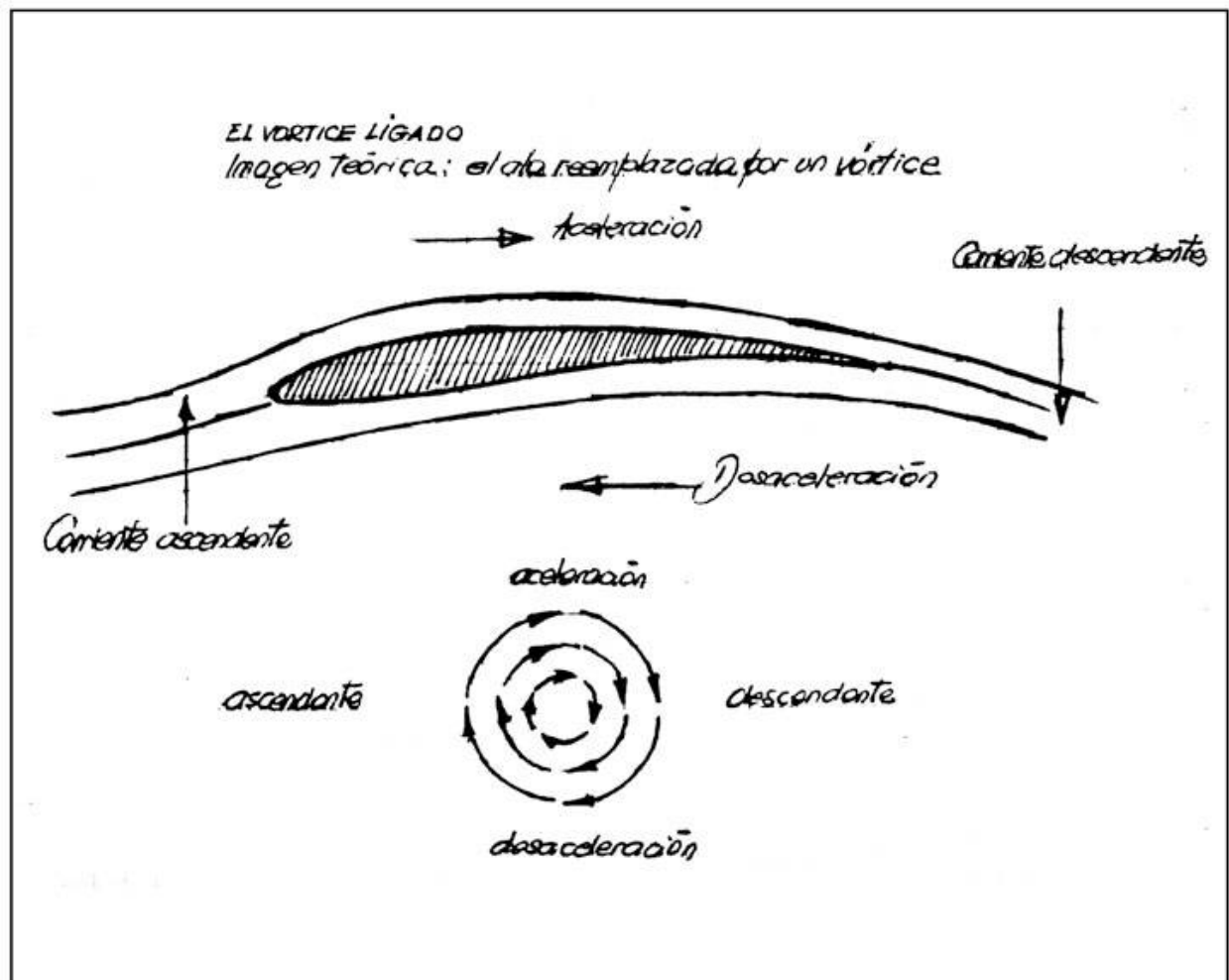


AERODINAMICA PARA AEROMODELOS

ELISEO SCOTTO



AERODINAMICA PARA AEROMODELOS

CAPITULO 1

FUNDAMENTOS

Toda teoría aerodinámica depende de las leyes del movimiento. Estas son fáciles de formular, pero sus implicancias están frecuentemente lejos de ser obvias.

Primero, si un cuerpo está en equilibrio, tiende a permanecer así. Todas las fuerzas actuantes sobre un objeto en equilibrio, están balanceadas, no tienen tendencia a cambiar dicho estado de equilibrio, a acelerar en cualquier dirección ni a desacelerar.

Esto es familiar con respecto a las cosas detenidas en reposo, como un mueble o un modelo sobre un banco de trabajo, sin movimiento. Tales cuerpos permanecen estables a menos que algo los perturbe de alguna manera, es decir los acelere en alguna dirección.

Los objetos en movimiento también pueden estar en equilibrio. Un modelo volando recto y nivelado en aire calmo, sin acelerar, ni desacelerar, ni girar; está en un estado de equilibrio y tenderá a continuar moviéndose uniformemente.

Lo mismo es verdad si el modelo asciende a una velocidad constante en vuelo recto. Está en equilibrio aún cuando está ganando altura y continuará uniformemente a lo largo de su curso inclinado, a menos que ocurra algún cambio en las fuerzas que actúan sobre el.

Aún cuando el ascenso sea vertical, mientras la velocidad se mantenga constante y no haya cambio de dirección, el equilibrio prevalece. En una picada de velocidad constante se aplica lo mismo. Ver Figura 1.1

Para alterar el equilibrio, ya sea para cambiar la velocidad o la dirección del vuelo en cualquier sentido, se requiere una variación de fuerza para ocasionar una aceleración en el sentido apropiado.

La segunda ley del movimiento establece que la magnitud de la fuerza requerida para cualquier aceleración deseada, depende de la masa del modelo.

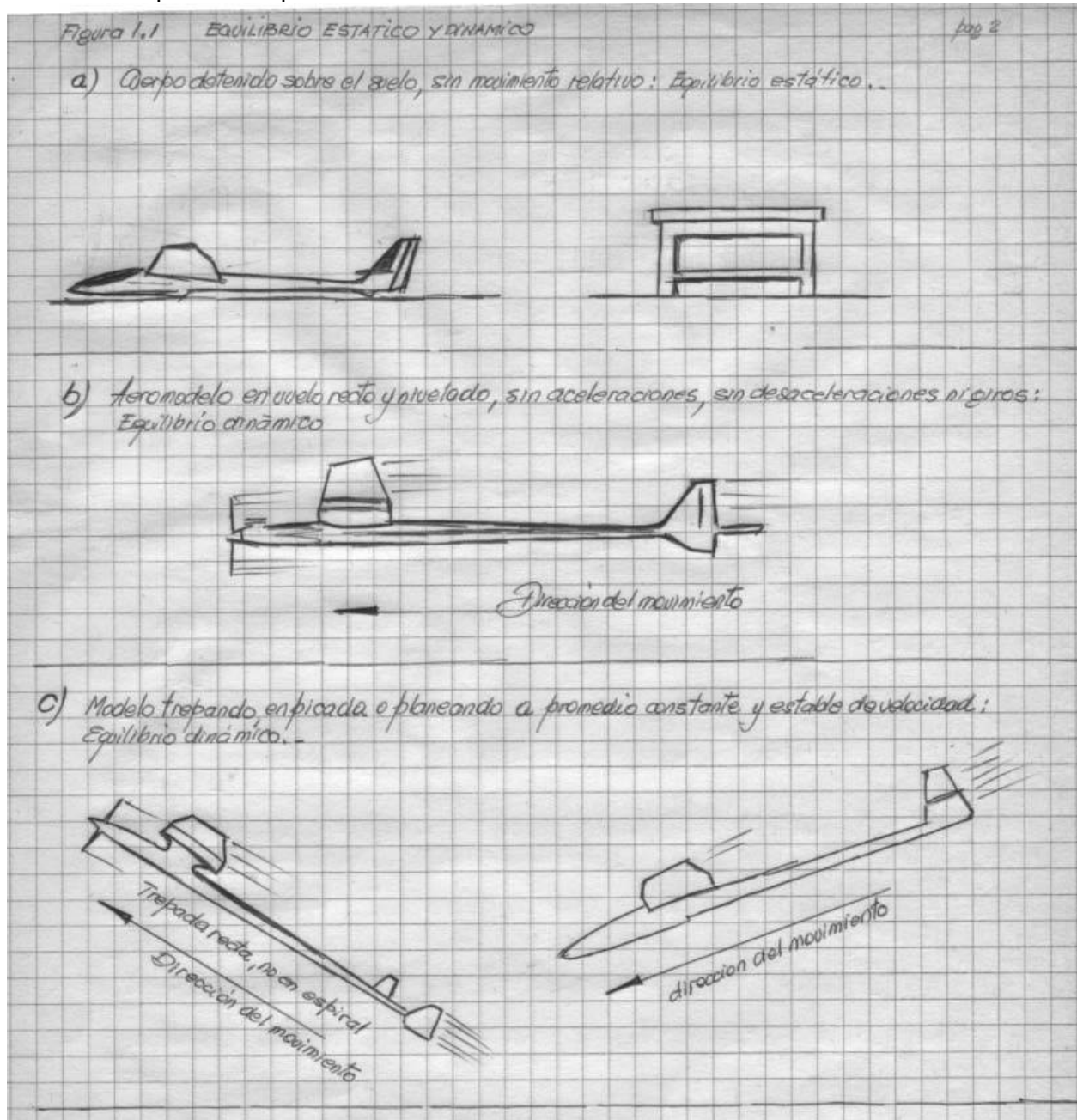
Masa no es lo mismo que peso, aunque en lenguaje ordinario, ambos son frecuentemente confundidos o equiparados. El peso es una fuerza ejercida por una masa. Si un modelo fuera llevado por un cohete a Marte, en primer término iría reduciendo rápidamente su peso, durante la mayoría del tiempo del viaje no ejercería peso alguno y al llegar pesaría mas que en la tierra debido a su mayor gravedad.

La masa permanecería constante, porque la cantidad de material que compone el modelo sería la misma.

Un objeto de gran masa mayores fuerzas para alterar su equilibrio en cualquier magnitud dada, que uno de masa pequeña. Esto es a veces ventajoso, como cuando un modelo es afectado por ráfagas de aire. Un modelo de pequeña masa puede darse vuelta por una fuerza que ocasionaría un cambio menor de dirección en un modelo de masa grande.

Pero un modelo de gran masa, requiere también una fuerza mayor para acelerarlo a una cierta velocidad de vuelo desde el estado inicial de quietud; más fuerza para cambiar de vuelo

nivelado a ascendente, más fuerza para iniciar y mantener un giro y mas fuerza para traer el modelo a la quietud después del vuelo.



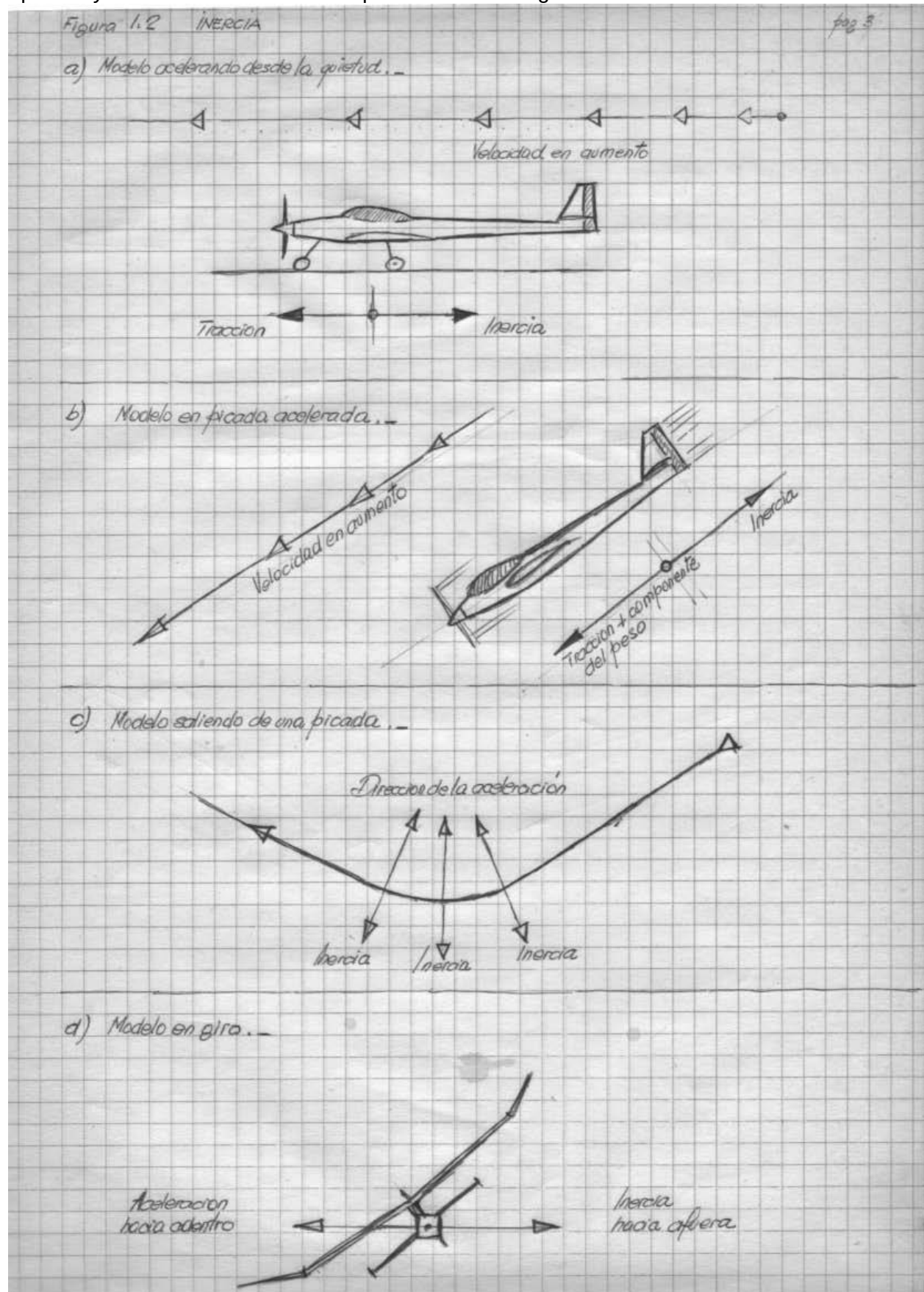
Donde quiera que haya una alteración del equilibrio; es decir una aceleración, una desaceleración o un cambio de dirección, esta propiedad de la masa llamada inercia, se opone al cambio.

En un giro la inercia tiende a hacer que el modelo vuelva al vuelo directo. el vuelo en giro es una forma de aceleración lateral.

Salir de una picada, involucra un cambio de dirección en el plano vertical, la masa se resiste y tiende a hacer que la picada persista. Ver figura 1.2

La tercera ley del movimiento establece que la acción y reacción son iguales y opuestas.

Cuando un modelo descansa en el suelo, su peso, una fuerza que actúa hacia abajo, es opuesta y exactamente balanceada por una reacción igual desde el suelo.



Un coche corriendo a velocidad constante, está bajo la influencia de una fuerza vertical similar (peso versus reacción del suelo) pero también actúa una fuerza de tracción que mueve el vehículo hacia adelante. A esta se oponen fuerzas de reacción en dirección contraria, la resistencia friccional del suelo y la resistencia del aire o arrastre.

Cualquier desequilibrio de fuerzas produce aceleración (fig. 1.2). Un modelo que comienza la carrera de descolaje a lo largo del suelo, acelera desde la quietud por que el operador lo suelta repentinamente. El empuje o tracción antes de ese momento era contrarrestado por la fuerza del operador, la acción y reacción son iguales así que el equilibrio prevalece. Cuando la fuerza de sujeción deja de ejercerse el modelo acelera. Sin embargo, tan pronto comienza a moverse, la resistencia al avance también comienza, y cuanto mas rápido avanza el modelo, mas grandes son las fuerzas de resistencia.

El modelo continuará acelerando solamente hasta el momento en que el total de las fuerzas de resistencia o arrastre sean menores que la tracción o empuje. Cuando las fuerzas se igualen con el modelo volando a una velocidad dada, el equilibrio se restablece. (fig. 1.1-b)

En vuelo nivelado, la fuerza ejercida por el peso, que actúa verticalmente y hacia abajo, es contrarrestada por una reacción vertical hacia arriba. Esta reacción en modelos normales proviene de la sustentación de las alas y posiblemente de otras superficies. En otros tipos de aeronaves, esta reacción puede ser remplazada por otro tipo de fuerzas: En un helicóptero por sus rotores o por el empuje del motor en el caso de los denominados "jet lift" u "overcraft".

Si la reacción hacia arriba falla o es reducida, el modelo acelera hacia abajo. Para detener esa aceleración es necesario restaurar una reacción hacia arriba que iguale el peso. Esta fuerza restaura el equilibrio, pero no detendrá el descenso. Para detener el descenso, una fuerza adicional será necesaria para proveer la desaceleración del descenso.

Todas tales aceleraciones o desaceleraciones, serán resistidas por la masa del modelo, es decir por inercia.

DETERMINACION DE FUERZAS

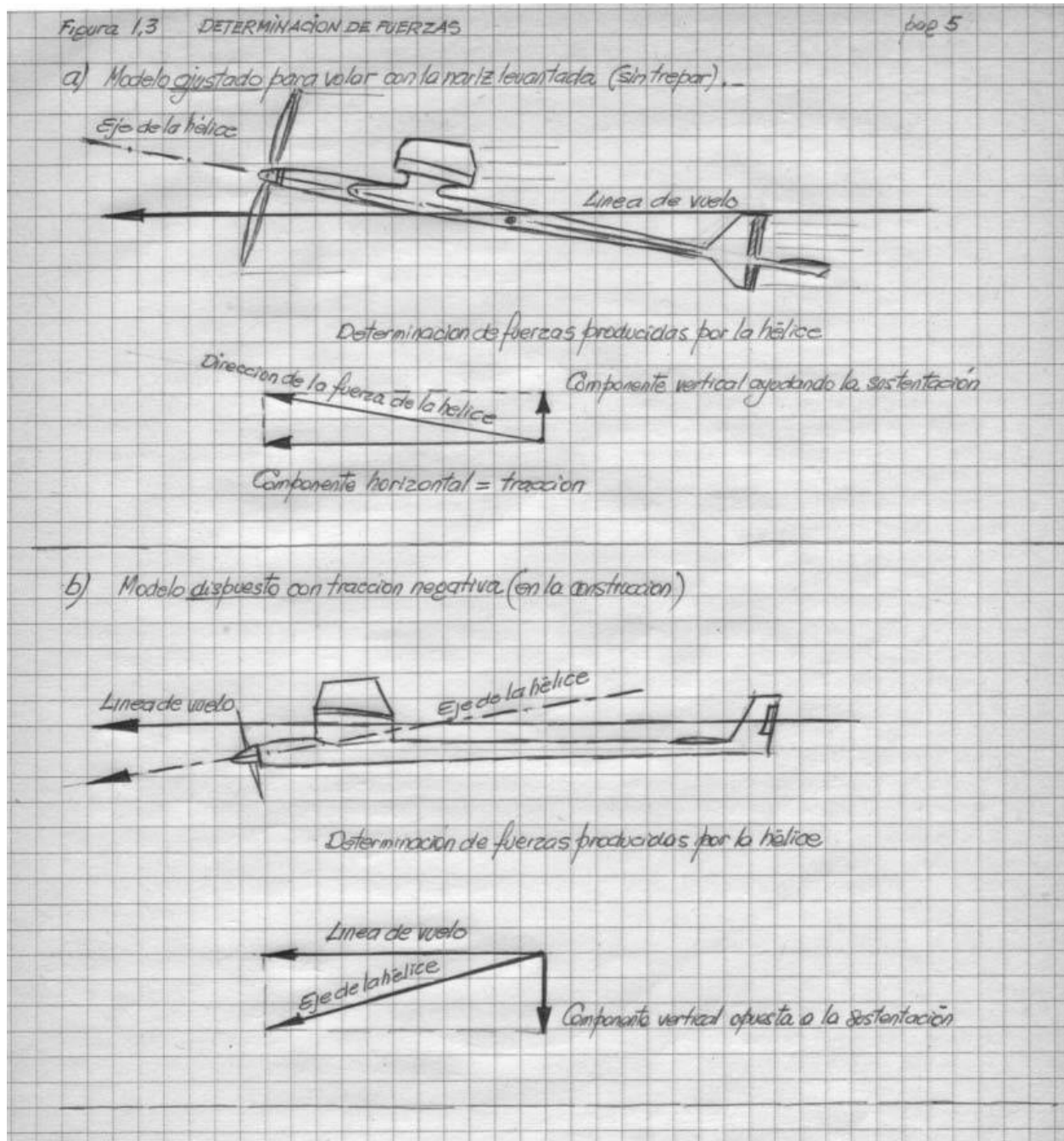
Un modelo a motor en vuelo nivelado, se halla bajo la influencia de muchas fuerzas que actúan sobre cada parte de el, pero todas estas pueden sumarse y agruparse en cuatro (4) fuerzas generales, dispuestas en el par acción- reacción.

El principal soporte sustentador proviene de las alas, pero también el plano de cola puede proveer algo de sustentación. Por lo tanto su contribución debe sumarse a la reacción vertical total.

El eje de la hélice puede no estar alineado exactamente a lo largo de la línea de vuelo. Esto puede suceder no solamente por que se haya montado deliberadamente el motor en ángulo con respecto a la línea de referencia de diseño del fuselaje (el llamado motor positivo o negativo), sino por que el fuselaje de por si puede no estar alineado con el flujo de aire a la velocidad particular del vuelo implicado..

La magnitud hacia arriba o hacia abajo de esta fuerza puede ser medida mediante el sistema de determinación de fuerzas.

Como la figura 1.3 muestra, cualquier fuerza puede representarse diagramaticamente por una flecha con la punta en la misma dirección en que la fuerza actúa y cuya longitud en una escala determinada es directamente proporcional a la magnitud de la fuerza representada.

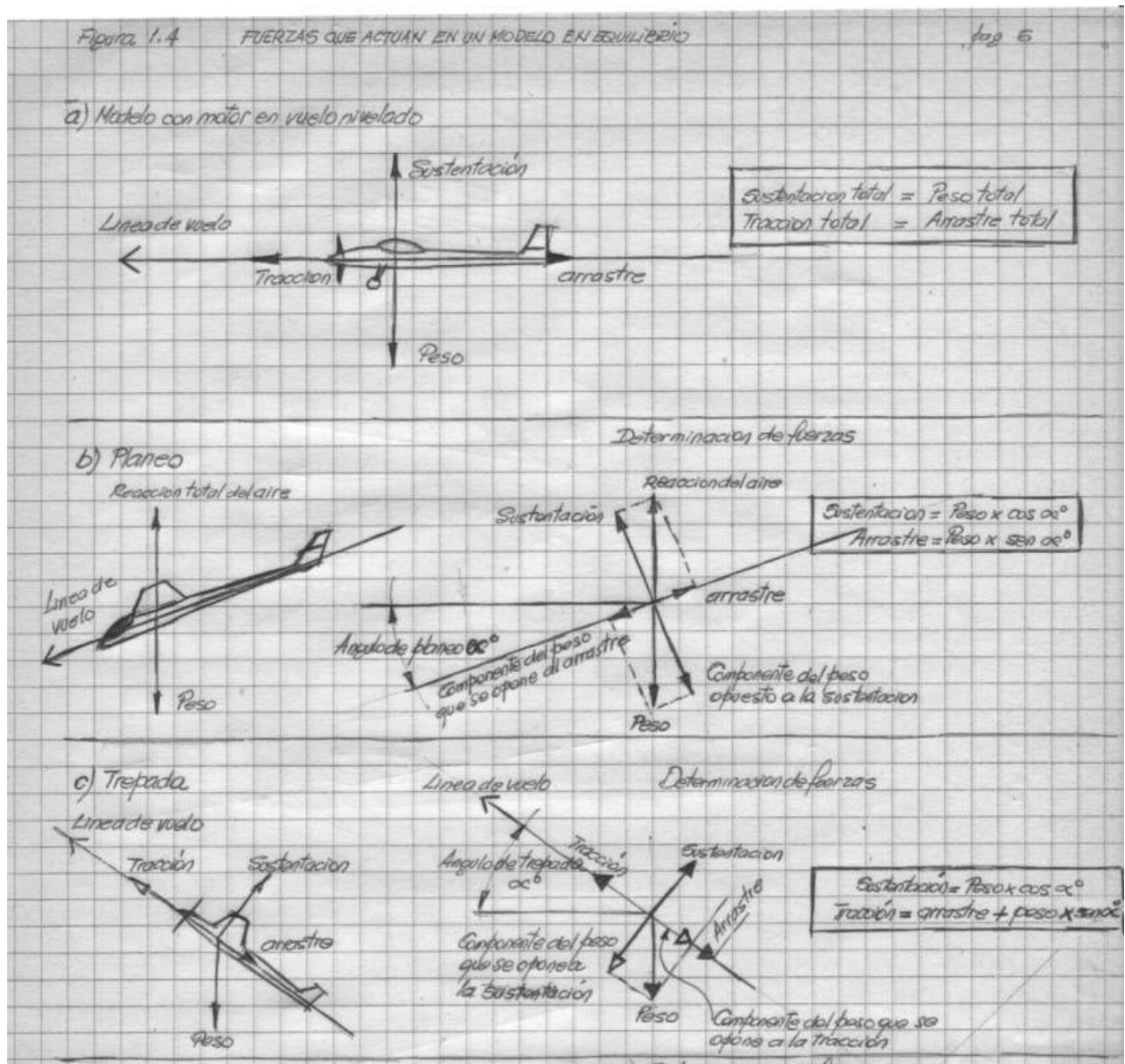


Dado que generalmente el eje de la hélice está ubicado en un ángulo muy pequeño con respecto a la línea de vuelo, casi toda la fuerza producida por la hélice es aplicada a la tracción.

Estos principios de determinación de fuerzas son exactamente aplicables.

En la fig. 1.4 a, se muestra un modelo a motor en vuelo recto y nivelado. Se acciona por cuatro fuerzas dispuestas en ángulo recto: Tracción opuesta a arrastre y sustentación opuesta al peso.

Este es el diagrama simplificado que resulta de numerosa adiciones y composiciones de pequeñas fuerzas, cada una haciendo su contribución individual. Si el plano de cola está ejerciendo una leve fuerza descendente para mantener el ajuste del modelo, esta ha sido sustraída de la sustentación total.



Del mismo modo el arrastre mostrado representa la sumatoria del arrastre del ala, fuselaje, grupo de cola y tren de aterrizaje.

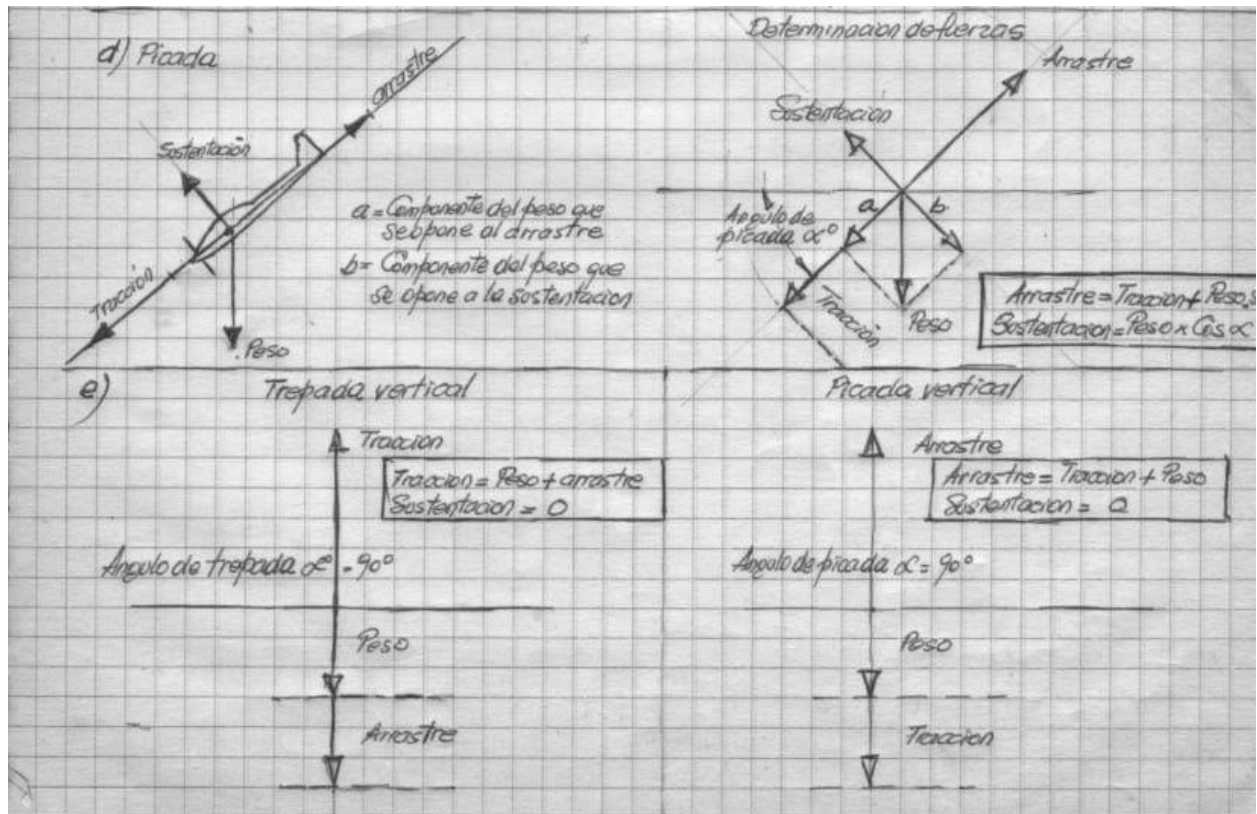
Para vuelo recto y nivelado, en equilibrio, el resultado debe ser como se muestra.

El planeo, ya sea ahogado o totalmente sin motor, se comprende mejor si las fuerzas se descomponen y determinan como se muestra en la fig. 1.4 b. El peso solamente actúa verticalmente hacia abajo, pero puede ser descompuesto en una fuerza que actúa a lo largo de la línea de vuelo y otra en ángulo recto con esta y opuesta a la sustentación.

El planeador o modelo con motor en planeo, se mueve hacia adelante y escasamente hacia abajo, bajo la acción del componente peso a lo largo de la dirección de vuelo.

La fuerza de reacción total del aire es descompuesta en forma similar en, sustentación en ángulo recto con la línea de vuelo, y arrastre opuesto a la componente del peso que actúa produciendo el empuje hacia adelante.

El resultado es un diagrama muy similar al mostrado para vuelo con motor en vuelo recto y nivelado, excepto que ha sido rotado en un relativamente pequeño ángulo, denominado ángulo de planeo.



Un planeo mas escarpado (con un ángulo mayor) causaría una componente del peso mayor para empujar el modelo a lo largo de la línea de vuelo. El modelo aceleraría hasta que la componente del arrastre de la reacción del aire se vuelva lo suficientemente grande como para restaurar el equilibrio.

En una picada, el diagrama de las cuatro fuerzas ha rotado aún mas allá, como se muestra en la fig. 1.4 d, y en el caso límite, la línea de vuelo está verticalmente hacia abajo y tanto el peso y el empuje (si lo hubiera), ambos tiran el modelo hacia abajo, la única fuerza que se opone es el arrastre.

La velocidad a la cual el arrastre se torna suficientemente grande como para igualar el peso mas la tracción, es usualmente muy elevada y es probable que antes que esta velocidad terminal sea obtenida, el modelo se estrelle contra el piso, fig. 1.4 f.

En trepada, la fuerza total que soporta el modelo proviene de una combinación de sustentación del ala y tracción de la hélice.

El peso puede ser descompuesto en dos resultantes, uno oponiéndose a la sustentación y el otro directamente opuesto a la tracción, ayudando al arrastre. Otra vez el resultado es la disposición de cuatro fuerzas balanceadas, esta vez rotadas en un ángulo de trepada. fig. 1.4 c

El caso límite es la trepada vertical, donde el peso mas el arrastre solo es contrarrestado por la tracción ejercida por la hélice. Este es el vuelo típico de un helicóptero, pero un modelo ortodoxo suficientemente potente también es capaz de sustentarse en esta forma.

Si la tracción solo es capaz de igualar el peso, el vuelo es estacionario. Para elevarse verticalmente a una determinada velocidad de ascenso, la tracción debe igualar el peso mas el

arrastre. En tal actitud las fuerzas de sustentación deben ser iguales a cero, ya que cualquier fuerza de sustentación del ala o del grupo de cola podría ser solamente horizontal y aceleraría el modelo fuera de la línea vertical.

La trepada vertical, como se explicará en el capítulo IV, no es la mas eficiente en términos de velocidad en ascenso con una potencia determinada del motor.-

CAPITULO 2

FACTORES QUE AFECTAN SUSTENTACION Y ARRASTRE

Las fuerzas del aire que actúan sobre un modelo, tanto las que lo sostienen, como aquellas que resisten su movimiento, surgen de las propiedades del aire, que tiene masa.

Para generar fuerza de sustentación, la masa de aire debe acelerarse o deflectarse para producir una reacción ascendente, que, para equilibrar iguale el peso.

Para trabajar en el aire, el ala del modelo, debe moverse a través de él, perturbándolo. Conjuntamente con el ala, el resto de las partes del modelo, tales como el fuselaje y los planos de cola, también perturban el aire sin agregar, en general, ninguna sustentación

Cuanto mayor es el gasto de energía para generar una fuerza de sustentación dada, menor es la eficiencia del modelo.

La masa de aire disponible para que un modelo trabaje depende de tres factores:

1- La cantidad de aire en un espacio dado, es decir, la densidad de la masa de aire donde opera el modelo. 2- El tamaño del modelo y 3- La velocidad de su vuelo. fig. 2.1 a, b y c

1- La densidad se expresa en kilogramos por metro cúbico (es decir masa por unidad de volumen) o en medidas inglesas, slugs por pie cúbico (slugs, unida de masa igual a 32,17 libras o sea 14,59 kilogramos); un pie es igual a 12 pulgadas e igual a 0,3048 metros).

A gran altura y en tiempo cálido, el aire es menos denso que próximo al nivel del mar con aire frío. Los aeromodelistas que operan en las altas mesetas del este de Africa o de América, encuentran que la densidad del aire muestra una diferencia tal que para obtener la misma reacción del aire para ganar sustentación, sus modelos deben volar a una velocidad superior. Motores y hélices son también adversamente afectados por este cambio de densidad en el aire.

En aerodinámica, el valor standard de la densidad del aire es 1.225 kg./m^3 o $.002378 \text{ slugs / ft}^3$. Estos valores corresponden al nivel del mar a temperatura y presión normales.

Para muchos usos en diseño estos valores son adecuados. En las fórmulas la letra griega ρ (rho) se usa para representar la densidad. fig. 2.1 a

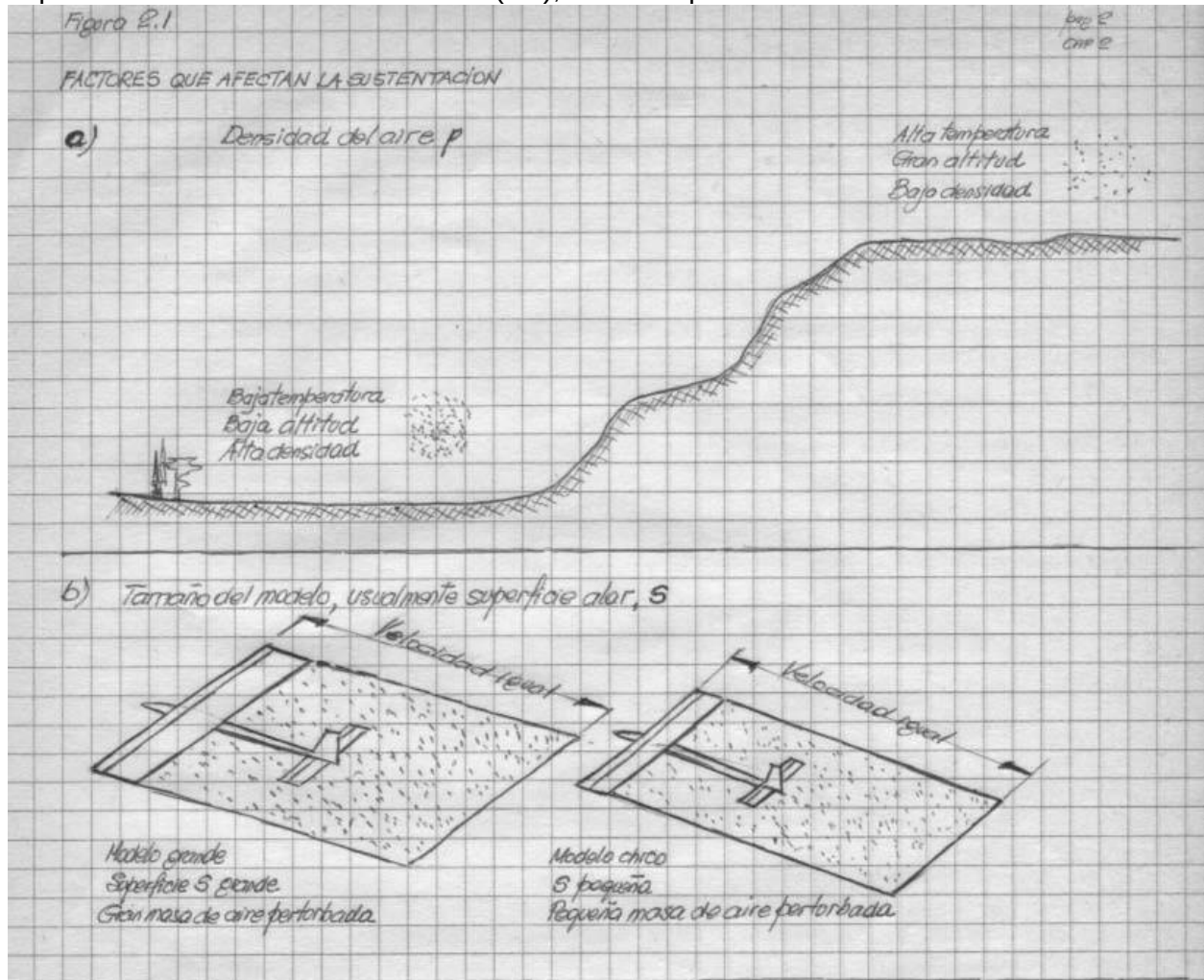
2- Un modelo grande, volando a través de una masa de aire de densidad standard, creará mas perturbación del aire y por lo tanto generará mas reacción del aire, tanto en forma de sustentación como de resistencia, que uno pequeño a velocidad igual.

La envergadura alar en relación con el peso del modelo, o carga de la envergadura es de cierta importancia. Un ala de gran envergadura, a una velocidad determinada, barre una masa de aire que un ala corta. Para obtener las mismas fuerzas reactivas, trabajando sobre una de aire mayor, son necesarias aceleraciones menores.

La carga por unidad de envergadura se expresa como relación: Peso por unidad de longitud (Newton por metro o libras por pie). La letra mayúscula W representa el peso y la letra minúscula b representa la envergadura. (Carga de envergadura = W/b).

El tamaño del modelo se expresa mas convenientemente en términos de superficie alar. Se emplean unidades tales como metros cuadrados (m^2) o pies cuadrados (ft^2), aunque estos

son algo grandes a los fines del aeromodelismo. El Código Deportivo F.A.I., especifica las superficies en decímetros cuadrados (dm^2), unidad equivalente a 1/10 de metro cuadrado.



En este libro las superficies serán expresadas en metros cuadrados para conformar las convenciones aerodinámicas standard.

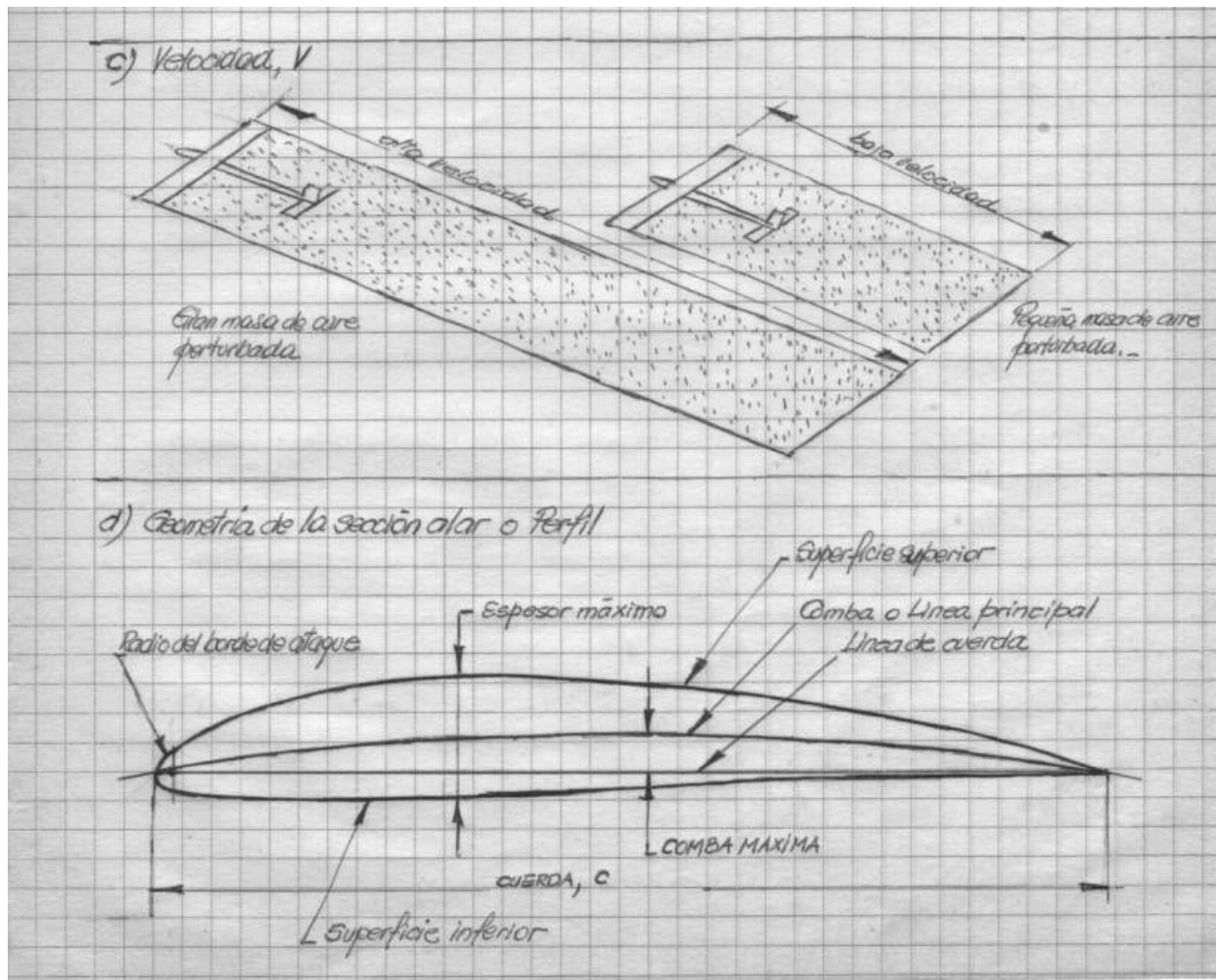
La letra mayúscula S será utilizada para representar la superficie.

3- Con un modelo de envergadura y superficie dada, una mayor masa de aire será perturbada con una velocidad elevada que con una velocidad menor.

La velocidad se expresa en metros o pies por segundo, en lugar de kilómetros o millas por hora, en las fórmulas standard. Se representa con una V mayúscula. fig. 2.1 c

Cualquiera sea el tamaño y la velocidad que el modelo pueda tener, su capacidad para generar sustentación, depende casi exclusivamente del perfil alar y su ángulo de ataque con respecto al flujo de aire.

El ángulo de ataque se mide en grados desde una línea de referencia mas o menos arbitraria, generalmente la recta que une los extremos del borde de ataque y de fuga de la sección alar o perfil. En muchos casos, específicamente cuando el perfil tiene la superficie inferior plana, tal como el perfil Clark Y, se adopta la tangente a dicha superficie como la línea de referencia.



El ángulo que se forma entre esta línea de referencia y el flujo de aire a nivel del ala, es el “ángulo de ataque geométrico”

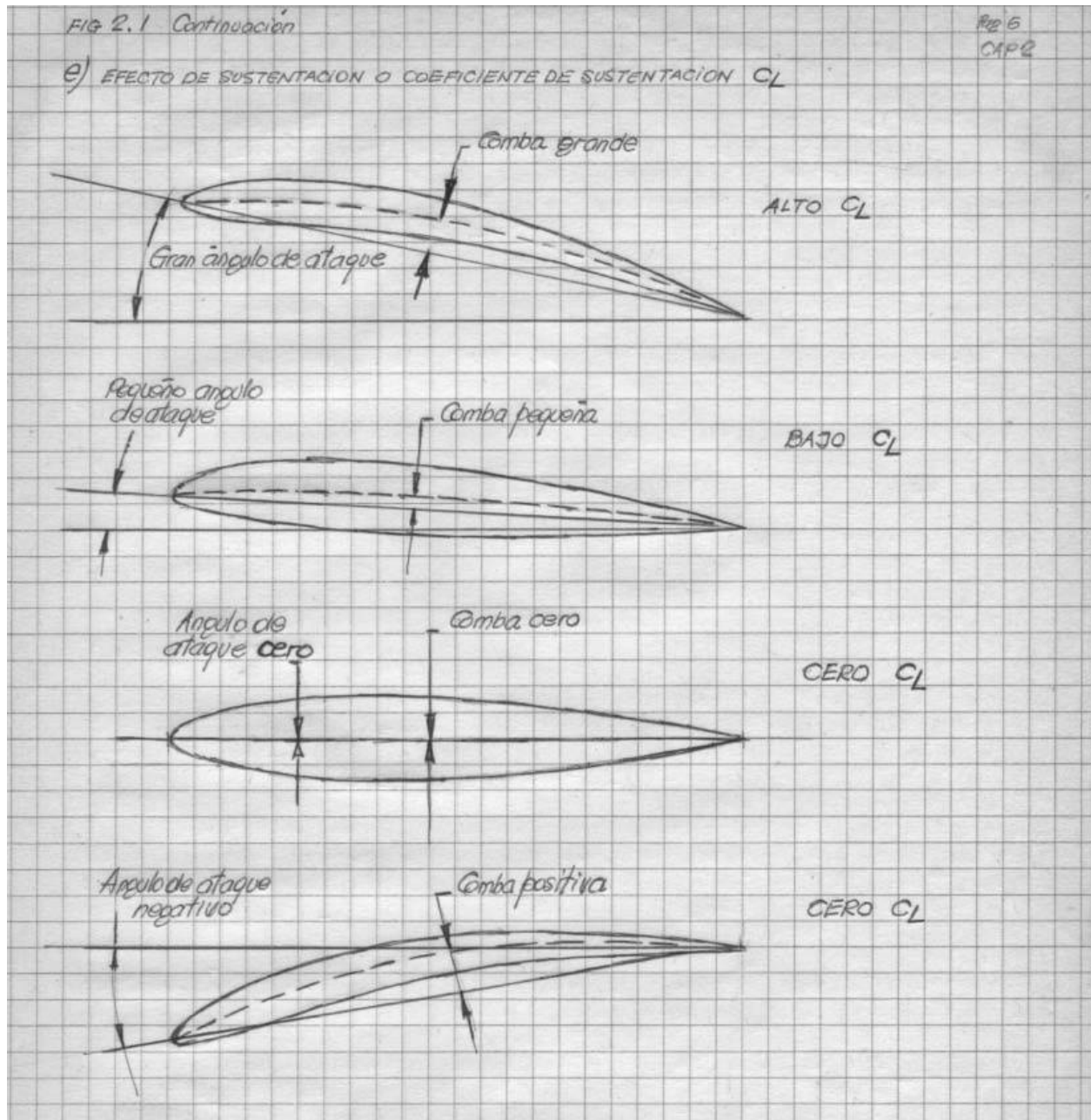
El “ángulo de ataque aerodinámico”, es decir el ángulo al cual el aire encuentra realmente el ala, es muchas veces distinto a este y será explicado en páginas posteriores.

El ángulo de ataque (ambos, el geométrico y el aerodinámico) del ala principal, es gobernado en modelos ortodoxos por el ajuste relativo entre el ala principal y el plano horizontal de cola.

El plano de cola es una pequeña ala, que puede o no contribuir a la sustentación total, pero cuya función principal es ajustar el ala a un deseado ángulo de ataque y mantenerlo allí. El ángulo de montaje del ala y la cola con respecto al fuselaje debe ser distinguido del ángulo de ataque con respecto al aire, porque el fuselaje en sí puede no estar alineado con respecto al flujo de aire.

En este texto el término ángulo de ataque se reserva para el que se refiere al flujo de aire, tanto del ala como de la cola. Para el antedicho ángulo de montaje del ala y de la cola con respecto a una línea de referencia del fuselaje, se utiliza el término ángulo de incidencia.

Esta convención no se observa siempre en otros trabajos sobre aerodinámica. (1)



PERFILES Y COEFICIENTES DE SUSTENTACION

La eficiencia de un ala es muy influenciada por su sección o perfil aerodinámico. Estos tienen cierto grado y tipo de comba y cierta forma de espesor fig. 2.1 d

El fuselaje y otras formas similares de los componentes de un modelo, también procuran cierta sustentación, dependiendo también de su forma y ángulo de ataque.

Los vehículos de reingreso a la atmósfera para vuelos espaciales han sido diseñados como cuerpos sustentadores sin alas, pero para todos los propósitos prácticos, en aeromodelismo, la contribución a la sustentación de los fuselajes puede ser ignorada.

De todos modos el fuselaje produce fuerzas análogas a la sustentación, que afectan la estabilidad del modelo, casi invariablemente de manera tal que se oponen a los esfuerzos del estabilizador para mantener el ala a un ángulo fijo de ataque.

Fuerzas laterales similares desestabilizantes son resistidas por los timones que son pequeñas alas montadas en ángulo recto con el plano principal, produciendo sustentaciones laterales para corregir derrapes y deslizamientos laterales.

N. del T.

(1) Entre los aeromodelistas argentinos se utiliza la denominación ángulo de incidencia, tanto del ala como del estabilizador, para el ángulo de montaje de los mismos con respecto al eje teórico del fuselaje, y además el termino decalaje para indicar el ángulo de montaje del ala respecto al estabilizador, en forma independiente del fuselaje. El término decalaje, proviene del francés y no es utilizado en los textos anglosajones

Los grupos de cola son algunas veces dispuestos en forma de V o aún en forma de V invertida, cuando se combinan la inclinación longitudinal, la estabilidad lateral y las funciones de ajuste. en las dos superficies de la V.

Varias otras disposiciones son realizables, además del estilo ortodoxo de ala, plano de cola y timón, incluyendo el modelo sin cola, tandems, deltas y cola anterior o canard.

Todos estos y aún otros pueden hacerse volar, y a veces para propósitos especiales pueden ser superiores a los diseños ortodoxos.

Sin embargo, con respecto a la energía requerida para producir la sustentación, la disposición plano principal y plano de cola, es siempre la mejor, por razones que irán apareciendo a medida que este libro se desarrolle.

Aunque los diseños no ortodoxos aparenten ser atractivo, tales como el tipo sin cola que parece ahorrar peso y arrastre por no tener fuselaje y el tipo tandem que puede ser muy estable y fácil de ajustar; todos tienen serias desventajas que disminuyen mucho o anulan las ventajas aparentes.

Los aerodinamicistas adoptan por conveniencia, una convención, que permite evaluar en una sola cifra, factores complejos como el ajuste del ala y formas de la misma: el coeficiente de sustentación.

Este valor explica como el modelo en su totalidad, o cualquiera de las partes que lo componen, trabaja como un productor de sustentación.

Un coeficiente de sustentación (C_L) de 1,3, indica mas efecto de sustentación que un $C_L=1,0$ o 0,6, mientras que $C_L=0,0$ indica que no existe ningún efecto de sustentación.

El C_L no tiene dimensiones, ya que es una figura abstracta con propósitos de comparación y cálculos.

Para vuelo nivelado, la fuerza de sustentadora generado por el modelo debe ser igual al peso total, por lo tanto es posible escribir:

$$\text{Sustentación total} = \text{Peso total o } L=W \text{ (Acción = Reacción)}$$

Esto no se aplicara exactamente si el modelo esta descendiendo o en trepada. Las relaciones exactas entre sustentación y peso, para estas condiciones, han sido dadas en la fig. 1.4.

Tal como se muestra en la fig. 2.1, los factores que afectan la fuerza de sustentación son: el tamaño o superficie del modelo, la densidad de la masa de aire, y el perfil y factor de ajuste o C_L .

En cada caso, el incremento de uno de estos factores, mas superficie, mayor velocidad, incremento de densidad o mas alto coeficiente de sustentación, producirá una mayor fuerza de sustentación.

Cuando se elabora una fórmula para la sustentación, se incluirán todos estos factores. En lenguaje matemático:

$$\text{Sustentación} = \text{Alguna función de } \rho, V, S, \text{ y } C_L$$

La fórmula standard, que surge de los principios básicos de la mecánica y el trabajo pionero de Daniel Bernoulli en el siglo XVIII, es:

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

No es particularmente importante que los aeromodelistas conozcan esta fórmula, pero si es necesario apreciar como los diversos factores de la ecuación de sustentación son ínter dependientes.

Para que un modelo sea capaz de mantenerse en vuelo nivelado, la sustentación debe mantenerse igual al peso. Si el peso del modelo aumenta (como cuando resulta más pesado de lo esperado), será necesaria una mayor fuerza de sustentación para sostenerlo.

Algún ítem de la derecha de la ecuación o más de uno de ellos deberá ser aumentado. El aeromodelista no tiene control sobre la densidad del aire, así que debe considerar este valor como fijo.

Podría reajustar el modelo, aumentando el ángulo de ataque del ala para obtener un C_L mayor. También podría aumentar la superficie alar S , aunque esto agregaría masa y aumentaría el peso.

Si nada de esto se hace, la única manera de obtener mas sustentación es aumentar la velocidad de vuelo. Como V está elevada al cuadrado en la fórmula (multiplicada por si misma), un pequeño aumento de V producirá un gran aumento en la fuerza de sustentación, manteniendo iguales los demás factores. Se deduce de esto que un modelo pesado (de una superficie y ajuste dados) debe volar mas rápido que uno liviano.

Sin embargo para incrementar la velocidad, es necesaria mayor energía, y en un caso extremo el motor del modelo puede no disponer de potencia suficiente para mantener el modelo en vuelo.

En este caso si se lanza el modelo desde cierta altura, este descenderá como un planeador, aún con el motor a plena potencia.

La importancia del peso en relación a la superficie alar es obvia de acuerdo a lo descrito. La carga alar, frecuente mente escrita W/S , expresada en kilogramos por metro cuadrado o libras por pié cuadrado, es la forma mas fácil de representar esta relación.

El peso de un modelo, desechando pequeños cambios producidos por la disminución del combustible, es constante durante el vuelo.

La velocidad del vuelo, con un ajuste dado (ángulo de ataque), va a depender enteramente de la carga alar.

Esto puede demostrarse readaptando la formula de sustentación para trasladar L/S a un miembro de la ecuación ($L=W$ en vuelo nivelado). Dividiendo ambos miembros de la ecuación por S se obtiene:

$$W/S = L/S = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L$$

Para planeadores y modelos con motor descendiendo, la sustentación y el peso no son totalmente iguales (sustentación = peso $\cos \alpha$, ver fig. 1.4) pero para ángulos normales de descenso o trepada menores de 10° grados, hay muy poca diferencia y la fórmula de la carga del ala se desempeña bien.

El C_L de un ala o estabilizador real no puede transferirse directamente de los valores C obtenidos en un túnel aerodinámico. Los diversos efectos del flujo cruzado y la deflexión hacia abajo de los filetes de aire en un ala real, hacen que el coeficiente de sustentación del perfil varíe de un lado hacia el otro a través de la envergadura, aún cuando el ala se mantenga normalmente en el mismo ángulo de ataque geométrico con la línea de vuelo.

El C_L al cual frecuentemente se arriba, es aproximadamente el promedio de todos los valores locales. Posteriores dificultades son también causadas por la contribución del estabilizador al C del modelo completo.

En los aeromodelos destinados a competición se considera la superficie del estabilizador, además de la del ala, para prevenir que los competidores traten de obtener ventajas desleales utilizando estabilizadores sobre dimensionados.

Si el estabilizador contribuye con alguna sustentación en el total, tal como se da en los modelos de duración, el C del modelo completo puede ser determinado utilizando la sumatoria de ambas superficies en la formula de sustentación. En aeronáutica para aviones reales se utiliza la superficie alar únicamente para el calculo del C . Esta es una convención nada mas.

Se adoptan diversas convenciones con respecto a las partes del ala y cola que están dentro del fuselaje, o rodeadas por barquillas o cubiertas del motor. El área usada en los cálculos es en cierto grado motivo de elección y conveniencia. Los problemas surgen únicamente si las convenciones adoptadas no son convincentes.

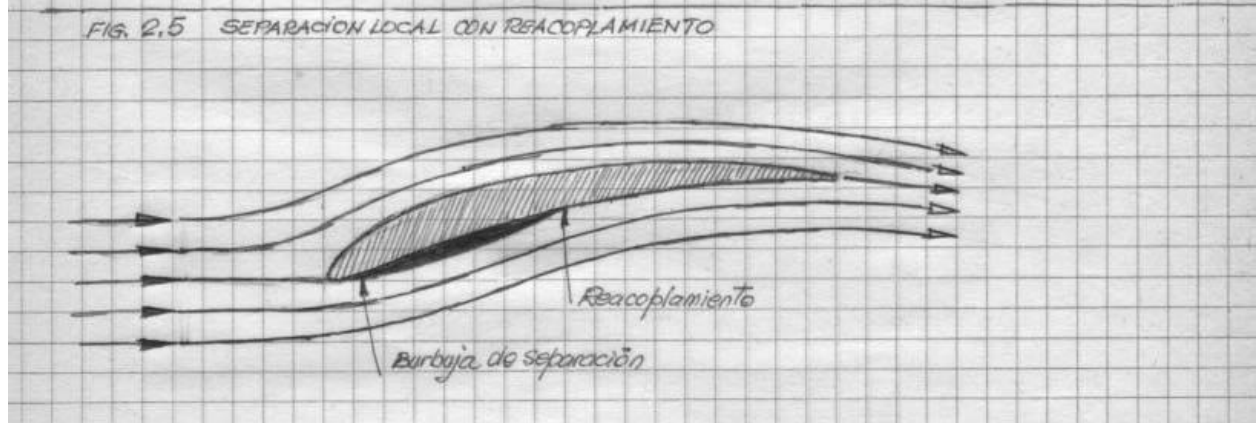
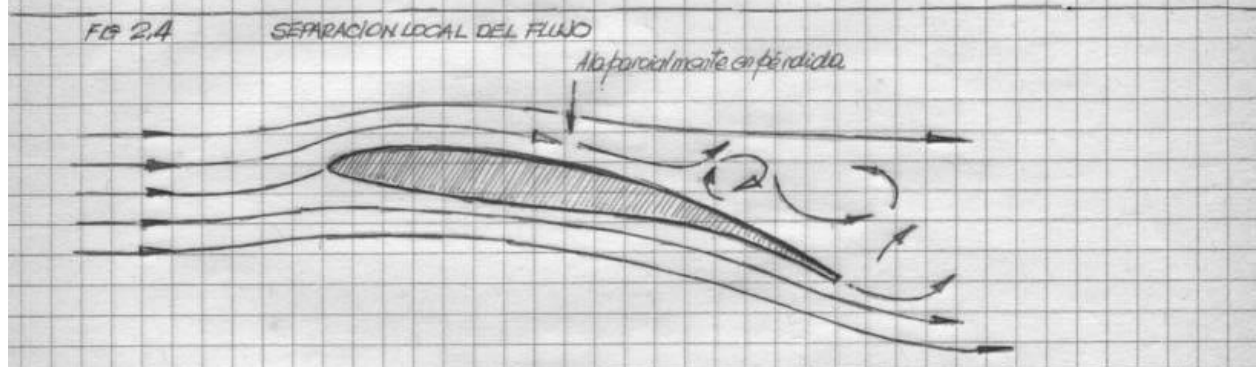
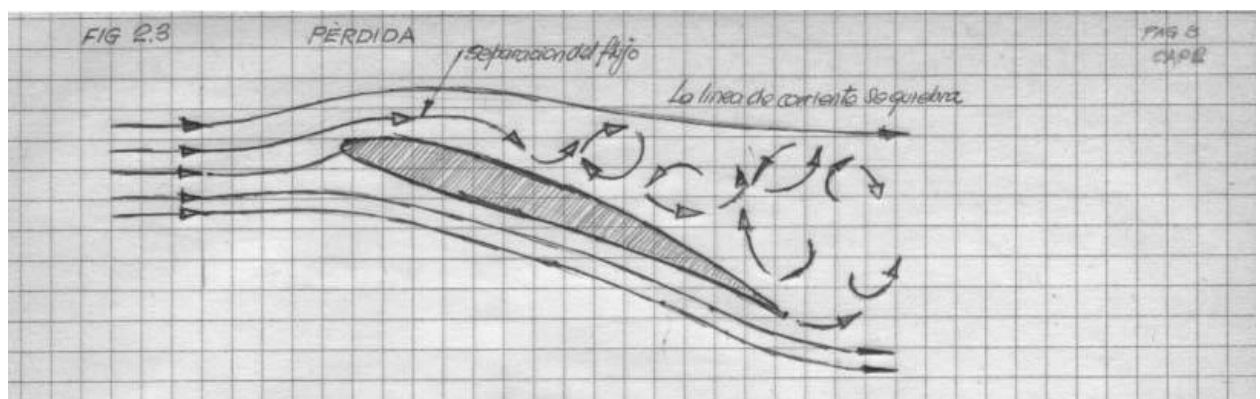
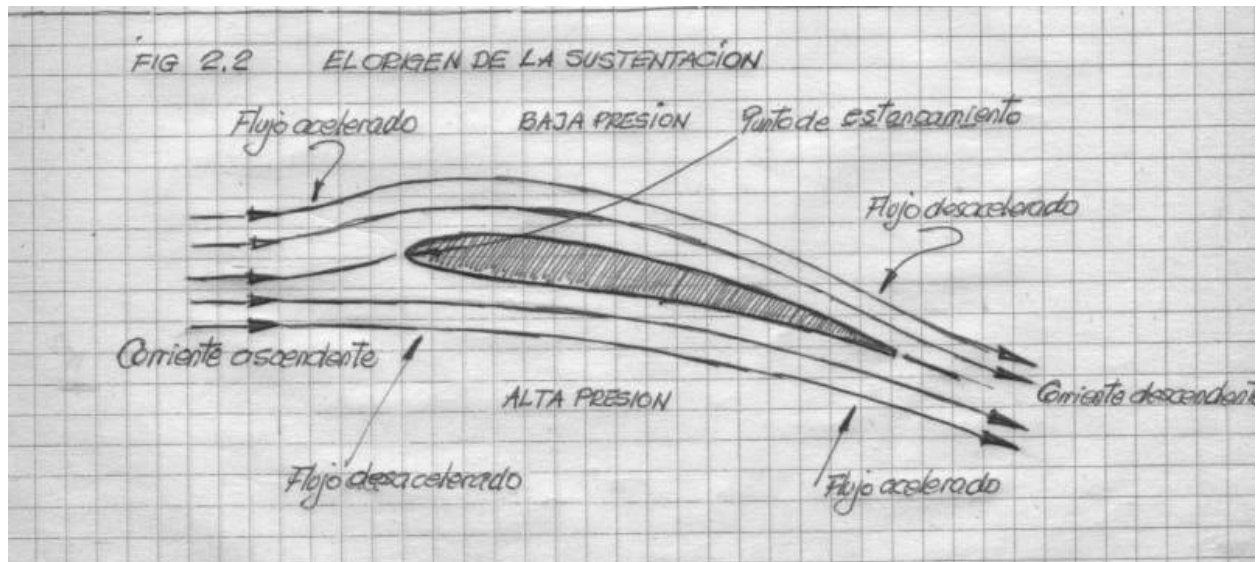
FLUJO AERODINAMICO

Cuando el aire se encuentra con cualquier cuerpo, tal como un ala, se deflece o desvía sobre la superficie del cuerpo. De acuerdo al teorema de Bernoulli (ver Cap. 3), por encima y por debajo del ala se manifiesta una compleja variedad de velocidades y presiones.

Para una reacción positiva, que es la base de la sustentación, debe existir una diferencia positiva entre las presiones totales de la superficie superior y las presiones totales de la superficie inferior del ala.

El aire que fluye sobre la superficie superior es forzado a recorrer una ruta mas larga, por lo tanto fluye más rápidamente que el que toma la ruta inferior. Estos efectos se manifiestan tanto delante como detrás del ala.

El flujo delantero tiende a ser arrastrado hacia arriba de la región de baja presión, lo cual crea una corriente ascendente, y mas allá del borde de salida tiende a retomar su posición anterior, generando una corriente descendente. (fig. 2.2)



La diferencia de presión entre las dos superficies puede ser incrementada hasta cierto punto, mediante el incremento del ángulo de ataque, el incremento de la comba, o de ambos.

Existe un límite muy definido para este tipo de procedimiento. Si tanto el ángulo de ataque como la comba, se aumentan demasiado, la corriente de aire se quiebra y el flujo se separa del ala. Esto está explicado detalladamente en el capítulo 3.

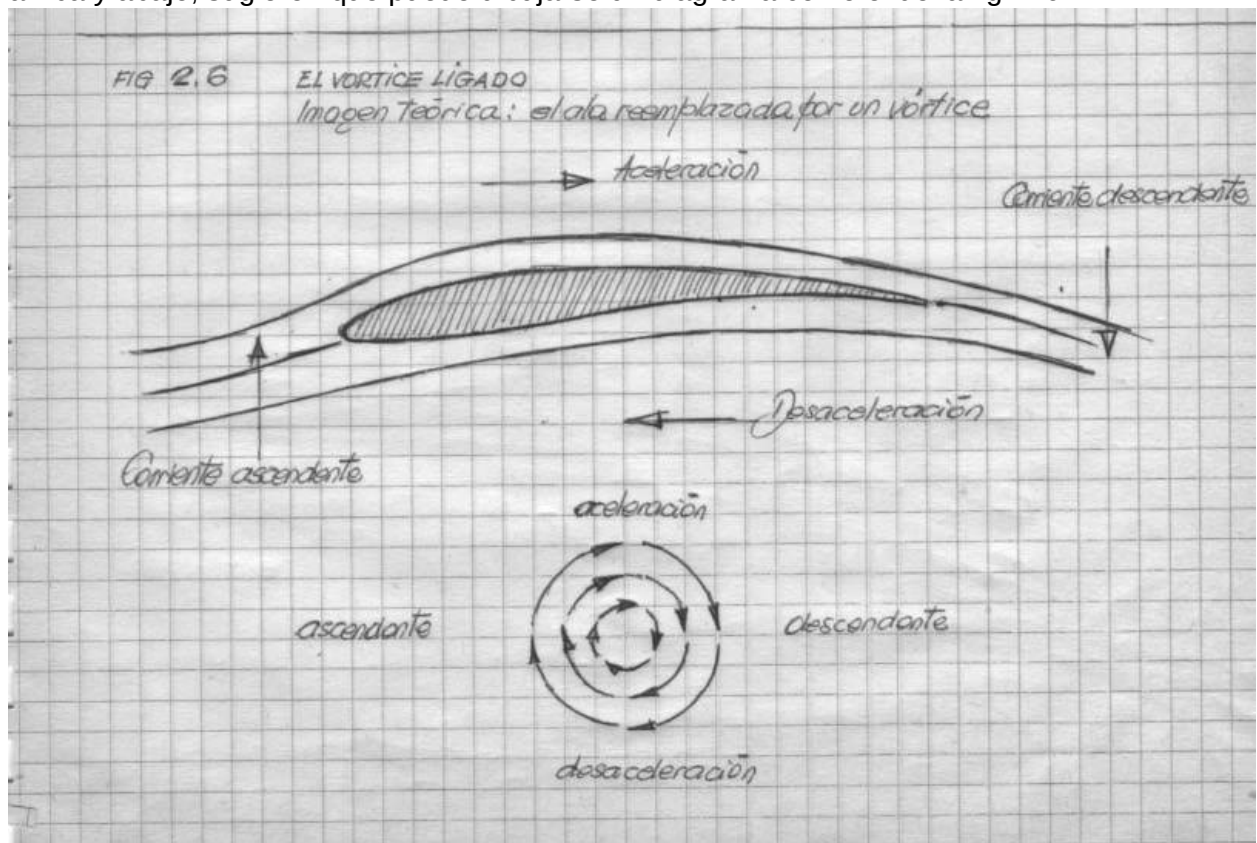
La separación del flujo no solamente crea una gran cantidad de arrastre adicional, sino que también cambia marcadamente la diferencia de presión entre la superficie superior e inferior.

La fuerza de sustentación se reduce drásticamente, el ala entra en pérdida. Fig. 2.3

Es también común la superación del flujo en pequeña escala. Sobre la superficie superior, el flujo puede separarse en alguna parte antes del borde de salida, tal como se ha croquizado en la fig. 2.4, o como se ha sugerido en la fig. 2.5, puede existir separación en una superficie o en ambas con el subsiguiente reacoplamiento.

Los resultados típicos de los test sobre alas de modelos se verán en el Cap. 8

El flujo ascendente delantero y el descendente detrás del ala, con las aceleraciones arriba y abajo, sugieren que puede dibujarse un diagrama como el de la fig. 2.6.



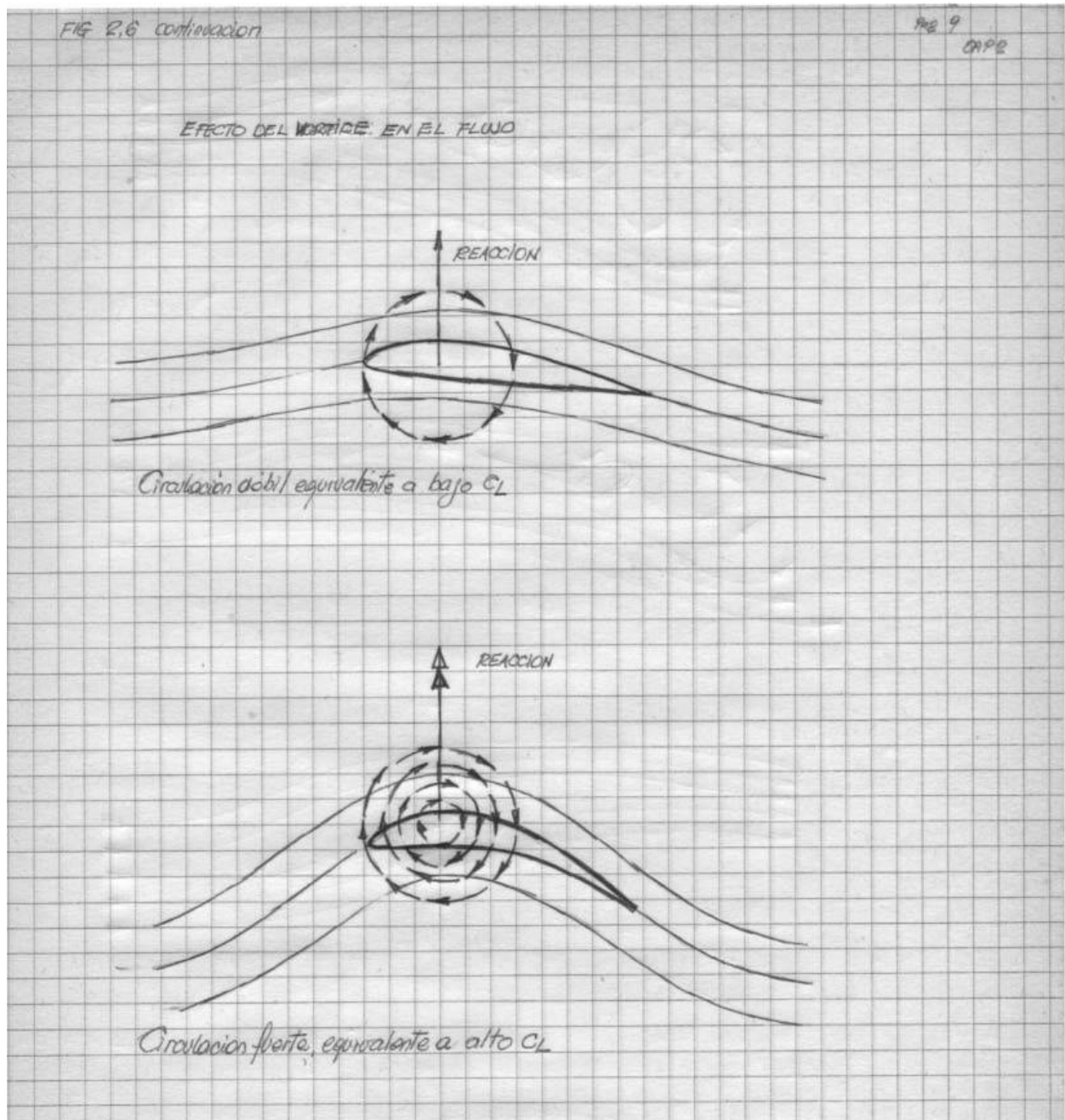
Los flujos de aire se comportan como si en lugar de un ala, hubiera un cilindro de aire rotando y moviéndose, un vórtice, con su eje a lo largo del ala.

Tal cilindro, producirá flujos ascendentes y descendentes, aceleraciones y desaceleraciones en una manera muy parecida a un ala real y causaría fuerzas de reacción idénticas.

La fuerza o la velocidad de rotación del vórtice, determinaría la cantidad de fuerza reactiva producida.

Muchos experimentos han demostrado que los cilindros rotativos producen sustentación, pero el principal valor de esta idea es que permite explicar o calcular la capacidad de sustentación de cualquier ala, en términos de la fuerza de rotación del vórtice imaginario.

El cilindro rotativo se denomina vórtice ligado, porque se supone que está ligado al ala y se mueve conjuntamente con ella



ARRASTRE

Todas las partes de un modelo, incluyendo las alas, cola, fuselaje y todos los componentes expuestos al flujo del aire, contribuyen al arrastre.

Aun los interiores de los soportes de motor o ruedas agregan algo de arrastre si el aire pasa a través de ellos.

Como con la sustentación, la fuerza real de arrastre generada, depende de la velocidad del aire, la densidad del mismo y la forma del modelo.

El coeficiente de arrastre, tal como el coeficiente de sustentación, representa la suma de las resistencias de todos los componentes del modelo e indica la medida de su "limpieza aerodinámica"

La fórmula es del mismo tipo que la usada para la sustentación:

$$\text{ARRASTRE} = D = \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times S \times C_D$$

La S, en esta fórmula normalmente representa el área completa del ala. Si para el calculo del C_L se ha utilizado la suma del ala mas la cola, deberá usarse el mismo valor para la resistencia o arrastre, a los efectos de que resulten valores comparables.

Esta comparación se realiza normalmente en forma de razón o relación, la relación sustentación - resistencia o L/D

En vuelo nivelado, la sustentación es igual al peso. La tracción puede ser aumentada o disminuida alterando la potencia del motor. Esto cambiará la fuerza del arrastre, porque en vuelo nivelado, en equilibrio, la tracción y el arrastre deben permanecer constantes e iguales.

A alta velocidad la tracción es grande y la resistencia o arrastre es grande, pero la fuerza total de sustentación permanece inalterablemente igual al peso. La relación sustentación resistencia es baja; la resistencia a aumentado ha causa de la alta velocidad.

A baja velocidad, aún manteniendo el vuelo nivelado, el arrastre se reduce hasta un punto, mientras que la sustentación se mantiene igual al peso. Por lo tanto la relación L/D aumenta.

Este mejoramiento de la fuerza de arrastre, no continua descendiendo a la velocidad mínima para cualquier modelo dado, porque el coeficiente de arrastre en si se incrementa notablemente a velocidades bajas y esto es suficiente para restarle peso a la reducción de velocidad.

Por lo tanto, a una cierta velocidad, el modelo obtiene su máxima relación L/D.

El valor de esta relación , da una tosca medida de la eficiencia total del modelo.

Como en el caso de la sustentación, surgen confusiones, si las pruebas del túnel de viento son interpretadas erróneamente.

En las pruebas de cuerpos aislados

, tales como fuselaje, carenados etc. la medida S de la fórmula es la sección transversal máxima del objeto probado

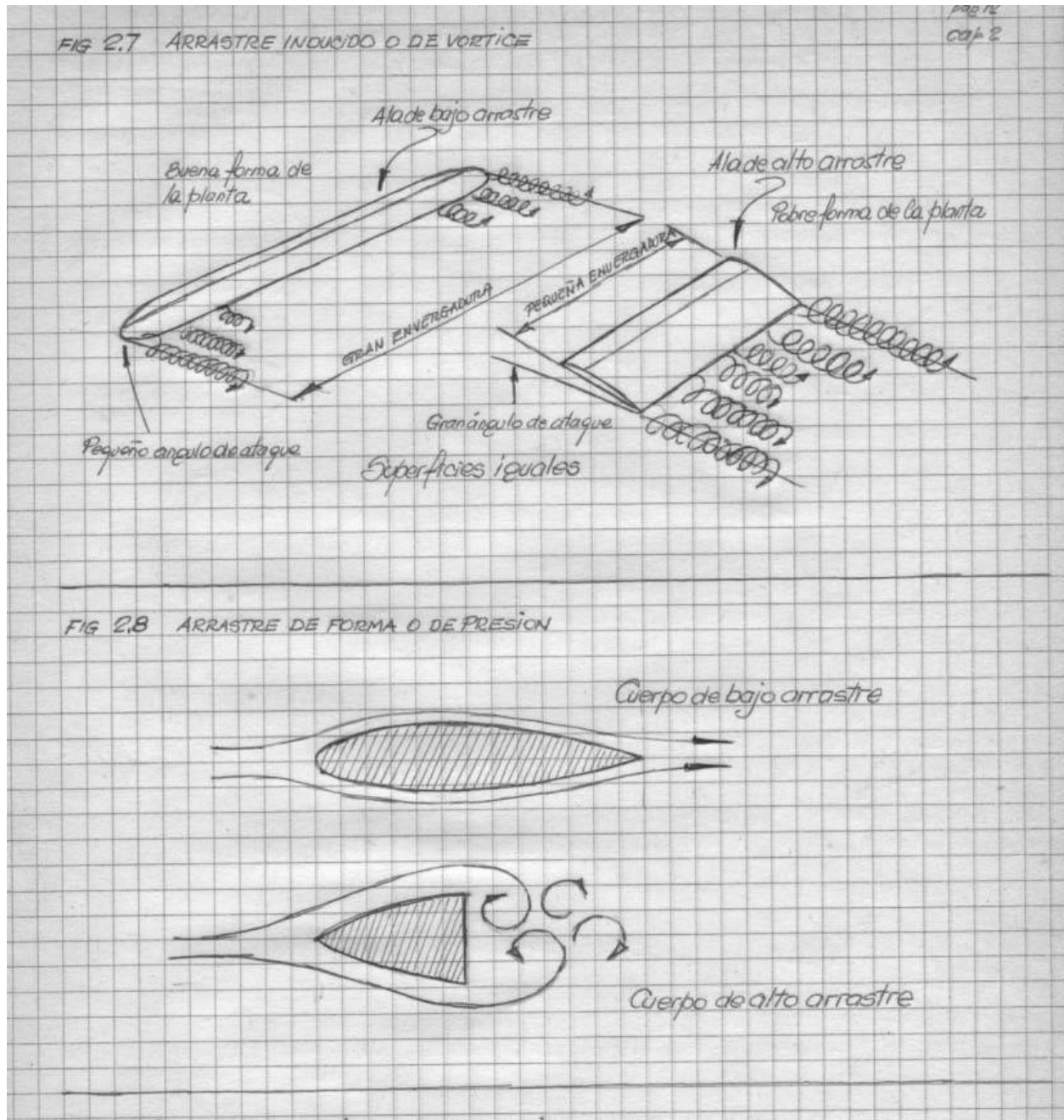
Esto da un resultado completamente diferente del coeficiente de arrastre de tales ítems cuando son relacionados con el área del ala de todo el modelo.

Con el arrastre obtenido para alas en el túnel, sucede lo mismo que con el coeficiente de sustentación de sección. El ala real no reproduce los valores del test a todo lo largo de la envergadura.

No es muy necesario calcular el arrastre real de los componentes de un modelo.

Lo importante es conocer como se genera el arrastre y como es posible reducirlo.

En las fig. 2.7, 2.8 y 2.9 se ilustran los principales tipos de arrastre.



El arrastre inducido es a veces llamado arrastre de vórtice, porque está asociado a los vórtices rotantes que se manifiestan en cualquier ala o cualquier superficie que esté aportando sustentación aerodinámica.

La aparición de vórtices está directamente asociada con la sustentación, cuanto mayor es el coeficiente de sustentación en un ala dada, mas importante es el efecto de los vórtices. Cuando la velocidad V de vuelo es baja, el modelo opera a un coeficiente de sustentación más alto que cuando la velocidad es mas alta; esta es la razón por la cual el arrastre inducido aumenta a medida que la velocidad disminuye. Matemáticamente, el arrastre inducido es proporcional a: $1/V^2$

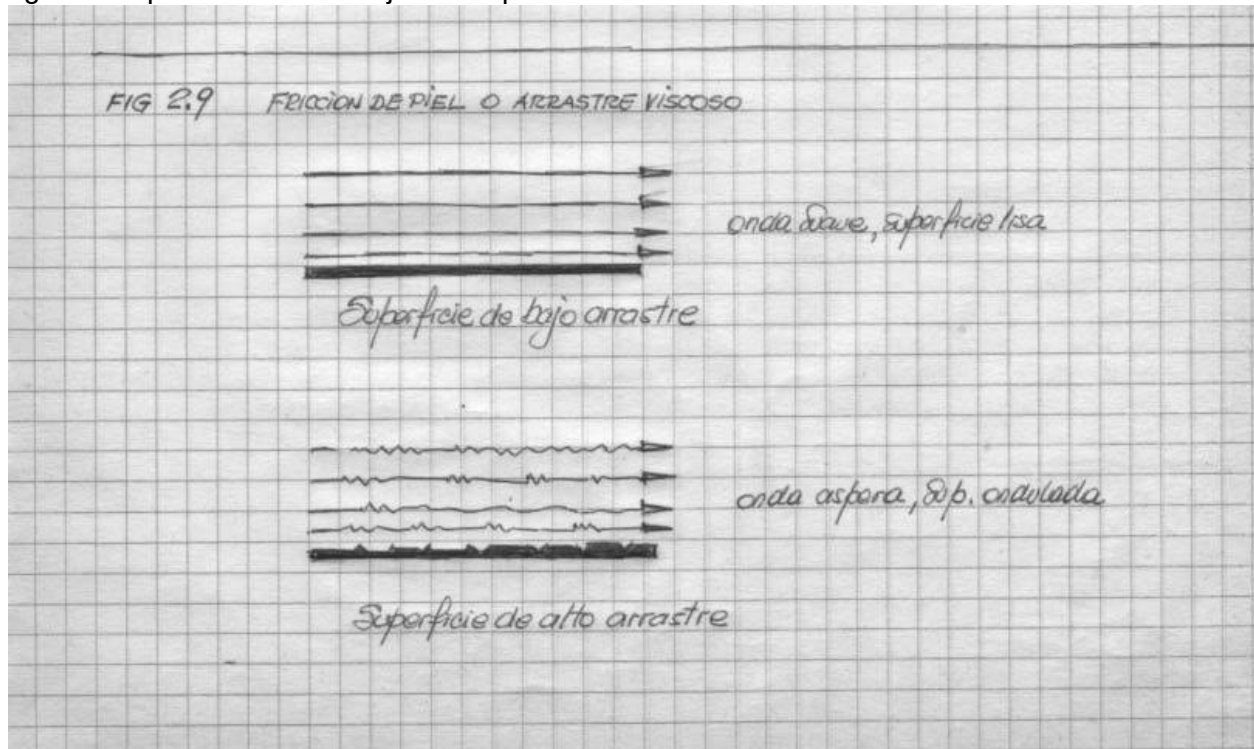
Esta es la mayor, pero no la única causa de reducción de L/D a bajas velocidades mencionada anteriormente.

El arrastre de forma o arrastre de presión, es causado por el total de todas las variaciones de presión que se originan sobre el objeto mientras el aire fluye alrededor de él.

El arrastre de piel o arrastre viscoso, es causado por el contacto del aire con la superficie del modelo.

Aunque es útil separar, con propósito de estudio, estos diferentes tipos de arrastre debe quedar claro que casi siempre ocurren todos juntos.

Por ejemplo las alas mostradas en la fig. 2.7 producen resistencia de forma y resistencia de piel, en adición a la resistencia de vórtice. El cuerpo cuya piel es mostrada en la fig. 2.9 es parte de un fuselaje o ala que también tiene resistencia de forma



La relación entre arrastre de piel y de forma es muy estrecho, los dos se afecta uno a otro.

por ejemplo, la resistencia de piel es muy gobernada por la velocidad del flujo de aire y la velocidad local del flujo próximo a la piel es principalmente determinada por la forma total del cuerpo. (ver teorema de Bernoulli en el Cap. 3).

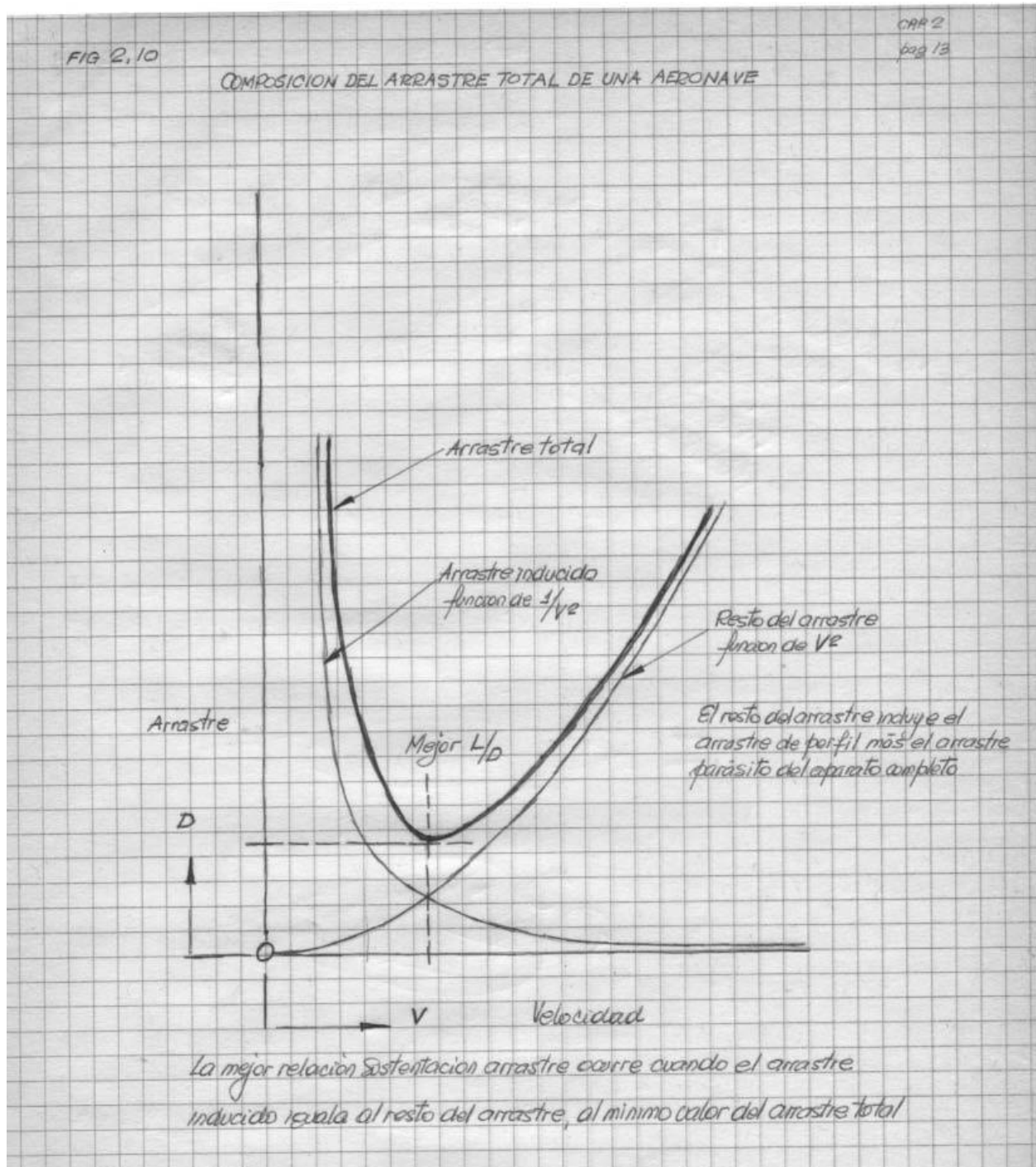
Por esta razón, particularmente cuando se trata de alas, el arrastre de piel y de forma son considerados en conjunto y denominado arrastre de perfil.

En contraste con el arrastre inducido, el arrastre de perfil y el de forma son ambos directamente proporcionales a V^2 . Así como el arrastre inducido cae con velocidades altas, el arrastre de forma y el de piel aumentan, y viceversa.

El resultado en forma gráfica, es mostrado en la fig. 2.10.

El arrastre total de un aeromodelo se compone de la suma del arrastre inducido y el resto de todos los arrastres, a cada velocidad.

Cuando la resistencia o arrastre inducido iguala a todo el resto, o sea cuando las dos curvas inferiores del gráfico (fig. 2.10) se interceptan, el arrastre es mínimo para el aeromodelo completo.



Considerando constante la sustentación para una determinada masa del modelo en vuelo nivelado, es el punto mínimo de arrastre en la curva, que la mejor relación sustentación arrastre (L/D) se obtiene en el aeromodelo.

Una demostración ligeramente mejor elaborada de esta información aparece en la fig. 4.9 y en la fig. 4.3 la forma de la curva polar de un planeador está relacionada con esta misma curva, aunque presentada en diferente forma, relacionando velocidad de descenso con velocidad en lugar de arrastre total y C/L .

CAPITULO 3

EL EFECTO ESCALA Y LA CAPA LIMITE

La diferencia más importante entre modelos y aviones tamaño natural, desde el punto de vista aerodinámico, debe ser atribuida a la capa límite, la delgada capa de aire en contacto con la superficie de un ala o de cualquier cuerpo sólido sobre el que fluye una corriente de aire.

Dos propiedades del aire, su masa y su viscosidad, determinan el comportamiento de la capa límite.

La viscosidad puede ser groseramente definida como la “pegajosidad” de un fluido. La miel y la vaselina son altamente viscosas a temperatura normal. Aceite y agua son menos viscosos. El aire y otros gases son menos viscosos aun.

La viscosidad, tal como la densidad del aire, debe considerarse prácticamente constante a los fines de la aerodinámica para aeromodelos .

La inercia se opone a los cambios de velocidad y dirección. La viscosidad se opone a la separación del flujo y tiende a mantener a éste en contacto con la superficie.

Cuando esta capa límite actuando sobre la superficie, se producen aceleraciones o desaceleraciones las fuerzas producidas por la masa y por la viscosidad, interactúan, algunas veces ayudando una a la otra y otras veces oponiéndose entre si.

Cuando la velocidad es elevada y la curvatura de la superficie es relativamente grande en radio; tal como sucede en un ala de avión real a alta velocidad, la inercia de masa es dominante y los efectos de la viscosidad, aunque no desatendidos son menores.

En el ala de un modelo, a baja velocidad, las fuerzas de viscosidad se tornan relativamente mucho mas importantes.

Un ala muy pequeña, como la de un insecto, opera en un fluido que es relativamente mucho mas viscoso que el que opera sobre el ala de una aeronave comercial.

Aeromodelos, planeadores reales, aeroplanos impulsados por energía humana, alas delta deportivas, operan en un nivel intermedio.

No se puede esperar que el ala de un aeromodelo, aún construida en perfecta escala de un ala de avión, se comporte de la misma manera.

Desafortunadamente este” efecto escala”, invariablemente actual con desventaja para el modelo pequeño.

Trabajos experimentales realizados por Osborne Reynolds en 1883, demuestran que existen dos distintos tipos de flujo, LAMINAR Y TURBULENTO

Esto puede cambiar de uno a otro de acuerdo a condiciones particulares.

Que tipo de flujo prevalece en la capa límite en cada punto depende de: la forma, la ondulación y rugosidad de la superficie, la velocidad de corriente principal medida a una cierta distancia de la superficie misma, la distancia a que el flujo pasa sobre la superficie y la relación densidad / viscosidad del fluido.

Una variación de cualquiera de estos factores puede configurar un cambio en la capa límite. Reynolds combinó todos ellos, excepto la condición de la superficie, en una sola figura, el número de Reynolds. La fórmula del número de Reynolds es:

$$\text{NUMERO DE REYNOLDS } Re = \frac{\text{DENSIDAD}}{\text{VISCOSIDAD}} \times \text{VELOCIDAD} \times \text{LONGITUD}$$

$$\text{En símbolos standard: } Re = \frac{\rho}{\mu} \times V \times L \quad \text{o} \quad \frac{\rho V L}{\mu}$$

La viscosidad se mide en kilogramos por metro por segundo, el valor standard para el aire es: 17894×10^{-6} o sea $0,000017894 \text{ Kg./m/seg.}$ ($373718 \text{ slugs/pie/seg.}$)

El Re promedio del ala o la cola de un modelo puede ser calculado utilizando la velocidad normal de vuelo y la cuerda promedio como largo L. Así por ejemplo, para un ala de 0,10 m de cuerda, volando a 10 m/segundo en aire de densidad y viscosidad normal tendrá un

$$Re = (1.225 / 0,000017894) \times 0,1 \times 10 = 68459 \times 1 = 68459$$

Una abreviación utilizable para la mayoría de las necesidades aeromodelísticas, viene dada por la siguiente ecuación simplificada:

$$Re = 68459 \times V \times L$$

Dado que la densidad y la viscosidad no son controlables, es frecuentemente sugerido que a los fines que a los fines de aeromodelismo se utilice $V \times L$, dado que el Re es una figura no dimensional.

Sin embargo, para una comprensión completa de los efectos del Re, lo que interesa es la relación de las fuerzas de inercia con las fuerzas de viscosidad, en la capa límite, relacionada con la velocidad del flujo en cada punto.

Valores típicos de Re para varios tipos de aeromoviles se muestran en la tabla inserta mas abajo de este texto.

Es muy importante recordar que las cuerdas de la punta de ala son usualmente menores que las de la raíz y por lo tanto el Re es menor. Por ejemplo, un modelo con un Re promedio de 68.000, la cuerda en la raíz puede ser 0,12 mt. y en la punta 0,08 mt. y por lo tanto los Re serán respectivamente iguales a 81.000 y 48.000.

Este punto es de fundamental importancia en el fenómeno de entrada en pérdida de las puntas de ala. Ningún modelo vuela permanentemente a velocidad constante. Cada cambio de velocidad altera el Re en proporción directa. Cuanto mas rápido es el vuelo, más alto es el Re.

Asimismo si el estabilizador tiene una cuerda menor que el ala, este aporta un Re menor.

El Re aplicado a la cuerda alar no es el mismo a que se manifiesta dentro de la capa límite en sí.

Como el flujo de aire encuentra el ala cerca del borde de ataque, en un punto llamado de estancamiento (fig. 2.2) donde el flujo se divide, parte encima y parte debajo del ala, el Re en la capa límite es cero, dado que la distancia cubierta sobre la superficie es nula.

El flujo de la capa límite se mueve desde el punto de estancamiento a lo largo de la superficie del ala y el numero de Reynolds en cada punto esta basado en la distancia de este punto, medida a lo largo de la superficie desde el punto de estancamiento.

En el momento en que la capa límite alcance el borde de salida, su Re será mas elevado, debido a la mayor distancia recorrida; que el valor obtenido como promedio aproximado considerando la cuerda media que es una línea recta que une el borde de ataque con el borde de fuga.

Debido a que la mayoría de los perfiles tienen contornos diferentes en la superficie superior, con respecto a la superficie inferior, y además el ala opera a cierto ángulo de ataque, el Re de la capa límite en estaciones opuestas superiores e inferiores, es ligeramente diferente.

Por lo expuesto, es importante distinguir el así llamado “ Re critico” de un perfil del “ Re critico” de la capa limite en si misma

PROMEDIOS TIPICOS DE NUMERO DE REYNOLDS PARA VARIOS TIPOS DE AEROMOVILES

TIPO	N ^o DE REYNOLDS
Aeronave comercial	Mas de 10.000.000
Aeroplano liviano	Mas de 1.000.000
Planeador real, velocidad máxima raíz del ala	5.000.000
Planeador real, velocidad mínima punta de ala	500.000
Modelo “Pylon racing” a velocidad máxima	1.000.000 (raíz del ala) 500.000. (punta del ala)
Planeador de piloto suspendido y aeroplano impulsado por energía humana	600.000 (raíz) 200.000 (punta)
Planeador RC para vuelo en colina (velocidad máxima .)	400.000
(velocidad mínima .)	100.000
Planeador A/2, Wakefield (velocidad máxima)	80.000
(velocidad mínima)	30.000
Indoors, Peanuts etc.	10.000
Albatros y Aguilas	200.000
Gaviotas	100.000
Mariposa en planeo	7.000

(Estos valores son aproximados y dependen de la velocidad real, cuerda alar etc.)

El flujo laminar causa una fricción superficial o de piel, considerablemente inferior al producido por el flujo turbulento.

En una capa límite de flujo laminar, el aire se mueve de una manera muy suave, como si cada delgada capa de fluido fuese una lámina separada, deslizándose al pasar sobre la inferior, con solo una leve fuerza de adherencia o viscosidad entre ellas.

No se produce ningún movimiento de partículas de una capa a otra capa.

La lámina mas baja esta adherida a la superficie, la capa inmediatamente superior a ella se desliza suavemente sobre la primera capa inmóvil. La próxima capa superior también suavemente sobre ella y así sucesivamente hasta el borde exterior de la capa límite. La última de las capas se mueve prácticamente a la misma velocidad del flujo principal.

El espesor total de la capa límite de flujo laminar, puede ser de unas pocas décimas de milímetro.

Si se realizan mediciones de la velocidad del flujo a distintos niveles dentro de esta capa límite, se obtiene un diagrama como el mostrado en la fig. 3.1

Cada flecha representa la velocidad del flujo de cada punto de la superficie. Se ha determinado que la velocidad se incrementa de un modo uniforme desde la superficie hacia afuera.

Las capas cercanas a la superficie se arrastran a lo largo de ella, las próximas superiores, se mueven ligeramente más rápido. Es este movimiento lento y suave de las capas cercanas a la superficie lo que reduce la fricción a arrastre superficial.

Dado que estas capas son muy lentas y reciben poca fricción del flujo principal, son también fácilmente detenibles.

TRANSICION

Pequeñas imperfecciones de la superficie, tal como puntos ásperos, ampollas de pintura, manchas de insectos, o en un aeromodelo grietas en el entelado, abolladuras o bordes sobresalientes de largueros, tienden a perturbar la laminaridad de la capa límite, pero a bajo N° de Reynolds (Re) de la capa límite (por ejemplo cerca del borde de ataque), la viscosidad tiende a amortiguar las perturbaciones y el flujo laminar se mantiene.

Bajas velocidades de vuelo y pequeñas dimensiones, facilitan la formación de capas límite de flujo laminar en el borde de ataque de las alas de aeromodelos. Aún cuando la superficie no sea perfecta (y ninguna lo es), la capa límite será inicialmente laminar. Como el flujo continúa moviéndose sobre la superficie, el Re de la capa límite aumenta con la distancia recorrida, el efecto de amortiguación producido por la viscosidad, se torna progresivamente menor.

En algún lugar se llega a un “punto crítico”, donde una pequeña onda de aire, causada por irregularidades superficiales, no es amortiguada por la viscosidad y a una pequeña distancia de este punto, cualquier pequeña perturbación sobrepasará el efecto amortiguador en su conjunto.

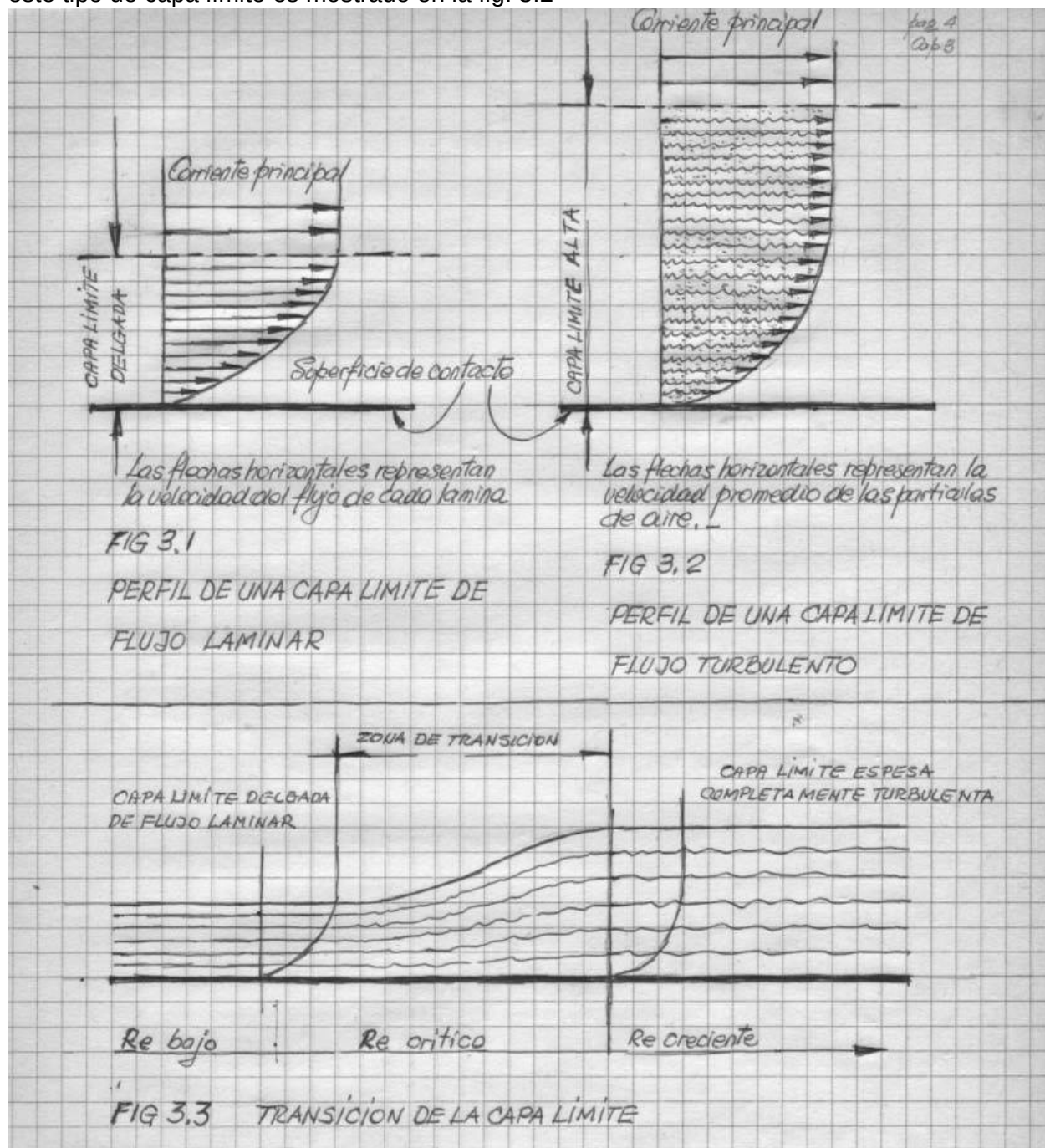
Una superficie ondulada o áspera causará este efecto más rápidamente, por ejemplo un Re más bajo.

El flujo laminar se altera y realiza una rápida transición a flujo turbulento fig. 3.3. El punto o pequeña zona de la superficie donde esto ocurre, es llamada zona de transición y esta asociada con el N° de Reynolds crítico de la capa límite. A más altos valores Re de la capa límite o sea detrás de esta zona, el flujo será turbulento. (siempre dentro de la capa límite).

En una capa límite de flujo turbulento, no existe un sistema metódico de capas deslizantes. En lugar de ello las partículas de aire se mueven con un alto grado de libertad hacia arriba y hacia abajo, si bien manteniendo la dirección general del flujo principal.

Aunque cualquier partícula se mueve a velocidad no uniforme, el promedio principal del flujo cerca de la superficie del ala, en la zona inferior de la capa límite turbulenta, es considerablemente mayor de lo que era antes de la transición. Esto aumenta la fricción superficial, pero a causa de que las partículas se mueven más rápidamente, disponen de un

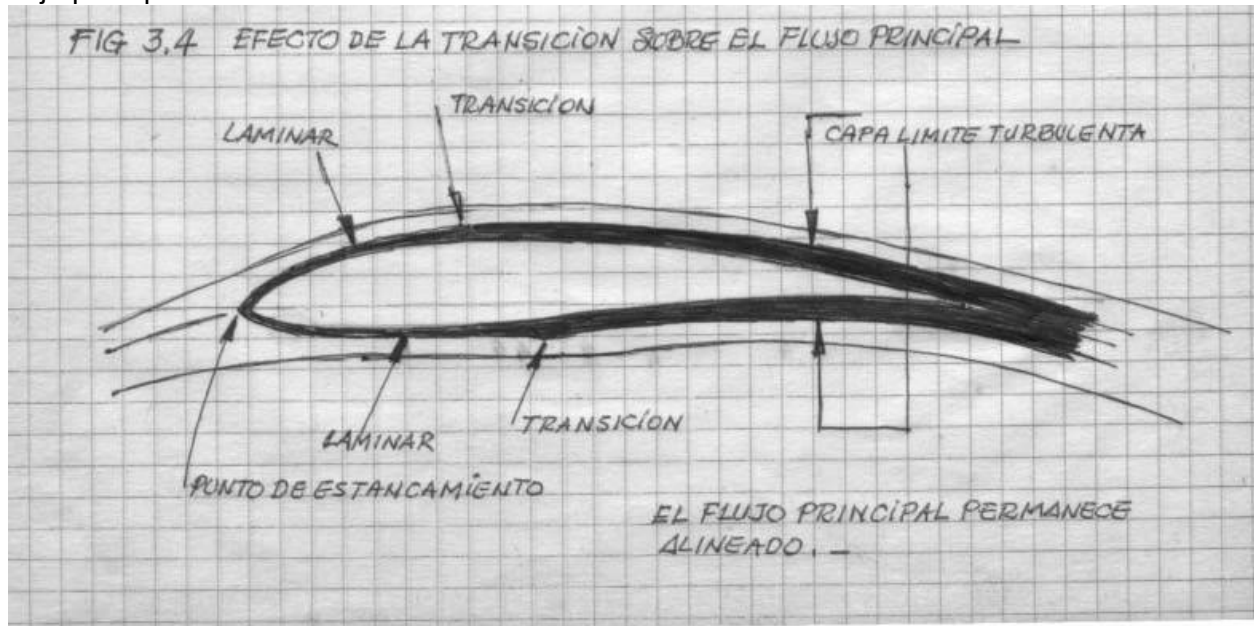
momento superior y son menos fácilmente detenidas. El diagrama típico de velocidades para este tipo de capa límite es mostrado en la fig. 3.2



En este caso las flechas representan el promedio de velocidad de partículas y no el de láminas. Esto es de gran importancia dado que la capa límite después de la transición es considerablemente mas espesa de lo que era antes de la transición y como el N° de Reynolds se incrementa hacia atrás a medida que el flujo se acerca al borde de fuga, la capa límite continua engrosándose.

El flujo principal de aire sobre esta capa límite tiene que acomodarse a este rápido engrosamiento en la zona de transición y al posterior engrosamiento de allí en adelante. Debido a ello, además de incrementar la fricción superficial, la capa turbulenta, al obligar al flujo principal a acomodarse de la manera descripta, incrementa también la resistencia de forma del

perfil. (ver fig. 3.4). Es como si el perfil fuera mas espeso, causando una perturbación mayor al flujo principal.



Una muy suave superficie, libre de gránulos, ondulaciones y/o grietas, puede demorar la transición. Cuando la transición se opera más atrás, el Re crítico de la capa límite es alto.

Una superficie áspera o con ondulaciones relativamente grandes, golpes o ampollas, trae la transición hacia adelante, reduciendo el Re crítico.

Cada tipo de superficie tiene un Re crítico de capa límite, que a una velocidad dada del flujo principal, es alcanzado en un punto particular. Si la velocidad del flujo principal se incrementa el Re crítico permanece igual, pero se produce mas temprano, o sea que la zona de transición se mueve hacia adelante cuando la velocidad aumenta y hacia atrás cuando la velocidad se reduce.

En grandes aeronaves la transición se opera siempre muy cerca del borde de ataque, por esa razón se utilizan perfiles especiales, superficies muy suaves, sistemas de succión de la capa límite y otros sistemas para prolongar la permanencia del flujo laminar.

En los modelos, el flujo de tipo laminar tiende a persistir, y esto, a primera vista parece otorgar ventajas a las alas pequeñas desde el punto de vista del arrastre.

Infelizmente esto no es así, debido a los cambios de presión asociados a la generación de sustentación del ala.

TEOREMA DE BERNOULLI

El teorema de Bernoulli relaciona la presión medida en cualquier punto en un fluido tal como el aire, con la densidad de la masa y la velocidad del flujo. Este teorema es una aplicación especial de las leyes del movimiento y la energía que son de fundamental importancia en la aerodinámica del vuelo, así como en flujos líquidos en caños y canales y en las corrientes alrededor del casco de los barcos.

Si una pequeña partícula o cilindro de aire, es imaginada como parte de un flujo general, moviéndose suavemente como una corriente continua, la partícula estará en equilibrio, si las presiones que actúan sobre ella en todo sentido son iguales.

Si se manifiesta una diferencia de presión en cualquier sentido, acelerará o desacelerará de acuerdo a la segunda ley del movimiento.

La velocidad V aumentará si la presión sobre el frente del cilindro es menor que la trasera o viceversa. Por lo tanto la partícula acelerará al encontrarse con una zona de baja presión y desacelerará al llegar a una zona de alta presión.

Dado que la partícula no está aislada sino que forma parte del conjunto del fluido en movimiento, todo esto se computará del mismo modo.

La simple expresión matemática de este principio, donde P representa la presión es:

$$P + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{Constante}$$

El aire fluyendo a velocidades usuales en aeromodelismo es constante en su densidad. Presión y velocidad son las únicas variables. Si una aumenta la otra disminuye bajo todas las circunstancias. Una muy difundida aplicación de este principio es el tubo Venturi, usado en aviación para medir la velocidad del aire o impulsar instrumentos, y en todos los días de nuestras vidas para producir un chorro de alta velocidad en las mangueras del jardín.

Un fluido atravesando un tubo constreñido, tal; como el tubo Venturi croquizado en la fig. 3.5, no contiene zonas no ocupadas por el mismo. En una unidad determinada de tiempo, la masa del fluido que sale del tubo debe ser igual a la masa que entra.

En la parte constreñida del tubo, dado que la sección es más pequeña, la velocidad del fluido debe incrementarse para lograr que la masa pase al otro lado en el tiempo disponible.

Este incremento de velocidad, de acuerdo al teorema de Bernoulli, produce una reducción de la presión en la garganta del tubo. El pequeño cilindro de aire imaginado anteriormente se alarga y estrecha cuando pasa por la garganta y retorna a su forma original cuando encuentra la parte grande del tubo. De tal modo, la corriente principal aparece tal como se muestra en la fig. precitada.

Un fluido pasando sobre cualquier cuerpo, mientras el flujo de corriente permanezca, experimentará deformaciones similares, de acuerdo a los cambios de presión y velocidad.

Esto es particularmente relevante en el flujo sobre un ala. Tal como se muestra en la fig. 2.2, de acuerdo con el teorema de Bernoulli, cuando el aire pasa sobre el ala, se acelera en la región de baja presión sobre la superficie superior. En algún punto alcanza el lugar de menor presión. De allí en adelante tenderá a disminuir su velocidad.

La presión sobre el ala, detrás del punto mínimo de presión, aunque está aumentando, es aún menor que la presión normal o estática del flujo principal alejado del ala.

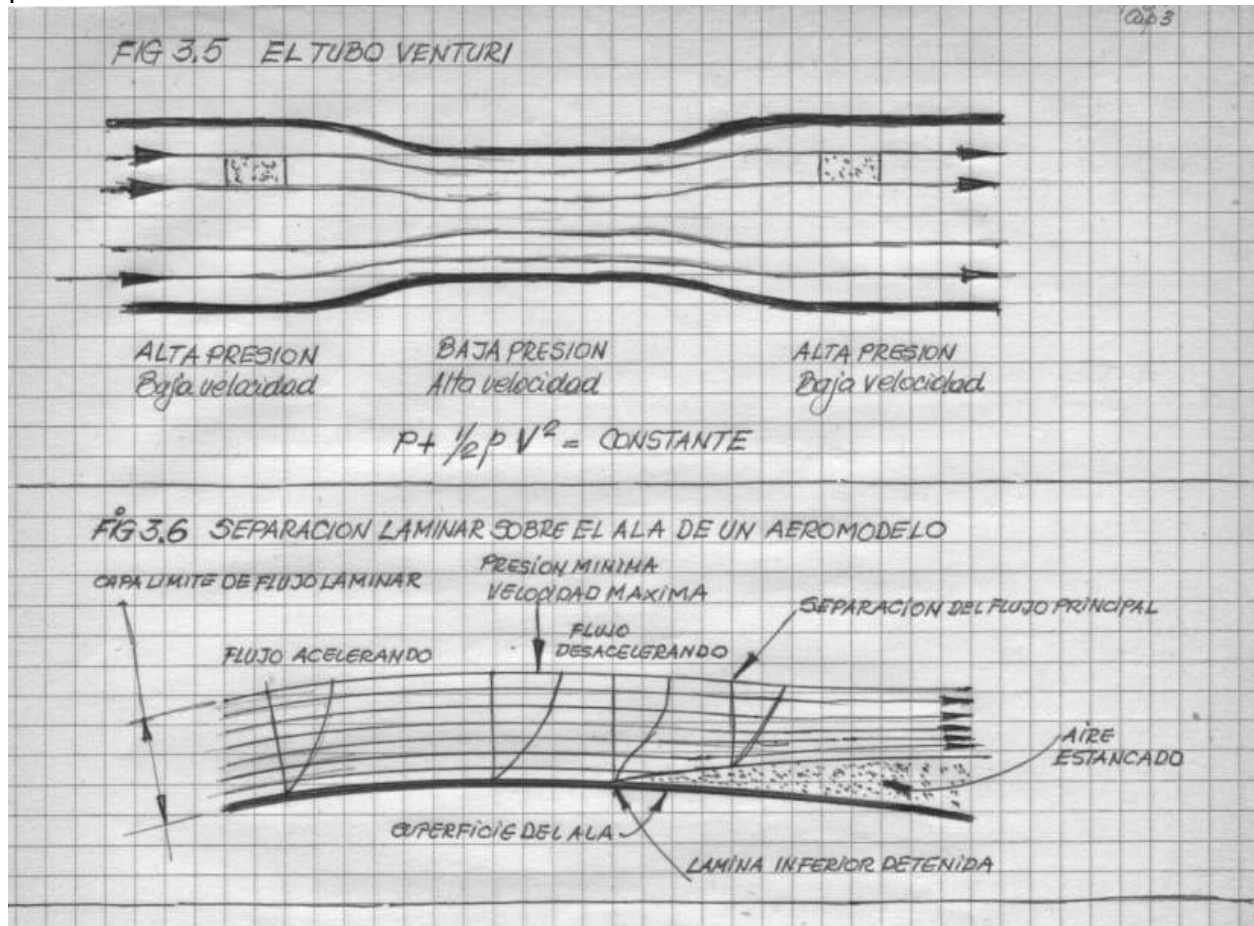
En la superficie inferior, a pesar que la presión se mantiene alta en promedio, hay desaceleración hasta el punto de máxima presión, que está generalmente muy cerca del borde de ataque y aceleración después de allí.

SEPARACION LAMINAR

En la fig. 3.6 se representa el ala de un modelo con una capa límite de flujo laminar en el borde de ataque, operando a un ángulo de ataque francamente elevado.

Sobre la parte delantera del ala, la presión del aire decrece y el flujo de aire se acelera. La lámina superior experimenta de este modo una tracción viscosa ligeramente más alta desde arriba. Su velocidad aumenta y esta aceleración se transmite de lámina en lámina, haciendo

que la capa límite completa gane fuerza. El incremento de velocidad, ayuda a mantener el flujo laminar, abolladuras o imperfecciones bastante grandes pueden ser sobrepasadas sin que se produzca transición.



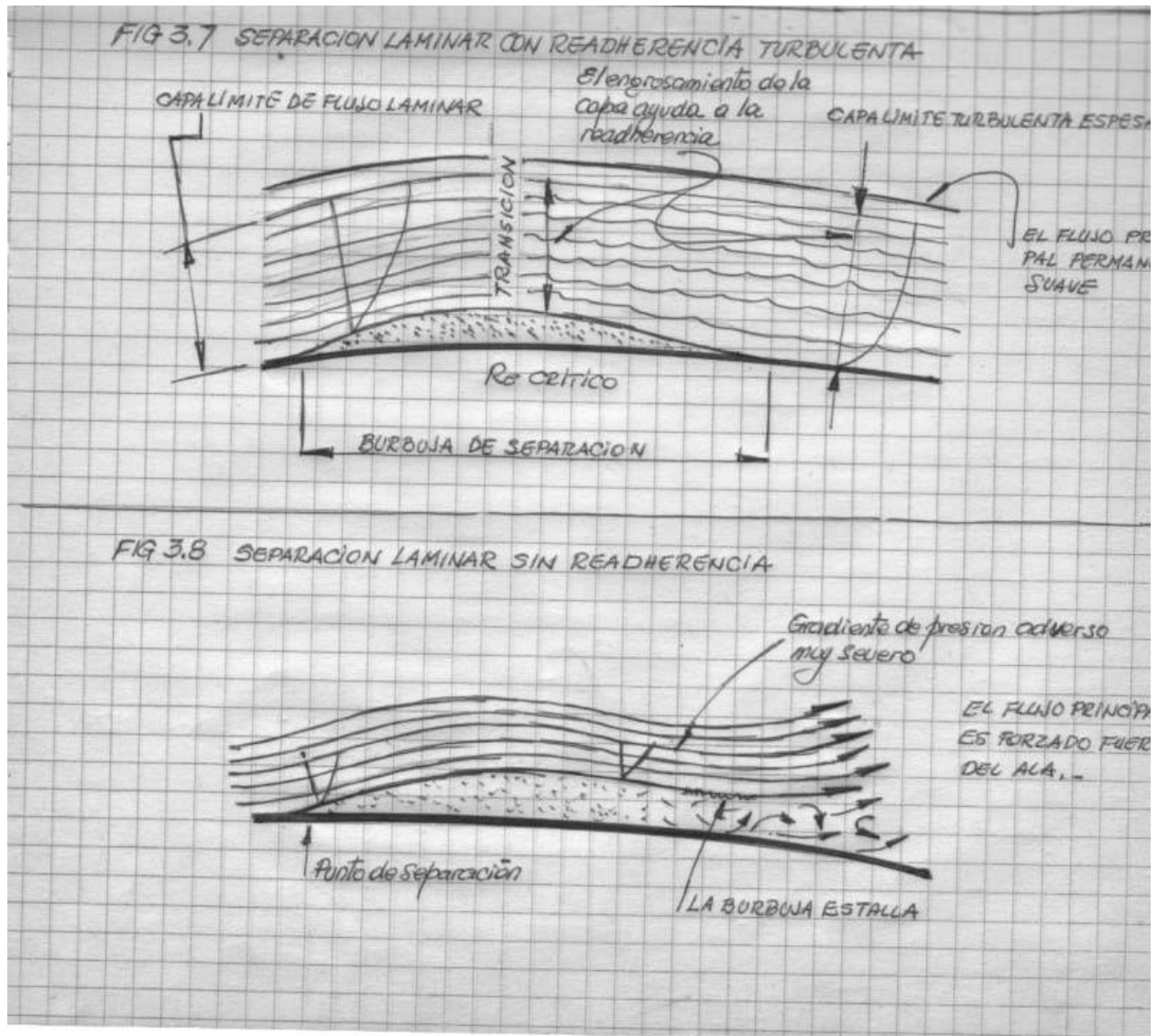
Cuando el punto de mínima presión es alcanzado, el flujo de la corriente principal comienza a reducirse. Esto actúa sobre la lámina superior de la capa límite y ella también comienza a reducirse.

La influencia va pasando hacia abajo como antes. De cualquier manera la lámina inferior nunca se mueve muy rápido y leves desaceleraciones son capaces de detenerla.

Por lo tanto, a cierta distancia detrás del punto de mínima presión, las laminas inferiores de la capa límite se detienen. El aire en este punto está estancado y forma una barrera de aire que penetra en la corriente superior. Cuanto más continúa la desaceleración, más se desacelera la capa límite. La barrera de estancamiento crece en espesor, forzando el flujo fuera de la superficie del ala. Este fenómeno se denomina separación laminar.

Bajo circunstancias favorables, por ejemplo, si la desaceleración del flujo detrás de punto mínimo de presión es gradual, la separación laminar puede ser seguida de una re adherencia de flujo turbulento. (fig. 3.7)

La barrera de aire estancado perturba la capa límite del mismo modo que una protuberancia sobre el ala, y si el Re en este punto es suficientemente grande, puede generarse una transición a flujo turbulento. El incremento de espesor de esta capa límite turbulenta la retrotrae a la superficie, dejando la zona de estancamiento como una "burbuja de separación"



Después de esto, la capa límite turbulenta continua actuando contra el gradiente adverso de presión y puede alcanzar el borde de fuga sin una nueva separación.

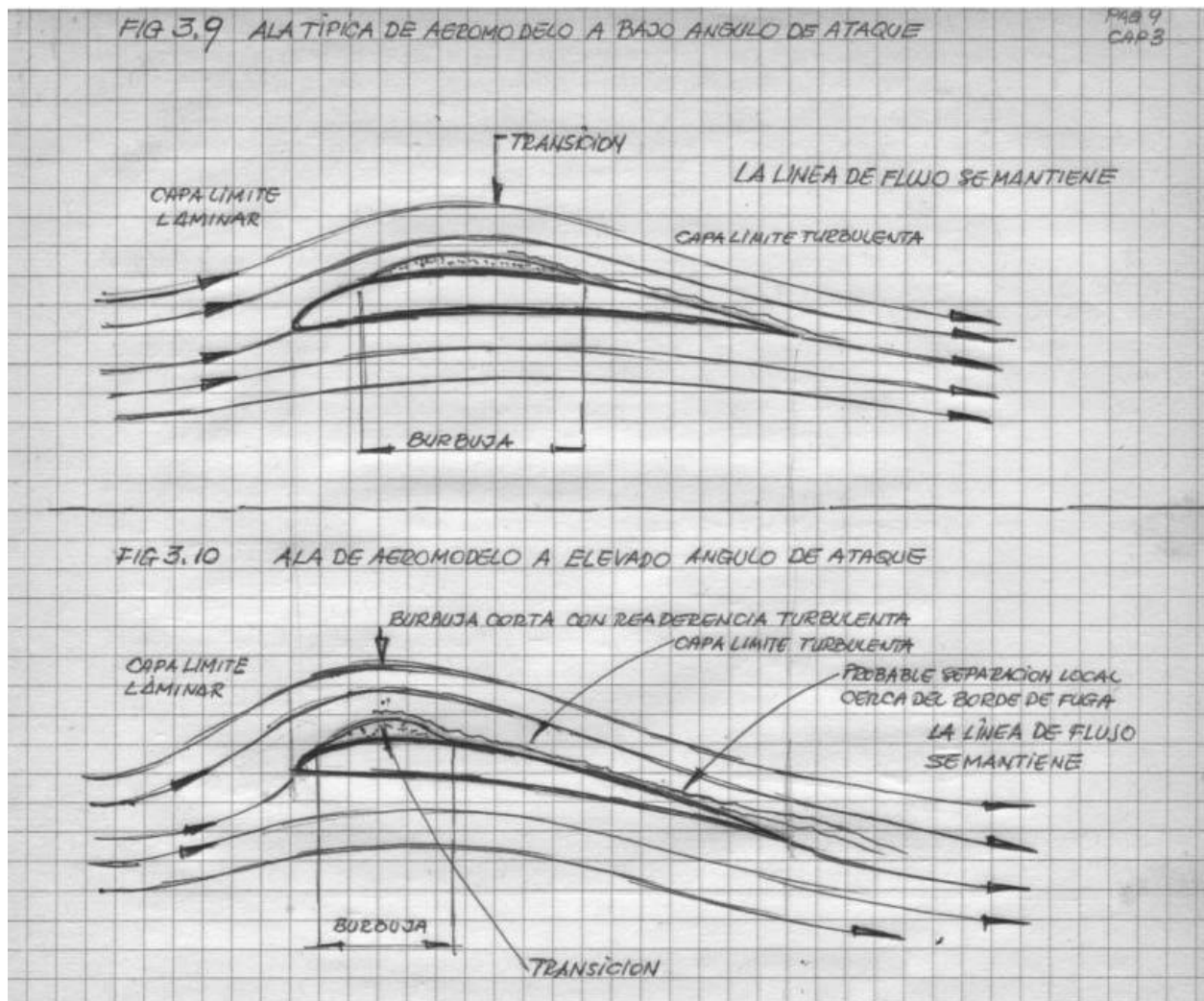
El más elevado promedio del momento de las partículas de aire, característico del flujo turbulento, habilita a las capas inferiores a mantenerse moviendo en contra del gradiente de presión adverso precipitado.

Se ha establecido que tales burbujas de aire se forman sobre las alas de los modelos y son de gran importancia en la determinación de la eficiencia de un perfil desde el punto de vista del diseñador de modelos.

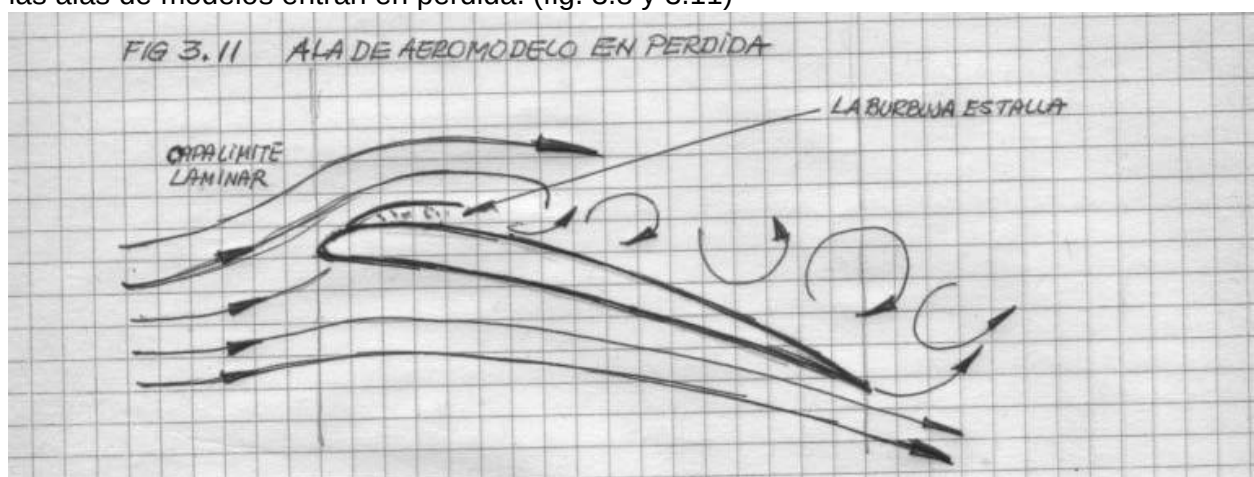
Algunas veces la burbuja de separación puede asumir una magnitud del 40 % de la cuerda del ala, el flujo se separa sobre el total de la parte media del perfil en su superficie superior, pero se re adhiere antes del borde de fuga. (fig. 3.9)

A elevados ángulos de ataque, el punto de mínima presión de muchos perfiles se mueve hacia adelante, consecuentemente la burbuja hace lo mismo, generalmente acortándose también.

La capa límite en estos casos puede no tener energía suficiente para mantenerse adherida completamente y puede separarse en algún punto antes del borde de fuga.

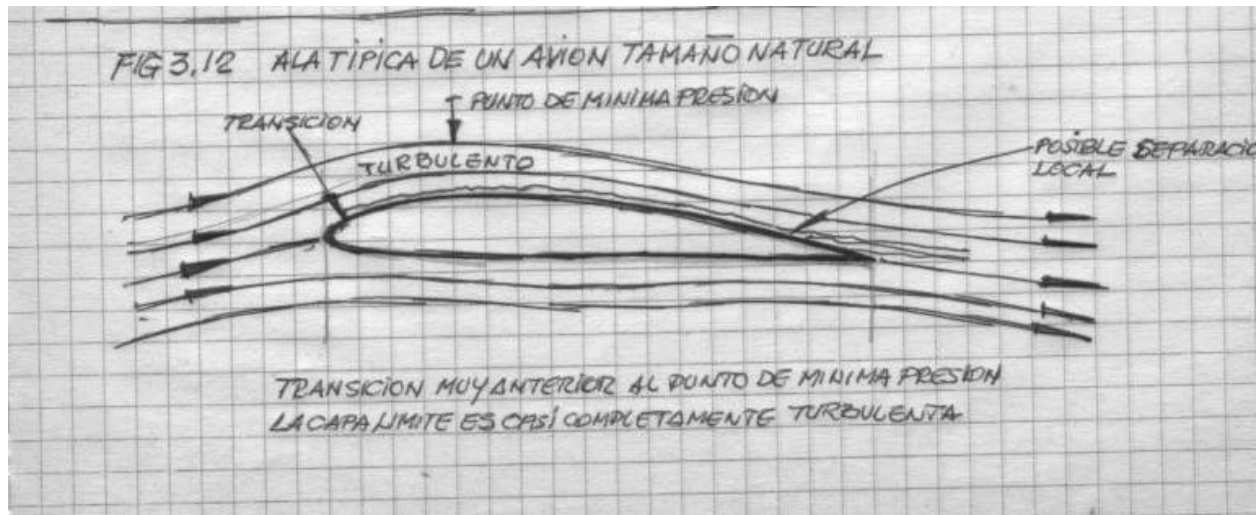


Cuando el ángulo de ataque aumenta aun mas, el punto de separación se produce casi en el borde de ataque y eventualmente la burbuja estalla. Así es como es como la mayoría de las alas de modelos entran en pérdida. (fig. 3.8 y 3.11)



El resultado directo de un bajo Numero de Reynolds es la entrada en pérdida prematura.

En alas grandes a elevadas velocidades, el flujo laminar raramente persiste lejos del borde de ataque debido a que el Re es alto y pequeñas imperfecciones superficiales fuerzan una transición precoz, sin burbuja de separación. (fig. 3.12)



Por esta razón aeronaves a motor de tamaño natural, normalmente no tienen problemas de separación laminar

En aeromodelos y planeadores reales este efecto si se produce. En capítulos subsiguientes estos efectos serán examinados, con respecto a su influencia en el diseño de perfiles para aeromodelos.

CAPITULO 4

PROBLEMAS BASICOS DE LA PERFORMANCE DE LOS MODELOS

Los diagramas de Capitulo 1 y las principales relaciones de sustentación y arrastre con la velocidad de vuelo, la superficie alar, etc., ayudan en el análisis de performace o rendimiento de todos los modelos. En los modelos impulsados por motor, las necesidades o requerimientos se basan; en un modelo de carrera entre pilones, en obtener velocidad máxima con control total, o en el caso de un modelo de vuelo libre de duración, la máxima altura en pocos segundos de funcionamiento del motor, una segura transición al planeo y una mínima velocidad de descenso durante el mismo. En modelo con motor de goma, el problema consiste en lograr el mejor aprovechamiento posible de la energía almacenada en un peso dado de goma, durante la trepada, seguida también de una suave transición al planeo con la menor tasa posible de descenso durante el mismo.

En el caso de planeadores auxiliados por motor o modelos impulsados por energía eléctrica, el requerimiento primario puede ser, obtener el mínimo de potencia extra necesaria para superar la absorbida para mantener el vuelo recto y nivelado.

Para planeadores, la obtención de la velocidad mínima de descenso, es siempre importante, unido a características de gran seguridad durante el remolque, en modelos de vuelo libre para vuelo térmico.

Para planeadores radio controlados, las cualidades de “penetración”, son casi igualmente necesarias en importancia relativa. Un modelo de buena penetración es aquel que mantiene una baja tasa de descenso aun en vuelo a alta velocidad.

Esto lo habilita, no solo para progresar contra el viento sin mucha pérdida de altura, sino que también será mas apto para atravesar zonas desfavorables y alcanzar zonas ascendentes, ambas mas rápidamente y a mayor altura, que un modelo con pobres características de planeo a velocidades elevadas.

MODELOS DE VELOCIDAD Y DE CARRERA

Para aumentar la velocidad máxima de un modelo en vuelo nivelado, tal como se muestra en la fig. 4 del Capitulo 1, es necesario tanto un incremento de la tracción, como una reducción del arrastre; ambos factores provocarán aceleración.

El momento de tracción es materia de afinado de motor y de una selección correcta de la hélice, aspectos estos no tratados en este texto.

Para reducir el arrastre el modelo debe ser “limpiado”, o sea que el coeficiente total de resistencia, C_D , debe ser reducido.

Después de la aceleración, cuando el equilibrio es restablecido, las fuerzas de arrastre van a resultar nuevamente iguales a las de tracción, pero dado que esto ha sido obtenido por reducción del C_D , la ecuación de arrastre balanceará a una velocidad más elevada, como había sido requerido. La fuerza de sustentación también depende de la velocidad de vuelo. fig. 2.1

Para balancear la ecuación de sustentación a una nueva velocidad más elevada; considerando que el proceso de “limpieza” no ha introducido ningún cambio en la superficie

portante ni en el peso total del modelo, el coeficiente de sustentación, C_L , debe ser reducido. El ala debe ser ajustada a un ángulo de ataque menor. Este reajuste solo reducirá el arrastre inducido.

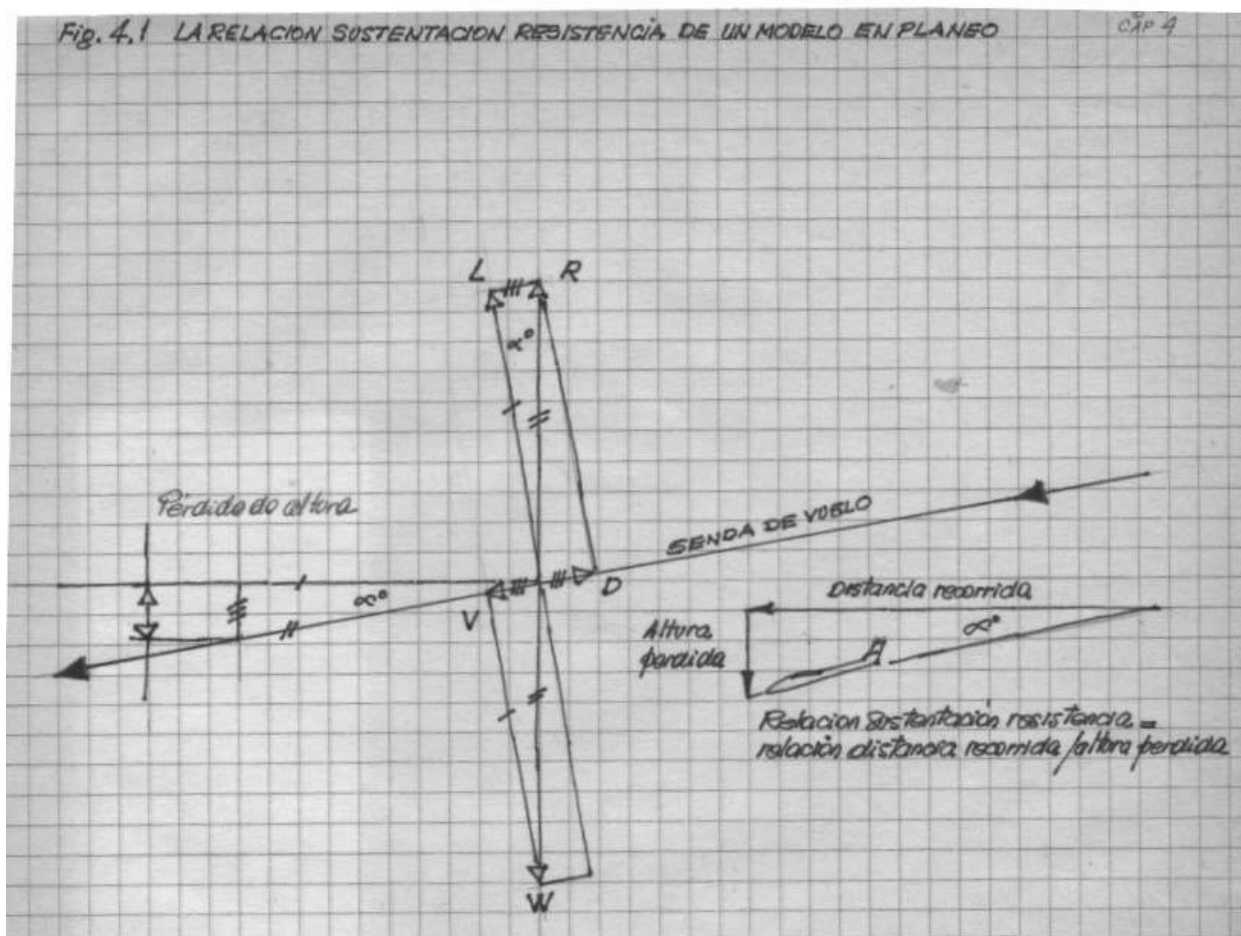
La reducción del arrastre parásito en un modelo de velocidad o de carrera, obtiene por lo tanto una bonificación extra en la forma de esta reducción del arrastre inducido después del reajuste. También este reajuste a otro ángulo de ataque menor, cambia la resistencia de perfil del ala; esta puede o no reducirse, dependiendo esto casi enteramente de la elección del perfil alar, especialmente en su comba y espesor de la forma.

Si el peso mínimo del modelo no es controlado por el reglamento de la competición, un modelo más liviano, requiere una fuerza de sustentación total menor para vuelo a nivel a cualquier velocidad. Esto significa que un modelo de carrera mas liviano, va a volar a un menor ángulo de ataque, que uno mas pesado de idéntico tamaño y forma. Esto va a disminuir el arrastre inducido y además como hemos dicho puede también reducir la resistencia de perfil.

Un modelo liviano y "limpio", con un perfil alar adecuado volará mas rápido.

PLANEADORES

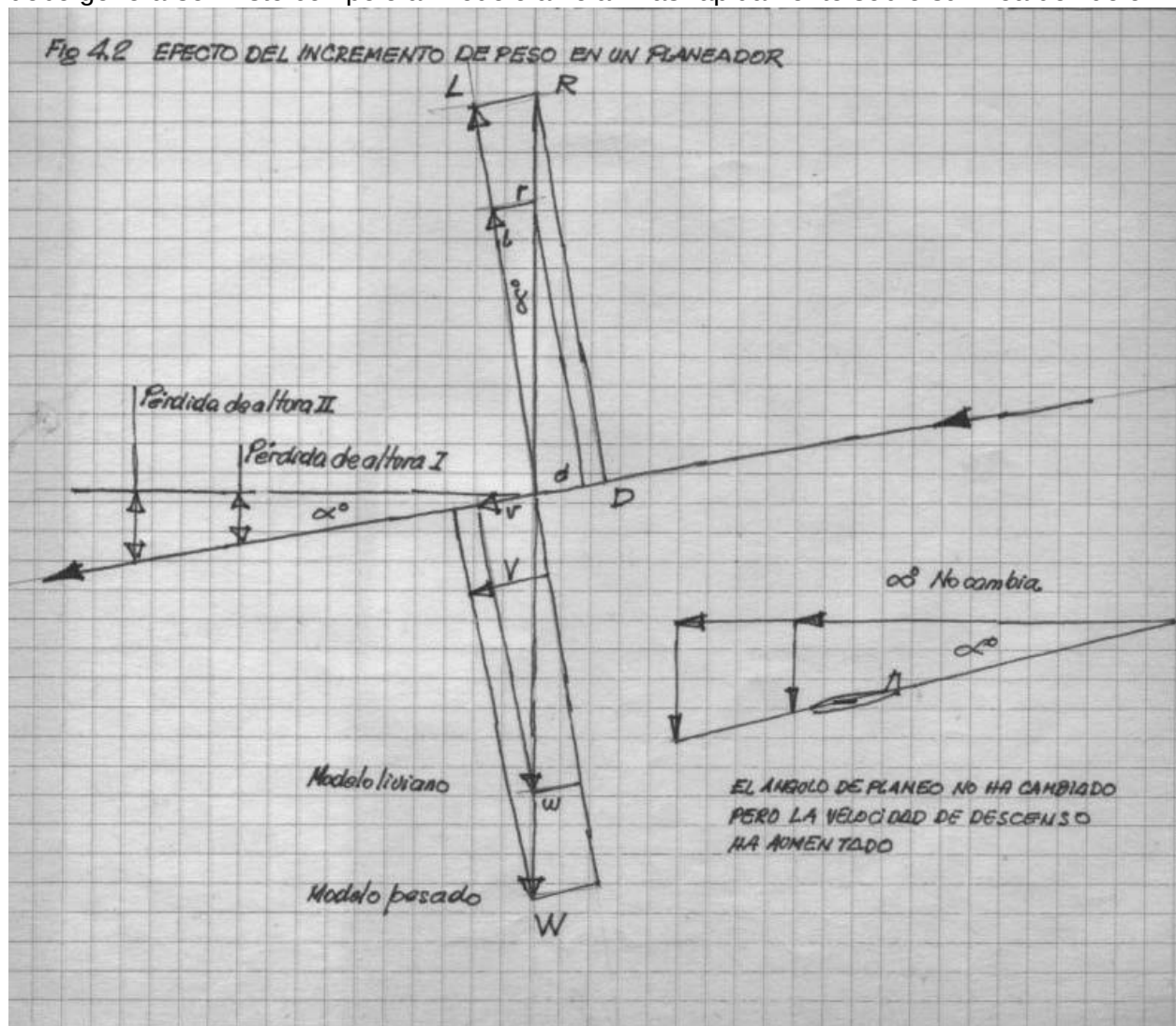
En la fig. 4.1, las fuerzas actuantes en vuelo planeado y su determinación o comparación, se muestran nuevamente tal como en la fig. 1.4 b



De la geometría de este diagrama se desprende que el ángulo de planeo α , es el mismo que el comprendido entre la fuerza total de la reacción del aire, R , y la componente sustentadora, L .

De esto se desprende que la relación entre la altura perdida y la distancia recorrida en el planeo es exactamente igual a la relación sustentación / resistencia (las diversas igualdades de los triángulos están indicados en el diagrama). Por esta razón, la relación de planeo es frecuentemente cuantificada como sustentación con respecto a resistencia o L/D

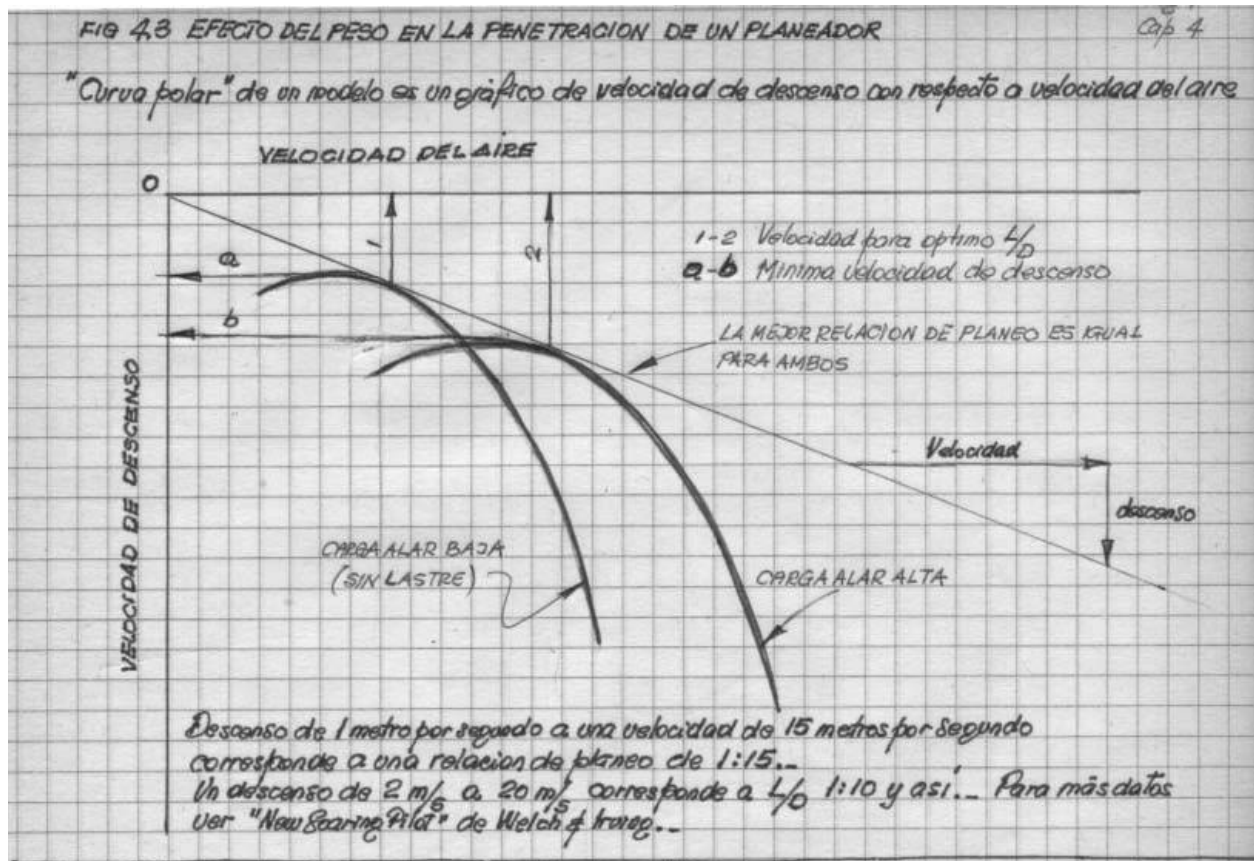
La adición de peso extra al planeador, asumiendo que no se haya realizado ningún otro cambio, no afectará el ángulo de planeo o relación de planeo, tal como se muestra en la fig.4.2. De todos modos para soportar la carga adicional una fuerza de reacción extra, indicada R , debe generarse. Esto compele al modelo a volar mas rápidamente sobre su línea de vuelo.



El agregado de lastre a un planeador, no afecta su relación de planeo, pero incrementa su velocidad de descenso bajo cualquier condición de ajuste o centrado.

En los planeadores reales es frecuente el uso de lastre liquido (agua), muchas veces en cantidades mayores al peso del piloto, con la finalidad de obtener una buena penetración, esto es una buena relación de planeo a alta velocidad (fig. 4.3). Si las térmicas se tornan débiles, el lastre es eyectado, para reducir la carga alar W/S y la carga de envergadura W/b , ambos factores que, conducen a la reducción de la velocidad de descenso mínima.

No existe ninguna razón para no aplicar esta técnica a los modelos de planeadores radio controlados. La ventaja del lastre ejecutable, consiste en que esto puede hacerse antes de aterrizar, con mucho menos peligro para la estructura, que la carga fija de plomo.



El lastre en los planeadores reales es muy usado en la forma de bolsos plásticos ubicados en el borde de ataque del ala, delante del larguero principal, donde su efecto sobre el centrado es pequeño. La inercia en virajes escarpados o en ráfagas ascendentes actúa favorablemente en la carga hacia arriba soportada por los largueros, Durante el aterrizaje sucede lo contrario, por lo que debe ser arrojado antes del mismo.

El agregado de lastre no contribuye de ninguna forma a mejorar el diseño aerodinámico básico. Si el diseño es malo, el incremento de la relación W/S , mejorará escasamente la penetración, a un cierto costo o penalización en la velocidad de descenso del planeo.

Del mismo modo, reducir W/S , va a contribuir a mejorar la velocidad de descenso, pero con una alta penalización en la penetración o sea en la velocidad.

Un planeador de buen diseño, con bajo arrastre total, va a descender menos y penetrar mas que un diseño mediocre.

Si es liviano originalmente, siempre nos permitirá la opción de agregar mas o menos lastre, de acuerdo con las condiciones requeridas. (fig. 4.4)

El vuelo a mínima velocidad de descenso es lento, a un alto C/L ; el mínimo valor de descenso ocurre cuando la relación de $C_L^{1.5}$ con C_D es alta (Las derivaciones de este aserto son indicadas en el APENDICE N° 1)

Esta relación es frecuentemente denominada como "factor de potencia", dado que también indica la condición de ajuste o "centrado" para vuelo nivelado con la mínima potencia de motor.

Esta relación se escribe de varias formas equivalentes:

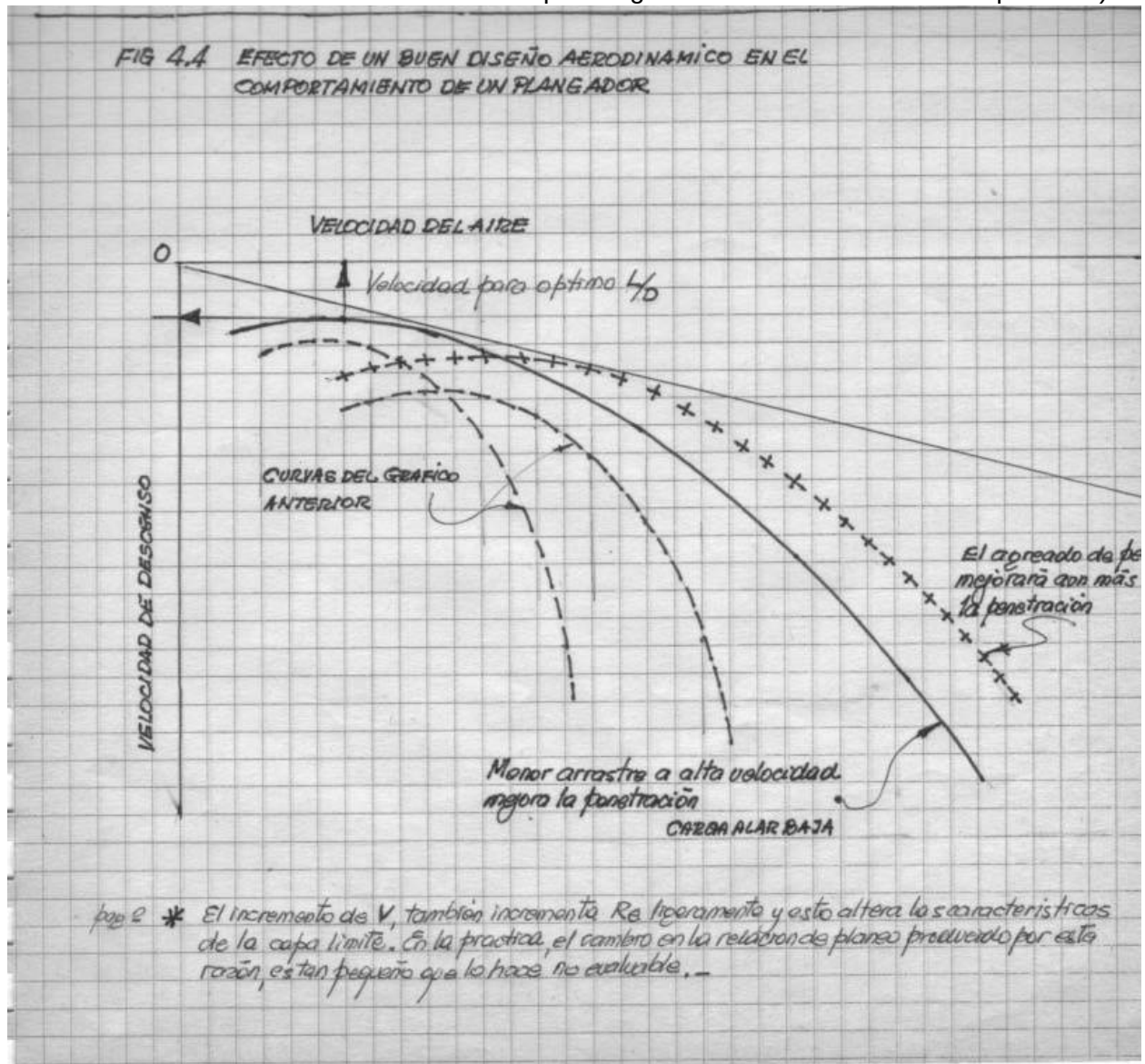
$$C_L/C_D, \quad C_L^{3/2}/C_D, \quad \sqrt{C_L^3/C_D}$$

6

también para simplificar los cálculos debido a que:

$$\frac{\sqrt{C_L^3}}{C_D} \times \frac{\sqrt{C_L^3}}{C_D} = \frac{C_L^3}{C_D^2} = \frac{L^3}{D^2}$$

La última fórmula indicada obtiene un valor que es igual al cuadrado del factor de potencia)



El factor de potencia no debe ser confundido con la máxima relación L/D. Un planeo chato, que cubre una gran distancia sobre el suelo en aire calmo, no es el mejor centrado para una mínima velocidad de descenso, que requiere un vuelo lento a un elevado C

Dependiendo del perfil alar, la mínima velocidad de descenso ocurre a un ángulo de ataque muy cercano al ángulo de entrada en pérdida, en muchos casos, a una velocidad del orden del 75 % de la necesaria para obtener la mejor relación L/D.

A alta velocidad, el planeador RC, tanto como un modelo de carrera con motor, debe volar a un bajo C_L. El perfil alar capaz de buenas características, tanto de penetración como de

baja velocidad de descenso, se espera que produzca un bajo arrastre tanto a altas como en bajas velocidades. Deberán ser especialmente diseñados para ello, tal como se describe en el Cap. 9.

Adicionalmente, los perfiles alares deben ser variados durante el vuelo, por medio de flaps o dispositivos de cambio de comba. En planeadores reales ambas técnicas son empleadas

La importancia de la carga alar es también obtenida por análisis matemático. El planeador de baja carga alar, desciende lentamente a bajas velocidades; a alta velocidad, una carga alar elevada mejora la penetración.

Estas dos condiciones son incompatibles, a menos que se usen alas de superficie variable.

Estos complejos mecanismos han sido utilizados tanto en modelos como en planeadores reales. Grandes flaps y/o superficies parecidas a velas pueden ser extendidos detrás del ala. Además de las complicaciones mecánicas que tienden a aumentar el peso frustrando el propósito, la resistencia inducida a baja velocidad de una cuerda grande es muy alta.

En términos de velocidad de descenso, los resultados tienden a no mejorar, pero cuando los flaps son retraídos, la penetración mejora mucho.

Otra solución, que también trae aparejada grandes dificultades mecánicas, es la envergadura variable en planeadores mediante sistemas telescópicos o de plegado.

A pesar de la ventaja dada por la baja resistencia inducida y su consecuente menor velocidad de descenso en bajas velocidades, como aeronave aun no se ha mostrado superior a las provistas con el sistema de cuerda variable.

Modelos con alas intercambiables de varias superficies, son muy comunes y usados, pero no permiten el cambio durante el vuelo, que es el verdadero objetivo.

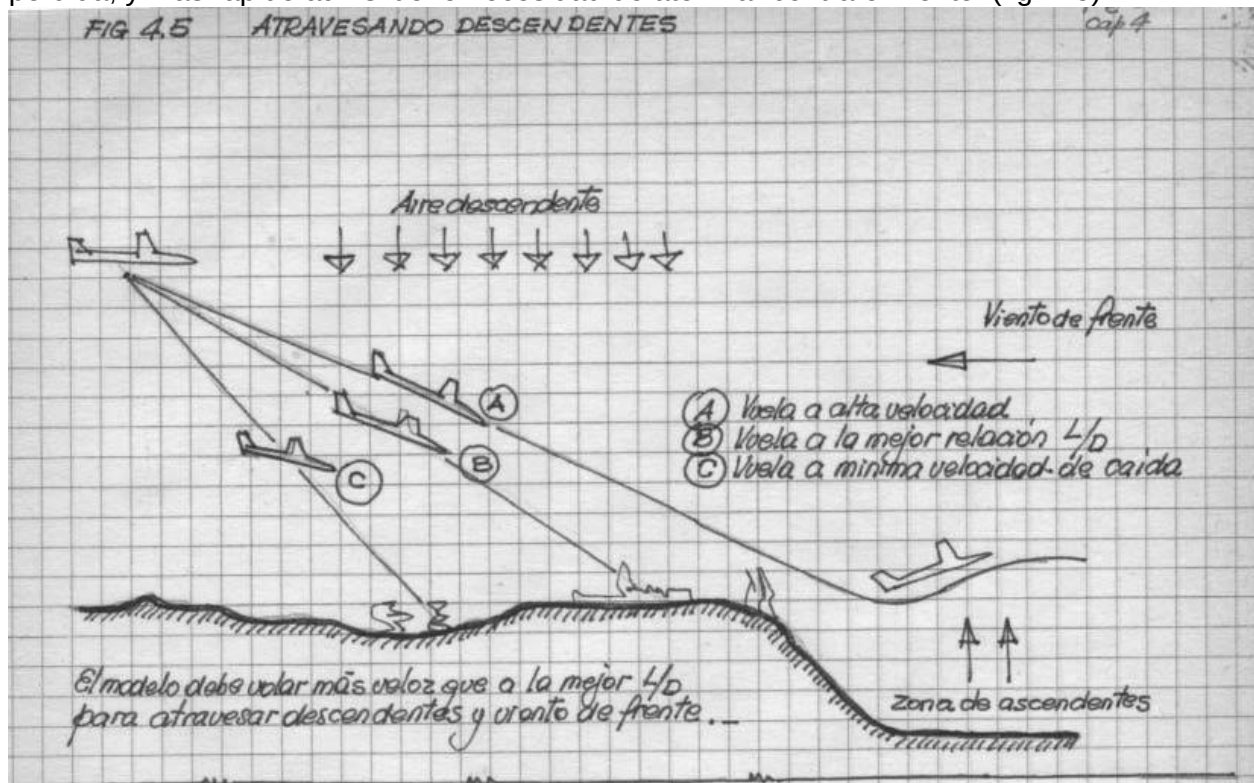
Para vuelo a vela de duración, baja carga alar y baja carga de envergadura son ventajosas, para penetración, la carga alar debe ser alta y la carga de envergadura es menos importante, en términos de relación de planeo a alta velocidad.

Los planeadores casi nunca necesitan volar a la velocidad que obtiene la mejor relación L/D o planeo chato. Como regla general estarían, o volando a vela para obtener duración, o penetrando. Cuando deben penetrar, vuelan a una velocidad distinta de aquella donde se cumple el mejor L/D, excepto en aire completamente calmo. Por ejemplo, al abrirse camino en contra del viento, si la velocidad del mejor L/D es diez metros por segundo y el viento es ligeramente mayor que este valor, el modelo retrocederá respecto a un punto en el suelo.

A una mayor velocidad obtendrá algún progreso hacia adelante, pero a costa siempre de un mayor descenso en el mismo tiempo. Además, siempre entre zonas de corrientes ascendentes se encuentran otras con aire descendente.

Un análisis detallado del comportamiento de los veleros reales en tales condiciones puede encontrarse en casi todos los libros sobre el tema, pero el aeromodelista no dispone del beneficio otorgado por instrumentos o computadoras en la cabina que le indiquen cual es la velocidad a la cual le conviene volar en cada momento.

Como una muy grosera aproximación, un modelo puede obtener los mejores resultados en situaciones variables, volando aproximadamente al doble de su velocidad de entrada en pérdida, y mas rápido aun si tiene necesidad de aterrizar contra el viento. (fig. 4.5)



Esto requiere un eficiente diseño aerodinámico, de bajo arrastre en una gama amplia de coeficientes de sustentación desde aproximadamente $C_L = 1$ a $C_L = 0,3$ o $0,2$

Si bien el mejor L/D es una importante indicación de la performance general del modelo, este punto es de escasa utilización práctica.

MODELOS DE DURACION

Modelos que tienen solo un pequeño excedente de potencia para trepar, sobre el nivel requerido para mantenerse en vuelo horizontal, deben ser necesariamente ajustados para volar, en y también en planeo, en la condición de máximo $C_L 1.5/C_D$, debiendo además ser muy livianos para poder trepar.

Esta consideración es aplicable a los modelos con motor de goma hacia el final de su descarga para evitar que el modelo descienda antes que la potencia se termine.

Después que la potencia se ha terminado, en ambos modelos, que se vuelven planeadores en ascendentes, los mismos diseños y ajustes gobiernan ambos modos de vuelo.

Deben ser ajustados para la mínima velocidad de descenso en el planeo y este centrado debe ser mantenido todo lo posible durante las ultimas etapas del vuelo bajo potencia.

En los motoveleros y en los modelos impulsados por motor eléctrico, son validas estas mismas consideraciones.

Muchos modelos disponen de mucha mas potencia que la necesaria para sustentarse volando o en suave trepada . Esto sucede en los modelos de goma durante la fase inicial de la trepada y en los modelos a motor, de duración, de alta performance

En estos modelos, el mejor ajuste de planeo es incompatible con el requerido para la mejor trepada a máxima potencia.

Consideremos un modelo con reglaje fijo volando recto y nivelado bajo potencia. El estabilizador mantiene el ala a un ángulo de ataque constante y consecuentemente a un C_L constante. Si la potencia es levemente aumentada, el primer resultado es una aceleración hacia adelante. El C_L se mantiene igual, de modo que este momento de velocidad causa un aumento en fuerza de sustentación que acelera el modelo hacia arriba. Este comienza a trepar a cierto ángulo. Cuando se restituye nuevamente el equilibrio, tal como se muestra en la fig. 1.4 c, la fuerza de sustentación se reduce porque parte del peso es soportado por la componente de tracción de la hélice. Para obtener una reducción de la sustentación con un C_L fijo, la velocidad a lo largo de la línea de vuelo, debe necesariamente reducirse. Esto es esencial para mantener el balance de la ecuación de sustentación.

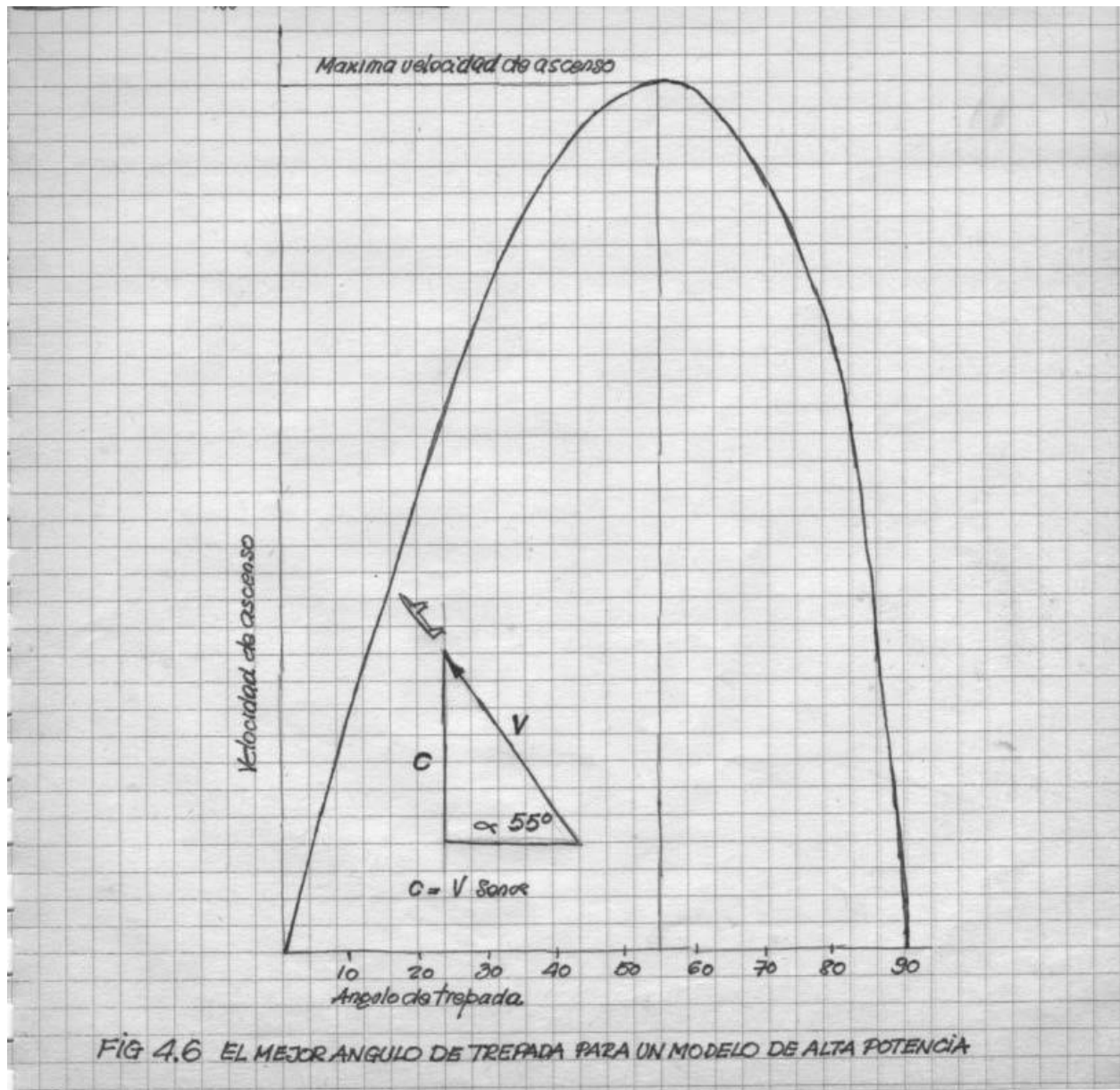
Supongamos ahora que después que el vuelo se encuentra en la situación aludida, agregamos un poco mas de potencia. El resultado será, después de un corto periodo “no equilibrio”, una trepada en un ángulo mas pronunciado, pero nuevamente la velocidad se verá reducida.

El ala continua firmemente sostenida a su ángulo de ataque original por el estabilizador, y si mas y mas potencia es aplicada, la fuerza de sustentación requerida será cada vez menor. Para cada potencia del motor, existe un ángulo de trepada y solamente uno, donde el equilibrio se establece y cuando mayor es este ángulo, menor será la velocidad.

Llevando esto a su posición extrema, representada en la fig.1.4 e , es posible incrementar la potencia hasta que el ángulo de trepada sea igual a 90° . El ala en este caso no deberá ejercer ninguna sustentación. Dado que el estabilizador sigue manteniendo el ala a un ángulo de ataque fijo, la única forma de que esto suceda es que la velocidad de vuelo sea igual a cero. Para obtener equilibrio en esta actitud, un modelo de centraje fijo con motor, debe mantenerse suspendido sin ninguna tasa de trepada. Cualquier velocidad hacia adelante generaría sustentación, llevando al modelo al comienzo de un “looping”.

Para obtener una posición vertical y mantenerla, el modelo requiere mas potencia que la que necesitaba para continuar trepando con un ángulo menor.

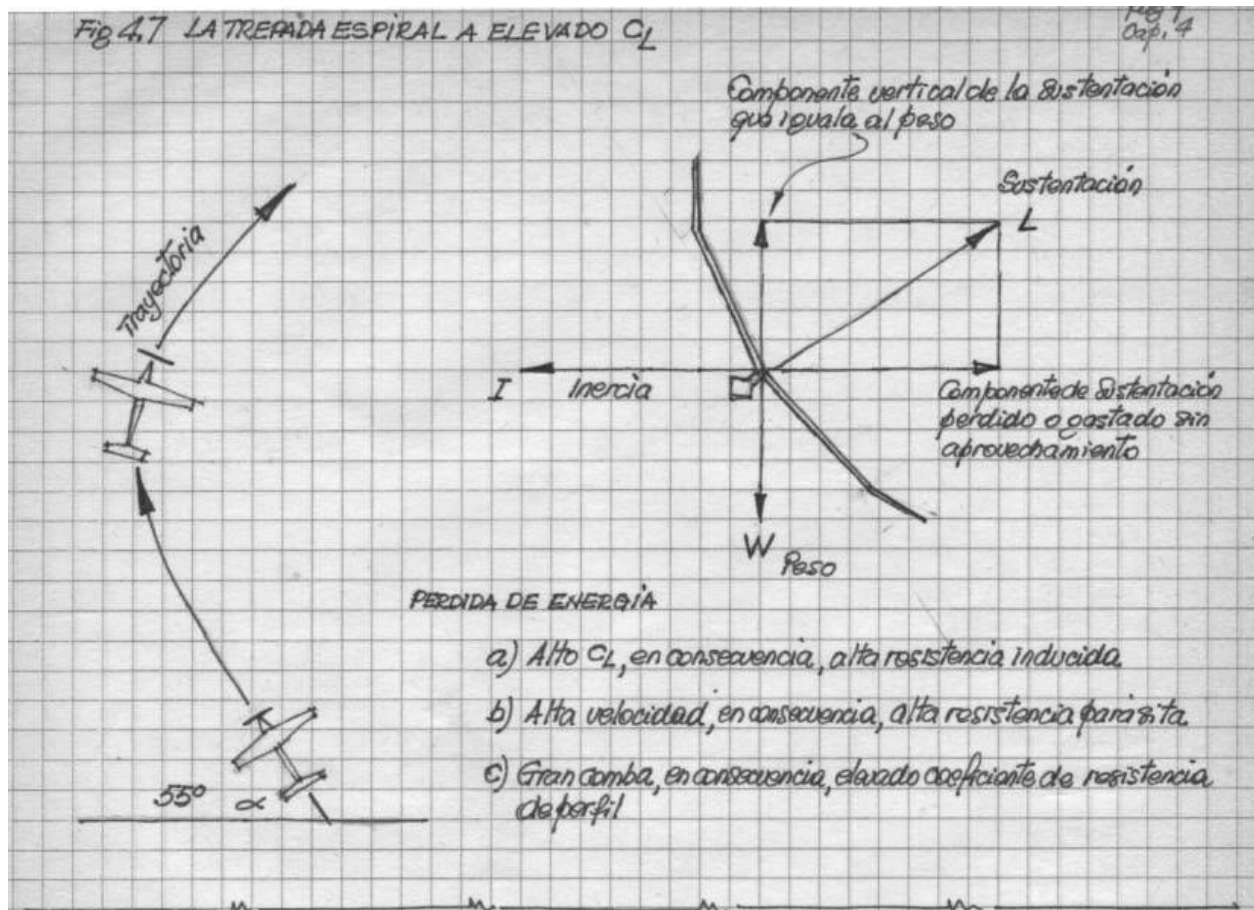
En la fig.4.6, se indica que la máxima altitud para una potencia dada se logra cuando el ángulo de trepada es de 55° . Casi todos los modelos de vuelo libre disponen de suficiente potencia para superar este ángulo, pero si se les permite tomar ángulos mayores no ascenderán tan velozmente como los que lo hacen a 55° .



Para obtener mejores resultados , en términos de altura obtenida, debe ser encontrada la manera de utilizar el exceso de potencia sin provocar loopings continuos. Un modelo con el centraje fijo, ajustado para obtener el menor descenso en planeo, dispone solamente de una solución.

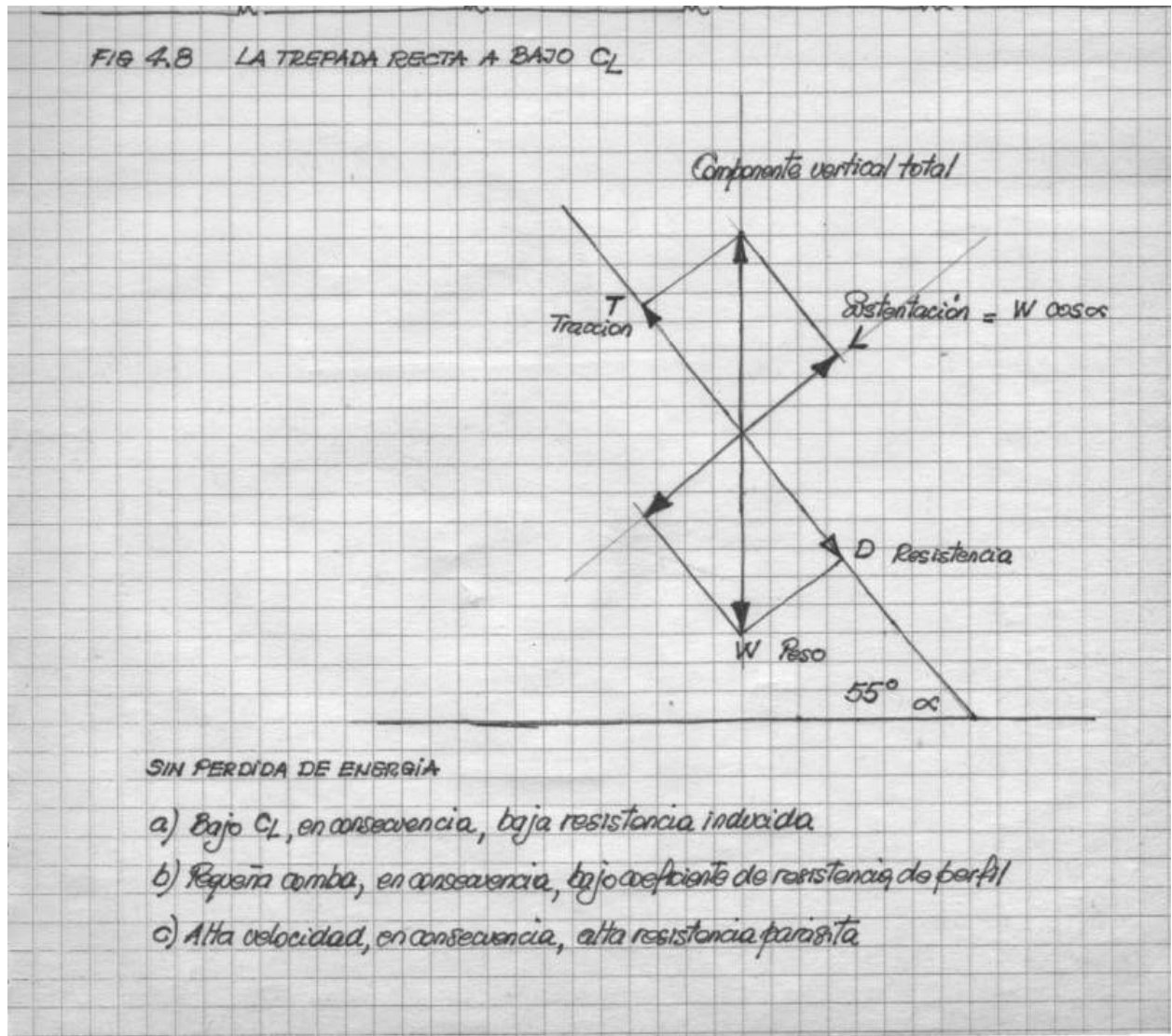
Dado que el equilibrio es imposible a plena potencia debe existir aceleración. El vuelo en looping es una forma de aceleración, donde la inercia actuara directamente en.....al exceso de sustentación producido por el exceso de velocidad y potencia. Si el modelo es ajustado para que vuele en virajes, en lugar de loopings sucesivos, ascenderá en espirales.

En esta disposición, la fuerza de inercia se opone a la componente sustentadora cuyo sentido será hacia el centro del giro, en una palabra, una parte de la sustentación se utiliza lateralmente. Si el giro no es suficientemente veloz o inclinado, el exceso de sustentación llevará el modelo a un ángulo de trepada demasiado elevado, lo que hará descender la velocidad ascensional. Si el viraje es demasiado cerrado, un exceso de sustentación será aplicado lateralmente, penalizando nuevamente la trepada. Fig. 4.7



Este tipo de trepada en espiral es efectivo en cuanto permite la operación del motor a su máxima potencia. Altas trepadas pueden ser conseguidas así, pero mucho mejor sería si no fuera necesario realizar esta espiral.

Una velocidad ascensional mas elevada sobre la senda de vuelo de 55° es posible de obtener evitando que el exceso de sustentación aparezca. Esto puede lograrse reduciendo el ángulo de ataque y la comba del perfil alar, pero esto infortunadamente, se opone a los requerimientos de un buen planeo posterior. fig. 4.8



La mejor solución aerodinámica de este problema, es un ajuste variable del ángulo de ataque y/o la utilización de un ala de comba variable.

Mediante un centrado bajo potencia a un ángulo de trefa de 55° con un C_L bajo y en consecuencia, sin exceso de sustentación, es posible trefar sin pérdidas de energía apreciables y no será necesaria la espiral.

La comba del ala, debe ser reducida a aquella que otorgue menos arrastre a bajo coeficiente de sustentación (C_L) y la incidencia del estabilizador ajustada consecuentemente. Cuando el motor se detiene, ambos, comba e incidencia del estabilizador deben cambiar mecánicamente para obtener el mejor planeo posible.

Durante la trefada, el torque y el chorro de la hélice, tenderán a hacer virar el modelo y esto debe ser corregido mediante centrados que permitan mantener la trayectoria lo mas recta que sea posible.

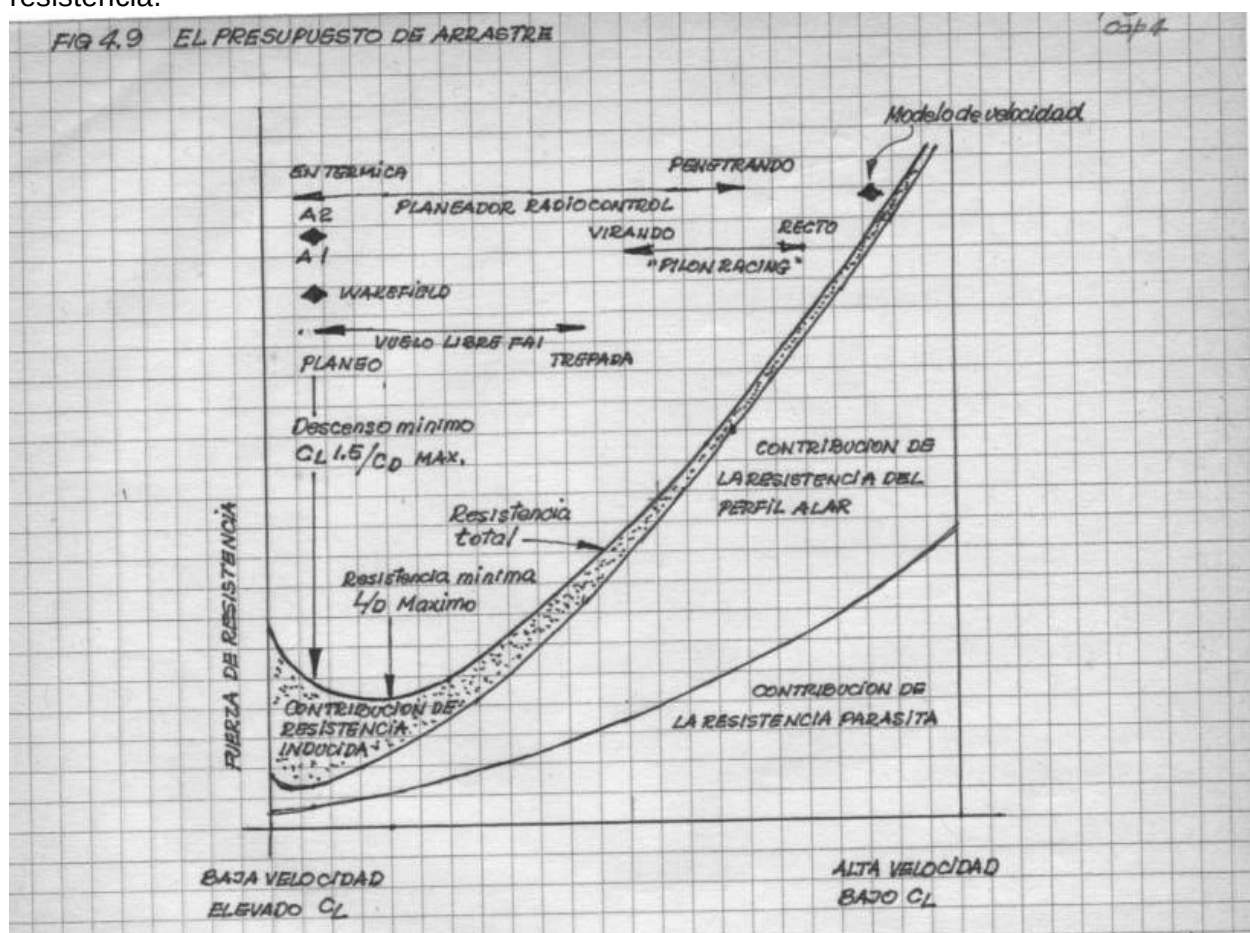
Dado que durante la trefada el C_L será bajo y la velocidad elevada, tal como se indica en la fig. 2.10, el arrastre inducido será bajo, mucho mas bajo que el que se obtiene elevado C_L en trefada espiral. El arrastre parásito será elevado, pero si una comba correcta es aplicada, la resistencia de perfil puede ser muy reducida, tal como se discutirá en el Cap. 7

Mediante la aplicación de estos conceptos una considerable mejora en la trepada puede ser obtenida.

En los modelos con motor de goma, también se muestra esta tendencia de entrar en looping durante las fases iniciales de la trepada, donde la potencia y velocidad son elevadas. Aquí también se presenta un buen caso para aplicar ajuste variable. La incidencia del estabilizador debería variar desde bajo C_L a alta potencia hasta alto C_L en baja potencia, en forma progresiva.

Mecanismos prácticos para esta aplicación han sido publicados en los anuarios de la revista Aeromodeler de Inglaterra de 1972 y 1974/5.

En la fig. 4.9 se ha realizado una tentativa de sumarizar en un diagrama, la importancia relativa que tienen, en diferentes tipos de modelos, las principales fuerzas de arrastre o resistencia.



A altas velocidades y a bajos coeficientes de sustentación, el arrastre parásito y el del perfil son dominantes. El arrastre inducido es pequeño. Esto es aplicable en modelos de velocidad, planeadores en penetración y modelos con motor de alta potencia en trepada, en los cuales los esfuerzos de diseño deben concentrarse en reducir la resistencia parásita y la de perfil.

Para modelos de vuelo lento, tal como planeadores remolcados de duración o planeadores RC para vuelo térmico, la resistencia inducida es dominante, ocupando la resistencia de perfil un muy alejado segundo lugar en importancia (a menos que se este en

presencia de una muy mala elección de perfil alar con separación laminar de capa límite). La resistencia parásita, casi carece de importancia

Este diagrama tiene un valor de carácter general y es en cierto modo la clave del resto de este libro. Obviamente si un modelo de velocidad ha sido afinado todo lo posible con respecto a la resistencia de perfil y a las resistencias parásitas, una muy leve mejora es dable esperar si también se presta atención finalmente a la resistencia inducida.

De esta manera si a un modelo de duración en planeo ya se le ha reducido al mínimo tanto la resistencia inducida como la de perfil, una “limpieza” general del arrastre parásito también va a producir mejoras, pero de valores pequeños.

El diagrama indica en cada caso donde deben enfatizarse las mejoras.

(Los métodos de cálculo aplicados a cada modelo en particular se ha delineado en el Apéndice 1 de este libro)

CAPITULO 5

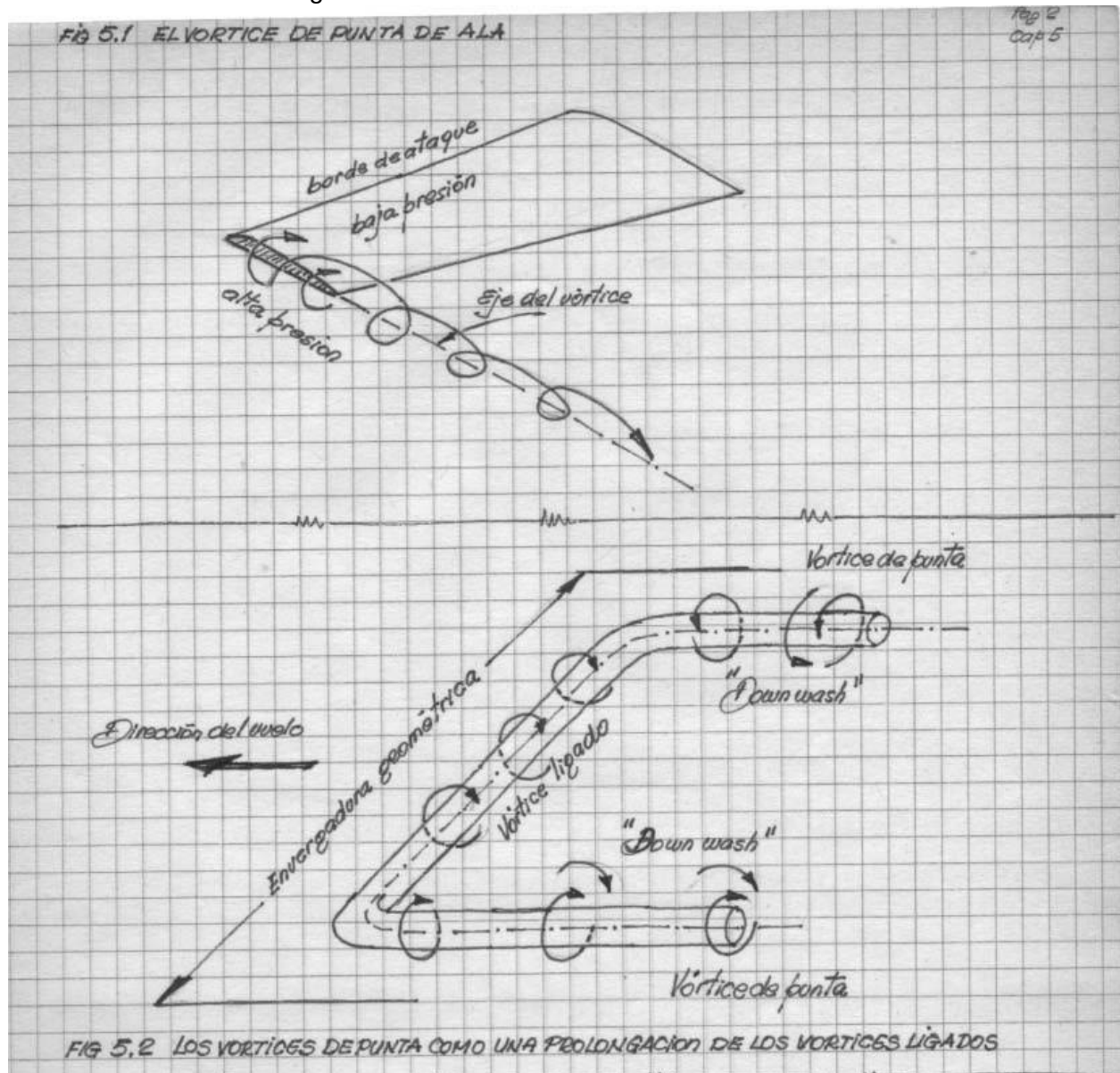
REDUCIENDO LA RESISTENCIA INDUCIDA

I RAZON DE ASPECTO (ALARGAMIENTO)

La asociación entre la resistencia inducida y los vórtices de contorno dentro del ala fueron mencionados en los párrafos finales del Capítulo 2. Examinaremos esto ahora con mayores detalles.

La causa de los vórtices, es la diferencia de presión entre la superficie superior e inferior de un ala, cuando se encuentra generando sustentación

Cerca del extremo del ala, el aire de alta presión en la zona inferior, tiende a fluir hacia afuera y alrededor de las puntas hacia el lado de baja presión. El flujo de la corriente principal, de adelante hacia atrás es deflecado ligeramente hacia afuera en la superficie inferior y ligeramente hacia adentro en la superficie superior. Existe también una componente hacia arriba del flujo alrededor de las puntas de ala. Un vórtice se forma detrás de las puntas de ala, tal como se indica en la fig. 5.1

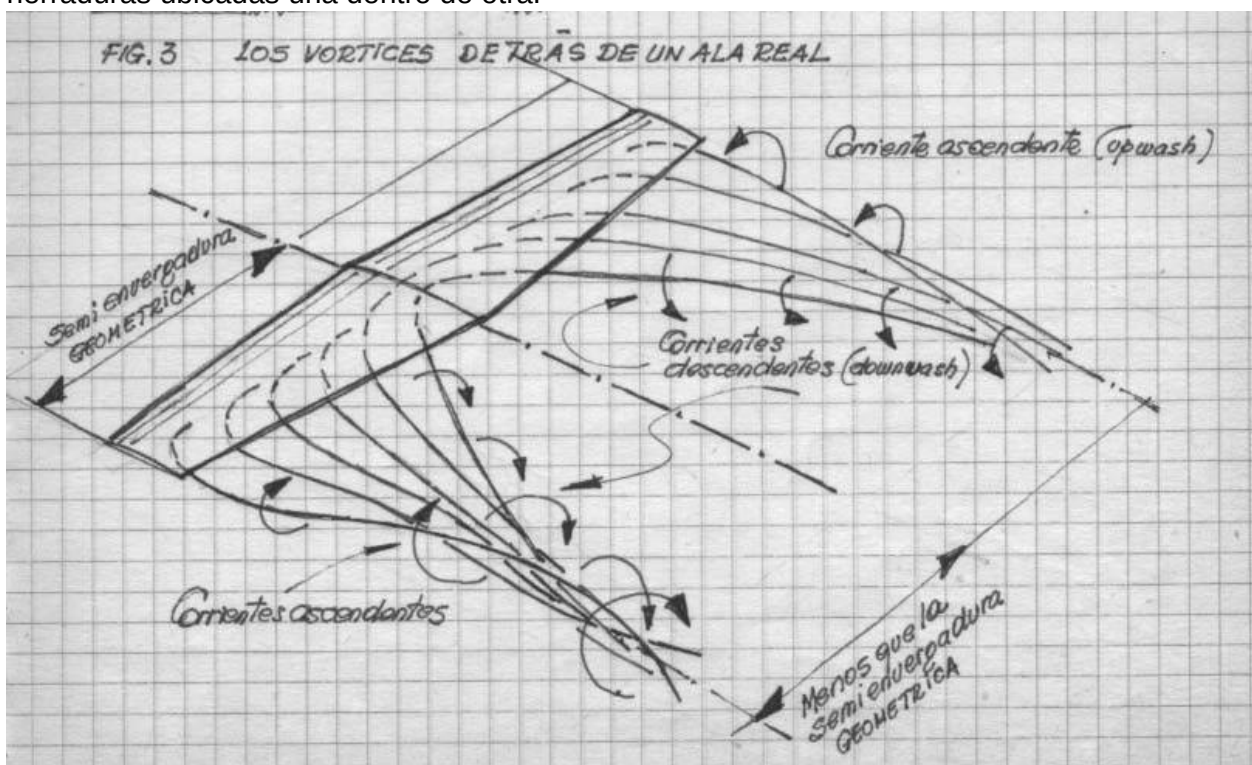


En una simple representación teórica, los vórtices de la punta de ala pueden ser vistos como una continuación del vórtice limitado, mostrado en la fig. 2.6. El vórtice limitado no puede terminar abruptamente en el extremo del ala, de modo que debe suponerse que gira 90° en forma de U como podemos ver en la fig. 5.2

La figura real es mas compleja. El flujo cruzado en las puntas influye en las partes internas del ala, causando flujos cruzados similares menos pronunciados, abajo y arriba del ala a lo largo de la envergadura. Este efecto se debilita progresivamente a medida que se aleja de la punta del ala, pero el resultado es que, detrás del ala no se forman solo dos vórtices en las puntas sino una serie de ellos, tal como se sugiere en la fig. 5.3

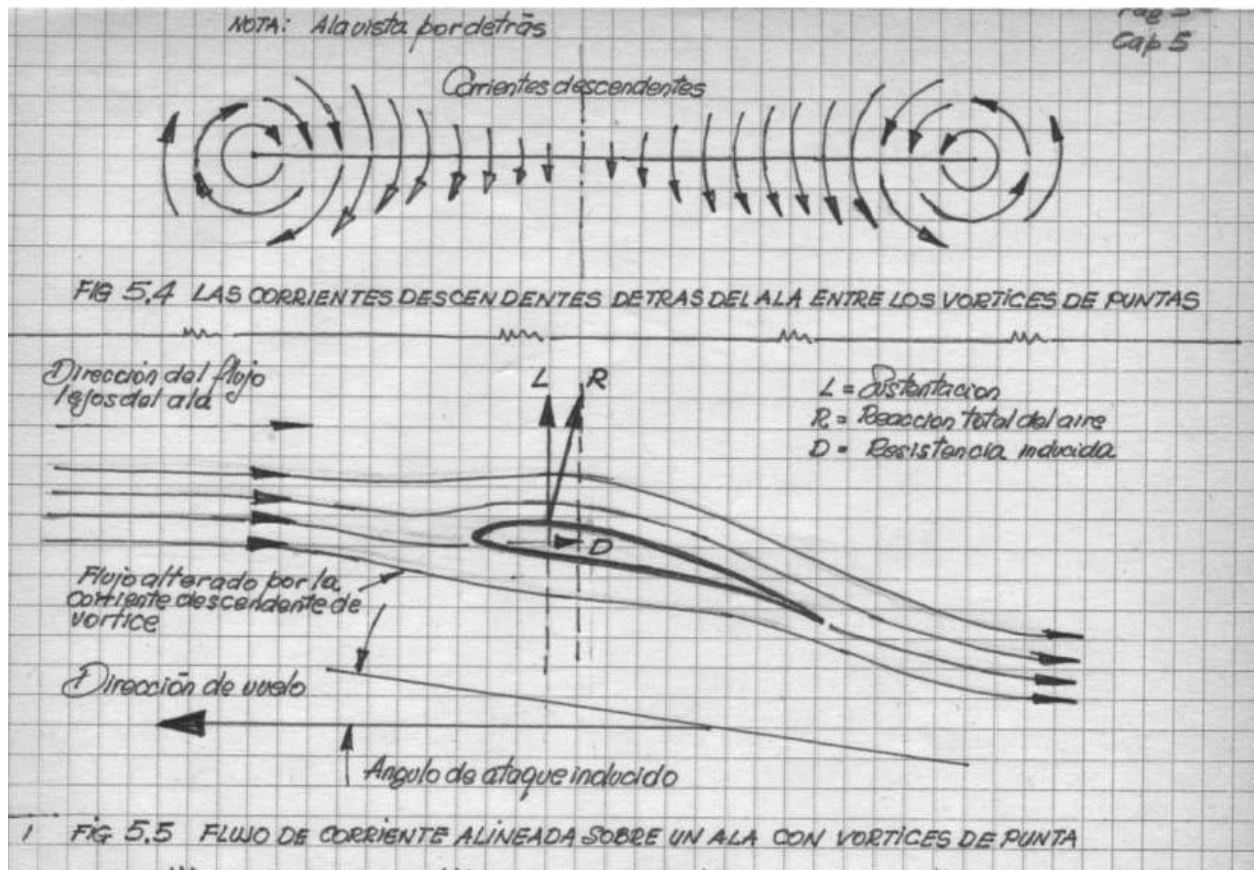
A cierta distancia detrás del ala, este haz de vórtices se enrollan formando uno por cada semi ala, la distancia horizontal entre estos dos es algo menor que la envergadura.

La forma simple de herradura de los vórtices es una figura adecuada detrás del ala, pero cerca de la superficie sustentadora, una mejor imagen de la realidad es de una serie de herraduras ubicadas una dentro de otra.



El vórtice de punta de ala, en el extremo de la misma es el mas fuerte, a menos que se hubiera adoptado una planta alar muy pobre.

Si el ala y su sistema de "vórtice enrollado" es visto desde taras, como se indica en la fig. 5.4, el efecto de rotación de los vórtices crea una corriente descendente detrás del ala entre ambos haces de vórtices y una corriente ascendente en los costados externos de ambos haces.



Esta corriente descendente no es la misma que la mostrada en la fig. 2.2 asociada con la distribución de presiones, este es parte del mecanismo de vórtice de sustentación (bound vortex).

Las corrientes descendentes de los vórtices de punta de ala no producen sustentación utilizable, pero generan un cambio en la dirección general del flujo sobre toda el ala.

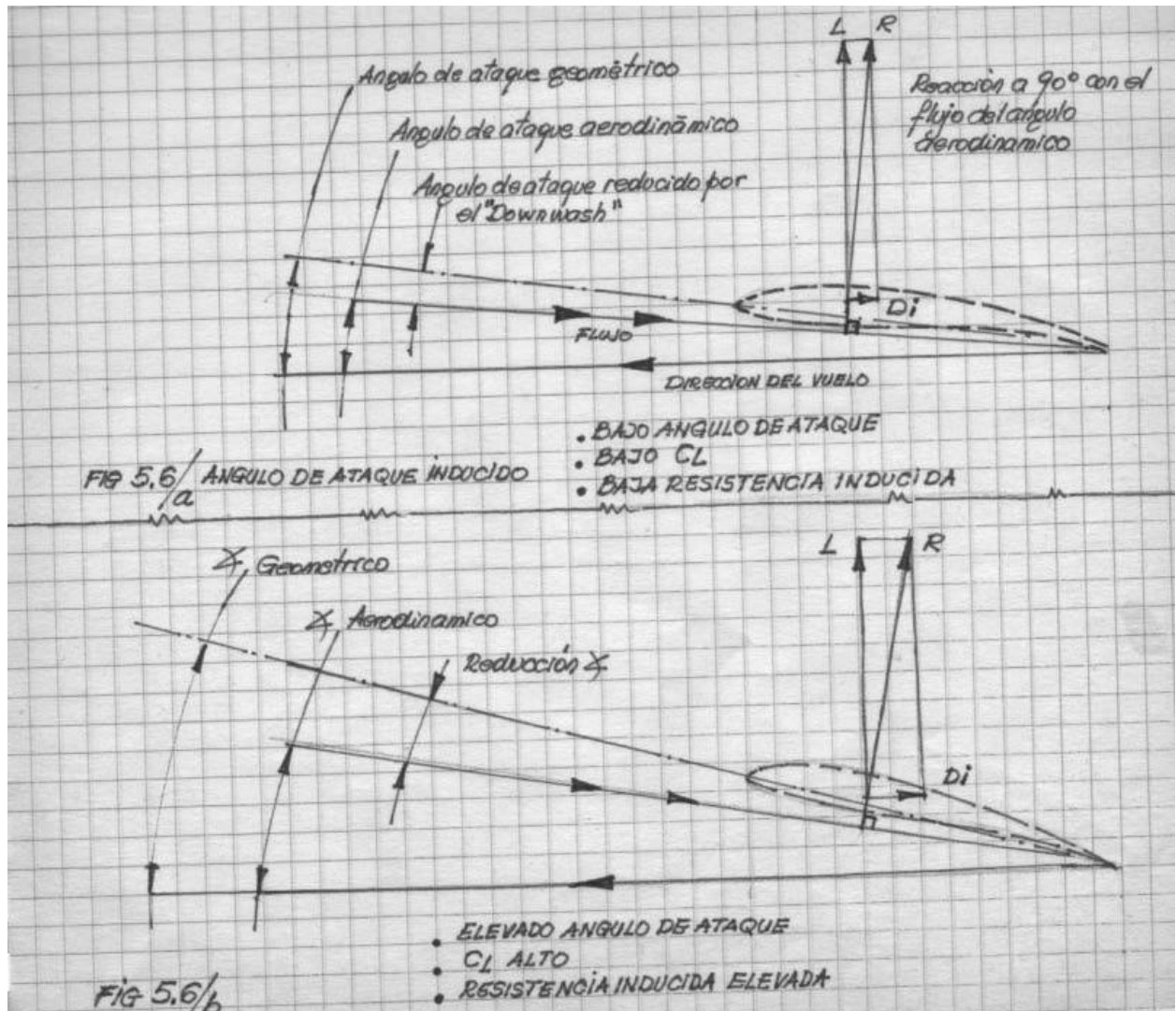
La alineación del flujo mostrada en la fig. 2.2 debe ser considerada sobreimpuesta sobre las corrientes descendentes del vórtice inducido al cual nos estamos refiriendo en este Cap.

El ala se encuentra a cierto ángulo geométrico de ataque con respecto al flujo no perturbado lejano del ala, pero cerca del ala, el efecto de la corriente descendente (down wash) de los vórtices inducidos distorsiona todo el sistema de flujo en proporción a la fuerza de los vórtices (fig. 5.5

El ángulo de ataque aerodinámico es reducido por los vórtices y su consecuente corriente descendente.

La fuerza de sustentación requerida por el vuelo, debe tener una dirección en ángulo recto con la línea de vuelo, pero la reacción del ala como fuerza sustentadora independientemente de las resistencias de perfil y de fricción o de piel), se ejerce en ángulo recto con el flujo local que ha sido alterado por "down wash".

La composición de fuerzas de la fig. 5.6 a y b indica el origen de la resistencia inducida, como un componente de la reacción total, dirigida hacia atrás. Cuanto mas grande es el ángulo de ataque por debajo de la pérdida, mas elevado es el C .



Cuanto mas elevado es el C_L para un ala dada, más fuertes son los vórtices de punta y de contorno y consecuentemente mas elevada es la influencia de las corrientes descendentes (down wash) sobre el ángulo de ataque incrementando la resistencia inducida.

De este modo queda la importancia de la resistencia inducida en modelos que operan al elevados C_L .

Dado que la causa del "down wash" es el flujo alrededor de las puntas de ala y dado que este influencia al resto del ala, si esta no tuviera puntas, no existiría la resistencia inducida.

Un ala de envergadura infinita es imposible, pero una cuerda constante, similar o simulando un ala, montada a través de un conducto de un sistema de ventilación o de un túnel de aire, de pared a pared del túnel, no genera vórtices de punta y en consecuencia tampoco resistencia inducida.

El ala real de un avión o de un modelo debe tener puntas, pero un ala de gran envergadura en relación a su superficie, se puede acercar mucho mas al ideal de envergadura infinita, que un ala corta y relativamente ancha.

"RAZON DE ASPECTO O "ALARGAMIENTO"

El alargamiento de un ala o de cualquier superficie, se obtiene dividiendo la envergadura o largo por la cuerda media o ancho medio.

Cuando la cuerda media es difícil de determinar, se obtiene dividiendo el cuadrado de la envergadura por la superficie total, así $A = \frac{b^2}{S}$ en símbolos standard.

Entre los modelos, Los planeadores A/2 tienden a alargamientos mas elevados y los modelos a motor de acrobacia utilizan bajos alargamientos.

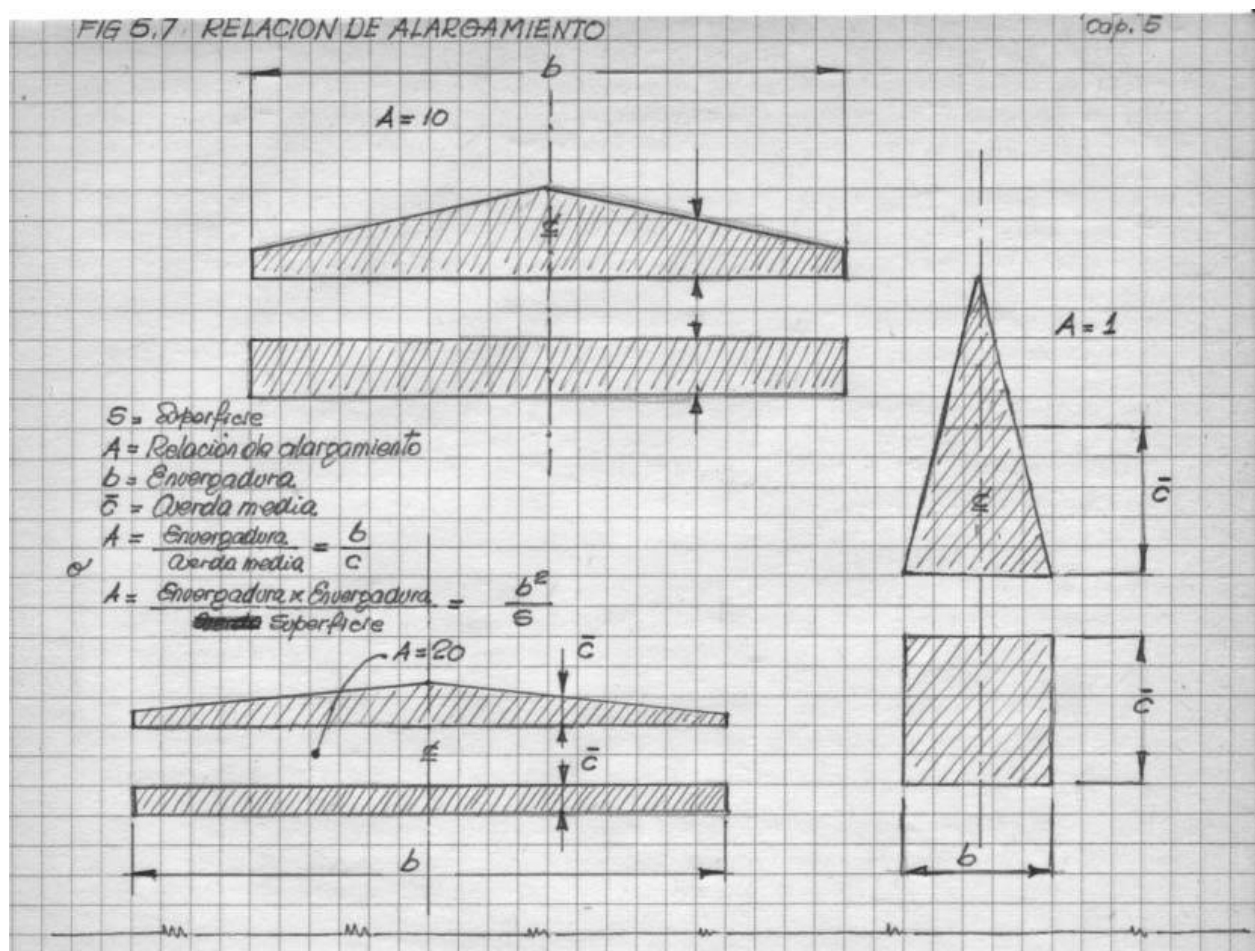
En las máquinas reales, un avión de ala delta tal como el Concorde, tiene un muy bajo alargamiento y en el otro extremo, un alto velero de la clase "open" corrientemente utilizan alargamiento del orden de 30 : 1. Inclusive algunos tipos de veleros experimentales como los británicos Sigma y Brunswick S.B. 10 exceden el valor 36 : 1. Con una envergadura de 29 metros el S.B. 10 tiene una cuerda media por debajo de los 80 centímetros.

Tales, tan largas, angostas y delgadas alas, presentan grandes problemas, tanto al ingeniero y al piloto como al diseñador y operador, en el caso de un modelo.

A despecho de estas dificultades, alas de alargamiento elevado son esenciales para obtener elevadas perfomances en el extremo de la baja velocidad de la escala de C_L , para reducir la resistencia inducida.

La importancia del efecto del alargamiento, puede ser apreciado de la formula standard para apreciar la resistencia inducida de un ala, donde $C_i = K \times C_L^2$

$$3.1416 \times A$$



El factor K en esta ecuación es una figura o factor de corrección derivado de la planta del ala. Para un ala bien diseñada se encuentra ligeramente por encima del valor 1 (uno).

A este punto le prestaremos más atención en el próximo capítulo.

Por otro lado, la fórmula muestra que duplicando el alargamiento, se reduce a la mitad el coeficiente de resistencia inducida. El efecto de la velocidad de descenso en un modelo de planeador de duración es muy grande. Tal como hemos visto en el Cap. 4, la velocidad de descenso depende del máximo valor de la relación $C_L^{1.5} / C_D$. La mayor parte del C_D en vuelo lento está constituido por el coeficiente de resistencia inducida.

Un ejemplo es dado en el Apéndice, donde se muestra que aumentando el alargamiento de un modelo de 7,5 a 15, se incrementa el factor de potencia de cerca de 16 : 1 a cerca de 26 : 1. Es por esta razón que los planeadores reales usan alargamientos tan elevados.

La reducción de la velocidad de descenso, es de vital importancia tanto para mantener la altura en ascendentes débiles, como para trepar rápidamente en térmicas fuertes.

Con un alargamiento elevado, la velocidad de descenso será baja aun para cargas alares elevadas. Un alargamiento elevado con carga alar alta, es un camino adecuado para obtener una buena performance de vuelo térmico combinado con una buena penetración.

Para un descenso mínimo absoluto, son necesarios ambos factores; elevado alargamiento y baja carga alar, o sea una “carga de envergadura” baja (W/b).

Existe un “límite aerodinámico” de los beneficios del alargamiento elevado, conectado con el efecto escala, mencionado en el Cap. 3 y posteriormente discutido en el Cap. 7.

Es factible esperar que si se utiliza un alargamiento muy elevado para un ala de una superficie dada, se obtenga una cuerda pequeña que nos lleve a que el número de Reynolds del ala resulte demasiado bajo para un vuelo eficiente.

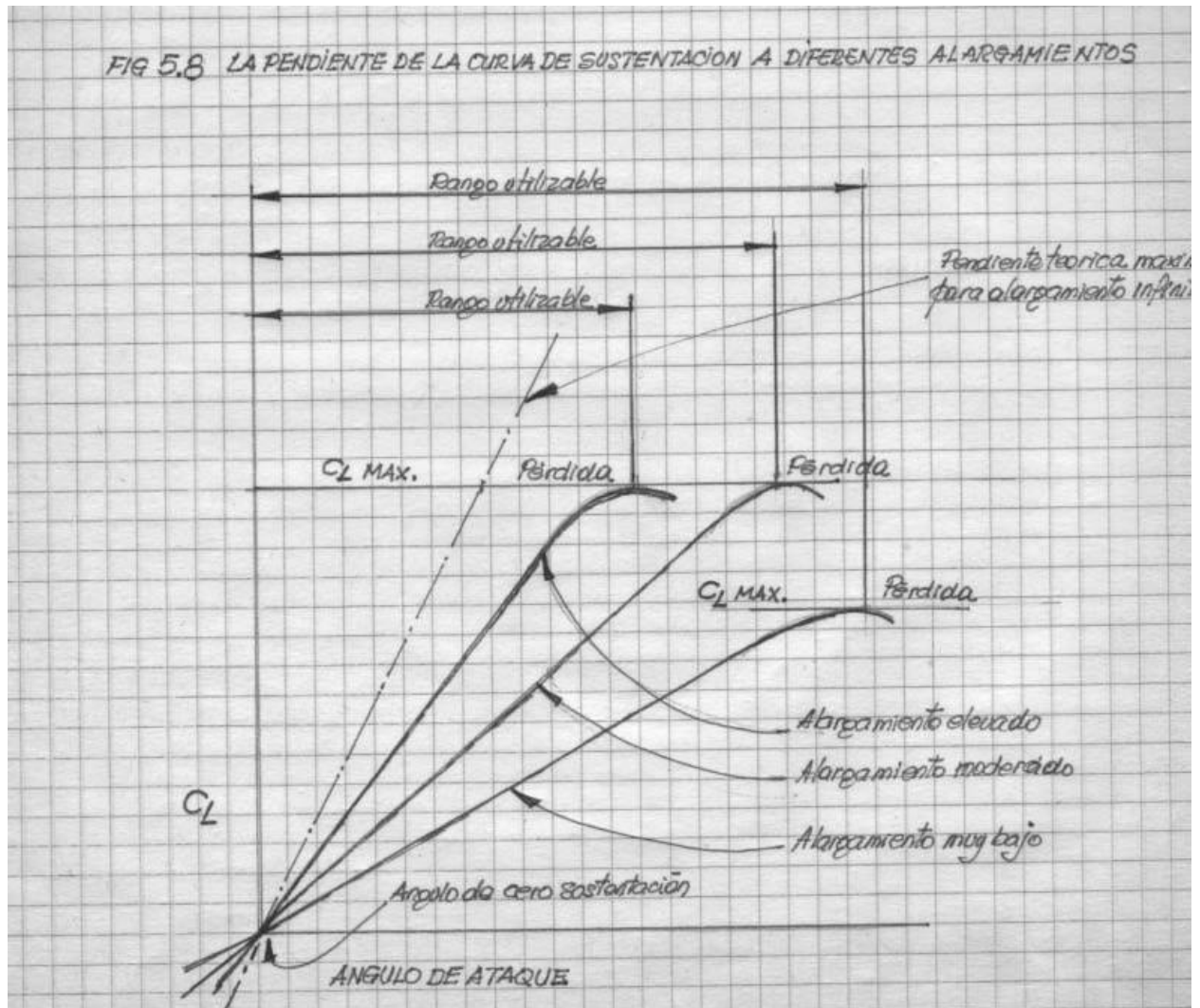
Este efecto debe ser atenuado mediante una muy cuidadosa elección del perfil a utilizar en tales alas. Anticipándonos al Cap. 7, diremos que para alas que operan a bajo N de Reynolds, se requieren perfiles delgados, tanto como en las puntas de alas de plantas con mucha conicidad (cuerdas pequeñas en las puntas).

También debe considerarse por lo ya expuesto con respecto a los efectos del “down wash” sobre el ángulo de ataque, que estas alas de elevado rendimiento son inherentemente sensitivas a los ajustes de centraje longitudinal y a las inclinaciones hacia arriba y hacia abajo durante el vuelo. Este efecto deviene de lo que acabamos de decir con respecto a la elección del perfil para operar a bajos Re .

Los delgados perfiles necesarios para bajos Re son especialmente sensibles a pequeñas variaciones de ángulo de ataque, debido al comportamiento de las burbujas de separación que se forman sobre la superficie superior de estos perfiles.

Sin embargo, en forma independiente de lo expuesto, si la variación del C con respecto al ángulo de ataque es observada en un gráfico para alas de distintos alargamientos, fig. 5.8, vemos que el declive de la curva de sustentación para un ala de gran alargamiento es mayor que el de una de bajo alargamiento.

Esto se corresponde con lo anteriormente expuesto con respecto a que para obtener un mismo C_L con un alargamiento bajo de gran “down wash”, el ángulo de ataque geométrico debe ser necesariamente alto.



Sin embargo, la relación de alargamiento no tiene virtualmente ningún efecto sobre el ángulo de ataque al cual el ala alcanza el C_L igual a cero, este depende enteramente de la comba del perfil.

Por lo tanto, el máximo C_L para alas de alto y moderado alargamiento es el mismo, dado que la aparición de la pérdida depende del flujo de la capa límite descrito en el Cap. 3. El ala de gran alargamiento alcanza su máximo C_L a un ángulo de pérdida bajo y por lo tanto el rango de ángulos de ataque utilizables es más pequeño.

Un ala de muy bajo alargamiento tiende a no alcanzar estos altos valores de C_L , dado que el ala es en cierto sentido "todo punta de ala" con muy fuertes flujos cruzados.

La pérdida es muy pospuesta, posiblemente hasta cerca de 45° . Esto explica porque los aviones de muy bajo alargamiento y los de tipo delta, adoptan la clásica posición de nariz muy arriba durante la aproximación de aterrizaje.

Un ala de alargamiento infinito tendría el mas elevado declive posible y esta indicado en línea de trazos en la fig. 5.8.

El declive real depende del perfil, o mejor dicho debería depender solamente de el, pese a ello, se ha demostrado, que una gran variedad de perfiles a valores altos de Re , incrementan su C_L aproximadamente .11 por cada grado de incremento de ángulo de ataque por debajo del ángulo de pérdida.

Perfiles delgados de bajo Re , sin embargo, muestran poseer en cierto modo inesperado, mejor pendiente de la curva de sustentación, mayor que el valor .11 por grado.

Esta circunstancia impulsa el uso frecuente de alargamientos elevados, pese a los inconvenientes derivados de su alta sensibilidad a los ángulos de ataque.

Una inclinación en vuelo, puede cambiar fácilmente de ángulo de ataque en varios grados en un modelo de vuelo lento y dado su menor rango utilizable de variación de ángulo debido a la mayor pendiente de su curva de sustentación, esta circunstancia puede llevarlo tanto hasta el ángulo de pérdida, como muy cerca del punto de sustentación cero.

Con una relación de alargamiento baja este efecto es menos importante, el rango utilizable de ángulos de ataque es mas amplio y las inclinaciones tienen un efecto menor.

Un ala de muy bajo alargamiento, es aun mas seguro, puede volar con una variedad de ángulos de ataque, es muy fácil de ajustar y menos critica en todo sentido.

Aparte de estos efectos de inclinación longitudinal, los modelos radio controlados de elevado alargamiento, parecidos a planeadores reales, son altamente sensibles al control del elevador. Un pequeño movimiento del elevador puede cambiar suficientemente el ángulo de ataque del ala, causando un dramático y repentino cambio de las fuerzas de sustentación: la sustentación, momentáneamente excede en mucho al peso.

Una violenta aceleración es el resultado, y la inercia o “g”, tanto del fuselaje como de todos los componentes de masa concentrada, se opondrán a dicha fuerza. Las alas flexionaran como un arco de arquería y pueden llegar a romperse. Estas fuertes deflecciones pueden causar impredecibles efectos secundarios, cambiando la estabilidad y equilibrio del modelo, causando flexiones o pandeos en las varillas de control del ala, ciñendo las bisagras de los alerones, arrugas en la cobertura o el inicio del flameo (flutter) del ala.

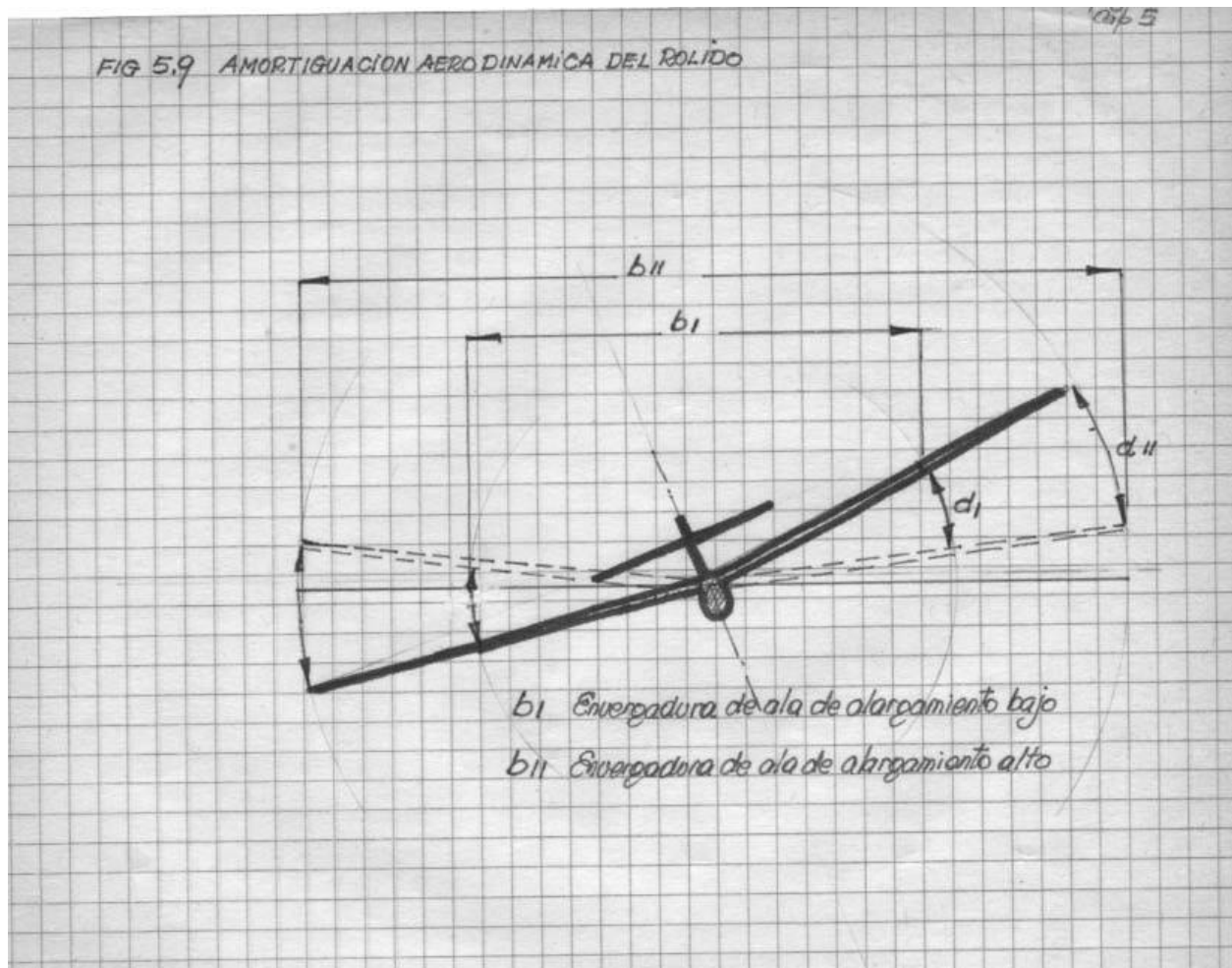
En el ajuste o centrado de modelos de elevado alargamiento, muy pequeños suplementos debajo del estabilizador o del ala, tienen relativamente un efecto grande sobre el ángulo de montaje de la angosta superficie de la cuerda.

En modelos radio controlados, por la misma razón, bisagras flojas y sucias, mala fijación de los extremos de las varillas de mando, servos mal ajustados, varillas de control que se pandean bajo carga, o se expanden por el calor, todas causan problemas mayores que cuando se opera un modelo con bajo alargamiento.

En adición a estos efectos, los modelos de gran alargamiento son inherentemente lentos en el rolo, esto es parcialmente debido a la masa de un ala larga, que se opone a cualquier fuerza tendiente a iniciar el rolo y una vez que este comenzó, resiste a cualquier fuerza que tienda a detener el mismo.

No obstante, mas importante es el efecto de “amortiguación” aerodinámica (damping) En un rolo, el ala inferior experimenta un incremento del ángulo de ataque, y el ala superior sufre una disminución del mismo.

Esto sucede únicamente durante el movimiento de rolo (ver fig. 5.9). Cuando el rolo se ha establecido a un estado uniforme, la resistencia inercial desaparece, pero el ala inferior vuela con un ángulo de ataque superior con respecto al ala superior. Esto genera fuerzas de sustentación opuestas al rolo. Para mantener funcionando el rolo es necesario ejercer una gran fuerza que se oponga al efecto de amortiguación (damping), generalmente mediante alerones.

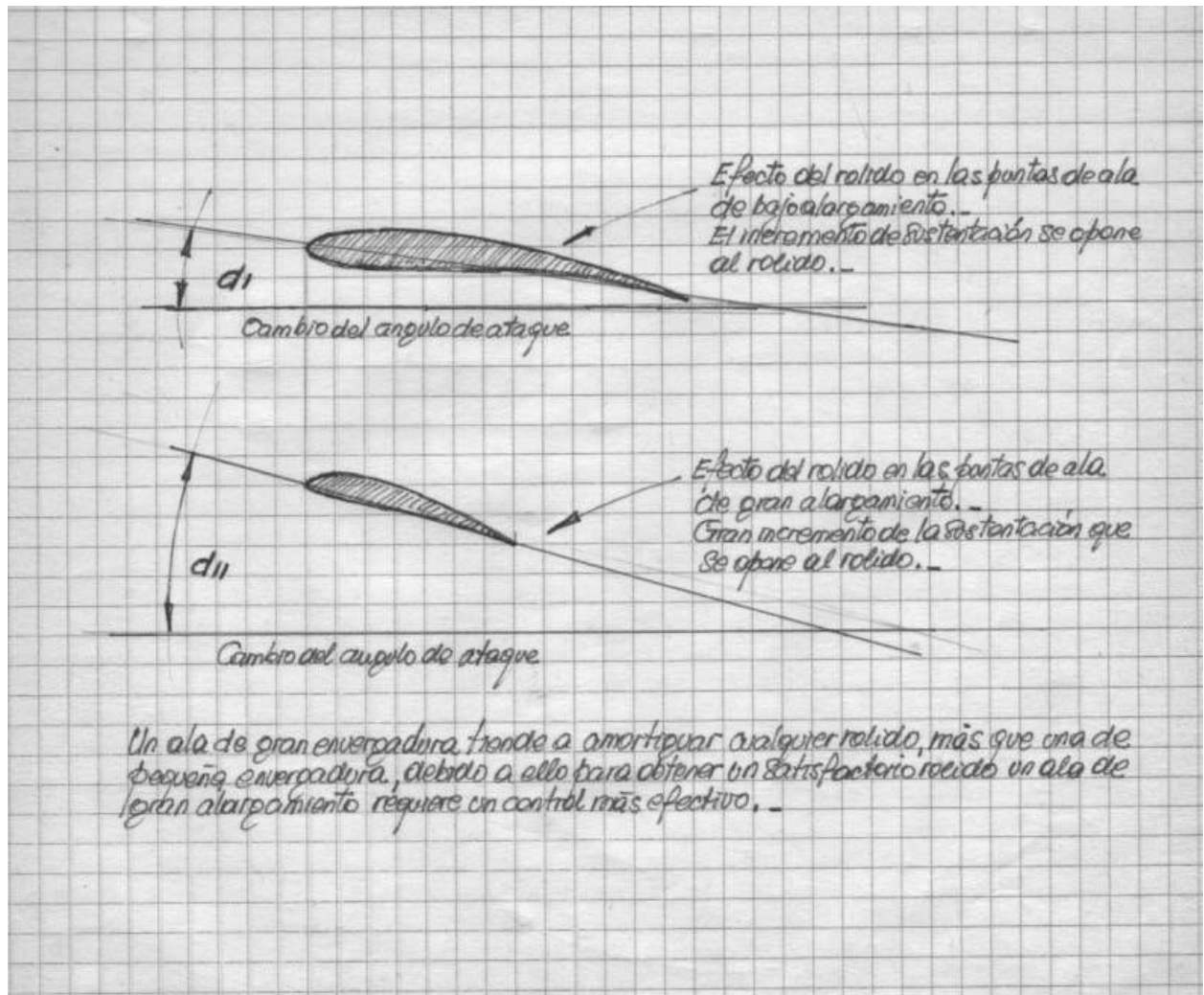


La elevada envergadura de un ala de gran alargamiento, obliga a los paneles exteriores a describir un arco de gran longitud para un determinado valor de rolido. Esto causa mayores fuerzas de abatimiento aerodinámico, consecuentemente las fuerzas para mantener el rolido también deben ser mayores. Esto requiere el uso de alerones grandes, o la operación de los de tamaño normal a mayores ángulos, y en algunos casos la utilización de "spoilers" para ayudar al efecto del alerón.

Muchos modelos de planeadores son controlados en rolido únicamente por el efecto secundario del timón de dirección. A medida que se incrementa el alargamiento, este método se torna menos satisfactorio a causa de la falta de efectividad del timón para contrarrestar las fuerzas de inercia del rolido y menos aun contrarrestar el damping o amortiguación aerodinámica.

En otras palabras, cuando un ala de elevado alargamiento ha obtenido un elevado ángulo de inclinación durante el rolido, resiste fuertemente todas las fuerzas que tratan de sacarla del viraje resultante y es por ello y es por ello que estos modelos tienden a mantenerse en constantes virajes volando en círculos.

A envergaduras extremas, una dificultad adicional resulta del incremento de velocidad de la punta de ala externa durante el viraje, con la correspondiente disminución de velocidad del ala interna. Esto causa una diferencia que incrementa el ángulo de inclinación debido a las distintas fuerzas de sustentación que se generan en cada semi ala.



En planeadores reales es normalmente necesario para mantener el viraje, la aplicación de alerón en contra de la dirección del viraje. Esta misma corrección suele hacerse necesaria en modelos de planeador de gran tamaño. Para mantener constante el viraje en térmica, un pequeño ajuste o "trim" de alerón, en el sentido inverso al viraje, suele ser también necesario.

CONJUNTO DE COLA Y RELACION DE ALARGAMIENTO

El elevado ángulo o pendiente de la curva de sustentación de las alas de alargamiento elevado adquiere también importancia en el diseño aerodinámico del grupo de cola.

El timón de dirección en particular es frecuentemente poco sensible y en los modelos controlados por radio, la aleta móvil agregada a un timón de muy bajo alargamiento puede ser altamente inefectivo.

Debido a la baja relación de alargamiento, un gran cambio del ángulo de ataque es necesario para obtener un moderado incremento de la sustentación (C_L), de este modo la fuerza estabilizadora o de control es débil, a menos que el área de la aleta sea suficientemente agrandada para compensar.

El hábito de diseñar los timones en función de su apariencia estética en lugar de su eficiencia, es muchas veces culpable de estos defectos. El timón es un ala pequeña y debe ser tratado como tal. Timones cortos, anchos y fuertemente inclinados hacia atrás, no solo no solucionan ni mejoran nada aerodinámicamente, sino que agregan resistencia adicional. Una

mas elevada relación de alargamiento hace mucho mas sensible y eficiente la función del timón mediante movimientos de control mas pequeños.

Quizás los únicos aeromodelistas que han reconocido las ventajas de este diseño de timón son los que practican la clase de planeadores gobernados magnéticamente, que obtienen satisfactorios controles mediante timones altos y delgados, relativamente pequeños y livianos.

Timones de bajo alargamiento pueden tener ventaja en modelos de acrobacia para recuperación en los toneles y tirabuzones. En estas maniobras se exige al timón que ejerza su acción correctiva en condiciones de flujo muy cruzado o sea a ángulos de ataque tan elevados que haría entrar en perdida un timón muy angosto.

Este mismo efecto justifica el agregado de aletas dorsales que reducen el alargamiento, agregan cierta área sin agregar mayores alteraciones estructurales y manteniendo un relativo buen comportamiento aerodinámico del resto del timón para otras actitudes del vuelo.

El estabilizador también es mas sensible si tiene un alargamiento elevado, pero como su función es la de restablecer el ángulo de ataque del ala, cuando ésta entra en perdida, es vital que no entre en perdida antes que el ala. Por razones de seguridad el alargamiento del estabilizador debe ser menor que el del ala, pero dentro de estos límites deberá ser lo mas alto posible.

Si el estabilizador está llamado a contribuir con una parte de la sustentación en vuelo normal (aunque esta no es la forma mas eficiente de diseñar un modelo), generará resistencia inducida, que será menor si su alargamiento es elevado.

Con un alargamiento elevado, aun cuando no ejerza acción sustentadora, su mejor sensibilidad a los movimientos de ajuste con respecto a uno de bajo alargamiento, lo hará más efectivo lo que permitirá la reducción de su superficie.

La resistencia de un pequeño estabilizador, de sección simétrica operando cerca del punto de sustentación cero, es realmente muy reducida. Además en un estabilizador de alargamiento elevado, es menor la superficie del mismo afectada por la sombra aerodinámica del fuselaje o del flujo cruzado del timón.

El diseño y la posición del estabilizador debe tener en cuenta los efectos del flujo descendente (down wash) generado por el ala. Cuanto mas bajo sea el alargamiento alar y mas corto el fuselaje, mas grande será el efecto "down wash" sobre el estabilizador.

Un resultado frecuente de este efecto, es que el ángulo de ataque real del estabilizador es significativamente menor que el determinado por la geometría del diseño.

Muchos modelos diseñados con estabilizador sustentador, de hecho, cuando son centrados, resultan con un montaje de ángulo de ataque negativo con respecto al verdadero flujo de aire local generado por el "down wash" alar. Por lo tanto la comba del perfil simétrico seria mas eficiente.

Desde el punto de vista de ingeniería, los planos sustentadores de elevado alargamiento presentan mayores dificultades estructurales debido a que son delgadas y angostas en la raíz, donde precisamente las tensiones son elevadas.

Se dispone de menor espacio para la ubicación adecuada de largueros, sistemas de fijación, servo mecanismos, etc. También la envergadura grande relativa a la superficie, incrementa el momento de flexión.

Las puntas de ala son vulnerables, debido a que se aumentan las posibilidades de que toquen el suelo en virajes bajos, esto hace aun mas necesario construir las puntas livianas para reducir la inercia en los rolidos, deslizamientos y virajes.

También requieren una construcción mas precisa , no solamente por que son mas sensibles a las reviraduras debido a su gran longitud y bajo espesor, sino porque sus efectos en vuelo son mayores debido a la pendiente elevada de la curva de sustentación, a la cual nos hemos referido, y su consecuente sensibilidad extra a ligeras variaciones del ángulo de ataque.

A despecho de todos estos problemas, para todos los modelos que se suponen han de trepar en corrientes ascendentes débiles planeando, o trepar con potencias bajas, el alargamiento alar elevado es esencial.

En el caso de modelos de planeadores radio controlados , la inevitable penalización en termino de peso estructural extra y carga alar alta, es compensada por la velocidad adicional resultante, que ayuda a la penetración.

En los modelos de vuelo libre de duración, una gran penalización de peso no es aceptable debido a su gran influencia, ya sea en la velocidad de descenso en planeo, como en la altura obtenible en trepada.

Aún así, si el ala de elevado alargamiento, puede ser construida por debajo del peso mínimo requerido por el modelo, las mejoras en el rendimiento serán muy apreciables.

Los modelos acrobáticos no deben ser hipersensibles a las variaciones de posición longitudinal (pitching) y deben ser de muy fácil y rápido rolido. Por lo tanto en estos modelos no es recomendable un alargamiento elevado, aunque como será nuevamente visto en el Cap.12, los alerones angostos y largos, son muy superiores a los cortos y anchos para superficies iguales.

Para modelos de carrera entre pilones y de velocidad, la relación de alargamiento es una consideración secundaria desde el punto de vista del arrastre, siendo también válidas las consideraciones hechas para los modelos acrobáticos en términos de sensibilidad, especialmente en los virajes, que resultarían muy penalizados en términos de velocidad y también a trayectoria ondulante causada por ligeras y sucesivas correcciones que deberá efectuar el operador del modelo.

CAPITULO 6

REDUCIENDO LA RESISTENCIA INDUCIDA

II PLANTA Y ALABEO

La relación de alargamiento es el factor mas importante, por mucho margen, en la reducción de la resistencia inducida. Pese a ello muchos diseñadores de modelos pierden una parte de los beneficios de su aplicación, por falta de cuidado en el resto de los factores aerodinámicos concurrentes.

Como se ha sugerido en la fig. 5.2, la envergadura aerodinámica o envergadura efectiva de un ala es siempre menor a la longitud física de la superficie del ala.

El vórtice de punta siempre se desprende del ala a una cierta distancia de la punta hacia la raíz del ala.

Tanto una mala elección de la geometría de la punta, como una planta inadecuada , o un albeo alejado del valor correcto, reducen la envergadura efectiva.

Esto afecta, tanto la relación real de alargamiento como la superficie portante.

El factor K en la ecuación de la resistencia inducida se incrementara por estas causas.

PUNTAS DE ALA

La punta de ala será discutida en primer termino, a pesar de su escasa importancia relativa. La diferencia de perfomance entre una buena o mala geometría de la punta es tan pequeña, que en muchos casos no es detectable.

Como hemos mencionado anteriormente, si montamos un ala en un túnel de viento, de manera tal que forme un puente completo, o sea que sus extremos atraviesen la pared del túnel, no se formaran vórtices de punta . El vórtice ligado se extenderá de pared a pared y será limpiamente cortado. El ala se comporta como si fuera de alargamiento infinito y sin resistencia inducida.

Debido a esto, en el pasado trató de obtener los beneficios del alargamiento infinito mediante la utilización de placas marginales que cumplieran la función de “pared del túnel” y ese efecto se logra en cierta medida, pero para que sus beneficios asuman valores significativos, estas placas deberían ser muy grandes (También incrementan la pendiente de la curva de sustentación). Esto no se consigue sin penalizaciones. Las placas en si mismas, generan resistencia de forma y de piel, y estas pueden asumir valores iguales y aun mayores que los ganados en reducción de resistencia inducida.

Esto depende mucho del coeficiente de sustentación a que opera el modelo. Dado que a velocidades elevadas el arrastre inducido es muy bajo y la resistencia de forma y parásita son grandes, las placas marginales tienen un mal comportamiento y su utilización no se justifica en modelos que operan normalmente a velocidades superiores correspondientes la mejor relación L/D. ver fig. 4.9

A velocidades bajas, en alas de baja relación de alargamiento, pueden obtenerse ventajas mediante placas marginales. El tamaño optimo es de aproximadamente el doble de la cuerda en la raíz, como largo de la placa, de acuerdo a test realizados por A. Raspel del

Colegio del Estado de Mississippi. Semejantes placas configuran un considerable estorbo en cualquier tipo de aeromodelo practico. Si el ala ya es de alargamiento elevado, la ganancia en resistencia inducida será menor proporcionalmente y la resistencia parásita no será menor.

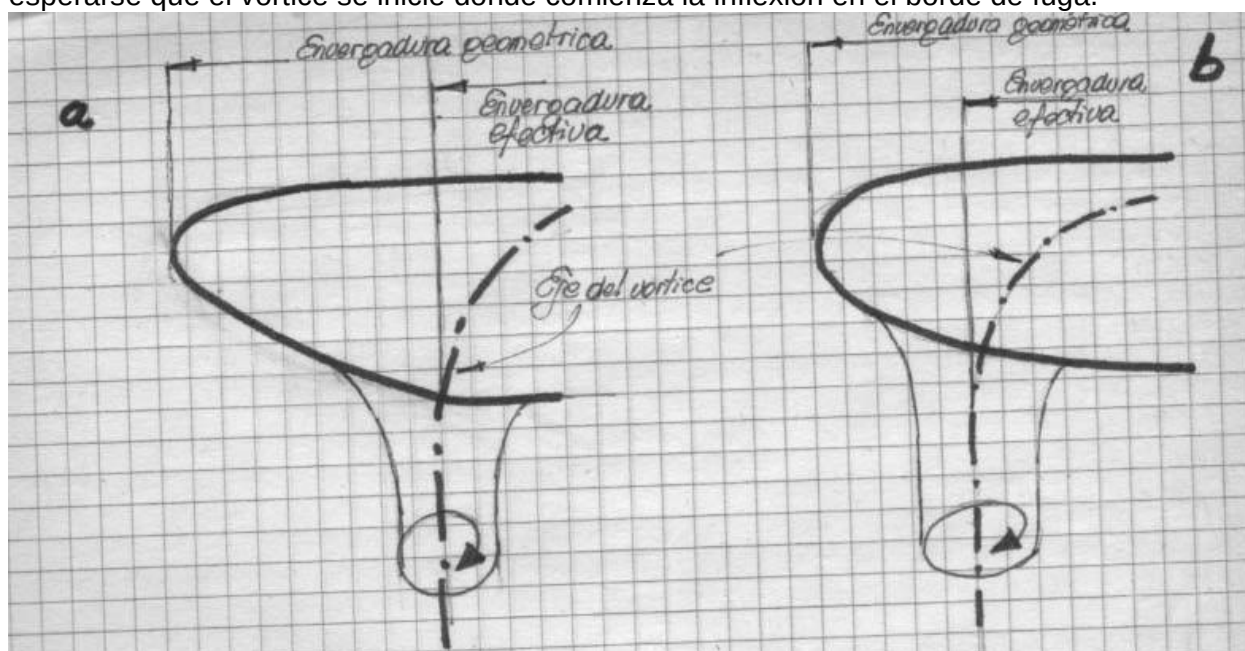
La vulnerabilidad de la punta de ala, se incrementará, Si las placas se reducen de tamaño, no inhibirán substancialmente la resistencia inducida, agregando siempre su cuota de arrastre parásito. Por lo tanto, no aconsejamos el uso de placas marginales.

La utilización de pequeñas placas o cuerpos en los extremos del ala de algunos aviones o planeadores reales, son usados por razones no aerodinámicas, tal como en el velero biplaza BLANIK donde se utiliza para proteger el extremo del alerón, o como en algunos aviones que utilizan tanques adicionales de combustible extra por carecer de espacio interno y que además en muchos casos son desprendibles.

La política actual de diseño en alas de baja resistencia no tiende a prevenir la formación de vórtices de punta, sino a minimizar los efectos de la reducción de la envergadura efectiva.

Esto significa asegurar que los vórtices, comiencen lo mas cerca posible del extremo físico de la superficie del ala y no en cualquier punto a lo largo de la misma, como puede suceder si la planta alar es mala. Aviones reales y muchos modelos tienen una configuración geométrica del área de la punta de ala que favorece la formación prematura de los vórtices.

Un ejemplo lo constituyen las formas indicadas en las fig. 6.1 a y 6.1 b , en ellas puede esperarse que el vórtice se inicie donde comienza la inflexión en el borde de fuga.

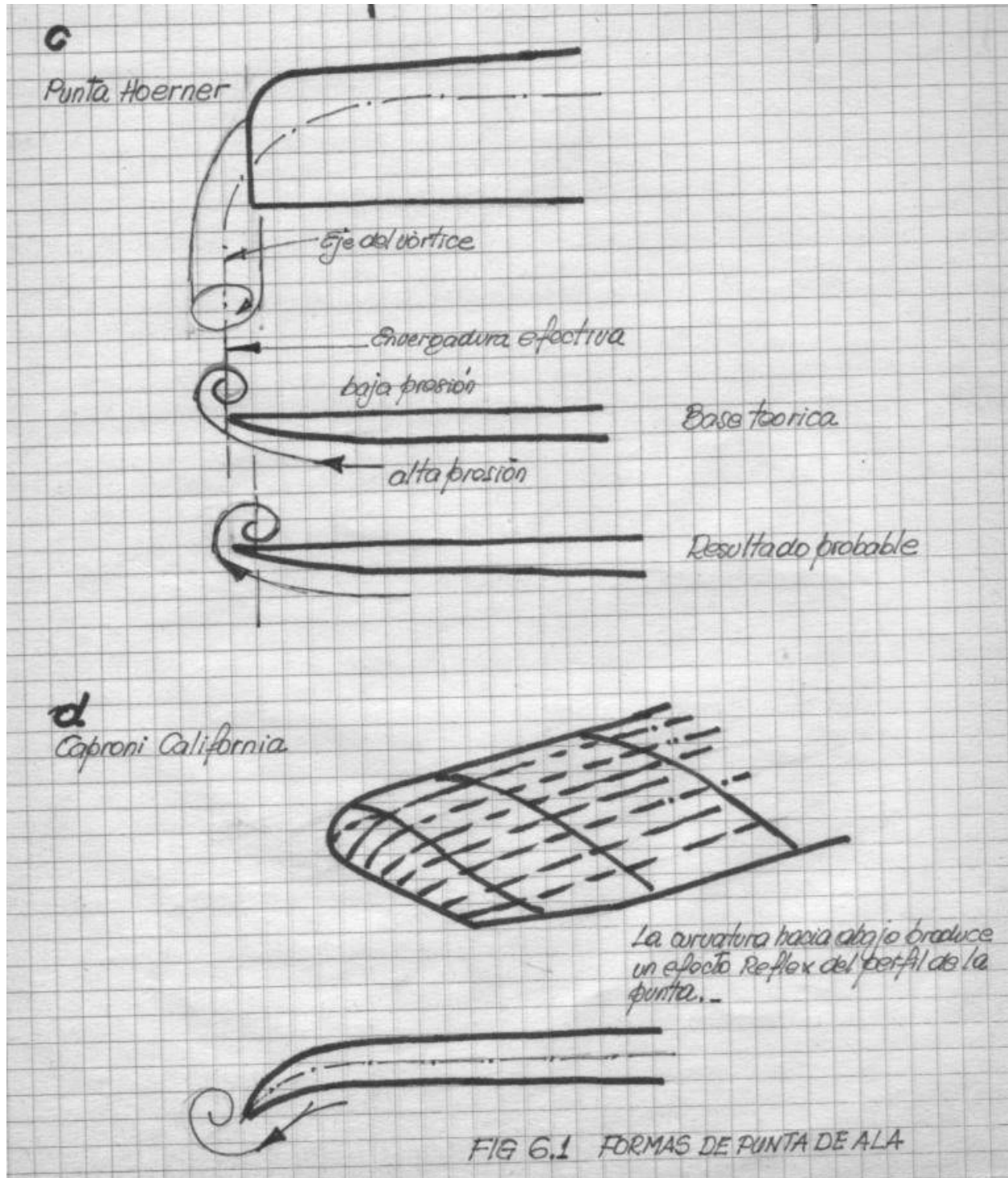


Una ligera curvatura del borde de ataque, seguido de una razonable punta cuadrada, donde el borde de fuga continua recto hasta el final, es considerada superior por algunos diseñadores, fig. 6.1 c. El lado inferior de este tipo de punta remata en una curva de amplios bordes vivos en lugar del habitual redondeado.

El propósito de esta forma es facilitar el desplazamiento del flujo de alta presión de la superficie inferior de tal modo que su energía ayude a conducir el vórtice al extremo final de la envergadura.

El trabajo de investigación que condujo a esta forma, fue conducido por Höerner, y la punta es conocida por su nombre. Su eficiencia real no está aun absolutamente comprobada. El

vórtice puede en la práctica, formarse en la superficie superior del ala, pero un tanto retirado del extremo.



Pese a ello la punta Hoerner, de fácil ejecución y buen aspecto ha sido adoptada por gran número de diseñadores modernos de planeadores reales.

Bordes marginales inclinados hacia abajo, tal como se indica en la fig. 6.1 d, son también frecuentemente utilizadas en la actualidad, que también son útiles para proteger las puntas de ala y los alerones del contacto con el suelo.

Aerodinámicamente puede ser buena, por su tendencia a restringir el movimiento del aire de alta presión y la formación del “rulo” en la superficie superior. Tampoco en este caso se cuenta con pruebas absolutas de su eficiencia real,

Para vuelo a alta velocidad, las pérdidas de la punta de ala son de relativamente poca importancia, dado que la resistencia inducida en sí es muy baja. De cualquier manera, cualquier tipo de protuberancias o imperfecciones, o ruedas y patines, agregan mucha resistencia parásita y deben ser evitados completamente.

Las placas marginales pueden ser útiles para aumentar el alargamiento efectivo de estabilizadores y timones, con posibles buenos efectos de estabilidad y en respuesta de los controles.

Los estabilizadores ubicados en el extremo superior del timón, incrementan su pendiente de la curva de sustentación, en consecuencia su capacidad sustentadora, lo cual disminuye el peligro de su entrada en pérdida antes que el ala.

Las placas marginales del estabilizador pueden utilizarse como timón de dirección de todo el modelo, siendo en este caso su resistencia apenas algo superior a la de un timón central único de igual o ligeramente inferior superficie total.

Sin embargo estas placas mellizas van a tener cuatro puntas en lugar de una, siendo generalmente también de bajo alargamiento, esto unido a su vulnerabilidad estructural, hace que el uso de estos “doble timón” sea de dudoso valor aerodinámico. Pueden causar mayores molestias que las ventajas que pueden ofrecer

Sin embargo, el estabilizador completo, actuando como placa marginal del timón, en configuración T, puede ser ventajoso, como el timón montado directamente sobre el estabilizador.

En ambos actúa como placa antivórtice” en una punta del timón, incrementando su alargamiento efectivo.

La configuración en T del grupo de cola, también lleva el estabilizador a una zona más alejada de cualquier posible perturbación causada por la unión de la raíz del ala con el fuselaje.

De tal manera, ambos, timón y estabilizador pueden ser ligeramente reducidos en superficie, lo cual ayuda a compensar el incremento de peso estructural causado por la necesidad de reforzar la estructura del timón, que debe soportar una carga extra.

El montaje elevado del estabilizador es también bueno para “blanquear” el timón durante el remolque o un tirabuzón y si bien es más vulnerable en looping a ras del suelo, es mucho menos vulnerable en los aterrizajes normales, que es mucho más importante en la práctica

Timones montados adelante o detrás del estabilizador, son frecuentemente preferidos en los modelos por razones de simplificación estructural, pero no ofrecen ninguna ventaja desde el punto de vista aerodinámico.

PERDIDA PROFUNDA

La configuración en T tiene como hemos visto varias ventajas en actitudes normales de vuelo, pero en ciertas circunstancias puede conducir a un problema agudo, conocido como

perdida profunda. En aeronaves comerciales, un ejemplo de la gravedad de este efecto, lo constituye el prototipo del BAC III, que se estrelló en 1963, matando a todos sus ocupantes.

Algunos planeadores reales, en lugar de inclinar su nariz hacia abajo al comienzo de una pérdida, hacen lo contrario, perdiendo gran parte de su velocidad hacia adelante y entonces comienzan un descenso brusco en actitud "chata"

En los modelos de vuelo libre, esta condición es producida deliberadamente mediante la posición de destermalizado, a través del conocido sistema de levantar a más de 35° el borde de fuga del estabilizador. Esta brusca acción, coloca al ala, en dicha condición de pérdida profunda. En algunos modelos con grupo de cola en T, se produce este, aun cuando el operador no lo haya intentado y con los controles normales incapacitados para retornar el modelo a su actitud normal de vuelo.

La causa de este efecto es bastante compleja. A medida que el ala se aproxima a la pérdida, la estela se amplía al mismo tiempo, dado que la nariz está subiendo, el plano de cola se sumerge en la estela y pierde eficacia. Si el centro de gravedad está además algo retrasado, también contribuye a este indeseable efecto de nariz alta.

Cuando el ala principal entra en pérdida, la estela tiende a "golpear" al grupo de cola completo, como si el grupo estuviera montado debajo de la estela y por lo tanto más eficiente que lo usual. Una vez que el modelo se encuentra en situación de pérdida profunda, es incapaz de salir de ella, debido a que el flujo sobre el fuselaje causa la formación de muy fuertes vórtices rotantes, similares a los de una punta de ala. Dada esta mala combinación de circunstancias, la corriente descendente (down wash) causada por estos vórtices puede golpear sobre el estabilizador alto y forzarlo hacia abajo, a despecho de los esfuerzos del piloto para recuperar la velocidad hacia adelante del vuelo.

El problema es dificultoso a menos que el aeromodelista conozca la causa, dado que un modelo que vuela perfectamente la mayor parte del tiempo, puede sin aviso "caer del cielo" como un panqueque, con el fuselaje más o menos horizontal, con muy poca o ninguna velocidad hacia adelante.

Con viento arrachado o en maniobras acrobáticas, el problema puede surgir en cualquier momento. El accidente del BAC III que comentamos antes, se produjo después de muchas horas de vuelo exitoso y sin ningún inconveniente.

La solución puede obtenerse simplemente retornando a la configuración de estabilizador bajo, pero en este caso deberá ser agrandado para cumplir el requerimiento de estabilidad normal de vuelo. Otras modificaciones que pueden resultar efectivas, incluyen incremento de envergadura con y sin aumento de superficie o agregando diedro al plano horizontal, ambos con el objetivo de llevar algo de la superficie fuera del "down wash" formado por los vórtices del fuselaje. Elevar aún más el estabilizador puede representar otra solución, pero esta puede tornarse imposible por razones estructurales.

Mover el centro de gravedad hacia adelante, reajustando el modelo, también puede ayudar. Es conocido el efecto general de mejorar la estabilidad, que esto produce siempre. También el fuselaje puede ser modificado en un esfuerzo para reducir el "down wash".

Un fuselaje amplio es más probable que ocasione estos efectos que uno delgado,. También, cambios en la longitud del fuselaje pueden contribuir mucho a la solución de este serio problema, al cambiar la relación grupo de cola / vórtices.

Cuando el modelo se encuentra en pérdida profunda, ninguno de los controles, excepto probablemente los flaps del ala, son capaces de corregirlo. El elevador tiende a ser inútil aun en posición extrema contra los topes. Los alerones de un ala en pérdida son totalmente inefectivos, y el timón no tiene la fuerza suficiente para sacar el modelo de su posición horizontal.

La aplicación de potencia extra del motor, no es suficientemente potente, generalmente, como para corregir la situación. Los flaps en cambio pueden producir una fuerza lo suficientemente grande como para contrarrestar el "down wash" sobre la cola.

Por otro lado los frenos de aire o "spoilers", pueden crear mas vórtices aun o un ala turbulenta mas "excitada", empeorando la situación critica.

Un paracaídas de cola puede salvar un avión en pérdida profunda, levantando la cola y haciendo en un principio mas lento todo el vuelo, se produce entonces un colgado sobre el mismo con la nariz hacia abajo. Después de unos segundos el vuelo normal puede ser reanudado arrojando el paracaídas.

PLANTAS DE ALA

El ala mas fácil de construir es la de planta rectangular. Todas las costillas son iguales y no existen uniones complejas en los bordes de ataque y de fuga.

Esta planta no es la mejor desde el punto de vista aerodinámico, siendo la razón básica de esta afirmación, el hecho de que algunas partes de estas alas, son sub utilizadas al no cargar su parte proporcional del peso del modelo.

Cuando es diseñada el ala de un modelo, con cierta y determinada superficie total, es muy fácil asumir que cada parte del ella cargará con una porción del peso proporcional al área en cada punto.

Esta suposición está anulada por la simple expresión de la formula de la carga alar (W/S), que implica que el peso de un modelo es dividido por la superficie del ala, brinda un verdadero "standard" de comparación entre modelos de diversos tipos.

Pero, si debido a una forma pobre de la planta, algunas partes de su superficie permanecen relativamente ociosas, el resto tiene que soportar una carga extra.

Esto implica que mientras alguna parte del ala está sustentando muy poco, trabajando a un C_L bajo, las otras partes deberán operar a un C_L mas alto para compensar.

Como expresa la ecuación de resistencia inducida ($C_{D_i} = (C_L^2 / 3.1416 \cdot A) \times K$), aumentando el C_L , (o el C_L , coeficiente de sustentación del perfil en un punto a lo largo de la envergadura en este caso), se incrementa la resistencia inducida proporcionalmente al cuadrado del C_L . De tal modo la resistencia inducida del ala completa es mayor.

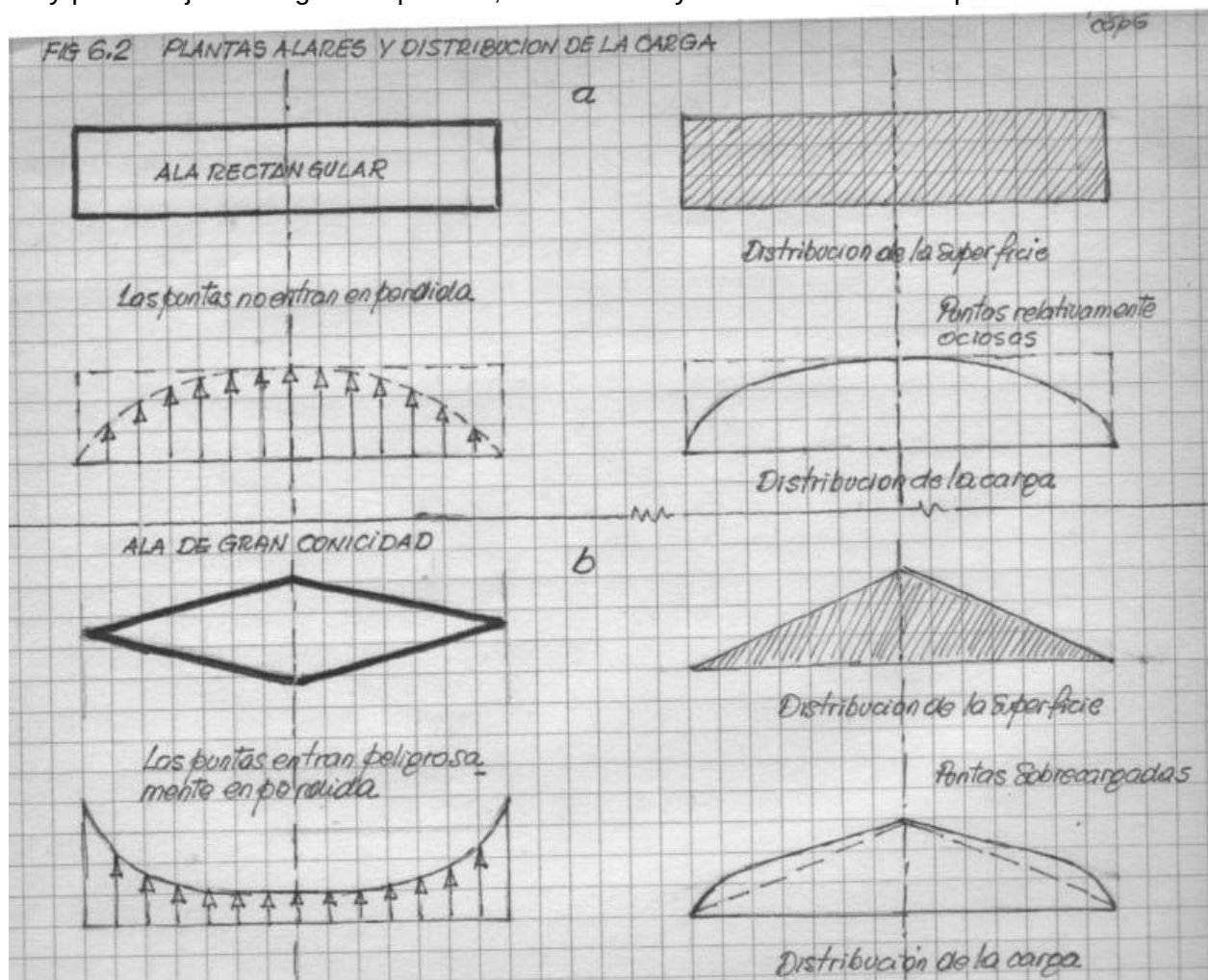
Al mismo tiempo, la parte mas ociosa o menos cargada del ala contribuye con algo de resistencia superficial y de perfil adicional. Tan mala distribución de sustentación se refleja en el factor K de conexión de forma de la planta. El resultado es una notable pérdida de rendimiento del ala.

La circulación del aire y la fuerza del vórtice sobre una parte del ala influencia la dirección del flujo sobre las partes adyacentes y altera el ángulo aerodinámico local de ataque.

En un ala de planta rectangular, el vórtice de punta de ala es muy fuerte y en consecuencia, la corriente descendente (down wash) cerca de las puntas es grave. Cuando mas cerca de las puntas se encuentre un segmento dado del ala, mas es influenciado por el vórtice. El ángulo de ataque del perfil cerca de las puntas y por lo tanto el C_L del perfil se reduce a valores cercanos a cero. De tal modo, aunque la cuerda es constante, la carga soportada por cada segmento de superficie, cae en forma aguda hacia los extremos del ala.

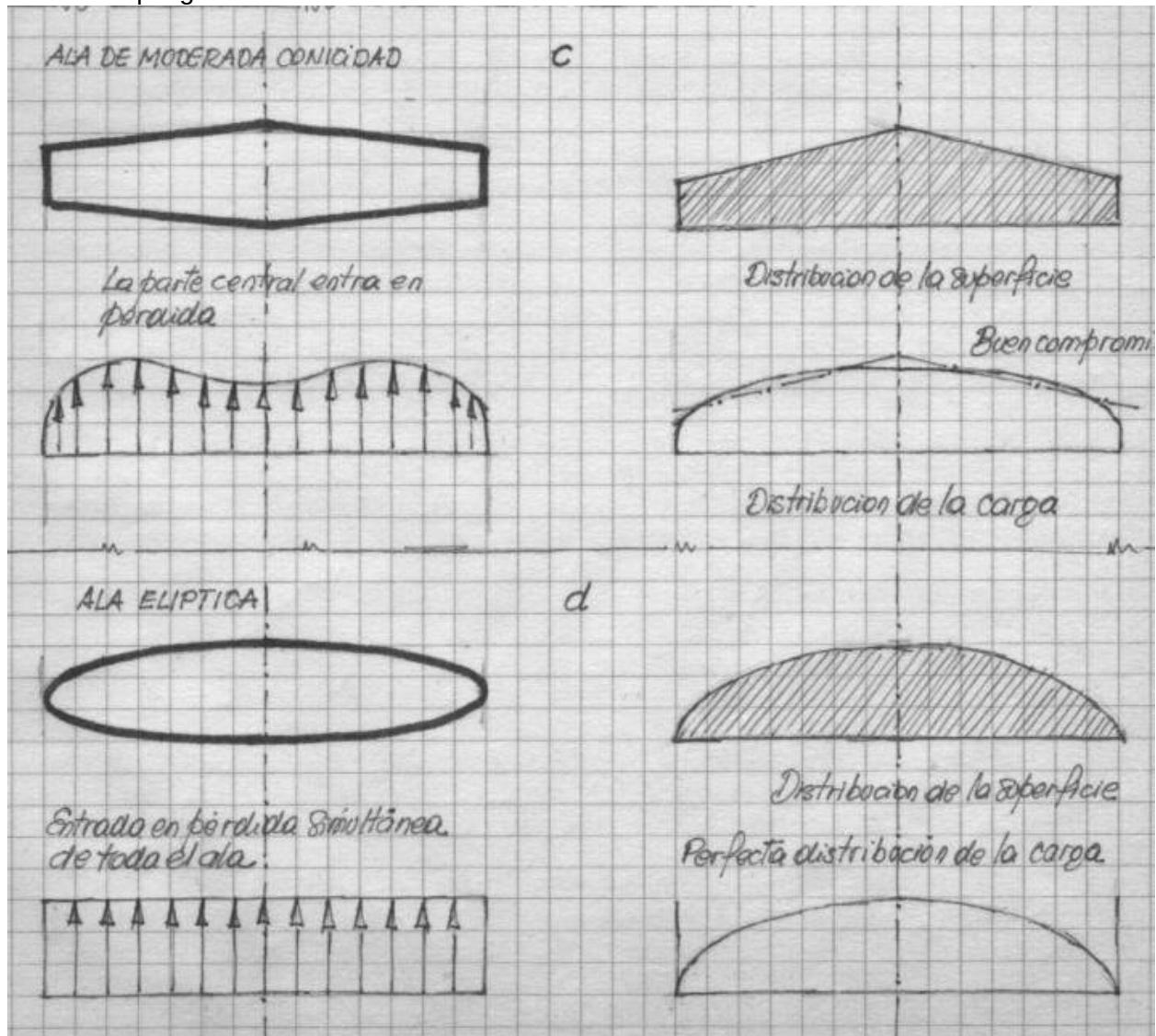
El ala, aún sin alabeo geométrico, trabaja a un reducido ángulo de ataque aerodinámico sobre toda la parte externa de la envergadura, con el resultado que la distribución la carga se asemeja a lo indicado en la fig. 6.2

Suponiendo que el ala es de perfil constante a lo largo de toda la envergadura, el máximo posible C_L de perfil en cada punto será el mismo. Pero debido a que los puntas se encuentran operando a un ángulo de ataque aerodinámico mas bajo, estas se encuentran aún muy por debajo del ángulo de pérdida, cuando este ya ha sido alcanzado por la raíz del ala.



Por lo tanto, un ala rectangular es inherentemente segura con respecto a la entrada en pérdida. el ala entra en perdida en la raíz mientras las puntas se encuentran aún sustentando. No existe tendencia a que una punta entre primero en pérdida. Si el modelo es radio controlado los alerones permanecen efectivos en los extremos por la misma razón. Estas alas no necesitan alabeo geométrico negativo, pero esto tiene su costo en términos de carga alar efectiva.

Si una parte de la superficie del ala fue tomada de las puntas y distribuida sobre la sección central del ala, el ala completa debería entrar en pérdida mas tardíamente, a un C_L mayor, debido a que el C_L total es obtenido con un promedio de los C_L de perfil a lo largo de la envergadura. En la fig. 6.2 b se muestra ahora lo que sucede convirtiendo la superficie al utilizar una punta de ala de gran conicidad. Esto es no solamente ineficiente, sino además altamente peligroso.



La fuerza de down wash sobre varias partes de esta ala, hace que el ángulo local de ataque aerodinámico se desplace hacia las puntas, donde la superficie es pequeña. Esto configura un alabeo positivo (wash in) aerodinámico, las puntas están sobrecargadas y entran en pérdida en primer término, y realmente en un ala así, las puntas están siempre en pérdida.

Los angostos paneles centrales cercanos a la punta están llamados a producir mas sustentación que lo que les permite su máximo C_L de perfil, mientras que la raíz del ala contribuye poco.

El modelo volaría mejor si le cortáramos ambas puntas de ala en una buena porción.

El ala fuertemente cónica tiene una ventaja. Debido a su ancha raíz, puede ser construida muy liviana sin pérdida de resistencia. Por esa razón algunos de los primeros planeadores reales, tal como el RHÖNALDER 1932, adoptaron este tipo de ala.

El problema de la entrada en pérdida de las puntas de ala fue encarado, construyendo el ala completa con un alabeo negativo (wash out), reduciendo el ángulo de ataque geométrico de las puntas en aproximadamente el valor necesario para compensar el incremento aerodinámico derivado de las corrientes descendentes (down wash). El resultado fue un ala eficiente pero a una velocidad única.

A la velocidad de diseño, el ala entera operaba a un ángulo de ataque aerodinámico aproximadamente constante, pero a cualquier otra velocidad esta distribución se alteraba. Particularmente en los incrementos de velocidad, las puntas de ala alcanzaban su punto de sustentación cero, o mejor dicho su ángulo de ataque aerodinámico cero, mucho antes que en las raíces del ala, causando que el promedio del ángulo de ataque del ala completa disminuyera.

A cualquier velocidad superior a la indicada arriba, los paneles exteriores del ala operaban a ángulos de ataque negativos en el flujo local y comenzaban a “sustentar” hacia abajo. A pesar de que estas fuerzas de sustentación se volvían negativas, el componente resistencia inducida se continuaba dirigiendo hacia atrás.

De este modo, estas alas de fuerte “wash in” no solamente sobrecargaban el resto del ala, sino que además introducían resistencia inducida extra.

Más importante aún que esto, es el hecho que a medida que la velocidad aumenta, el arrastre de perfil en las puntas operando a ángulos de ataque negativo, aumenta considerablemente.

Era posible ver, desde la cabina de estos planeadores como el ala se doblaba hacia abajo ante cualquier moderado incremento de velocidad. Por supuesto esto afectaba mucho la penetración.

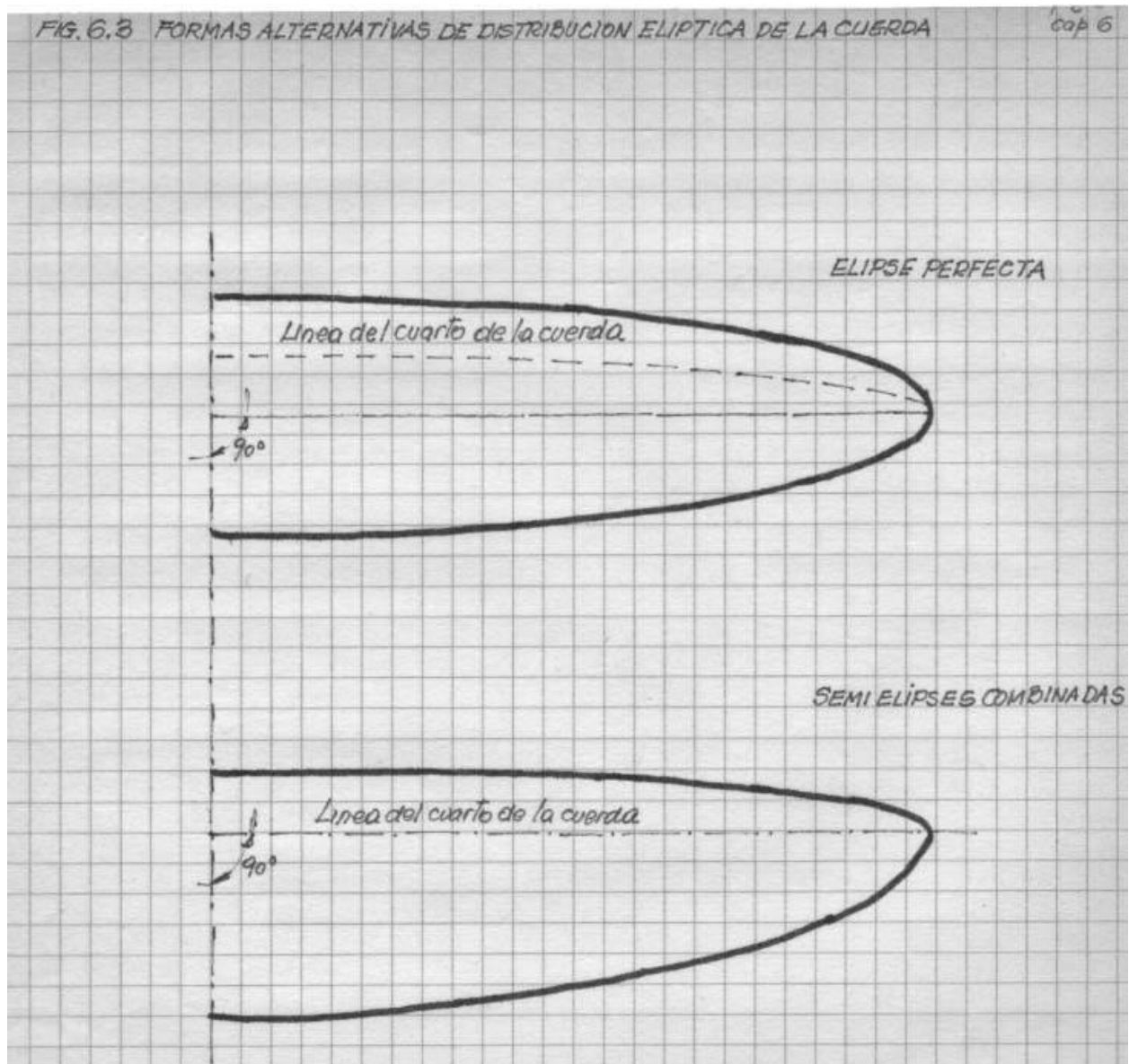
Este mismo efecto puede observarse hoy en día en muchos modelos de planeador con elevado “wash out”. El exceso de alabeo negativo, introducido como una “cura” de una mala elección de la punta de ala, da como resultado un ala de velocidad única.

Esto puede ser bueno para un planeador Nordic A/2, pero no para modelos que deben operar a distintas velocidades.

Aún en un planeador A/2, este alabeo hace al modelo más sensible a los cambios de ajuste (centrado). Un pequeño cambio en la velocidad ideal a la cual nos condiciona el alabeo, se traduce en un desproporcionado aumento de resistencia.

Análisis matemáticos y experimentos, demuestran que el único tipo de ala que produce a cualquier velocidad, un down wash constante y una distribución de carga acorde exactamente con la superficie, es la de planta elíptica. Fig. 6.2. Esto no quiere decir que la forma del ala, deba ser necesariamente una elipse perfecta. Puede ser así, pero cualquier otra forma que de en cada punto, una cuerda igual que la elipse pura, tendrá sus mismos efectos.

La figura 6.3 muestra algunas de las posibles variaciones, de alas de carga de distribución constante de carga y comportamiento aerodinámico bueno a distintas velocidades.

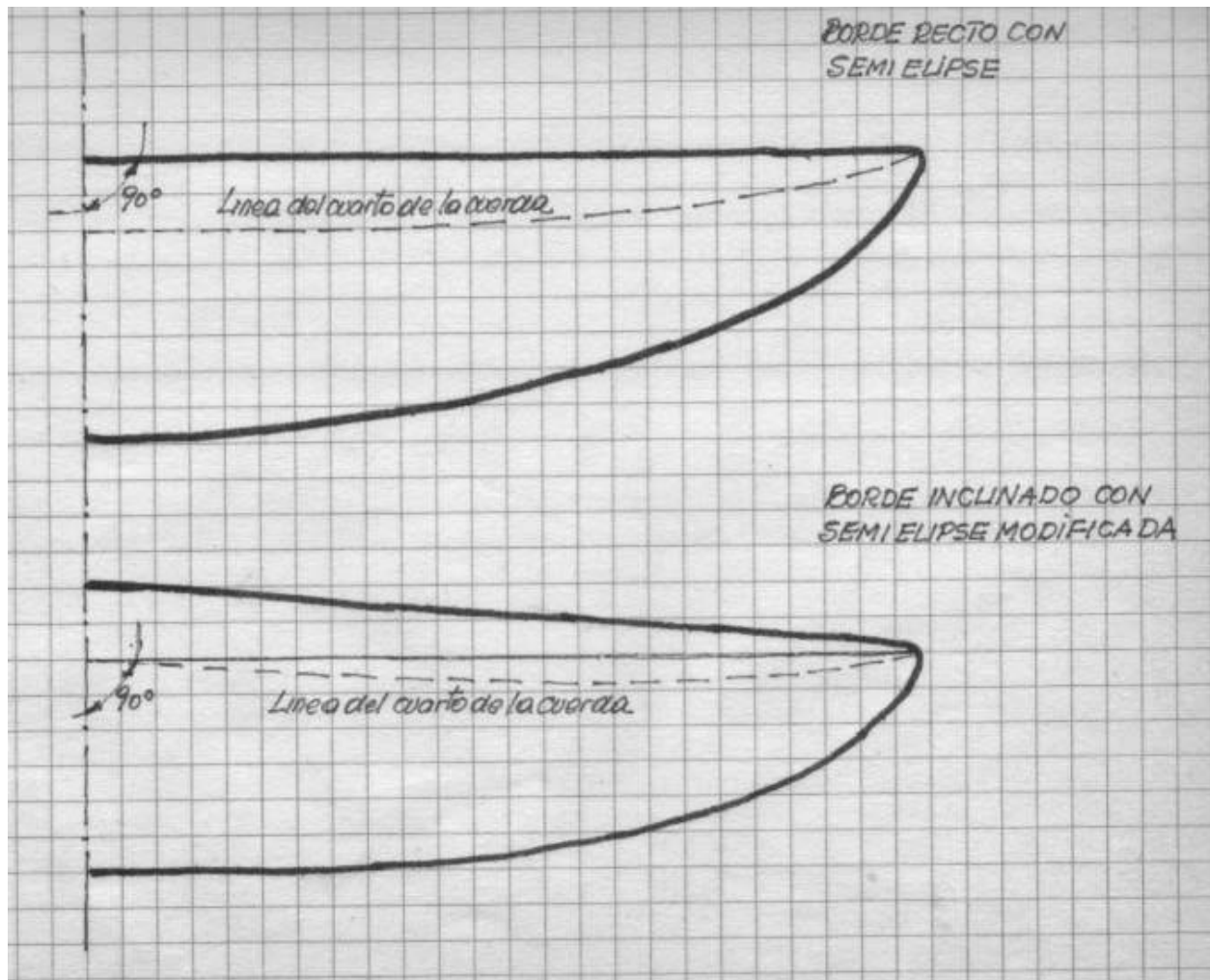


El ángulo de ataque efectivo es en todas partes igual y el C_L máximo es alcanzado simultáneamente a todo lo largo de la envergadura. Como consecuencia, se obtiene una distribución exacta sobre la cada segmento de la superficie.

En la practica, tal entrada en pérdida simultánea raramente se cumple, dado que el ala se encuentra siempre en situación de “un ala baja” antes de la pérdida y en este caso la planta elíptica sería causante de una leve entrada en pérdida prematura de la punta de ala.

La entrada en pérdida de la punta es también provocada por el Re bajo de los extremos del ala. Para prevenir esto es necesario incrementar la cuerda en las puntas por encima de la elipse pura. La distribución perfecta de la carga es también alterada en cierta magnitud por la presencia del fuselaje que perturba el flujo de aire y en algunas posiciones del ala, reducen su capacidad de absorción de carga a valores cercanos a cero.

Por estas razones, la elipse es hoy considerada mas como un ideal a ser alcanzado, antes que una forma práctica de planta de ala.



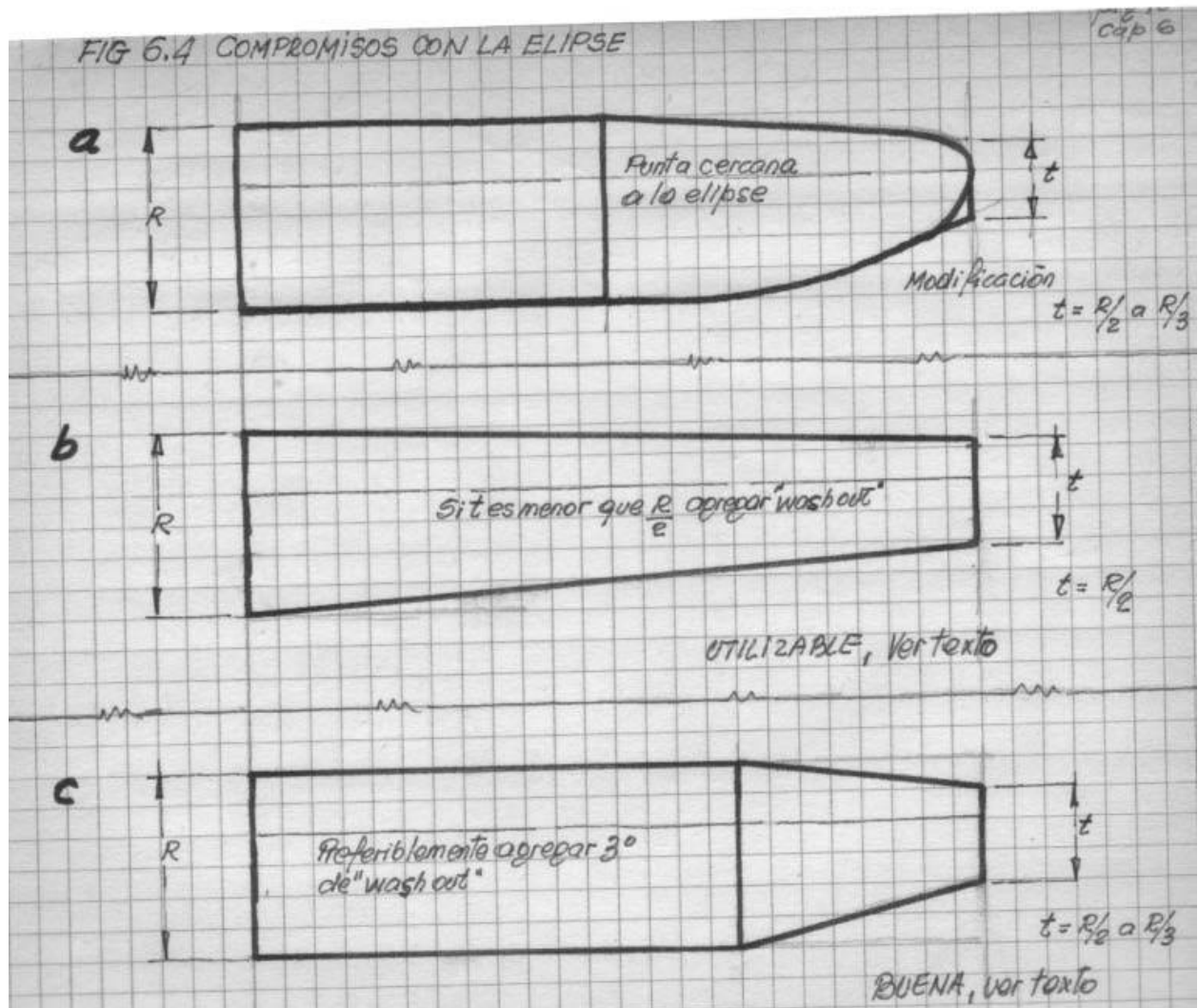
Para aeromodelos pequeños, los malos efectos del bajo Re de la punta pueden hacer aconsejable el uso de una planta rectangular.

Alas perfectamente elípticas no son fáciles de trazar y mucho menos de construir. Varias buenas formas son ventajosas tanto por simplicidad y/o su liviandad, de modo tal que son utilizadas a despecho de pequeñas desventajas aerodinámicas puras. Varios ejemplos popularizados se muestran en la fig. 6.4 .

De éstas, (a) era muy usada en los planeadores reales de la década del 30 y consecuentemente aparece en muchos aeromodelos. Si es usada, puede ser ligeramente modificada haciendo en escuadra la zona del borde de fuga como se indica. Pese a ello, la curvatura del borde de fuga, no es fácil de construir, dado que las costillas no pueden ser construidas por el método del bloque cónico, sino que deben ser trazadas una por una.

La forma indicada en 6.4 b es muy buena desde el punto de vista estructural, dando un espacio adecuado y proporcional para la ubicación de los largueros, y puede ser bastante segura si la cuerda de las puntas no se reduce demasiado. La pérdida ocurrirá primero en algún punto central de cada semi ala, como se indica en 6.2 c, esto usualmente causará leves caídas de ala y esto puede aprovecharse en modelos de acrobacia, tanto para iniciar tirabuzones como para realizar rolidos de varios puntos.

El incontrolable efecto de pérdida muy prematura en las puntas de ala fuertemente reducidas en su cuerda debe ser siempre evitada. fig. 6.4 e



Las pérdidas prematuras en la punta del ala también pueden ser evitadas mediante una muy cuidadosa elección del perfil de las puntas, tal como veremos en el Cap. 7 de este libro

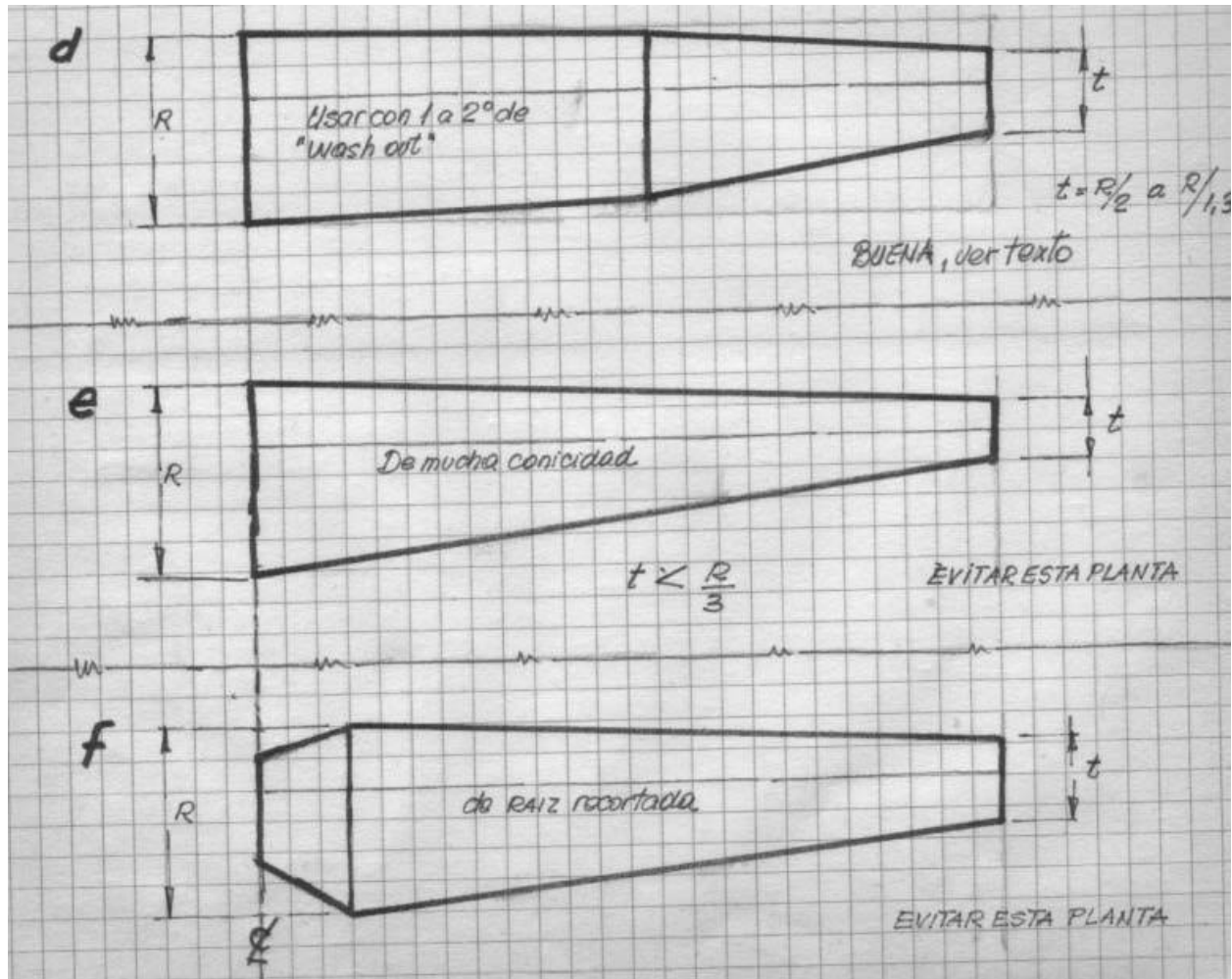
La planta 6.4 c Es buena en todos los aspectos, excepto que las puntas tienden a ser demasiado angostas. Es fácil de construir y su apartamiento de la elipse es muy pequeño. Un conveniente lugar para el comienzo del diedro viene dado por el comienzo del panel cónico.

Cálculos realizados por F.X. WORTMANN demuestran que si el ala es construida con 38 de alabeo negativo (wash out) o sea reduciendo la incidencia hacia las puntas, su performance es buena en un amplio rango de velocidades. El wash out debe ser progresivo a lo largo de toda la semi ala y no solo en las puntas, como acostumbran muchos aeromodelistas.

La planta de la fig. 6.4. d es la actualmente preferida por los diseñadores de planeadores reales de alta performance. Su aproximación a la elipse es bastante buena y la cuerda en la raíz es ligeramente superior a la anterior. La construcción requiere muy poco trabajo dado que solo se agrega una plantilla patrón. Nuevamente se provee un punto para la unión del diedro.

En aeromodelos con ala totalmente cónica, la punta de ala deberá volcarse a los valores máximos de cuerda para disminuir la posibilidad de perdidas prematuras causadas por el

efecto escala y la separación laminar. El perfil debería ser mas delgado hacia las puntas por las mismas razones.



Algunos modelos, especialmente en Italia utilizan la configuración de la fig. 6.4 f con la finalidad de reducir la resistencia parásita por interferencia con el fuselaje. El resultado obtenido es malo dado que la reducción de cuerda brusca crea vórtices de bordes en este sector, causando tanto la reducción de la superficie efectiva como la reducción del alargamiento. Esto representa una pérdida mucho mas seria que la pequeña ganancia de arrastre parásito.

Pequeños valores de flecha, positiva o negativa, no tienen efecto en la distribución de la carga. Para muchos modelos la flecha no otorga ningún beneficio. La flecha es utilizada en aviones reales algunas veces por razones de balanceo o de estabilidad. Esta es la razón por la cual los aeroplanos sin cola utilizan flecha muy grande. Debido al flujo cruzado cerca de las puntas estas pronunciadas causan una muy temprana entrada en pérdida, y cuando son adoptadas en aparatos de muy alta velocidad y lo son en razón de la compresibilidad del aire en las zonas cercanas a la velocidad del sonido. El control a bajas velocidades de estos diseños debe ser obtenida mediante medios muy especiales tales como, ranuras, flaps, guía de capa límite etc.

Por último, la flecha tiene un ligero "efecto diedro" y puede ser justificado en modelos de acrobacia donde en ausencia de diedro normal, esta flecha pueda facilitar las maniobras, tanto en vuelo normal como invertido.

La flecha negativa actúa en sentido contrario, ayudando al control en velocidades bajas, pero a costa de desestabilizar ligeramente el modelo en su dirección lateral. No tiene ventajas aerodinámicas. En los planeadores biplaza se ha utilizado para facilitar la visibilidad del piloto delantero sin perjudicar el balanceo longitudinal,

Cualquiera sea la planta de ala utilizada, serias perdidas se producen si esta tiene muescas o grietas transversales en cualquier punto. Estas aparecen durante el vuelo particularmente en planeadores grandes, donde las flexiones provocan muchas veces la separación de las uniones de las alas. A través de estas ranuras el aire fluye desde la zona de alta presión hacia la de baja, creando turbulencias que reducen mucho la sustentación.

Separaciones de este tipo también se generan sobre los contornos de las superficies de control. Todas estas perdidas deberían ser perfectamente selladas

CAPITULO. 7

PERFILES

I COMBA

Frecuentemente los aeromodelistas dibujan sus propios perfiles a mano libre o ayudados por muy simples elementos de dibujo. Tales métodos relativamente casuales, pueden rendir buenos resultados solo cuando se posee una gran cantidad de juicio y experiencia..

Los perfiles alares obtenidos de este modo son ortodoxos, se asemejan a formas difundidas por muchos años, de prototipos que fueron originalmente diseñados por aerodinamistas en función de firmes conocimientos teóricos.

El aeromodelista que se contenta siempre con hacer lo que ya fue hecho antes, va a producir generalmente un modelo que vuela muy parecido al anterior, sin lograr ningún avance en su desarrollo.

Un procedimiento aún más seguro, es copiar humildemente el perfil de un modelo exitoso del tipo idéntico. En este caso también cabe esperar buenos resultados. Desafortunadamente, este procedimiento conduce al estancamiento, en la medida que los aeromodelistas siguen las formas corrientes, sin meditación fundamental.

El efecto de un perfil moderadamente malo en un modelo de vuelo lento que opera a un elevado coeficiente de sustentación, no produce diferencias significativas, debido a que la resistencia producida por el, es una parte relativamente pequeña de la resistencia total del modelo. Fig.4.9

Mediante tácticas de habilidad y juicio experimentado respecto al momento en que modelo debe ser lanzado, los concursos pueden ser ganados con modelos confiables, estructuralmente fuertes y bien centrados, aún cuando el perfil no sea el ideal.

Con la misma facilidad, un buen diseño de ala puede ser arruinado por construcción defectuosa, mal centraje o una operación poco experimentada.

No pocos concursos son decididos por unos pocos segundos, y la resistencia del perfil puede causar mas que unos pocos segundos de diferencia a lo largo de todo un día de vuelos.

Esto será especialmente cierto, si el perfil en si mismo es el causante de la falta de confiabilidad o de inestabilidad.

Un participante competitivo serio, nunca atribuye a la casualidad estas diferencias, ni desprecia tampoco nunca ningún factor o detalle que pueda otorgarle una pequeña ventaja. En modelos de alta velocidad, la habilidad del piloto y la experiencia, son aun mas importante, particularmente en competencias de acrobacia o carrera entre pilones donde el juzgamiento juega un papel importante.

Aun así a pilotaje igual o casi igual, el modelo más veloz obviamente tendrá mas chance.

En estos casos la resistencia del perfil juega un papel muy importante.

Los aeromodelistas muchas veces modifican arbitrariamente los perfiles. Algunas veces utilizan la superficie de algún buen perfil bien conocido, pero aplanan la parte inferior para

facilitar la construcción. Esto tiene efectos imprevisibles en el comportamiento del perfil, ya que eso altera dos elementos fundamentales: la comba y la “forma de espesor”

Cambios no intencionales ocurren también en el tablero de dibujo o durante la construcción, Puede darse que sean incorrectamente incrementados con respecto a un dibujo de una revista; un borde de ataque comercial muchas veces es empleado aunque no respete el diseño; un lijado final excesivo puede alterar bastante las costillas, y así sucesivamente.

Por estas razones los aeromodelistas, justificadamente se resisten a las teorías que parecen exigir un no realista nivel de reproducción constructiva.

sin embargo y a pesar de que en pequeños y lentos modelos, las estructuras tradicionales con recubrimientos débiles hundiéndose entre costillas y remarcando los largueros, parecen ser mejores, tanto aerodinámica como estructuralmente, la teoría nos sugiere mejoras muy considerables en modelos grandes y rápidos si se presta gran atención a la perfección de las superficies.

En el mundo de los planeadores reales, la introducción de nuevos materiales, tales como la fibra de vidrio, causó una revolución que está transformando el deporte; performances consideradas imposibles son ahora comunes. En aeromodelismo el equivalente puede encontrarse en los enchapados, alas con corazón de espumas plásticas enchapadas, alas totalmente en balsa maciza. etc. que han permitido obtener superficies muy similares a las consideradas en los túneles de aire.

GEOMETRIA Y FAMILIA DE PERFILES

En el diseño de perfiles es usual considerar la comba y su efecto, en forma separada de la “forma de espesor”. Esto es cierto hasta cierto punto. El flujo de aire sobre el ala es igualmente afectado por ambas cosas lo que hace necesario considerarlas simultáneamente.

Es sin embargo útil comenzar con la comba, como una introducción a la teoría y practica del diseño de perfiles aerodinámicos.

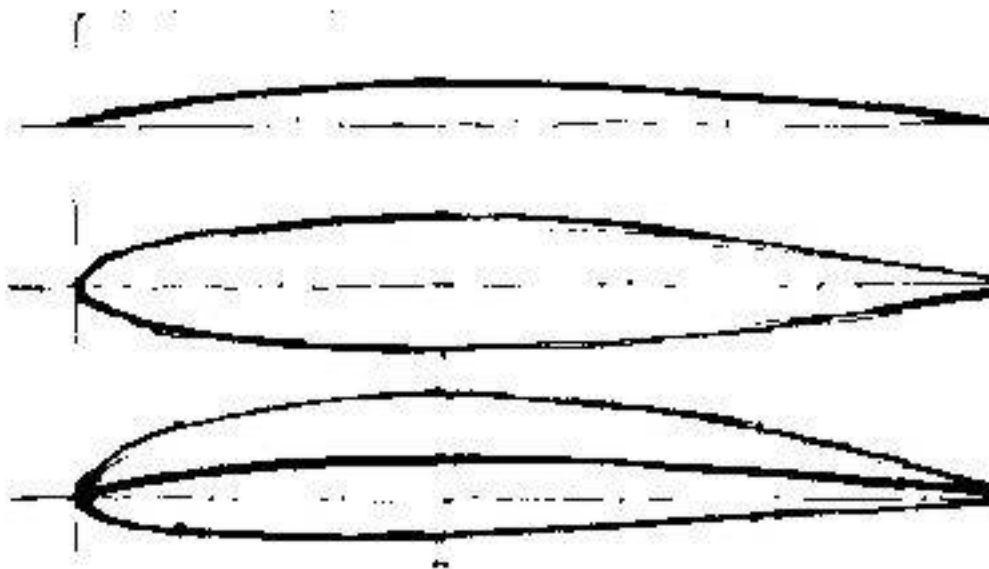
Cualquier perfil aerodinámico debe ser considerado como una “forma de espesor” que ha sido sobrepuesta sobre una línea media con cierta comba,- fig. 7.1

Los perfiles pueden ser clasificados en “familias”. Una determinada “forma de espesor” puede ser “doblada” sobre una serie diferente de líneas de comba, unas más curvas que otras, algunas con la curva más acentuada sobre el borde de ataque, otras sobre el borde de fuga y así.

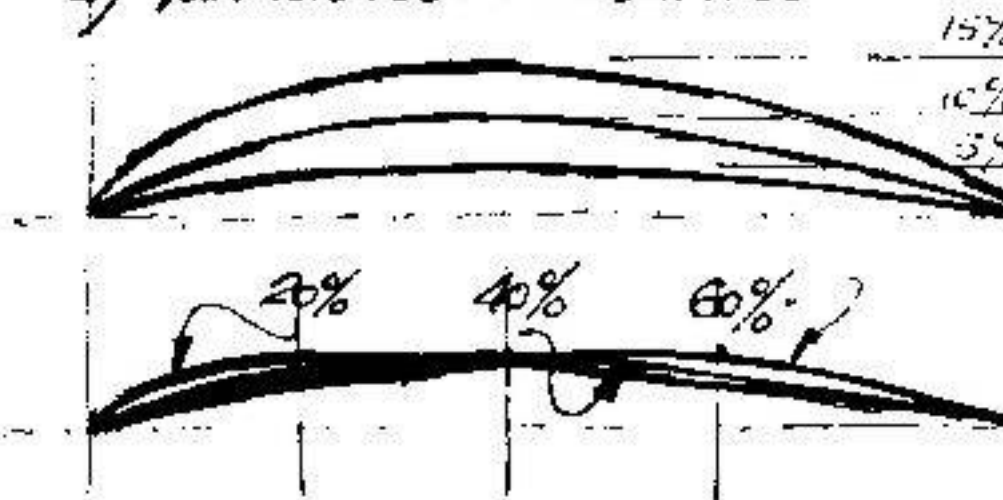
Por ejemplo, una simple placa plana tiene un pequeño espesor, tiene una forma de borde de ataque, quizás cuadrado, en punta o redondeado y tiene también una determinada forma de borde de fuga. Esta puede ser combada de múltiples maneras para obtener una familia dada de perfiles. La línea principal puede ser un simple arco de círculo o una forma compleja derivada matemáticamente.

Cuando las coordenadas de un perfil son publicadas, la comba es algunas veces indicada, en términos de porcentaje de la cuerda; y posiblemente la posición del punto máximo de la comba se indique también. Los perfiles de la serie NACA contienen esta información en su designación numérica.

a) Geometría básica del perfil



b) Variaciones de curvatura



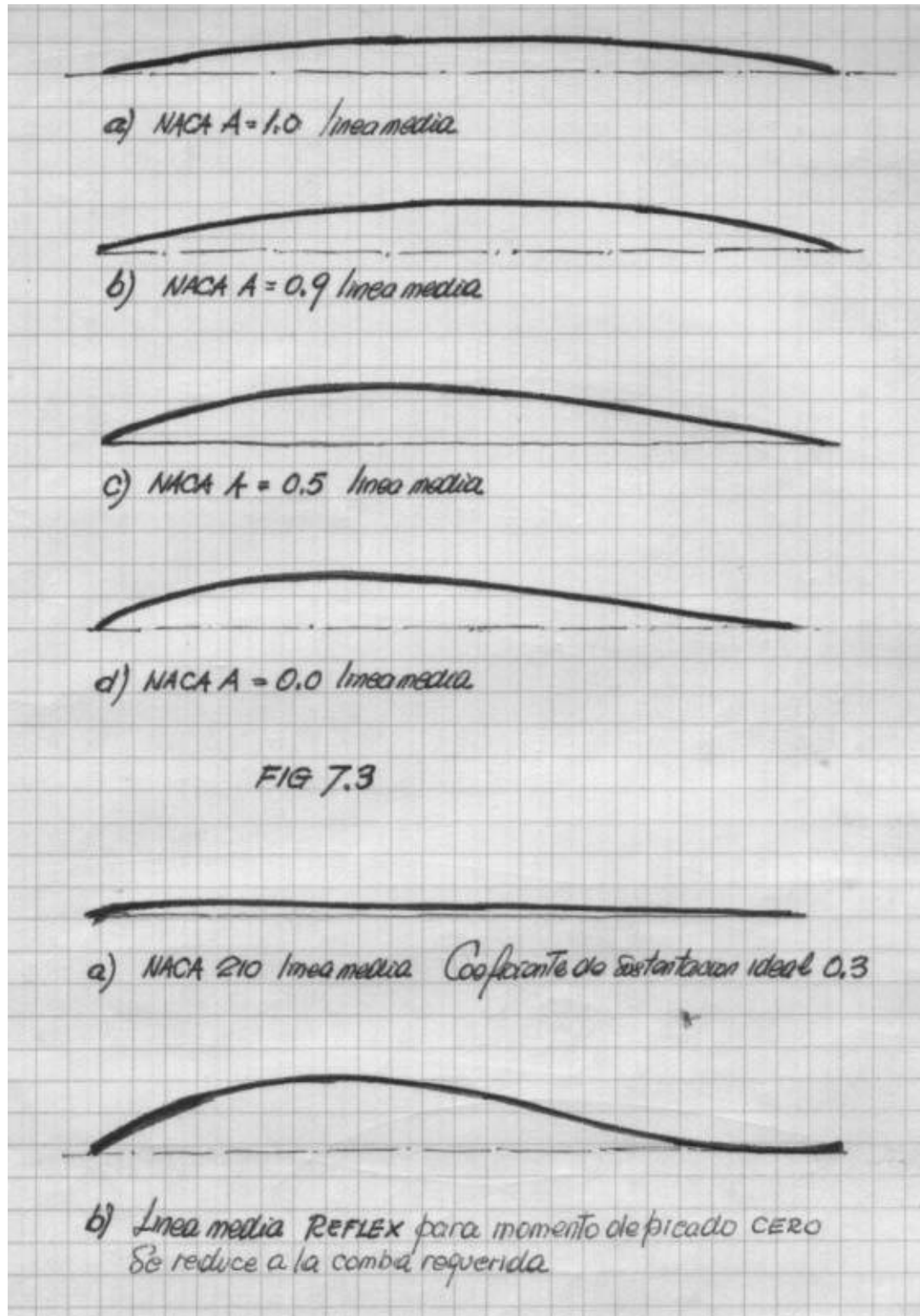
TIPOS DE LINEAS DE CURVATURA MEDIA

Cuando cuatro dígitos aparecen detrás de la designación NACA, el primer dígito se refiere al valor de la comba, el segundo dígito da la ubicación del punto de máxima comba. Los dos últimos dígitos señalan el espesor del perfil. Todos estos valores en términos de porcentaje de la cuerda. Por ejemplo, el NACA 6409, tiene un 6 % de comba, con su punto máximo sobre la línea principal al 40 % de la cuerda medida desde el borde de ataque, y un espesor del 9 %.

En los perfiles NACA más modernos, la serie de seis dígitos, la información sobre la comba es suministrada de otra manera. El cuarto dígito de la serie indica el coeficiente de sustentación para el cual el perfil fue diseñado (C_l), cuanto más alto es este valor, en general,

mas comba tendrá el perfil, así por ejemplo el NACA 63₆15 y 63₃215 tienen un coeficiente de sustentación de diseño de 6 y 2 respectivamente. Los dos últimos dígitos, como antes indican el espesor del perfil.

En algunos casos, después de los seis dígitos se indica: $a=0.5$, esto indica el tipo de línea principal utilizada fig. 7.2. Cuando esta indicación no aparece, la línea principal NACA $a=1$ ha sido utilizada.



Otros sistemas de perfiles adoptan otros métodos de nomenclatura que pueden incluir detalles sobre la comba (ver apéndice 3). La forma precisa de la línea principal puede diferir entre familia y familia de perfiles. Es muy difícil encontrarse con un simple arco de círculo

Usualmente esta curva se diseña para cumplimentar requerimientos específicos. Por ejemplo la serie NACA de cuatro dígitos tiene la línea principal formada por dos segmentos parabólicos de curvas que se juntan tangencialmente en el punto de máxima comba. En la serie de cinco dígitos la línea principal tiene su punto de máxima comba inusualmente adelantado, diseñado para obtener el máximo coeficiente de sustentación fig. 7.3 a. Es mas usual en la actualidad diseñar la línea principal para obtener una deseada distribución de la carga sobre la cuerda. La más comúnmente empleada de estas es la NACA $a=1$ fig.7.2 a que tiene la propiedad de distribuir la carga sobre la cuerda completa.

La ventaja de esto es que cada parte del perfil está contribuyendo con una parte apropiada de la sustentación, y por lo tanto para cualquier coeficiente de sustentación, se requiere la menos comba posible. Esto significa menor resistencia del perfil, manteniendo iguales los demás factores. por ello deben existir muy buenas razones para usar otra línea principal de comba que no sea ésta.

Por ejemplo para reducir el alabeo en el ala, o el momento de picado (pitching moment). también cuando el perfil es diseñado para flujo laminar para ayudar al control de la distribución de presiones en particular.

Conociendo la línea principal de comba de un perfil, es posible experimentar en toda una familia de perfiles basados en ella. Diferentes formas de espesor pueden ser volcadas sobre ella y nuevos perfiles serán desarrollados de esta manera.

Alternativamente, una forma preferida de espesor puede ser volcada a diferentes líneas principales de comba, para probar los efectos de aumentar o disminuir la comba, o desplazar el punto de comba máxima hacia atrás o adelante, y así, producir familias experimentales comparables, Métodos para obtener estas cosas se explican en el Apéndice 3.

Los aeromodelistas a veces tienen ideas equivocadas con respecto a la comba. Por ejemplo, perfiles tan bien conocidos como el CLARK Y, con la parte inferior plana, puede tener mas comba que un perfil de intrados cóncavo delgado. De la misma manera, cambiar el espesor el espesor del perfil no significa cambiar su comba. El NACA 4415 y el 4409, son ambos combados un 4 %, pero mientras uno aparece de intrados cóncavo, el otro es convexo en ambas superficies.

La verdadera comba debe ser determinada matemáticamente, es muy difícil de apreciar a simple vista. También es muy poco recomendable modificar arbitrariamente la comba.

Algunos aeromodelistas en su afán de aumentar la sustentación sin incrementar la resistencia, bajan el borde de fuga de sus perfiles (flapeo). Esto introduce una quebradura en la línea principal con efectos casi siempre negativos. Lo correcto es determinar el valor adecuado de una nueva línea principal, con comba incrementada.

Es también bastante común, ya sea por diseño o por decisiones tomadas sobre la mesa de construcción los aeromodelistas levantan el borde de fuga en las puntas de ala, entendiendo que con ello obtiene un deseable "wash out).El efecto suele ser casi siempre contrario debido

a que los perfiles “reflex”. El propósito de la comba reflex es reducir el momento de picado de los perfiles, no el de retardar la entrada en pérdida. fig. 7.3 b

Como veremos a continuación, alterar la comba del perfil hacia las puntas del ala es una técnica adecuada para prevenir la pérdida de sustentación prematura en las mismas sin producir sin producir efectos perniciosos en la performance. Estas técnicas deben utilizarse con sumo cuidado si se espera obtener un resultado ventajoso de ellas.

EL CERO AERODINAMICO

Si un perfil simétrico opera a cero ángulo de ataque no genera sustentación, en cambio un perfil combado sustentará cuando su “línea de cuerda” es paralela al flujo general.

Línea de cuerda se llama a la línea recta que une los extremos del borde de ataque y de fuga de un perfil.

Un perfil combado operando a un cierto ángulo negativo respecto a dicha línea, tampoco genera sustentación alguna.

Este ángulo es muy importante y es conocido como “cero aerodinámico” o ángulo de ataque cero absoluto de un perfil en particular,

Cuanto mas combada sea la línea principal de un perfil, tanto mas negativo, con respecto a la línea de cuerda, será su ángulo cero aerodinámico. En los gráficos de sustentación contra resistencia para perfiles de una misma familia, la curva de sustentación de los perfiles mas combados se encuentra siempre a la izquierda fig. 7.4. Sin embargo las pendientes de las curvas de sustentación, para perfiles de una misma familia se mantiene constante. Y si bien, cuanto mas combado es el perfil alcanza un coeficiente de sustentación antes de entrar en pérdida, el ángulo de ataque en que esta ocurre es bastante menor, que en perfiles de comba moderada. Ahora bien, si el ángulo de ataque se considera desde el cero aerodinámico, el perfil mas combado entra en pérdida con posterioridad.

Estas consideraciones sugieren algunos puntos importantes a considerar en el diseño de aeromodelos.

CONTROL DE PERDIDA POR VARIACION DE COMBA

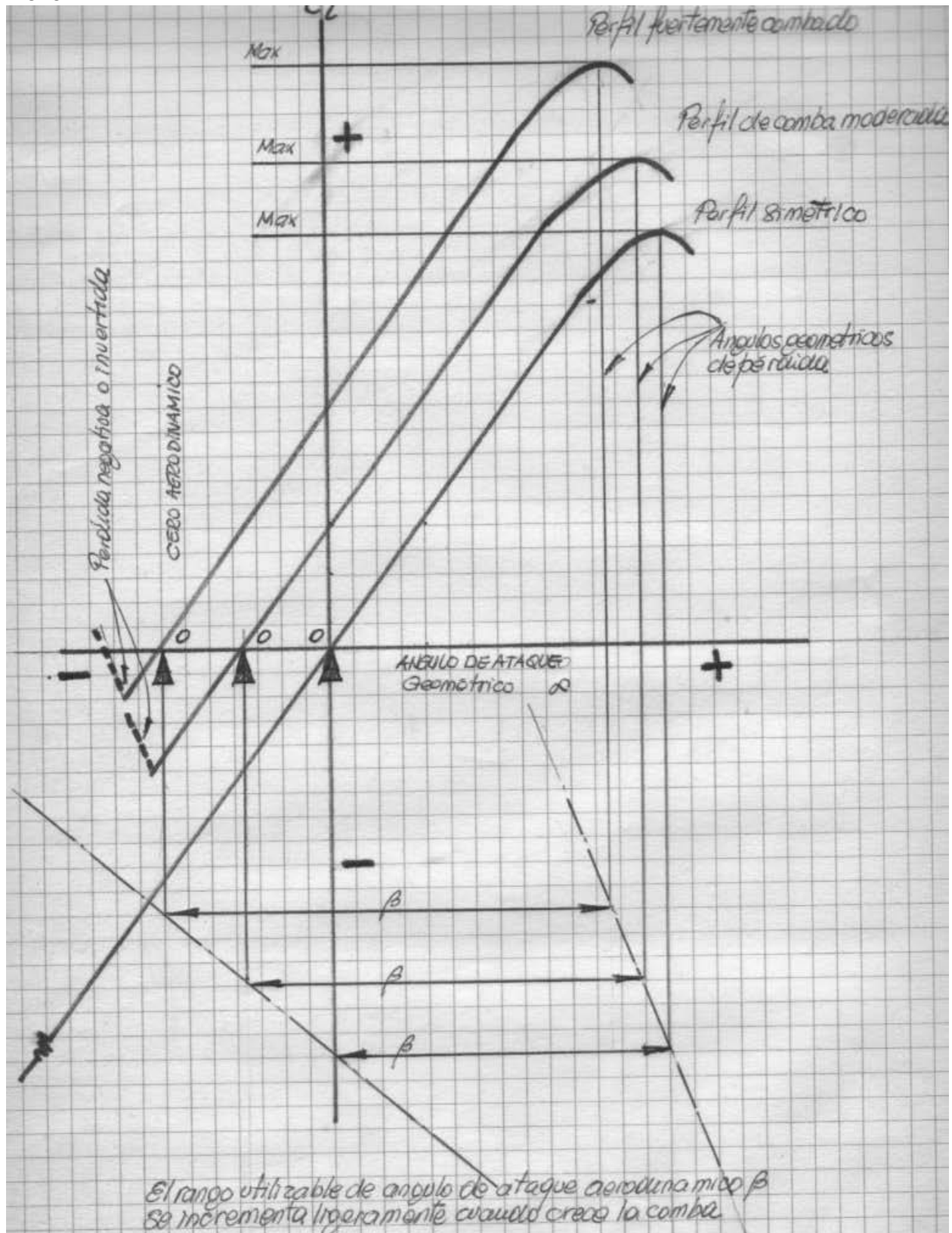
Si la comba se reduce hacia las puntas sin ningún tipo de alabeo geométrico, el ala tendrá un “wash out” aerodinámico por que el ángulo cero aerodinámico variará en cada punto del ala.

Suponiendo una planta cercana a la elíptica, la raíz del ala, debido a su mayor comba, alcanzará su ángulo de pérdida antes que la punta de ala. Esto es bueno, dado que previene la entrada en pérdida de las puntas.

A velocidades altas sin embargo, cuando la raíz del ala esta aun sustentando, las puntas ya van a estar muy cerca del cero aerodinámico, la distribución de la sustentación ya no es mas elíptica y a cierta velocidad, las puntas comenzaran a doblarse hacia abajo, tal como un ala con marcado alabeo geométrico negativo (wash out) fig. 7.5

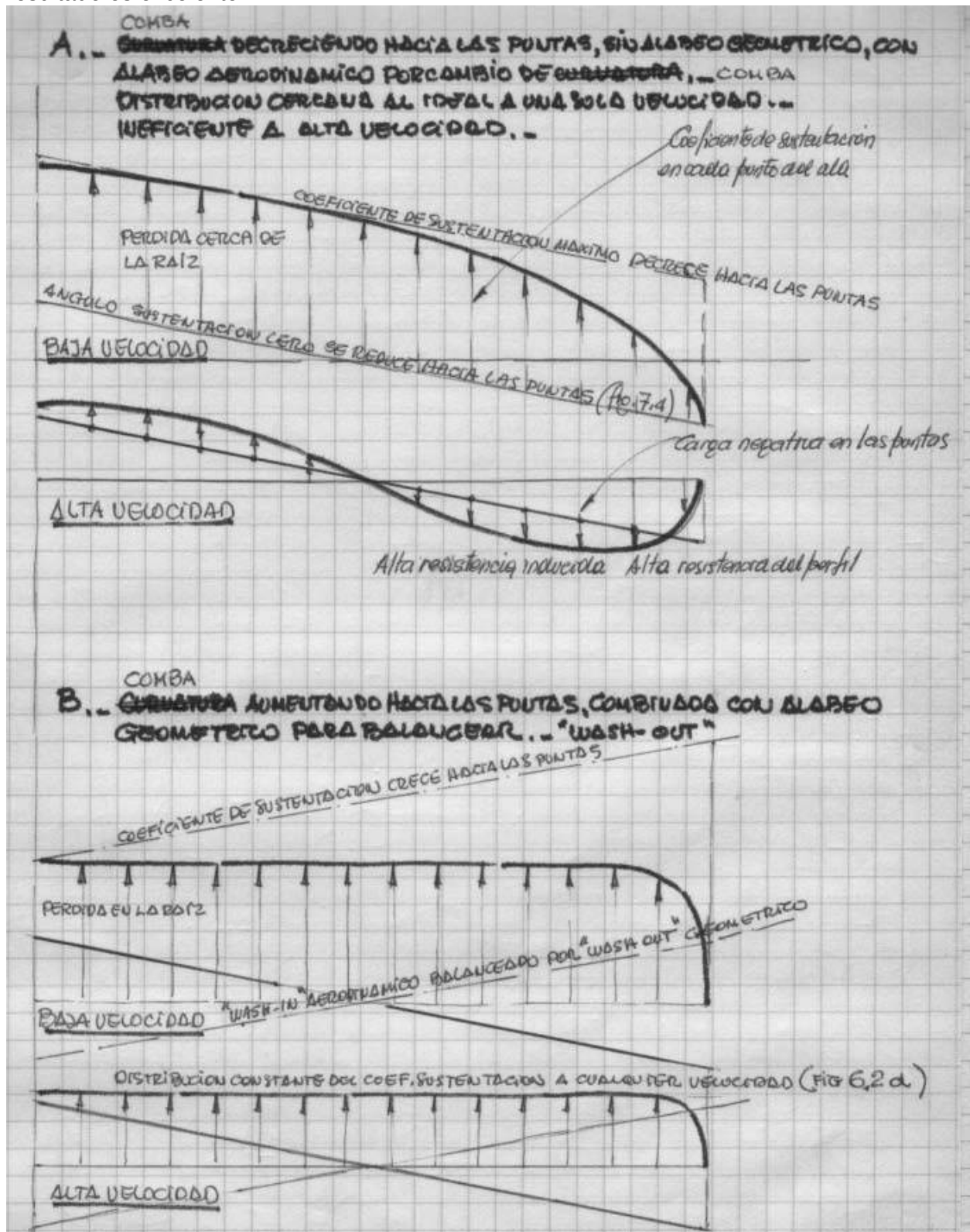
Para restablecer la sustentación elíptica de la sustentación, las puntas de ala deberían una real incidencia positiva (wash in) pero esto, infortunadamente causaría la entrada en

perdida prematura de las mismas debido a que el perfil con menos comba posee un $C_{máximo}$ menor.



si el cambio, en lugar de reducir la comba hacia las puntas, se incrementa, las puntas tienden a entrar en pérdida antes que el centro, lo cual es altamente inconveniente.

sin embargo, si el (wash in) alabeo positivo aerodinámico causado por el incremento de la comba es contrarrestado por un "wash out" geométrico equivalente en la dirección opuesta, el resultado es excelente.



Si por ejemplo, la diferencia en el ángulo de cero sustentación es de dos grados, entre el perfil menos curvo del centro y el mas comado de las puntas, el wash out geométrico de las puntas debería ser del mismo valor, o algo mas por razones de seguridad.

En este caso el ala completa alcanza su C_L cero aerodinámico al mismo ángulo, y el C_L desde la raíz a la punta es virtualmente constante. De este modo la distribución de la carga se aproxima bastante al ideal, suponiendo que la planta es cercana a la elipse.

No hay pérdida prematura en las puntas por que el perfil mas combado tiene un C_L mayor y medido desde el C_L cero aerodinámico, entrará en pérdida después de la raíz

Por lo expuesto, la raíz del ala alcanza la pérdida antes y el ala se torna mas eficiente a través de una gama amplia de velocidades.

Esta técnica es ampliamente utilizada en el diseño de planeadores reales y es perfectamente aplicable a los aeromodelos.

En al diseño es esencial conocer el ángulo de sustentación cero de los perfiles que se van a utilizar. Este valor puede ser obtenido de los gráficos del túnel de aire y en algunos casos es mostrado en la designación del perfil, tal como en los perfiles EPPLER. Ver Apéndice 3

Es necesario destacar que durante la construcción se debe proceder con especial cuidado, tanto en el corte de las costillas como en los métodos que garanticen que la línea de referencia o “línea de cuerda” establecida se encuentre al ángulo adecuado en cada punto del ala.

FLAPS Y CONTROLES

Los perfiles fuertemente combados son muchas veces llamados de “alta sustentación”. Esto es cierto, tal como lo indica la fig. 7.4 donde vemos que los perfiles altamente combados poseen un elevado coeficiente de sustentación máximo ($C_{L\text{ máx}}$). Esto es bien conocido y es la razón por la cual los aviones y algunos modelos disponen de flaps.

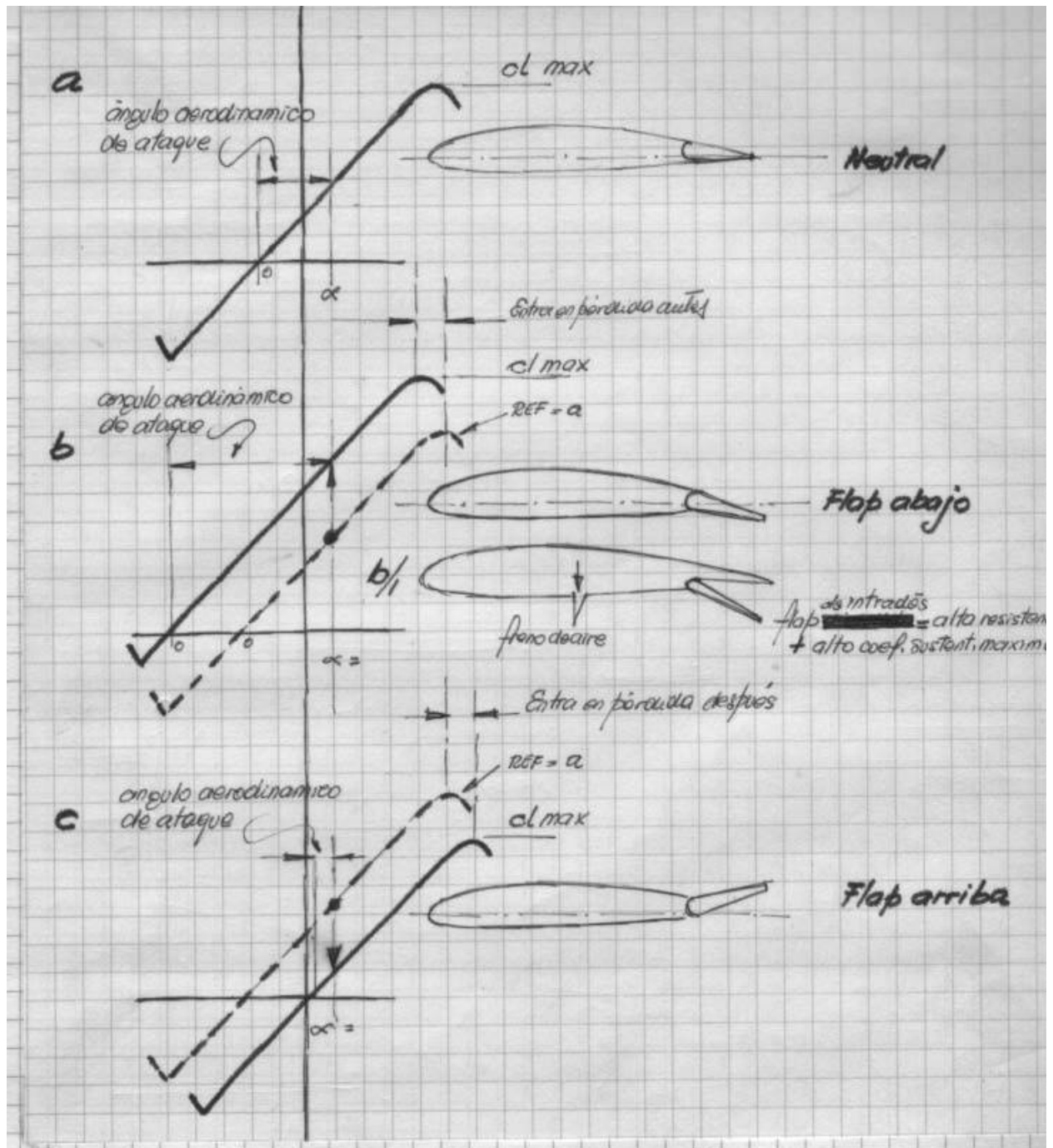
El tema no consiste en buscar que tales superficies combadas logren mas fuerza de sustentación. Ya hemos visto en 1.4 que dicha fuerza es igual a peso en el sistema en equilibrio. El ala con los flaps bajos tiene que soportar el mismo peso, pero al operar con un C_L mas alto, puede hacer este trabajo a una velocidad menor.

De allí la importancia de los flaps en las maniobras de aterrizaje y despegue. La fig. 7.6 muestra el efecto de mover cualquier superficie abisagrada, tal como un alerón, timón, elevador, o flap de ala de tipo normal, a diferentes ángulos.

A medida que el flap baja, la curva completa del C_L , se mueve hacia la izquierda y hacia arriba en la gráfica. Simultáneamente, si la posición del modelo con respecto a la trayectoria de vuelo no se altera, adquiere mayor ángulo de ataque debido a que la línea de cuerda adquiere una nueva posición.

Al subir el flap sucede lo contrario. El efecto de estas superficies abisagradas al moverse es una combinación de aumento de comba y aumento de ángulo de ataque o al revés,

Los flaps de intrados fig. 7.5 b 1 tienen un efecto similar de cambio de comba, con la ventaja en los aterrizajes de generar una elevada resistencia de perfil, esto disminuye la relación sustentación / resistencia, facilitando el aterrizaje. Es de gran valor en aterrizajes de precisión, al permitir incrementar la pendiente durante la aproximación.



Los frenos de aire montados en la superficie inferior aproximadamente al 50 % de la cuerda, también cambian la comba del perfil, pero incrementando levemente el $C_{l \max}$ y aumentando mucho la resistencia.

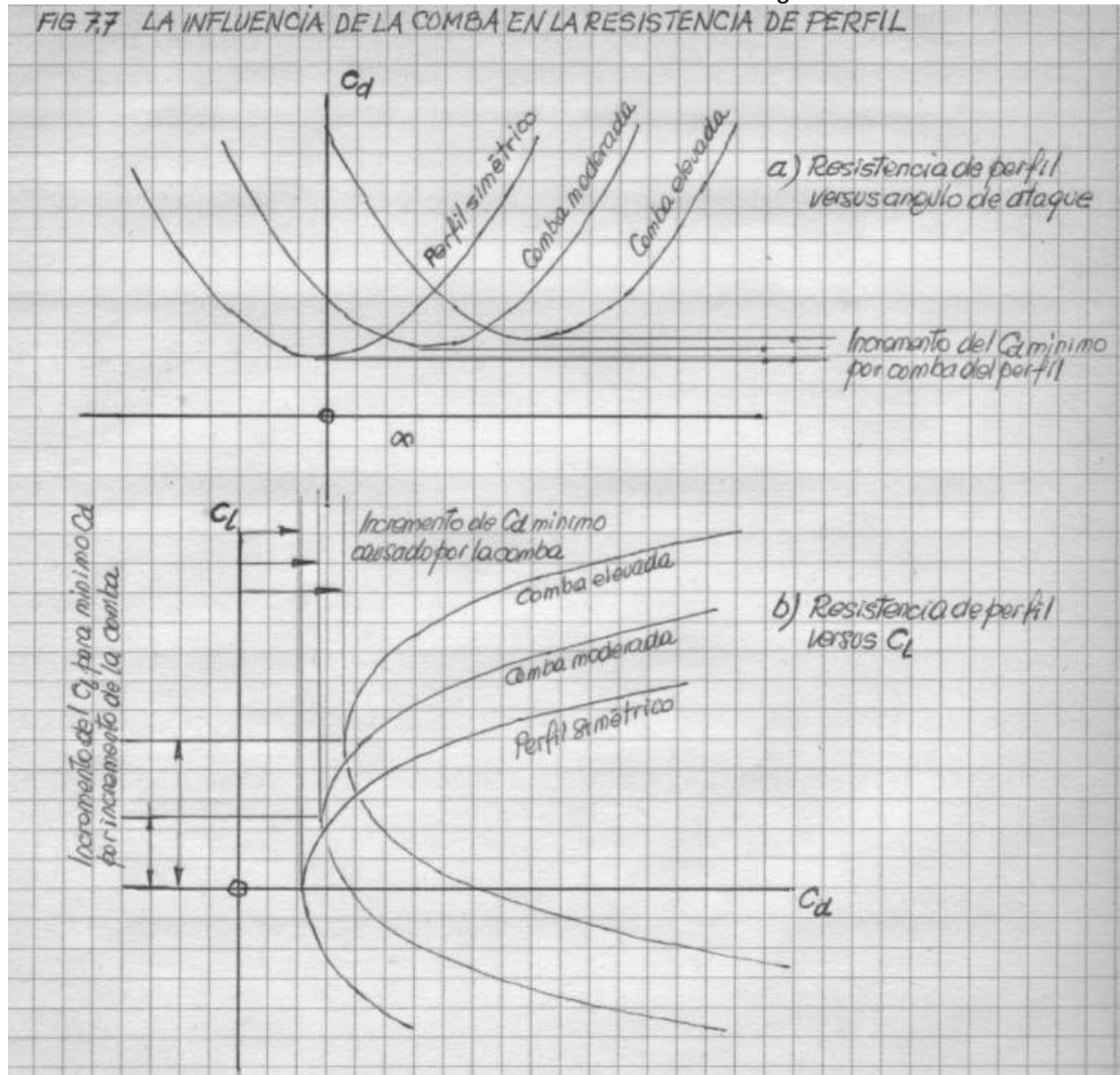
Este tipo de freno ha sido usado en algunos planeadores reales, siendo muy vulnerable a los daños producidos por el terreno.

Todos estos dispositivos que alteran la comba del perfil, cambian también el momento de picado (pitching moment) y es estudiado extensamente en la última parte de este Capítulo.

COMBA Y RESISTENCIA

La condicione de aterrizaje no es particularmente significativa para los aeromodelos. La razón por la cual los modelos de vuelo lento deben tener perfiles muy combados y los modelos

veloces perfiles menos combados, es exclusivamente un asunto de reducción de resistencia. La influencia de la comba sobre la resistencia se muestra en la fig. 7.7



Comparado con un perfil simétrico, el perfil con comba tiene una resistencia mínima ligeramente mas alta, pero lo que es muy significativo es el desplazamiento hacia la derecha de la curva a medida que aumenta la comba.

En la fig. 7.7 el ángulo de ataque es el ángulo cero aerodinámico. En algunos ensayos antiguos en túneles de aire, el gráfico de resistencia era trazado con respecto al ángulo de ataque geométrico. En estos casos el desplazamiento hacia la derecha aparece disminuido.

En la práctica moderna la curva de resistencia se traza siempre con respecto al C_L y la relación entonces resulta clara, debido a que en un solo gráfico se muestran las variaciones de C_D y C_L . fig. 7.7 b

En la practica el Aeromodelista raramente conoce a que ángulo de ataque opera el ala, ya que la actitud de el modelo en vuelo cambia con frecuencia.

La corriente deflectada hacia abajo por el ala (down wash), frecuentemente induce a un ángulo diferente de aquel que se podría esperar geoméricamente, pero el C_L del ala es controlado por el centraje longitudinal.

Es de la mayor importancia elegir correctamente la comba para obtener la mínima resistencia correspondiente al Q particular al cual deberá volar el modelo (Q de diseño)

Esto es particularmente importante en los modelos de velocidad donde la resistencia de perfil es un factor grande en la resistencia total; esto es menos importante aunque significativo, en los modelos de vuelo lento. fig. 4.9

Algunos modelos de velocidad entre pilones han sido contruidos con una comba correcta como se ve en la fig. 7.7 b, para cada valor de comba hay un único valor de C_L para el cual la resistencia del perfil (Q), es la mínima.

Si un ala de perfil simétrico es centrada para volar a un ángulo de ataque positivo por la necesidad de generar una sustentación que equilibre el peso, operará en un punto de la curva por encima del mínimo. Por otra parte, si un perfil combado es centrado para un bajo C_L también producirá resistencia en exceso.

Con la ayuda de un poco de matemáticas es posible determinar la comba optima para cualquier modelo, si se conoce su velocidad de vuelo o la velocidad propuesta en su etapa de diseño. Apéndice 1

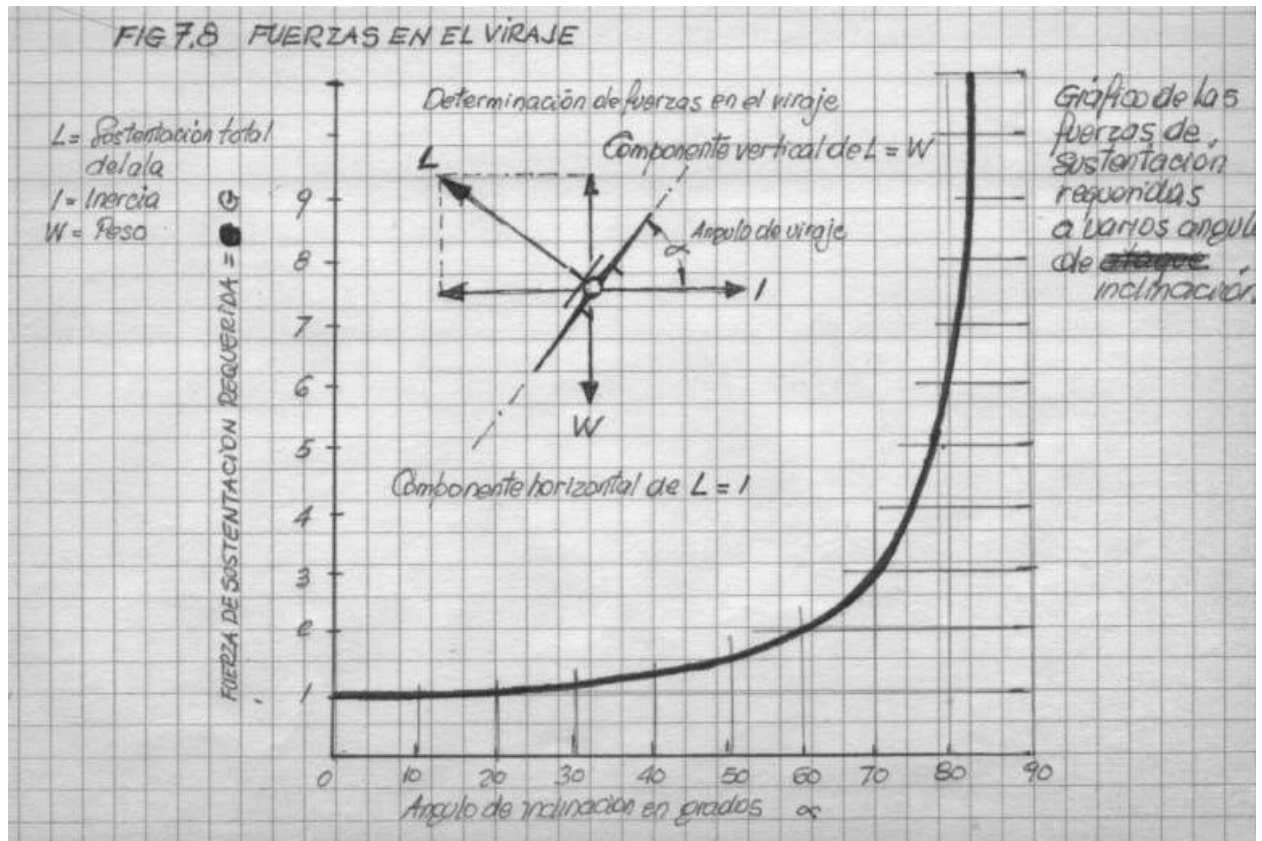
A velocidad máxima en vuelo nivelado, muy poca comba se requiere con un modelo liviano, pero los modelos de carrera entre pilones, permanecen poco de su tiempo de vuelo en equilibrio, ellos no vuelan solamente en vuelo recto y nivelado por que tienen que inclinarse al rededor de los pilones. Esto como se aprecia en la fig. 7.8, obliga a aumentar el C_L al cual opera el perfil para generar la sustentación extra que contrarreste la fuerza de inercia del viraje. El valor de sustentación extra requerida depende exclusivamente del ángulo de inclinación del viraje; un ángulo 60° duplica la sustentación efectiva requerida, un adicional de 11 a 12° triplica el valor y ángulos del orden de 80° o más, lo eleva a valores extraordinariamente altos.

En tales virajes escarpados el ala e solidada a volar a muy grandes ángulos de ataque y en los perfiles delgados ligeramente combados comúnmente usados, causan un considerable incremento en la resistencia aerodinámica. Esta resistencia extra frena el modelo reduciendo la velocidad durante el viraje, pero puede resultar peor aun que esto.

La reducción de V (velocidad) en la fórmula de sustentación significa que para soportar la carga adicional el C_L debe aumentar mas aun. Con un ala de perfil delgado de muy poca comba se puede producir una pérdida prematura que hará terminar el vuelo abruptamente a estos modelos.

Esta clase de modelos necesitan, ya sea un ala que produzca baja resistencia sobre una amplia gama de valores de C_L , como son los perfiles de flujo laminar que se verán en el capítulo 9 o un ala de comba variable a sea con flaps que puedan ser ligeramente bajados durante el viraje; no tanto para incrementar el C_L sino para desplazar la curva de resistencia otorgando una menor resistencia de perfil al mayor ángulo de ataque durante los virajes.

Para modelos de duración planeadores contrados para volar a un $Q^{1.5} / CD$ máximo, es necesario reducir la resistencia de perfil todo lo posible para mover la curva de resistencia a la posición de elevado C_L , acompañado de una comba superior. Esto también incrementa el C_L máx. habilitando al modelo para ser ajustado a vuelo lento.



La comba ideal es difícil de determinar que para un modelo de velocidad, dado que los métodos de cálculo requieren detallados valores de test en túneles de aire, y estos son raramente ostensibles.

Dados estos problemas, tal como se presenta en el Apéndice 2, el valor $C_L^{1.5} / C_D$, debidamente corregido por la relación de alargamiento y con tolerancia para la resistencia parásita, puede calcularse por los métodos aritméticos y volcados en una gráfica para encontrar el mejor C_L operativo. El modelo entonces podrá ser centrado a la velocidad apropiada para este C_L . Algunos ejemplos de estos tipos de cálculos requeridos pueden encontrarse en el Apéndice 2.

Los planeadores radio controlados, que necesitan volar a elevado C_L , presentan considerables dificultades.

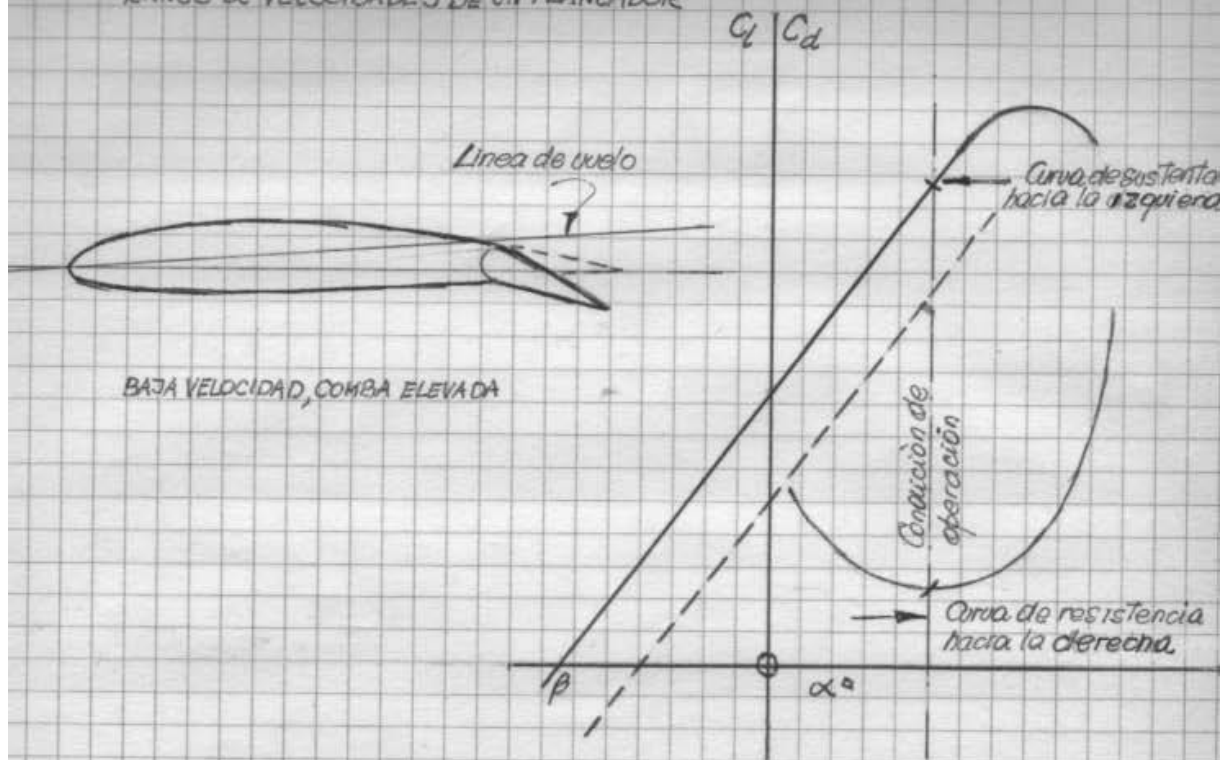
Tal como ha sido previamente discutido un gran alargamiento, es el principal modo de obtención de una baja velocidad de descenso, pero la resistencia de perfil no es desatendible.

A alta velocidad la resistencia de perfil es más importante. Ningún valor de comba puede ser ideal para todas las condiciones de vuelo. Si se usa un ala simple, la comba debe ubicarse hacia el lado del bajo C_L para vuelo veloz, confiando en un largo alargamiento para el vuelo térmico. El perfil usado debe ser elegido para obtener un bajo coeficiente de resistencia sobre un ancho rango de ángulos de ataque.

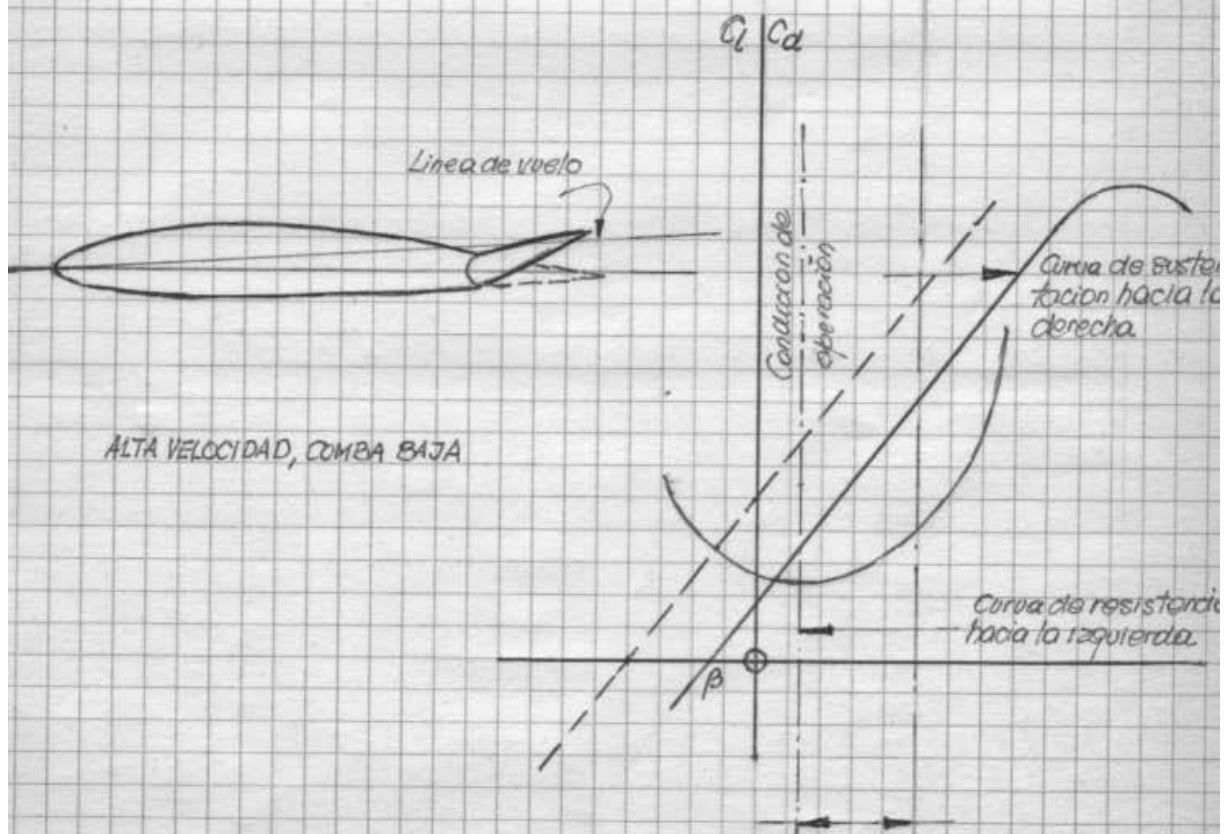
Preferiblemente un perfil de flujo laminar con un ancho rango de baja resistencia o "bucket", debe ser usado. ver Cap. 9

Siempre será mejor, cierto perfil combinado con comba variable, mediante lo cual será posible reducir la resistencia en todas las condiciones.

FIG 7.9 FLAPS NORMALES USADOS PARA ENSANCHAR EL RANGO DE VELOCIDADES DE UN PLANEADOR



Notar el pequeño cambio de actitud con respecto a la línea de vuelo.



Los flaps comunes ensanchan el rango de velocidades como se indica en la fig. 7.9. Muchos de los modernos planeadores reales combinan flaps con perfiles de ancho rango de igual resistencia. En térmica o en vuelo de colina los flaps son bajados desplazando la curva de resistencia hacia la derecha y la curva de sustentación hacia la izquierda.

Entre ascendentes, para obtener buena presentación, los flaps son levantados, usualmente más allá de la posición neutral, para desplazar las curvas de resistencia y sustentación en la dirección opuesta. El piloto constantemente ajusta los flaps a medida que la velocidad del flujo varia. Con un diseño bien balanceado, la actitud del fuselaje con respecto al flujo escasamente cambia, de hecho, un bien conocido velero de alta performance debe ser centrado mediante un nivel de alcohol, a cualquier velocidad con un adecuado cambio de la posición de los flaps, dicha "actitud" permanece exactamente igual.

La ventaja de esto es que el fuselaje presenta siempre el mismo ángulo con respecto al flujo de aire a todas las velocidades lo que permite mantener al mínimo su resistencia parásita. En diseños menos refinados, el fuselaje cambia su ángulo, produciendo más resistencia, con cada diferente posición de los flaps.

En modelos a motor de vuelo libre, la ventaja de la comba variable es también clara. El bajo C_L requerido para alta velocidad durante la trepada, es obtenible por ajuste automático del plano horizontal de cola, para mantener el ala a un bajo ángulo de ataque, pero con mayor comba la resistencia de perfil se mantiene elevada.

Es mejor reducir la comba durante la trepada, disminuyendo el arrastre de perfil en velocidad. Para el planeo, el alto C_L y bajo arrastre puede ser obtenido bajando los flaps una vez que se detiene el motor. Un reajuste del plano de cola será también casi siempre necesario. El diseño de alas de comba variable no es fácil, El aire no debe ser forzado a fluir sobre superficies quebradas o en contra gradientes adversos de presión, dado que la capa límite puede separarse causando un alto arrastre. Las líneas de flaps abisagrados deben ser cuidadosamente selladas para evitar filtraciones de alta o baja presión, o de adentro del ala hacia afuera.

Idealmente, toda ala debería ser diseñada para ser usada con flaps. El flap debería extenderse a través de toda la envergadura y no terminar donde comienzan los alerones. Esto es particularmente importante a bajas velocidades, dado que el abrupto cambio de ángulo de ataque donde comienza el alerón le otorga al ala un pronunciado y repentino "wash out" con malos efectos sobre la correcta distribución elíptica de la carga y su consiguiente incremento de la resistencia inducida.

Los alerones deberían por lo tanto inclinarse o moverse con los flaps, reteniendo estos su total función como control de comba. Si los flaps son también usados como frenos de aire para el aterrizaje, tal como realmente sucede en nuevos planeadores reales, surgen problemas prácticos del varillaje de control. Ambos, flap y alerón requerirán bielas flotantes y varillas actuadoras separadas a los servos.

una verdadera ala de comba variable, con una "piel" flexible en una o en las dos superficies y levas de comando internas como actuadores, sería aerodinámicamente muy superior a los flaps comunes.

FIG 7.10 DETALLES DE DISEÑO DE FLAPS

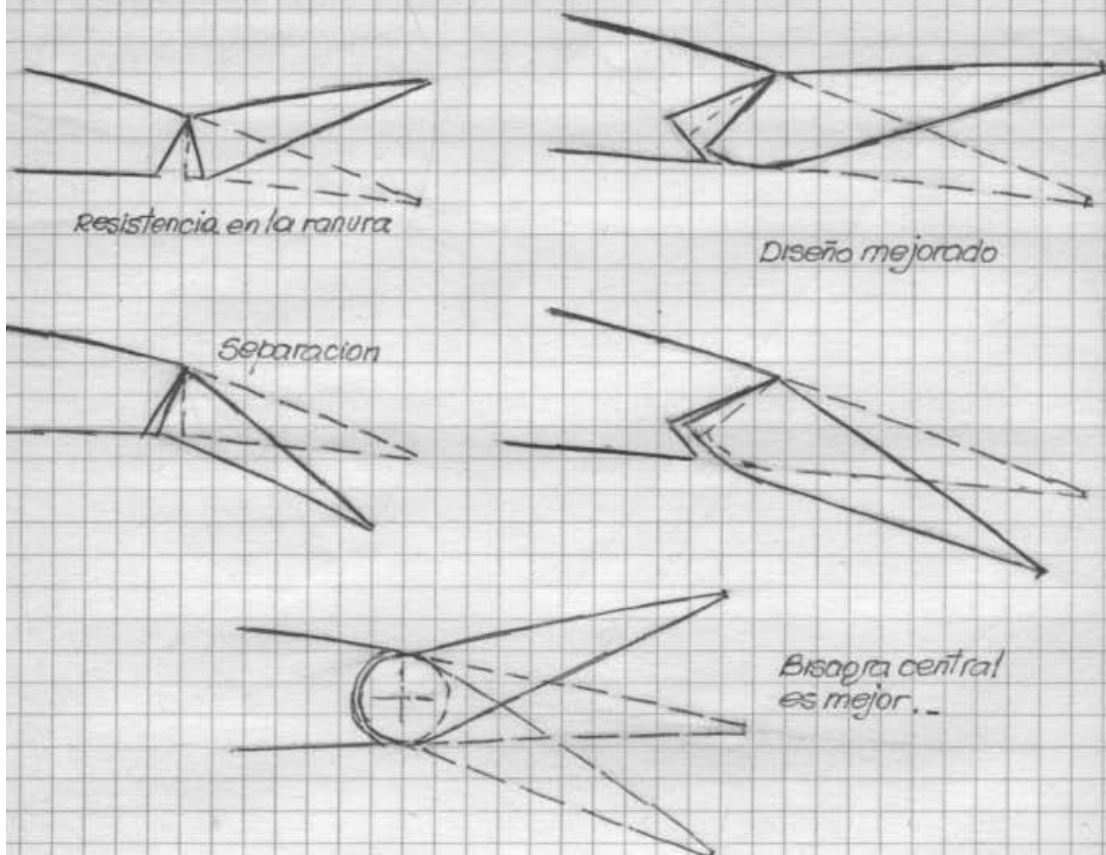
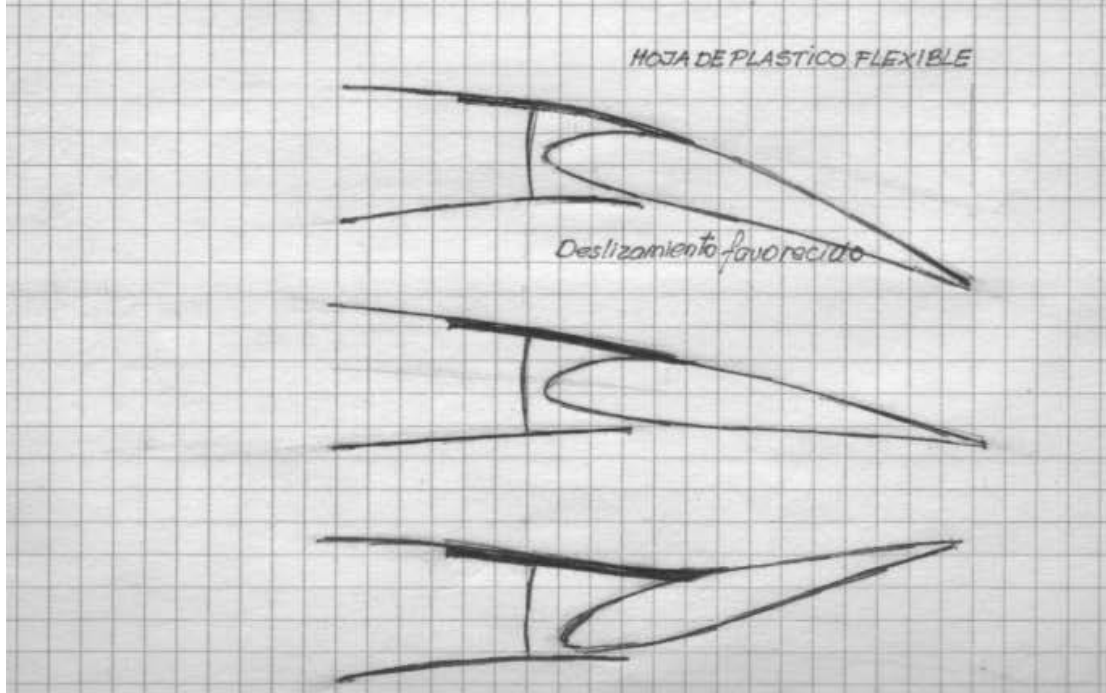


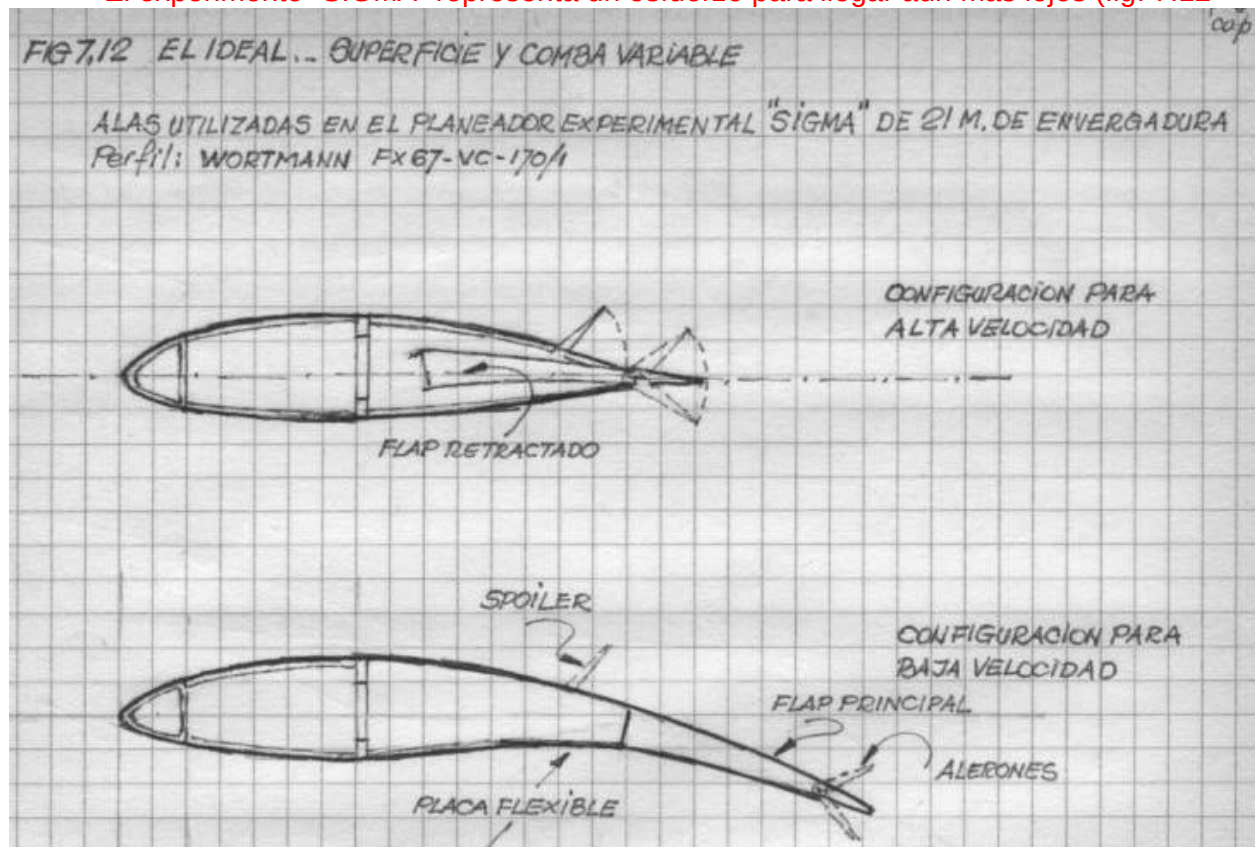
FIG 7.11 DISEÑO MEJORADO DE FLAPS



Algunos planeadores reales están adoptando estos diseños (la serie HKS y el planeador polaco JANTAR). Los problemas de ingeniería son mayores que los que plantean los flaps, pero con modernos materiales como la cartulina de poliestireno, puede ser bastante factible para un modelo contar con una superficie flexible en uno de los lados, de modo que una sencilla unión de flaps esté totalmente sellada y suavemente curvada (ver fig. 7.11). Roturas por fatiga de la superficie flexible deberán ser consideradas, así como posibles vibraciones.

De todos modos un simple flap abisagrado puede permanecer como la solución mas practica.

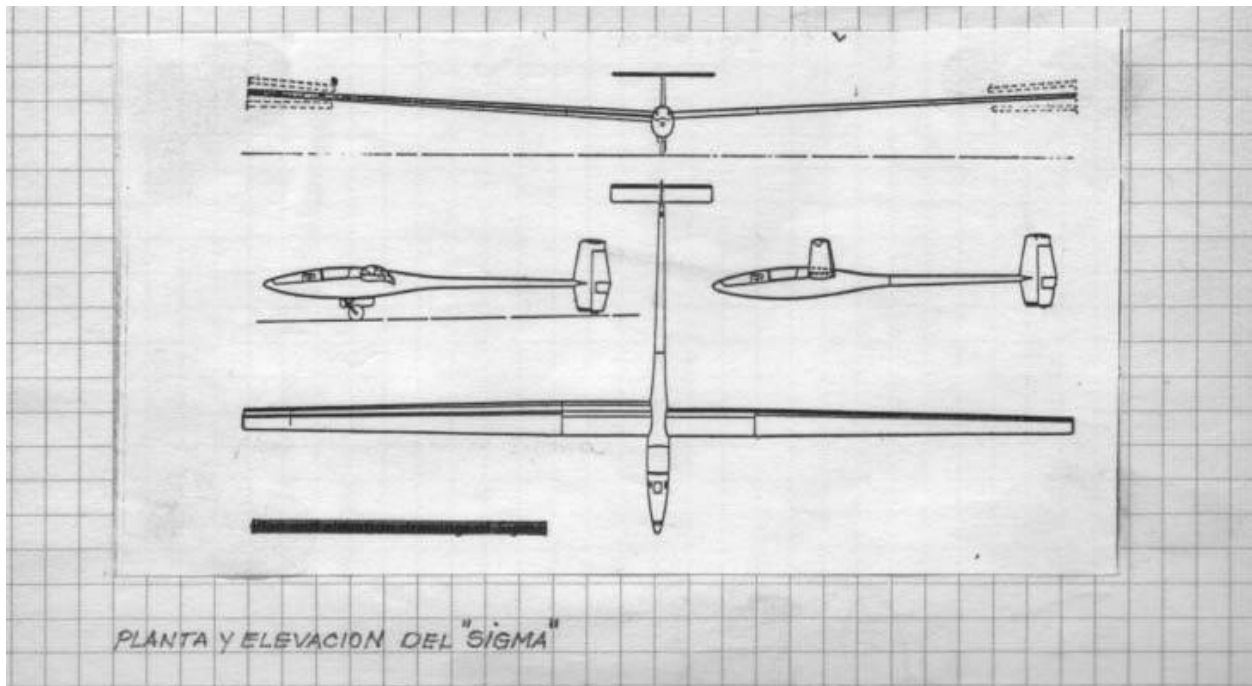
El experimento "SIGMA" representa un esfuerzo para llegar aun mas lejos (fig. 7.12



No es recomendable el ala o el estabilizador combados en cualquier modelo de acrobacia "pura". Para el vuelo invertido es importante que las respuestas de los controles y el comportamiento general sean iguales que cuando vuela "normalmente". Un perfil simétrico se torna necesario.

Tales modelos en realidad podrían ser totalmente simétricos con respecto a la línea de tracción, excepto por el tren de aterrizaje. (En realidad con un tren de aterrizaje simétrico, podría inclusive invertirse el aterrizaje y partida llamado "touch and go")

Los planeadores acrobáticos requieren cierta comba para ascender cuando las condiciones lo permiten. Flaps para obtener comba, cuidadosamente diseñados y que además puedan actuar como alerones, pueden ser empleados, para obtener comba ajustable a los requerimientos y para el vuelo invertido ascendente.



COMBA Y MOMENTO

El centro de presión de cualquier ala es el punto sobre el cual se supone que se aplica cualquier sustentación que sea generada.

En perfiles simétricos, mientras el flujo de aire permanece adherido a la superficie, este punto tiene una posición fija a cualquier ángulo de ataque, alrededor del 25 % de la cuerda medido desde el borde de ataque de la cuerda aerodinámica media.

Esto, por supuesto no es tan simple con el perfil en ángulo de pérdida, cuando el flujo se separa y también en ángulos inferiores al de pérdida que manifiestan separación parcial del flujo.

En cambio en perfiles combados, el centro de presión se desplaza cuando el ángulo de ataque varía. Invariablemente se mueve hacia adelante, cuando el ángulo de ataque aumenta y hacia atrás cuando disminuye. Este es un movimiento generador de inestabilidad.

Dado que el centro de gravedad permanece fijo, un movimiento hacia atrás del centro de presión desbalancea el modelo, que tiende a levantar la cola.

No existe límite para este desplazamiento hacia atrás del centro de presión. Se desplazará cada vez más hacia atrás a medida que decrece el ángulo de ataque y tenderá a infinito en la medida que el perfil se vaya acercando al punto de ángulo de cero sustentación.

En el otro sentido, el centro de presión se mueve hacia adelante cuando el ángulo de ataque aumenta, pero nunca más allá del 25 % de la cuerda.

A ángulos de pérdida o un poco antes, cuando se produce cierta separación de flujo, puede moverse rápidamente hacia atrás.

Esto puede entenderse mejor si decimos que un perfil es sostenido a 90° con respecto al flujo, va a tener un centro normal de presión de alrededor de un 50 % de la cuerda, como si se tratara de una placa plana en ángulo recto con respecto al viento relativo.

En un túnel de viento, cuando el perfil bajo ensayo se mueve a diversos ángulos de ataque en un flujo de aire a velocidad constante, el centro de presión se mueve tal como hemos venido describiendo, hacia atrás cuando el C_L disminuye y hacia adelante hasta un 25 % cuando el C_L aumenta. Dado que en estas condiciones artificiales, la velocidad del flujo se mantiene constante la fuerza de sustentación (L) sube y baja acorde con el C_L , y es grande cuando el centro de presión (P_c) está cerca del 25 %, y es pequeño cuando el centro de presión se encuentra detrás.

El producto o aumento de la sustentación L por la distancia del centro de presión hasta el 25 % de la cuerda, es ~~constante~~ mientras el flujo no se separe del ala.

Para encontrar el momento de picado (Pitching moment) entonces, solo es necesario multiplicar, la fuerza de sustentación por la distancia del C_P . Cuando el C_P se atrasa, aumenta la distancia pero la fuerza de sustentación disminuye y viceversa.

Esta es la razón por la cual el 25 % de la cuerda es considerado como el centro aerodinámico del perfil del ala.

Este momento es convertido en un coeficiente de la misma manera que las fuerzas de sustentación y de arrastre (multiplicando por $\frac{1}{2}$ densidad del aire $\times V^2 \times S$) y como tal es mostrado en los gráficos de túnel de aire en forma estándar como C_m .

En la práctica el verdadero centro aerodinámico puede encontrarse fuera de la posición enunciada, pero siempre lo suficientemente cerca del 25 % como para que esta diferencia no sea considerada.

Se ha convertido en una regla que a mayor comba de un perfil mayor será el C_m .

Por ejemplo: Al punto del cuarto de la cuerda el perfil Göttingen 801, tiene un coeficiente de momento de - 0,11 (El signo negativo, por convención indica tendencia nariz abajo).

El delgado y menos curvo Göttingen 795 tiene un C_m de - 0,07; el combado Göttingen 803 tiene un elevado C_m igual a - 0,16

Un perfil simétrico tiene un C_m cero, puesto que la distancia del C_P al centro aerodinámico es nula a cualquier ángulo normal de ataque.

El momento de picado es experimentado por el ala en si como un esfuerzo de alabeo. El ala en una aeronave real no opera con una velocidad constante de flujo.

A medida que el ángulo de ataque se reduce y el coeficiente de sustentación decae, la velocidad aumenta porque el total de la fuerza de sustentación debe permanecer constante para contrarrestar siempre el peso, que es constante.

La constante del coeficiente de momento da como resultado un incremento de la fuerza "nariz abajo" cuando la velocidad aumenta.

Esta fuerza tiende a revirar el ala, levantando el borde de fuga y como hacia los extremos el ala es menos rígida, adquiere incidencia negativa (wash out) del perfil en forma progresiva hacia las puntas, circunstancia esta no prevista en el diseño.

Si el ala es lo suficientemente rígida, este efecto será pequeño aunque estará siempre presente. Si el modelo es relativamente débil, con las alas recubiertas de film plástico esta torsión puede adquirir caracteres muy severos con efectos altamente indeseables. En

situaciones extremas, este efecto puede causar que el perfil sustente hacia abajo, pudiendo producir la rotura del ala.

En el mejor de los casos, este efecto puede hacer perder todas las ventajas adquiridas por un cuidadoso diseño de distribución elíptica de las fuerzas de sustentación, cuando se opera a altas velocidades. Ver cap. 6.-

También es posible que pueda iniciar el efecto de agitación u oscilación (fluter) y de compresión (jam) sobre las varillas de control de alerones.

Esta fuerza de nariz abajo debe compensarse de algún modo, de lo contrario el modelo sería incapaz de volar en equilibrio. En un modelo ortodoxo, el estabilizador provee la fuerza que balancea dicho efecto nariz abajo.

A alta velocidad, con un ala de perfil combado, invariablemente la fuerza de balanceo provista por el estabilizador se ejerce hacia abajo. Cuanto mayor es la comba del perfil del ala, mas grande será también la carga hacia abajo que deberá soportar el estabilizador.

Algunos modelos de planeadores radio controlados, diseñados para vuelo térmico basados en los principios de diseño de vuelo libre, han sufrido roturas al tratar de penetrar. Se rompe el ala o el estabilizador o las dos cosas.

Para vuelos de alta velocidad, se requiere alas resistentes a la torsión y los estabilizadores resistentes a la flexión hacia abajo.

Puede darse el caso en un planeador lanzado a alta velocidad, que las alas se plieguen hacia abajo si el estabilizador es demasiado pequeño como para resistir estas fuerzas nariz abajo que estamos estudiando.

Una de las razones para reducir la comba en los perfiles de los modelos de carrera entre pilones, es precisamente la reducción de la carga sobre el estabilizador .

El efecto de los alerones no es solamente alterar la relación sustentación resistencia de la porción del ala sobre la cual actúan, si no también actuar sobre el momento de picado

El alerón abajo tiende a revirar el ala a un menor ángulo de ataque y el alerón arriba en sentido contrario cuando el ala es flexible, el efecto de comba introducido por los alerones, puede ser parcial o totalmente anulado por los revirados indicados arriba.

Muchas veces, cuando esto sucede se atribuye a fallas en la radio o a sobrecarga sobre los servos. Dada la posibilidad de este tipo de problemas, es necesario adoptar diseños de alta resistencia a la torsión cuando se utiliza alerones a velocidades elevadas, particularmente en alas de gran alargamiento, que además de ser flexibles, requieren alerones mas grandes.

Se han realizado esfuerzos para combinar los efectos de un perfil curvo con los de uno simétrico, mediante cambios en la forma de la línea principal.

La comba invertida atrás (reflex), adoptados a tal efecto son mostrados en la fig. 7.3 b.

Estos perfiles tienen un momento de picado igual a cero, a todos los ángulos de ataque operativos a elevados Re . Sin embargo, esto es conseguido penalizando bastante, el coeficiente de máxima sustentación como la resistencia de perfil.

Esto se refleja en los resultados obtenidos en túnel de viento, de la comparación entre el perfil N 60 normal y el N 60 R, en el Apéndice N° 2

A bajos Re , la separación del flujo muy adelantada sobre el borde de ataque, reduce mucho o anula por completo los efectos de la comba refleja, siendo además la resistencia total del perfil mayor que la de un perfil ordinario.

Por esta razón la línea principal refleja tiene hoy muy poco valor aplicada a modelos pequeños y livianos.

En estos casos puede utilizarse la línea principal NACA 210, usada en los perfiles NACA de cinco dígitos (23012 etc.) que tienen un momento de picado bajo, combinado con un buen coeficiente máximo de sustentación. fig. 7.3 a

CAPITULO 8

PERFILES

II DE FLUJO TURBULENTO

La aparición de burbujas de separación en un ala, como se ha descrito en el Cap. 3, causa cambios en la presión del aire afectando la sustentación. También altera la forma efectiva del perfil debido a que el flujo principal debe adaptarse. Este cambio genera arrastre principal.

Se conocen varias técnicas para observar estos efectos en un túnel de viento. Tests realizados por K. Kraemer, publicados en 1961 son resumidos en las fig. 8.1- 8.3 con el popular perfil para aeromodelos Göttingen 801 (similar al MVA 301). En estos diagramas puede observarse la presión en cada punto de la superficie superior e inferior (En distintos puntos de la cuerda a diferentes ángulos de ataque)

Para que se genere una sustentación positiva, debe existir una sustancial diferencia de presiones entre las dos superficies. Consideremos en primer término la fig. 8.1 La presión está trazada como una relación del valor local con respecto al valor estático del flujo principal (reducida en este caso a la forma del coeficiente; por el método usual de dividir por $\frac{1}{2} \rho V^2$)

Las presiones menores de la superficie superior, se traza con una serie de curvas en el lado negativo del gráfico, mientras que las presiones altas de la superficie inferior están indicadas del otro lado del gráfico. A un ángulo de ataque de 6° , la presión disminuye a un valor mínimo al 15 % de la cuerda y luego asciende gradualmente hasta valores cercanos a la presión estática, cerca del borde de fuga. A 12° la presión alcanza un valor mínimo menor y adelantado, mientras que a 18° , la curva alcanza su pico negativo muy cerca del borde de ataque y con valores aún más bajos tal como podría esperarse de un ala generando una sustentación muy elevada.

De acuerdo con el teorema de Bernoulli, la velocidad del flujo varía en relación a la presión. Las curvas no muestran señales de separación, el perfil está operando eficientemente.

A un número de Reynolds de 400.000 (Re del ala, o sea basado en la cuerda) la capa límite muestra una transición natural, sin esfuerzo, hacia un flujo turbulento en algún punto por delante del de mínima presión tal como habíamos instruido en la fig. 3.11.

A un mas bajo de 75.000, que se encuentre bien dentro del rango usual en aeromodelos, se observa, en cambio una distribución muy diferente de presiones fig. 8.2

A un ángulo de ataque de 6° , mientras que la presión mínima se mantiene aproximadamente igual, una parte de la curva se mantiene plana, entre el 40 y el 76 % de la cuerda. Esto indica una presión casi constante sobre esta zona, característica de una burbuja de separación.

Sin embargo la capa límite salta intacta sobre la burbuja y se readhiere.

A 12° el pico está mas adelante y la burbuja de separación es mas corta, a 18° la burbuja comienza al 18 % y se extiende hasta el 30 %. El perfil entonces a Re 75.000, se encuentra operando en condición cercana a la crítica. Trabaja eficiente mente, aunque algo menos que al un Re más alto.

De aquí en más, cualquier reducción del Re , producirá muy serios efectos negativos. Ver fig. 8.3

A cualquier ángulo de ataque, se manifiesta una completa separación del flujo muy poco detrás del punto de mínima presión y no se produce readherencia alguna.

Alguna sustentación se genera, pero por encima de 6° el ala de cualquier modelo entrará en pérdida, siendo además la resistencia muy elevada. El perfil es entonces, claramente inadecuado para su utilización en esta gama de números de Reynolds.

EL N° DE REYNOLDS CRÍTICO DE LOS PERFILES

Resultados obtenidos en túnel de viento para el perfil Göttingen 801 son indicadas en detalle en el Apéndice 2. Para cualquier perfil de este tipo existe un " N° de Reynolds crítico del ala", en el cual la separación es seguida de una readherencia. Debajo de este valor el ala será ineficiente, por encima de él operará bien. Un ala con perfil operando por debajo del N° de Reynolds crítico, escasamente será capaz de volar.

Las primeras investigaciones importantes de perfiles alares para aeromodelos o sea en el rango de Re adecuado para ellos fueron realizados en Colonia, Alemania, durante los últimos años de la década del 30 por F.W. Schmitz. Su libro "Aerodynamic des Flugmodells" publicado en 1942, permanece como un clásico. *

A causa de la guerra los trabajos de Schmitz no fueron conocidos y generalizados hasta después de 1946, pero a partir de entonces, sus recomendaciones han sido ampliamente aceptadas y trabajos posteriores de K. Kraemer y G. Neussman, han tendido a confirmar y ampliar los descubrimientos de Schmitz. Esto ha conducido a la concentración de los esfuerzos de los aeromodelistas en los perfiles con bajo Re críticos.

Técnicas y recursos se han desarrollado para asegurar que la capa límite sobre las alas de los modelos pequeños, se transforme en turbulenta lo más rápidamente posible.

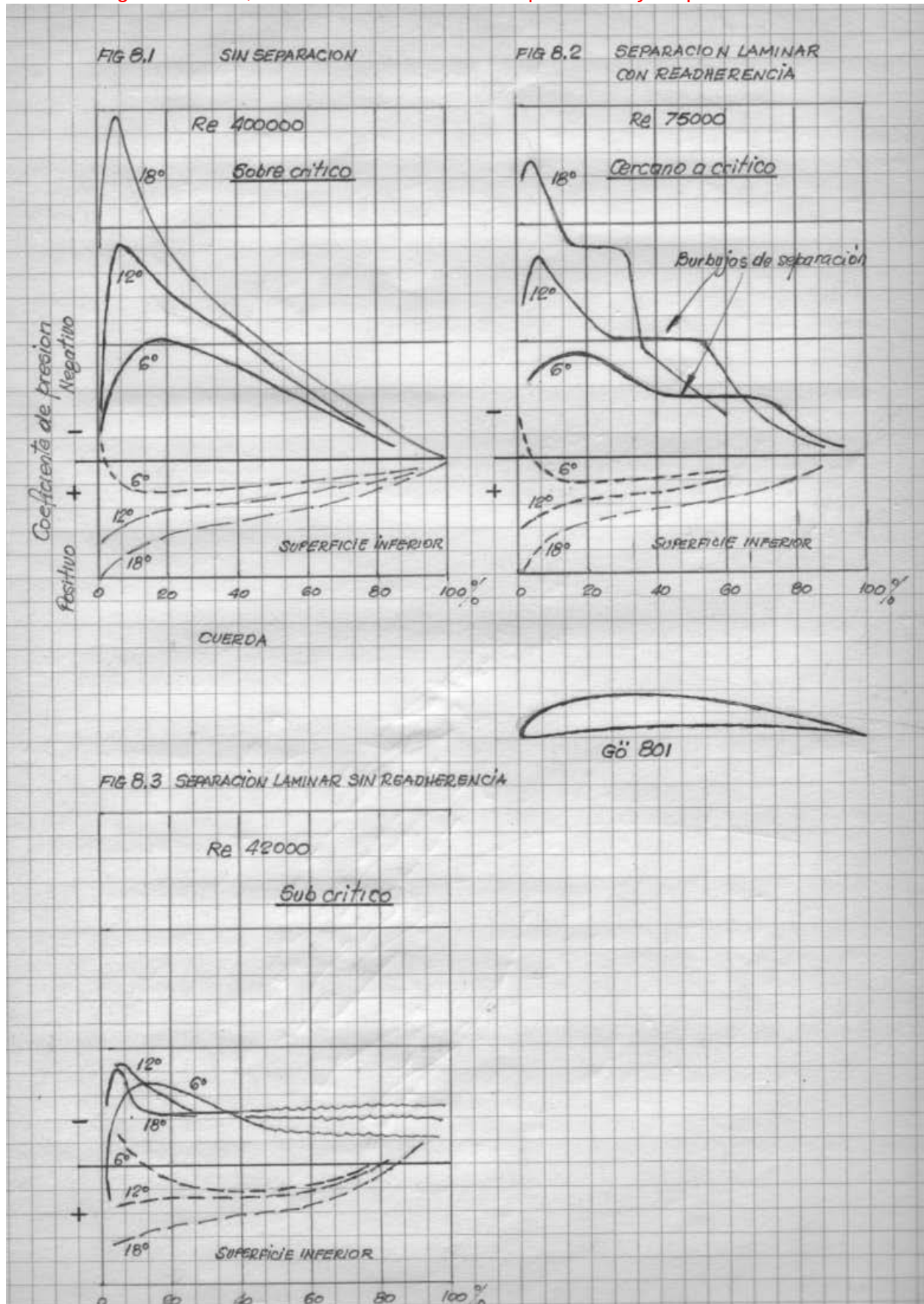
*NOTA Aparte de copias existentes en la pinacoteca de la Raf. en Farnborough, y en la biblioteca del museo de ciencias de South Kensington, traducciones al inglés de este texto, pueden obtenerse en la British Library, Science División, cercana a la Kingway en Londres Central, catalogado como RTP, N° de traducción 2460, 2204, 2457 and 2442. Una nueva edición alemana fue producida en 1976.

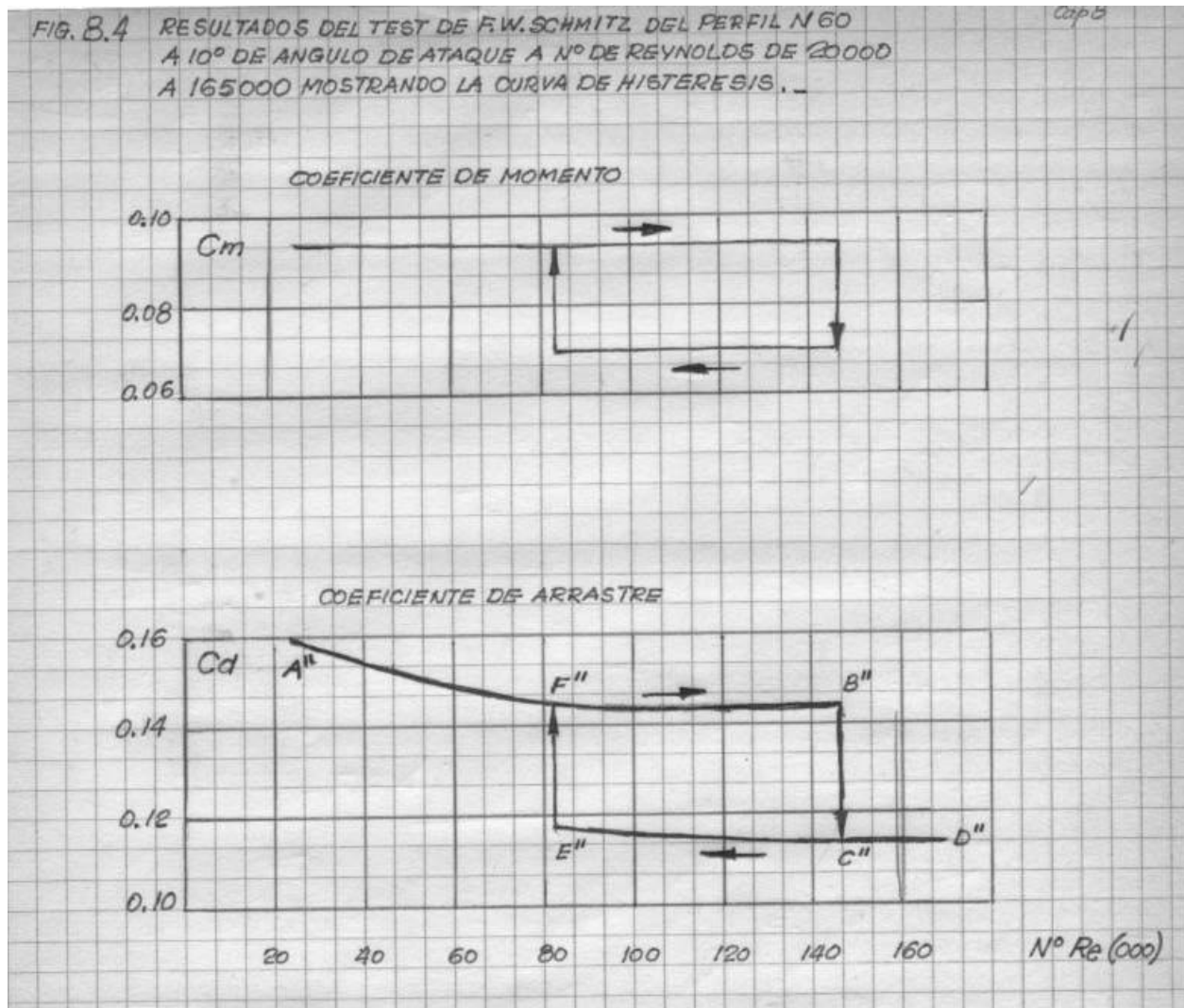
Si bien esto produce una mayor resistencia de superficie o de piel, esta es por amplio margen, menos significativa que la separación precoz del flujo en la magnitud indicada en la fig. 8.3.

Uno de los diagramas angulares de Schmitz se reproduce en la fig. 8.4. Un modelo muy exacto del perfil N60 fue suspendido en un túnel de viento y la velocidad del aire fue gradualmente aumentada para obtener un Re ascendente.

Los coeficientes de sustentación, resistencia y de momento fueron medidos gradualmente. Consideremos en primer término la curva de sustentación C_L . El flujo es subcrítico, completamente separado, a valores bajos de Re , posteriormente se incrementa muy

lentamente a medida que el Re crece, la condición supercrítica no se produce sino hasta que el valor Re llega a 147.000, donde la curva inflexiona rápidamente y adquiere altos valores.



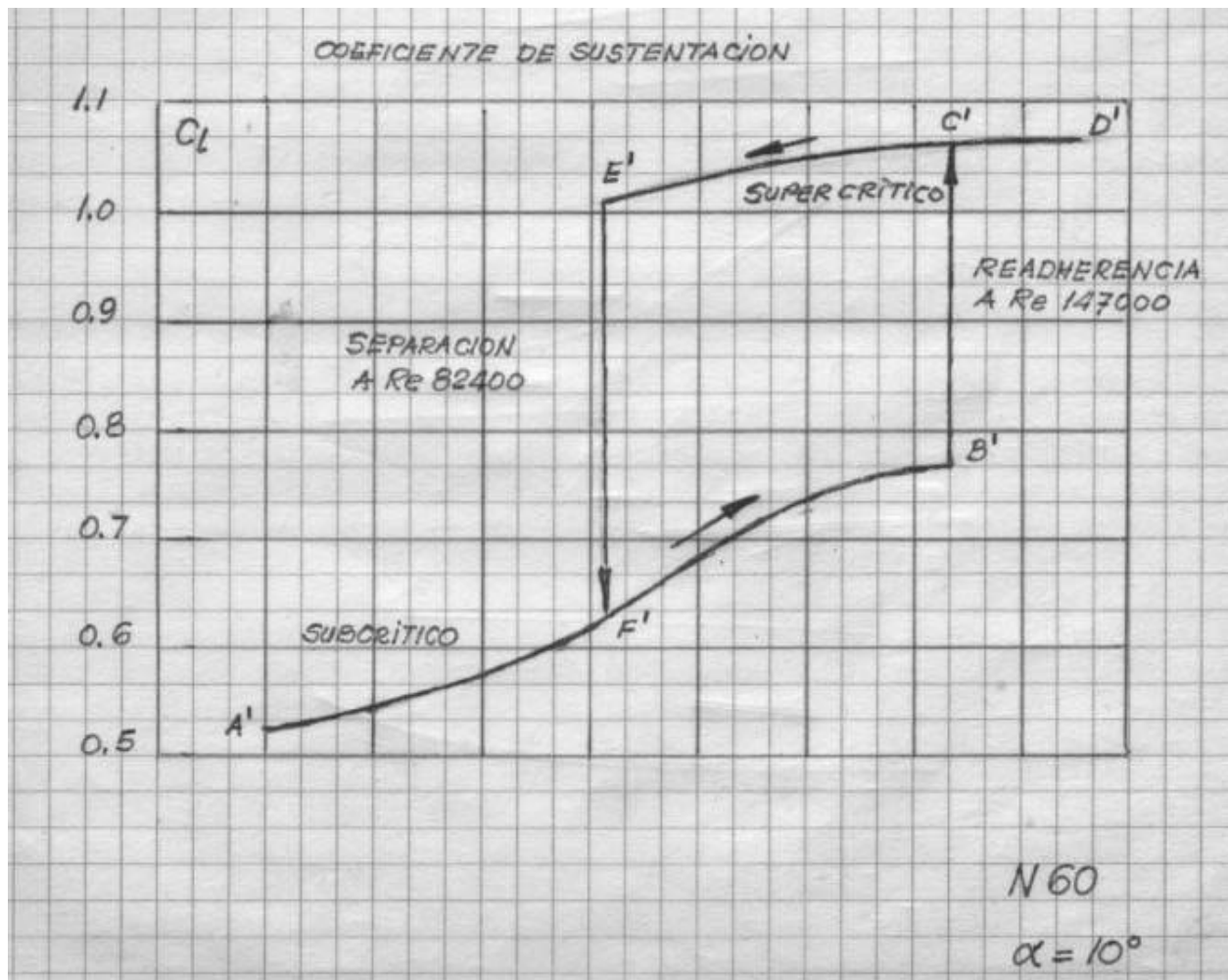


En el diagrama de resistencia (C_d) la correspondiente respuesta de caída repentina no existe. Este marcado cambio en la eficiencia es indicativo de la readherencia del flujo, y es acompañada con un cambio en el momento (pitching moment).

En el sucesivo test, la velocidad del flujo es gradualmente reducida y como antes, los coeficientes son medidos en cada paso. Esta vez, el flujo supercrítico continua hasta que el Re se reduce por debajo de 82.400 y Schmitz lo señala como la curva C' hasta E'. Entonces un ligero cambio descendente del Re , el flujo se separa, la sustentación sufre un colapso y la resistencia se eleva bruscamente.

Entre Re 82.400 y 147.000 el fenómeno conocido como histéresis de curva. Schmitz encontró que si partía de un flujo supercrítico separado entre un Re 82.400 y 147.000, era posible obtener una notable mejora en la performance del perfil, si se lograba producir un flujo turbulento.

Esto lo consiguió introduciendo una varilla en la corriente del flujo de aire, delante del ala modelo. El flujo inmediatamente se readhirió y la sustentación retomó el alto valor precedente. Cuando retiró este crudo "turbulador", el flujo se mantuvo adherido. A bajo Re (menor que 82.400, el turbulador causa el mismo efecto cuando es insertado, pero cuando es retirado, pero tan pronto es retirado, el flujo el flujo vuelve a su condición de subcrítico y se separa del ala.



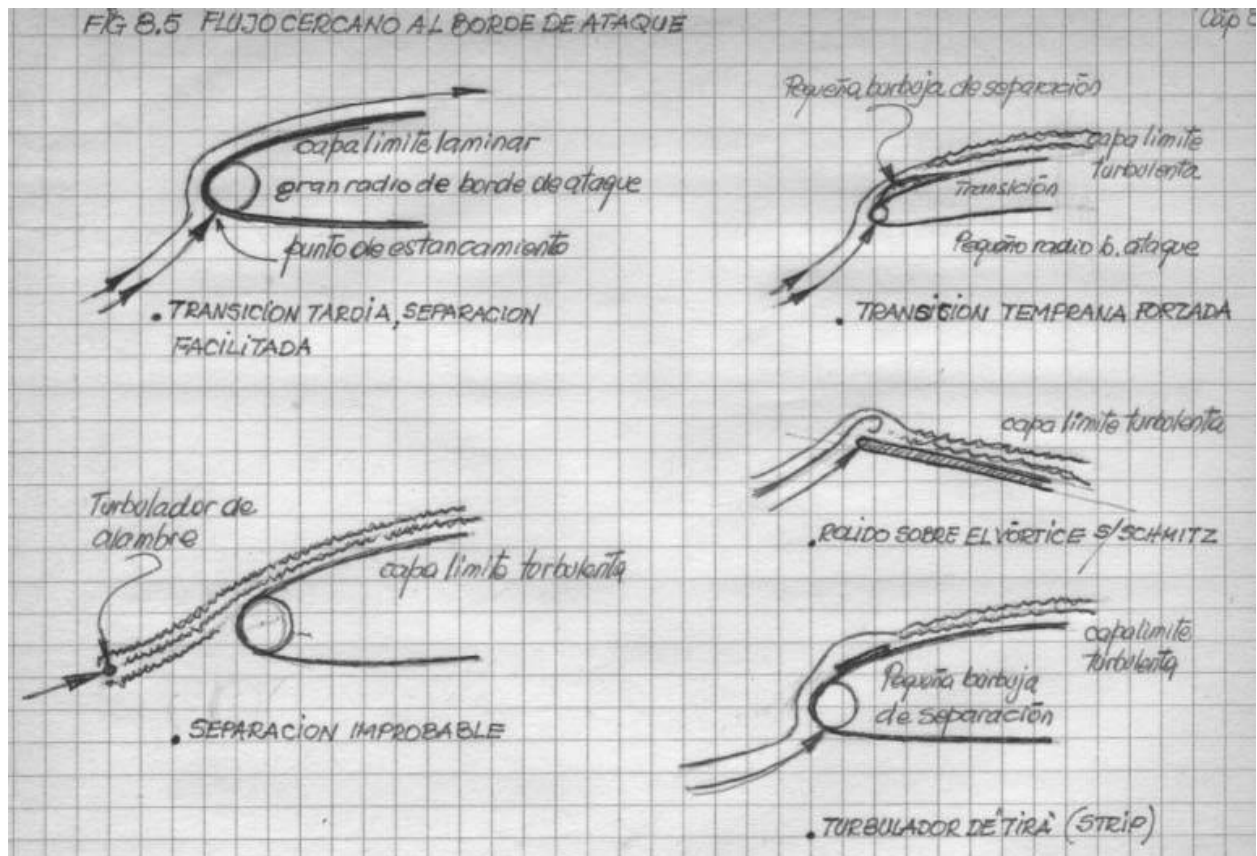
A otros ángulos de ataque, el Re crítico es diferente. Schmitz demostró que la separación del flujo, sin turbulador, en el perfil N 60 era inevitable debajo de Re 63.000 a cualquier ángulo.

Este N° es usualmente indicado como “ N° de Reynolds crítico” para este perfil, pero a diversos ángulos de ataque, la separación ocurre a diferentes número de Reynolds. Aun a 168.000, la curva de histéresis se presentaba aun , a elevados ángulos de ataque. Por lo tanto el uso confiable del N 60 en modelos operando a elevado C_L solo es posible mediante algún recurso para introducir turbulencia artificial dentro del flujo de aire.

Schmitz también probó que el perfil mas espeso y altamente combado Göttingen 625 tiene un Re aun mas elevado presentando la curva a 105.000 (nos referimos a Re crítico). Pero también en este caso la introducción del turbulador, en la forma de un alambre montado justamente delante del borde de ataque (ver fig. 8.5), redujo el valor crítico por debajo de 50.000.

Tanto el N 60 como el Göttingen 625 no son populares entre los aeromodelistas, pero son representativos del tipo de perfil que permanece en uso en forma generalizada.

En 1958/59, G. Muessmann investigó perfiles para aletas para turbinas de gas y de vapor. Publico resultados de estos tests sobre cuatro perfiles de intrados plano de varios espesores y combas. Estos se acercan mucho a los perfiles usados para modelos para principiantes y del tipo sport y también en estabilizadores para todo tipo de modelos, los así llamados “CLARK Y”



De estos tests se desprende que el Göttingen 796, muy similar al Clark Y, tiene un Re crítico (valor mínimo) muy similar al N 60. El bien conocido NACA 4412 es también igual.

Por otro lado el perfil de Muesmann Göttingen 798 al 20 % de espesor, tiene un Re crítico similar al igualmente espeso Göttingen 625, mientras que el delgado Muesmann Göttingen 795 comienza a mostrar signos de separación generalizada de flujo solamente en los mas bajos valores de Re del test: 38.000

Estos resultados confirman los resultados de Schmitz. Por mucha diferencia, los perfiles más eficientes que Schmitz obtuvo de sus tests fueron los delgados, la placa curvada Göttingen 417 A y el ligeramente más espeso Göttingen 417 B. (Su trabajo sobre estos dos últimos no fue publicado hasta 1953)

Dentro de los rangos de su test, estos perfiles mostraban ligeros signos de desprendimiento de flujo. Su Re crítico era demasiado bajo para ser medido con su equipo. Esto, apuntó Schmitz, explica el obvio éxito de estas placas en los modelos Indoors.

Schmitz argumenta que el éxito de los perfiles delgados en cuanto a su bajo Re crítico, se debe a una combinación de lo efectos de contar con un radio pequeño de borde de ataque y una relativamente pequeña comba de la superficie superior.

El punto de estancamiento del flujo cerca del borde de ataque de un ala a ángulo de ataque positivo. (ver fig. 2.2), siempre se encuentra ligeramente debajo del borde de ataque geométrico. La capa límite entonces debe comenzar su viaje sobre la superficie superior, fluyendo al rededor del borde de ataque en sí. A elevados ángulos de ataque, el flujo en estas vecindades es siempre ascendente de escasa aceleración. fig. 8.5

De este modo, desde cerca del punto de estancamiento, la capa límite se mueve hacia la región de baja presión en la superficie superior y acelera. Si el perfil tiene un suave y

redondeado borde de ataque de radio grande como es usual en los perfiles espesos, la capa límite sigue con facilidad esta curvatura y se mantiene laminar. Si el radio del borde de ataque es pequeño, como en los perfiles delgados, la capa límite es compelida a fluir alrededor de una curvatura cerrada o aún parecida al filo de un cuchillo, cambiando de dirección bruscamente mientras se acelera hacia el punto de menor presión que en este tipo de perfiles se encuentra a pequeña distancia detrás del borde de ataque.

La inercia de la capa límite puede sobreponerse a las fuerzas viscosas al cambiar bruscamente de dirección y separarse de la superficie del ala. Luego se readhiere inmediatamente después que el canto o borde agudo es superado, pero una muy pequeña burbuja se forma en la capa límite, a lo que Schmitz denomina “rolido sobre el vórtice”.

El pequeño radio del borde de ataque introduce una cierta turbulencia artificial en el flujo de aire y esto fuerza la transición temprana a precoz. La transición y la readherencia no son fenómenos instantáneos. La burbuja de separación y la readherencia de la capa límite se produce a cierta distancia detrás del borde de ataque.

El efecto del borde de ataque afilado es muy similar al de un turbulador de alambre colocado delante del borde de ataque. Un efecto similar se obtiene montando sobre o inmediatamente detrás del borde de ataque, una tira sobre relieve o turbulador de borde de ataque, que puede ser de variadas formas y tamaños. En todos los casos lo que se requiere que produzcan es una breve burbuja de separación seguida por una corriente readherida descendente y turbulenta.

Un turbulador demasiado pequeño va a producir una transición temprana, pero uno demasiado grande puede producir de por sí una separación del flujo.

Una vez que la capa límite ha sido forzada a transformarse en turbulenta, es importante que no se separe de la superficie superior.

Un perfil con turbulador o con borde de ataque afilado sigue requiriendo que el flujo se mantenga aun contra un gradiente adverso de presión, aun después de haber superado el punto de mínima presión.

Un perfil delgado exige una tarea menos formidable a la capa límite para mantenerse adherida, por lo que la separación puede ser más fácilmente evitada que con un perfil espeso.

En el lado inferior del perfil, a elevados ángulos de ataque, la separación del flujo es poco probable dado que una vez sobrepasado el punto de alta presión máximo, el flujo se acelera y tiende a seguir ajustadamente la superficie de un perfil delgado.

A ángulos de ataque bajos, la separación será muy parecida a las del lado superior, pero la readherencia es muy probable que se produzca antes del borde de ataque. (Compare la fig. 2.3)

BURBUJAS DE SEPARACION

Schmitz no investigó en detalle el tamaño de las burbujas de separación sobre sus perfiles y tal como lo indica la fig. 8.2, estas pueden ser muy extensas.

El perfil Göttingen 801 ensayado por Kraemer es de menor espesor que el N 60 (10 contra 12,6 %). Tiene un radio de borde de ataque ligeramente menor, pero una comba mayor

(7 % al 35 % comparada con 4 % al 40 %). Es así que se coloca algo mas cerca de la placa de perfil delgado y su Re crítico en más bajo que el del N 60

Algunas mediciones detalladas realizadas por Charvat en la Universidad de California en 1956 /57 muestran que un perfil con la forma indicada en la fig. 8.6, con un pequeño radio de borde de ataque del 0,7 %, también muestra burbujas de separación muy similares a las del 801.

El perfil en este caso, diseñado por Seredensky, siguiendo una sugerencia de Schmitz, estaba basado en un perfil de tipo ortodoxo, pero incorporando en la superficie inferior una forma de burbuja conformando un espacio interior muy adecuado para ubicar los largueros , conservando la ventaja de una parte delantera delgada y de muy pequeño radio en el borde de ataque.

En este test. las burbujas de separación se forman entre el 35 y el 40 % de la cuerda. Por encima de los 7% de ángulo de ataque, la burbuja se mueve hacia adelante. La separación turbulenta del flujo ocurre sobre la parte trasera del perfil antes de la pérdida, pero el perfil trabaja bien.

El efecto de la formación y el movimiento de la burbuja de separación es de consideración de significación. La burbuja es suficientemente grande como para desviar la corriente sobre la superficie superior a lo largo de un gran recorrido, tal como si se tratara de un perfil de mayor comba.

Está bien establecido que un perfil con la comba adelantada produce un elevado coeficiente máximo de sustentación. (Esta es la razón de la forma de la comba NACA 210).

El resultado de este aumento efectivo de la comba, junto con el movimiento hacia adelante de la burbuja a ángulos elevados de ataque, es el incremento de la pendiente de la curva de sustentación (Ver Cap.5 fig. 5.7) tal como esta dictado por la teoría general,

Evidencias operativas pueden observarse en el comportamiento errático de algunos perfiles en modelos de planeadores A-2. Esto es atribuible al deslizamiento de la burbuja de separación y su consiguiente efecto de aplanamiento” sobre la curva de presión a lo largo de la cuerda del ala cuando el modelo en vuelo cambia ligeramente su ángulo de ataque.

Estas fluctuaciones de la presión sobre el perfil causa agudos cambios en el momento de picado (pitching moment) como hemos visto en el Cap. 7, que será considerable en estos casos de bajo Re debido al elevado valor de la comba de estas alas.

La curva de histéresis por el estallido y la “reformación” de la burbuja de separación. un modelo operando en la zona crítica de Re , capaz de un vuelo estable en aire calmo, puede transformarse en incontrolable en tiempo arrachado.

A estos efectos se agregan los producidos por la hiper sensibilidad inherente al momento de picado propias de las alas de alargamiento elevado.

Previendo estos problemas, no cabe ninguna duda que para obtener un buen comportamiento a bajo Re del ala, son excelentes los perfiles delgados de pequeño radio de borde de ataque y comba apropiadamente elegida.

Mediante el agregado de turbuladores a los perfiles espesos, se puede incrementar notablemente la performance en velocidades bajas. Estos aún en los especializados perfiles “subcriticos” pueden resultar muy útiles. Los turbuladores usados por Schmitz, eran usualmente alambres montados sobre soportes muy delgados que lo ubicaban delante del

borde de ataque. Las posiciones recomendables para este tipo de turbuladores están indicadas en el Apéndice N° 2. En la práctica, sobre los modelos, los alambres fueron remplazados por elásticos delgados o filamentos plásticos. Estos son bastante molestos en el manejo operacional; en cambio la "tira" sobre el borde de ataque es mas práctica.

Tales "tiras" (strips) tienen la ventaja de que pueden ser livianamente fijadas con adhesivos, lo que permite variar la posición y el tamaño en la búsqueda de mejores resultados de vuelo.

Si el perfil seleccionado ya de por si es de R_e crítico bajo, los turbuladores no pueden tener mucha influencia en aire calmo, sin embargo, al trabar o fijar la separación en un punto determinado del ala, esto muy probablemente estabilice la posición de desprendimiento de la burbuja, reduciendo entonces las variaciones del momento de picado.

El resultado será un mejoramiento de la "controlabilidad" del modelo. Una gran cantidad de trabajo ha sido realizado en túneles de viento para tamaño real para determinar la dimensión mínima de estas tiras, de modo que sean suficientemente grandes como para producir la transición a flujo turbulento buscada y lo suficientemente pequeñas para evitar la separación completa de la capa límite. Esto es debido a que en los test para aviones reales, estos valores no se investigan por no ser aplicables al no existir la "laminaridad" inicial de la capa.

En los modelos, la mejor aproximación será la que se obtenga de pruebas sistemáticas con turbuladores de diversas formas y tamaños, en varias posiciones.

Los modelos construidos con los métodos tradicionales pueden tener turbuladores incorporados involuntariamente o no en la construcción misma. El hundimiento del recubrimiento delgado detrás del borde de ataque o largueros entre las costillas, crea discontinuidad del perfil. Esto puede generar beneficiosos efectos en la transición. La excelente performance de muchos modelos, solo puede ser explicada por estos efectos.

Entre sus ensayos sobre el Göttingen 801, Kraemer incluyo pruebas de un ala recubierta con papel que mostraron flujo subcrítico recién por debajo de $R_{42.000}$, comparable con el mismo perfil "correcto", con turbulados de alambre incorporado.

Esto sugiere que los esfuerzos de los aeromodelistas para mantener muy exacto el perfil en la zona superior frontal están equivocados. Un simple recubrimiento de papel en el borde de ataque puede resultar mas eficiente que un muy suave y perfecto recubrimiento de chapa de balsa. Esto es especialmente cierto si el perfil es del tipo espeso y de radio grande en el borde de ataque.

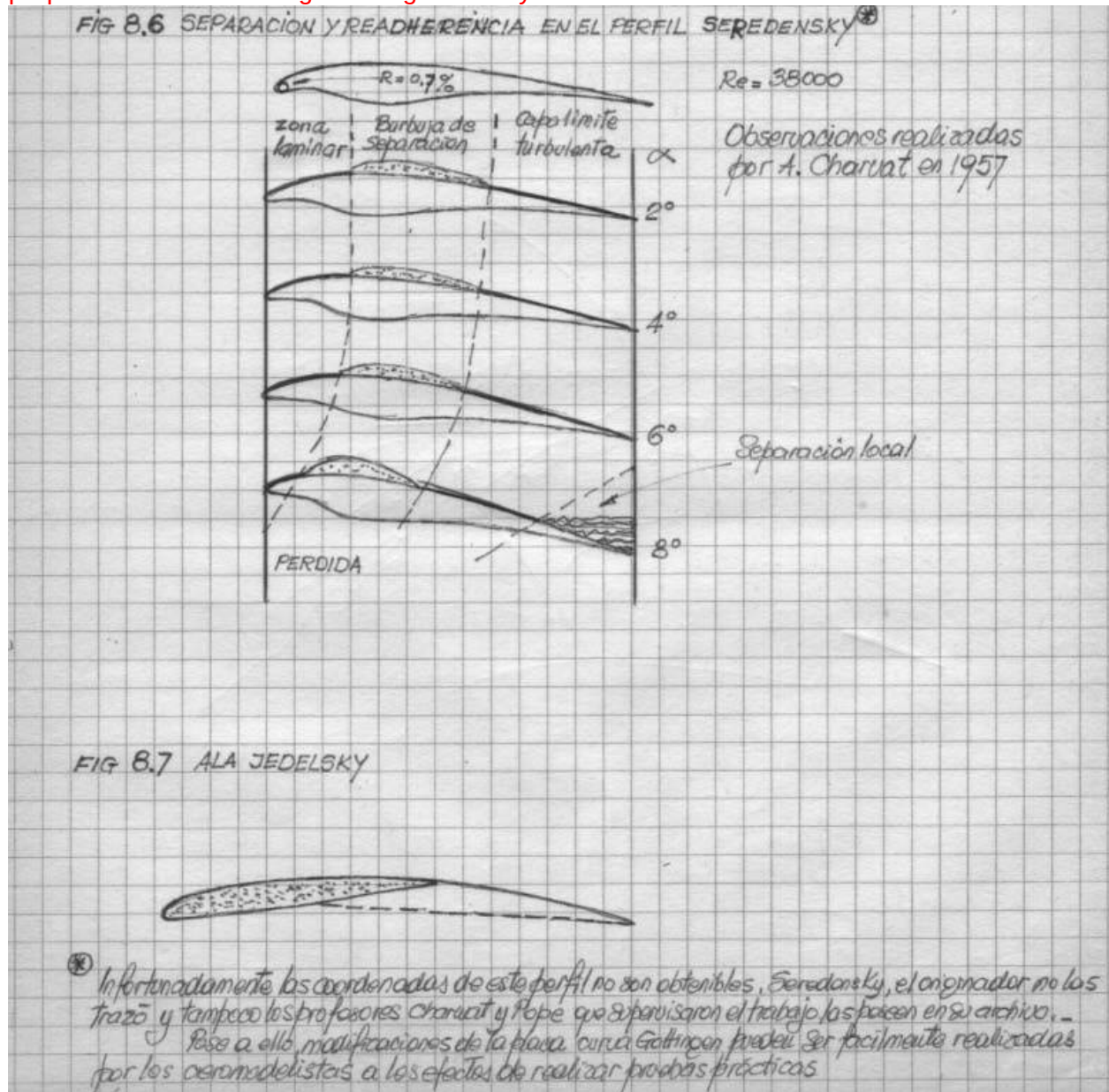
Se debe no obstante enfatizar aquí, que cuando el modelo es suficientemente grande o veloz como para evitar los problemas del R_e subcrítico, tanto los turbuladores como cualquier irregularidad superficial sobre el borde de ataque, causará un incremento de la resistencia y una disminución del C_L máximo. Esto debe ser confirmado mediante el estudio del Apéndice N° 2.

Derivados directamente de las investigaciones de Schmitz, Sigurd Isaacson y George Benedek, diseñaron una serie completa de perfiles para aeromodelos. El Worthmann M 2 es también de este tipo. Todos estos son perfiles para volar a baja velocidad, con capa límite turbulenta.

Todos son delgados. Todos gozan de amplia popularidad, muchos aeromodelistas los usan sin conocer sus principios, y es por ello que muchas veces deterioran su performance de diseño, tanto por falta de cuidado en la ejecución como por elección inapropiada.

Es un defecto muy común redondear defectuosamente el borde de ataque con lijados finales. También, y pese a lo sugerido con respecto a los efectos de turbulencia casuales por construcción defectuosa, muchas veces la inexactitud puede deteriorar mucho el rendimiento.

El tipo Seredersky de ala (fig. 8.6) se asemeja al perfil alar de algunos pájaros grandes planeadores. Pese a sus evidentes dificultades constructivas, puede resultar muy efectivo en pequeños modelos o de gran alargamiento y en consecuencia de escasa cuerda.



El borde de ataque es similar a una simple placa curvada, pero el engrosamiento de la zona inferior es ideal para alojar fuertes largueros sin afectar la superficie superior del flujo.

Algunos perfiles Benedek son diseñados para el tipo de estructura de Jedelsky, en los cuales la rigidez se obtiene mediante una placa delantera espesa y el perfil termina hacia el

borde de fuga en una delgada lámina que se mantiene fijada con costillas, sin recubrimiento inferior.

No existe duda que existirá una penalización de resistencia de la zona inferior de tales perfiles, pero esto puede ser compensado por un mayor rendimiento a bajo R

Desgraciadamente no han sido publicados los tests de túnel de viento de estos perfiles, Fig. 8.7)

CAPITULO 9

PERFILES

III - DE FLUJO LAMINAR

El aeromodelismo ha pasado por una revolución desde los tiempos de F.W Schmitz. Los modelos de vuelo libre todavía operan del R_e crítico, pero los modelos radio controlados, especialmente los grandes planeadores, modelos de carrera y acrobacia, se encuentran operando usualmente fuera del área de peligro.

Muchos de estos modelos vuelan satisfactoriamente con perfiles similares al Clark Y o el Göttingen 796 y es obvio que los problemas de flujo subcrítico han sido dejados atrás.

Parte de la razón para esto es que tales modelos no vuelan usualmente a ángulos de ataque elevados. Como demostraron los resultados de Schmitz, un perfil como el N 60 opera eficientemente a bajo ángulo de ataque, pero entra en pérdida precozmente siempre, cuando opera sobre su R_e crítico.

Lo mismo sucede con el Göttingen 801, problemas de separación a altos ángulos de ataque no desaparecen enteramente antes de un R_e de 170.000. Los aeromodelistas han terminado con estas pérdidas precoces en estos perfiles. Las performances a alta velocidad son muy buenas.

Los modelos de carrera entre pilones en muchos casos operan la mayor parte del tiempo a R_e comparables con los planeadores reales y a veces como algunos aviones livianos.

Esto sugiere, que un enfoque diferente sobre los perfiles es digno de ser considerado en aeromodelismo. Mejoras muy importantes se han obtenido en planeadores reales mediante la utilización de los así llamados “perfiles de flujo laminar las ventajas en la reducción de la resistencia superficial o de “piel”, es muy grande, especialmente a altas velocidades donde la resistencia de perfil adquiere mas importancia fig. 4.9

Los primeros trabajos en esta área, realizados por la “LOW SPEED AERODINAMICS RESEARCH ASSOCIATION” fueron subestimados bastante por los aeromodelistas, pero el perfil LDC 2 y LDC 3 fueron usados en algunos modelos alrededor de 1948, cuando aparecieron por primera vez.

Tal como se describe en el Cap. 3, en cualquier ala, la capa límite será laminar al principio, cerca del borde de ataque, pero realizará una transición a flujo turbulento cuando alcanza el R_e crítico. El valor de este R_e crítico depende de la calidad de la superficie del ala. Muchos aviones reales tienen superficies malas. Aún altamente pulidas, existen ondas creadas por remaches y “lomos” causados por refuerzos y largueros. Esto hace muy dificultoso la preservación de la capa laminar sobre estas alas, mas allá de unos centímetros detrás del borde de ataque, aún cuando se haya reclamado un gran esfuerzo por mantener exactamente el perfil, tanto el elevado R_e como el de planeadores de competencia reales vuelo a gran velocidad asociado a cuerdas anchas, promueven siempre una transición muy temprana. En estas condiciones, el menor defecto superficial, aún la mancha de una mosca o el cuerpo aplastado de un insecto pequeño, pueden causar transición.

Por estas similares razones, los diseñadores de aviones livianos, de tamaño real, no han sido capaces de obtener todos los beneficios del bajo arrastre y flujo laminar y muchos de ellos prefieren seguir usando perfiles relativamente antiguos .

Sin embargo, en la medida que el N^o de Reynolds decae, las posibilidades de mantener al flujo laminar se incrementan.

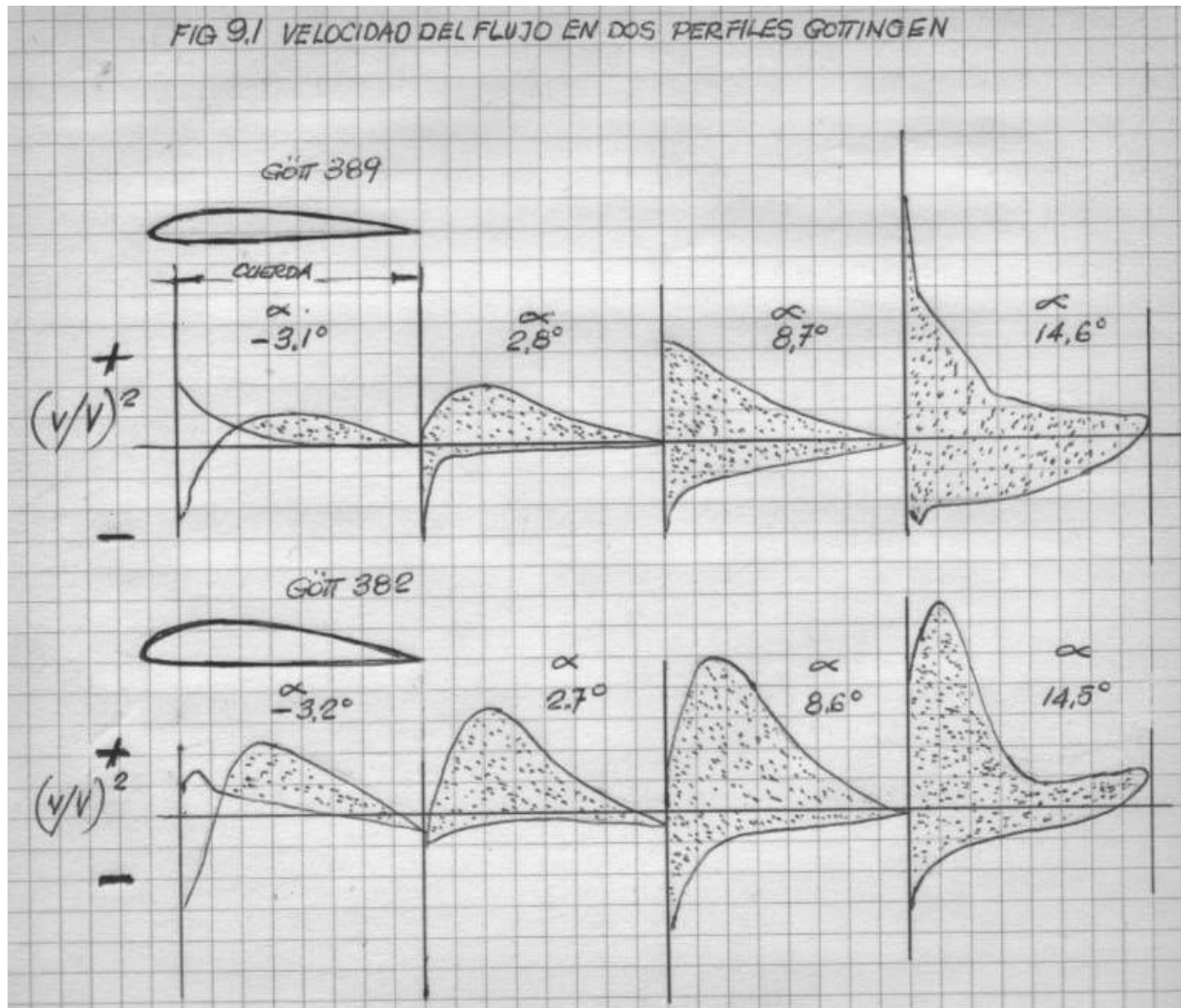
Pequeños defectos, que a velocidades mayores causan transición, pueden ser absorbidos por el relativamente mas viscoso fluido, y si a esto se une la exactitud y perfección constructiva lograda por los fabricantes de planeadores de competencias reales, las predicciones de los aerodinamicistas, basados en estudios teóricos y en ensayos de túnel de viento, se han convertido en realidad.

El problema para los aeromodelistas se invierte con respecto a los que debían resolver en los perfiles de flujo turbulento.

A R_e subcrítico, turbuladores o irregularidades producidas por los largueros, podrían incluso mejorar la performance, al forzar la transición de la capa límite. En cambio en las alas de flujo laminar debe buscarse de mantener la perfección del perfil tan atrás como lo requerido para que la transición se realice espontáneamente.

Sin embargo, la precisión requerida, será menor que la exigible en aviones reales debido al menor R_e operativo. Suponiendo que la superficie es suficientemente lisa, el flujo laminar tenderá a prevalecer mientras que la velocidad del flujo este creciendo bajo la influencia del área de baja presión del ala (fig. 3.5). Detrás del punto de mínima presión el flujo persiste laminar por cierta distancia pero luego se forma una burbuja de separación y suponiendo y (suponiendo que el R_e supercritico prevalece), el flujo se readhiere ya en forma turbulenta.

En la fig. 9.1 son mostradas mediciones de velocidad tomadas sobre dos perfiles. En ella se observan los cambios de velocidad que se operan tanto en la superficie superior como en la inferior, a medida que varia el ángulo de ataque.



En el perfil Göttingen 389, a 2,8 grados de ataque el flujo sobre la superficie superior se incrementa rápidamente hasta un máximo dentro del primer 10 % de la cuerda.

El flujo laminar persiste hasta ese punto y aún muy poco mas atrás, pero después la transición ocurre y un turbulento y de alta resistencia flujo cubre el resto del ala.

A un ángulo de ataque menor -3.1 grados, el punto de máxima velocidad se mueve algo detrás, pero a ángulos mayores se mueve hacia adelante hasta cerca de la pérdida, a 14,6 grados, la superficie completa se encuentra en flujo turbulento.

Mientras, en la parte inferior, la velocidad decrece rápidamente hasta el punto de máxima superior y desde allí desacelera gradualmente hasta el borde de fuga. De todas maneras la transición ya ha tenido lugar y la capa límite será turbulenta.

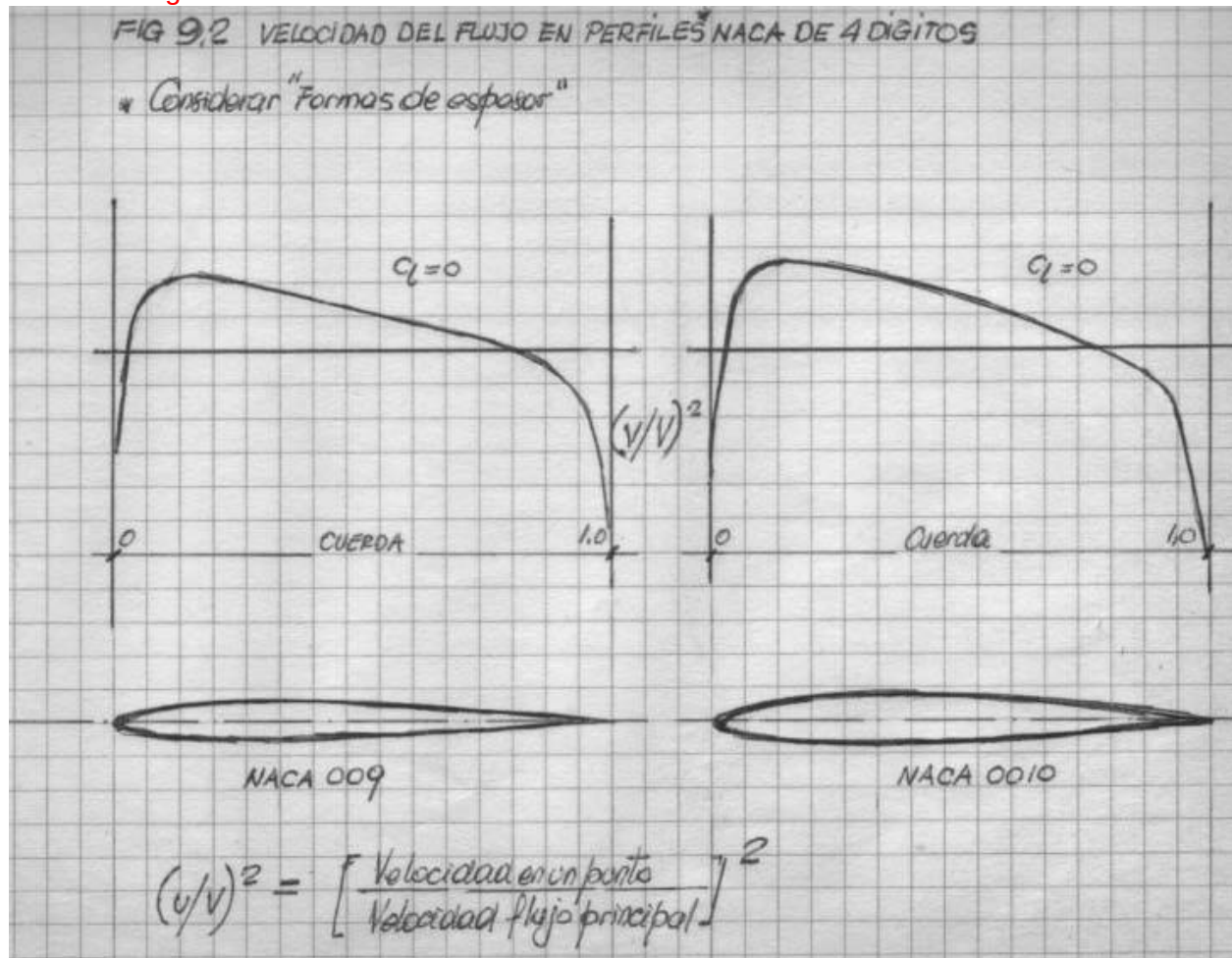
A mayores ángulos negativos de ataque, los roles de las superficies se invierten a medida que el ala comienza a “sustentar hacia abajo”.

El perfil Göttingen 382, es una versión más espesa del 389, pese a lo cual, las medidas de velocidad muestran diferencias importantes. A 2,7 grados de ataque, la velocidad máxima en la superficie superior se desplaza hacia atrás aproximadamente un 10 % con respecto al perfil mas delgado, y siempre, aún cerca de la pérdida, mantiene un “facilitamiento” de la capa límite laminar.

Los detalles de la velocidad del flujo sobre un ala dependen tanto de la forma, como de la comba del perfil.

Los perfiles aerodinámicos típicos pre- 1940 de la fig. 9.1, así como otros de la misma cosecha como el Clark Y o el N 60, fueron diseñados sobre lo que entonces se pensaba la forma ideal de cuerpo aerodinámico. La misma forma básica engrosada o adelgazada fue utilizada intensamente; para fuselar montantes, planos de cola, perfiles de aletas, cubiertas de ruedas y cascos íntegros de aeronaves.

Ordenadas típicas son dadas en la fig. 9.2 que se refieren a las placas aerodinámicas de cuatro dígitos NACA.



Los gráficos de distribución de velocidades muestran que a cero grados de ángulo de ataque, el pico de velocidad (y por lo tanto el punto de mínima presión) en ambas superficies es alcanzado al rededor de un 10 % de la cuerda.

A una corta distancia detrás de este punto ocurre la separación y la transición a flujo turbulento.

La comba cambia muy ligeramente cotas características básicas, tales perfiles se muestran manifiestamente incapaces de preservar el flujo laminar sobre la mayor parte del ala.

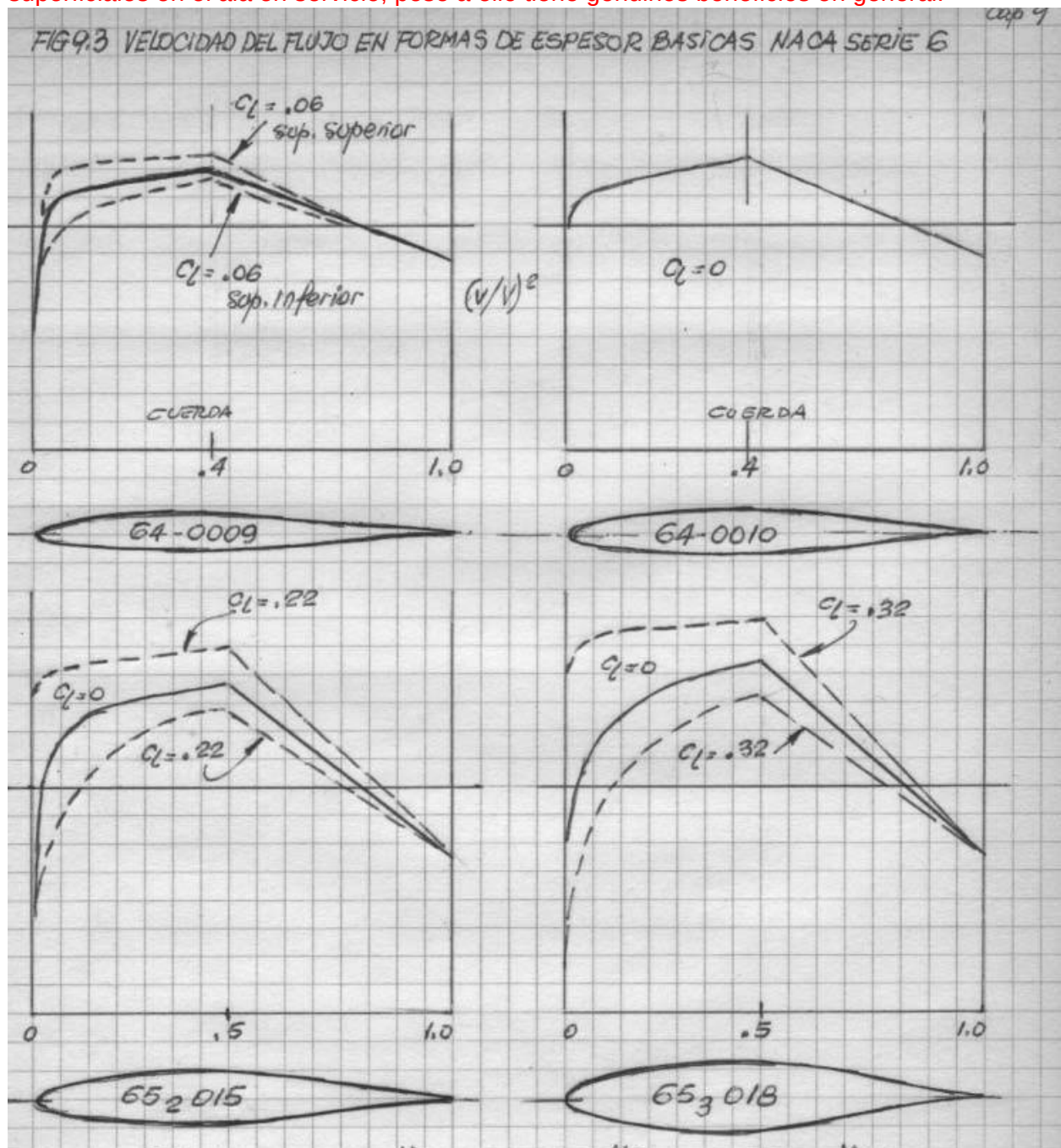
LA SERIE DE PERFILES NACA "6"

Los perfiles alares ya no son diseñados por el método de "corte y prueba", pero si son estudiados para ajustarse a finalidades especiales. Las primeras ventajas substanciales obtenidas fueron los perfiles NACA serie 6, desarrollados durante la segunda guerra mundial.

ellos fueron usados, con pequeñas modificaciones de forma, por primera vez en el avión de caza norteamericano P 51 Mustang.

Estos perfiles fueron diseñados para obtener una muy baja resistencia de perfil mediante la preservación laminar del flujo sobre el ala, todo lo posible.

Las mejoras prácticas fueron menores de las esperadas, debido a las imperfecciones superficiales en el ala en servicio, pese a ello tiene genuinos beneficios en general.



El método principal para obtener la baja resistencia consiste en emplear “formas de espesor” similares a las mostradas en la fig. 9.3.

Como lo indica el diagrama de velocidad, a ángulo de ataque cero, el punto de máxima velocidad / mínima presión de estos perfiles está entre el 40 y el 50 % de la cuerda.

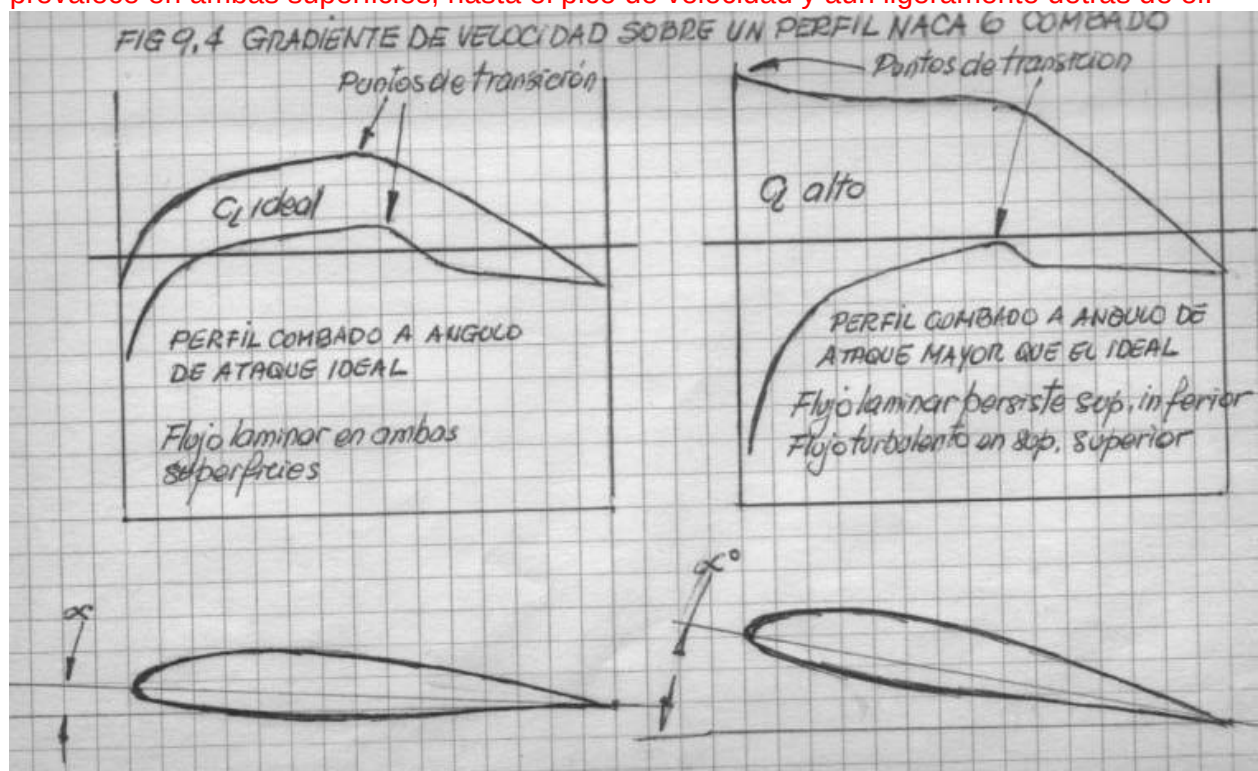
Otras formas de espesor fueron diseñadas con este punto mas atrás o mas adelante . el segundo dígito en la nomenclatura NACA, tal como 4 en 64618 indica la posición del punto de máxima velocidad. La capa límite, en un ala con estos perfiles convenientemente lisos, permanecerá laminar hasta mas allá del 40 % de la cuerda.

Como se indica en la fig. 9.3, a pequeños ángulos de ataque, la distribución de velocidades es favorable, en ambas superficies, para el flujo laminar hasta el 40 % de la cuerda, en el perfil de 9 % de espesor a un C_d de .06.

En el mas espeso 65 2015 el flujo laminar se mantiene en ambos lados hasta un C_L de 0.22. Esto es de gran importancia. Un perfil espeso, a alto ángulo de ataque puede mantener un porcentaje mayor de flujo laminar y por ende de menor resistencia que uno mas delgado. (Comparar también con el 65 3018) Esto se hace extensivo a perfiles combados con estas formas de espesor.

Si una de estas formas simétricas de la fig. 9.3 es combada alrededor de la línea principal NACA $a = 1$, las características de velocidad de flujo y por ende el flujo laminar no se alterará.

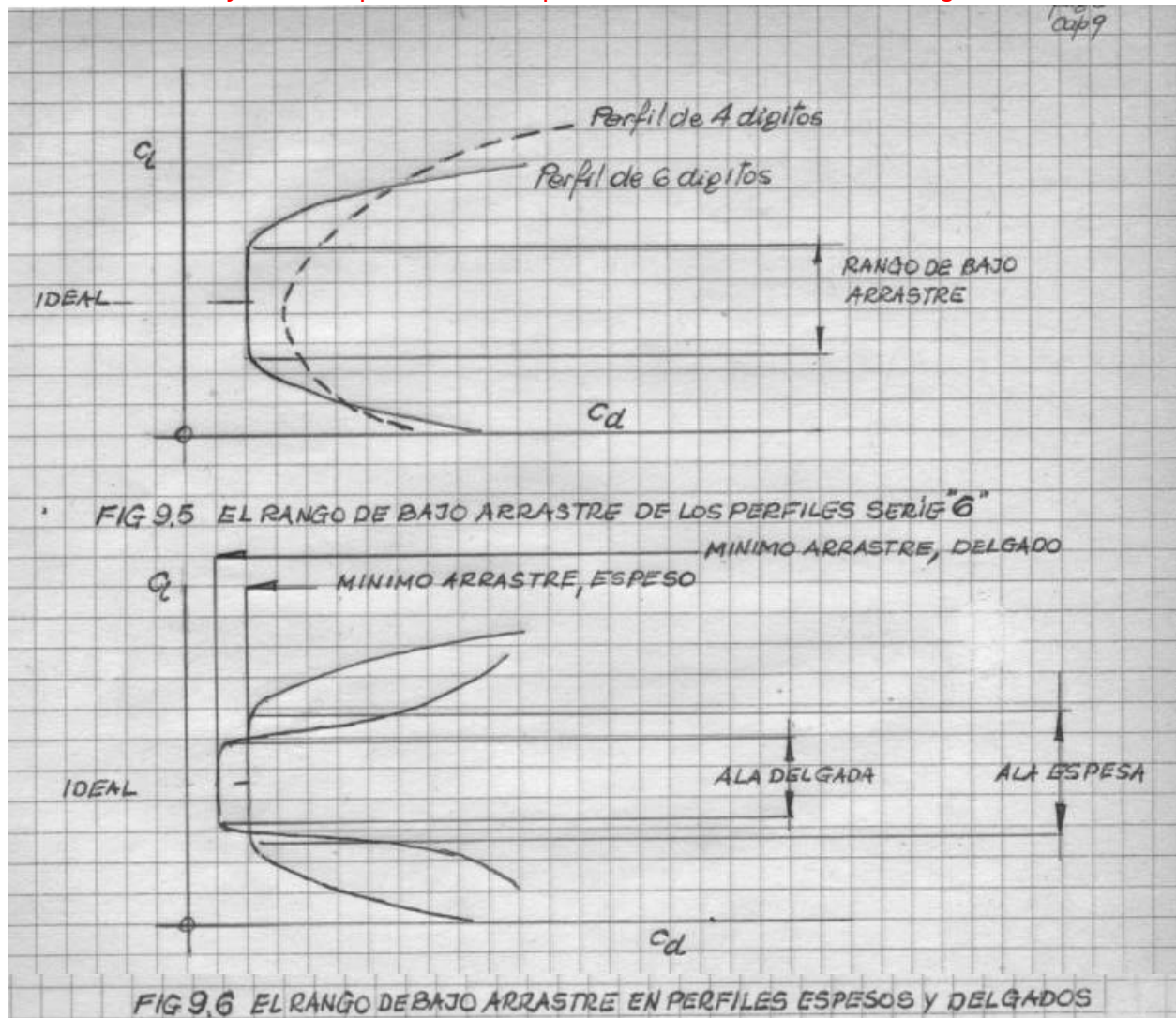
La fig. 9.4 muestra los resultados en forma gráfica. El valor de la comba es determinado por el C_L operacional deseado como se describe en el Cap. 7. A este valor, el flujo laminar prevalece en ambas superficies, hasta el pico de velocidad y aún ligeramente detrás de él.



A más alto ángulo de ataque , el gráfico de velocidad, se asemeja al de la fig. 9.4 b. La transición de la superficie superior ocurre mucho mas adelante. Puede aún ocurrir separación

de flujo más atrás pero esto no es muy importante si se entiende que el avión está diseñado para operar cerca del Q esperado.

El resultado en términos de resistencia al nivel de C_L de diseño del perfil, es un sustancial mejoramiento. En la fig. 9.5 se muestra una curva típica de resistencia de perfil con respecto al C_L para cualquiera de los perfiles de la serie NACA "6". Al C_L de diseño, la resistencia es muy inferior que la ofrecida por los diseños ortodoxos o antiguos.



A cada lado de este valor se muestra un rango amplio de baja resistencia (bucket) en el gráfico, de tal manera pequeños apartamientos operativos del C_L de diseño no causaran cambios en los valores de resistencia. A cada lado de este rango de real resistencia, en una u otra superficie, la distribución de la velocidad cambiará y la capa límite se volverá turbulenta, con su consiguiente pronunciado incremento de la resistencia.

En la designación NACA de estos perfiles, el tercer dígito, usualmente escrito como subíndice, tal como: NACA 64₁₈, indica el ancho de dicho rango; en este caso 0,3 hacia cada lado del valor ideal de diseño. Un perfil con el sufijo como el del ejemplo, diseñado para un Q 0,4, trabajará eficientemente a un Q de 0,1 a 0,7 como máximo.

Debe señalarse claramente que, coeficiente de resistencia constante, no debe entenderse como fuerza de resistencia constante, la alta velocidad asociada con un C_b bajo del ala, incrementa la fuerza de resistencia a un Q constante. (ver Cap. 2)

El cuarto dígito del número del perfil indica el coeficiente de sustentación (C_L) ideal de diseño en décimos y los dos últimos dígitos significan el espesor del perfil en porcentaje de la cuerda.

Debemos ahora notar que la velocidad puntual del flujo de los perfiles espesos de la fig. 9.3, favorece la preservación del flujo sobre un rango más grande de C_L , que en un perfil mas delgado.

El mínimo absoluto de resistencia de un perfil espeso, es algo superior al de uno delgado de la misma comba, pero el rango de mínima o constante resistencia del perfil espeso, es mas amplio.

Esto se indica en la fig. 9.6. Dado que un perfil espeso tiene un rango más amplio de velocidades y en el caso de un modelo de carrera, será menos afectado por pequeñas irregularidades en el vuelo y menos afectado a las caídas de velocidad en los virajes, que un modelo provisto de un ala delgada de mayor velocidad máxima en vuelo perfectamente recto y nivelado.

A medida que le Re se reduce, siempre que el flujo se mantenga supercritico (por ejemplo: readherencia después de la burbuja de separación), la tendencia natural a persistir del flujo laminar, se confirma.

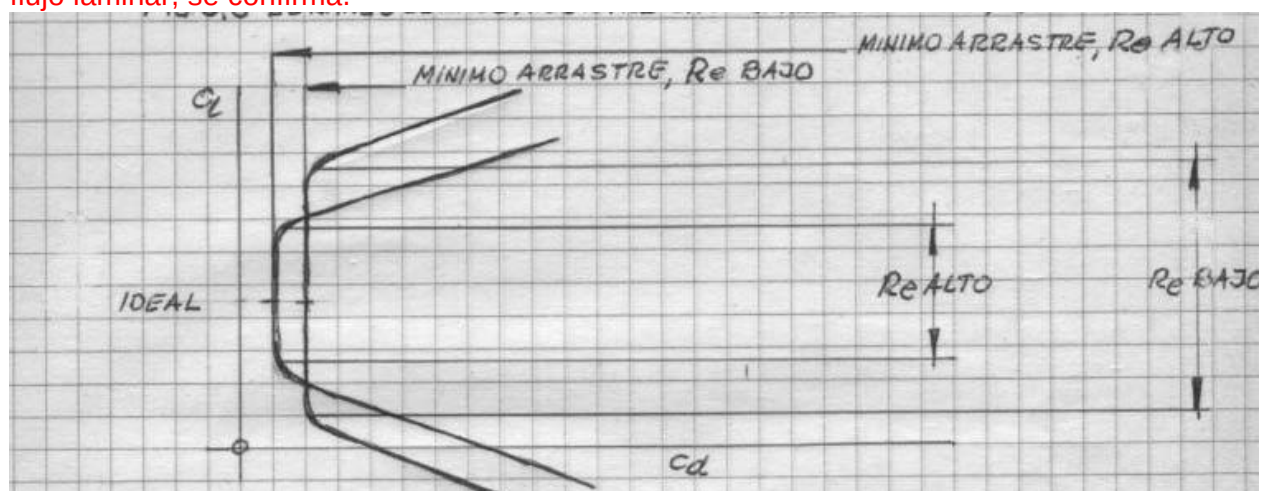


FIG 9.7 EL RANGO DE BAJO AARRASTRE A ALTO Y BAJO Re

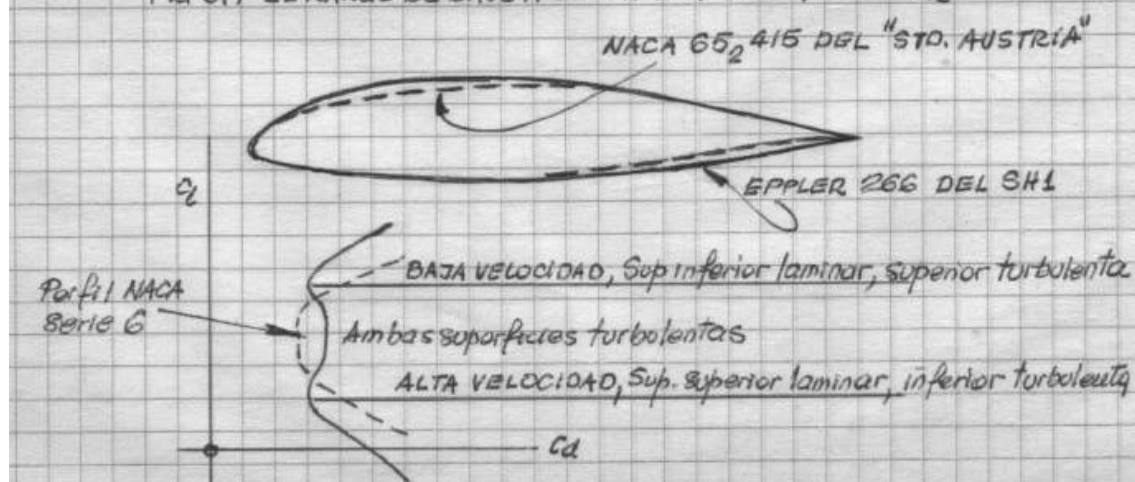


FIG 9.8 EL RANGO DE BAJO AARRASTRE DIVIDIDO DE LOS PRIMEROS PERFILES DE EPPLER

El punto de mínima resistencia de los perfiles de flujo laminar es ligeramente más alto. (esto se debe a que la viscosidad relativa del aire a bajas velocidades es grande, comparada con el factor de densidad a velocidad / cuerda), pero, la capa límite, aún detrás del punto de máxima velocidad, se mantiene laminar en una gran distancia y esto produce el efecto de ensanchar ligeramente el rango de igual resistencia. El resultado se puede observar diagramáticamente en la fig. 9.7.

Todas estas buenas características de la serie NACA 6 fueron reconocidas en 1950 por los diseñadores de planeadores reales.

La amplitud del rango de igual resistencia (low drag bucket) de los perfiles espesos al Re de los planeadores, llevó a la adopción de perfiles como el NACA 63-3618 y 63-3621 los exitosos tipos como el K6 y la serie Skylark respectivamente.

La performance, especialmente a altas velocidades, fueron muy superiores con respecto a sus predecesores como el Olympia y el Weine que poseen un ala delgada (Göttingen 594) pero con flujo turbulento.

Sin embargo pese a que los nuevos perfiles fueron combados para un C_L de 0,6 y trabajan eficientemente aún a valores ligeramente superiores a 0,9 (debido al ancho rango antes explicado) tienen problemas remanentes a elevados C_L .

Combando mas el perfil se facilitará la separación del flujo en el extremo lento del rango de igual resistencia y se tendería a arruinar la performance a alta velocidad debajo del $C_{L,3}$.

Es muy poco conocido el comportamiento de estos perfiles a Re debajo de 700.000 debido a que las pruebas sistemáticas en túnel de viento no se han realizado por debajo de estos valores.

Sin embargo han sido utilizados con éxito en aviones lentos impulsados por energía humana y algunos de los mas exitosos planeadores con piloto suspendido. (alas delta)

Por lo tanto deberían trabajar muy bien en modelos rápidos, suponiendo una correcta elección del valor de la comba.

La tentación de usar perfiles muy delgados para velocidad, debe ser fuertemente resistida. En modelos de carrera entre pilones, un perfil relativamente espeso es menos sensible a errores y volará mucho mas "económicamente" en virajes cerrados sin el peligro de bruscos incrementos de resistencia.

Para modelos en escala de planeadores, los típicos NACA 6 de gran espesor usados en los prototipos, pueden causar serias dificultades. Tales perfiles tienen aún un Re crítico debajo del cual el flujo se separa y no se readhiere. Aún en el caso de que el modelo tuviese una cuerda grande, el perfil, para obtener una forma de espesor de flujo laminar, requerirá siempre un adelgazamiento. Por supuesto, los planeadores reales tienen un muy alto alargamiento y esto empeora las cosas al reducir mucho la cuerda al aplicarla en escala en un modelo con la consiguiente cuerda muy pequeña.

Los perfiles muy espesos de estos planeadores, tales como el Skylark 2,3 y 4 no son utilizables en modelos en escala. Su ancho rango de igual resistencia no podrá ser utilizado.

Planeadores de diseño mas antiguo, pre-laminares, son más útiles como prototipos para modelar en escala, más teniendo en cuenta que utilizaban perfiles delgados, turbulentos y cuerdas mas anchas.

Sin embargo, aún estos planeadores utilizan perfiles con radio de borde de ataque relativamente grande y por consiguiente un elevado Re crítico.-

Por estas razones, un modelo en escala de un planeador debe ser tan grande como sea posible. Cuanto más pequeño, menos eficiente será.

Argumentos iguales se aplican por supuesto a todas las categorías de modelos en escala, aunque en los aviones a motor reales el rango de velocidades de igual resistencia es menos importante, siendo en muchos casos sus perfiles tan delgados como es necesario para rendir a una velocidad dada. Por esta razón, el perfil en escala tiende a tener un Re crítico menor, y por consiguiente más utilizable en un modelo en escala.

También, como en muchos aviones reales, estas alas tienen irregularidades cerca del borde de ataque, lo que puede facilitar la turbulación de la capa límite

Esto es especialmente aplicable a los modelos pequeños en escala llamados "Peanuts". Muchos de los mejores prototipos para estos modelos, son los primeros aeroplanos, que tenían alas muy delgadas que se asemejan a las placas combadas que hemos visto en el Capítulo previo.

LOS PERFILES EPPLER Y WORTMANN PARA PLANEADORES

En el diseño de perfiles, el próximo paso hacia adelante fue dado por R. Eppler y F. X. Wortmann, trabajando en forma independiente en Alemania durante los años 50 y 60.

Los perfiles Eppler para planeadores reales no deben ser confundidos con los más recientes del mismo autor, producidos especialmente para aeromodelos. Estos últimos han sido diseñados sobre principios muy diferentes y pueden ser distinguidos por su aparente más compleja designación, tal como EA 8 (-1) 1206. (Este es entre otros uno de sus perfiles experimentales especiales para modelos y fue probado en túnel por Kraemer. Sus resultados se ofrecen en el Apéndice 2 y su número Göttingen es 804).

En planeadores reales, los primeros perfiles Eppler son raramente empleados, aunque en su momento significaron un distingo en el aprovechamiento, en lo que a rango de velocidad concierne, sobre los perfiles NACA de la Serie 6.

Eppler argüía que los planeadores nunca operaban a un valor ideal de C_L de diseño, pero si siempre operan al valor en térmica, a mínima velocidad de descenso que corresponde a un alto C_L ; o penetrando a bajo C_L (ver Fig. 4.3).

En vez de tratar de ampliar el rango de baja resistencia que hace NACA, el diseñó perfiles que dividen en dos dicho rango, tal como puede verse en la fig. 9.8.

El primer planeador de fibra de vidrio, el exitoso Phoenix, tiene un perfil de este tipo, así como la serie siguiente de lo Phoebus.

El Standard Austria original (de madera), diseñado con el NACA 65 -2415, resultó muy mejorado cuando fue rediseñada el ala con un perfil Eppler para obtener el SH 1, aun a pesar de que el perfil era ligeramente más espeso.

Eppler obtuvo estos resultados al diseñar para flujo laminar sobre una superficie del ala a un elevado ángulo de ataque, y la otra superficie, laminar a bajo ángulo de ataque.

Entre ellas, las dos superficies son turbulentas, pero el sostenía que esto importaba poco.

Mediciones en vuelo realizadas en el Phoenix, confirmaron estas expectativas teóricas. Es sin embargo muy dudoso que estos perfiles tengan aplicación en aeromodelos y por lo tanto no los discutiremos de aquí en adelante.

El trabajo de F.X. WORTMANN, siguió una línea diferente. En planeadores avanzados reales, sus perfiles son los únicos actualmente utilizados. En el campeonato Mundial de 1974 todos los planeadores que intervinieron, tenían un perfil de su diseño. Existen muchas razones para pensar que versiones delgadas de sus perfiles y formas de espesor puedan trabajar muy bien en modelos de planeador grandes.

Algunos de los perfiles menos combados de Wortmann pueden resultar superiores a los NACA 6 para modelos de carrera a motor.

Los resultados en el túnel de viento del F X 38-153 son muy prometedores. Para planeadores, Wortmann se concentró en ensanchar el rango de igual resistencia (low drag bucket) utilizando técnicas de computación electrónica para obtener los gradientes adecuados de las curvas de distribución de velocidad.

La distribución de velocidades de los perfiles NACA (fig. 9.3) exhiben una aguda deflexión de la curva en el punto de máxima velocidad / mínima presión. Esto se observa en la gráfica como una línea recta descendente que parte bruscamente del punto citado.

La velocidad de la corriente después de un repentino ímpetu de desaceleración, desacelera de una manera uniforme durante todo el resto del recorrido.

A bajo Re la burbuja de separación, en estos perfiles se forma inmediatamente después del punto de mínima presión. Después de la readherencia la capa límite turbulenta pierde uniformemente su momento y aunque no se separe inmediatamente, a medida que se vuelve mas y mas lenta, va perdiendo su facultad de mantenerse adherida al ala y algo de separación se facilita antes de que el borde de fuga sea alcanzado.

Esta separación condiciona el límite absoluto del "low drag bucket".

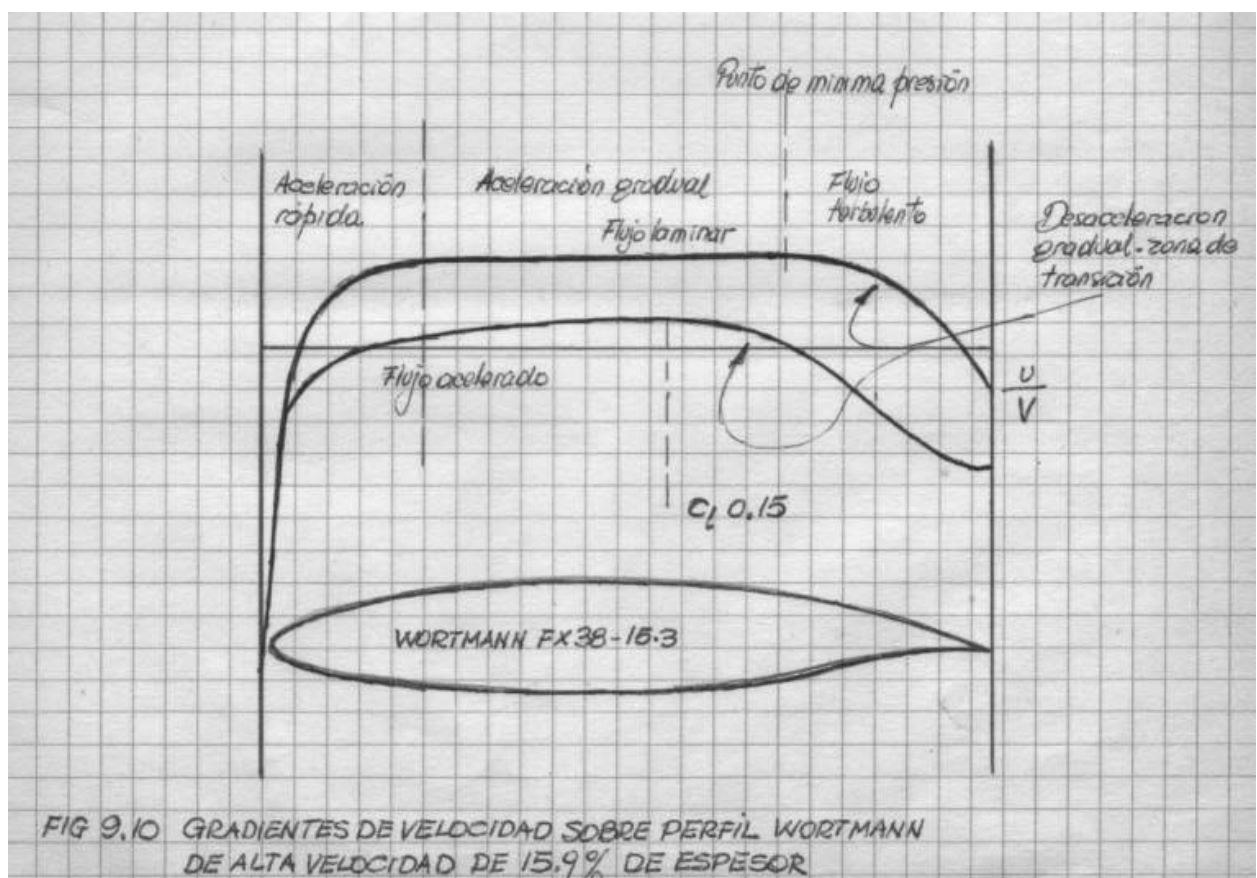
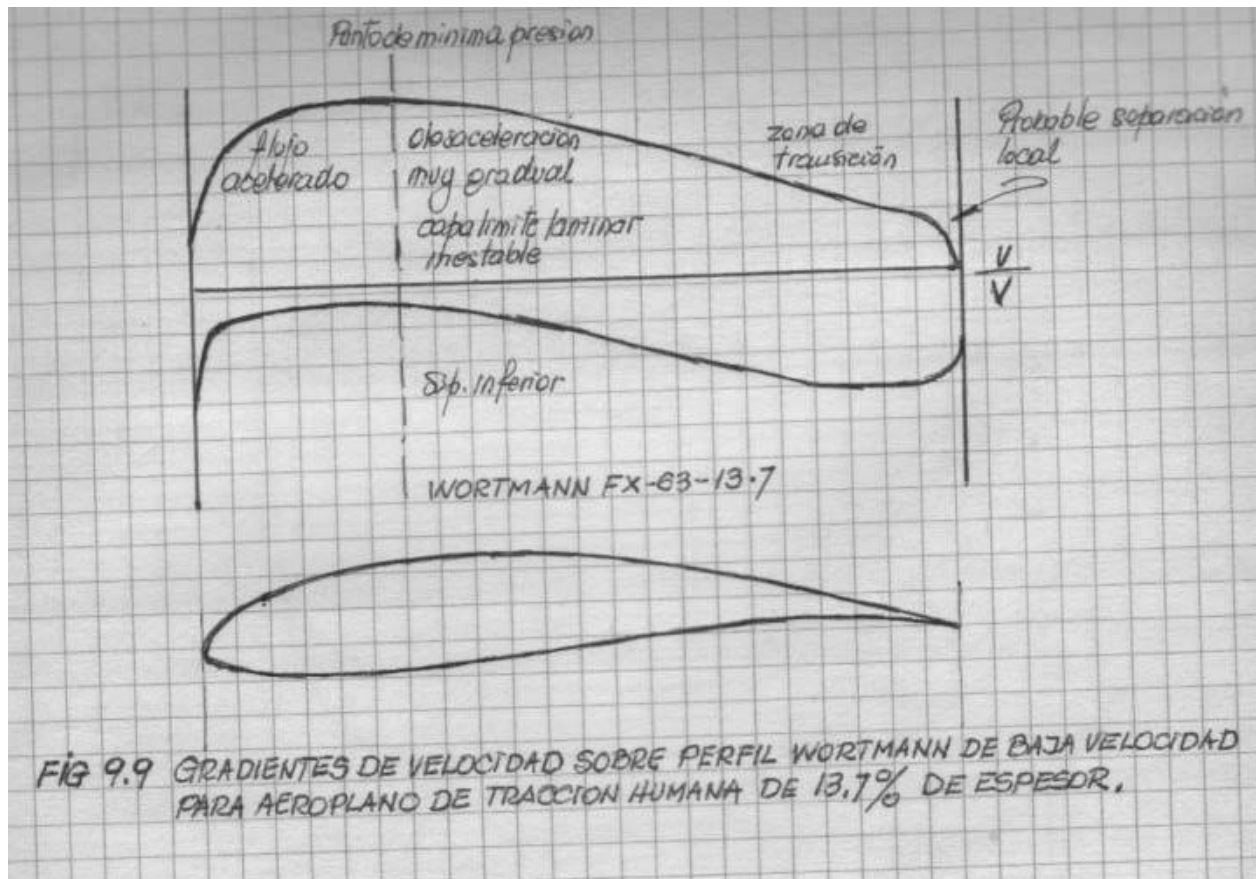
Wortmann pensó que a bajo Re , para aprovechar la ventaja de la tendencia natural del flujo a fluir laminarmente, la quebradura de la curva NACA debía ser suavizada ,

La capa límite entonces debería ser capaz de persistir más allá del punto de mínima presión y si la desaceleración del flujo fuera grande sobre esta porción del ala, puede ser capaz de continuar tanto como hasta el 70 % del total de la cuerda.

Sin embargo, la transición con su burbuja de separación eventualmente se producirá y aquí fue necesaria la adopción de un nuevo principio. Después de la transición, la capa límite tiene suficiente momento (suponiendo que no se ha separado completamente) y puede permanecer adherida, aun contra un ángulo gradiente de presión.

A medida que se acerca al borde de fuga, la energía obtenible es menor, así que será necesario requerirle que luche contra un gradiente menos severo. El resultado de este razonamiento de Wortmann, en términos de perfiles de velocidad graduada, se muestra la fig. 9.9 para un avión impulsado por energía humana y en 9.10 para aplicaciones de alta velocidad.

Los perfiles diseñados bajo estos principios han sido extensamente probados en túnel de viento en Stuttgart y también en vuelo, donde las expectativas fueron confirmadas.



El rango de bajo arrastre (low drag bucket) ya no es mas plano, esto produce un ligero momento de resistencia cuando el coeficiente de sustentación se eleva por encima del valor de

diseño, pero el ancho total del bucket es considerablemente mayor que en los perfiles NACA equivalentes. La performance a altos Q es superior.

Coordenadas de los tipos delgados de perfiles Wortmann son dados en el Apéndice 3.

Los perfiles espesos son posiblemente de muy escasa aplicación en aeromodelos.

El FX 63-137 ha sido probado a Re 280.000 dado que fue diseñado especialmente para un aparato real de gran tamaño impulsado por energía humana.

Debería resultar muy conveniente para grandes modelos de planeador, a pesar de su comba superior a la deseada para penetración.

Se ofrecen también un cierto número de perfiles para flaps. Estos perfiles brindan buenos resultados, únicamente si el flap tiene el tamaño indicado, que se especifica y si es correctamente aplicado para cada velocidad de vuelo. Si esto no se respeta, el perfil resultará menos eficiente que uno sin flaps. Sin embargo, con flaps correctamente usados y uniones bien selladas, se puede lograr una considerable extensión del rango de baja resistencia.

Los perfiles Wortmann son mutuamente compatibles entre si para el uso de alas trapeciales. En particular el FX 60-126 fue pensado para usarse en puntas de ala.

Este perfil tiene una pérdida tardía y puede ser empleado sin “wash out” o con uno menor al requerido al usar otros perfiles.

Unos pocos modelos de planeador de tamaño grande, han sido construidos con estos perfiles y volados exitosamente.

A número de Reynolds bajos como 100 ó 200 mil, el comportamiento de los perfiles no han sido aún investigados.

PERFILES EPPLER PARA AEROMODELOS

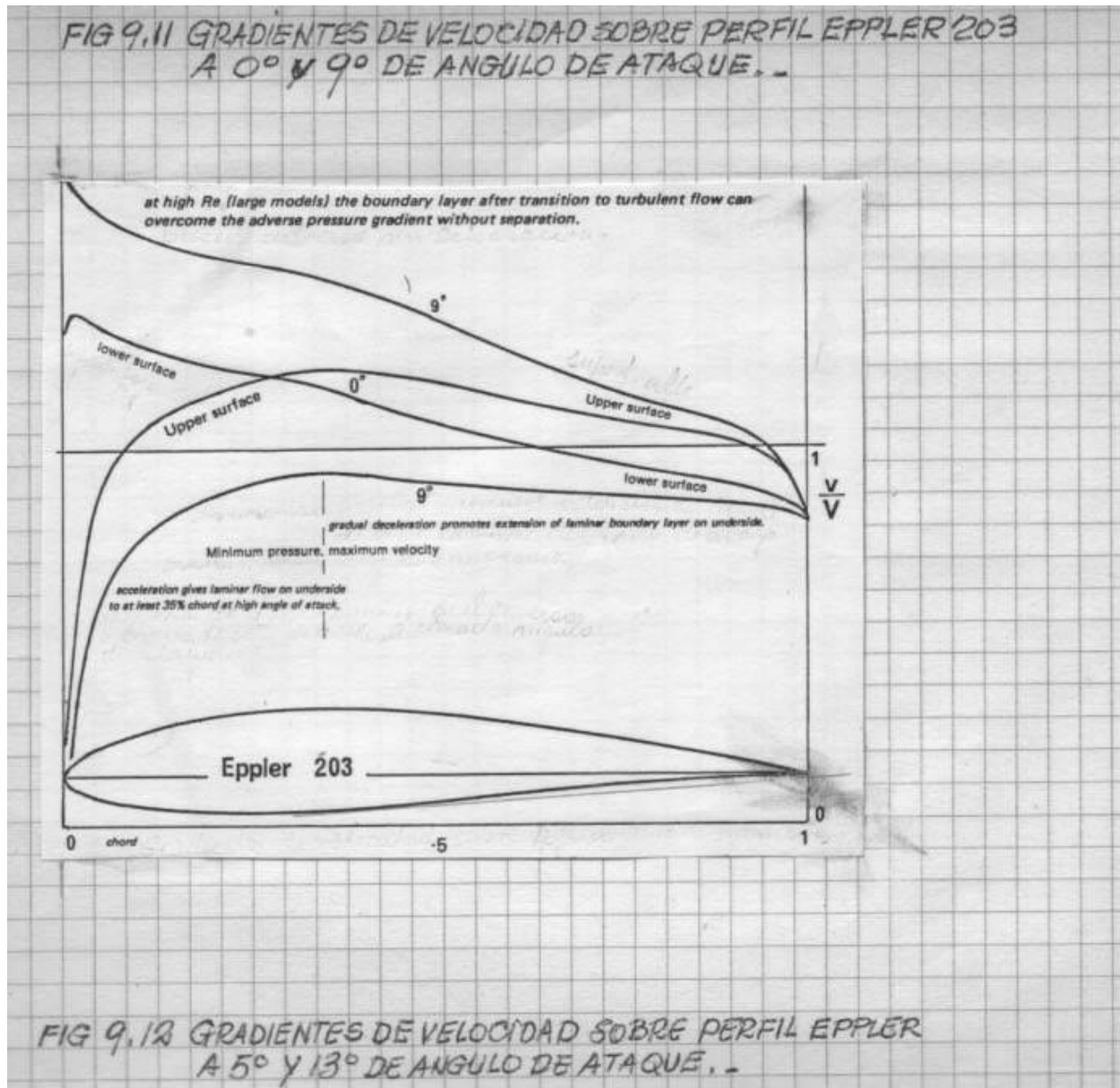
Los perfiles diseñados por Eppler específicamente para aeromodelos han adquirido una cierta popularidad. Ellos se extienden desde perfiles delgados altamente combados para modelos livianos de vuelo libre, hasta perfiles mas espesos y menos combados para grandes planeadores.

Por extensión de sus primarias concepciones, Eppler diseñó estos perfiles de tal manera que el gradiente de velocidad del flujo favorezca el flujo laminar todo lo posible en por lo menos una de las superficies; la superficie superior a bajos ángulos de ataque y la superficie inferior a elevados ángulos de ataque.

Sin embargo, a ciertos ángulos intermedios, en lugar de ser ambas superficies turbulentas como sucede en los planeadores reales de la figura 9.7, existe una gama de ángulos sobre la cual el flujo se mantiene por cierta extensión en ambas superficies

Una transición segura tiene lugar detrás del punto de mínima presión

Ejemplos, en términos de distribución de velocidad, se muestran en la fig. 9.11 a 9.13. A 9° de ángulo de ataque el perfil E 203 tiene una capa límite acelerada en la superficie inferior hasta alrededor del 35 % de la cuerda (La velocidad del flujo debe permanecer menor que la del flujo principal, para producir presión positiva) Después del punto de máxima velocidad, La desaceleración, así que existe toda la chance necesaria para que la capa límite permanezca laminar por cierta distancia, y luego se torne turbulenta.



En la superficie superior, la velocidad máxima se encuentra muy cerca del borde de ataque y puede esperarse entonces que la capa límite se torne turbulenta, en algún punto detrás del punto de mínima presión

Este perfil está diseñado para modelos grandes y ellos no tienen peligro de pérdida prematura

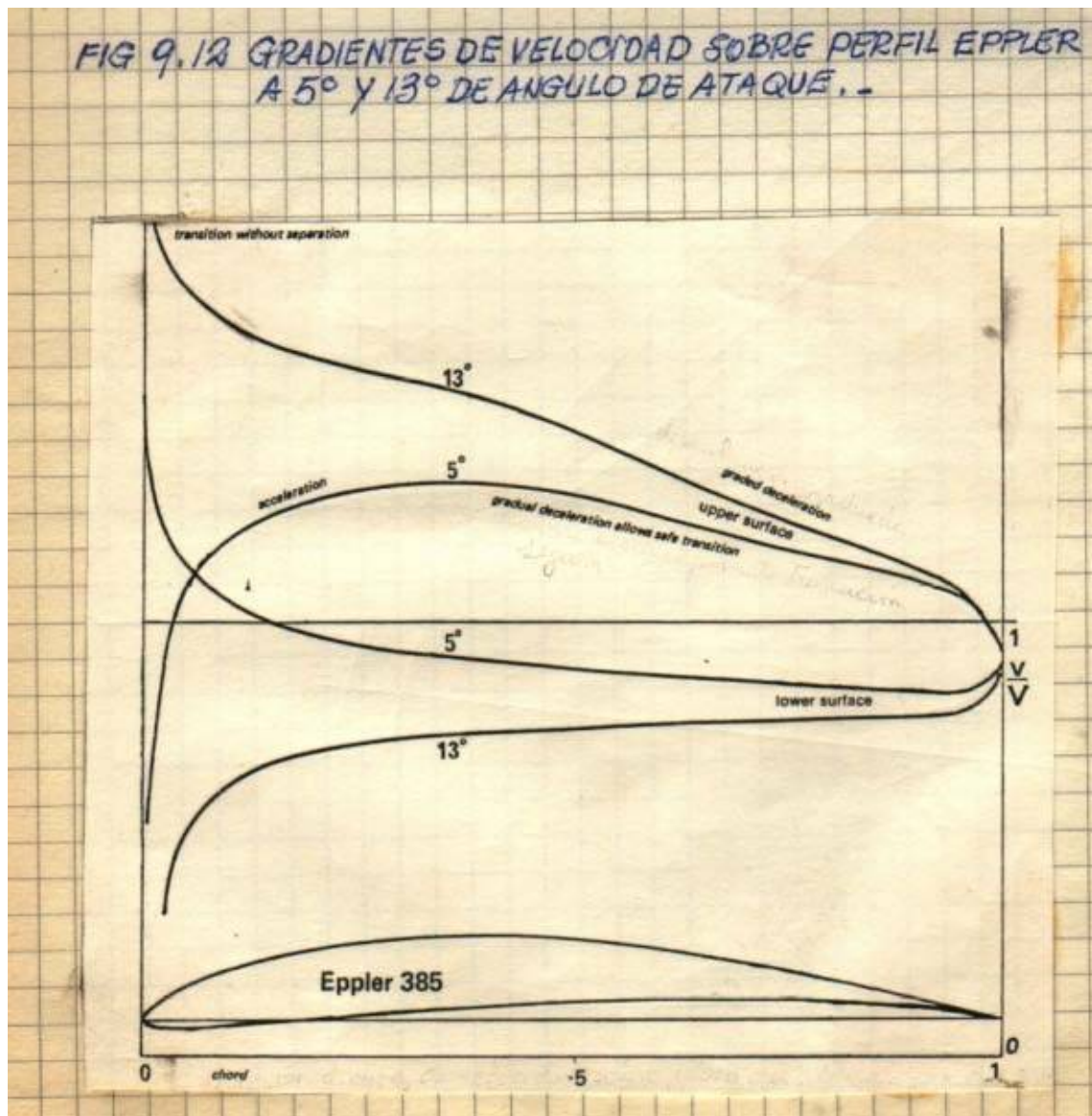
Después de la burbuja de separación, la capa límite se reabre, se sobrepone al gradiente de presión adversa y se mantiene adherido.

A ángulo de ataque cero (0), cerca del ángulo de cero sustentación en este perfil, la superficie superior tiene flujo laminar, mientras la superficie inferior ahora tiene un temprano pico de presión y desaceleración después.

A ángulos intermedios, el perfil tiene un extensivo flujo laminar en ambas superficies y entonces es obtenido el punto de mínima resistencia.

Este es un perfil de relativa alta velocidad. Un juego similar de curvas para un perfil de baja velocidad, el E 385 puede observarse en la Fig. 9.12.

Para muy baja velocidad, fueron diseñados los delgados perfiles E 58 y E 59.



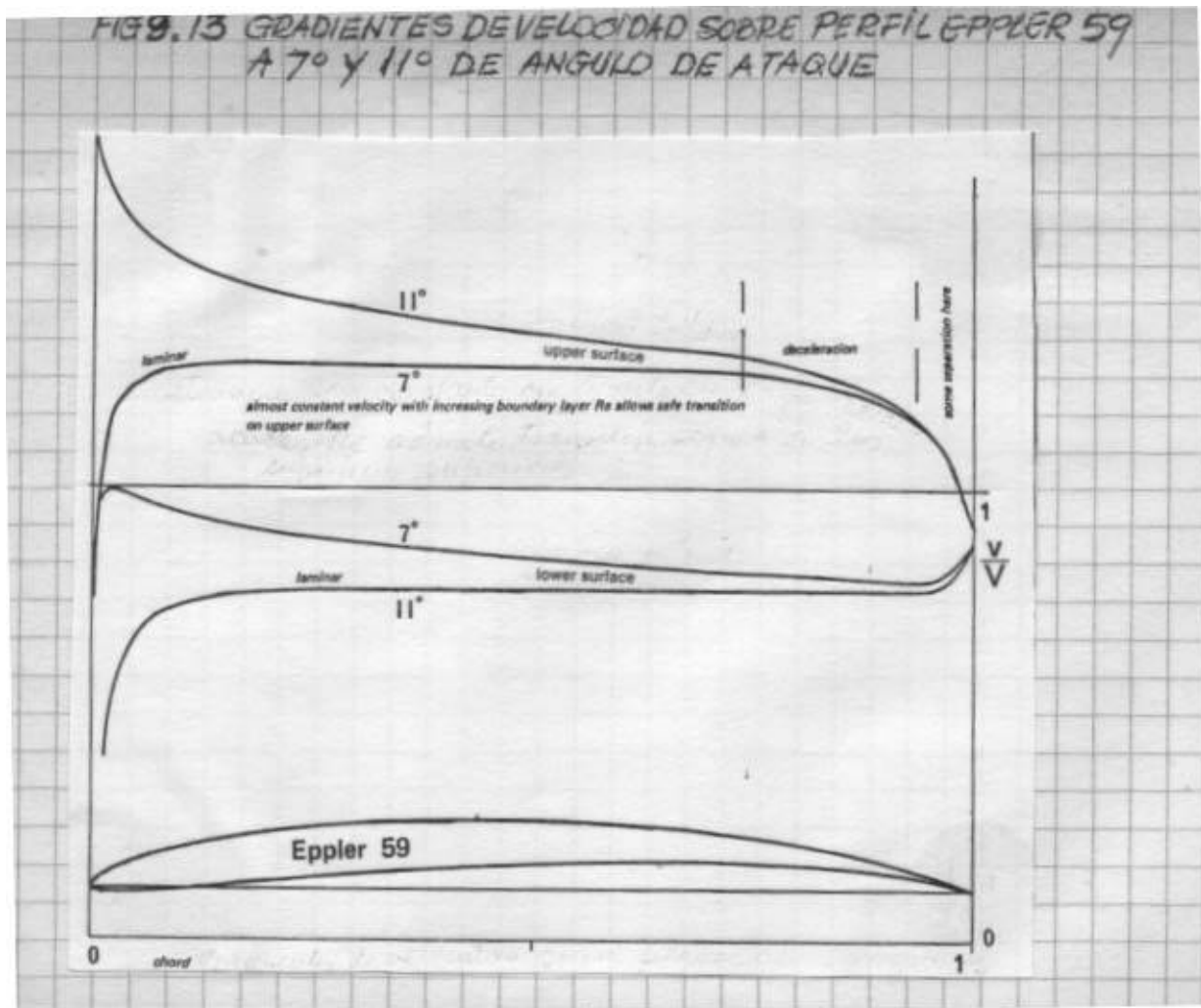
La tendencia a la separación del flujo a bajo Re es mucho mayor, tal como hemos enfatizado en el Cap. 8 y Eppler que esto sucede aun en estos muy delgados perfiles debido a la brusca declinación de la velocidad del flujo cerca del borde de ataque en la superficie superior. Ver Fig. 9.13

Sin embargo al ángulo de ataque de diseño, la velocidad y el gradiente de presión en la superficie superior, se mantiene constante sobre una gran parte de la cuerda.

Esto permite a la capa límite continuar laminar lo mas posible y realizar una segura transición a flujo turbulento cerca, o inmediatamente después que la desaceleración comienza. Aunque, como en todos los perfiles delgados y muy combados, tales alas serán críticas al ajuste, requiriendo estabilizadores relativamente mas grandes, la ganancia en el comportamiento debe estimarse como muy valiosa.

Por supuesto todo esto sujeto a las limitaciones propias que estos modelos de baja velocidad, donde la resistencia de perfil es menos significativa que la resistencia inducida, que a su vez es función casi directa de la relación de alargamiento.

Contrariamente a los perfiles de flujo turbulento que vimos en el Cap. Anterior, estos perfiles requieren una construcción sin ondulaciones ni imperfecciones en el borde de ataque.



Enchapados y aún construcción sólida en la primera mitad de la cuerda se vuelven entonces mandatorio.

Polares de resistencia teóricas de varios perfiles Eppler se pueden observar en las Fig. 9.14 y 9.15

El resultado de túnel de viento del Wortmann FX 63.13.7 se incluye al solo efecto comparativo.

TURBULADORES SOBRE PERFILES DE FLUJO LAMINAR

Existen evidencias que permiten suponer que la performance de los perfiles de flujo laminar, puede incrementarse mediante el uso adecuado y cuidadoso de "tiras turbuladoras".

Ha sido determinado anteriormente, que cuando una capa límite laminar, encuentra un gradiente adverso de presión, puede ocurrir separación.

Si en un perfil de flujo laminar, tal como uno de los diseñados por Eppler y Wortmann ocurre una separación detrás del punto de mínima presión, mediante la colaboración de una tira turbuladora justo delante del punto de peligro, la capa límite puede forzarse a turbulenta un instante antes. Cuando el Punto crítico llega, se puede así obtener una propensión a que las partes internas de la capa se superpongan al gradiente adverso.

En la Fig. 9.16 se puede observar el resultado obtenido por Sawyer sobre una paleta de turbina. Aunque estas pruebas fueron hechas a $Re\ 570.000$, mas alto que en la mayoría de los

modelos excepto en los mas grandes y veloces, están indicando un camino muy seguro para la experimentación. El ángulo de ataque de estas paletas era muy alto (14°). Cierta grado de separación se hace inevitable a estos valores cercanos a la pérdida.

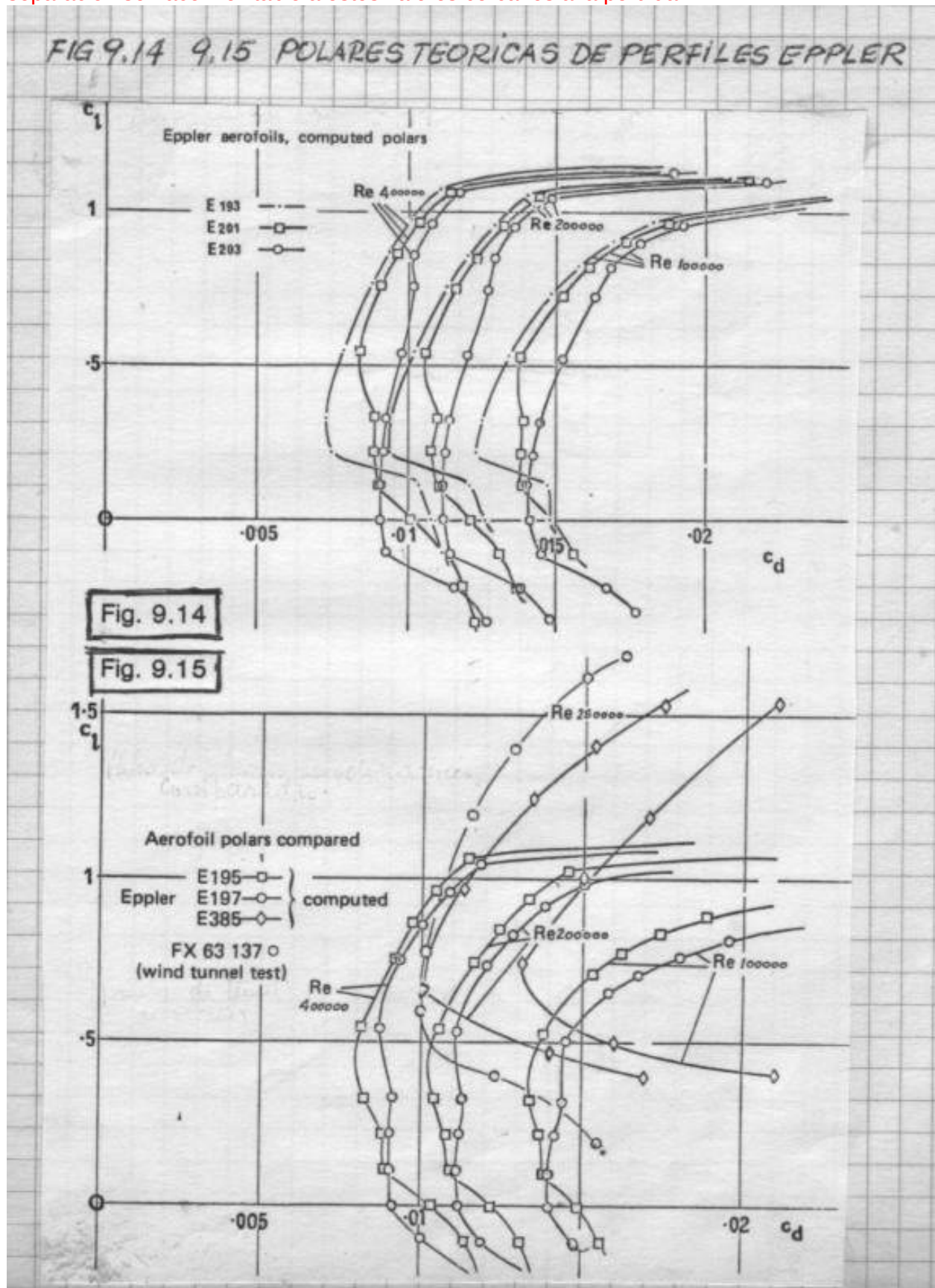
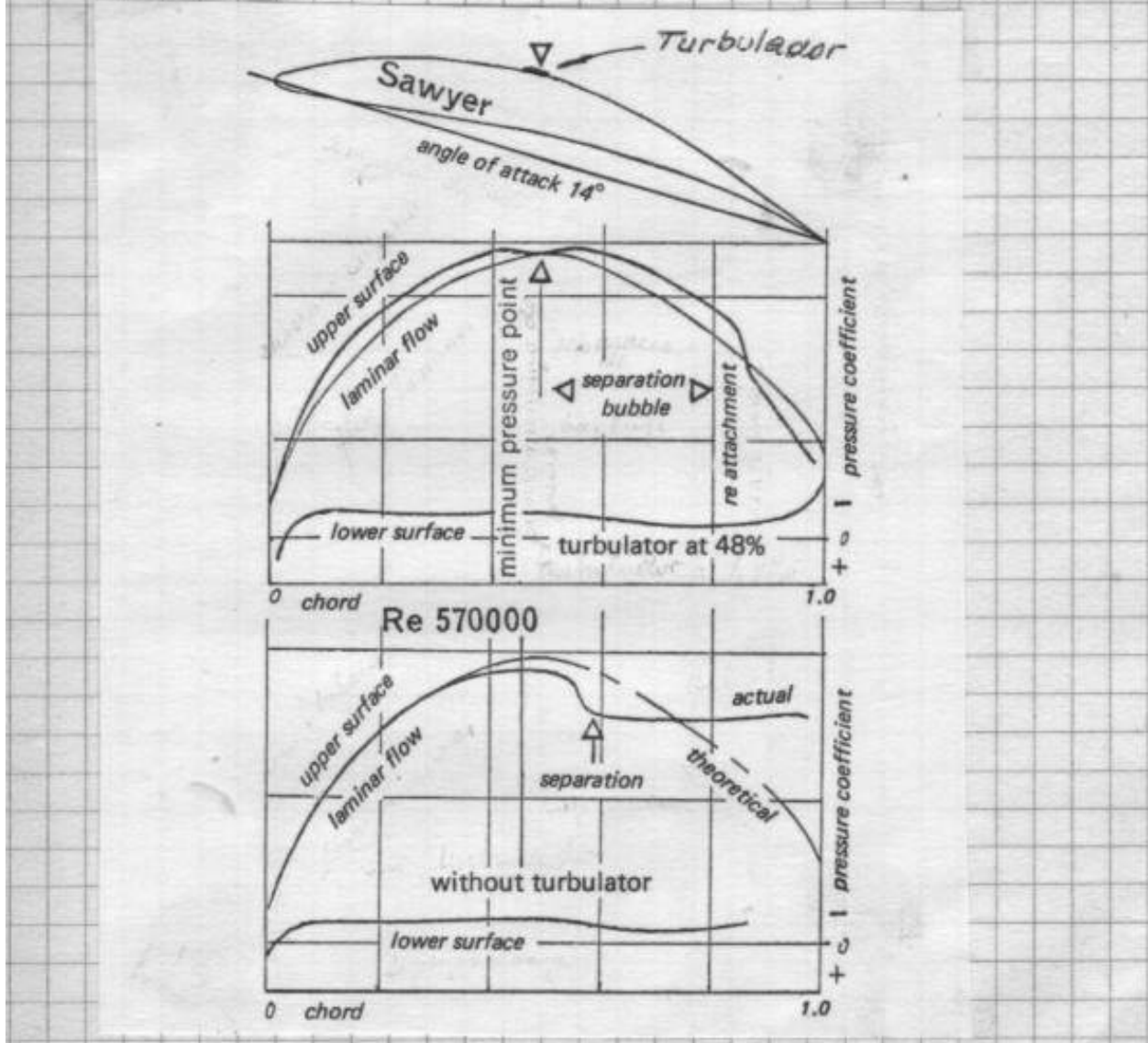


FIG 9.16 EFECTO DEL TURBULADOR EN UNA PALA DE TURBINA



En este caso la separación ocurrió sobre la superficie superior, muy poco después del punto de mínima presión que estaba al 50%. Esto se observa en el diagrama con brusca caída de velocidad o aumento de presión y el segmento plano posterior.

Toda la parte posterior detrás de este efecto está completamente en pérdida.

Mediante la colocación de una delgada tira turbuladora justo delante del 50 %, una burbuja pequeña de separación se forma. El flujo se readhiere y luego se mantiene turbulento como capa límite hasta aproximadamente el 80 % de la cuerda; en realidad se forma una burbuja larga y chata que se extiende sobre el 30 % del valor de la cuerda. Después de la readherencia, la presión retorna a valores normales y el perfil se torna eficiente.

Compare estos resultados con los obtenidos por Pfenninger en un perfil muy delgado como se observa en el Apéndice 2 a un Re inferior a 100.000.

Por lo tanto, modelos que utilicen perfiles de flujo laminar, pueden ser experimentados con tiras turbuladoras cerca del punto de mínima presión, el cual por razones prácticas puede suponerse que se encuentra cerca del máximo espesor.

Alternativamente puede suponerse que mientras la exactitud del perfil es muy importante en la parte delantera, la pequeña irregularidad causada por el comienzo de la zona entelada, detrás del larguero actuará como turbulador.

La construcción "natural" entonces para un ala de flujo laminar sería con enchapado en la parte frontal y entelado en la parte trasera.

Como es usual, el método de aproximación experimental sobre un modelo dado será el mejor. Ninguna regla general puede enunciarse sin contar con ensayos extensivos realizados en túnel de aire.

El objetivo es retener el flujo laminar lo más posible y evitar la separación detrás del punto de mínima presión. Si esto se obtiene, estos nuevos perfiles deberán compararse de manera superior.

A manera de final, una nota de precaución para todo este capítulo: Debe enfatizarse que Re por debajo de 500.000, el flujo de la capa límite, y las burbujas de separación son muy complicadas y, hasta el momento de escribir esto, los análisis teóricos y matemáticos no han sido capaces de manejar estos adecuadamente.

Los perfiles Eppler son un primer paso importante hacia soluciones prácticas, pero están basados en teorías en cierto modo no probadas fehacientemente.

F. X. Wortmann en una comunicación a M. Simons establece que la atención en la Universidad de Stuttgart, está siendo dirigida a una seria investigación en perfiles de bajo Re y es de esperar que futuros progresos han de ser el resultado.

Los aeromodelistas serios deberían realizar esfuerzos para mantenerse al tanto de los resultados que van obteniendo las Universidades y los institutos conductores de la investigación.

En los últimos años la NASA también ha iniciado un programa de investigación sobre perfiles de muy alto Cl a velocidades muy bajas; han sido desarrollados por investigadores del nivel de Wortmann en Alemania y Liebeck en USA. Resultados prácticos sobre modelos con dichos perfiles deben resultar sumamente interesantes.

Véase por ejemplo los siguientes artículos dados a conocer por el American Institute of Aeronautic and Astronautic (AIAA), paper N° 74-1017 en el "Design for Aerofoils for Low Reynolds Number", por S.J. Miley, publicado en Septiembre de 1974, y el AIAA Paper N° 74-1018, "The Quest for High Lift" por F.X. Wortmann, Septiembre 1974, y AIAA Journal of Aircraft, Vol 10, Octubre 1973, pp 610 – 617, R.H. Liebek, "A Class of Aerofoils Designed for High Lift" pag.17 cap 9

CAPITULO. 10

RESISTENCIA PARASITA

La resistencia parásita es el principal problema que debe resolver el diseñador de modelos de alta velocidad y planeadores de “penetración”.

Esta resistencia es mucho menos importante para modelos de duración de vuelo libre.

La vieja controversia de los días de Wakefield de 8 onzas sin limitaciones de peso en goma, entre los partidarios de los modelos “aerodinámicos” y los del “tipo cajón”, estaba parcialmente basada en falta de conocimiento de esta importancia relativa.

Un fuselaje carenado o “aerodinámico” ganaba muy poco en planeo y muy poco más en la trepada. Construir un fuselaje carenado era más pesado y este peso debía reducirse en goma o penalizar la carga alar.

Virtualmente lo mismo es aplicable a los actuales Wakefield con peso de goma limitado, excepto que el peso destinado al modelo permite más refinamientos constructivos.

Los modelos a motor de competencia con aerodinámica refinada en su resistencia, ganarán durante la veloz trepada con incidencia variable y no resultaran por ello menos eficaces en planeo.

Es muy difícil que exista un modelo que no se beneficie en cierta medida por la atención prestada a la reducción de la resistencia parásita

Es muy fácil recomendar lisas y pulidas superficies sellando todas las uniones, carenado de todas las protuberancias, como palancas de comando, extremos de pasadores, bandas de goma, montantes y trenes de aterrizaje.

Los principios generales están claros, pero a menudo resulta mucho menos fácil cumplimentarlos desde el punto de vista de ingeniería.

Cualquier parte de un modelo que no contribuya directamente a la sustentación o que no sea absolutamente esencial para la estabilidad o el control, debe ser bien carenado o mejor aún escondido dentro de la estructura.

Cuando algunos componentes tales como el fuselaje, las ruedas o el motor, simplemente deben existir, ellos deberán ser de forma refinada, lisos y pulidos.

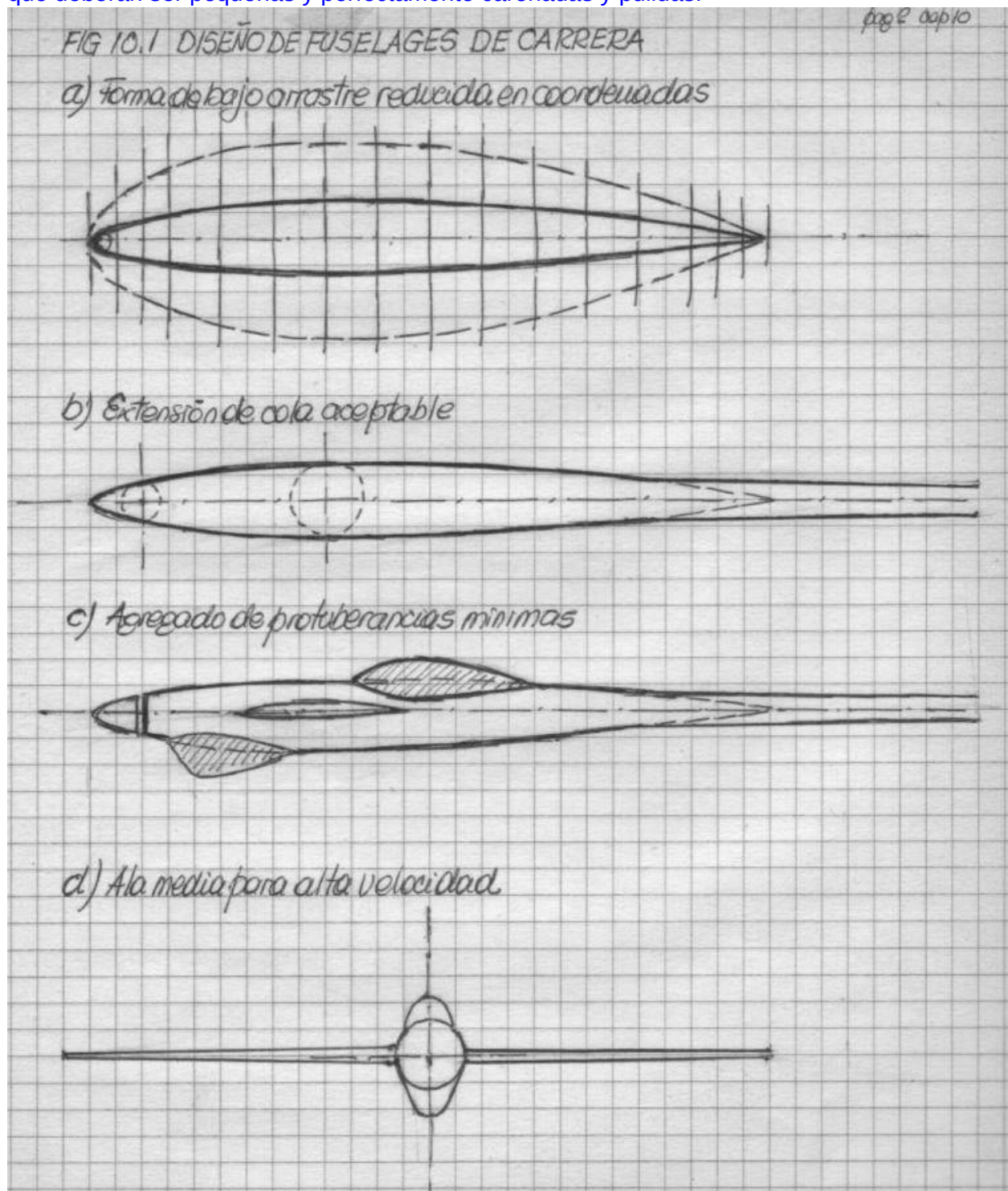
En los modelos a motor, a causa de la perturbación causada por la hélice, el flujo sobre el fuselaje es turbulento. Poco es lo que se ganará con un diseño de fuselaje para flujo laminar, aunque esto no quiere decir que deberá ser tosco.

Dependiendo de el largo y de la sección maestra (que siempre deberá ser lo más pequeña posible, compatible con una buena forma), los cuerpos de baja resistencia obtenidos de coordenadas, deberán ser adecuados en su porcentaje de espesor para adecuarse tanto a la planta como al perfil del fuselaje que se requiere.

Es bastante difícil respetar la forma perfecta, pero ésta deberá considerarse como la ideal y deberíamos apartarnos de ella tan poco como sea posible.

Una de las alteraciones mas comunes es la prolongación del extremo trasero como se muestra en la fig. 10.1 b para facilitar la construcción sin penalizar mucho la forma.

Protuberancias tales como las cabinas son poco recomendables aerodinámicamente, por lo que deberán ser pequeñas y perfectamente carenadas y pulidas.



Cuando son necesarias protuberancias tales como el escape silenciador, este, no solamente deberá ser bien formado sino orientado con respecto al flujo dominante.

En modelos de duración a hélice, ésta debería ser plegable o en bandera.

Las ruedas, cuando no son retráctiles, deben ser lo mas delgadas posibles y encerradas en carenados bien fijados, con patas carenadas también. En algunos modelos de carrera, las ruedas están dispuestas en tandem, una detrás de otra lo cual es aerodinámicamente bueno, dado que una trabaja en la sombra aerodinámica de la otra.

En modelos de carrera la atención debe ser especialmente concedida al paso de aire por el interior de la cubierta del motor.

La resistencia interior al paso del aire es mayor que la externa, y un paso suave del aire por el interior de la cubierta ayuda al enfriamiento del motor.

La abertura debe ser diseñada de tal modo que permita que el aire se dirija rápida y directamente donde es necesario para que el motor se enfríe (usualmente atravesando las aletas del cilindro) antes que dispersarse por otros lugares de la cámara.

La salida del aire caliente detrás de la cubeta no debe hacerse a través de un agujero como es usual, sino por un pasaje suave.

Incluso un buen diseño de la abertura del motor, que utilice la expansión del aire caliente, puede obtener algo de empuje adicional.

En el diseño del fuselaje de un planeador, es dable esperar flujo laminar por lo menos hasta alrededor del borde de fuga del ala.

Esto sugiere la adopción de una forma de espesor de bajo arrastre, del tipo 60 % para la parte delantera del fuselaje.

Además de su muy bajo arrastre, la ventaja de estos cuerpos, diseñados por Young, es que cuando el fuselaje guiña un poco o cuando varía el ángulo de ataque, la resistencia no varía.

Los cuerpos Young, a diferencia de los antiguos cuerpos, tienen un rango de bajo arrastre similar a los perfiles de la series 6 de NACA.

Detrás de punto donde el flujo laminar se torna turbulento, la resistencia o de "piel" será elevada.

En la práctica, en muchos planeadores reales, se contrae la sección del fuselaje detrás del ala , produciendo la forma característica llamada "pod and boom"

Esto reduce considerablemente la superficie expuesta al flujo turbulento. La ganancia no es mucha y puede ser pérdida si la contracción es demasiado brusca. Esto puede causar separación de flujo.

Este efecto es particularmente malo si dicha separación se produce sobre la raíz del ala. Por esa razón la posición de ala alta es posiblemente mejor en términos generales, que el ala media, que es ideal para alta velocidad.

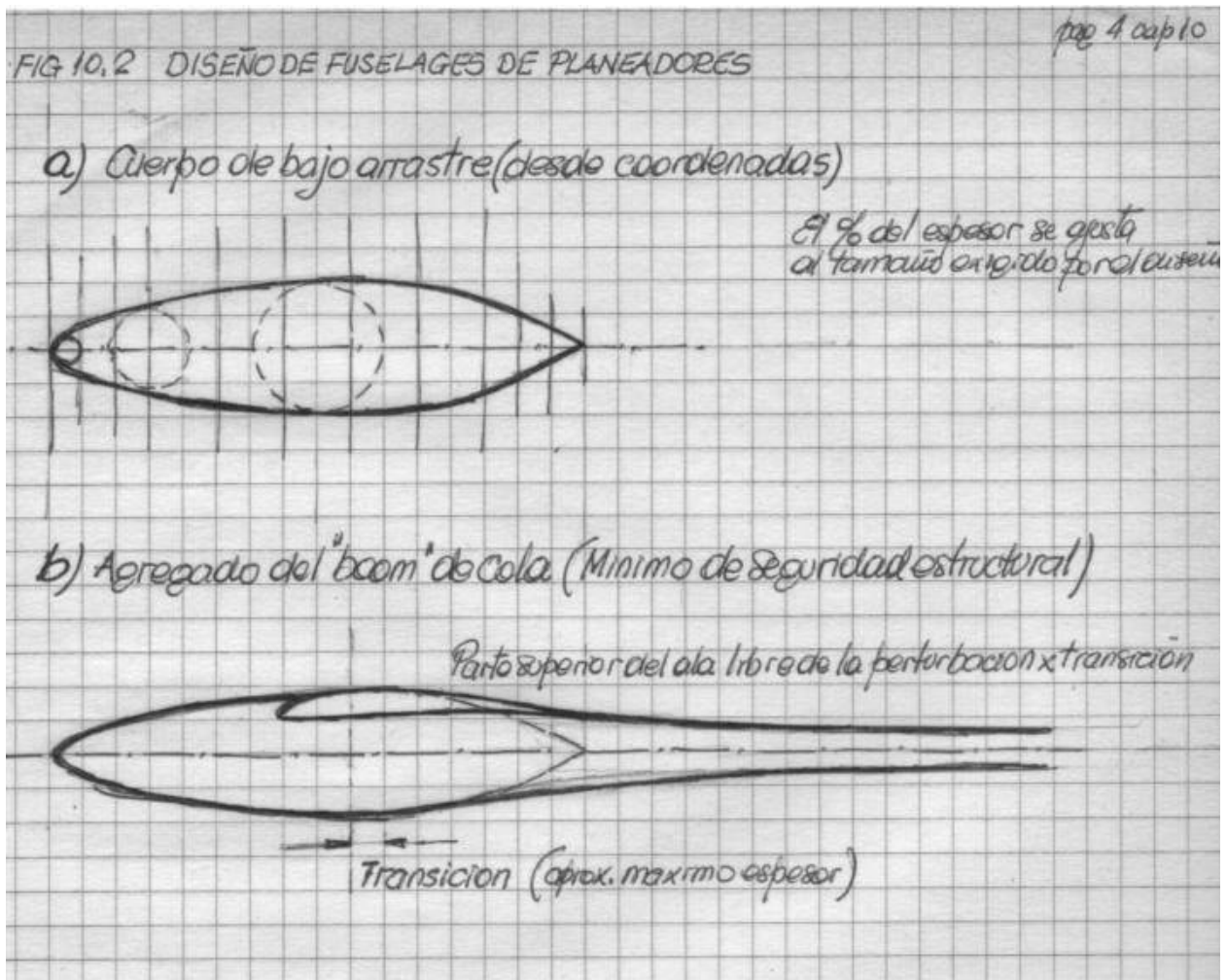
Para aeromodelos, esta configuración de "pad and boom" tiene escasas ventajas, a menos que la sección maestra del fuselaje, como en el caso que debe contener un equipo de radio.

En planeadores de vuelo libre, resulta aerodinámicamente favorable. El fuselaje tipo varilla es mejor.

Sin embargo en planeadores radio, un perfil o forma de espesor de bajo arrastre, debe ser usado para la parte delantera y después de una suave contracción, una sección lo más pequeña posible, compatible con el esfuerzo de cola.

El flujo sobre el fuselaje es afectado por la corriente ascendente y la descendente causada por el ala.

La forma aproximada aconsejable a alto y bajo C está croquizada en las fig. 10.2 c y d.



Una manera de reducir el arrastre del fuselaje a una velocidad determinada, consiste en ajustar la línea del fuselaje según la fig. 10. 2 d a la línea del flujo principal.

Los resultados varían de acuerdo al flujo presumible. Sin pruebas rigurosas en túnel de aire es difícil establecer la forma correcta, y además aplicable a una sola velocidad

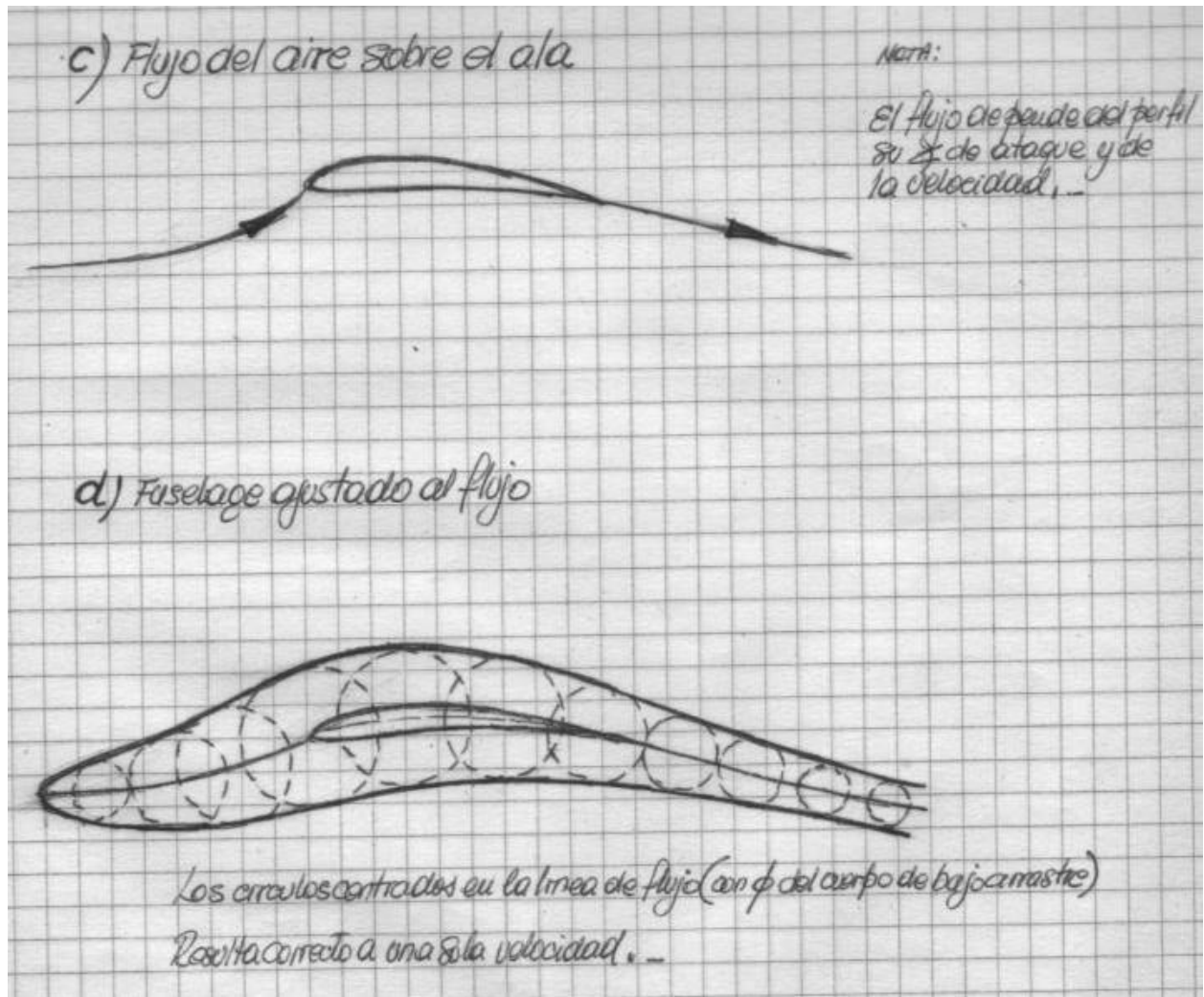
Es posible que los beneficios que pueden obtenerse sean pequeños como para justificar el esfuerzo de cálculo y los serios problemas constructivos agregados.

En los tempranos años treinta, después de mucho trabajo de desarrollo, Alexander Lippisch, diseñó el Fafnir 2, un planeador real que tenía la unión ala fuselaje parecida a la de la fig. 10. 3

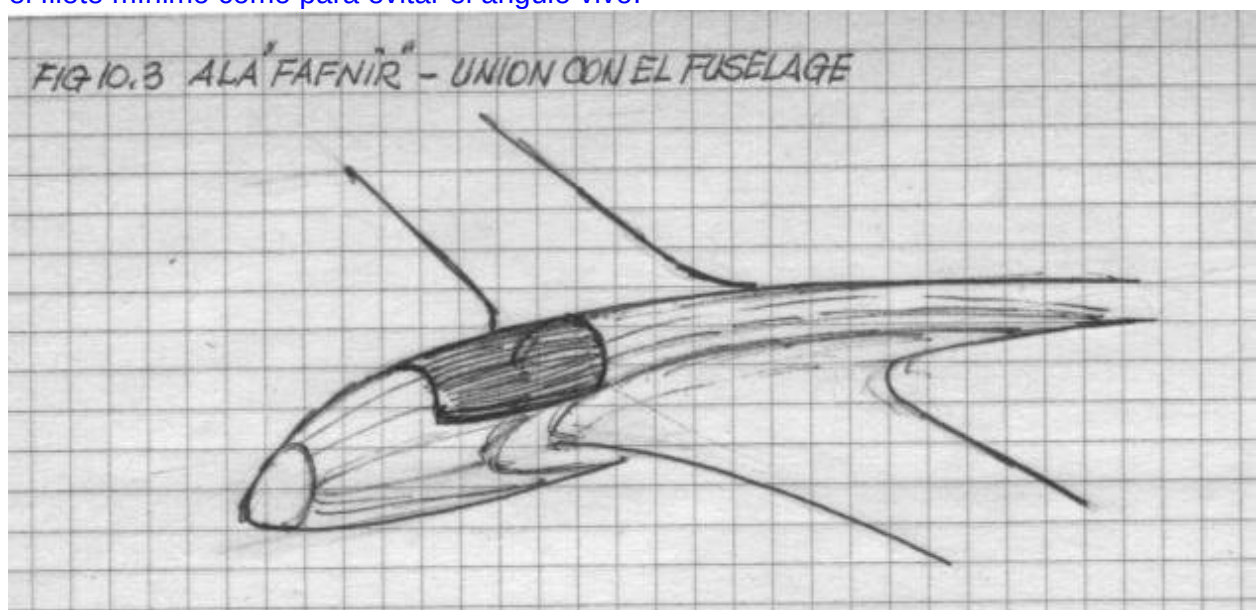
El fuselaje fue tratado como si fuera parte del ala y cada sección longitudinal del mismo fue ajustada para producir sustentación; siendo la idea la de conseguir reducir al máximo la resistencia del fuselaje.

El resultado fue bueno solamente a una velocidad, pero no mostró diferencias con diseños ortodoxos.

Algo similar aunque menos elaborado, en el campo de los aeromodelos, fue realizado por Emmanuel Fillon en su Fillon's Champion, un planeador exitoso y popular en los años cincuenta como vuelo libre y radio control.



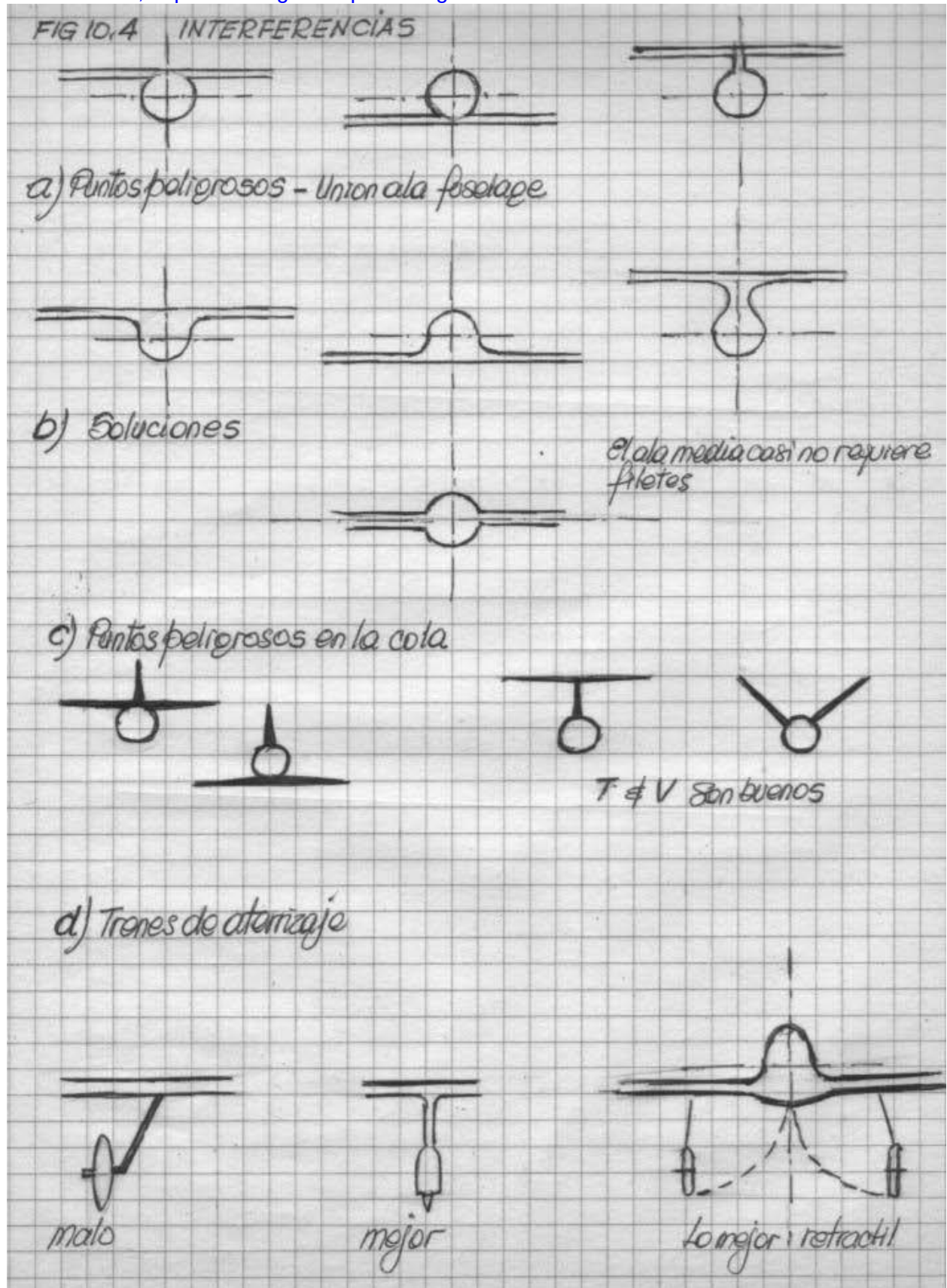
Es probable que lo mejor para performances generalizadas sea, adoptar un buen perfil de baja resistencia, achicar todo lo posible la sección maestra y agregar en la unión con el ala el filete mínimo como para evitar el ángulo vivo.



En planeadores, el refinado diseño del fuselaje es necesario e importante para reducir la resistencia y mejorar la penetración a velocidades grandes.

Mejorar el fuselaje de un A/2 tendría un efecto muy limitado, debido a su baja velocidad de vuelo.

Para reducir interferencias entre alas y fuselaje, o entre otros dos componentes que deban unirse, la primera regla es que el ángulo de unión nunca debe ser menor de 90° .



Cuando el ángulo es agudo, el aire es forzado a fluir a través de un canal estrecho y la resistencia aumenta rápidamente a medida que el ángulo se vuelve mas agudo.

Si un canal estrecho no puede ser evitado, debe ser fileteado, el filete en si es muy simple, pero cierta atención será necesaria para asegurar que el filete mismo no sea causa de separación de flujo. Fig. 10. 4

Como parte del arrastre total de un modelo, la contribución del grupo de cola es pequeña y las reglas que se aplican son iguales a las mencionadas para el ala.

El total de la superficie de la cola completa debería ser la más pequeña compatible con su función

Alguna reducción del arrastre total del grupo de cola es teóricamente posible si las tres superficies (ambos lados del estabilizador más el timón) son reducidas a dos por disposición en V del estabilizador a un ángulo aproximado de 90° .

Sin embargo el área total requerida en esta caso (90°) no es menor y aún puede ser algo mayor en la práctica para obtener la misma estabilidad.

En ciertas posiciones de vuelo, una de las superficies puede causar perturbaciones en la otra dificultando el control.

Como los efectos elevador y timón se encuentran acoplados a solo dos superficies abisagradas, existen ciertas situaciones donde el control total no es posible.

Para modelos veloces, incluyendo planeadores en penetración, es muy importante que cuando el modelo vuela, el fuselaje se encuentre alineado lo mejor posible con el flujo.

A baja velocidad, donde la resistencia parásita es menos vital, no es tan importante, pero como es lógico siempre alguna ventaja tiene volar con el fuselaje alineado.

El juzgamiento visual de esta alineación es bastante difícil, debido a que lo que se quiere ver es la posición del fuselaje con respecto a la verdadera línea de vuelo y no su horizontalidad.

En planeo, la línea de vuelo esta inclinada hacia abajo, y un planeador volando aparenta una posición nariz arriba, que seguramente incrementa su velocidad de descenso con respecto a otro que aparentemente está picado.

Lo mismo se aplica cuando vuela a velocidades elevadas, un modelo que vuela con el fuselaje nariz arriba o abajo, esta operando a una resistencia mayor que la del fuselaje correctamente alineado.

Es mejor pensar, en las etapas de diseño si las alas y el estabilizador han sido fijados para obtener el vuelo en la posición deseada y luego ajustar el diseño del fuselaje a ello, antes que sea el fuselaje el que lo determine.

A pesar de un diseño muy cuidadoso, la línea de vuelo difícilmente se encontrará exactamente con el eje teórico del fuselaje. Fig. 1. 3

Centrando el modelo, con ajuste del CG y distintos ángulos de ataque del ala y del estabilizador, determinará el ángulo de operación del ala.

La línea de vuelo deberá estar a dicho ángulo con respecto al ala y el fuselaje deberá ubicarse en el mismo para obtener la resistencia mínima.

Si se dispone de datos de túnel aire, los cálculos pueden ayudar bastante.

El C_L al cual se operará puede ser encontrado estudiando el Apéndice N° 2

De los resultados del test del perfil, corregidos de acuerdo al alargamiento y al efecto "Downwash", es posible determinar el ángulo geométrico de ataque al cual este C_{se} dará .

Si el ala es alabeada se considerará el valor medio de dicho ángulo. El método esta explicado y ejemplificado en el Apéndice N° 1

La validez de este método dependerá de que el modelo en la práctica este correctamente centrado al O de diseño y de la perfección con que el perfil del ala haya sido construido.

Pequeños errores en el montaje angular del ala, no serán muy importantes en la práctica .

Deben considerarse los cálculos , como un seguro de gran valor para evitar errores muy groseros de diseño.

En el taller, el aeromodelista deberá mantener el nivel de precisión lo más alto que sea posible y practico, a los efectos de asegurar comparaciones confiables entre modelo y modelo.

CAPITULO 11

AJUSTE Y ESTABILIDAD

Balanceo y estabilidad están fuertemente conectados pero son dos cosas totalmente diferentes. Es muy fácil confundirlas. Consideremos en primer término el balanceo.

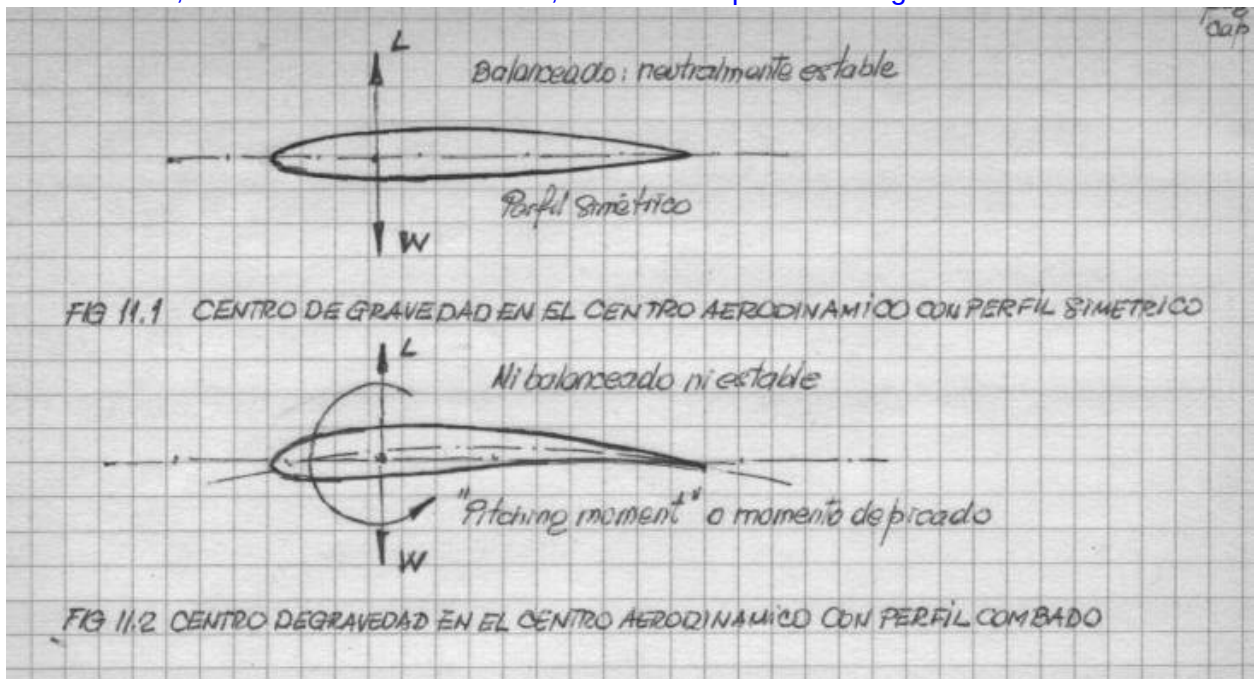
El movimiento del centro de presión y el momento de picado de los perfiles combados, fueron estudiados en el Cap. 7. El centro aerodinámico de un perfil de ala se encuentra siempre muy cerca del primer cuarto de la cuerda.

En este punto, el coeficiente de momento de picado se mantiene constante a cualquier ángulo normal de ataque.

La fuerza de sustentación tiene su punto de aplicación en el centro aerodinámico y es acompañada por una fuerza de "nariz abajo" producida por el momento de picado, a menos que el perfil sea simétrico tenga comba "reflex".

Si se construye un ala de perfil simétrico, sin flecha positiva ni negativa con respecto a la línea del centro de la cuerda, el centro aerodinámico del ala completa se encontrará sobre esta línea.

Si el centro de gravedad del modelo se sitúa exactamente sobre esta línea, con dicha ala simétrica, el modelo está balanceado, como se croquisa en la fig. 11. 1.



Esta disposición no es positivamente estable, pero es balanceada. No existe momento de picado. Ni el centro de gravedad ni el centro aerodinámico se mueven, a menos que el ala entre en pérdida.

En cambio si se utiliza un perfil normalmente combado, el modelo tendrá una tendencia negativa producida por el momento de picado.

El modelo de la fig. 11. 2, con el centro de gravedad en el centro aerodinámico, con perfil combado no estará balanceado. El momento de picado hará rotar el ala hacia una posición nariz abajo, el modelo será incapaz de volar.

Existen varios posibles métodos para resistir el balanceo. Usualmente el momento de picado es contrarrestado por la fuerza de sustentación de una segunda ala dispuesta en tandem, a cierta distancia del ala principal.

Estará montada adelante en el caso de un "canard" o en el caso de un diseño ortodoxo detrás de el ala principal. Esta segunda ala está montada a la principal mediante una estructura rígida de cierta longitud.

Esta segunda ala es usualmente mas pequeña; cuando es del mismo tamaño que la principal se configura el verdadero tipo de aeroplano denominado "tandem"

Un vuelo balanceado y estable es posible con cualquiera de estas disposiciones. fig. 11. 3

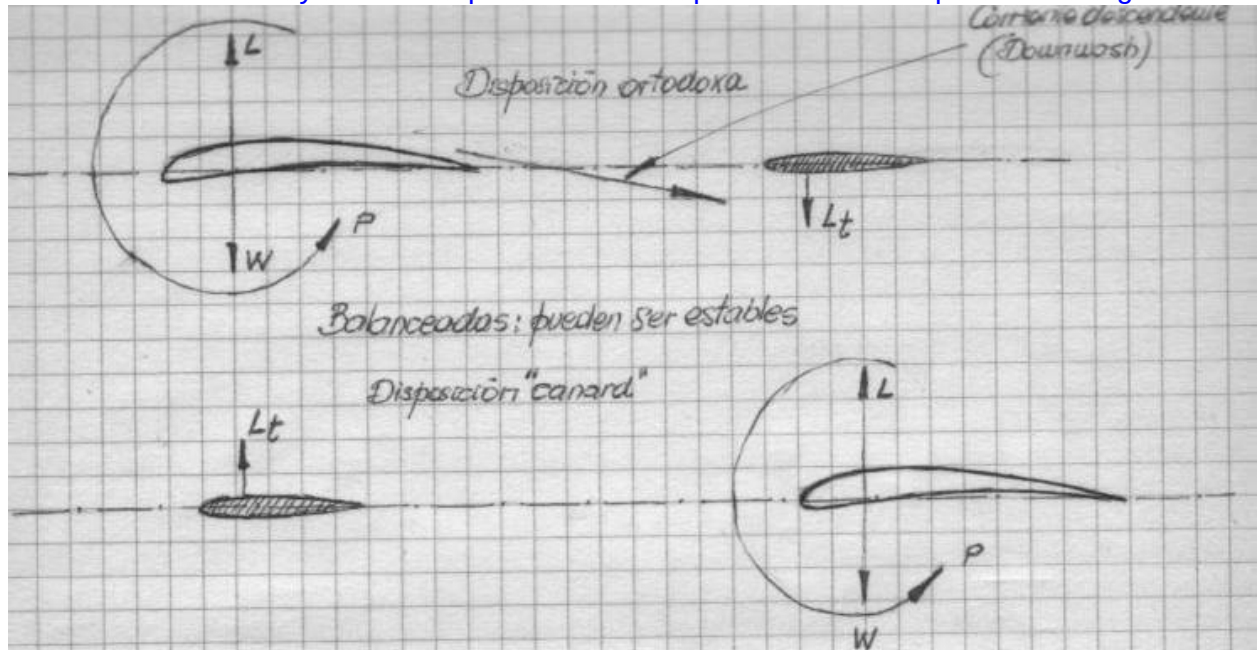


FIG 11.3 CENTRO DE GRAVEDAD EN EL CENTRO DE PRESIÓN CON SEGUNDA ALA EN TANDEM

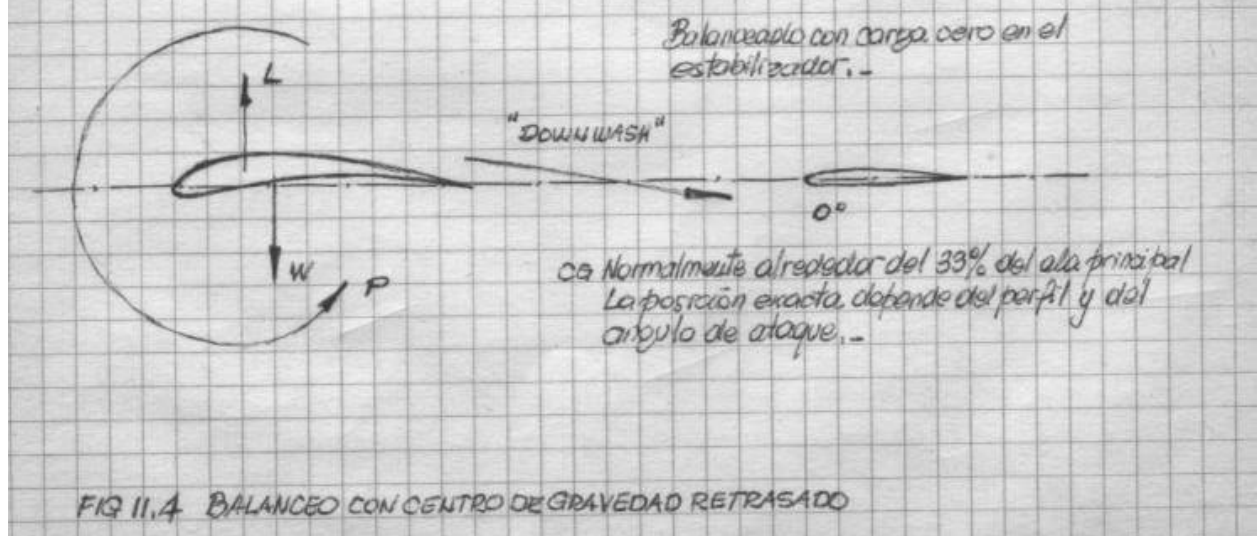


FIG 11.4 BALANCEO CON CENTRO DE GRAVEDAD RETRASADO

La razón por la cual tanto el “canard” como el “tandem” son disposiciones poco usuales, es que ambas son considerablemente menos eficiente que la disposición ortodoxa de “ala y estabilizador”

El ala principal de un “canard” opera en el aire perturbado del plano frontal reduciendo su eficacia, El efecto en la resistencia total de esta combinación es mayor que la que se produce cuando un pequeño estabilizador en la perturbación de una grande y eficiente ala principal.

La superficie trasera en la disposición “tandem” sufre los mismos efectos y además la resistencia inducida de dos alas , con cuatro puntas de ala, es mucho mayor que la que ofrece un ala única, de aproximada mente el doble de la envergadura y la mitad de la cuerda.

Si el centro de gravedad se encuentra en el centro aerodinámico, el estabilizador en la disposición ortodoxa , debe ejercer una fuerza hacia abajo que genera cierta resistencia inducida.

Si el estabilizador tiene perfil sección simétrica, operará a un cierto ángulo negativo de ataque y por lo tanto no justamente en su mejor posición de arrastre mínimo de perfil.

Un pequeño combado invertido mejora levemente el coeficiente de arrastre del perfil. Esto resulta de gran importancia en vuelo a grandes velocidades.

Si el estabilizador tiene un perfil del tipo de flujo laminar, el ancho de la zona de igual resistencia (ver Cap. 9) mejorará en alto grado este aspecto.

Sin embargo esta carga negativa del estabilizador, le transferirá más trabajo al ala principal, forzándola a operar a un ángulo de ataque ligeramente mayor, incrementando la resistencia inducida.

Es mucho mejor que la carga sobre el estabilizador se reduzca a cero. Esto puede conseguirse moviendo el centro de gravedad ligeramente atrás, como se marca en la fig. 11. 4, hasta aproximadamente un 33 % de la cuerda para un modelo de vuelo lento.

En este caso el momento de picado nariz abajo, es contrarrestado enteramente por el momento “nariz arriba” ejercido por el centro de gravedad retrasado.

En esta forma el estabilizador no ejerce carga alguna en vuelo normal, pero actuará en el sentido indicado como “estabilizador” ante cualquier variación de la actitud de vuelo.

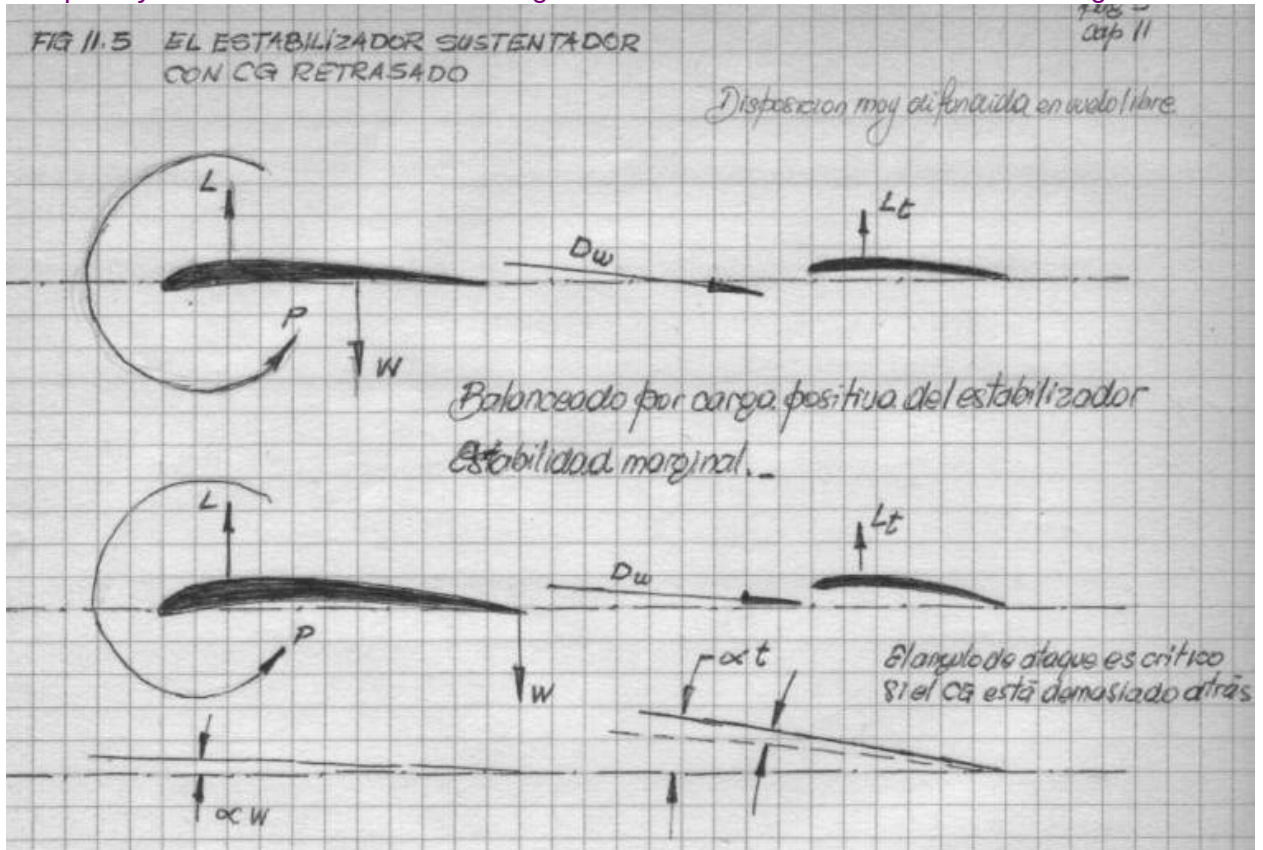
Como el estabilizador actúa en el flujo descendente del ala “down wash”, lo que hace necesario que su ángulo de ataque se ajuste a el; esto quiere decir que debe ser montado con el ángulo ligeramente positivo con respecto del eje de referencia del fuselaje, para que se encuentre operando aerodinámicamente a cero sustentación.

En una disposición “canard”, deberá ser ajustado bajo las mismas premisas , es decir el CG detrás del centro aerodinámico del plano principal y en ese caso el estabilizador a cero geométrico.

Sin embargo, a pesar de que en base al ejemplo ortodoxo, que es estable por definición y además es capaz en la realidad, no sucede lo mismo con el “canard”, tal como veremos mas adelante.

ESTABILIZADORES “SUSTENTADORES” O PORTANTES

El balanceo es posible aún con el CG más atrás que lo indicado hasta aquí, y esto es muy frecuentemente hecho por los aeromodelistas, en la creencia de que esto hace que el estabilizador cargue parte del peso, reduciendo así la carga alar efectiva del modelo completo y consecuentemente obtener ganancia en la velocidad de descenso. Fig. 11. 5



En este estado de ajuste o centrado (trim), el momento de picado del ala es compensado en exceso por el peso desplazado tan atrás.

Para balancear, el estabilizador debe cargar parte del peso. Como antes, el verdadero ángulo de ataque aerodinámico del estabilizador debe condicionarse a la corriente descendente del ala. Como el CG se encuentra como hemos, dicho mas atrás de lo necesario para compensar el momento de picado, por este camino se puede llegar al punto en que el estabilizador, para balancear, debe cargar demasiado peso y por lo tanto deberá ser montado a un ángulo muy parecido al del ala. En muchos casos, debido al flujo descendente puede llegarse a que el ángulo de montaje del estabilizador tenga más ángulo de ataque que el ala, Esta disposición es altamente peligrosa.

Cualquier eventual decrecimiento del C_L del ala, modifica la corriente descendente lo cual confiere al estabilizador un mayor ángulo de ataque aerodinámico, precipitando el modelo nariz abajo.

Para prevenir esto se fue agrandando cada vez mas la superficie del estabilizador, para lograr que sea capaz de soportar el peso "adjudicado" por el CG retrasado, a un ángulo de ataque menor al descripto arriba.

El resultado es desaconsejable. En los modelos de competencia, con superficie total reglamentada, el estabilizador se agranda a expensas de la superficie alar.

En realidad, se transfiere la carga de una superficie eficiente, de conveniente alargamiento, operando a un comparativamente alto Re , a una pequeña superficie de Re bajo que opera en un flujo perturbado.

La resistencia inducida del estabilizador, es alta con respecto a la carga soportada y la resistencia de perfil se torna en consecuencia también alta.

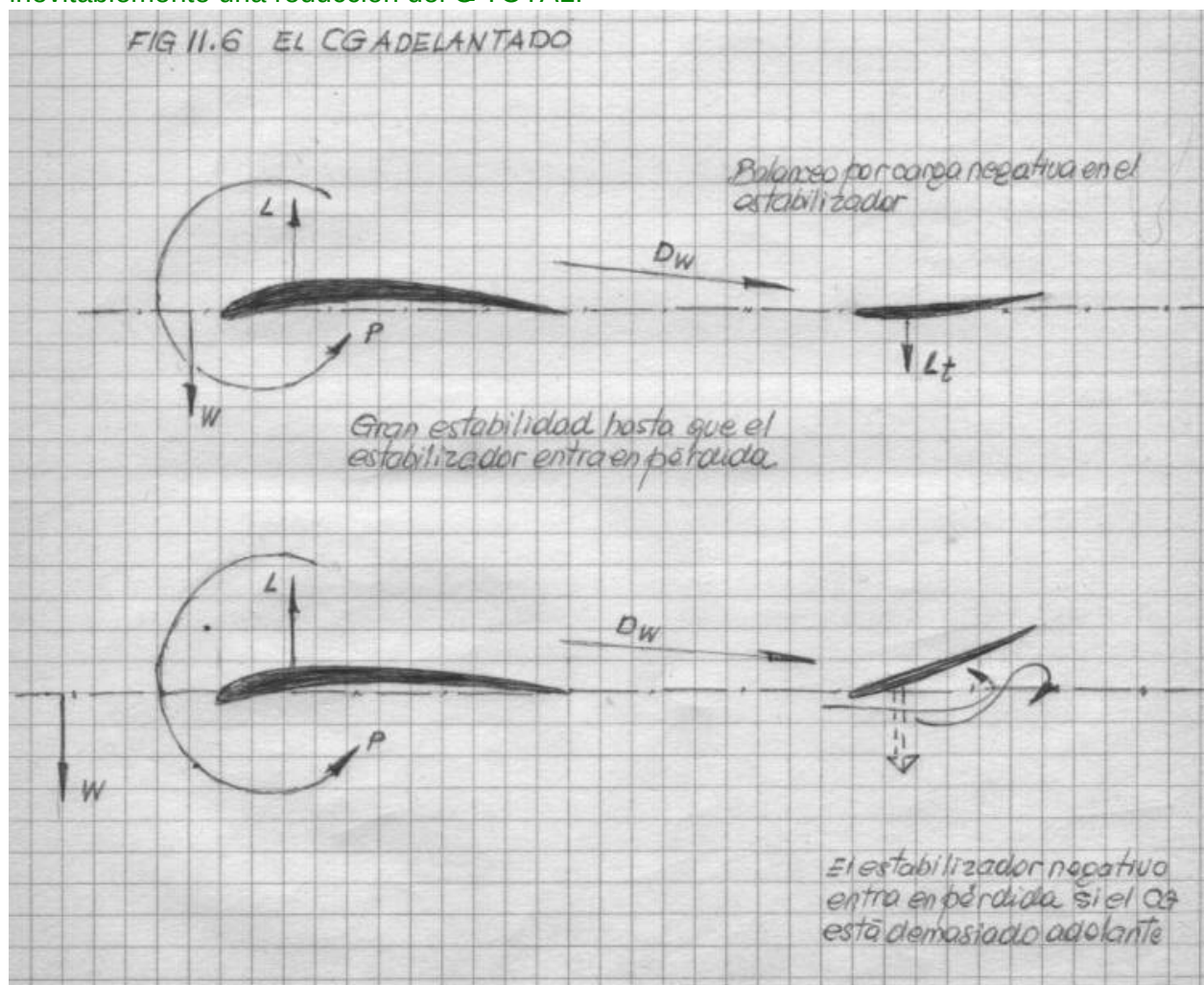
“La mas eficiente solución es el estabilizador simétrico del más pequeño tamaño posible, dimensionado para su función estabilizadora, cargando cero en vuelo normal” fig. 11.9

Debe recordarse que la resistencia inducida es mas importante, para la velocidad de descenso, que la carga alar.

Si los estabilizadores sustentadores, fueran mejores que los no sustentadores, la disposición “tandem” sería la mas eficiente siempre, pero como ya hemos visto, no es el caso.

Dos superficies portantes tienen cuatro puntas y en consecuencia mayor resistencia inducida que una sola superficie portante con un estabilizador mínimo.

Por supuesto estos comentarios son aplicables a las disposiciones biplano y triplano, donde además de los malos efectos apuntados se suma la mutua interferencia que crea inevitablemente una reducción del C TOTAL.



El centro de gravedad puede ser también ubicado delante del centro aerodinámico del plano principal. Fig. 11. 6 En esta disposición, el momento de picado es reforzado por un fuerte momento nariz abajo causado por el CG adelantado.

El estabilizador debe balancear esto mediante una carga hacia abajo. Por lo tanto deberá estar montado con un ángulo de ataque negativo con respecto al flujo descendente o quizás con comba invertida.

Los ángulos de montaje del ala y la cola serán entonces marcadamente diferentes (incrementando el decalaje o diedro longitudinal). El modelo resultará muy estable.

El límite de este adelantamiento del CG viene dado por la entrada en pérdida del estabilizador. Si se le requiere una fuerza demasiado grande, su ángulo de ataque es excedido en su capacidad y el balanceo queda destruido.

Como en el caso anterior, para conseguir que el estabilizador sea capaz de soportar la carga que se le exige a un ángulo de ataque moderado (negativo), su superficie debe ser incrementada.

Cuanto mas adelante se ubique el CG, mas grande deberá ser el estabilizador.

Esto es claramente ineficiente, dado que no solo el estabilizador causa arrastre adicional, sino que reduce la superficie del ala o lo que es lo mismo aumenta la carga que el ala debe soportar.

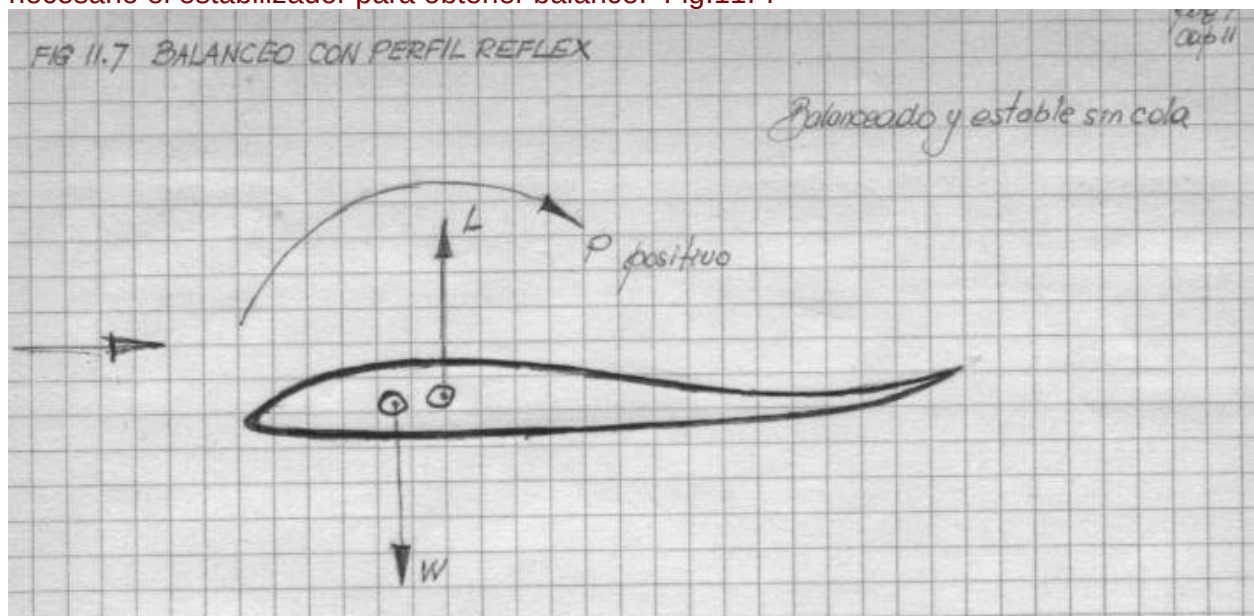
Algunos modelos en escala con pobre estabilidad, deben recurrir a esta disposición para ser capaces de volar.

Otro método para obtener balance que puede ser empleado siempre a costa de la eficiencia, es el que describimos abajo y al cual nos hemos referido en el Cap. 7

Se trata del ala con comba "reflex", que tal como el perfil simétrico, tiene un momento de picado igual a cero.

Si la comba "reflex" se incrementa mas allá de cierto punto, el momento de picado se tornara positivo o se "nariz arriba"

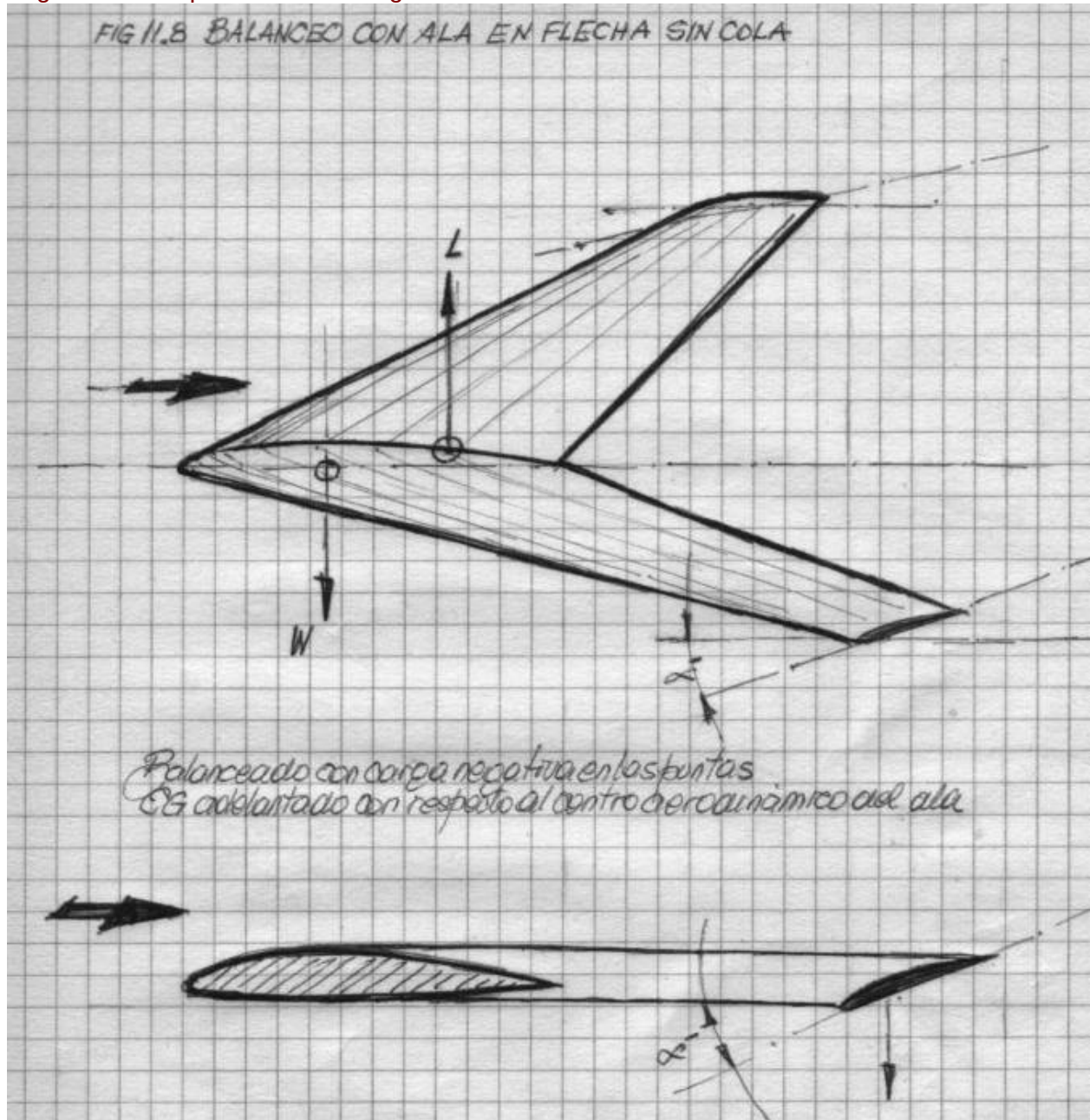
El centro de gravedad deberá ser ubicado delante del centro aerodinámico del ala, y no será necesario el estabilizador para obtener balance. Fig.11. 7



El concepto anterior es asimilable a la utilización de un perfil combado invertido, que puede ser considerado como un perfil de comba extremadamente refleja.

El arrastre de perfil de estos perfiles es elevado, el C_L máximo es bajo y estas desventajas a elevado Q anulan completamente la ventaja de la falta del estabilizador y quizás de fuselaje.

Lo mismo se aplica al ala volante en flecha, donde el balanceo es provisto por la carga negativa de las puntas de ala. Fig.11.8

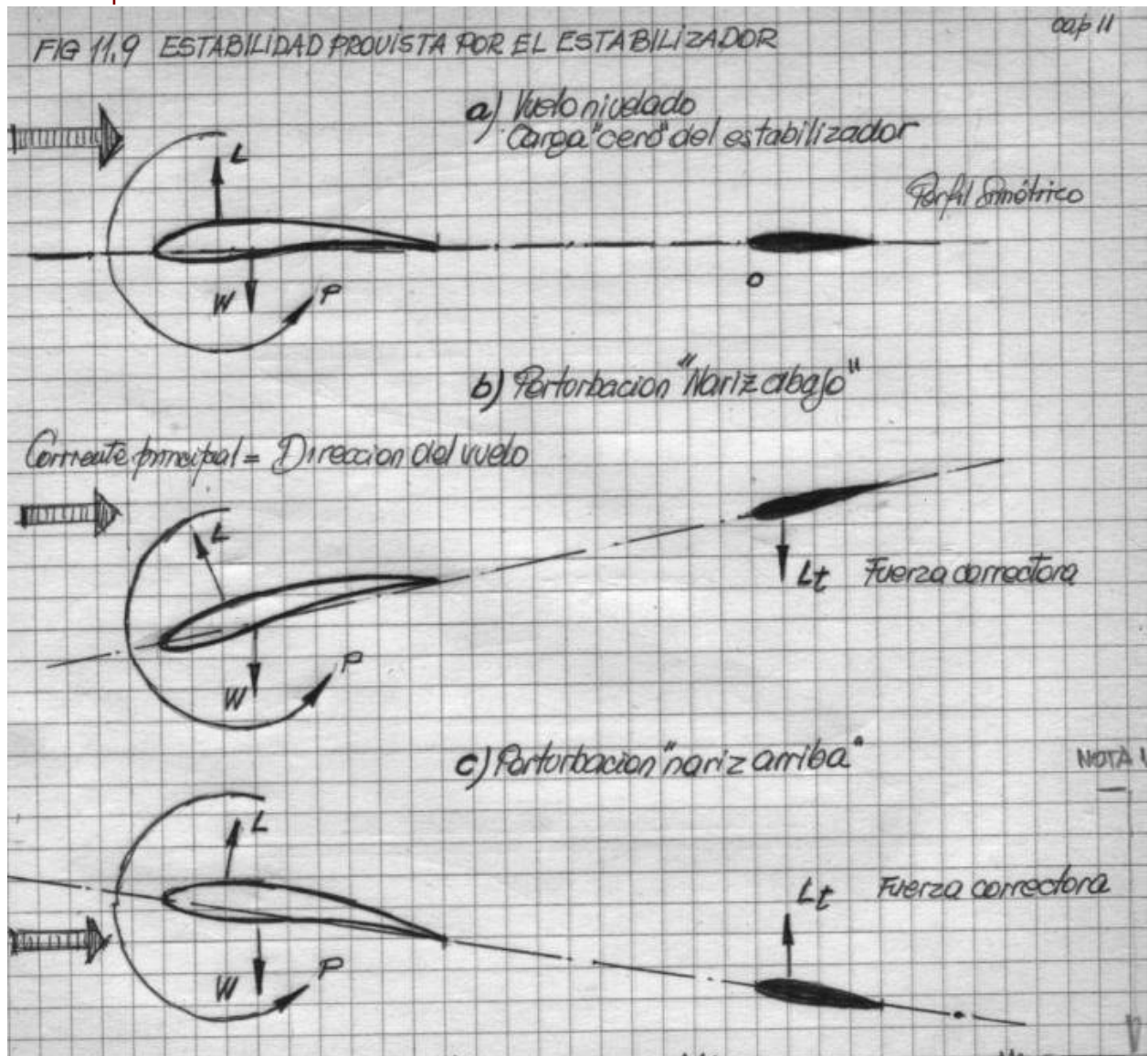


La resistencia inducida de estas disposiciones es alta, y a alta velocidad, las puntas adquieren un muy grande ángulo negativo aerodinámico de ataque, generando excesiva resistencia de perfil, que a su vez genera una carga adicional a las partes centrales del ala.

Solamente con un muy pequeño alargamiento, o sea en una genuina ala delta, con perfil simétrico, a causa de su docilidad y gran rango de ángulo de ataque positivo, podría recomendarse para vuelos a alta velocidad.

Con el CG inmediatamente adelante del centro aerodinámico, esta disposición requerirá un balanceo mediante un ligero ajuste positivo en el elevador, que sería el equivalente de la

función que cumplía el combado reflex de la fig. 11.7, pero con mucho menos incremento de arrastre de perfil. El C_L máximo continuará siendo bajo pero en un modelo de velocidad esto no es importante.



ESTABILIDAD LONGITUDINAL

El balanceo es indispensable para poder volar, con la estabilidad no sucede enteramente lo mismo. Un buen número de buenos modelos radio controlados vuelan sin contar con una positiva estabilidad y en acrobacia esto puede ser considerado deseable.

En aviación real las cosas se plantean de un modo diferenciado debido a que el piloto puede sentir la carga sobre la varilla de control, que esta directamente relacionada con la estabilidad de la aeronave; en una condición momentánea de inestabilidad las fuerzas de control sobre la varilla pueden incluso invertirse. Si en este caso del piloto soltase momentáneamente el control, el aparato podría precipitarse desastrosamente.

En un modelo radio controlado, los controles están siempre firmemente sostenidos por las varillas de control y los actuadores de los servos.

El piloto, en el suelo, no puede sentir las fuerzas que actúan sobre los controles, sino solo la fuerza de los resortes de retorno de las llaves de control.

Suponiendo que sea capaz de observar constantemente muy bien, y aplique las correcciones necesarias sin demora, sería posible que logre volar un modelo inestable.

Este no es por supuesto el caso de los modelos de vuelo libre, y el control de un modelo acrobático inestable es un trabajo realmente fatigoso para el piloto. Un aparato estable es siempre mas fácil de operar. Si los controles son abandonados el modelo tiende a retornar el vuelo nivelado. Distracciones momentáneas pueden ser toleradas, en cambio un modelo inestable puede derivar en el inicio de una picada escarpada o en una pérdida sin ninguna previa advertencia ,

Un modelo balanceado o ajustado puede no ser inherentemente estable, tal como la discusión anterior nos ha ya mostrado.

Para tener una positiva estabilidad, el estabilizador o ala secundaria debe estar dispuesto de tal modo que cualquier cambio producido en el ángulo de ataque del ala principal, resulte en un momento correctivo aplicado sobre la superficie de corrección.

Cuando dos superficies están montadas en tandem, habría un punto en algún lugar entre las dos, donde se encuentra el centro aerodinámico del par.

La posición exacta de este punto, independientemente por ahora de cualquier influencia del fuselaje o de otras partes , va a depender tanto de la superficie de las dos superficies como de la distancia entre ambas.

Los ángulos de montaje, comba etc., no afectan la posición del centro aerodinámico combinado. En una disposición tandem verdadera y un par de alas iguales en eficiencia y superficie (actualmente improbable en la práctica) el centro aerodinámico del par estará ubicado en el centro de la distancia entre ambos "cuartos de cuerda".

Cuando las superficies son desiguales, el centro aerodinámico combinado se encontrará cerca del centro aerodinámico del ala principal y por supuesto en el caso de modelos sin cola, el centro aerodinámico del ala coincide con el del modelo completo, excepto en el caso de que existan nácelas o pequeños fuselajes que puedan mover ligeramente esta posición.

Si el centro de gravedad del modelos se ubica exactamente en el centro aerodinámico de las superficies, se obtiene una situación idéntica a la del perfil simétrico de la fig. 11. 1

El modelo aunque balanceado será neutralmente estable. El punto de aplicación de la sustentación en cualquier posición de vuelo será coincidente con el centro de gravedad y no existirá fuerza alguna proveniente del estabilizador capaz de corregir la actitud del modelo, después de una perturbación cualquiera.

Por esta razón el centro aerodinámico del modelo completo es llamado "Punto Neutral" (N.P.)

En la practica, debido a que la superficie trasera del par combinado de las alas es usualmente menos eficiente que la delantera, debido a que opera en aire perturbado. El punto central se encontrará mas adelante que el punto establecido por la geometría del par únicamente, será necesario establecer un factor de corrección de la eficiencia, o de la perdida de eficiencia del estabilizador.

Del mismo modo, el fuselaje tiene también un efecto de adelantamiento del punto neutral, de tal manera que en modelos de configuración ortodoxa, muchas veces el punto neutral se

encontrará a corta distancia detrás del plano principal y en algunos casos, solamente a pocos centímetros detrás de centro aerodinámico mismo del plano principal.

Si el CG del modelo se encuentra ~~detrás del~~ punto neutral, el modelo resultará inestable,

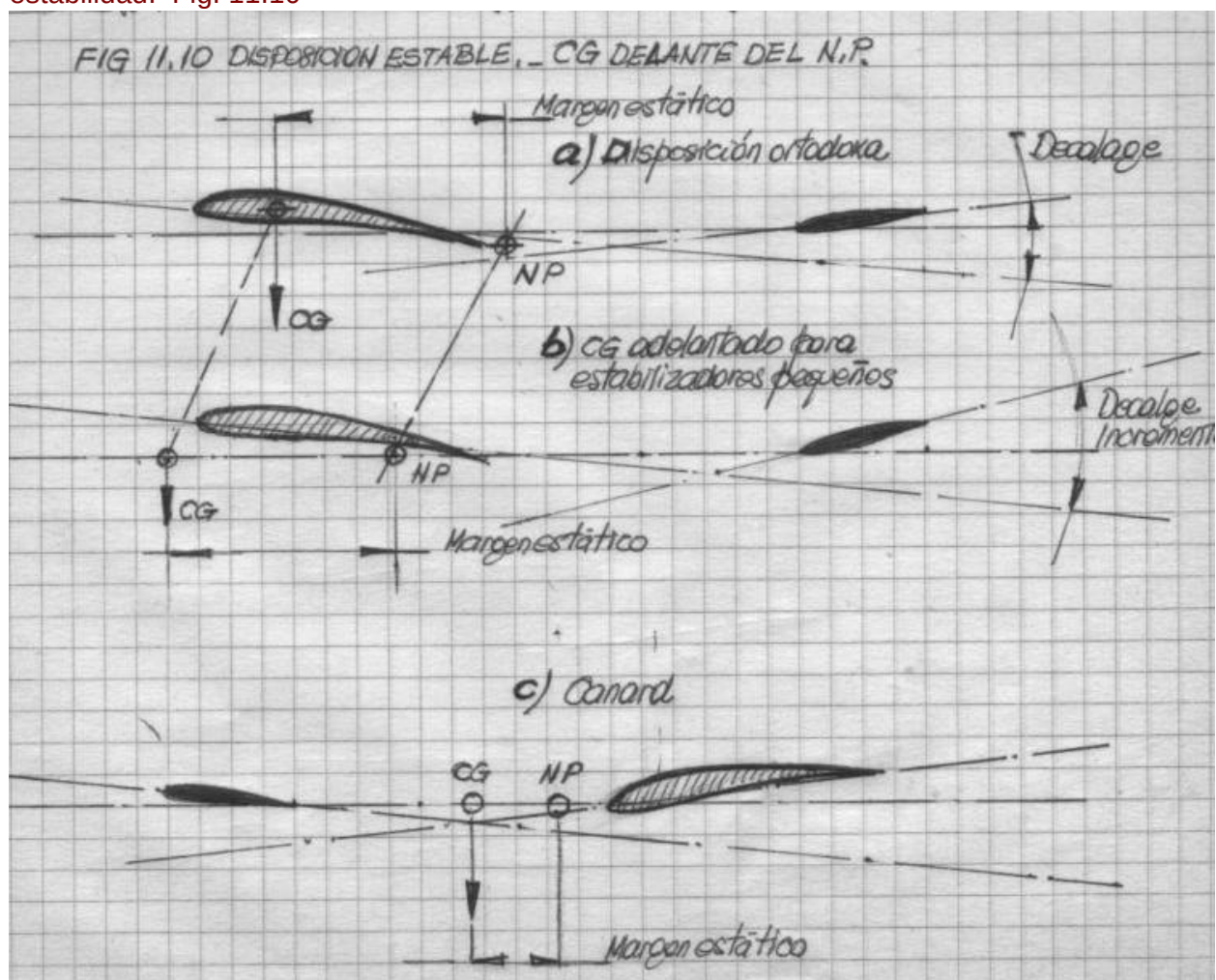
Si sucede una perturbación “nariz arriba” el centro de sustentación se correrá hacia delante del CG y la “cabreada” aumentará. La sustentación de las dos alas aumentará, pero como el CG se encuentra ~~detrás~~ del punto neutral en lugar de corregir, incrementará el efecto nariz arriba. Si la perturbación inicial fuera “nariz abajo”, la sustentación aplicada sobre el punto neutral declinará y el modelo “picará” aun mas.

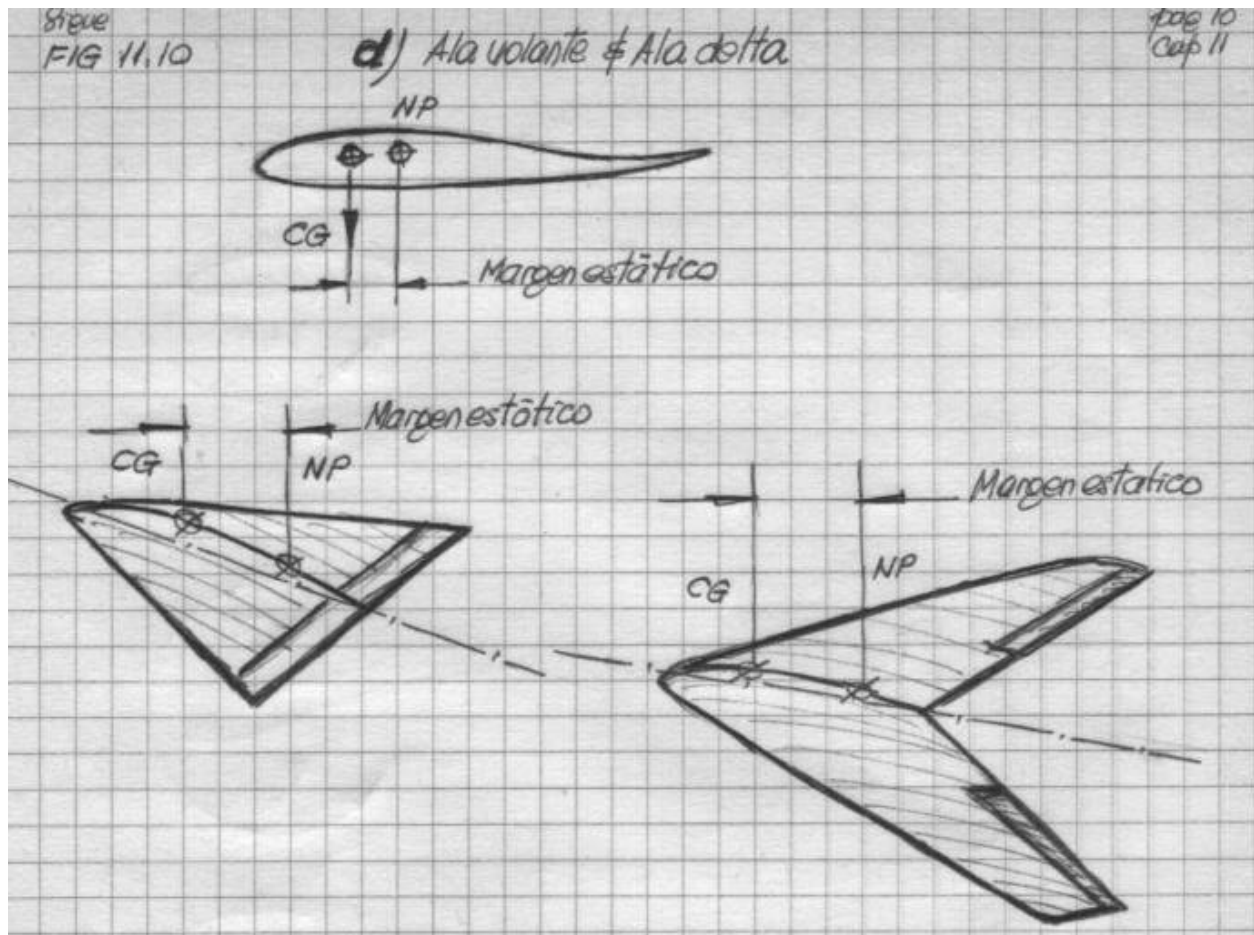
En cambio si el CG se encuentra ~~detrás~~ delante del punto neutral, el modelo tenderá a ser estable, y cuanto de estable será, dependerá enteramente del valor del adelantamiento del CG con respecto al punto neutral.

En otras palabras, si un modelo está al borde de la inestabilidad o es neutralmente estable, un adelantamiento del CG mejorará siempre la situación.

Un cambio tal, por supuesto requerirá un cambio en el montaje del ala o del estabilizador o sea un incremento del diedro longitudinal o decalage, para restablecer el balanceo.

Cuanto mas grande es el adelantamiento del CG, más decalage se requerirá y mayor será la estabilidad. Fig. 11.10





Esta es la razón por la cual algunos modelos en escala con estabilizador muy pequeño, se tornan estables cuando se adelanta el CG, aún mas adelante del primer cuarto de la cuerda, debiendo estar el punto neutral detrás del centro aerodinámico del plano principal.

Por otro lado esto es también manifiesto en la disposición "canard" con CG detrás del centro aerodinámico del plano principal, que resultará inestable debido a que el punto neutral de encuentra entre las dos alas. Fig. 11. 11

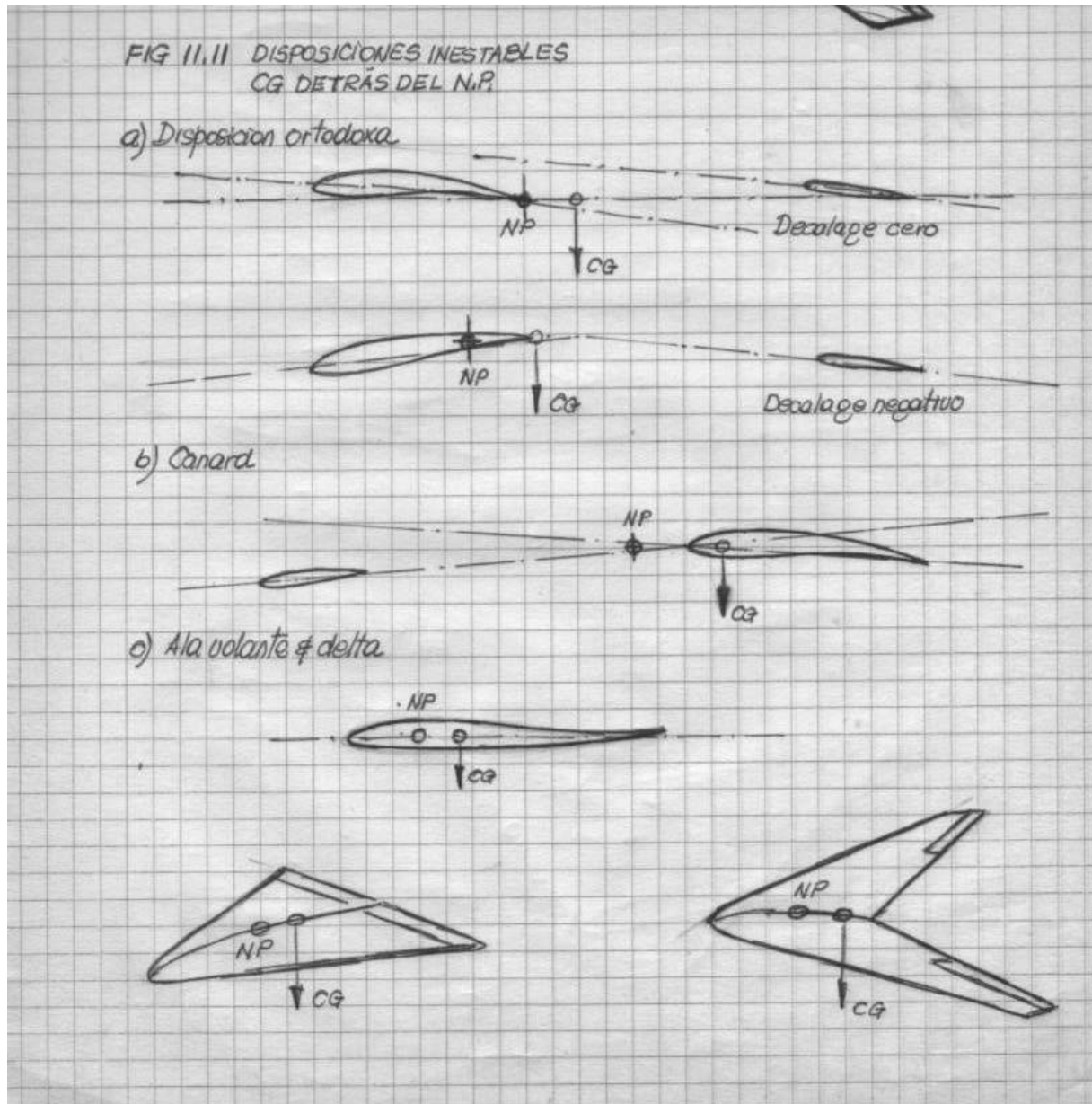
El efecto del fuselaje es desestabilizante. Cualquier cuerpo largo y delgado tiende a irse a un costado con respecto al flujo de aire. Puede verse fácilmente arrojando palos o flechas, aun agregando peso en uno de los extremos, no cambia mucho esto.

Cualquier arquero sabe muy bien pierde su penacho trasero tiende a virar y oscilar en forma salvaje e incontrolable. Los cohetes y las bombas requieren aletas por la misma razón.

Existe también una tendencia, debida a la masa de la cola o de la parte delantera, a cualquier desviación del vuelo se mantenga, resistiendo a las fuerzas correctoras, ocasionada por la inercia de estas masas.

Es bastante posible que un modelo estáticamente estable , con su CG delante del PN (punto neutral), se torne dinámicamente inestable a causa de estos efectos inerciales.

En todos estos casos la solución es mover hacia delante el CG, para aumentar la distancia entre el CG y el punto neutral.



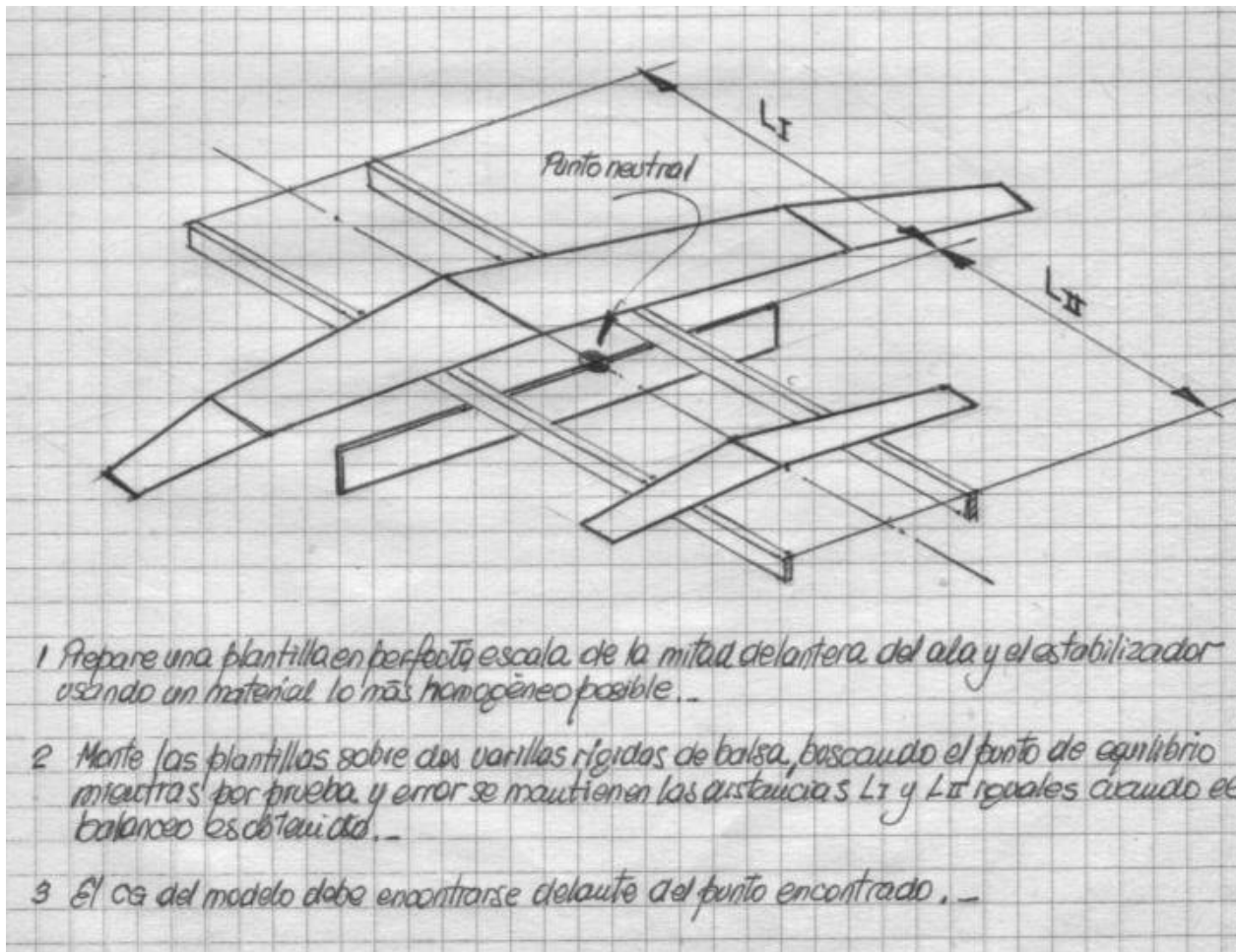
Esta distancia es llamada margen estático. La estabilidad relativa de una serie de modelos similares, puede ser medida comparando sus márgenes estáticos, expresado en términos de su cuerda alar media

En muchos casos, un margen estático igual a la mitad de la cuerda media es capaz de generar suficiente estabilidad longitudinal, pero modelos de diferente tipo requerirán experimentos y pruebas para obtener los mejores resultados.

Para encontrar el punto neutral, pueden usarse cálculos matemáticos, nomogramas o el método práctico descrito en la fig. 11. 12

Cualquiera sea el método adoptado, será necesario juzgar por un determinado criterio la eficiencia del estabilizador. Fig. 11. 13

Un estabilizador montado detrás de un fuselaje relativamente ancho, es inutilizado en cierta medida por el, y además actúa en aire perturbado, mientras que una cola alta o en T casi libre de todo esto.



Sin embargo cualquiera sea al método empleado para determinar, tanto el punto neutro como el margen estático, solo la consistencia en el método y la continua tarea de desarrollo, lograra los mejores resultados.

Una buena manera de comenzar consiste en determinar, con el método elegido el margen estático de un modelo similar de buen comportamiento y aplicarlo al nuevo diseño, en la seguridad de obtener así resultados similares satisfactorios.

ESTABILIDAD LATERAL

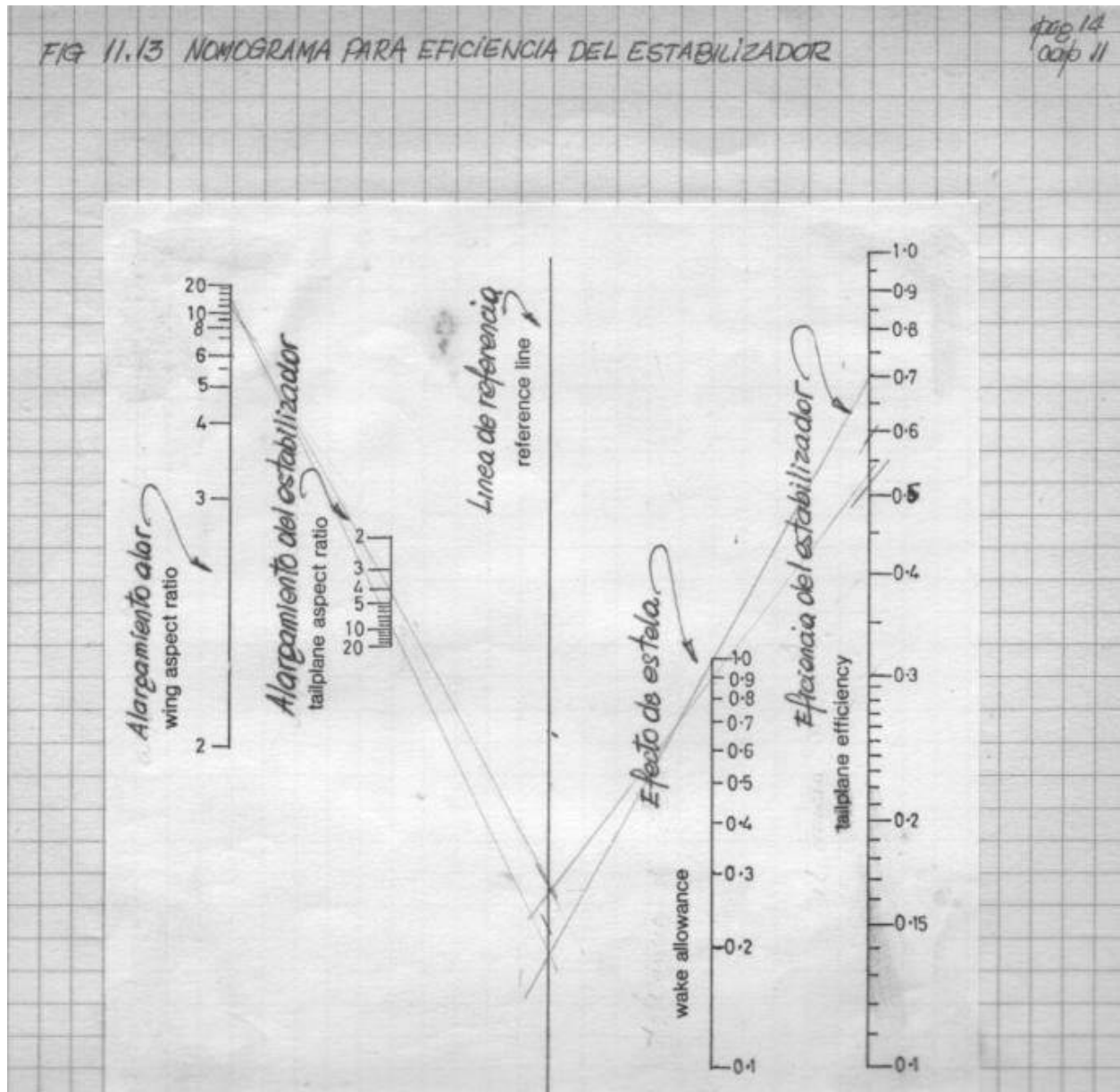
El método de la cartulina descrito en la fig. 11. 12 para encontrar el punto neutro se asemeja al viejo y conocido método para determinar el tamaño del timón de dirección.

De acuerdo a este método, se recortaba el perfil lateral del modelo, se balanceaba a los efectos de asegurarse que el llamado centro de área lateral., se encontrara detrás del centro de gravedad. Si esto no ocurría, el área del timón debía ser ajustada para lograrlo.

Infortunadamente, aunque simple, este método estaba basado en una falta de conocimiento sobre el comportamiento del fuselaje.

Como hemos mencionado antes, un largo y delgado objeto, tal como un fuselaje, tiende a girar al costado del flujo.

Sin timón, el fuselaje del modelo tiende a hacer girar o virar todo el modelo hacia un lado



Como la fig. 11.14 lo indica, si la teoría del centro de área lateral se aplica, mediante el recorte de plantillas, puede observarse que no sería necesario timón en muchos casos, lo cual es fácilmente rebatido tratando de hacer volar un modelo sin el.

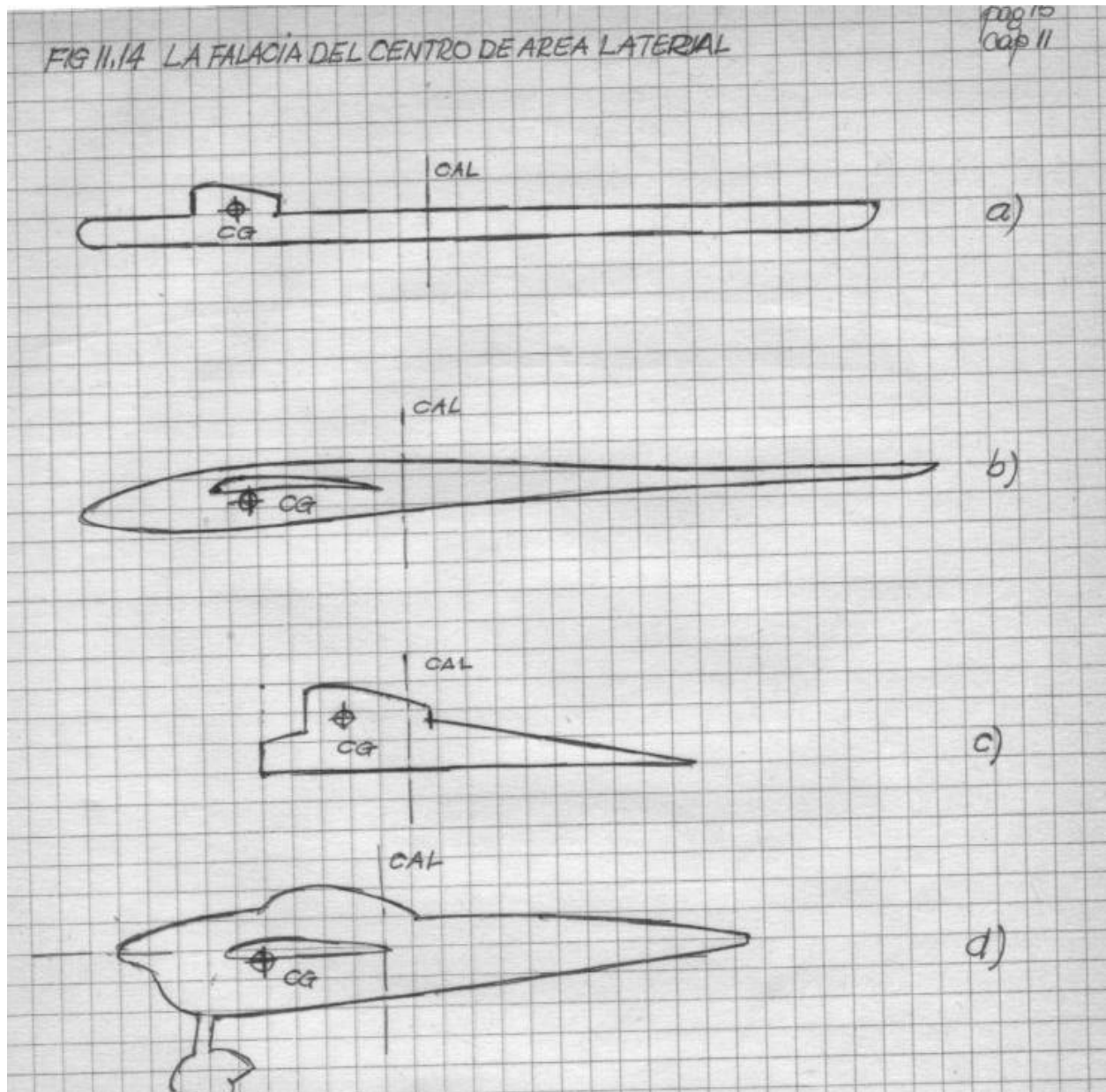
Algunos sustentadores de este método han sugerido incluir en la plantilla una proyección del diedro, tal cual como se muestra en e) y f) de la fig. 11.14. Esto es una mejora dado que el diedro tiene gran influencia en la estabilidad lateral.

Pese a ello si el fuselaje fuera suficientemente largo, también podría darse el caso de no necesitar timón. Ante estas demostraciones, pese a sus defensores, no puede considerarse este un método serio para calcular la estabilidad lateral.

El tamaño adecuado del timón de dirección puede ser calculado por los métodos que algunas veces se usan en aviación, pero los trabajos son largos y los resultados no confiables.

Experiencias previas y pruebas son una mejor guía, con un conocimiento de los principios generales aplicados a la experimentación práctica.

El principio general mas firme es que el timón y el diedro deben ser considerados como un conjunto y no en forma separada.

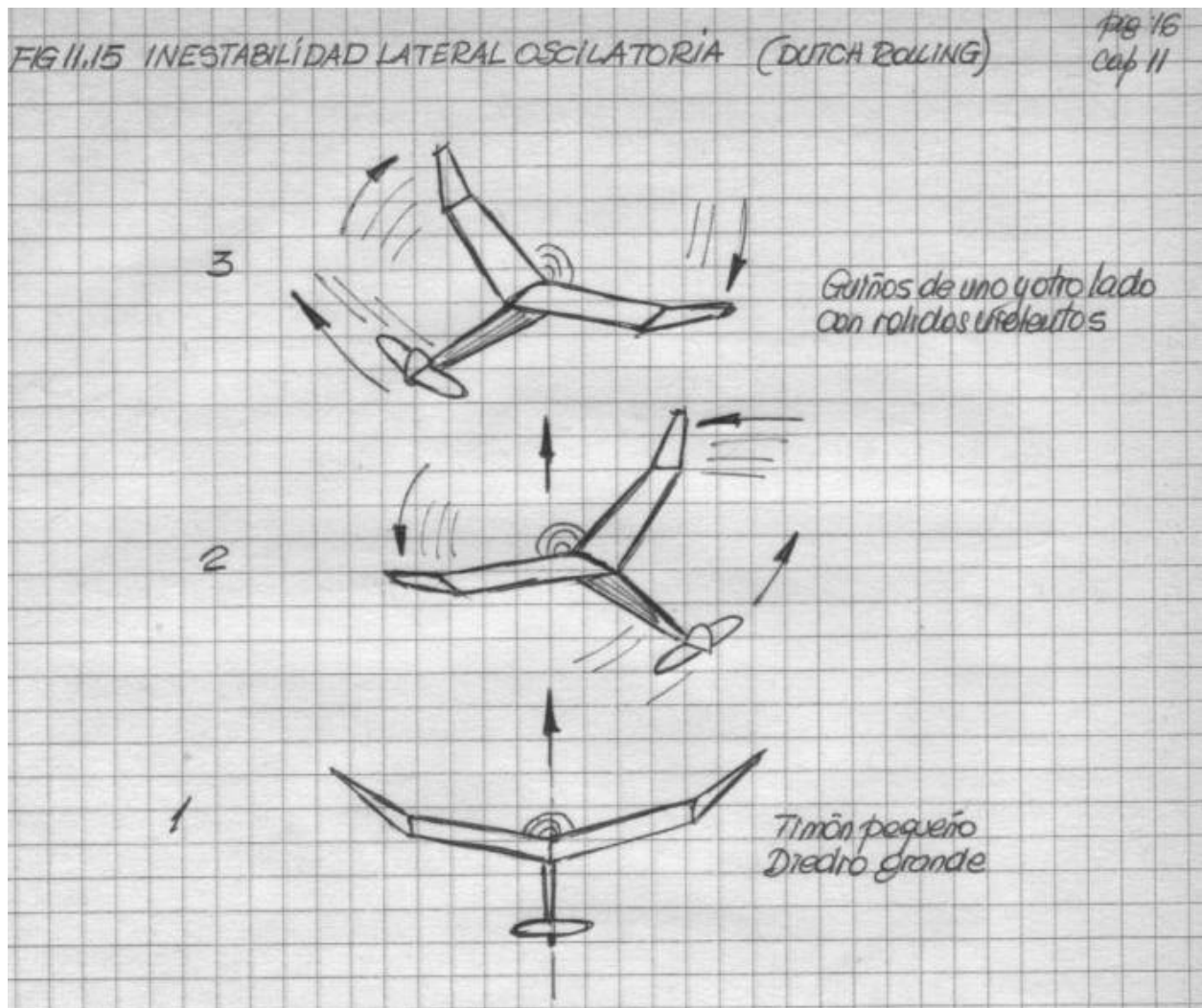


Si el diedro es muy grande y el timón muy pequeño el resultado será una seria oscilación lateral (DUTCH- ROLL). Cuando el modelo es perturbado por corrientes laterales, tiende a deslizarse de costado.

El diedro responde a esto como se ve en la fig. 11. 15, rolando el modelo a favor del deslizamiento levantando el ala interior del deslizamiento. El fuselaje, sin embargo, con un timón muy pequeño, tiende a girar chato hacia el lado de la perturbación .

De este modo , un pequeño deslizamiento lateral, se transforma en un guiño, aumentando el deslizamiento combinado con un rolido hasta casi la posición vertical del ala; a todo esto se encuentra a un ángulo cruzado con el flujo principal.

En este estado la fuerza del giro del fuselaje se debilita y el modelo tiende a detenerse en una actitud de gran inclinación. El resultado es el retorno a un deslizamiento en sentido contrario. Esta trayectoria se repite por que el diedro responde en sentido contrario y entonces el fuselaje y el modelo comienzan una oscilación salvaje de lado a lado, rolando y guiñando con la cola hamacándose furiosamente a través de un arco con centro en el CG



Este grave defecto se corrige aumentando la superficie del timón, o achicando el diedro, o ambas cosas.

El modelo con un timón con la fuerza adecuada como para responder a perturbaciones laterales solo con un guiño suave acompañado con un leve rolido, se dice que tiene estabilidad de "veleta". El diedro adecuado ayuda a que el rolido sea suave.

Entonces podemos afirmar que los requerimientos para obtener estabilidad lateral oscilatoria son, un timón grande y un diedro pequeño.

Desafortunadamente, esta combinación que otorga gran estabilidad lateral es propensa a causar inestabilidad espiral, que puede producirse cuando el área del timón es demasiado grande con respecto al diedro.

Un pequeño deslizamiento lateral causa un fuerte "guiño de veleta". Cuando el diedro es muy pequeño provee muy poca o ninguna fuerza de contra rolido y la disminución de la velocidad en el ala interior causada por el guiño la hace descender.

Un efecto similar se produce cuando el guiño es causado por un movimiento de la palanca de control del timón, como veremos en el próximo capítulo.

Para determinar la eficiencia aproximada del estabilizador, trazar una línea desde el alargamiento alar y que pasando por el alargamiento del estabilizador, corte la línea de referencia.

De la línea de referencia eligiendo un efecto de estela apropiado se traza otra línea que nos dará la eficiencia del estabilizador .

Una eficiencia de 0,7 indica que el área del estabilizador es igual a área geométrica x 0,7.

Un estabilizador montado en T sobre el timón tendrá un efecto de estela del orden del 0,9

Un estabilizador montado debajo de un fuselaje ancho y cerca del ala, donde la influencia del flujo descendente del ala es grande, tendrá un efecto de estela del orden del 0,2 a 0,3.

En un modelo inestable en espiral, la caída de ala causada por el guiño es lo suficientemente aguda como para causar deslizamiento o acrecentarlo mejor dicho.

El timón entonces actúa mas como veleta, el ala cae aun mas y el deslizamiento continúa, al ángulo de inclinación aumenta y el modelo y el modelo comienza a girar tendiendo a ajustarse dentro de una espiral.

Por ello, como el ángulo de inclinación es grande, el modelo baja la nariz, la velocidad aumenta y la espiral se transforma en una picada en espiral, el ángulo de inclinación se aproxima ala vertical y las cargas inerciales sobre las alas se multiplican rápidamente, así que si el modelo no llega rápidamente al suelo es muy fácil que rompa las alas y aun también la cola .

Los modelos de duración de muy alta potencia, son particularmente proclives a la inestabilidad espiral, dados que son ajustados para trepar en espiral y esta es muy fácilmente transformable en picada en espiral.

Para prevenir esto, estos modelos de decalage fijo y gran potencia usan un timón pequeño y un diedro grande, aun a costa de cierta tendencia al "DUTCH ROLLING".

Los planeadores de vuelo libre, generalmente, como son menos críticos en este sentido, tienen la misma tendencia, por que con todos los desagradables efectos del "DUTCH ROLLING", siempre es menos peligroso que la inestabilidad en espiral que lleva a la picada.

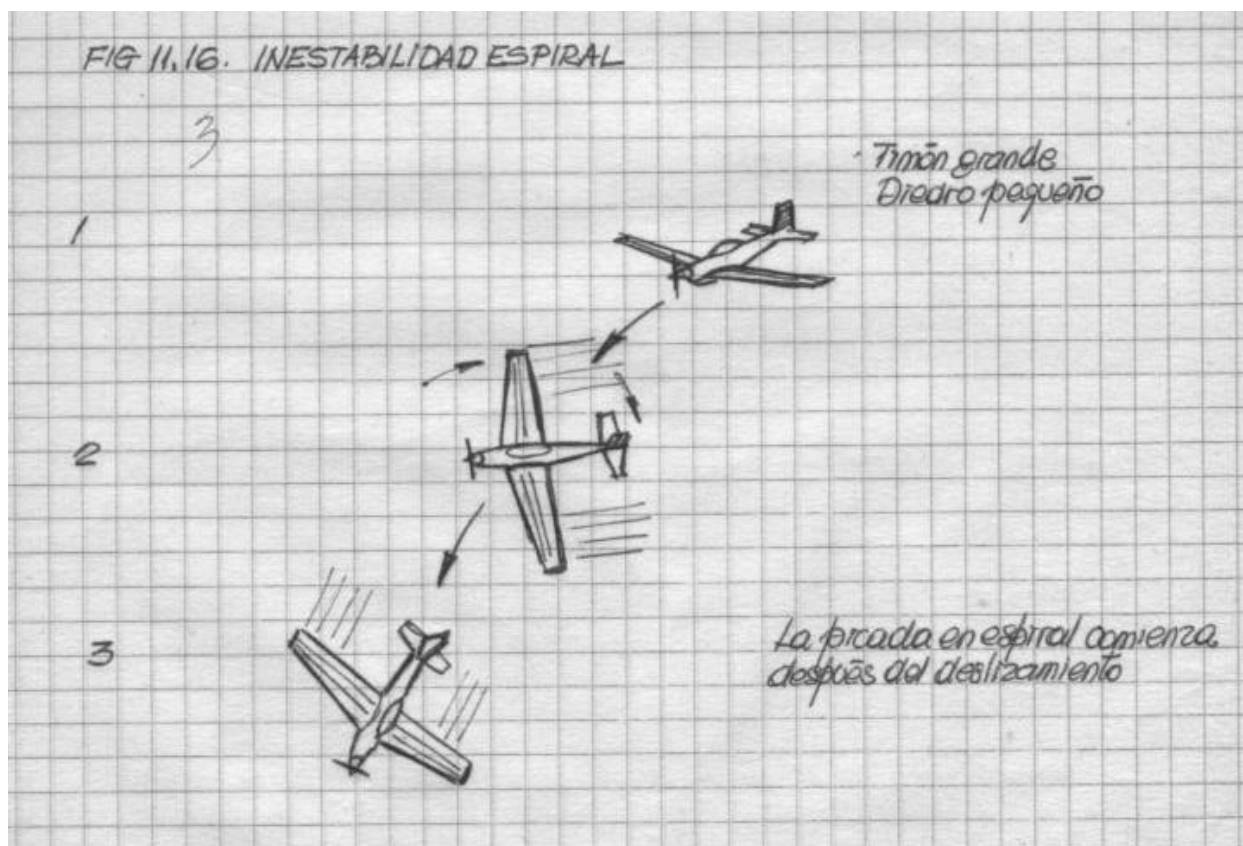
Los modelos radio controlados, sin embargo, son siempre inestables en cierto grado. Como en las aeronaves reales , las primeras etapas de una picada en espiral son fácilmente reconocidas y corregidas, la picada no comienza de inmediato y apenas la nariz comienza a caer, una moderada acción sobre el elevador , junto con una acción del timón y los alerones, para controlar tanto el guiño como el rolido, es tomada a tiempo por el piloto.

El "DUTCH ROLL" (oscilación direccional lateral), por el contrario, comienza repentinamente, y una vez iniciado es difícil detenerlo, debido a que la reacción del piloto es mas lenta.

Aun en el caso de que las correcciones se encuentren en fase con las oscilaciones, tenderán mas a incrementarlas que a corregirlas.

El piloto reconoce el guiño y el rolido un instante después y aplica los controles para corregir. Pero el tiempo que los controles tardan en actuar hacen que el modelo ya haya alcanzado el límite de su balanceo en una dirección y empezado el mismo en dirección contraria.

Los esfuerzos del piloto entonces solo logran que el próximo balanceo sea mas fuerte que el anterior, y cuando después de una demora momentánea, el percibe esto y mueve los controles hacia el otro lado, el modelo ya ha alcanzado su oscilación máxima y nuevamente los controles empeoran las cosas.



La mejor actitud del piloto en estos casos, es colocar en cero los controles y esperar y esperar que el modelo tenga suficiente autoestabilidad como para amortiguar la oscilación por si mismo.

La dificultad del diseñador se ve incrementada por el hecho de que un modelo estable lateral y espiralmente, lo es a una velocidad determinada y no lo es a velocidades distintas de esta.

A elevados ángulos de ataque, la estabilidad en espiral es muy difícil de obtener. Se requiere un diedro alar generoso y un pequeño timón, como se usa en los modelos de vuelo libre de duración.

A alta velocidad, sin embargo, el diedro resulta excesivo, y el modelo acusará una marcada tendencia a oscilar de lado a lado. El área del timón debe ser incrementada para detener la oscilación. Esto tiene tendencia a producir inestabilidad en espiral.

Afortunadamente muchos modelos están diseñados para operar a una determinada velocidad, y un modelo estable a "cierta velocidad" no es imposible.

Para planeadores radio control y modelos de duración a motor, que operan a velocidades muy distintas, no existe una solución total para todas las condiciones.

Si el modelo es primariamente un planeador térmico, que usara la mayor parte del tiempo volando en círculos lentos, el esfuerzo debe concentrarse en la estabilidad en espiral, o sea, diedro amplio con timón pequeño,

Esto causará casi seguramente, una cierta tendencia a oscilar durante el vuelo en penetración o durante la trepada a gran potencia y alta velocidad.

Para modelos de vuelo en colina, no es usual volar en círculos, por lo que la estabilidad espiral carece de importancia. El área del timón debe incrementarse y el diedro reducirse.

Esto ayudará al vuelo recto, siempre que los virajes puedan ser cuidadosamente controlados. Si el control se realiza con timón de dirección únicamente, el diedro no deberá reducirse.

DIEDRO

Un ala sin diedro es neutralmente estable en rolido. Cualquier rolido que comience será amortiguado, pero no existirá tendencia alguna a corregir la actitud, una vez que el rolido se ha detenido. Si un ala esta baja, continuará baja.

El efecto de amortiguación en rolido ya ha sido mencionado en el Cap. 5 (ver Fig. 5.9)

A medida que el ala rola, el ala descendente se encuentra con el aire a un mayor ángulo de ataque, mientras el ala que asciende disminuye su ángulo de ataque en la misma cantidad.

Esto crea una diferencia de sustentaciones en ambos lados, que tenderá a detener el rolido, Una vez detenido, el ángulo de ataque de ambas semi alas será el mismo, por lo que no se produce ninguna tendencia a retomar el vuelo nivelado.

El modelo entonces, inclinado en cierto ángulo se desliza de costado. El efecto estabilizador de el diedro del ala, surge de este efecto de deslizamiento causado por el rolido.

El deslizamiento, combinado con el diedro, incrementa el ángulo de ataque del ala baja y decrece el ángulo de la que sube, lo que causa un desbalanceo de sustentación capaz de retornar el modelo a su posición nivelada.

El valor del diedro necesario en un modelo radio controlado será muy pequeño, y en acrobacia directamente su valor es nulo, dado que el piloto corrige las posiciones no deseadas mediante el uso de los alerones .

En algunos planeadores, un diedro generoso se requiere para ayudar al control por medio del timón de dirección, tal como describiremos en el siguiente capítulo.

La fig. 11.17 indica como un diedro demasiado grande reduce la eficiencia del ala. La resistencia, en cambio no se reduce, pero debido a la inclinación del ala, el componente de la sustentación es directamente horizontal.

La verdadera superficie alar es representada por la proyección vertical sobre un plano.

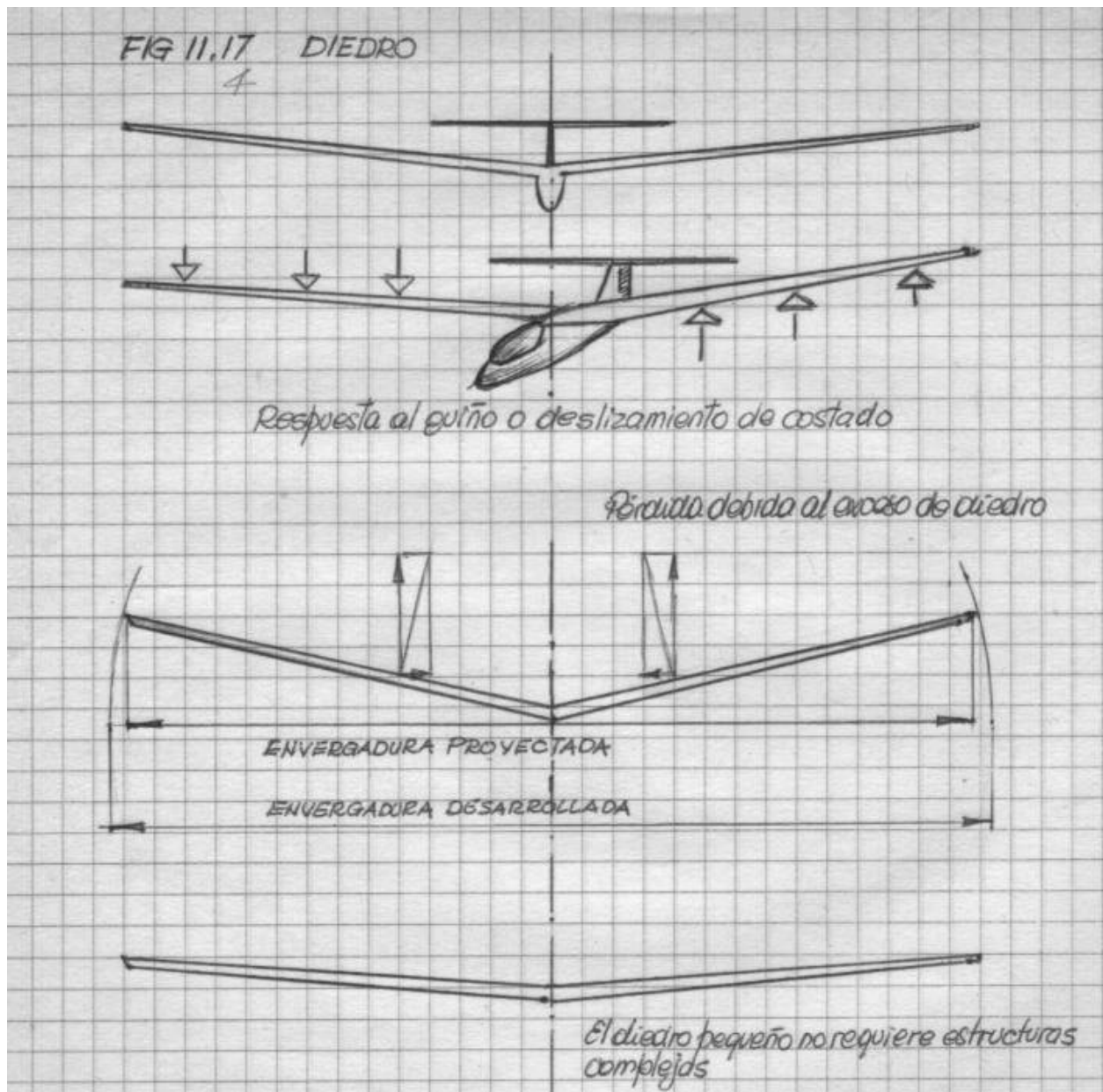
Como esta proyección implica una envergadura menor a medida que el diedro aumenta, es aconsejable utilizar siempre el menor diedro posible, compatible con la estabilidad.

Para modelos de vuelo libre y planeadores RC de vuelo térmico, es ventajoso el empleo de polidiedro. El diedro mas inclinado en las superficies exteriores es mas efectivo debido a su mayor brazo de palanca con respecto a la línea central del modelo.

El polidiedro es una forma de reducir el diedro con respecto al ala recta o diedro V . Para obtener el mismo efecto con diedro recto, se requiere un ángulo diedro medio mayor,

Como sucede con la punta del ala, un diedro elíptico es teóricamente el mejor, pero modelos que han sido contruidos con este diedro, han demostrado muy poca ganancia efectiva, si lo comparamos con el grado de dificultad que ofrece para construir y controlar un ala con este tipo de diedro.

Formas extremas de diedro, deben evitarse, ya que ellas generan flujos cruzados sobre las alas creando vórtices e incrementando resistencia.



TIRABUZON

El tirabuzón es causado por la entrada en pérdida del ala en una forma asimétrica, como puede verse en la fig. 11. 18

En un tirabuzón plenamente desarrollado, el total del ala está en pérdida, pero un lado está más allá del ángulo de pérdida de la otra, que la hace caer e iniciar una "autorrotación" del modelo, seguida de una gran tasa de descenso.

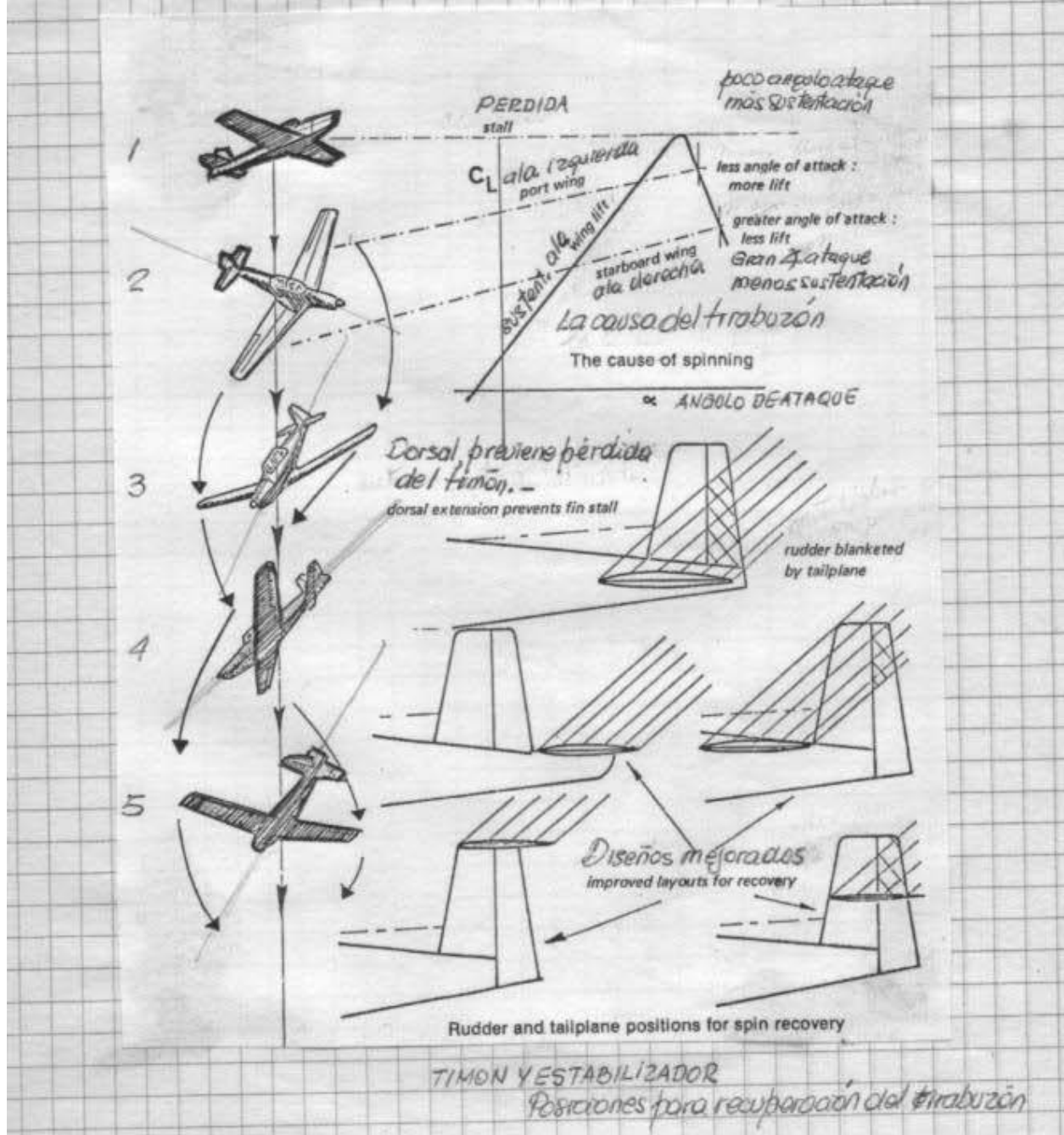
Para recuperarse, la rotación debe ser interrumpida y el ala salir de la pérdida, esto requiere usualmente, tanto la acción del timón como la del estabilizador o elevador.

Los modelos difieren ampliamente, en lo que a su capacidad para realizar el tirabuzón se refiere, y algunos simplemente son incapaces de realizarlo.

Estos últimos son modelos con timón muy grande y CG muy adelantado. Alas con generosa cuerda en las puntas y "wash out", son poco renuentes a caer a un lado cuando entran en pérdida y por lo tanto inadecuadas para iniciar un tirabuzón.

FIG 11.18 TIRABUZON

5



Para acrobacia, alas fuertemente cónicas, sin "wash out" y timones pequeños ayudan a entrar en tirabuzón y el CG atrasado colabora para mantenerlo.

Por cierto, si estas características son exageradas también suelen prevenir la recuperación. Si durante un tirabuzón el timón de dirección y su parte móvil son perturbados por el flujo, la recuperación puede llegar a ser imposible.

El timón debería estar montado lo más lejos posible debajo del estabilizador o en alguna de las disposiciones sugeridas en la fig. 11. 18

Un modelo completamente acrobático debe ser apto para realizar tirabuzón invertido. En este caso el timón debería estar dispuesto tanto arriba como debajo o mejor aun, sobre ambos lados con la misma forma y superficie, el estabilizador debería estar o bien detrás de el o bastante adelante.

Así mismo, el timón debería ser de baja relación de alargamiento, tal como se explicó en el Cap. 5

Sería deseable para recuperar el tirabuzón.

La posición de los alerones en tirabuzón y en la entrada y salida del mismo variaran de modelo a modelo. En algunos casos, la entrada en giro es ayudada por la aplicación de alerones en contra de la intentada dirección del tirabuzón. Esto aumenta el ángulo de ataque del lado del alerón bajo y dado que un perfil combado alcanza antes su ángulo de pérdida, (ver fig. 7. 4 y 12. 2) esta puede entrar primero en pérdida e iniciar el tirabuzón.

En otros casos, especialmente con cuerda amplia en las puntas, el alerón continua trabajando en sentido normal aun mas allá de la pérdida y si en tal caso el alerón se pone a la dirección del tirabuzón, puede prevenir la entrada o aun precipitar el giro en sentido contrario. Lo mismo se aplica durante el recobre o recuperación.

No existe una regla general para esto, cada modelo debe ser investigado para encontrar la aplicación adecuada o el mejor procedimiento de uso de alerones.

POTENCIA EN EQUILIBRIO

Hasta aquí, ambos, balanceo y estabilidad han sido considerados sin tener en cuenta la potencia. En el balanceo longitudinal, la posición del eje de tracción relativa al centro aerodinámico, es de cierta importancia.

Si la línea de tracción es relativamente alta o baja, el momento de picado actúa mas o menos, modificando la carga, que como regla, debe absorber el estabilizador.

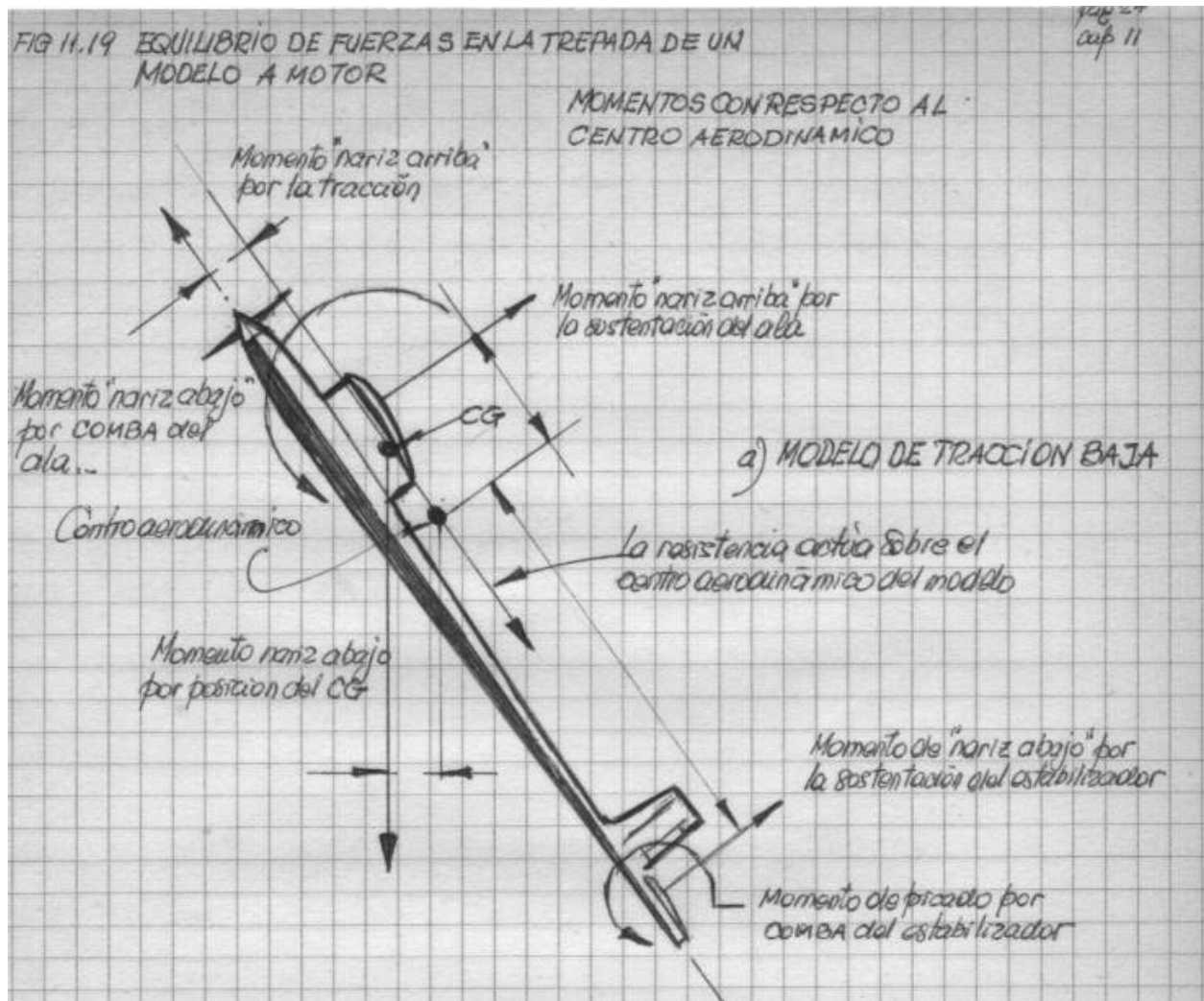
Al mismo tiempo, la sustentación del estabilizador a un C_L dado, variará en función de la velocidad de la corriente que pasa sobre el.

En una trepada empinada, la fuerza del peso se mantiene actuando verticalmente sobre el CG, mientras que la fuerza de sustentación del ala está en ángulo recto a la línea de vuelo, lo que cambia el balanceo en cierta medida si el CG se encontrara francamente bajo, con respecto al centro aerodinámico.

El resultado es un complejo sistema de fuerzas en un modelo de duración a motor de típico diseño con cabina, como se muestra en la fig. 11. 19.

El ajuste de un modelo de este tipo es altamente sensitivo a cualquier variación de la potencia.

Una disposición mas segura y eficiente, si el modelo tiene decalage y comba variable, es el que se da en la parte inferior de dicha figura.



En este caso se supone que el estabilizador es simétrico y a cero ángulo de ataque, relativo al "Down wash" del ala. La línea de tracción pasa por el centro aerodinámico del modelo y el CG también está sobre dicha línea a pesar de que se mantiene adelante del punto neutral. La velocidad incrementada del flujo de aire que pasa por el estabilizador a cero ángulo de ataque, no genera un incremento de sustentación del mismo. La cola se vuelve un estabilizador de la trayectoria.

La tracción y la resistencia no generan un momento de picado. El momento de picado del ala se ha reducido mucho debido a la comba "reflex" (flaps arriba) durante la fase de trepada.

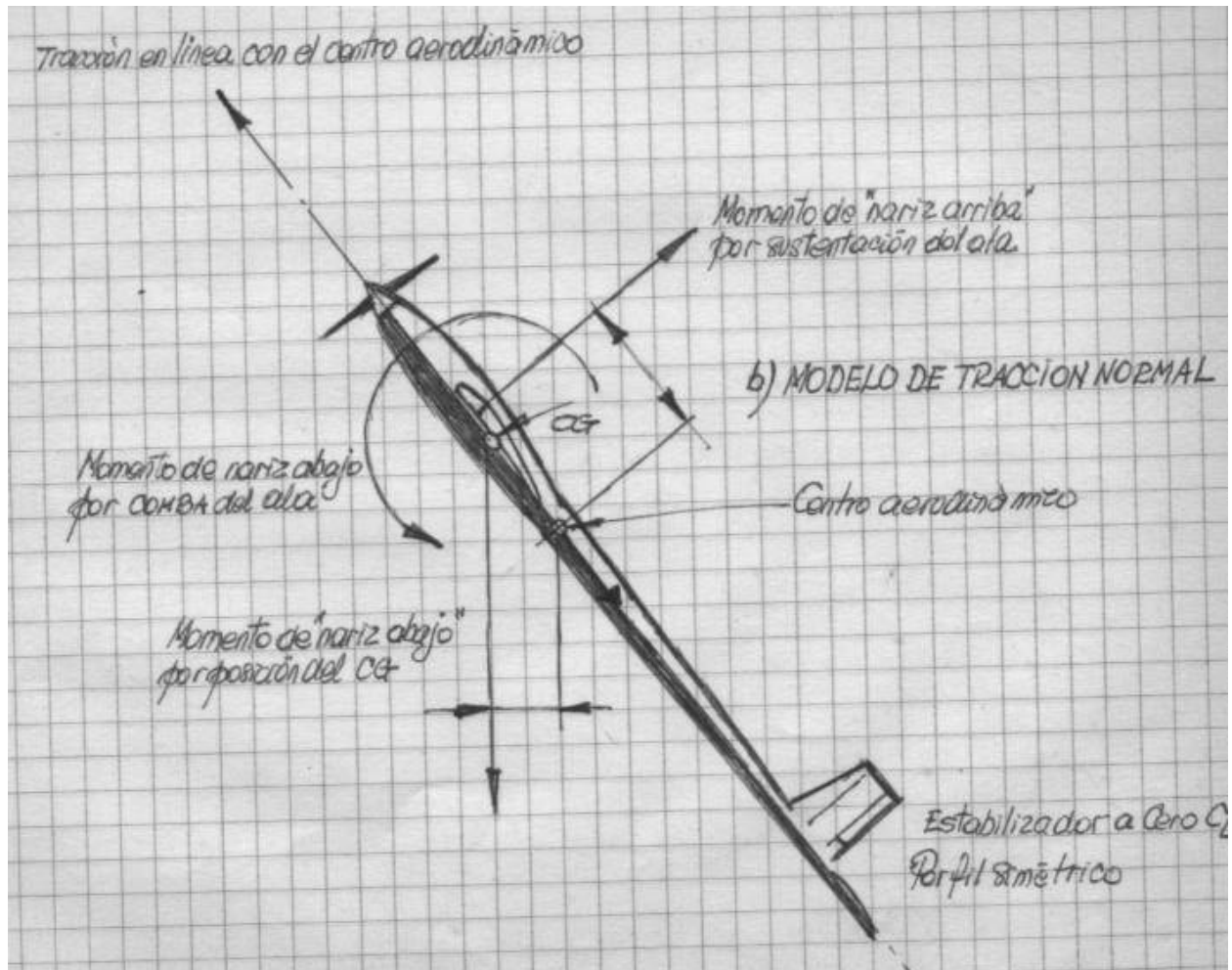
En la práctica, no dudamos que esta disposición no será totalmente lograda, debido a ciertos compromisos del centraje de planeo y de estabilidad van a ser aun necesarios y el coeficiente de momento de picado se va a incrementar cuando los flaps son bajados al final de la trepada.

En general, sin embargo, la trepada de este tipo de modelo debería ser mas fácil de controlar, especialmente debido a que no será necesario realizar virajes escarpados ascendentes.

Debe prestarse atención al hecho de que el diedro levanta el centro de resistencia.

La velocidad de la corriente de "chorro" de la hélice sobre la cola de un modelo a motor radio controlado cambia la efectividad de los controles de tal modo, que timones y elevadores sensitivos bajo potencia, pueden resultar insuficientes con motor reducido o en planeo.

Existen pocas expectativas de encontrar soluciones completas a este problema, pero un compromiso aceptable usualmente es obtenido.



El hecho de que dicha corriente sea rotacional, puede ser causa de un deslizamiento lateral durante el decolaje, debido a que el flujo ataca a cierto ángulo a las superficies de cola.

Este efecto es mas importante que el producido por el torque de la hélice, que es una fuerza tendiente en primera instancia a hacer rotar el modelo sobre su eje de tracción y no a producir un giro o un guiño.

Por supuesto, la inclinación producida por el torque llevará al modelo a un viraje, si no es corregida durante el vuelo. Esta tendencia al rolido puede en el suelo, causar un balanceo (swing) debido a la carga desigual sobre las ruedas del tren de aterrizaje, pero el modo natural de contrarrestar esto durante el vuelo, es aplicar una fuerza contra el rolido o antitorque a veces mediante un ligero alabeo, o una aleta de corrección, o alerones.

En un modelo de vuelo libre a motor, trepando recto, esta última consideración resultará esencial.

El efecto "de chorro" (slips tream) sobre el timón puede ser controlado mediante inclinación lateral de la tracción (side thrust)

Esto tiene la ventaja de actuar únicamente durante la trepada, y por lo tanto no afecta el planeo.

En aviación el timón es ajustado (trim) para cada condición de vuelo. En algunos casos como en le Messerschmitt 109, el timón completo fue dotado de una ligera asimetría del perfil, (comba positiva) para lograr una constante fuerza antideslizamiento lateral.

La inclinación hacia debajo de la línea de tracción (down thrust), es utilizada para corregir defectos de balanceo longitudinal y como es obvio sin incidencia en el planeo.

En radio control es aconsejable utilizar el mismo método de la aviación real o sea ajustar el timón a las distintas variaciones del vuelo (trim)

Parecidos problemas de estabilidad y balanceo se presentan en un planeador durante el remolque.

La fuerza de la línea de remolque, crea un momento de picado que debe ser compensado por el estabilizador, y la velocidad del vuelo en remolque, especialmente al comienzo del remolque, es mas grande de la normal, tornando al modelo mas sensitivo.

La parte móvil del timón, suficiente para producir suaves giros durante el planeo, seguramente causará fuerte oscilación lateral en remolque. Esto explica la necesidad virtualmente ineludible del uso de virador automático (auto ruder) en los planeadores de vuelo libre.

Si un modelo de planeador tiene problemas de estabilidad durante el vuelo normal, estos seguramente se acentuaran notablemente durante el remolque.

Normalmente será necesario un buen número de experimentos, cambios y pruebas, para obtener resultados consistentes.

Efectos posteriores deben considerarse, tales como la distorsión del ala y/o de los fuselajes muy delgados, debido a la carga adicional ejercida por la línea y la velocidad elevada.

Un modelo completamente satisfactorio en planeo puede resultar incontrolable en remolque, si las alas se reviran diferencialmente entre si o por pequeños alabeos o torceduras permanentes.

Estos temas son también importantes como puntos a mejorar mediante diseños mas rígidos y construcción mas perfecta.

La posición del gancho de remolque juega un papel muy importante en la calidad del vuelo bajo remolque. Como regla general en diseño ortodoxo, podemos decir que el gancho debe ubicarse aproximadamente 20 grados por delante del centro de gravedad.

Si ubicado allí, y además sin la presencia de deformaciones, el modelo oscila hacia los lados, estará demasiado adelante. Si en lugar de oscilar, se empuja demasiado y C2cae" hacia un lado no muy bien determinado, estará demasiado detrás.

EFFECTO GIROSCOPICO

Estos efectos son producidos por la hélice y por partes rotantes del motor.

Afortunadamente, en los modelos son relativamente pequeños, pero pueden a veces ser responsables de efectos no esperados.

En modelos ortodoxos la hélice gira en sentido antihorario cuando la miramos de frente. Un viraje o un guiño del modelo, hacia la izquierda, hace rotar el eje giroscopico de la hélice y del motor.

La respuesta es una fuerza que tiende a levantar la nariz del modelo.

Este empuje nariz arriba, causa una reacción giroscopica hacia la derecha. Este empuje a la derecha causa una fuerza nariz abajo y, a medida que el modelo empuja nariz abajo, la reacción giroscopica tiende hacia la izquierda y nuevamente se produce el empuje nariz arriba causando un guiño o viraje a la derecha.

Esta secuencia es conocida como “precesión” y el efecto es perceptible si tiene una hélice muy pesada que gira a muy alta velocidad.

En este caso, el modelo puede precesar continuamente bajo potencia, cruzándose suavemente durante el vuelo de arriba a un costado, de allí abajo y al otro lado y así sucesivamente .

Un trompo girando, muestra un patrón similar y, en algunos de los primeros aeroplanos con motor rotativo, el efecto era muy pronunciado y responsable de muchos accidentes.

En un modelo, la oscilación causada por la precesión puede reaccionar en conjunto con el torque u otros efectos mas propiamente aerodinámicos y causara problemas de autoestabilidad.

En una trepada vertical esto es particularmente posible, por que el modelo se encuentra siempre girando en un mismo sentido, provocando de ese modo un momento giroscopico con efectos nariz arriba y abajo.

La sustitución de la hélice por una mas liviana puede ayudar mucho al aeromodelista en estos casos.

Hacemos notar sin embargo, que en la trepada recta, a un ángulo constante de 55 grados, este efecto no puede manifestarse.

Esto se explica por que al no existir el giro, no existe la reacción giroscopica.

CAPITULO 12

CONTROL

Como en las aeronaves reales, los modelos de radio control, se guían principalmente mediante superficies de control abisagradas o pivotantes que alteran por comando de el piloto, la sustentación, resistencia y momentos, para obtener así un cambio en la actitud del modelo y por lo tanto en su velocidad, magnitud de giro, rotación de momento, etc.

La potencia de salida es controlada por la carburación del motor

Como hemos visto en los Cap. 1 y 2, un incremento o disminución de la potencia sin ningún cambio en la disposición de las superficies, va a cambiar la actitud del modelo.

Para mantener el vuelo nivelado, a diferentes potencias, el reajuste también será necesario.

ELEVADORES

La mas simple de las superficies de control es el elevador. Pruebas en túnel de aire, conducidas por D. Althaus en Stuttgart, realizadas con perfiles para estabilizadores de Wortmann, muestran los efectos de varias deflexiones angulares en un elevador sobre las curvas de sustentación y resistencia, y para diferentes tamaños de superficie abisagrada 20 y 30 % de ancho en términos de cuerda del estabilizador. (fig. 12. 1)

El efecto en un timón de dirección vertical, es por supuesto idéntico.

Tal como indicamos en el Cap. 6, la deflexión de una superficie como esta sobre ángulo pequeño no altera la pendiente de la curva de sustentación , pero la mueve hacia arriba y hacia la izquierda de la gráfica (estabilizador con elevador abajo)

El C_L máximo aumenta, pero el ángulo de pérdida medido geométricamente decrece como con un perfil combado.

Cuando el elevador deflecta más de 15 grados, la curva muestra irregularidades propias de la separación de flujo, y al mismo tiempo se produce un empujado incremento en la curva de resistencia.

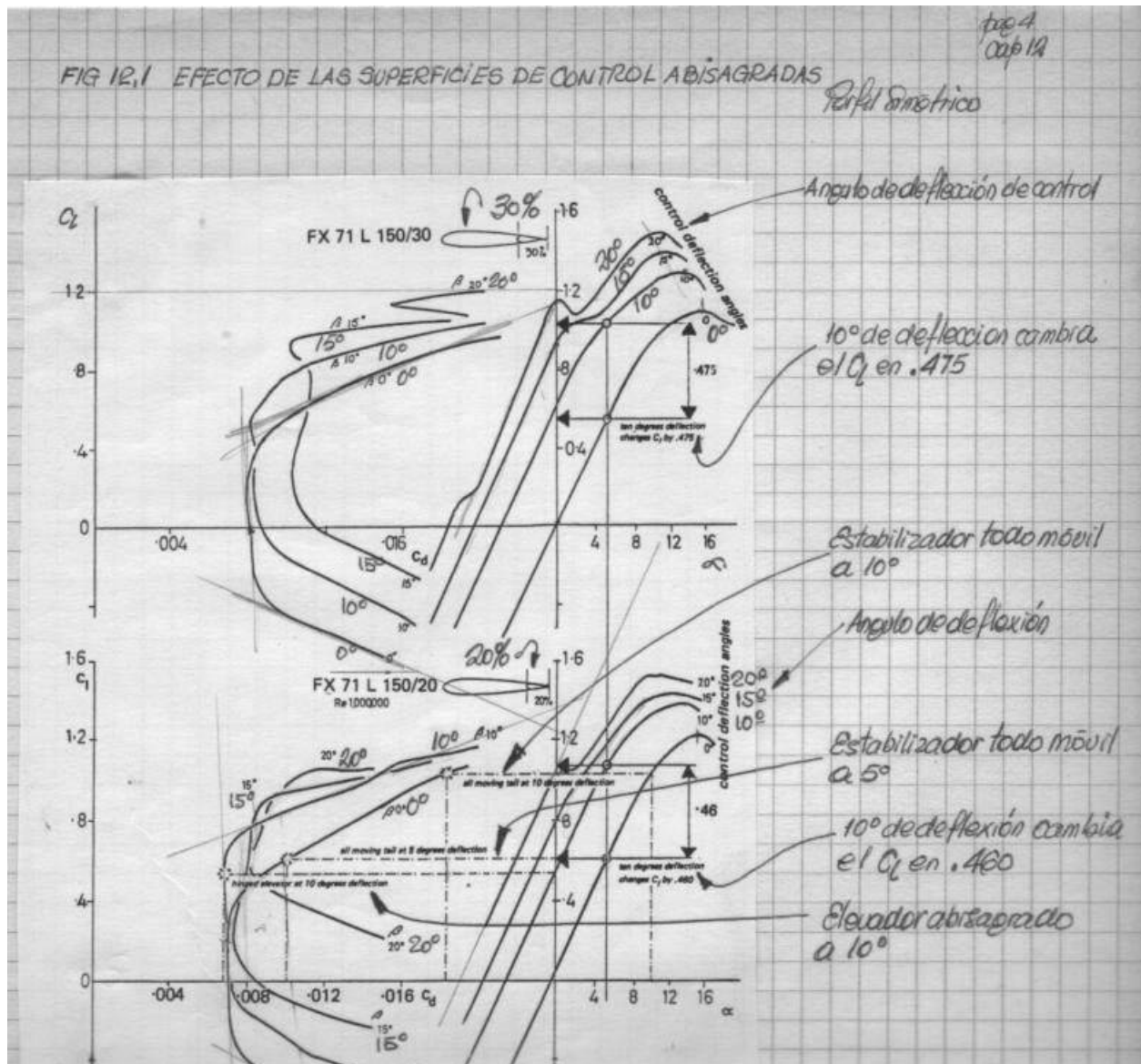
Tal como sucede en los perfiles corrientes, el incremento de comba desplaza la curva de resistencia a mas elevados lugares de C_L .

Esto es muy importante por que nos indica, que cuando un elevador es ajustado en un pequeño ángulo para balancear un modelo en vuelo, no necesariamente se genera mas resistencia que cuando estaba neutral.

Sin embargo, el estabilizador completo va, en esta posición, a ejercer una fuerza de sustentación que generará cierta resistencia inducida.

Para tener mínima resistencia, será aconsejable que la superficie de control se encuentre en posición neutral para el vuelo recto y nivelado.

El test en el túnel de aire también muestra la influencia del incremento de cuerda de la superficie móvil o elevador.



El movimiento del mismo de neutral a 10 grados de deflexión, con un ángulo del 20 % de la cuerda, incrementa el C_L en aproximadamente 0.46. Un aumento del ancho hasta un 30 % solo logra elevar el C_L a 0.47 (fig. 12. 1)

El incremento de la cuerda de la superficie de control, como decimos, incrementa solo muy escasamente el C_L y por consiguiente su efectividad, pero en cambio aumentó la carga sobre los controles y los servos de modo considerable.

El operador del modelo, cuando opera superficies de cuerda amplia, deberá estar muy atento porque es allí cuando puede esperar problemas.

Pueden darse que se arqueen las varillas de empuje (push rod's) o leves distorsiones en la estructura del modelo bajo dichas carga, con el resultado de que la efectividad de tales superficies amplias se vea reducida.

Estos principios son aun mas aplicables para alerones, tanto en alas combadas como simétricas: la efectividad se incrementa muy levemente por su mayor ancho, pero la carga sobre los servos es altamente magnificada.

Cuando el incremento de la superficie de control es esencial, siempre que sea posible, esto debería lograrse mediante el aumento de la longitud en lugar de aumentar la cuerda

De este modo se logra combiar una mayor superficie del ala, de gran efectividad a muy bajo costo de carga sobre los servos.

Los datos del test de túnel de aire de la fig. 12. 1 , no son desafortunadamente dados para Re bajos o suficientemente bajos para muchos modelos, pero ilustran con propiedad los principios generales que manifiestan.

Estos datos son totalmente válidos para modelos veloces, operando cerca de Re 700.000 con perfiles simétricos o cercanos al simétrico.

Los perfiles Wortmann de la serie 71- L- 150 (cuyas ordenadas pueden verse en el apéndice 3) son específicamente diseñados para estabilizadores y timones, para obtener baja resistencia cuando la superficie de control es operada.

Estos pueden ser usados eficazmente en modelos acrobáticos con alas de perfil simétrico y alerones todo a lo largo de la envergadura.

Están diseñados especialmente para determinada cuerda en la parte móvil del flap, alerón o elevador del 20, 25 o 30 % tal como indican los dos últimos dígitos de la designación. Por lo tanto, esto no debe ser alterado bajo ningún concepto.

EL ESTABILIZADOR DE MOVIMIENTO COMPLETO

El estabilizador de movimiento completo o elevador péndulo, es a veces considerado como de ventajoso, aerodinámicamente, con respecto al estabilizador de con superficie abisagrada ortodoxo de elevador delgado.

Su sensibilidad es mayor por cada grado de deflexión. Esto puede ser comparado el cambio del C_L del perfil simétrico deflectado 10° , con un elevador deflectado al mismo ángulo.

Cambiando el Ángulo de ataque del perfil simétrico 10° se eleva la curva del C_L alrededor de 1,1, en cambio el mismo ángulo en un elevador obtiene un incremento de aproximadamente 0,5 – 0,6.

Sin embargo, estos mismos 10° de deflexión aumentan el arrastre de perfil del elevador péndulo en mas del doble, dado que se mueve en valores que superan el rango de bajo arrastre (low drag bucket)

Los flaps abisagrados cambian la comba y así cambian favorablemente la curva de arrastre, para pequeños ángulos de deflexión.

Dado que el estabilizador péndulo es más efectivo, puede obtener el mismo resultado con un ángulo menor.

Si por ejemplo, un perfil simétrico es deflectado 5° , va a resultar tan efectivo como un elevador abisagrado a 10° .

Aun este pequeño movimiento del perfil simétrico lo coloca fuera del rango de bajo arrastre que es bastante angosto en los perfiles delgados, generalmente utilizados en el estabilizador.

Aerodinámicamente, por lo tanto, parece que no existen ventajas con la utilización de elevadores péndulo

Mecánicamente pueden tener algún valor, dado que con una elección cuidadosa del punto de pivote, puede lograrse que no arroje carga alguna sobre el servo

Dado que los perfiles simétricos tienen momento de picado alrededor del cuarto delantero de su cuerda, el punto puede ser ubicado allí, y entonces el servo solo tendrá la carga derivada de vencer la fricción y sostener en posición el estabilizador.

En planeadores reales que tienen estabilizador péndulo, se utiliza una leve flecha positiva combinada con una ligera comba del perfil, a los efectos de transmitir al piloto una cierta sensación aerodinámica en la palanca de comando.

Alternativamente, disponen también de aletas de contra balanceo. Para modelos estas serían completamente superfluas a manos por supuesto si de respetar la escala se tratara.

Una posterior consideración, con respecto al estabilizador todo móvil o péndulo, es la derivada de la imposibilidad de sellar su unión con el fuselaje, en el caso que sea de dos piezas, creando así una fuente de resistencia parásita.

En el caso de una cota en T, si bien puede construirse el estabilizador de una sola pieza, no es fácil resolver el problema de ingeniería de su montaje móvil sobre el timón.

Por lo expuesto entendemos que no existe una disposición más lógica y efectiva, que una cola convencional con un buen flap abisagrado.

Será necesario que la unión de esté perfectamente sellada, tanto de abajo hacia arriba, como al la inversa.

FLAPS Y ALERONES

La función del elevador es el control del ángulo de ataque del ala

El ala en si misma puede tener flaps o comba variable, los cuales pueden asistir, oponerse o suplantar al elevador.

En un modelo bien diseñado si los flaps del ala son bajados, se incrementará la comba, que simultáneamente variará el ángulo de ataque del ala medido desde el borde de fuga (ángulo de ataque geométrico)

Este incremento de comba causa un incremento de la fuerza de picado (pitching moment) pero al mismo tiempo, el C_L se incrementa aumentando la corriente descendente sobre el estabilizador, que tenderá a levantar la nariz.

Cuando el modelo recupera el equilibrio nuevamente, se encontrará operando a una velocidad menos, pero podrá quedar en una actitud de pequeña nariz abajo o nariz arriba, dependiendo esto de un exacto balanceo de los flaps, momento de picado y corriente descendente.

Si en ese momento el elevador se mueve hacia arriba, la velocidad disminuirá aun más, pero debido a la gran comba de los flaps bajos, la pérdida ocurrirá a un ángulo de ataque menor.

El movimiento hacia abajo del estabilizador tendrá el efecto inverso; el C_L baja, se reduce el momento de picado y también la corriente descendente.

La velocidad aumenta sin mayor cambio en la actitud. La depresión sobre el estabilizador conducirá a una mayor velocidad.

Algunos modelos, particularmente los modelos de acrobacia con cables de control para vuelo circular, están contruidos con flaps acoplados al elevador.

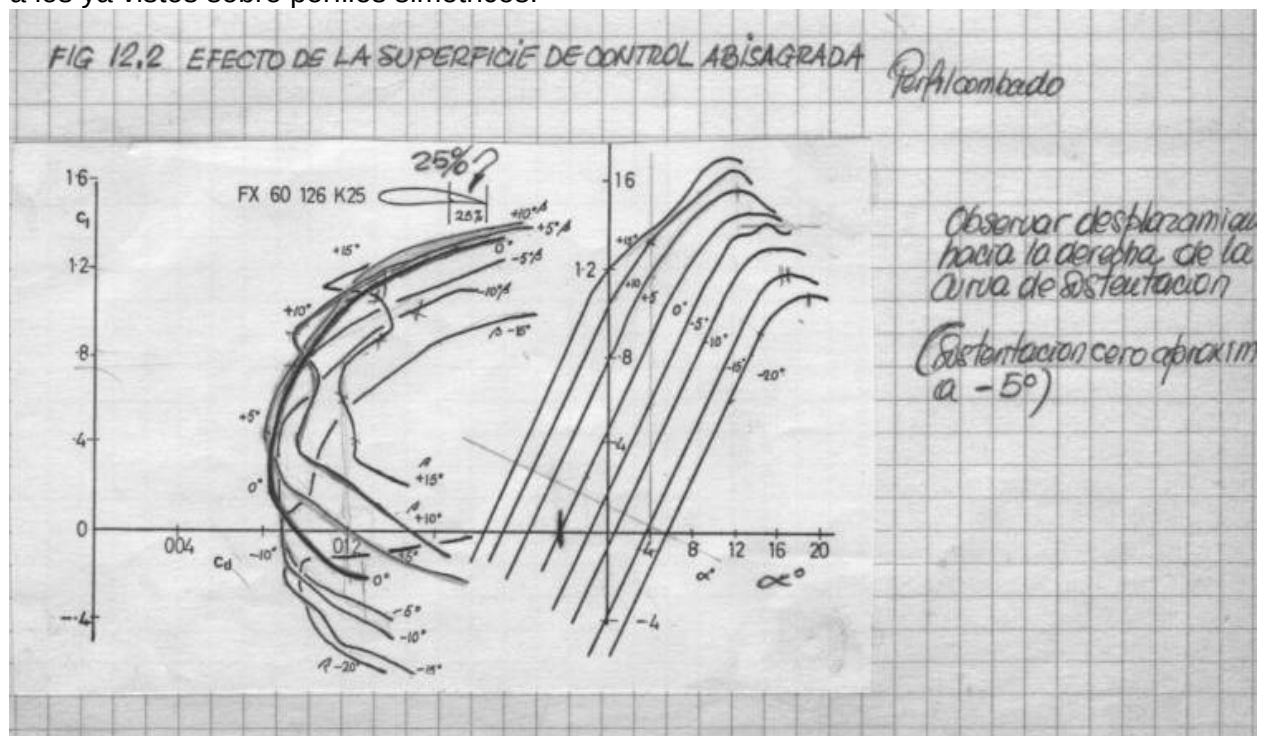
La ventaja de esto es la de responder rápidamente a los controles, especialmente para las maniobras del tipo "cuadrado".

El estabilizador deberá ser lo suficientemente poderoso como para contrarrestar el fuerte momento de picado a medida que los flaps bajan.

Entonces el C_L del ala sube abruptamente y, momentáneamente el total de la fuerza de sustentación excede el peso del modelo, la velocidad no tiene tiempo de descender. Este exceso acelera el modelo en la dirección deseada y el elevador simultáneamente lo rota a la posición deseada.

Los modelos radio controlados pueden encontrar útil este acoplamiento, pero las cargas sobre los servos serán muy elevadas.

Como la fig. 12.2 demuestra, los efectos generales de alerones abisagrados, son casi iguales a los ya vistos sobre perfiles simétricos.



La única diferencia importante es que, sobre perfiles combados, la posición de flaps cero (0) tiene una situación de ángulo negativo de ataque para lograr el punto de cero (0) sustentación.

Tal como hemos visto en el Cap. 7 fig. 7.8, un modelo en viraje debe inclinarse, debido a la fuerza lateral que requiere de la sustentación, para balancear la fuerza de inercia hacia fuera del viraje.

La inclinación se conseguirá normalmente por la acción de alerones ayudados por el timón de dirección del modelo.

La acción del alerón debe ser comprendida desde la fig. 7.6. Cuando un alerón baja, el otro sube, creando un desequilibrio de las fuerzas de sustentación, que inclina el modelo. Este movimiento de "rolido" es amortiguado como se describe en el Cap. 5, por el cambio de ángulo de ataque en ambas alas, de modo que en un rolido constante o uniforme, las fuerzas de amortiguación igualan exactamente las fuerzas producidas por los alerones.

Para obtener un viraje acentuado, se requieren potentes, en conjunto con una amortiguación pequeña, lo que implica una envergadura pequeña con alerones a todo lo largo de la envergaduras

Como lo indican las fig. 12. 1 y 12. 2 , el incremento de la cuerda de la superficie móvil, tiene un efecto muy pequeño y en cambio extender su longitud a lo largo de toda el ala, al cambiar la comba de toda el ala y no solamente en las puntas, es de un efecto muy superior.

Pese a ello , los alerones no deben ser reducidos en su cuerda en forma exagerada.

Ellos deben operar en una zona donde la capa límite es muy espesa, y una superficie muy delgada o alerón "cinta", suspendida detrás del borde de fuga propiamente dicho, pueden ser inefectivos al operar perturbados

RESISTENCIA ADVERSA DEL ALERON

La observacion de la fig. 12.1 mostraría que incluso en un modelo de acrobacia con perfil simétrico, los efectos adversos de resistencia por aplicación de alerón, son de muy escasa significación.

El perfil de la curva de resistencia se mueve con el alerón, por lo tanto, contrariamente a lo expresado en muchos artículos, no existe una diferencia de resistencia, entre el alerón que sube y el que baja (nos referimos a la resistencia de perfil, obviamente

Lo que existe es un incremento del C_L y una reducción del C_L en el otro lado

Esto causa una variación de resistencia inducida; mas sustentación en el ala ascendente crea una fuerza de resistencia inducida que tiende a desacelerar ésta semi ala y a hacerla descender. El efecto contrario sucede en la otra semi ala

Un modelo de alta velocidad con perfil simétrico, vuela básicamente a bajo C_L , y la resistencia inducida, como lo indica en la fig. 4. 9 , es pequeña a alta velocidad y bajo ángulo de ataque

En este caso es posible ignorar el efecto adverso de guiño (yaw) del alerón solo.

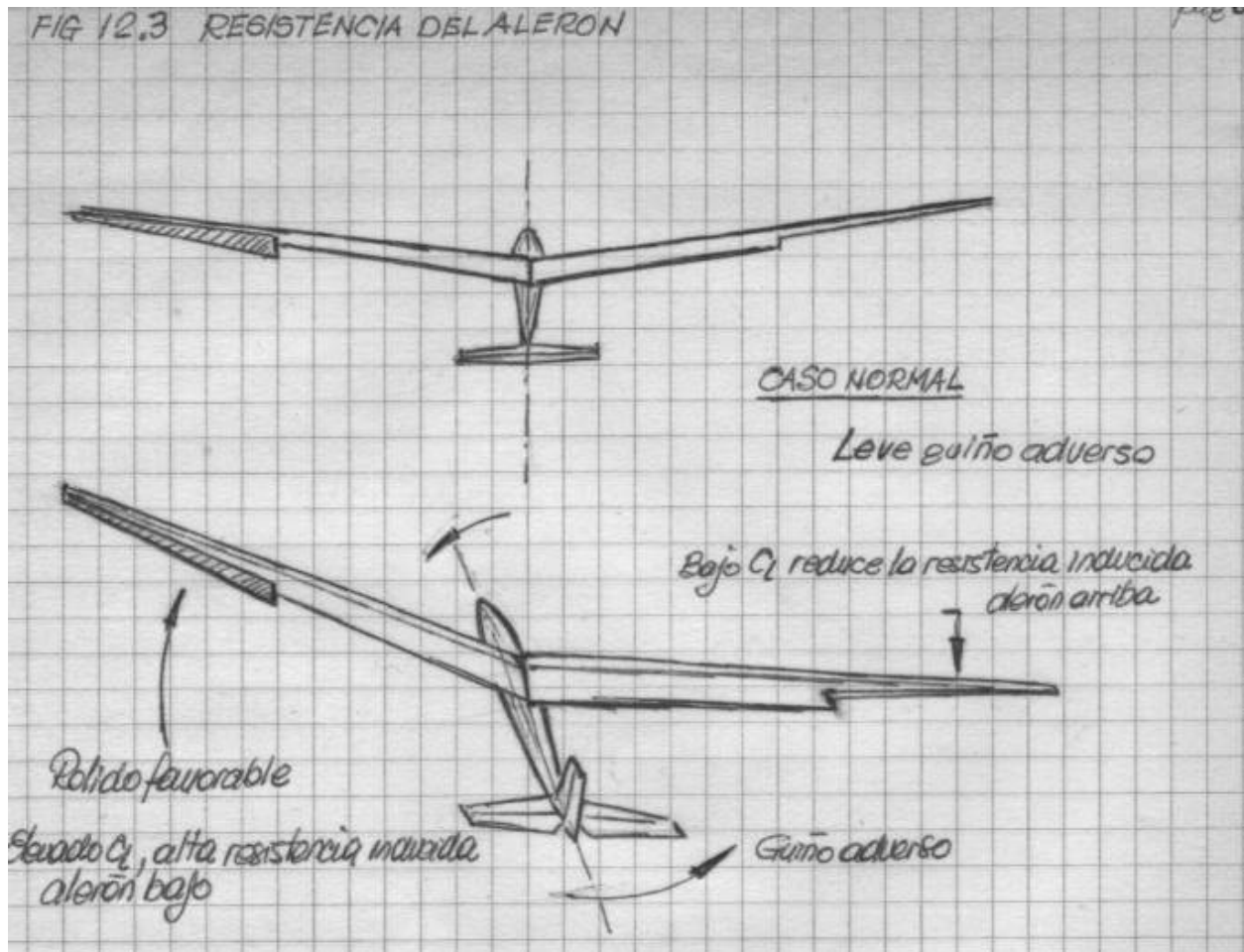
Si un pequeño (yaw) aparece cuando vuela lento, puede ser corregido con el uso del timón, pero para el vuelo acrobático normal y en modelos de carrera , los alerones son los controles de giro esenciales y el timon es solamente empleado principalmente para contrarrestar el "yaw" producido por el deslizamiento de corriente (slips tream). Estrictamente así se aplica en aeroplanos livianos veloces.

A bajas velocidades y especialmente en planeadores de gran alargamiento, la resistencia inducida es dominante y la resistencia adversa causada por los alerones es muy seria.

Cuando el alerón de un lado se mueve hacia abajo, el C_L local, ya normalmente alto debido a que el modelo vuela lentamente, crece aún mas, y la resistencia inducida se incrementa abruptamente de ese lado, tendiendo a hacer guiñar el modelo en contra del giro deseado.

En la otra semi ala, el C_L cae, la resistencia inducida disminuye, lo que ayuda al guiño adverso fig. 12. 3

Si el modelo se encuentra operando muy cerca del borde del rango de igual resistencia (low drag bucket) del perfil, es muy posible que al arrastre inducido causado por el alerón bajo, se adicione un aumento de arrastre de perfil, causado por la separación de flujo sobre el alerón.



Este último efecto adverso, se verá particularmente favorecido por alerones mal contruidos , con abisagrado defectuoso o huecos que permitan el paso de aire de una superficie a otra

En casos extremos, el guiño adverso causado por los alerones puede ser tan severo, como para sobreponerse al efecto de rolido. El modelo en tal caso guñará violentamente hacia fuera del giro, el ala de movimiento lento con el alerón bajo puede llegar a generar menos sustentación que la de movimiento rápido con alerón levantado, por que dicha fuerza depende de la velocidad, y entonces el modelo girara hacia el lado opuesto al planeado por el piloto.

Algunos de los primeros planeadores reales sufrieron ese efecto a bajas velocidades, mientras que a altas velocidades, la alta flexibilidad torsional de las alas hacían inefectivos los alerones.

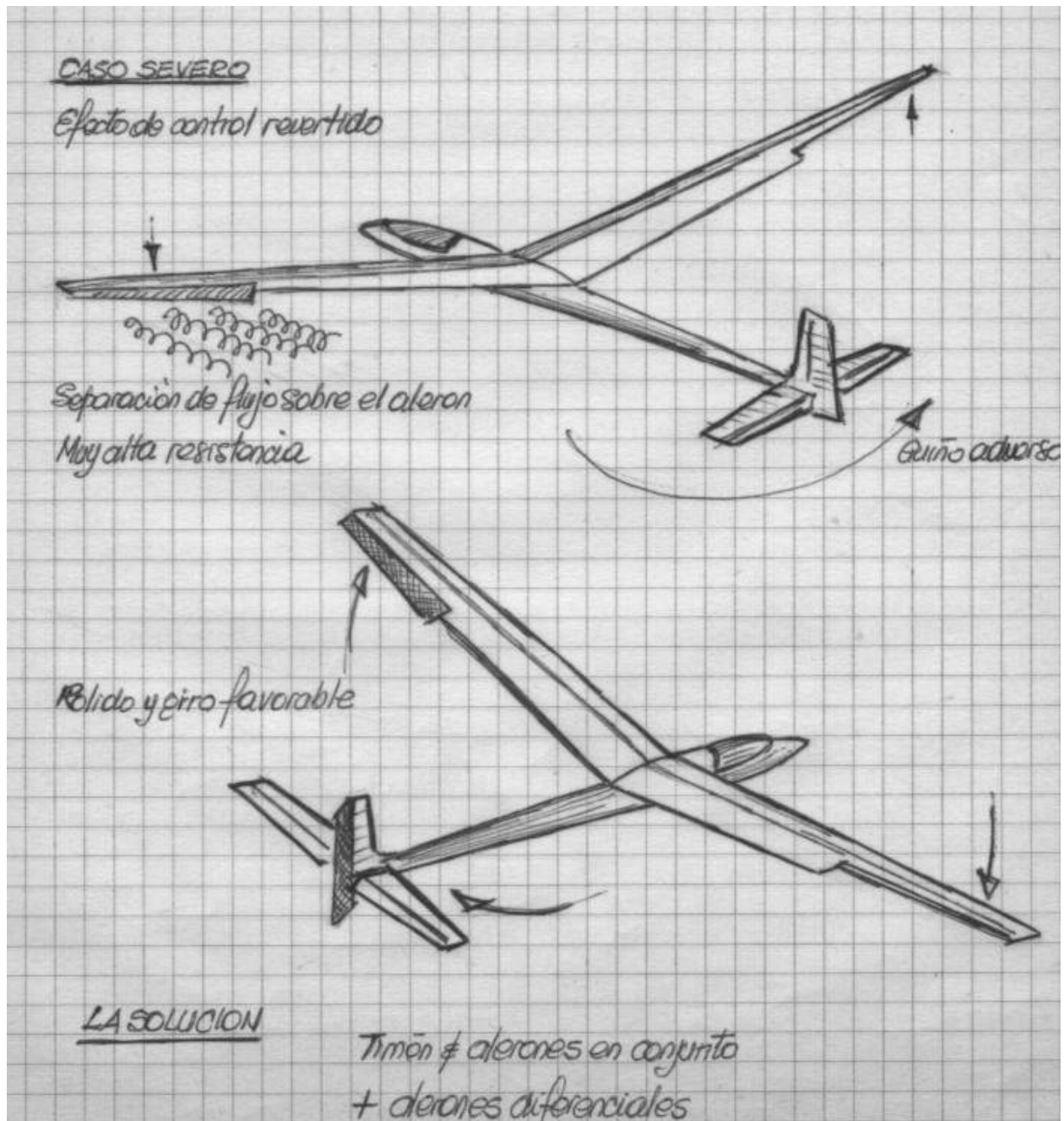
Solo dentro de un estrecho margen de velocidades resultaron útiles los alerones.

Algunos modelos de planeadores sufren efectos similares . En modelos de planeadores de baja velocidad, es esencial utilizar el timon con alerones para iniciar el giro. Este es un excelente caso para la aplicación simultanea de alerón y timon a través de medios mecánicos.

Una vez iniciado el giro con estabilidad espiral neutral, continuará el giro con los controles centralizados hasta que la aplicación inversa del alerón y timón lo saque de el.

Este es un excelente modo de accionar, aunque es seguro que requerirá varios ajustes de ángulo del diedro, área del timon y ajustes relativos del timon y alerones, antes de ser obtenido.

Mantener controlado el exceso de inclinación es usualmente necesario, mediante alerones, hasta cierto punto en modelos de gran alargamiento.

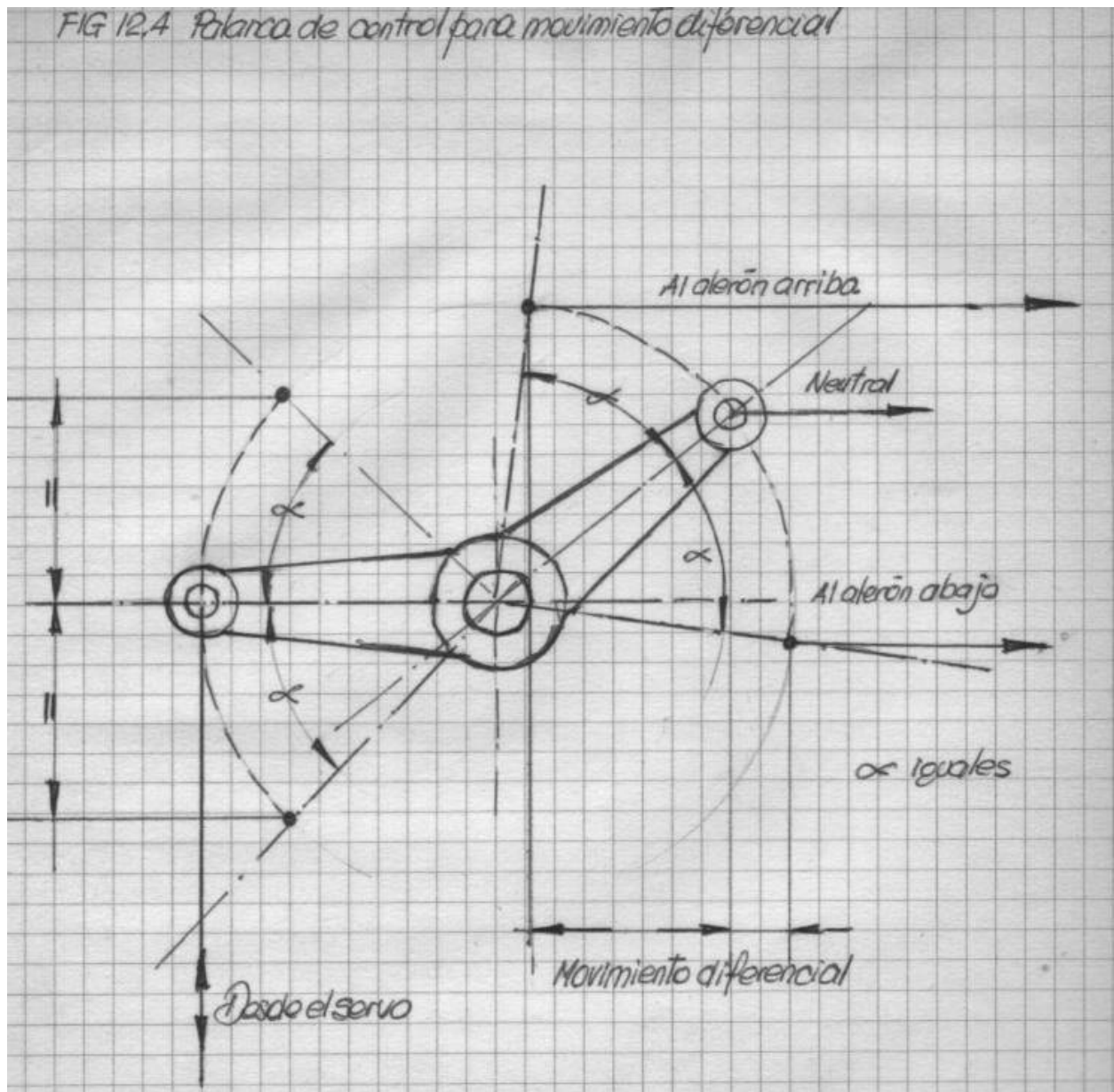


Se puede conseguir alguna reducción del efecto adverso del guiño de alerón, mediante el movimiento diferencial de los alerones.

Esto se puede lograr fácilmente por medio de palanca adecuada en el circuito de control fig. 12. 4

El movimiento de alerón hacia abajo debe ser menor que hacia arriba, debido a que la reducción del efecto sobrevendrá de lograr una menor sustentación en el ala interna del giro. Sin embargo el alerón diferencial solo actúa en el sentido de el rolido y no para contrarrestar el guiño, por lo que el timón continua siendo imprescindible para lograr un viraje limpio, de bajo arrastre.

Otros dispositivos, tal como el alerón Frise fig. 12. 9 o spoilers, que actúan de un lado del alerón a medida que el alerón de ese lado se eleva, son efectivos pero causando arrastre efectivo adicional, por lo que solo deberían ser usados cuando todo lo de mas a fallado.



La desventaja de acoplar el timon con los alerones es, que algunas maniobras especiales, tales como el deslizamiento de costado (side slip), en el cual el modelo es forzado a guiñar hacia el lado contrario al de el ala baja , para incrementar la resistencia del fuselaje para descender mucho sin incrementar la velocidad, no es posible.

En otras ocasiones puede resultar difícil entrar y salir de un tirabuzón, por que la flexión del alerón, cambia el ángulo de perdida del ala.

También en acrobacia, muchas maniobras deben realizarse operando independientemente el timon de los alerones. Por esto mucho aeromodelistas prefieren utilizar las dos funciones mecánicamente separadas.

En planeadores, como hemos dicho , el sistema es aplicado debido a que cubre la necesidad de los mismos, de coordinar ambos movimientos con ventajas aerodinámicas

Muchos planeadores y modelos con motor elementales, viran con el timon solamente, sin alerones. Esto como hemos mencionado de paso en capítulos anteriores, requiere el uso obligado del ala con diedro. El guiño inverso, por el timon incrementa el ángulo de ataque de

la semi ala hacia el lado que se produce el desplazamiento, lo que hace que esta semi ala ascienda. La inclinación resultante, genera el viraje buscado

Comparado con un correcto sistema de “alerón mas timon”, este método es menos eficiente, debido al arrastre adicional creado por el guiño y el deslizamiento lateral, pero con un modelo bien centrado, una vez establecido el viraje, solo un pequeño control de flexión del timon es suficiente para mantenerlo.

Cuando la envergadura es grande, la acción del timon solo es bastante lenta, pero cuando no se requiere maniobras rápidas, como en el caso de vuelo térmico, el control mediante timon solo, resulta bastante aceptable.

El diedro alar debe ser suficientemente grande como para obtener un adecuado control.

Normalmente, alguna acción del elevador será necesaria para controlar la velocidad del vuelo.

En cada viraje, algo de la fuerza de sustentación del ala se aplica horizontalmente, pero el peso del modelo debe continuar siendo balanceado verticalmente o mejor dicho, por la componente vertical de la fuerza de sustentación fig. 7. 8

Esto solo puede lograrse mediante el incremento de la velocidad o una operación del ala a un C_L mas elevado y en consecuencia a un ángulo de ataque mayor, que cuando volaba sin inclinación

En un modelo de carrera, se supone que la velocidad ya esta cerca del máximo. Un incremento de ella solo podría lograrse mediante perdida de altura, lo cual es altamente indeseable al girar un pilón.

Por lo tanto obligadamente deberá girar a un ángulo de ataque mas elevado y como hemos visto antes, si este ángulo es demasiado, el ala puede entrar en pérdida

En un planeador se aplica exactamente lo mismo, pero en vuelo lento, el ángulo de ataque ya está alto y cerca de la pérdida. El aumento de fuerza de sustentación por lo tanto, debe ser obtenido mediante un aumento de velocidad, lo que implica un aumento del ángulo de planeo en el viraje y una mayor velocidad de descenso.

Cuanto mas cerrado es el viraje, mas grande será la pérdida de eficiencia. En vuelo térmico de duración, donde el modelo debe virar para mantenerse en la corriente ascendente, alguna penalización de rendimiento es aceptable. En vuelo de colina, la pérdida es pequeña y en buenas y moderadas condiciones su efecto es de poca incidencia.

Sin embargo en ascendentes débiles, la pérdida de altura producida por los virajes no resulta compatible para vuelos de duración.

En estas condiciones es común tener que encontrar pequeñas zonas de ascendentes buenas aquí y allá a lo largo de la colina, con zonas entre ellas con muy leve o ninguna ascendente. Si los virajes son ejecutados en las zonas buenas, no solamente seria posible reducir la pérdida de altura causada por ellos, sino que el modelo permanecerá mas tiempo en la ascendente que si hubiera volado recto sobre estas zonas buenas.

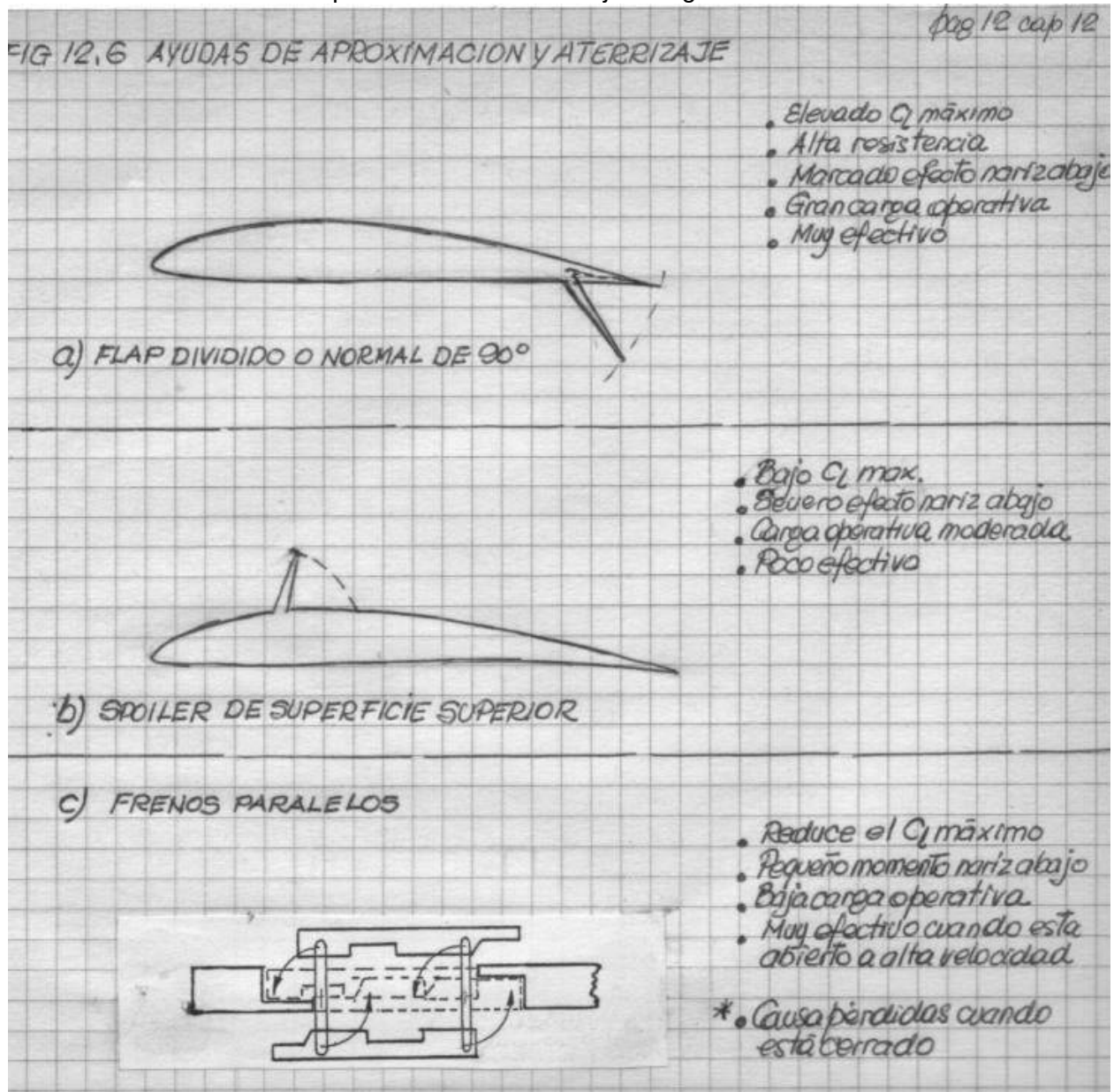
En tales circunstancias, bastante comunes no solo en colinas, debería en lo posible volarse el modelo como se indica en la fig. 12. 5 , volando recto en las zonas débiles

Es de hacer notar que los virajes deben realizarse correctamente inclinados . Un giro chato y deslizante generará excesivo arrastre, aumentando la velocidad de descenso.

FRENOS DE AIRE SPOILERS Y FLAPS

Como auxiliares de aterrizaje, los flaps divididos ya han sido mencionados. Su ventaja consiste en que generan un elevado arrastre con un alto coeficiente de sustentación, aminorando la velocidad de aproximación y empujando el ángulo de planeo, facilitando mucho el aterrizaje en un punto determinado,

La carga operativa requerida por estos flaps es muy grande a altas velocidades, y el aeromodelista puede encontrarse muchas con el problema de que el servo no le entrega suficiente fuerza si no lo requiere a velocidades bajas. Fig. 12. 6 – a



Como frenos de aire, estos flaps generalmente sobrepasan el poder del servo cuando mas se los necesita .

En los planeadores se usan vario tipos de frenos y spoilers. El spoiler es una simple superficie abisagrada, que se levanta sobre la superficie superior del ala para perturbar el flujo de aire, creando mas arrastre. Fig. 12. 6 –b

También se reduce el coeficiente máximo de sustentación y eleva la velocidad de pérdida, lo cual es una desventaja.

El momento de picado “nariz abajo”, puede también tornarse severo. Son en cierto modo poco eficientes como generadores de arrastre, especialmente si están montados demasiado atrás en la cuerda. Son normalmente generadores de arrastre extra en vuelo normal, dado que se produce pérdida del aire del interior del ala alrededor del spoiler

A menos que se encuentren muy bien ajustados cuando están cerrados, la pérdida de aire citada, rompe en el borde del perfil y puede causar la separación del flujo, su transición en caso de flujo laminar.

Estas mismas críticas son aplicables a los “frenos de aire” que son levantados verticalmente, por alguna forma de regla paralela encadenada fig. 12. 6- c , ya sea en una o las dos superficies del ala.

Pueden ser utilizados para reducir la velocidad en picadas prolongadas o en ascendentes por encima de límite de seguridad. Esto es útil para sacar los planeadores fuera de térmicas muy fuertes.

Existen dos tipos de estos frenos de acción paralela. En el primero, los frenos están montados uno debajo del otro y son de la misma extensión. Entre ellos hay una abertura en el ala que permite que el aire pase de la superficie inferior a la superior. El efecto en el arrastre es muy poderoso, y el escape del aire también reduce considerablemente el C

Al cerrar los frenos la abertura es sellada por ellos mismos, pero siempre se observa alguna pérdida.

Para evitar esto, las dos partes de los frenos pueden montarse separadas de manera que no se produzca la abertura a través del ala, con lo que cada componente del freno tiene su propia caja sellada,

Estos frenos son un poco menos efectivos, pero interfieren menos cuando se encuentran retractados, También pueden ser usados frenos hacia una sola cara del ala.

Estos tanto como los spoilers abisagrados, causan cierto incremento del momento de picado que debe ser convenientemente ajustado por los controles

Para eliminar las pérdidas y los problemas mecánicos de los frenos que se retractan en el interior de las alas, se han desarrollado varios tipos de frenos sobre el borde de fuga, el mejor de los cuales es el autobalanceado, que requiere potencia del servo. Fig. 12. 6 d.

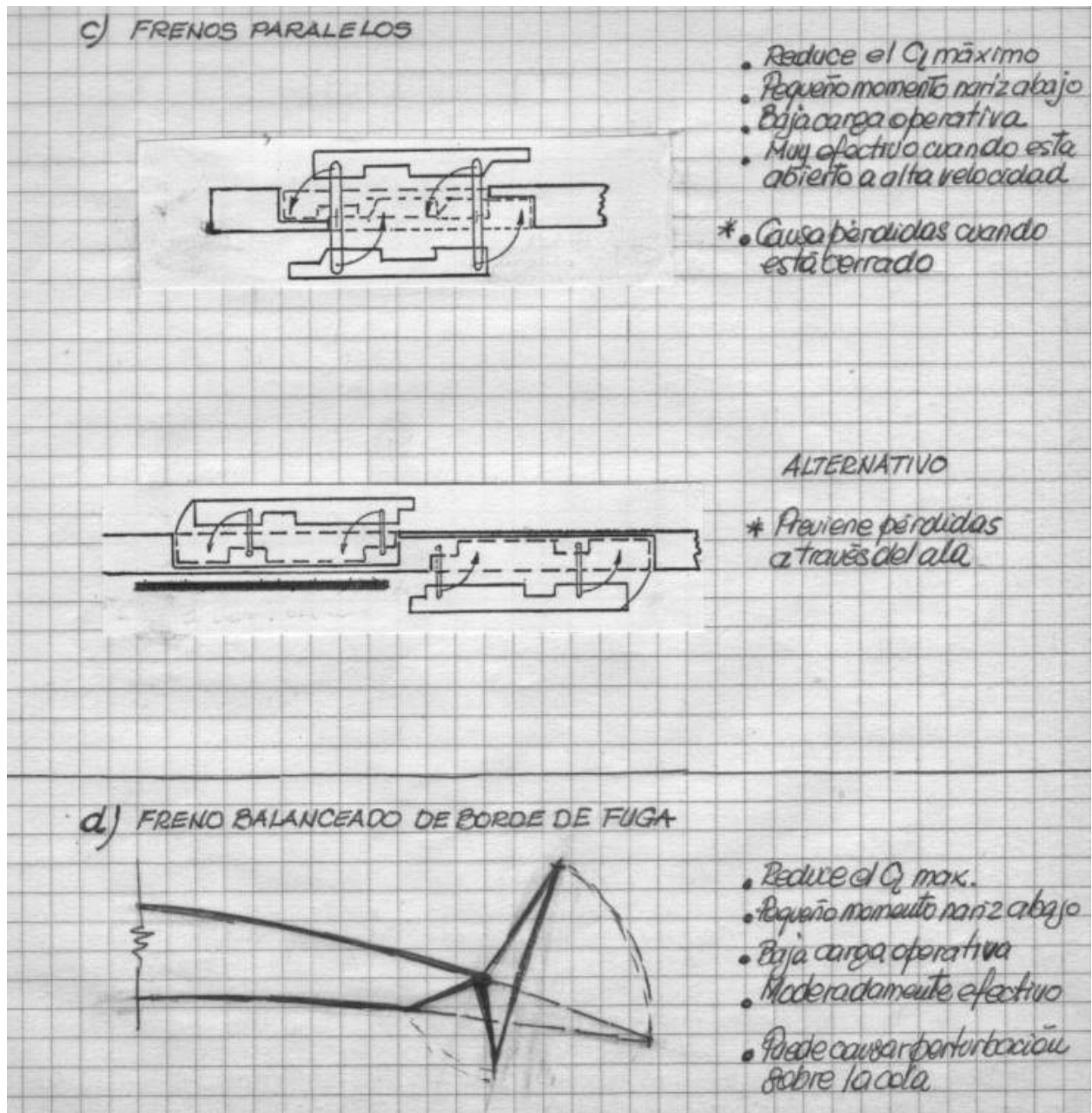
Estos, muchas veces causan momentos oscilatorios en el modelo, producidos por los vórtices rotatorios que se forman detrás del freno y que pueden afectar el estabilizador.

Por ello estos frenos deben ser montados hacia las puntas de ala, fuera de la envergadura del estabilizador, o utilizando cola en V o T, que aseguren que las turbulencias se encuentren fuera de la superficie de la cola.

Los frenos de paracaídas son excelentes, en el caso que su operatividad y confiabilidad este asegurada.

El paracaídas puede ser montado en un compartimento del fuselaje o como en los aviones reales, en la parte inferior del timon.

Un pequeño resorte es usualmente necesario para eyectarlo. Por regla general estos mecanismos son de un solo efecto, y no puede retraerse después que ha sido eyectado.



Por esta razón, no puede haber ningún error en cuanto a la oportunidad de su lanzamiento, o debe existir algún medio para remediar cualquier error.

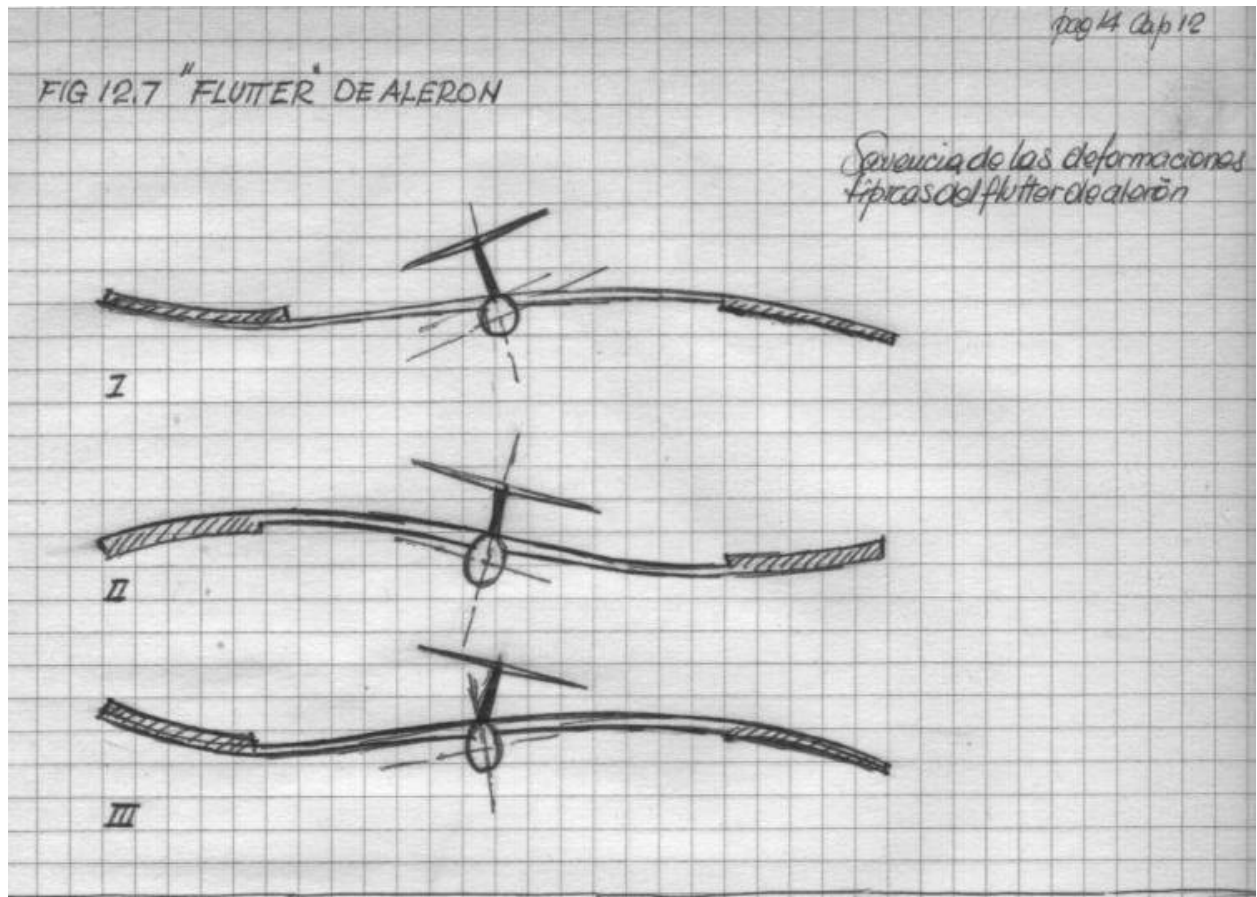
Algunos planeadores reales, poseen además algún tipo de freno, que se utiliza cuando el paracaídas falla o cuando se lo emplea por error y debe soltarse.

El planeador polaco ZEFIR de 1958/62 poseía un paracaídas de freno, que podía retractarse mediante un mecanismo manual, pero la complicación mecánica resultante era tan considerable que no volvió a usarse en modelos posteriores.

Otras formas de frenos de aire han sido probados, incluyendo flaps saliendo del fuselaje, timones partidos que se abren como una ostra y otros mas sofisticados aun. Todos actúan hasta cierto punto, pero son menos efectivos que los que hemos descripto has aquí.

AGITACION (FLUTER)

Cualquier superficie abisagrada en un modelo puede sufrir este efecto.



"Flutter", es una oscilación o sacudimiento violento, desde o hacia la superficie de control, y puede ser también entendida como una agitación en simpatía, de las partes móviles del ala, la cola o cualquier superficie abisagrada.

En algunos casos, tal agitación puede ser suave e inofensiva. La superficie de control vibra levemente a cierta velocidad, posiblemente en forma audible, pero la oscilación no llega a manifestarse y cesa tan pronto esa velocidad cambia.

En otros casos, la agitación se produce rápidamente y el modelo se vuelve incontrolable con muy poca advertencia. El operador puede no tener idea de lo ocurrido.

El incidente, o accidente, es muchas veces atribuido a fallas o interferencias en el equipo de radio o deficiencias estructurales generalizadas.

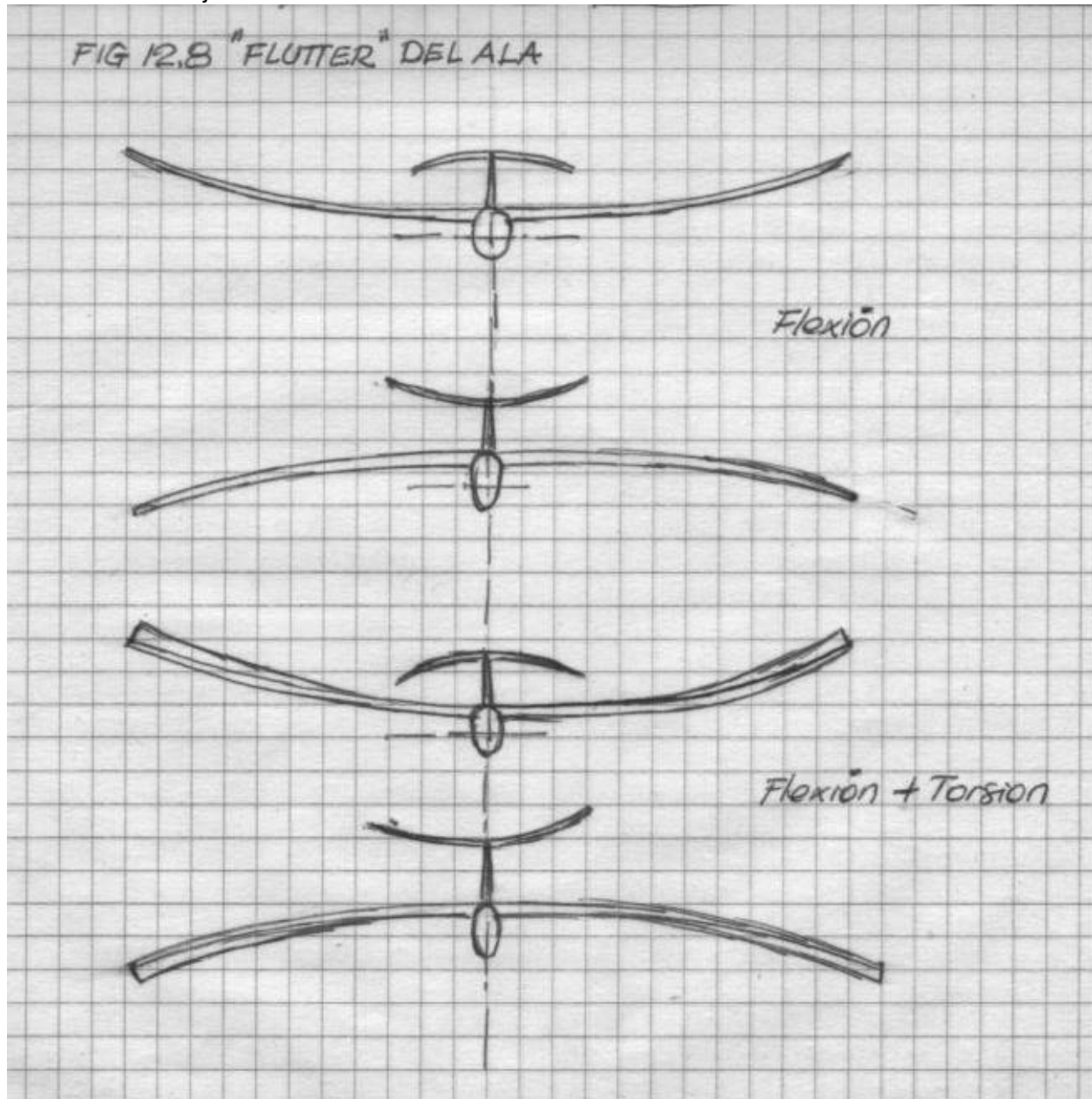
En el caso mas simple de agitación, la causa es la inercia de la superficie de control en si misma.

El efecto puede ser elementalmente simulado, si el fuselaje de un modelo al cual se le ha desconectado el timon se sacude la lado a lado.

A medida que el extremo trasero del fuselaje se mueve, cuando alcanza el final del recorrido y comienza a volverse, la superficie abisagrada del timon tiende a permanecer y golpea contra su tope. Después, sigue al fuselaje en su próximo movimiento y cuando el fuselaje se detiene para comenzar su carrera de retorno, la superficie golpea nuevamente contra su tope en la otra dirección. Cuando el modelo se encuentra en vuelo, es evidente que tal movimiento del control, puede estar en fase con la oscilación del fuselaje.

Un movimiento del timon o una inclinación ejecutada por el piloto, inicia el movimiento de balanceo del fuselaje. El timon sigue este movimiento, pero cuando el fuselaje se detiene, la

masa del timon lo fuerza mas allá, lo cual aplica fuerza aerodinámica que tiende a impedir el retorno de fuselaje en su balanceo.



Al final de su segundo movimiento, el fuselaje otra vez se detiene y comienza el balanceo de retorno, pero el timon vuelve a ejercer su carga y otra vez ayuda al fuselaje en su movimiento de guiño antedicho.

A cierta velocidad critica, el resultado será una oscilación continua, el timon golpeará violentamente de lado a lado y el fuselaje hará lo mismo.

Alguna cosa, usualmente el timon mismo, se romperá si esto continúa.

La agitación en el elevador, comienza en la misma forma y puede ser más peligrosa aun, dado que la pérdida de control sobre el mismo, a alta velocidad, es usualmente desastrosa.

La agitación del alerón es aun mas común Dado que el ala es usualmente flexible y los alerones grandes y relativamente pesados, esto es muy probable, especialmente a velocidades elevadas.

Alas sin alerones, si son demasiado flexibles en torsión, también se agitarán a alta velocidad, las puntas de ala se torsionarán en ambos sentidos como si estuvieran abisagradas a las fuertes y rígidas zonas centrales.

Estas torsiones cambian el ángulo de ataque del ala y causan que el ala se doble hacia arriba y hacia abajo rápidamente.

Para prevenir el “flutter” es esencial que las superficies abisagradas, especialmente en los modelos de velocidad, se construyan sin juego. Las alas y fuselajes deben ser rígidos.

No debe confundirse rigidez con resistencia. Una varilla de fibra de vidrio es muy fuerte pero no es rígida. Algunos modelos de planeador, como así también sus hermanos mayores los planeadores reales, tienen delgados fuselajes de fibra de vidrio, que son una verdadera invitación a la oscilación de cola.

Los controles de timón elevador y alerones o flaps, deberán estar libres de juego y serán también lo más rígidos que sea posible.

Esto no debe entenderse como que sean duros a girar, pero las varillas de control en sí mismas no deberán flexionarse o doblarse por la carga sobre sus extremos.

Esto no es muy fácil de conseguir, pero debe por ejemplo tenerse en cuenta, que varillas de empuje (push rods) de madera, de sección adecuada, pueden resultar más rígidas y livianas que sistemas comerciales plásticos de tubo y cable.

Posiblemente tubos de aleación liviana, aunque costosos sea lo mejor como push rods en aplicaciones especiales de alta exigencia.

Finalmente las superficies de control en sí mismas, deberán ser rígidas, livianas y de masa balanceada. Es la masa de dichas superficies la primera causa del “flutter” y si esta se reduce y se balancea, su incidencia será menor.

Si el centro de gravedad de la superficie de control se encontrara delante del punto de giro, no podría producirse “flutter”.

El balanceo de masa puede obtenerse de distintas maneras en los aviones reales.

En muchos casos, un contrapeso se monta adelante del punto de giro. El soporte del contrapeso y este mismo, puede ser escondido dentro del ala, timón o fuselaje, pero a veces esto no es posible y entonces es necesario sacrificar algo en resistencia parásita.

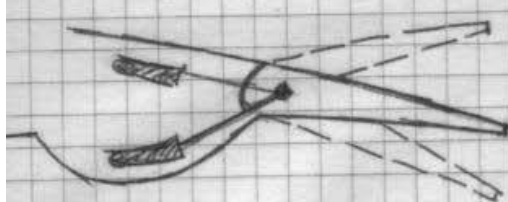
En otros casos la superficie de control se construye con una parte de su superficie delante del punto de giro, con el contrapeso en su interior. Esta proyección de la superficie puede ser escondida como en un alerón tipo Frise para evitar los guiños adversos en viraje, o en elevadores y timones como un balanceo aerodinámico para reducir la carga sobre el servo.

En general, en aeromodelos pueden utilizarse recursos parecidos si se está en presencia o presunción de “flutter”, pero la necesidad de balanceo aerodinámico no es frecuente.

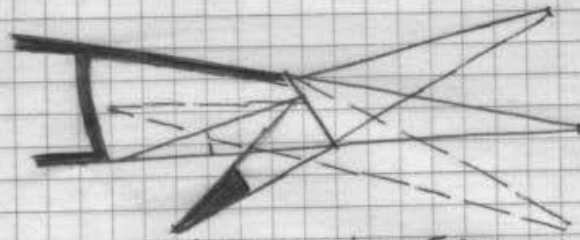
El balanceo completo de masa no es siempre necesario, dado que el “flutter” puede ser un problema de alguna superficie y a determinadas velocidades y aun estas pueden solo requerir un balance parcial.

Debido a que el balanceo de masa agrega peso, no debe ser utilizado a menos que sea imprescindible y en la porción necesaria.

FIG 12.9 BALANCEO DE MASA



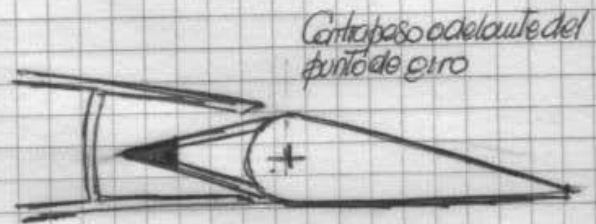
Contrapeso dentro del ala
carenado



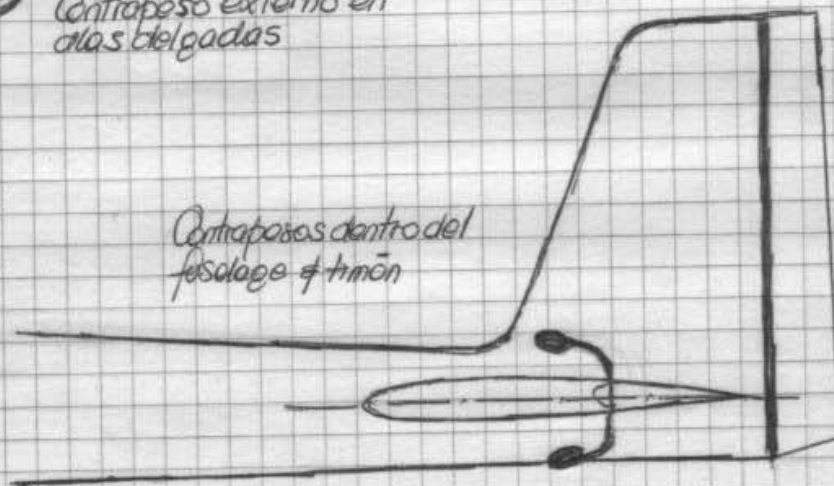
Contrapeso en aileron Frise



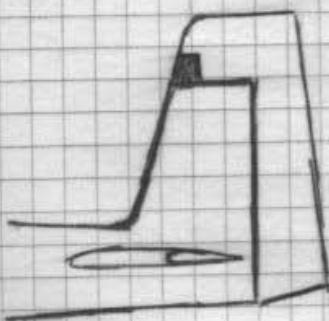
Contrapeso externo en
alas biplanas



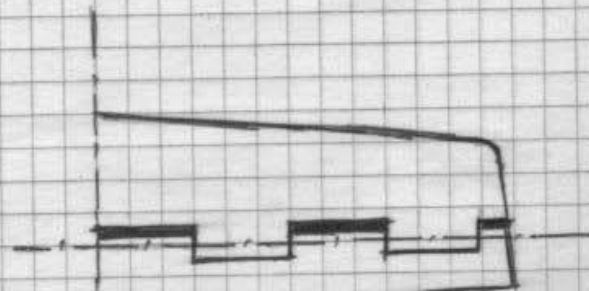
Contrapeso adelante del
punto de giro



Contrapesos dentro del
fuselaje y timón



Contrapeso en la superficie
de balanceo aerodinámico



Contrapesos distribuidos a lo largo
del borde de ataque...

El caso de alas con “flutter” a pesar de no tener alerones, deviene casi siempre, de aplicar en modelos de radio control el criterio de vuelo libre diseño, liviano y flexible que operan muy bien a velocidades muy bajas.

Cuando el modelo tiene el peso y la velocidad de un modelo de radio control, será necesario cambiar el criterio de diseño y construir alas lo suficientemente rígidas.

Si el eje torsional del ala se encuentra por delante del centro de gravedad del ala, el efecto “flutter” ocurrirá a cierta velocidad.

La rigidez debe ser agregada en el borde de ataque, usualmente en la forma de enchapado en ambas superficies unidos por rellenos verticales entre costillas que forman una D que trabaja en forma de tubo de torsión.

El peso extra agregado cerca del borde de ataque, ayuda a acercar el centro de gravedad del ala, Al centro de torsión, Esto es, en efecto, un balanceo parcial de masa.

Otras formas de obtener rigidez, tal como costillas en diagonal o como en los antiguos aeroplanos de dos largueros con diagonales cruzadas entre ellos, no resultan tan efectivos porque no adelantan el centro de gravedad del ala.

A pesar de las precauciones apuntadas, la mayoría de las aeronaves tienen una velocidad critica a la cual, algún miembro de su estructura comenzará su agitación.

En los aviones reales esto puede ocurrir antes de la velocidad critica indicada como “línea roja” en los controles, si las uniones de sus varillas de control se encuentran gastadas, con juego, o aun descuidadas y sucias.

Si no es posible realizar balanceos de masa o dar mayor rigidez estructural, por ejemplo cuando se penaliza mucho el peso, no habrá mas remedio que volar por debajo de dicha velocidad critica .

El aeromodelista, desconoce cual es esta velocidad hasta que el “flutter” comienza a manifestarse, y desafortunadamente cuando esto comienza, los controles son tan afectados que casi siempre termina con daños en los modelos.

Solamente una reducción de la velocidad del aire puede ser efectiva para detener las vibraciones y cuando el elevador y/o los flaps se encuentran afectados, tal reducción de velocidad puede tornarse imposible de efectuar.

Independientemente de los conocidos efectos producidos por, estabilidad pobre, fallas del equipo de radio o servos, o error del piloto, la gran mayoría de los accidentes “inexplicables” son producidos por el “flutter”

Pequeñas variantes estructurales pueden resultar de gran efecto, por ejemplo, es bien conocido el favorable efecto en la rigidez, causado por entelar con papel o seda en lugar de utilizar films plásticos.

Un borde de fuga muy pesado, puede ser causa de “flutter” en un modelo y en otro no.

Las teorías son buenas para explicar, por que algunos efectos sucedieron, pero debe conjugarse mandatoriamente con la experiencia y observacion inteligente de las fuerzas involucradas, si se desea obtener éxito en el planeamiento y construcción de un nuevo modelo.

APENDICE UNO

En este Apéndice veremos en mayor detalle algunos de los mas interesantes cálculos dados en el texto general. No se intentará incluir todo lo relevante.

Entendemos que el aficionado que desee profundizar en aerodinámica, acudirá por si mismo a los textos clásicos.

Los ejemplos matemáticos desarrollados aquí, son muy simples, dentro del alcance de la mayoría de los aeromodelistas promedio.

Algunos textos importantes son dados al final y estos serán muy útiles al aficionado que desee profundizar sus conocimientos.

SISTEMAS DE UNIDADES

Se utilizan varios sistemas en ingeniería para medir fuerzas y masas. Que sistema usar es solo una convención o una conveniencia. Utilizaremos el sistema "SYSTEME INTERNATIONALE" o S.I., por ser conocido en todo el mundo.

En este sistema, la unidad de masa es el KILOGRAMO, la unidad de aceleración es el METRO POR SEGUNDO, o m/s^2 .

Una fuerza, como lo indica la segunda ley de movimiento, se mide en términos de aceleración de una masa, o : $FUERZA = MASA \times ACELERACION$.

En unidades S.I., la unidad de fuerza se transforma en NEWTON. Un NEWTON es la fuerza requerida para acelerar un kilogramo masa a un m/s^2 .

La masa de un modelo, cerca del planeta Tierra esta sometida constantemente a la aceleración de la gravedad, que es a los efectos prácticos de un valor igual a $9,81 m/s^2$.

Por lo tanto, un modelo de un kilogramo masa ejerce una fuerza descendente o peso de $1 \times 9,81$ NEWTONS.

Las balanzas métricas de uso común no dan las lecturas en Newton`s, pero mientras las usemos en la Tierra, podemos usar su lectura directa en Kg. como unidades de masa.

En aerodinámica, sin embargo, las fuerzas deben ser expresadas en Newton`s a los efectos de asegurar la consistencia.

Muchos aeromodelistas están acostumbrados a utilizar otros sistemas, como el sistema British Imperial, o alguna variedad de el.

En dicho sistema la unidad de masa el SLUG; de aceleración el PIE x SEGUNDO x SEGUNDO; de fuerza, la LIBRA FUERZA.

Las escalas leídas en LIBRAS miden la FUERZA ejercida por un SLUG de masa bajo la influencia de la gravedad de la tierra. La aceleración debida a la gravedad es igual a $32,2$ pies/ s^2 .

ENCONTRANDO EL COEFICIENTE DE SUSTENTACION

Para calcular el coeficiente de sustentación de un modelo en una determinada condición de centrado o ajuste es necesario conocer la velocidad a la que vuela, superficie alar y su peso en vuelo.