

# INTRODUCCION A LA AERODINAMICA

(información extraída de la web del club de veleros de Asturias)

## 1.- ¿Cómo puede volar?

Examinando el esquema de una cometa en equilibrio, enganchada a un hilo, veremos que hay un equilibrio entre las fuerzas que sobre ella actúan, como se puede comprobar con la ayuda de la figura nº 1 en donde se realiza una descomposición geométrica simple.

La cometa en este caso, es una superficie plana inclinada con respecto a la dirección del viento.

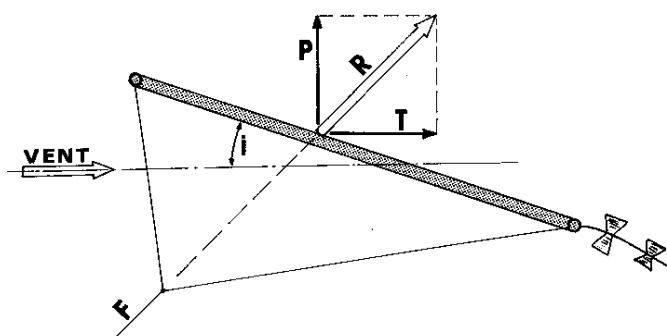


Figura nº 1

Una de las fuerzas, es la que nosotros ejercemos tirando del hilo que llamaremos **F** y que actúa en la dirección del citado hilo. La otra que ha de equilibrarla será de igual intensidad y de dirección contraria según nos dice la física. La llamamos **R**.

Esta última se puede descomponer en dos: La **P** vertical llamada de sustentación y la horizontal ( de igual dirección que el viento) que llamaremos **T**. resistencia al avance.

La fuerza **P** es la " útil " la que soporta el peso del ingenio, y la **T** es la parásita que no se puede evitar pero que siempre se tratará de minimizar.

El ángulo de incidencia "i" que forma el plano de la cometa con la dirección del viento, tenderá a disminuir con viento fuerte al conseguir una sustentación suficiente. Lo contrario sucederá con viento flojo en donde aumentará para obtener más sustentación. Si el viento disminuye más, el aumento de incidencia no será suficiente y será necesario para mantener la sustentación correr contra el viento.

Con un ala de avión o planeador, las cosas no son muy diferentes aunque en estas últimas se cuida más la sustentación mediante unos perfiles diferentes al simple plano de la cometa.

## 2.- Sustentación y resistencia.-

Aproximadamente, la presión sobre el plano inferior de la cometa supone 1/3 de la sustentación y la aspiración creada por el aire al pasar por encima, los 2/3 de la sustentación. Por eso en aerodinámica se trata de favorecer esta segunda fuerza muy especialmente.

Para simplificar, siempre que una capa de aire circula en " capas " como se ve en la fig. 2.1 si el plano es paralelo al aire la presión y depresión se igualan y por ello también sus efectos. Al inclinar la cometa, aumenta la relación entre la fuerza de aspiración y la que ejerce la presión, pero también la fuerza resistente T.

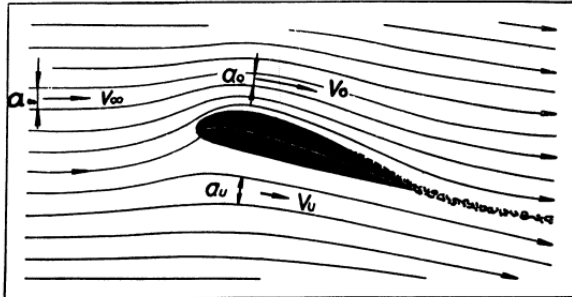


Figura nº 2.1

Esta resistencia es poco importante cuando la placa es paralela a la dirección del viento, aumentando con el ángulo de incidencia y la sustentación. Esta resistencia es el tributo a pagar para obtener la sustentación.



Figura nº 2.2

La inclinación de la placa no puede aumentarse indefinidamente, pues se producirán pronto fenómenos de turbulencia sobre el plano que restarán sustentación y aumentarán la resistencia al avance.

Una placa colocada frente al viento, ( ángulo de  $90^\circ$  ) no produce sustentación alguna y sí una enorme resistencia. Este caso solo tiene aplicación en los "aerofrenos" durante el momento de frenado en vuelo.

Se puede aumentar la sustentación curvando el perfil, como ya sabemos. Con la concavidad en la parte de abajo, la placa es ahora más portante con un ángulo de incidencia cero y hará falta darle una incidencia negativa para que la sustentación comience a ser nula. La resistencia será algo mayor que en el caso de la placa plana no obstante.

Lo dicho hasta aquí, nos conduce a establecer el concepto de " perfil del ala " que viene dado por una sección del ala paralela al eje del fuselaje.

### 3. - Los perfiles del ala.-

Hacia el 1800 George Cayley, británico, diseñó una cometa como la de la fig. 3.1 a la que le colocó unos planos como los de las flechas de arco y sin ningún hilo que tirara de ella, consiguiendo que el artefacto volara haciendo algunas cabriolas.

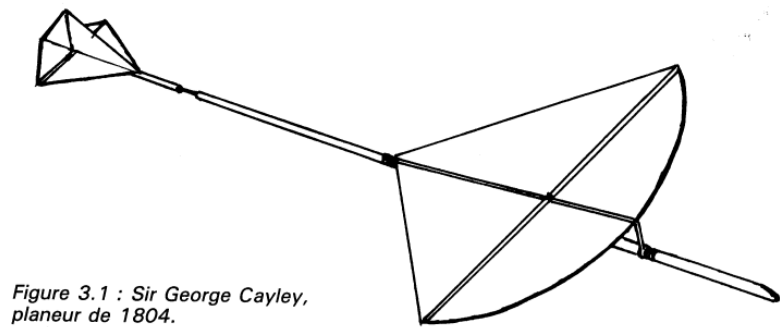


Figura nº 3.1

Cayley se percató de que con una cuidada colocación de los empenajes y una distribución de pesos para que el centro de gravedad ocupara una posición bien determinada, podía obtener un vuelo estable. El vuelo mejoraba al dar a las alas un diedro adecuado.

Ya se ha mencionado que curvando el plano se obtiene un ala más gruesa que mejora la sustentación, como sucede con los perfiles de ala de algunos U.L.M actuales.

Otro gran precursor inglés, Horatio Philips, había obtenido y ensayado desde 1884 perfiles gruesos y delgados que han inspirado a los pioneros de la aviación

También en los orígenes de la aviación tuvieron interés los perfiles de las alas de los pájaros.

De estos, se derivaron una serie de perfiles de aviones que durante una decena de años permitieron perfiles de excelentes cualidades de sustentación y resistencia como los de los aviones de la primera guerra mundial.

Fué la aparición del ala monoplano sin cables, la que ha obligado a engrosar los perfiles para obtener resistencia. Esta tendencia aún ha sido exagerada por los constructores de planeadores plásticos que utilizan perfiles muy gruesos.

### 3.1 Geometría de los perfiles

Utilizaremos la clasificación NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) que permite clasificar todos los perfiles conocidos y por venir.

El sistema NACA considera que un perfil está siempre constituido por dos parámetros:

- a) Un perfil de base biconvexo simétrico.
- b) Una línea media que puede ser:
  - Recta para el perfil de base.
  - Curva para los perfiles derivados del perfil de base. Fig. 3.9

Conociendo estos elementos, se pueden obtener todos los perfiles que se ven:

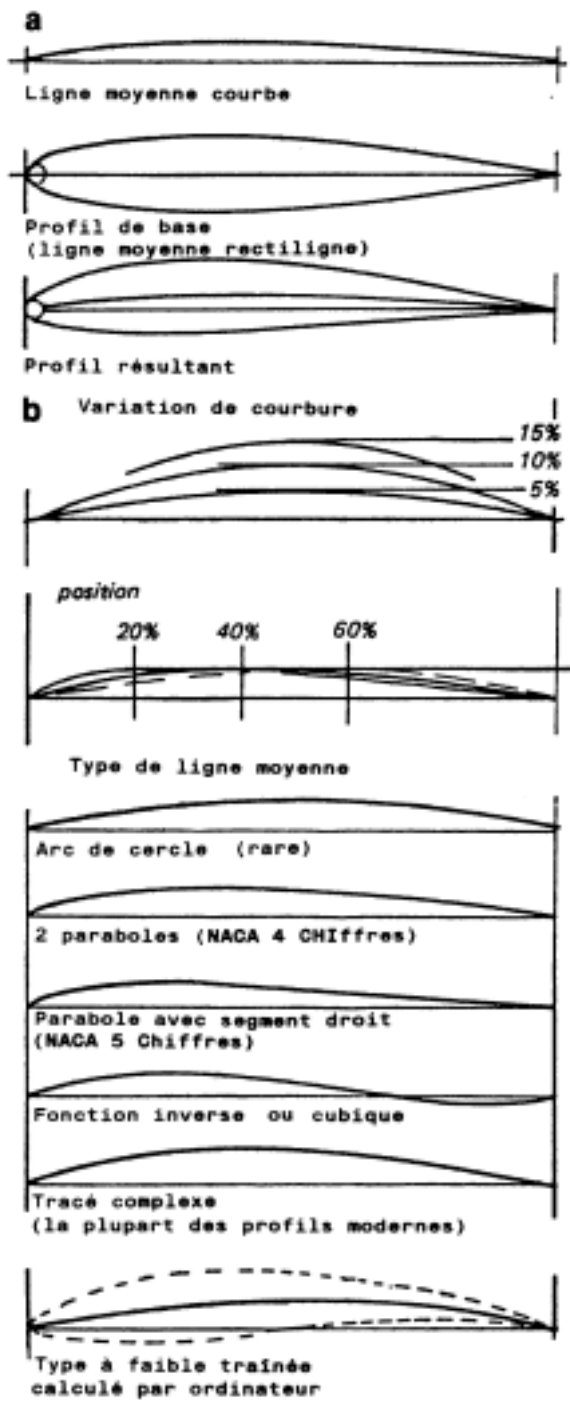


Figure 3.9 : géométrie de base des profils. Cliché MRA.

Figura nº 3.9

1. Variando la forma de la línea media por una curvatura más o menos pronunciada y una flecha mínima más o menos alejada del borde de ataque.
2. De otra parte montando alrededor de esta línea media perfiles de base, de diferente grosor y con el espesor máximo más o menos alejado del borde de ataque, con radio del borde de ataque más o menos grande (más o menos puntiagudo y con el borde de fuga más o menos agudo).

Por ejemplo, perfiles salidos de una misma línea media y de un perfil de base de la misma geometría pero de espesor diferente, tiene características idénticas en varios detalles.

Razonando sobre esto, evitaremos errores fundamentales: ¿ No has oído nunca decir: Utilizo un perfil **Clark Y** adelgazado o engrosado ?.

Casi seguro que el aeromodelista en cuestión ha conservado el intradós plano del **Clark Y** y ha multiplicado las ordenadas por un número mayor o menor que la unidad. Pues bién, este perfil será todo lo que se quiera salvo un **Clark Y**. R Fig. 3.10

Veamos donde está el error:

Trazamos el perfil normal y su línea media que será el eje de una serie de círculos internos al perfil que nos servirán de referencia. Multipliquemos los diámetros de estos círculos, por un número inferior a 1 para "adelgazar" el perfil.

Lo que obtenemos es el perfil de puntos (fig. 3.10) que ya no es plano sino cóncavo. Al multiplicar por un número mayor que 1, para obtener un perfil más grueso, obtenemos un perfil biconvexo disimétrico que ya no es el plano de partida.

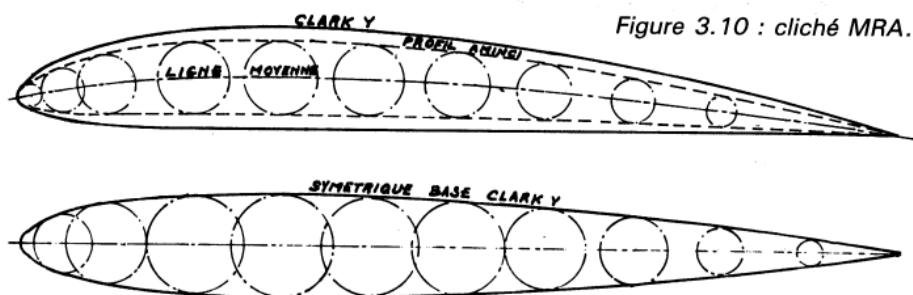


Figura nº 3.10

No obstante la aparente diferencia, los tres perfiles tienen características aerodinámicas semejantes con la misma sustentación si se les coloca con el mismo ángulo de incidencia.

También podemos, siguiendo con el juego, obtener un perfil simétrico con los círculos anteriores haciendo que la línea media sea ahora recta. fig. 3.10.

En resumen recordemos que hay tres categorías de perfiles:

1. Los de línea media recta, biconvexos simétricos que sirven de perfiles de base para otras construcciones.
2. Los de línea media cóncava, que engloban a todos los otros: biconvexos, disimétricos, planos y cóncavos.
3. Perfiles con línea media con doble concavidad o autoestables para aplicaciones en alas volantes por ejemplo. (Clark YS)

El perfil plano es un caso particular del perfil normal con el intradós plano para facilitar la construcción del ala.

Para la difusión y trazado de los perfiles, se utilizan fichas técnicas donde se facilitan datos para su trazado gráfico y curvas con parámetros que describen sus características aerodinámicas.

### 3.2 Definiciones utilizadas para los perfiles

Un perfil se traza a partir de una línea recta que puede estar dentro o fuera de él. Fig. 3.6



Figure 3.6

Figura nº 3.6

La inclinación de la línea de base con respecto a la línea que sigue la dirección del avión, da la **incidencia**.

Sobre esta línea de base, se encuentran los puntos **A** y **B** correspondientes a la cuerda del perfil. Fig. 3.7

La curva superior es el extradós y la inferior el intradós.

Trazando en varias zonas los puntos medios de las distancias entre el intradós y el extradós, obtenemos la **línea media** cuando se les une. Esta línea es de gran influencia en las características del perfil. Se puede considerar como el "esqueleto" del perfil.

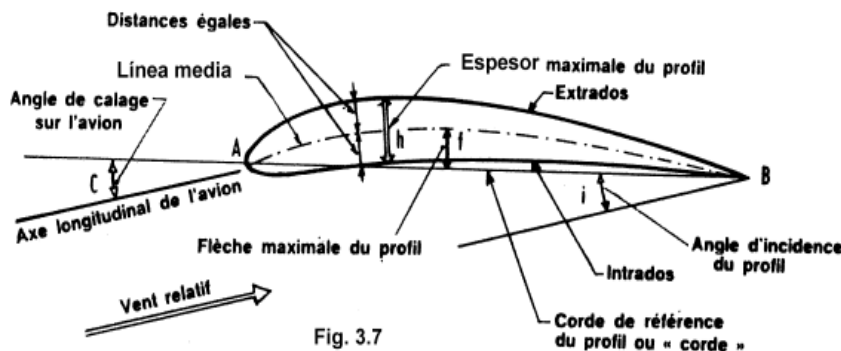


Fig. 3.7

Figura nº 3.7

La **flecha máxima** se traza entre la línea de base y la mayor distancia de esta a la línea media. Se da en porcentaje de la cuerda. El **espesor máximo** se da también en porcentaje de la cuerda.

Simplificando para mayor claridad, los perfiles se clasifican por familias así:

**Cóncavos.** Intradós cóncavo, extradós convexo. Línea media cóncava.

**Planoconvexos.** Llamados " planos " por su intradós rectilíneo en gran parte de la cuerda. Extradós convexo, línea media cóncava.

**Biconvexos asimétricos.** Intradós y extradós convexos, pero más marcado en el extradós. Línea media cóncava aunque a veces, poco marcada.

**Biconvexos simétricos.** intradós y extradós iguales y convexos. La línea media es recta.

### 3.3 Empleo general de los perfiles.

Se adopta el perfil en función del uso del aparato y de la facilidad de construcción:

Para vuelo libre donde no se necesita gran velocidad se adoptan los perfiles cóncavos, o en el límite de los planos.

Son siempre delgados de espesor, para disminuir la resistencia al avance.

Para veleros RC de utilización general, donde no se busque expresamente velocidad, se aplican **perfiles cóncavos** y con más frecuencia, planos donde el espesor es más importante que en los de vuelo libre.

Para veleros de gran velocidad. (F3B , duración velocidad, o vuelos en pendientes con fuerte viento, se emplean **perfiles planos o biconvexos asimétricos** en la parte delantera y **cóncavos** en la trasera del perfil.

Los aviones de inicio montan perfiles planos asegurando facilidad en la construcción y velocidad limitada.

Los biconvexos asimétricos, se montan en aviones de uso general, para manos expertas permitiendo altas velocidades de vuelo. Los simétricos les superan para vuelos acrobáticos.

Los simétricos tienen amplia aplicación en los empenajes. No consiguen la sustentación de los otros perfiles. (Cz)

La resistencia al avance, es proporcional al espesor del perfil. (Cx)

Las alas volantes emplean los llamados perfiles "autoestables" con la línea media tiene una doble curva: convexa hacia abajo en su parte delantera y convexa hacia arriba en su parte trasera.

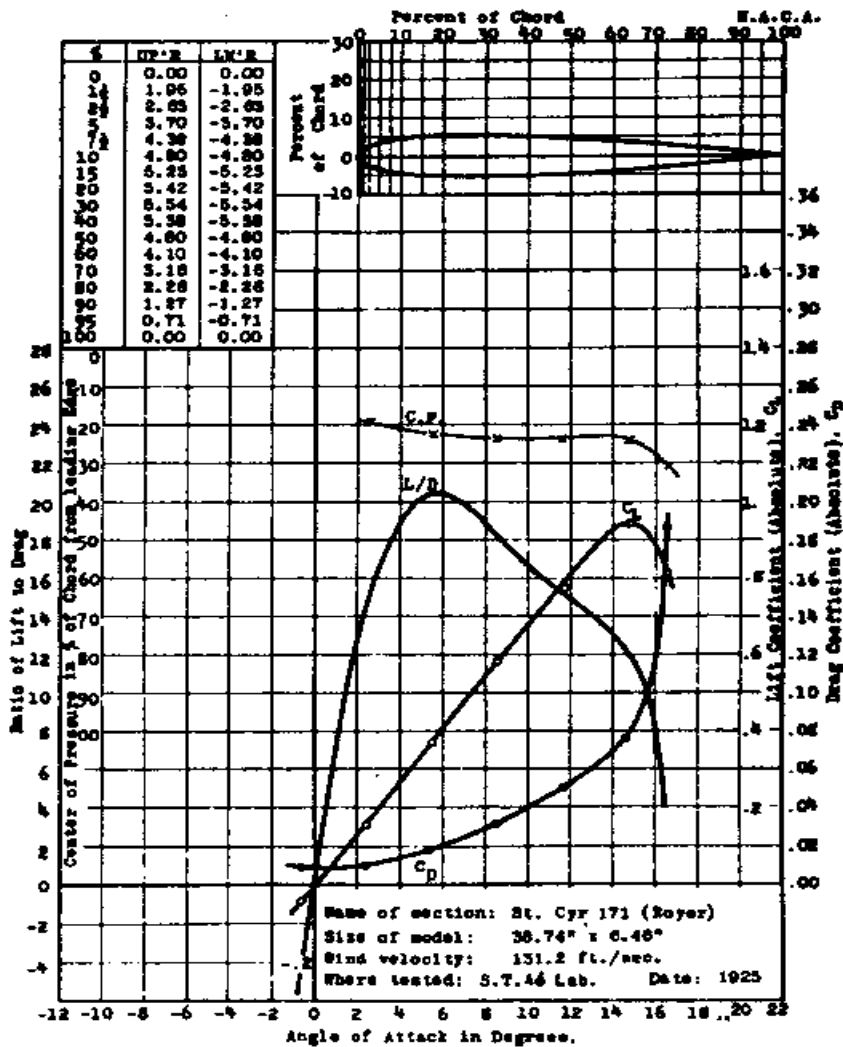
### 3.4 Presentación de los perfiles

No tiene mucho sentido extenderse en este punto puesto que todos disponemos o podemos disponer de algún programa de diseño de perfiles con salida por impresora.

Recordemos que se emplea el sistema de coordenadas X-Y para ir definiendo el perfil punto a punto con toda la precisión que deseemos.

No es recomendable si se puede evitar, el empleo de fotocopias si no se tienen garantías de una buena calidad en lo que se refiere a este tipo de deformaciones.





## ST.CYR 171 (Royer)

### 4.2 – UTILIZACIÓN DE LOS CATÁLOGOS DE PERFILES

#### 4.2.1- La sustentación

Las curvas que se muestran sacadas del "Libro de los perfiles para pequeños aviones" de M.S. Rice basadas en documentos de NACA para el perfil biconvexo simétrico ST-CYR 171 nos ayudarán a comprender lo que sigue:

Horizontalmente en la base del gráfico, vemos los ángulos de incidencia en grados, (ángulo de ataque) de  $-12^\circ$  a  $+22^\circ$  es decir, el ángulo que forma la línea de referencia del perfil con la dirección del aire.

Para un avión que vuela horizontalmente sobre un llano, sería el ángulo de la citada línea con respecto al horizonte.



A la derecha de la tabla, verticalmente vemos dos escalas la que está más a la derecha, pertenece al coeficiente de resistencia al avance  $C_x$  (Drag coefficient) muy empleado hoy por los diseñadores de automóviles. A su izquierda, está la escala del coeficiente de sustentación  $C_z$  aquí (lift coefficient) y luego están otras escalas que veremos luego.

Fijándose en la línea de abajo donde están los ángulos de incidencia y en la propia curva del  $C_z$  vemos lo que ya todos sabemos, que a  $0^\circ$  el coeficiente de sustentación es 0 (cero) en este caso de perfil simétrico y que a valores negativos del ángulo, la sustentación es negativa y lo contrario para los valores positivos.

El ángulo de sustentación nula en el que  $C_z = 0$  será aquel en que no sustenta el perfil y es variable para los distintos perfiles aquí es 0 grados como vemos. Con un ángulo de  $14,3^\circ$  se obtiene la máxima sustentación, (0,94) a partir de este ángulo, la sustentación cae con más o menos violencia según el tipo de perfil, las dimensiones y la velocidad del velero. Hablamos del fenómeno de desprendimiento de las capas de aire. Adelantemos, que si se produce el desprendimiento por ejemplo a los 15 grados de incidencia deberíamos de bajar este ángulo a 10 grados (seguimos con un ejemplo) para volver a entrar en el régimen laminar, es decir, a bastante menos del punto donde comienza el problema. Recordemos también que en este punto se produce a la par que el desprendimiento "brutal" una pérdida de velocidad que es importante sobre todo, en el aterrizaje donde necesariamente no hemos de bajar de una cierta velocidad y el aumento de incidencia puede provocar el desprendimiento.

#### 4.2.2 La resistencia al avance y sus consecuencias.

Cuando un perfil penetra en el aire con una incidencia de sustentación nula, no por eso deja de encontrar resistencia al avance, vemos que el  $C_x$  no es nulo puesto que el aire ha de pasar rozando desde el borde de ataque al de fuga con toda la cuerda del ala y en toda su longitud por eso vemos que en el caso del ejemplo, se tiene aprox. un  $C_x$  de 0,01 a un ángulo de  $0^\circ$ .

#### 4.2.3 La relación $C_z/C_x$

A la izquierda de nuestro gráfico, vemos una escala llamada "ratio of lift to drag" algo así como: Coeficiente de sustentación en relación a la resistencia. Esta escala que no se presenta normalmente en los gráficos, puede ser dibujada con facilidad a partir de las curvas de ambos coeficientes y dividiendo en cada punto los valores de estos coeficientes. La curva L/D representa estos resultados que dan lo que se llama "finura" de un perfil, es decir, su capacidad para penetrar en el aire. Cuanto más "fino" sea un perfil, menos empuje de motores necesitará por ejemplo.

No olvidemos no obstante, que la fineza del aparato lo da la combinación de otros elementos como el fuselaje, el motor, el tren de aterrizaje, los empenajes, etc. etc. No debemos de obsesionarnos demasiado por eso con las características del ala solamente.

#### 4.2.4 El desplazamiento del centro de empuje.

La sustentación y la resistencia al avance, no son las únicas cualidades típicas de un perfil, deseada la primera y negativa la segunda, sino que la mayor parte de los perfiles tienen también otro "defecto": La inestabilidad.

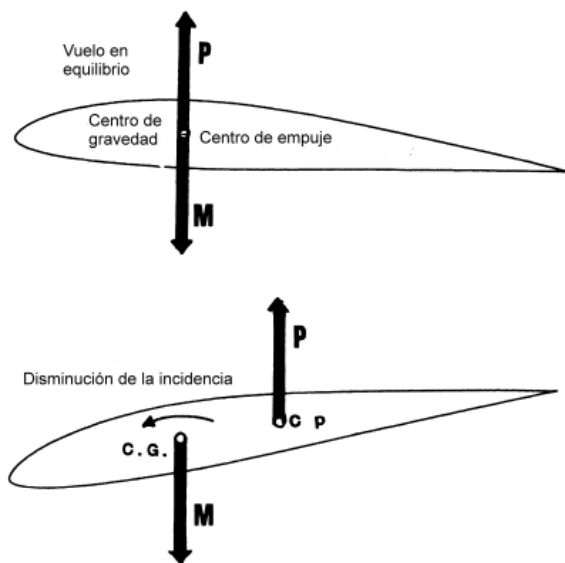
En efecto, un ala es incapaz de volar sola de manera estable aunque el centro de gravedad esté convenientemente situado. Se necesita utilizar un empenaje horizontal o estabilizador para mantener una trayectoria correcta.

Tienden a la inestabilidad o son sistemáticamente inestables la mayoría, con independencia de los llamados perfiles **autoestables** de aplicación muy conocida en las alas volantes. Estas alas, no pueden adoptarse con carácter general porque no tienen una gran sustentación, presenta mayor



resistencia al avance y no puede aplicárseles dispositivos hipersustentadores o aerofrenos pretendiendo que sigan con sus características de autoestabilidad.

Volviendo a los perfiles normales, ¿a qué es debido su inestabilidad? Vemos en esta figura el caso de un perfil que vuela en horizontal y con el peso y la sustentación aplicados en el mismo punto. La resistencia no interviene en este caso puesto que no tiene influencia. Vemos que el ala estaría en equilibrio. No hay esfuerzos que tiendan a encabritar ni a picar el ala ni por tanto, a variar el ángulo de incidencia. Bastará no obstante la presencia de una turbulencia o fenómeno similar, que haga variar momentáneamente la incidencia del ala, para que comience el desequilibrio al que podrá ponerse final según la mayor o menor tendencia del perfil en cuestión.



También conocemos la existencia de un momento de giro o picado que tiende a hacer que el ala comience a rotar. Un avión podría salir de esta situación de desequilibrio de que estamos hablando si tiene tendencia a recuperar la posición de vuelo horizontal. Haría falta para eso que en presencia de un aumento del ángulo de incidencia y consecuentemente de la sustentación, el centro de empuje se desplazara hacia atrás tirase del ala desde ese punto de retraso y consiguiera así una disminución del ángulo de ataque.

Si disminuyera la incidencia, el centro de empuje se desplazaría hacia delante en un momento dado sobrepasaría el centro de gravedad y provocaría de nuevo un aumento de la incidencia.

Tendríamos aquí un ala estable que reacciona a cada cambio buscando el equilibrio siempre que el centro de gravedad esté convenientemente situado.

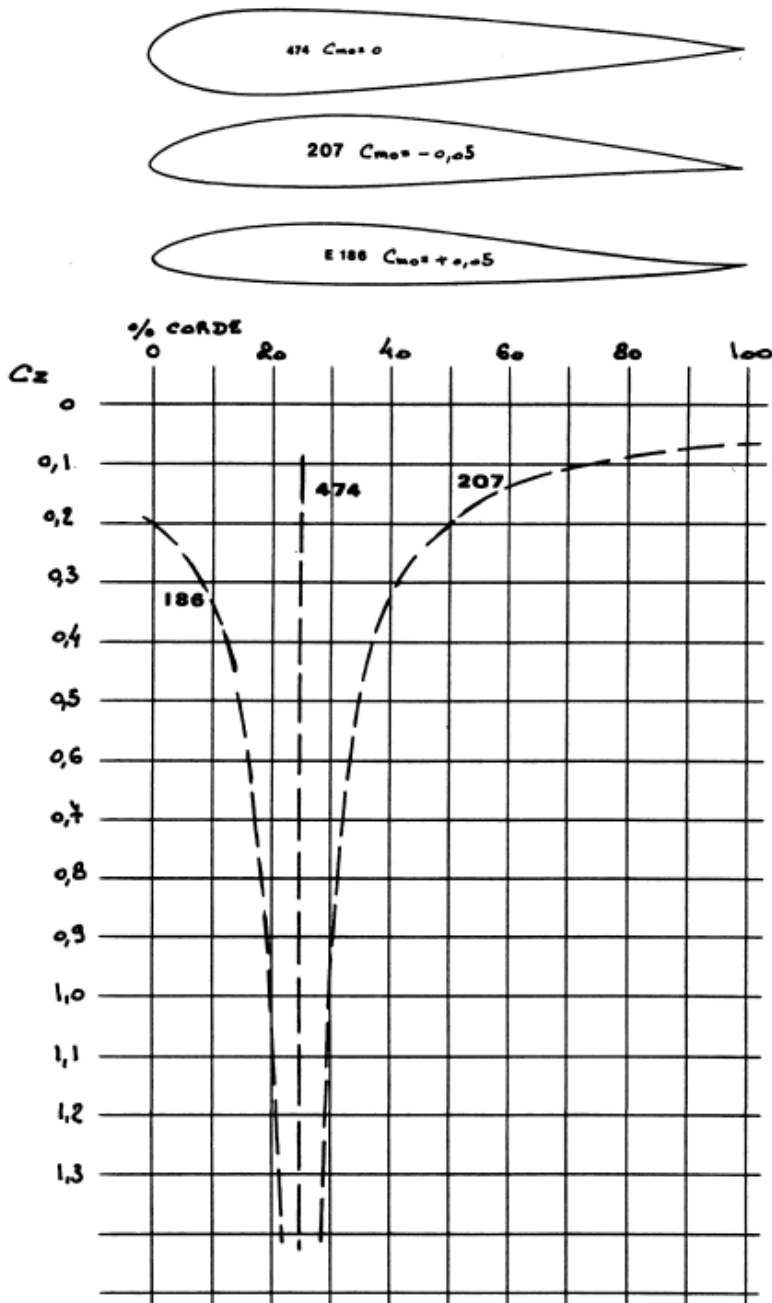
La mayoría de los perfiles biconvexos simétricos tienen un centro de empuje que no se desplaza o se desplaza poco y que se encuentra hacia el 25% de la cuerda (desde el borde de ataque) Se trata de perfiles con un equilibrio indiferente. (Ni estables ni inestables)

La mayoría de los biconvexos disimétricos tienen un centro de empuje que se desplaza como el de los perfiles planos y gruesos que son muy inestables. A menudo, se busca que algunos perfiles biconvexos disimétricos mantengan su centro de empuje algo más fijo como en los simétricos. El ejemplo más conocido el del NACA 23012

La inestabilidad de los perfiles disimétricos planos y gruesos es tal, que el centro de empuje se desplaza en el sentido inverso al que lo haría en un perfil autoestable. Todo aumento de la

incidencia (y de la sustentación) hace moverse el centro de empuje  $C_p$  hacia adelante aumentando así la incidencia, la sustentación, etc... Felizmente, veremos que con un estabilizador adecuado, todo se arregla.

En las curvas que siguen, se han representado 3 perfiles: El 474 biconvexo simétrico, el 207 biconvexo disimétrico y el 186 perfil autoestable de doble curvatura. Todos de la familia EPPLER.



Debajo de ellos se encuentran las curvas que muestran el desplazamiento del centro de empuje.

El centro del 474 a  $C_{mo}=0$  queda al 25 % aprox. de la cuerda, punto que se conoce como "foco" del perfil. Todos los perfiles tienen el foco al 25 % de la cuerda y el centro de empuje se desplaza con relación a ese foco:

- Por delante de él, para los autoestables como el 474.
- Por detrás de él, para todos los inestables como el 207.

Nótese que el centro de empuje puede salir fuera del ala para volver a sustentaciones débiles:

- En la parte delantera para un perfil autoestable
- Detrás para uno inestable.

Para que el Cg y el Cp coincidan han de estar:

- Hacia el 20% de la cuerda para un ala volante.
- Hacia el 30% en un avión clásico.

Fijándonos de nuevo en el primer gráfico que hemos considerado, (el del St Cyr 171) del apartado 4.2.1 vemos que tiene una escala a la izquierda que traduciendo su encabezamiento viene a decir: Centro de empuje en tanto por ciento de la cuerda: a partir del borde de ataque. Se trata de una curva muy explícita por su forma.

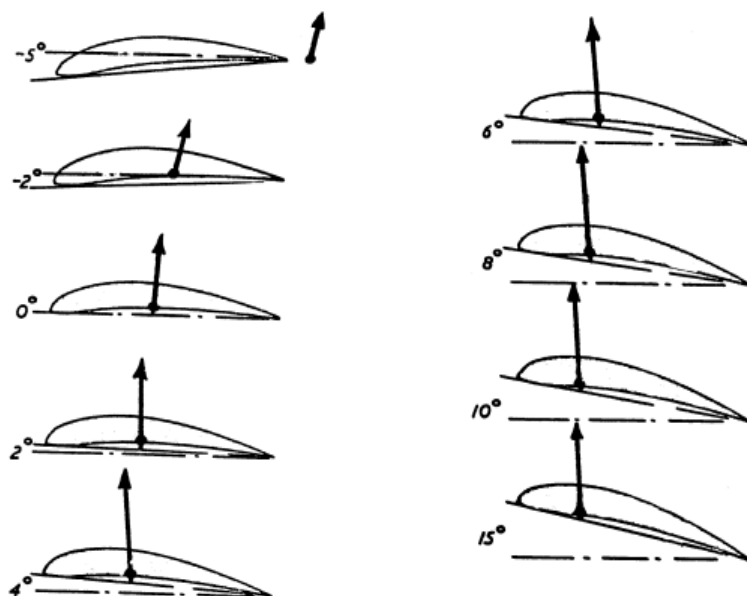
Representa el desplazamiento del centro de empuje en función de la sustentación y por tanto de la incidencia. En este ejemplo, la posición del Cp queda entre el 22-24% de la cuerda para incidencias comprendidas entre 5°-14°. Avanza hacia el 20% cuando la sustentación es débil. El desplazamiento del Cp no obedece a tendencias anárquicas sino que más bien, se muestra muy "disciplinado" y lo hace según una ley matemática simple pero suficientemente rigurosa.

Por esta razón no suelen darse estas curvas aunque son una manera muy clara de ver de un solo golpe de vista las características del perfil. En sustitución de las curvas, se suele dar el llamado Cm o Cmo que permite calcular la posición del centro de empuje.

En general, si se observa la curva del ejemplo aplicada a otros perfiles y dentro siempre de las incidencias normales, tenemos:

- Perfiles indiferentes: Tramo de curva horizontal
- Perfiles inestables: La curva desciende hacia la izquierda.
- Perfiles estables: La curva se eleva por la izquierda.

En el gráfico que sigue podemos ver el desplazamiento del Cp en un perfil normal del tipo inestable para distintas incidencias.



### 5.3 Revirado o deformación geométrica.

#### 5.3.1 Los perfiles.

Las alas pueden ser de perfil variable o evolutivo o de perfil constante según sean iguales los perfiles de la raíz y del extremo.

Esta evolución puede pasar por:

1. Una evolución del espesor del mismo perfil alrededor de una misma línea de curva media. (NACA 0012 por ej. pasando a NACA 009)
2. Una transformación del tipo de perfil. (Distinto perfil en la raíz y en el extremo)

Para aplicar estas variantes, se necesitan buenos conocimientos de aerodinámica y deben de quedar restringidos a aeromodelistas experimentados.

Efectivamente, imaginemos dos perfiles en el misma ala tales como el CLARK Y en la raíz y el NACA 009 en el extremo calados con la línea de base de ambos perfiles en el mismo plano o como es más habitual paralelos. ¿Qué pasará en vuelo?

A incidencia  $0^\circ$ , las extremidades (NACA 009) no sustentarán nada puesto que su ángulo de sustentación nula es  $0^\circ$ . Por contra la raíz trabajaría con un  $C_z$  o coeficiente de sustentación de 0,35 a 0,4 según el alargamiento del ala. Entre ambos perfiles los intermedios darán una sustentación decreciente desde la raíz a las extremidades.

Si aumentamos la sustentación aumentando el ángulo de incidencia, tenemos un ala que sustenta en toda su longitud, pero para una gran incidencia, se alcanza el ángulo de desprendimiento en el perfil simétrico (009) mientras que el perfil plano (CLARK Y) sustentará todavía.

Conocemos la importancia de una pérdida o desprendimiento que empieza por los extremos, esto entraña una tendencia a un basculamiento o "enroscado". En resumen, esta combinación de perfiles nos daría como resultado, un aparato difícil de pilotar e incluso peligroso. Por esta razón, en un ala

de perfil variable, se estudiarán con atención las consecuencias del momento de entrada en pérdida de los perfiles extremos.

Es interesante el cruce de artículos aparecidos en la RCM americana en el año 79 sobre este tema y publicados en el nº 484 de la MRA francesa.

### 5.3.2 El calado e incidencia del perfil.

Sobre las figuras siguientes, recordemos que el calado consiste en dar al perfil del ala un ángulo generalmente positivo comprendido entre  $0^\circ$  y  $X^\circ$  respecto a un eje de referencia que es en la mayor parte de los casos el eje longitudinal del fuselaje. Rara vez se ven los calados negativos y el mayor ángulo de calaje no excede normalmente de los  $6^\circ$  ó  $7^\circ$ .

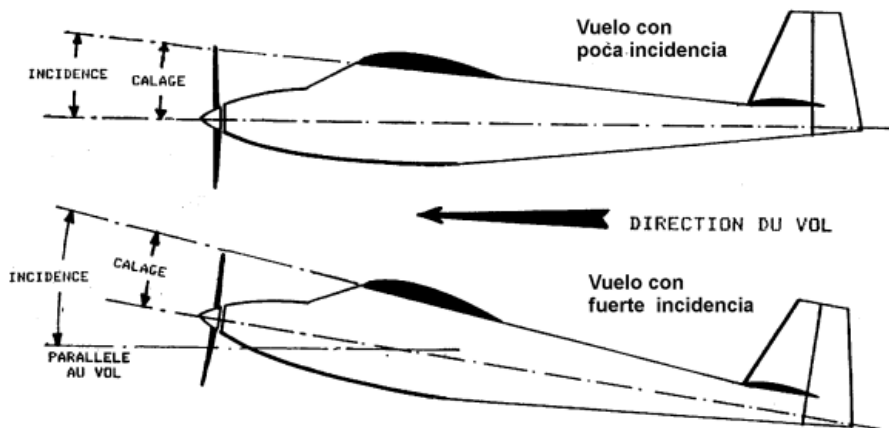
No siempre nos damos cuenta que el calaje consiste más bien en dar un ángulo al fuselaje con relación al ala antes que al contrario.

En efecto, el ala que es la parte "activa" del avión, vuela a incidencias variables según la sustentación necesaria. La **incidencia** del perfil es el ángulo formado por la dirección del desplazamiento relativo o dirección de vuelo, con relación al ala o del ala con relación a la trayectoria del avión. Puesto que el ala ha de equilibrar el peso del avión, ha de tener siempre la misma sustentación que conseguirá con un  $C_z$  elevado cuando va a baja velocidad (fuerte incidencia) y un  $C_z$  débil (poca incidencia) a velocidades elevadas.

Si buscamos un avión para velocidad, el fuselaje ha de presentar la mínima resistencia al avance ( $C_x$ ) a la máxima velocidad. El ángulo de calado tenderá a los  $0^\circ$ .

Por contra, en el aterrizaje el fuselaje estará en posición tal vez demasiado "encabritada", lo que obliga a estudiar el tipo de incidencia que más conviene para según qué fase del vuelo.

Figure 5.11



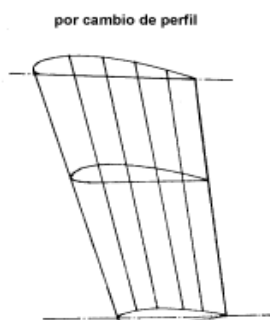
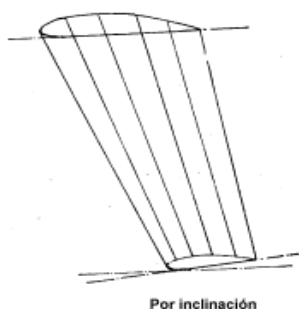
### 5.3.3 El revirado

Este puede ser consecuencia de una mala construcción o de una deformación con el tiempo. Se trataría en ambos casos de un revirado accidental y no sería el objeto de estas consideraciones.

El revirado intencionado suele ser negativo y como hemos visto, consiste en inclinar la línea de base del perfil extremo con relación a la del perfil raíz. Tiende a alejar el peligro de pérdida en las extremidades, haciendo el modelo mas seguro por todo lo que se ha dicho. Por contra, el revirado

está desaconsejado para los modelos muy veloces por su tendencia a aumentar la resistencia en algunos casos.

El revirado puede aplicarse a toda el ala desde su raíz, o a partir de la mitad del ala o afectar fundamentalmente al tramo final del extremo, siendo esta la solución más vista en alas con diedros o dobles diedros.



## 9.1 La estabilidad

No es fácil estabilizar un ingenio en movimiento en el aire y estas dificultades han sido objeto de estudios sistemáticos por parte de los diseñadores que han dado como fruto algunos principios.

En aerodinámica, pesa mucho la tendencia a razonar sobre la base de unos resultados obtenidos en el túnel es decir, a incidencia constante, con viento relativo, alas quietas etc. En la realidad, todo es a la inversa, el aparato se mueve con una cierta velocidad, con incidencias variables y con el aire pocas veces en calma.

Todo cuerpo animado de movimiento, posee una energía cinética – del griego Kinématos, movimiento- que depende como sabemos de su masa y de su velocidad y expresada matemáticamente como:

$$E_c = \frac{1}{2} M V^2 \quad (M = P/9,81)$$

Los problemas de masa, velocidad y de repartición de masas se han de poner al mismo nivel que los parámetros aerodinámicos que afectan a las superficies inmersas en el aire para describir o definir el comportamiento de una aeronave en movimiento.

Los aviones de vuelo libre son muy estables, así como sus hermanos pequeños, los modelos de RC, especialmente los modelos de iniciación. Esto conlleva una reacción a los controles más suaves es decir a medida que cedemos en estabilidad, ganamos en maniobrabilidad y viceversa.

Hemos de abordar los problemas de estabilidad desde el punto de vista del modelismo sin perdernos en demasiados conceptos matemáticos que no aportarían demasiadas soluciones.

No suelen aceptar de buen grado los técnicos de la aerodinámica las soluciones apuntadas por los modelistas e incluso tratan de demostrar sobre el papel que son conceptos equivocados.

Recordemos que cuando la teoría no está de acuerdo con la práctica, no puede ser jamás la práctica la equivocada sino más bien, será la teoría la que ha olvidado aspectos evidentemente decisivos.

## 9.2 Estabilidad longitudinal

Al soltar de repente un velero bien equilibrado remolcado por cable, tiende a seguir una trayectoria ascendente debido a su energía cinética acumulada manteniéndose encabritado hasta que se para y entra en una pérdida brusca que le hace caer en picado con un aumento progresivo de velocidad. Este aumento de velocidad, hace que nuevamente comience a nivelarse y a subir para repetir de una manera más suave, los movimientos iniciales avanzando así hasta ir reduciendo las oscilaciones en un movimiento característico que los franceses llaman "phugoide".

En casos extremos, una sucesión de pérdidas o una entrada en picado, dará con el modelo contra el suelo.

Los aeromodelos clásicos, con empenajes atrás, pueden estar equipados con perfiles diversos clasificados en dos categorías:

- Los de centro de empuje ( $C_p$ ) fijo (a las incidencias normales de vuelo) que son en general los biconvexos simétricos, muy estudiados por la NACA.
- Los perfiles con centro de empuje móvil que se desplaza según la incidencia y según las características de su línea media, es decir, el efecto es más acusado para perfiles de curvatura significativa. Recordemos que el  $C_p$  avanza con el aumento de la sustentación y lo contrario sucede con la disminución. (Perfiles inestables)

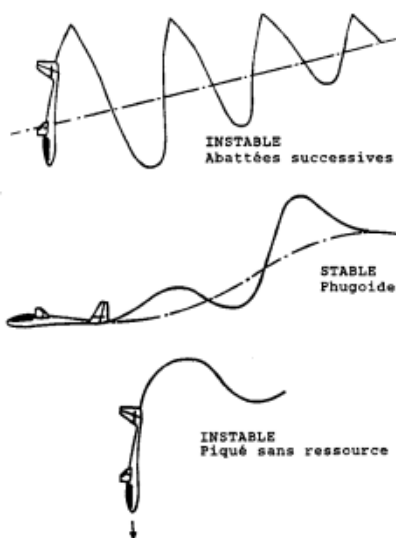


Fig. 9.2



### La incidencia de sustentación nula:

Es aquella en la que se anula la sustentación. Para los biconvexos simétricos, esta incidencia es  $0^\circ$ . Para otros perfiles con la curva cóncava de la línea media, la incidencia de sustentación nula es siempre negativa. Ejemplo:

- $-5,2^\circ$  para el ClarkY
- $-0,8^\circ$  NACA 23012
- $-3,4^\circ$  Eppler 193

Digamos que estos valores, disminuyen ligeramente con un bajo Re ( $N^\circ$  de Reynolds)

### La estabilidad del modelo:

Vemos que las figuras representan un avión acrobático RC. Donde tanto el ala como el estabilizador horizontal, son perfiles simétricos y calados ambos a  $0^\circ$  con relación al eje del fuselaje.

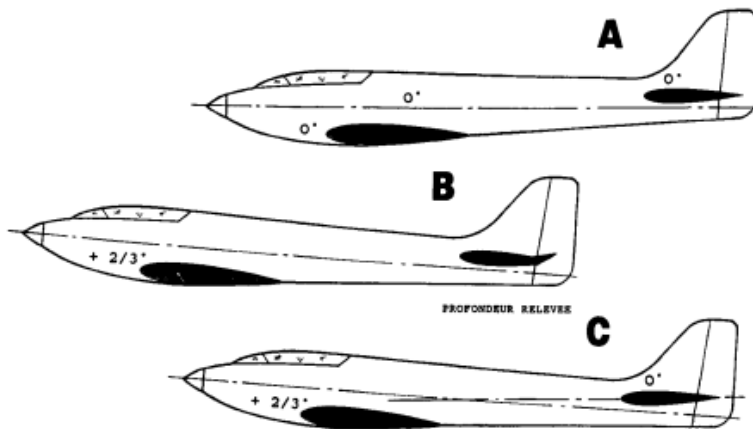


Figure 9.3 : assiette d'un aéronef (cliché MRA)

Figure 9.2 : trajectoires stables et instables (cliché MRA).

En este caso el avión no volaría, porque según lo dicho a incidencia  $0^\circ$  estos perfiles no entregan sustentación.

Para conseguirla y que pueda así equilibrar el peso del avión, hemos de inclinarla un ángulo que también adoptará el fuselaje y que lo llevará en una posición un tanto "encabritada". En vuelo rápido, bastaría una pequeña incidencia de unos  $2^\circ$  pero para el aterrizaje, hemos de contrarrestar los efectos de la baja velocidad aumentando la sustentación y por tanto el ángulo de incidencia hasta unos  $10^\circ$ .

Según la fase del vuelo, el piloto ha de vigilar esta incidencia, lo que se conoce como "corrección de asiento" es decir, la posición en que el modelo está estable o estará después de afrontar alguna perturbación.

Si involuntariamente pasamos a una posición demasiado encabritada, hemos de corregir con el estabilizador horizontal para variar la incidencia y volver a la trayectoria elegida. Si el estabilizador es del tipo pendular, modificamos su incidencia para que su eje quede paralelo a la dirección del aire o viento que incide durante el vuelo, es decir, a  $0^\circ$  o lo que es igual, un calado negativo con

relación al eje del fuselaje. (Caso C) Este ángulo "longitudinal" , muy obtuso, que vemos que se forma en esta figura entre los ejes del estabilizador y del fuselaje en este caso, o con la línea que define la incidencia del ala en general, es lo que se llamará en estos apuntes **Vé longitudinal** que es de unos 177 ó 178° para velocidades elevadas donde se necesita poca incidencia y más elevado para las velocidades lentas. En general como vemos, cuanto mayor sea este **Vé**, menos resistencia al avance tendría el modelo.

Si hablamos de un estabilizador clásico (fijo + móvil) al elevarlo convertimos al conjunto del estabilizador, en un perfil cóncavo invertido donde la incidencia a sustentación nula sería de 0° con relación al viento en el momento de la estabilización. (Caso B)

La sustentación de un ala sabemos que está influida por los siguientes factores relacionados por la expresión:

$$F = C_z 0,625 S V^2$$

Donde  $C_z$  es el coef. de sustentación, la constante 0,625 se refiere a la densidad del aire a 20° y a nivel del mar.  $S$  es la superficie del ala en  $dm^2$ . y  $V$  es la velocidad en m/seg.

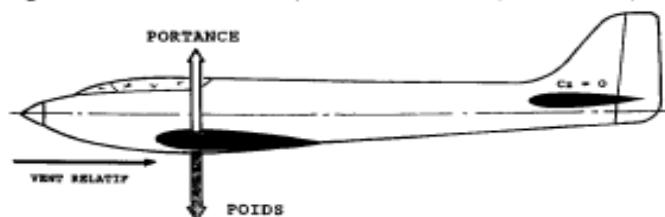
Las unidades no son coherentes entre sí, pero son prácticas para los aeromodelistas (?) y nos permite ver que la sustentación aumenta con el cuadrado de la velocidad que lleve el modelo, con el aumento de superficie alar y con el coeficiente de sustentación del perfil que varía con la incidencia como sabemos. Dicho de otro modo: Podemos por ejemplo ir más despacio, con una incidencia mayor y viceversa como ya se dijo anteriormente.

### Estabilidad estática con un perfil del ala con el $C_p$ fijo.

Se entiende que hablamos de las características necesarias para mantenerse quieto frente al viento. Para este caso lo ideal, es la coincidencia del punto de aplicación del  $C_g$  y del  $C_p$  en el 25 % de la cuerda en un perfil simétrico. (Foco del perfil)

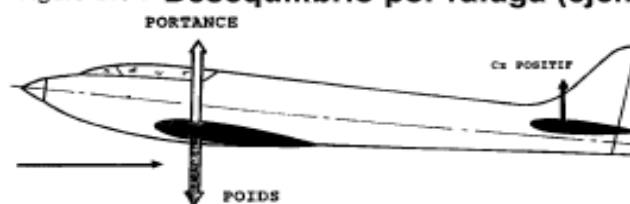
Se suponen las **incidencias normales** de uso, es decir, entre 0° y el ángulo de entrada en pérdida. Tenemos en este caso, un estabilizador neutro sin sustentación o con el empenaje neutro como se llama hablando de perfiles simétricos. (Ver figura)

Figure 9.5 : stabilité statique en vol normal (cliché MRA).



54

Figure 9.6 : Desequilibrio por ráfaga (ejen



Pero estas condiciones no suelen ser normales, pues las corrientes de aire, térmicas, turbulencias etc, son casi siempre la situación general. Son estas las situaciones en que el estabilizador juega un papel determinante para volver a la posición estable.

Si la velocidad del viento aumenta contra el avión, la sustentación aumenta y el velero tiende a encabritarse una vez vencidas las inercias.

El estabilizador antes neutro, toma ahora una incidencia positiva aumentando su fuerza de sustentación y devuelve así al avión a su posición estable sucediendo en caso contrario, todo sucedería al revés.

### Estabilidad con un perfil con el $C_p$ variable.

Para ayudar a su comprensión vamos a seguir el razonamiento con el apoyo de un ejemplo numérico partiendo de un velero con el perfil Eppler 193 para el que, según las tablas, el  $C_{mo}$  es de  $-0,078$ .

Las tablas y los cálculos muestran que:

1. La mejor finura o rendimiento aerodinámico  $C_z/C_x$  se obtiene para un  **$C_z$  de 0,7**
2. El planeo máximo (o caída mínima) se da para un  **$C_z$  de 1,2**
3. El vuelo a máxima velocidad se da para un  **$C_z$  de 0,3**

Pues bien, se tratará ahora de ver donde queda situado el  $C_p$  para cada uno de estos tres casos

Recordemos que el foco del perfil para estos perfiles está aprox a  $\frac{1}{4}$  de la cuerda (25%). Se trata entonces de añadir o quitar una cierta magnitud a esta distancia según los cálculos que se derivan de la fórmula siguiente:

$$C_p = 0,25 - C_{mo}/C_z$$

Mejor rendimiento:  $C_p = 0,25 + 0,078 / 0,7 = 0,36$  (Tengamos en cuenta la regla de los signos)

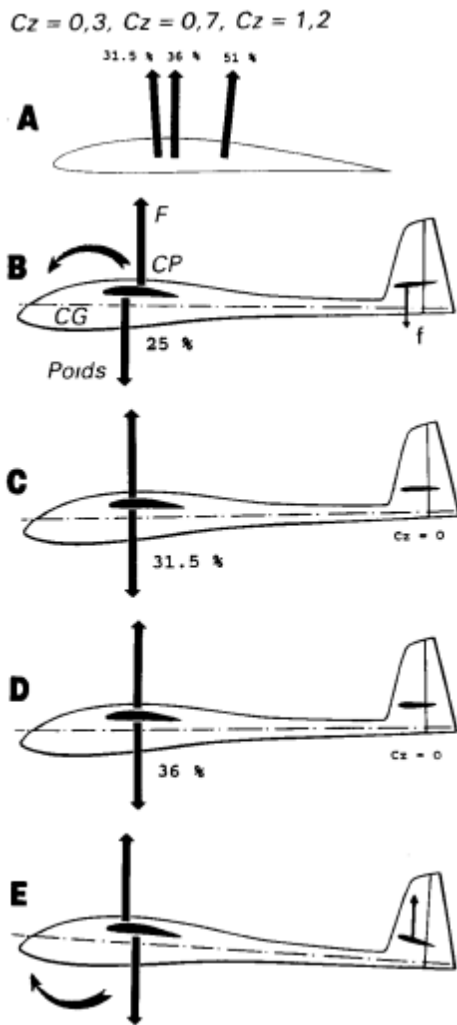
Situación del  $C_p$  para máximo rendimiento: Al 36 % de la cuerda

Máxima velocidad:  $C_p = 0,25 + 0,078 / 0,3 = 0,51$

Situación del  $C_p$  para máxima velocidad: Al 51% de la cuerda

Máximo planeo:  $C_p = 0,25 + 0,078 / 1,2 = 0,315$

Situación del  $C_p$  para máximo planeo: Al 31,5 % de la cuerda



En la fig. A adjunta, vemos situados gráficamente estos resultados. En los casos particulares de entradas en pérdida o picados, estos valores pueden ser superados.

Os daréis cuenta, que el problema que se presenta al diseñador o al usuario es... ¿donde poner el Cg?

Se pueden considerar varias soluciones:

### 1. Centro de gravedad en el foco del ala:

Sería el caso adoptado en la fig. 9.5 con un reparto de fuerzas como se presenta en la figura 9.7 caso B.

Estudiemos el sistema de fuerzas y veamos que es como si suspendiéramos el aparato de un hilo sujeto en el Cp. Vemos que tendería a picar porque el Cg está por delante es decir, estaríamos en presencia de un momento de picado con una palanca igual a la distancia entre Cg y el Cp.

Para evitar esto bajamos el estabilizador y aparece otro par con un brazo de palanca igual a la distancia entre el Cg y Cp del estabilizador ( 25 % de la cuerda en un estabilizador

simétrico) que equilibra al primero con una fuerza, pequeña en este caso y negativa, ( hacia abajo) para que se cumpla aquello de:

$$d1 \times F = d2 \times f$$

Fórmula que tiene en cuenta el sentido de giro que imprime cada momento como veis siempre negativo el del ala y positivo el del empenaje y que llama d1 y d2 a los brazos de palanca ya citados.

Recordemos que en los aviones de transporte por ejemplo el Cg está siempre en el foco o adelantado y el empenaje siempre de sustentación negativa.

Inconvenientes: Estan en la resistencia adicional que supone el calado del estabilizador y que va a reducir las prestaciones o "performances" del aparato.

## **2. Centro de gravedad adaptado al régimen de vuelo.**

Para un aparato que vuela generalmente a un Cz determinado y ocasionalmente a otros Cz se puede situar el Cg en el emplazamiento más frecuente del Cp. Sería el caso por ejemplo indicado en el gráfico con la letra C para un velero térmico en el que sería aconsejable siguiendo el ejemplo anterior del Eppler 193 un Cz de 1,2 o de máximo planeo, lo que nos llevaría como hemos calculado, a una posición del Cp del 31,5 % de la cuerda, punto donde situaríamos el Cg con lo que el estabilizador tiende a ser neutro, puesto que no aparece el par de fuerzas en el ala.

Si deseáramos ganar velocidad disminuyendo el ángulo o el Cz, el Cp se retrasará y el estabilizador tendrá que equilibrar con una sustentación negativa como antes, el par de giro que acaba de aparecer lo que restará velocidad al avión, para ello no lo olvidemos, el piloto da una incidencia negativa al estabilizador con respecto a la dirección del viento, lo que volverá a restar alguna velocidad a la nave aunque menor que en el primer caso (Cg en el foco) que es constante.

Destaquemos que este centrado es el más extendido en los veleros RC que frecuentemente se centran hacia el 33 % de la cuerda es decir, el que hemos calculado para un Cx y Cmo normal. Es un centrado convenientemente estable pese a que el Cp avance en los tres ángulos básicos por delante del Cg, pero el pequeño desplazamiento se controla con un pequeño abatimiento de la profundidad.

Si tratando de primar el vuelo rápido retrasamos el Cg por ejemplo, manteniendo el compromiso que consiste en situar el Cg en el punto en el que el Cp ocupe la posición de máximo rendimiento, (aquí el 36 %) nos encontraremos en la configuración de la fig. 9.7 D cuando volamos en condiciones de máximo rendimiento el estabilizador será neutro cosa estúpida para disminuir el Cx o lo que es equivalente, la resistencia al avance.

En vuelo rápido el estabilizador deberá aun de suministrar sustentación negativa para compensar el par de picado del ala. Por contra en vuelo lento, el Cp se encontrará delante del Cg y creará un momento de encabritamiento que deberá de ser equilibrado con una ligera sustentación del estabilizador lo que supone un aumento de la resistencia, fig 9.7 E. Pero la configuración con el empenaje portante, puede entrañar algunos problemas de pilotaje, en efecto, puede reducir la estabilidad propia del aparato.

No obstante, el retroceso del Cg ha sido moderado es, todavía, una disposición aceptable para un entrenador salvo en atmósfera muy agitada donde un poco de lastre se hace necesario para adelantar un poco el Cg. Este centrado no se usa nunca en un avión real pero es usado a menudo en veleros de competición. Por supuesto, se puede situar el Cg en



una posición favorable a la velocidad, (51 % en nuestro caso) pero la estabilidad corre el riesgo de perderse. Se usa en vuelo libre, pero no deja de ser un caso particular de uso.

### C. Estabilidad y maniobrabilidad

Estas características son siempre antagónicas, cuando el Cg se adelanta la estabilidad aumenta, lo que quiere decir que cuando se retrasa, aumenta la maniobrabilidad. (y la inestabilidad)

Hemos de dosificar cuidadosamente estos parámetros no solamente sobre el papel, sino sobre el terreno, experimentando.

Cuanto más estable es un avión, (Cp poco móvil y gran coef. de volumen del estabilizador) más amplias son las variaciones de centraje que admite. Además el ángulo longitudinal  $V_e$  varía según las condiciones del vuelo, (lento, medio, rápido) pero este factor no interviene en la evaluación de la estabilidad. Es el centraje el que afecta a la estabilidad, pero como estos dos factores ( $V_e$  y centraje) se influyen, supone algunas veces una confusión en los conceptos que trataremos de dejar claros más adelante.

#### 9.2.5 Estabilidad longitudinal y dinámica.

Ya hemos visto las fuerzas que provocan la inestabilidad y que aparecen en el transcurso del vuelo y también que un empenaje horizontal adecuado era necesario. El coeficiente de volumen de este empenaje que definirá sus dimensiones está influido no solo por las superficies relativas entre el ala y el estabilizador horizontal, sino también por la distancia entre ambas superficies. También hemos visto la influencia en la estabilidad de la posición del Cg con respecto al Cp que recordemos nos venía a decir que: El Cg adelantado con respecto al Cp procuraba buena estabilidad y maniobrabilidad moderada y que retrasado facilitaba todo lo contrario.

Hemos dicho también que debido a la masa del avión entran en funcionamiento otras fuerzas que afectan a la estabilidad y que recordábamos en la figura 9.2. Allí, soltábamos el modelo en posición de encabritamiento lo que le llevaba a detenerse durante un corto espacio de tiempo para entrar en pérdida inmediatamente. Caerá ganando velocidad, hasta que la sustentación comenzará a tirar de su peso, lo equilibrará y posteriormente lo superará con lo que ya tenemos de nuevo al modelo ascendiendo hasta adoptar otra vez una posición de encabritamiento y vuelta a empezar.

Estas oscilaciones impedirán que el modelo alcance la posición de equilibrio pese a todo las reacciones que ya conocemos y que paradójicamente deberían de llevarle a él. La violencia de estas reacciones que buscan el autoequilibrio son precisamente las que impiden que se alcance. Esto es debido a que el estabilizador no ejerce una acción inmediata sobre el ala como sería deseable sino que lo hace con cierto retraso. Por eso cuando pilotamos nos adelantamos en los momentos precisos y conseguimos estabilizarlo.

Los aficionados al RC o a la aviación a escala real, prefieren en general aparatos de reacciones vivas fácilmente controlables por las superficies móviles, pero en el vuelo libre por ejemplo se ha de echar mano a otras soluciones para conseguir un aparato dinámicamente estable ya que no dispone de las citadas superficies de control. Curiosamente nos veremos obligados a disminuir sus reacciones disminuyendo su grado de estabilidad retrasando el Cg hasta una posición razonable.

Con los volúmenes del estabilizador importantes en este tipo de aparatos de vuelo libre, el Cg se encuentra frecuentemente entre el 50% y el 65% de la cuerda del ala. Para conseguir el equilibrio, el estabilizador ha de ser sustentador y los perfiles utilizados serán la mayor parte de las veces planoconvexos o cóncavos.

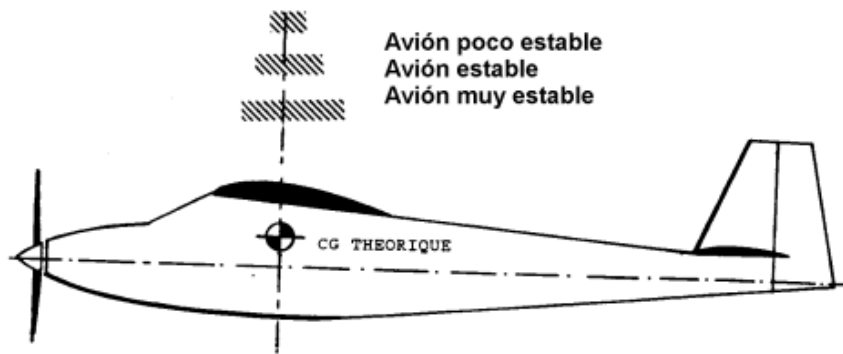


Figure 9.8. Plage de variation acceptable de la position du CG. Cliché MRA.