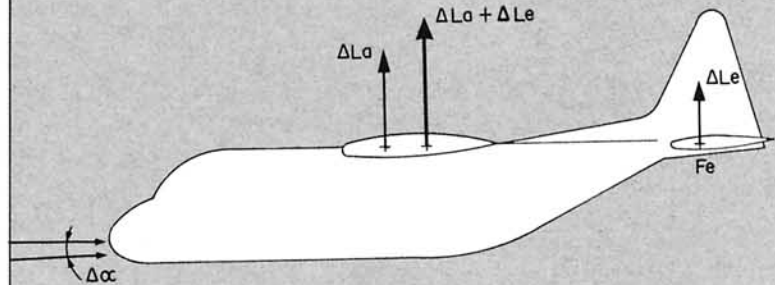
Fo : Foco del ala.

Fe : Foco del empenaje.

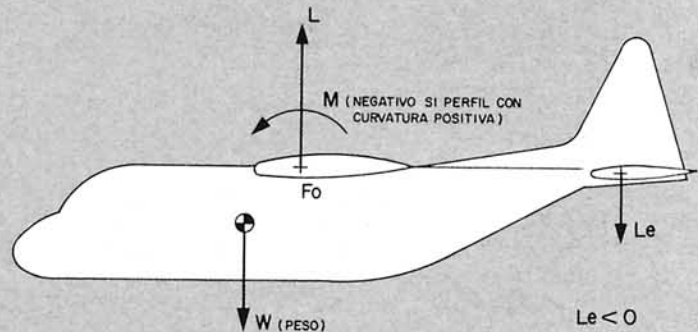
$\Delta L_o$  : Incremento de sustentación del ala debido a un  $\Delta \alpha$ .

$\Delta L_e$  : Incremento de sustentación del ala debido a un  $\Delta \alpha$ .

F1 : Foco del avión (se desprecia el efecto del fuselaje) donde se aplica la resultante  $\Delta L_a + \Delta L_e$ .

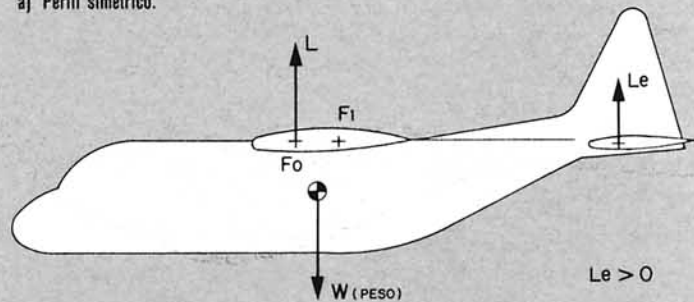


Caso del avión centrado por delante del foco del ala Fo.

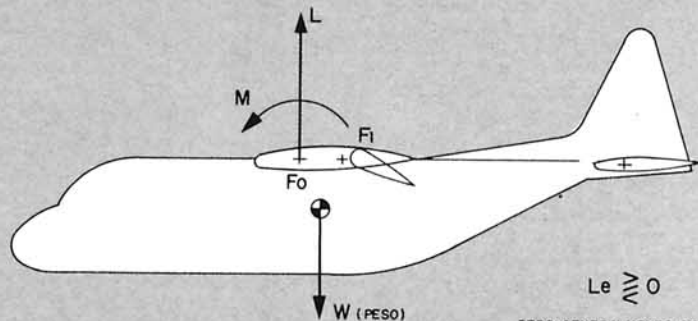


Caso del avión centrado entre el foco del ala y el del avión:

a) Perfil simétrico.



b) Perfil con curvatura positiva o flaps abajo.



PERO GENERALMENTE SERA MENOR QUE CERO

el coeficiente de momento respecto al centro de gravedad en función de la incidencia sea negativa,  $\Delta C_{MG} / \Delta \alpha < 0$ , o lo que es lo mismo, que el centro de gravedad esté por delante del centro aerodinámico. De esta forma, los incrementos de sustentación, producidos por el aumento de incidencia, aplicados en el foco, dan momento negativo, a picar, respecto al centro de gravedad.

En la figura 6 se representan estas dos condiciones. La solución del vuelo consiste en que el perfil disponga de curvatura negativa (conseguida por ejemplo mediante deflexión hacia arriba del flap de borde de salida) para que pueda equilibrarse, ( $C_{MG} = 0$ ), a un  $C_L$  positivo en equilibrio estable, (pendiente de la curva  $C_{MG}$  en función de  $\alpha$  negativa). También se observa en dicha figura que, puesto que el centro de gravedad debe estar por delante del foco, será necesaria una carga equilibradora del flap hacia abajo, penalización que debe pagarse por volar en equilibrio estable en este tipo de aviones sin cola.

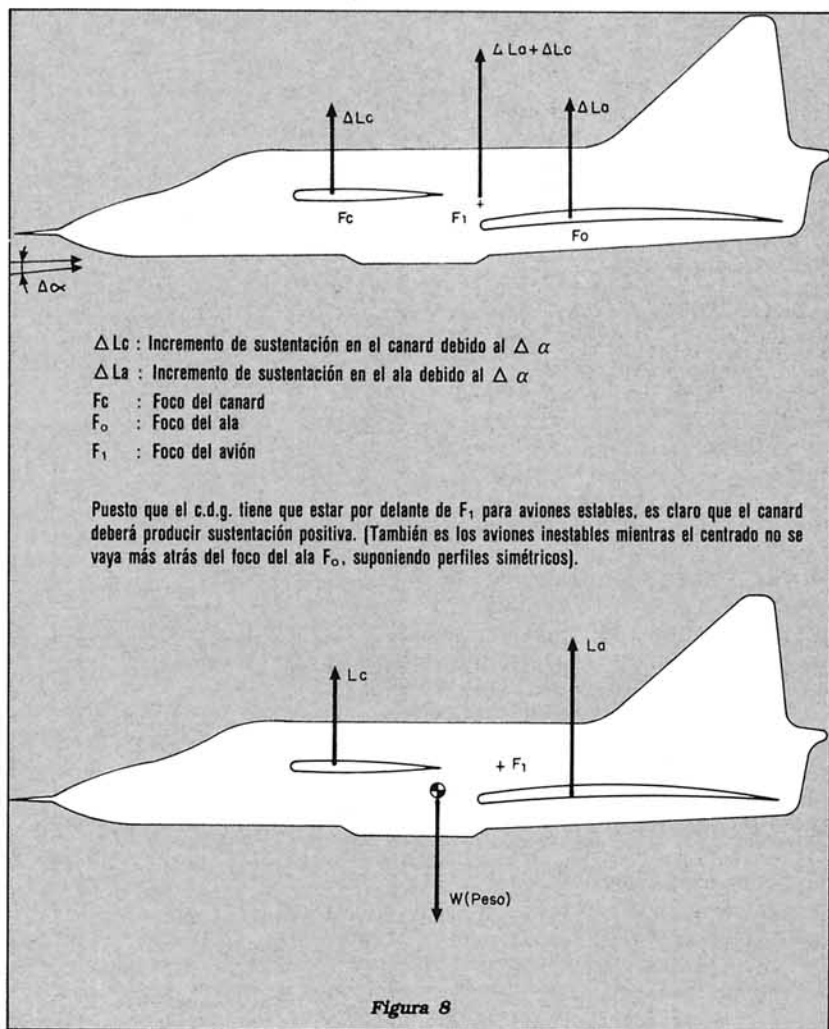
Se ve el papel del flap de borde de salida o elevón como equilibrador y órgano de mando, pues puede crear momentos que alteren el equilibrio. En cambio no se advierte función estabilizadora. La estabilidad existe porque el centro de gravedad está por delante del foco.

## EL AVION CONVENCIONAL CON COLA

Al igual que para el perfil o ala volante, existe un punto en el avión donde se aplican los incrementos de sustentación producidos por incrementos de ángulo de ataque denominado foco del avión (2). Este punto,  $F_1$  en la figura 7, se encuentra más atrasado que el foco del ala, aproximadamente en los alrededores del 50% de la cuerda. La condición de estabilidad es de nuevo que el centro de gravedad esté por delante del foco  $F_1$ .

En la misma figura 7 se indican los casos de aviones centrados por delante del foco  $F_0$  del ala y entre éste y el foco del avión  $F_1$ . En el primer caso, la cola debe producir

(2) Nos referimos al foco del avión con mandos fijos, sin hablar del foco con mandos libres ni de los puntos de maniobra.



$\Delta L_c$  : Incremento de sustentación en el canard debido al  $\Delta \alpha$

$\Delta L_a$  : Incremento de sustentación en el ala debido al  $\Delta \alpha$

$F_c$  : Foco del canard

$F_o$  : Foco del ala

$F_1$  : Foco del avión

Puesto que el c.d.g. tiene que estar por delante de  $F_1$ , para aviones estables, es claro que el canard deberá producir sustentación positiva. (También es los aviones inestables mientras el centrado no se vaya más atrás del foco del ala  $F_o$ , suponiendo perfiles simétricos).

una sustentación negativa y en el segundo, si el perfil del ala fuera simétrico, positiva. Como normalmente el perfil del ala es de curvatura positiva y si consideramos por otra parte el caso de flaps abajo, que crean momentos a picar respecto del centro de gravedad, también en estos casos la cola debería producir generalmente sustentación negativa. De ahí, que se diga, aunque no sea absolutamente exacto, que en los aviones estables, el estabilizador horizontal sustenta siempre hacia abajo.

Vemos pues que la cola es un equilibrador y órgano de mando; como además retrasa el centro aerodinámico del ala, suele llamarse estabilizador por este efecto.

## EL AVION "CANARD"

Igual que en el caso anterior, en la figura 8 se representa un avión

de configuración "canard". El foco del avión continúa siendo el punto donde se aplican los incrementos de sustentación del ala y del "canard" producidos por incrementos de ángulo de ataque. Una vez más, la condición de estabilidad es que el centro de gravedad se halle por delante del foco.

Se observa también que el "canard" siempre debe producir sustentación positiva para equilibrar, lo que es una ventaja en este tipo de aviones.

El "canard" es en este caso un equilibrador y órgano de mando y, a la vez, un desestabilizador por adelantarse el foco del ala.

## RESUMEN

La estabilidad se consigue disponiendo el centro de gravedad por delante del centro aerodinámico. Arquímedes diría: dadme masa y

brazo de palanca y haré estable cualquier avión. Con este sistema, efectivamente se conseguirían aeronaves "mucho más pesadas que el aire". Existen otras soluciones.

## ESTABILIDAD VERSUS INESTABILIDAD

En 1909, Orville Wright, en carta a Wilbur expresaba que la dificultad de manejar su aparato era debida a que el "rudder", —se refería al plano horizontal— estaba por delante, lo que hacía difícil de mantener el vuelo a nivel. Razón tenía, pues su avión era estáticamente inestable y exigía un control continuo instantáneo por parte del piloto. Los aviones eran difíciles de volar y además peligrosos. En el primer informe anual del NACA de 1915 se indica la necesidad de dotar a los aviones de estabilidad inherente, a la vez que se disponga de la suficiente flexibilidad y control para mantener una senda de vuelo deseada.

La estabilidad está reñida evidentemente con la maniobrabilidad y al inicio de la aeronáutica hubo dos escuelas:

— La de los Wright que construyeron aviones inestables hasta aproximadamente 1908.

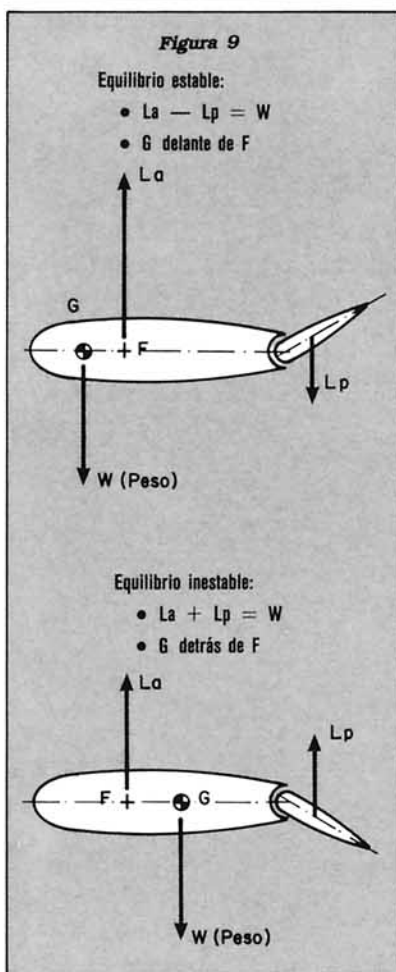
— La de ingenieros europeos y americanos que defendían una estabilidad inherente para los aviones.

Ambas filosofías tenían sus ventajas e inconvenientes en aquella época; pero se impuso la segunda debido fundamentalmente a su superioridad en cuanto a seguridad y facilidad de pilotaje, con las derivadas de menor tiempo de entrenamiento de pilotos, etc... Además, al aumentar las actuaciones de los aviones y las tareas del piloto resultó prácticamente imposible el volar aviones inestables.

Es en la década de los 70 cuando gracias a los computadores, a los que puede encargarse el control continuo del avión, vuelven a ponerse de manifiesto las ventajas de los aviones inestables y se vuelve a la filosofía inicial de los Wright.

Enunciaremos brevemente estas ventajas indicando previamente la general de maniobrabilidad común para todos los tipos de avión:

a) Ala volante. Avión de ala delta sin cola.



Estos aviones se ven libres de la sustentación negativa del elevón que exige el vuelo estable, ver figura 9. Al poder situar el centro de gravedad detrás del foco, el elevón deberá deflectarse hacia abajo para conseguir el equilibrio, por lo que a incidencia dada tendremos más sustentación. Es evidente la ventaja que ello supone en la velocidad de aterrizaje para estos aviones, en que la incidencia está limitada a un valor máximo de unos  $12^\circ$  por posibilidad de tocar tierra con su parte trasera. A incidencia dada, mayor sustentación implica menor velocidad.

Otra ventaja, aplicable no sólo a este tipo de avión, se produce en el caso supersónico; que el avión sea estable en subsónico impone una penalización en supersónico: puesto que el foco se retrasa, si no se varía el centro de gravedad, habrá que deflectar los elevones hacia arriba una gran cantidad para equilibrar, lo que produce aumento de resistencia, tan prohibitiva en algunos

casos que hay que recurrir al trasvase de combustible para retrasar el centraje en supersónico. La ventaja que supone el volar inestable en subsónico salta a la vista.

b) Avión de configuración convencional con cola

Si se permite la inestabilidad, puede reducirse el tamaño del empenaje horizontal, que no debe sustentarse hacia abajo tanto, o el del ala si el empenaje produce sustentación positiva, lo que implica disminución de masa y resistencia y por tanto de empuje necesario o del consumo en definitiva menor masa del avión.

c) Avión "canard"

El avión "canard" en configuración estable tiene en general un margen mucho más pequeño de centraje que el de configuración convencional para mismo tamaño y brazo de empenaje; el centraje no puede retrasarse mucho porque el "canard" adelanta el foco del ala. En inestable desaparece esta desventaja; además el centro de gravedad puede situarse en la posición óptima para obtener la mejor relación sustentación/resistencia, sin la penalización de disminución en la sustentación máxima que tienen, sobre todo, los aviones delta debido a la necesidad de disponer de control suficiente para recuperar grandes ángulos de ataque.

c) Aviones con cargas externas

Las cargas externas son generalmente desestabilizantes y desde el diseño del avión se está constreñido por esta razón, lo que obliga a diseñar equipos de suspensión que adelanten las cargas. Dada la gran variedad posible de cargas externas, se deduce la ventaja de poder volar en inestable.

## CONCLUSION

Gracias a los computadores y a la rapidez con que la información se distribuye por todos los sistemas y equipos del avión, pueden conseguirse todas las ventajas derivadas de la posibilidad de volar aviones inestables sin merma de la seguridad. Esperemos que esta seguridad vaya en aumento y que nadie tenga que decir nunca que le faltaba la cola como el médico andaluz. ■