



*APUNTE DE LA MATERIA
AERONAUTICA GENERAL*

CAPITULO II

AERODINAMICA DE PERFILES

Córdoba, Marzo de 2002

II. LAS FUERZAS AERODINAMICAS

II.1 PERFILES - TERMINOLOGIA

Como veremos más adelante, la forma y la inclinación del perfil respecto a la dirección de la corriente de aire, son de gran importancia en la distribución de presiones que dan origen a la sustentación. Empezaremos por definir la terminología del perfil (ver. Figuras II.1 y II.2).

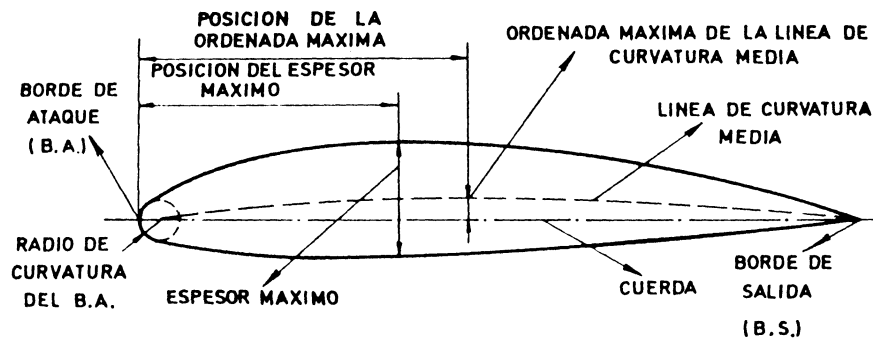


Figura II.1

- Cuerda** : Es la línea recta que une el borde de ataque con el borde de fuga. Es una dimensión característica del perfil.
- Línea de curvatura media**: Es una línea equidistante entre el extradós e intradós. La forma de esta línea es muy importante en las características aerodinámicas del perfil; en definitiva establece la curvatura del perfil. Si la línea de curvatura media, pasa por encima de la cuerda como en la Fig. II.1, se dice que la curvatura es positiva, negativa si va por debajo y de doble curvatura si va en un tramo por arriba y en otro por debajo.
- Ordenada máxima de la línea de curvatura media**: Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda; este valor y su posición a lo largo de la cuerda ayuda a definir la forma de la línea de curvatura media. El valor de la ordenada máxima, y su posición suelen darse en forma de % de la cuerda.
- El espesor y la distribución de espesor**: Son dos características importantes. El valor del espesor máximo y su posición se expresan en % de la cuerda. El valor del espesor varía desde un 3% en los muy delgados hasta un 24% en los muy gruesos.
- El radio de curvatura del borde de ataque**: Define la forma del borde de ataque y es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media.
- El ángulo de ataque** es el que existe entre la cuerda y la dirección del vector velocidad de la corriente libre de aire (ver Fig. II.2).
- La sustentación** producida por un perfil, es la componente de la fuerza perpendicular a la corriente libre de aire.
- La resistencia** es la componente de la fuerza paralela a la corriente libre de aire.

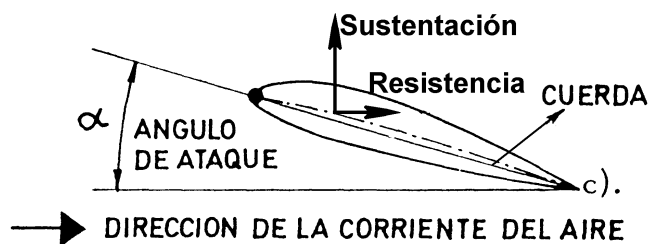


Figura II.2

Valores típicos de algunos de estos parámetros son:

Espesor máximo: 12% de la cuerda, y situado en el 30% de ésta (a partir del borde de ataque).

Ordenada máxima de la línea de curvatura media: 4% y situada en el 40% de ésta.

II.2 FLUJO ALREDEDOR DE UN PERFIL - DISTRIBUCION DE PRESIONES

Cuando un perfil se mueve a través del aire, se producen variaciones de la velocidad del aire a lo largo de su superficie. Este fenómeno es mostrado en la Figura II.3 en el cual se han dibujado las líneas de corriente.

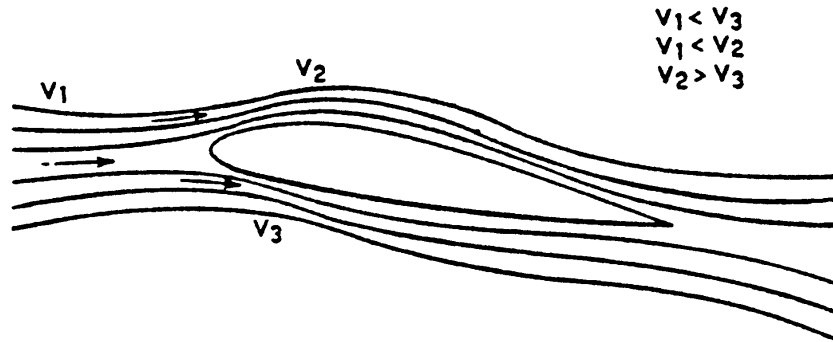


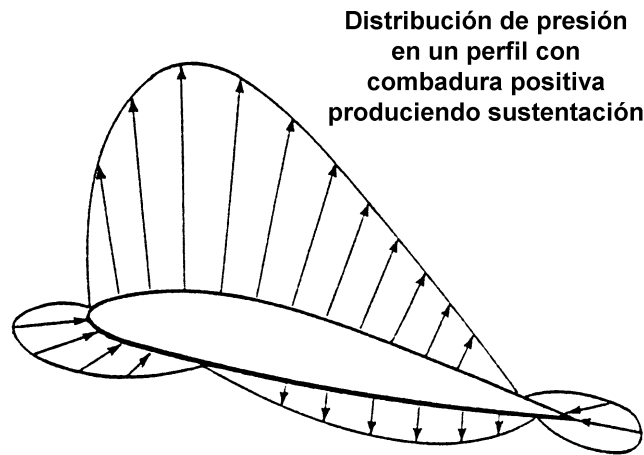
Figura II.3

II.2.1 DISTRIBUCION DE VELOCIDADES ALREDEDOR DE UN PERFIL

Como se puede ver en la Figura II.3 las líneas de corriente sobre el extradós e intradós de un perfil se juntan al atravesar el perfil aerodinámico. Haciendo analogía con el tubo de Venturi, estudiado en el Capítulo I.11, se puede observar que este fenómeno ocurre cuando la velocidad de la corriente libre aumenta (garganta del tubo), es decir las partículas de aire se mueven a mayor velocidad en proximidad del perfil. Este incremento de velocidad puede ser visualizado al tomar en cuenta de que el aire debe partir para dejar pasar al perfil. Parte del aire fluye por sobre el perfil y parte por debajo del mismo, pero las líneas de corriente deben juntarse en el borde de fuga del perfil alar. Debido a la combadura positiva del perfil, el aire que pasa por sobre la superficie superior tiene una mayor distancia que recorrer que el aire que pasa bajo el perfil. Mientras que las partículas que se mueven en ambas líneas de corriente, la del extradós e intradós, fluyen alrededor del perfil en la misma unidad de tiempo, las partículas que tengan una mayor distancia que recorrer lo deberán hacer a mayor velocidad.

II.2.2 DISTRIBUCION DE PRESIONES SOBRE UN PERFIL

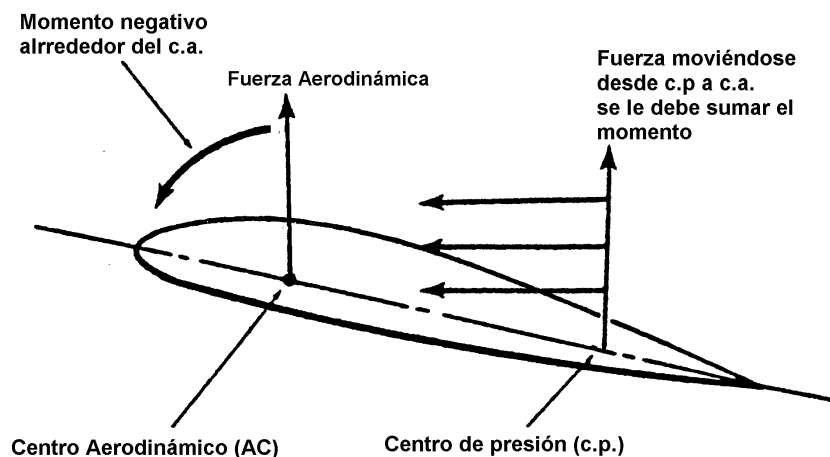
De acuerdo a la ecuación de Bernoulli (ver ec. I.7), cuando se incrementa la velocidad, se produce un aumento de la presión dinámica, lo que trae aparejado una disminución de la presión estática. Por este motivo, en un perfil se reduce la presión estática sobre la superficie superior por incremento de la velocidad. En condiciones normales la presión estática sobre el extradós es menor que la del intradós. Es interesante notar que las presiones estáticas sobre ambas superficies pueden ser menores que la atmosférica y todavía producir sustentación. Lo importante es la forma de la distribución de presión relativa a lo largo del perfil. La Figura II.4 muestra la distribución de presión relativa mediante el uso de vectores que parten desde la superficie del perfil para representar presión menor a la atmosférica, y vectores que apuntan al perfil para representar presiones mayores a la atmosférica.

**Figura II.4**

Nota : Esta forma vectorial de simbolizar las presiones no debe llevar a la confusión de que se está representando fuerzas a menos que se asuma que los diferenciales de superficie son todos iguales ($dF = dp/dS$).

II.2.3 FUERZA DE SUSTENTACION RESULTANTE SOBRE UN PERFIL - CENTRO DE PRESION

Como hemos visto, si la presión se aplica a un área se genera una fuerza. Para obtener la resultante neta de presión, se debe integrar las distribuciones de presión relativa a lo largo de las superficies superior e inferior del perfil. Si la presión neta resultante se la multiplica por el área del perfil se obtiene la fuerza aerodinámica denominada *sustentación* (L). Esta fuerza resultante actúa en un punto de la cuerda llamada el "*centro de presión*" (ver Figura II.5). Cuando el ángulo de ataque cambia, el centro de presión se mueve de un lado a otro a lo largo de la cuerda (ver II.8.1). Para los propósitos de este apunte, consideraremos que las fuerzas actúan en un punto llamado "*centro aerodinámico*", el cual está estacionario en un punto alrededor del 25% de la longitud de la cuerda midiendo desde el borde de ataque. La importancia de la definición del centro aerodinámico, es que el coeficiente de momento de cabeceo tomando como referencia este punto no varía con el ángulo de ataque. De esta manera, existe una única fuerza aerodinámica resultante la cual actúa en el centro aerodinámico.

**Figura II.5**

II.2.3.1 Ecuación de la Sustentación

Para desarrollar una ecuación para la fuerza de sustentación, los factores que afectan la intensidad de la misma deben ser determinados. Aunque existen muchos de tales factores, los siguientes siete son los más importantes:

1. Velocidad de la corriente libre (V)
2. Densidad de la corriente libre (ρ)
3. Area proyectada del perfil (S)
4. Forma o perfil de la superficie.
5. Angulo de ataque (α)
6. Efectos viscosos (μ)
7. Efectos de compresibilidad.

Por definición, la sustentación es igual al producto de la resultante de la distribución de presión a lo largo del ala por el área del ala, pero la distribución de presión es muy difícil de expresar matemáticamente y además cambia cuando el ángulo de ataque es modificado. Experimentalmente se ha determinado que la resultante de la distribución de presión es directamente proporcional a la presión dinámica; por ejemplo para un dado ángulo de ataque, un incremento del 20% en la presión dinámica resulta en un aumento del 20% de la resultante aerodinámica. Por este motivo, la ecuación de la sustentación puede ser escrita como el producto de la presión dinámica por el área del ala y por alguna constante K para representar la diferencia entre la presión dinámica y la resultante de la distribución de presión del ala.

Ahora bien, si queremos conocer como se comporta esta constante K al variar los diferentes parámetros de los cuales depende la sustentación, supongamos que colocamos un ala completa con perfil *asimétrico* en un túnel aerodinámico. Para nosotros, un túnel aerodinámico va a ser un dispositivo capaz de originar una corriente de aire a una velocidad V , densidad ρ , y de medir fuerzas en la dirección de la corriente de aire: *resistencia*; y en la dirección perpendicular: *sustentación*.

Si hiciéramos la experiencia de colocar el perfil a diversos ángulos de ataque: $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n$ y medir las fuerzas de sustentación originadas $L_1, L_2, \dots, L_n$, sin variar ni la densidad ni la velocidad, y efectuáramos los cocientes de L entre $q \cdot S$, siendo S la superficie alar, obtendríamos el coeficiente sin dimensiones K , que de ahora en más denominaremos C_L , coeficiente de sustentación:

Representando ahora C_L en función del ángulo de ataque, tenemos que $q \cdot S$ es constante, y se observa que a mayor ángulo de ataque, mayor es L y por lo tanto C_L . La curva será como la de la Figura II.6. Observaríamos que, por ejemplo, para $\alpha = 18^\circ$, y $C_L = 1.5$, la fuerza de sustentación disminuye bruscamente y también C_L : es lo que denominamos la *pérdida*.

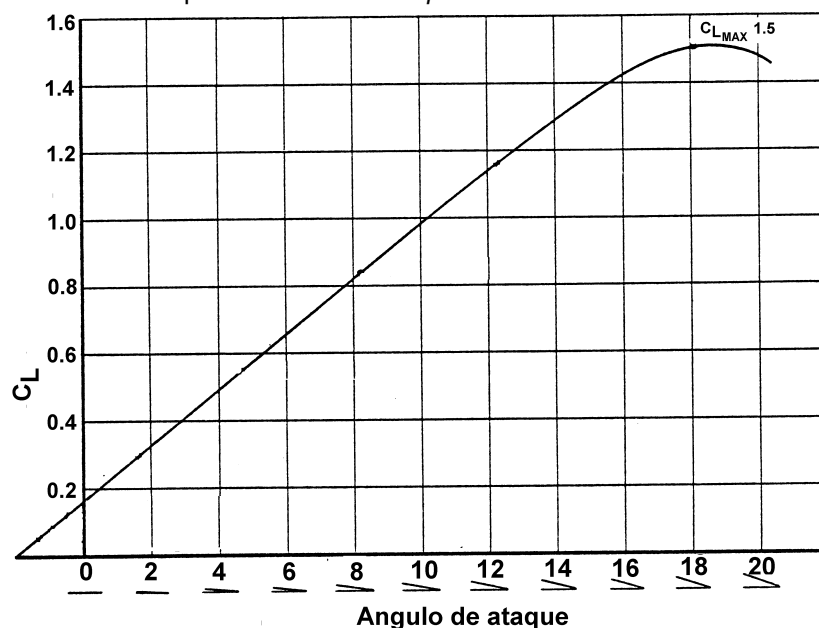


Figura II.6

Podríamos pensar que lo único que hemos hecho es complicar las cosas, manejar un coeficiente adimensional C_L , sin ningún sentido físico aparentemente, en lugar de algo tan tangible como es la fuerza de sustentación. Veremos que no es así.

Efectuemos nuevamente la experiencia con aire a mayor velocidad. Intuitivamente se comprende que las fuerzas L serían mayores y así ocurrirían en las mediciones en túnel. Podríamos pensar que los C_L para cada ángulo de ataque también serían mayores, pero como ya vimos, al aumentar la velocidad también aumenta la presión dinámica q que se encuentra en el denominador, y nos encontraríamos con que los C_L son iguales y que también la pérdida ocurriría al mismo ángulo de ataque de 18° . Resulta que con cualquier velocidad o densidad del aire que hiciéramos esta experiencia las fuerzas L variarían, pero los C_L sólo dependerían del ángulo de ataque. *Una vez construido el avión y sin variar su configuración (por ejemplo con cargas externas), la curva C_L en función del ángulo de ataque es invariable, de modo que a cada ángulo de ataque le corresponde un C_L y viceversa.*

El ángulo de ataque de entrada en pérdida también es fijo, y la pérdida se produce porque, debido a efectos viscosos, deja de aparecer el tipo de distribución de presiones que hemos estudiado. Los valores máximos del C_L pueden ser del orden de 2.

En el caso representado en la Fig. II.6 veíamos que para $\alpha = 0$ existía fuerza de sustentación, y por lo tanto C_L , ya que según observamos en la Fig. II.7, debido a la curvatura, incluso con ángulo de ataque cero, habrá más velocidad sobre el extradós, y por lo tanto una distribución de presiones, como la indicada. Sin embargo, para perfiles simétricos o con ángulo de ataque cero serían nulos tanto L como C_L .

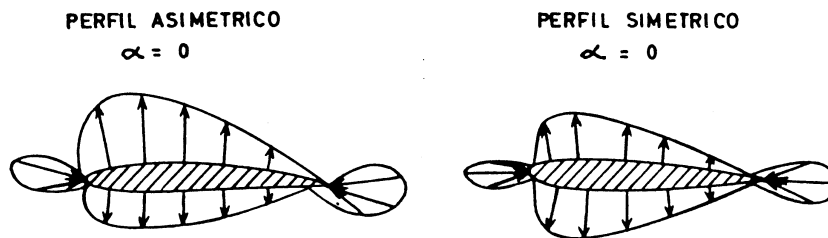


Figura II.7

En la Fig. II.8 representamos los C_L de diversas alas construidas con diferentes tipos de perfiles. Obsérvese la variación de C_L en función del espesor para perfiles simétricos. Para el perfil asimétrico en $\alpha = 0$, hay un $C_L = 0.3$; para que el perfil asimétrico diera C_L nulo habría que ponerlo incluso con ángulo de ataque negativo.

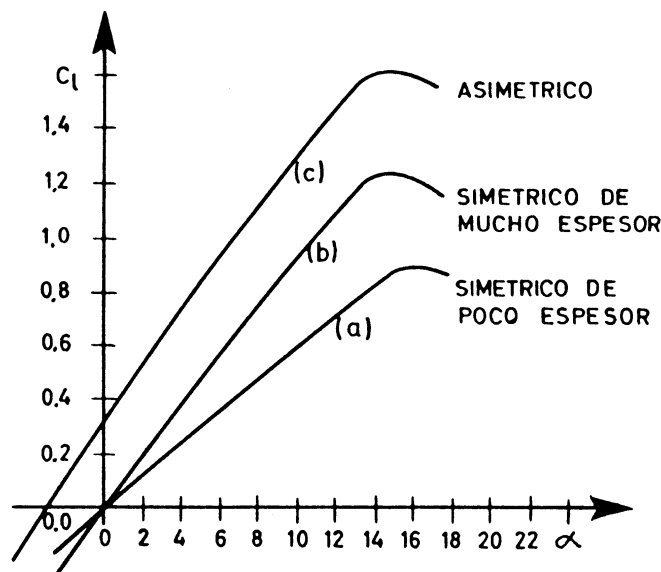


Figura II.8

II.3 Viscosidad

Algunos de los fenómenos que tienen lugar en los perfiles aerodinámicos, y en el avión en general, se producen por los efectos de viscosidad. Vamos a introducir este concepto en forma sencilla.

Imaginemos dos placas paralelas A y B, de superficie S cada una, la placa A está en reposo, y la B se mueve con una velocidad V , como indica en la Figura II.9, y supongamos que el espacio entre las dos placas está ocupado por un fluido.

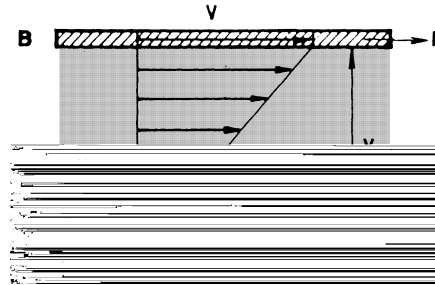


Figura II.9

Experimentalmente, se comprueba que a las atracciones moleculares la capa de fluido en contacto con la placa B, se comporta como si estuviera adherida a ella, moviéndose con la misma velocidad V que se mueve la placa. La capa de líquido situada inmediatamente debajo de la anterior, no tiene la misma velocidad V , sino una ligeramente menor, debido a que existe un deslizamiento de una capa sobre otra. La capa superior tiende a que la inferior se mueva con la misma velocidad que ella, pero a causa de la inercia que presenta la capa interior, se produce ese deslizamiento de una sobre otra, dando lugar a unas fuerzas de rozamiento en sentido contrario al movimiento. Haciendo el mismo razonamiento con el resto de las capas, la distribución de velocidades sería tal como se indica en la Figura II.9. La capa de fluido en contacto con la placa A, permanecería en reposo. Una corriente de este tipo se denominaría laminar. Para que la placa B continuara con la velocidad V , sería necesario que se aplicara una fuerza constante F con el fin de vencer las fuerzas de rozamiento que se originan entre las capas de fluido, al deslizar unas sobre otras.

II.3.1 Coeficiente de viscosidad

Se define el coeficiente de viscosidad o viscosidad absoluta que denominaremos con la letra griega μ (mu), mediante la relación:

$\mu = \frac{F}{A \cdot \frac{dv}{dy}}$, siendo y la separación entre las placas.

El significado físico del coeficiente de viscosidad es el del cociente entre la fuerza y la velocidad de deformación, su valor depende de la temperatura aumentando cuando ésta aumenta en los gases.

Como dentro de la aerodinámica aparecen involucrados frecuentemente los fenómenos de viscosidad y compresibilidad, se utiliza más frecuentemente el *coeficiente cinemático* de viscosidad, que designaremos por ν (nu), y que se define como el absoluto dividido por ρ (densidad).

En la atmósfera tipo, el coeficiente cinemático de viscosidad del aire aumenta con la altitud, y el absoluto disminuye (aproximadamente con el valor θ).

Los valores de μ y ν a nivel del mar y atmósfera estándar son:

μ y ν

II.4 Capa límite, laminar y turbulenta.

Supongamos ahora, que para mayor similitud con los fenómenos que nos interesan, tenemos una superficie que puede ser parte de un perfil alar, o cualquier otro elemento del avión (p. ej. fuselaje, etc.).

Suponiendo esta parte del perfil en reposo, y el aire moviéndose, nos encontramos con un fenómeno análogo al descrito en II.3, sólo que aquí no existen dos superficies, sino solamente una.

La capa molecular de aire en íntimo contacto con la superficie permanece adherida a ésta, después existe un deslizamiento entre las diferentes capas, que conforme están a más distancia de la superficie, tienen una velocidad mayor hasta un punto en el que la velocidad de la capa de aire correspondiente es el de la corriente libre. La distancia que existe entre la superficie del perfil (velocidad cero) y el punto donde la velocidad es la de la corriente libre, se denomina capa límite.

El espesor de la capa límite es la distancia del punto de velocidad cero, a otro donde la velocidad es el 99% de la corriente libre.

Cuando el movimiento del aire dentro de la capa límite es en forma de capas paralelas, como el ejemplo puesto en II.3, se la denomina laminar.

La fuerza de rozamiento entre las diferentes capas, debido al deslizamiento a que están sometidas al tener distintas velocidades, la denominaremos *resistencia de fricción*. La forma de la distribución de velocidad en el caso de capa límite laminar, puede observarse en la Figura II.10.

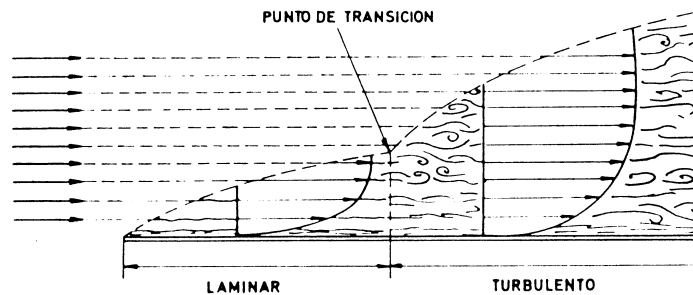


Figura II.10

En los puntos próximos al borde de ataque, la capa límite es laminar, conforme el aire se va moviendo alejándose del borde de ataque, las fuerzas de rozamiento disipan cada vez más energía de la corriente de aire, haciendo que el espesor de la capa límite aumente paulatinamente, hasta que a una cierta distancia del borde de ataque, la capa límite empieza a sufrir unas perturbaciones de tipo ondulatorio, que acarrearán un aumento del espesor de la capa límite, y una destrucción de la corriente laminar que existía, pasando a ser *turbulenta*.

En la capa límite turbulenta, las partículas ya no se mueven en capas paralelas, sino de una forma caótica; las moléculas de aire pasan de una capa a otra, moviéndose en todas direcciones, de forma que: el espesor de la capa límite, al pasar de laminar a turbulenta, sufre un aumento considerable y la velocidad de las partículas también aumenta; esto trae como consecuencia el aumento de la resistencia de fricción, ya que como habíamos visto en la ecuación en II.3.1 la fuerza dependía del gradiente de velocidades.

En la Figura II.10, pueden compararse los dos casos de capa límite laminar y turbulenta, observándose que en el caso turbulento en la zona fluida más próxima a la superficie, el régimen del fluido es del tipo laminar.

Esta transición de capa límite laminar a turbulenta es análoga a la que ocurre en el humo que se eleva de un cigarrillo, pudiendo observarse los fenómenos de aumento de velocidad y espesor, si el aire está en reposo.

De lo expuesto anteriormente, se deduce que será deseable desde el punto de vista de la resistencia de fricción que la capa límite sea laminar, y caso de no ser posible en todo el perfil, procurar que el punto de transición esté lo más retrasado posible.

En el caso de capa límite turbulenta, existe una agitación continua de las partículas del fluido en dirección transversal a la pared, se comprende que este movimiento perpendicular a la pared no puede existir en las proximidades de ésta; por tal motivo debajo de la capa límite turbulenta existe siempre una *subcapa* laminar de un espesor extremadamente pequeño.

La capa límite tiene una propiedad fundamental y muy útil y es que: a través de ella se transmite la presión que existe en la corriente libre de aire hasta la pared, esto permite entre otras cosas la medida de la velocidad, ya que se puede medir la presión estática.

Dentro de la capa límite no se puede aplicar el teorema de Bernoulli (I.10) porque debido a los rozamientos tiene lugar una pérdida de energía, que no se computa en dicho teorema.

La existencia de la capa límite puede comprobarse, viendo por ejemplo, como las gotas de lluvia sobre la superficie de un avión o parabrisas de un auto no son barridas por la corriente de aire, sino que se desplazan lentamente.

II.5 Influencia de la viscosidad. Desprendimiento de la corriente.

El comportamiento de la capa límite estudiado en II.4, está en gran parte determinado por la distribución de presiones.

Para comprender como actúa la capa límite en condiciones de presión variable, analizaremos el comportamiento de la misma sobre el perfil con espesor más básico que podemos imaginar: un cilindro. Primero analicemos el flujo alrededor de un cilindro asumiendo fluido no viscoso. Al igual que lo visto en II.2 se puede observar que la velocidad varía desde cero en el punto de remanso (o punto de impacto) izquierdo, hasta un valor máximo en la parte superior, y las presiones relativas que experimenta el cilindro varían desde una presión positiva máxima en el punto de remanso, hasta un punto en que la presión es nula, y después se hace negativa, alcanzando un valor negativo máximo en la parte superior. En todo este primer tramo, la presión varía decreciendo. A partir de la parte superior M hasta el punto de remanso de la derecha, ocurre lo contrario; la presión va creciendo y la velocidad disminuyendo (Ver Fig. II.11).

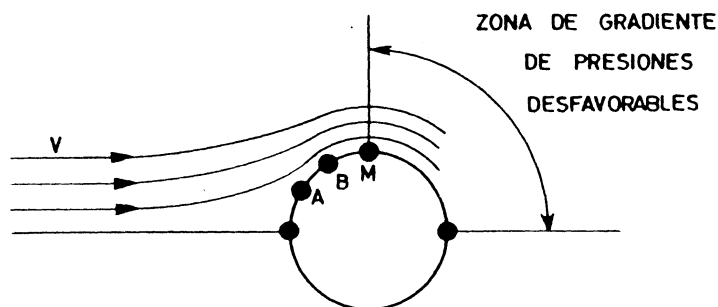


Figura II.11

Observemos que entre el punto de remanso de la izquierda, y la parte superior M, la presión en un punto B es inferior respecto a la que existiría en otro punto A situado a su izquierda, y que en B, el fluido debe tener mayor velocidad que en A, el gradiente de presiones que existe ayuda a este aumento de velocidad; es decir existe un *gradiente favorable de presiones*.

A partir de la parte superior, ocurre que las presiones van aumentando, y la velocidad debe disminuir. La velocidad en ese punto que es la máxima, debería ser lo suficientemente grande para vencer el gradiente de presiones creciente que va a encontrar hasta llegar al punto de remanso de la derecha. Si el fluido no tuviera viscosidad ocurriría así, y el fluido llegaría a ese punto con velocidad cero. Pero en un fluido real, debido a la viscosidad, existe un rozamiento, de forma que la velocidad de las partículas va disminuyendo, y alcanzarán la velocidad cero antes de llegar al punto de remanso de la derecha, las partículas se irán acumulando en ese punto, originando el desprendimiento de la capa límite de la superficie del cilindro.

En la Fig. II.12 se ha representado parte del cilindro en donde se observa que a causa del *gradiente de presiones desfavorables* la dirección de la corriente llega a invertir su sentido en la superficie.

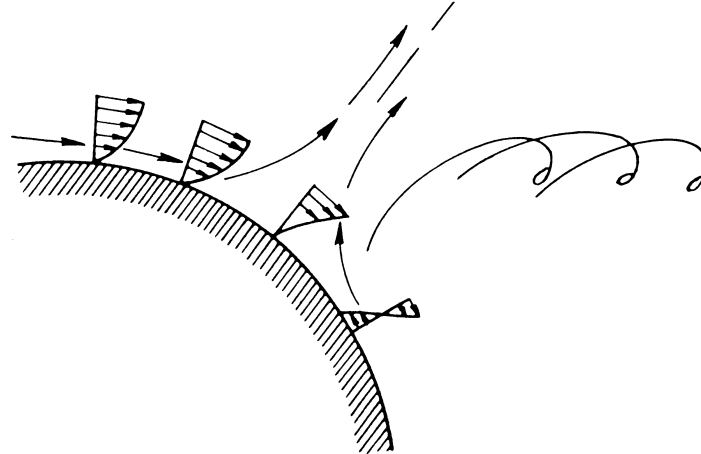


Figura II.12

Esta inversión provoca el desprendimiento en forma de torbellinos, que hacen que exista una estela turbulenta detrás del cuerpo. Esta estela se amortigua llegando a desaparecer a cierta distancia, por los efectos de la viscosidad.

La distribución de presiones ya no sería la de la Fig. II.13.a (Fluido ideal), sino la de la Fig. II.13.b, en donde observamos que las presiones positivas de la parte posterior no se alcanzan, y que la resultante en la dirección de la corriente del campo de presiones dará lugar a una fuerza en el sentido del movimiento: *resistencia de presión*.

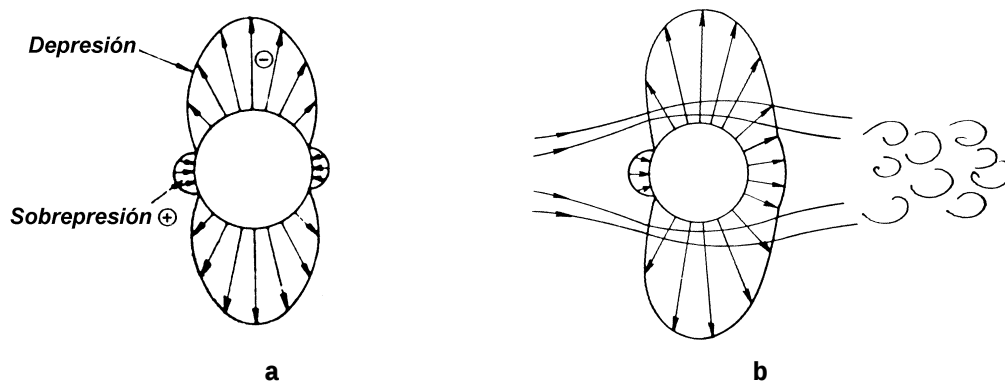


Figura II.13

El comportamiento de un perfil aerodinámico es análogo al del cilindro.

De lo expuesto anteriormente, sacamos la conclusión de que:

El desprendimiento de la capa límite produce cuando ésta tiene poca velocidad, y existen partículas dentro de ellas con velocidades prácticamente nulas en la zona donde el gradiente de presión es desfavorable.

Con objeto de retrasar el momento de la pérdida, es decir, lograr que se pueda volar a velocidades menores, se utilizan diversos dispositivos. Aparte del estudio que haremos en el Capítulo IV de los dispositivos hipersustentadores, introduciremos aquí el concepto del denominado efecto Coanda, que consiste en introducir un chorro de aire sobre el ala en la dirección del movimiento, que comunique energía a la capa límite, evitando que se desprenda y por tanto que entre en pérdida.

En general, cualquier dispositivo que aumente la velocidad de la corriente dentro de la capa límite (p. ej. con los generadores de torbellinos) o que controle su espesor, evitará su desprendimiento y por tanto retrasará la entrada en pérdida.

Un perfil aerodinámico con un ángulo de ataque grande crea un gradiente de presiones desfavorable en el extradós, que hace que la capa límite se desprenda. Si este desprendimiento ocurre cerca del borde de ataque, no existe en la mayor parte del extradós la distribución de presiones que origina la succión, y tiene lugar la pérdida.

Este es un ejemplo típico del vuelo a bajas velocidades (con ángulo de ataque grande), p. ej. en el aterrizaje; para evitar la pérdida, según hemos dicho, bastaría comunicar energía cinética a la capa límite. (Este es el fin de las ranuras, flaps ranurados, sopladores de capa límite, etc.).

Otro medio sería crear un gradiente de presiones favorables, para lo cual deberíamos disminuir la presión en el punto en que se prevé que va a ocurrir el desprendimiento, este es el fundamento de los aspiradores de capa límite.

Las ondas de choque que se producen en el extradós de un perfil en vuelo subsónico (Ver Cap. VII), pueden dar lugar a la pérdida, debido al aumento de la presión a través de la onda.

Respecto a la diferencia, en cuanto al desprendimiento de la capa límite, entre laminar o turbulenta, el desprendimiento ocurrirá después en una capa límite turbulenta que en una laminar, a causa de que en aquella, las velocidades de las partículas, dentro de la capa límite son superiores. Si pudiéramos escoger, *una capa límite turbulenta sería preferible a la laminar, desde el punto de vista del desprendimiento.*

II.6 Número de Reynolds.

Hemos visto que el punto de transición tenía lugar a una cierta distancia del borde de ataque. Mediante experiencias con diversos fluidos, y a diferentes velocidades, observaríamos que depende también de la viscosidad (tipo de fluido) y de la velocidad. Reynolds generaliza las conclusiones mediante la introducción de un parámetro adimensional, que combina los efectos anteriores, denominado Número de Reynolds, RN, que viene expresado por

o bien

en donde:

V = velocidad.

l = distancia al borde de ataque.

ν = coeficiente cinemático de viscosidad.

μ = coeficiente absoluto de viscosidad.

ρ = densidad

La utilidad más directa del número de Reynolds, es en la predicción de la resistencia de fricción de una superficie. En la Figura II.14, se puede observar la variación de la resistencia de fricción en los casos de capa límite laminar y turbulenta en función del número de Reynolds.

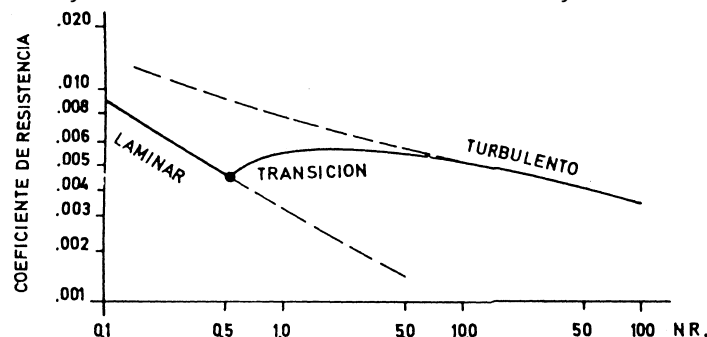


Figura II.14

El número de Reynolds depende de la velocidad y longitud (cuerda del perfil), aumentando cuando aumentan éstos y disminuyendo si la viscosidad cinemática aumenta.

Observemos, que para un número de Reynolds determinado, que dependerá del tipo de la superficie, donde ocurre la transición de capa límite laminar a turbulenta, la rugosidad del perfil tiene una influencia considerable.

La transición ocurre normalmente para números de Reynolds comprendidos entre medio millón y 10 millones.

El número de Reynolds puede ser interpretado como el cociente entre las fuerzas de inercia, y las fuerzas de viscosidad, si su valor es pequeño, significa que predominan las fuerzas de viscosidad; si es grande, los efectos predominantes son los de inercia.

II.7 Resistencia

La fuerza que se opone al movimiento de una aeronave en el aire se denomina *resistencia*. Algunas veces esta fuerza que es un obstáculo debido a que disminuye las performances de una aeronave, pero otras veces, la misma puede ser usada en forma ventajosa (disminuir la velocidad de picada, aumentar el ángulo de descenso, etc.).

Ahora bien, regresemos al experimento de colocar un perfil en un túnel de viento y medir en él las fuerzas originadas a diferentes ángulos de ataque, según hemos visto en el Cap. II.2.3.1. Si efectuamos los mismos pasos seguidos para obtener las variables de las cuales dependía la sustentación, para conocer las variables de las cuales depende la resistencia D , veremos que las fuerzas de resistencia D cambia con la velocidad, densidad y ángulo de ataque, pero que el coeficiente de resistencia C_D , definido como:

sólo dependería del ángulo de ataque, y que la curva de la Figura II.15 una vez construido el avión, sería fija, siempre que no se varíe la configuración. Se considera que se modifica la configuración de resistencia cuando se despliegan los dispositivos hipersustentadores, frenos aerodinámicos, spoilers, paracaídas de frenado, tren de aterrizaje, apertura de las puertas del compartimento de carga o agregando cargas externas.

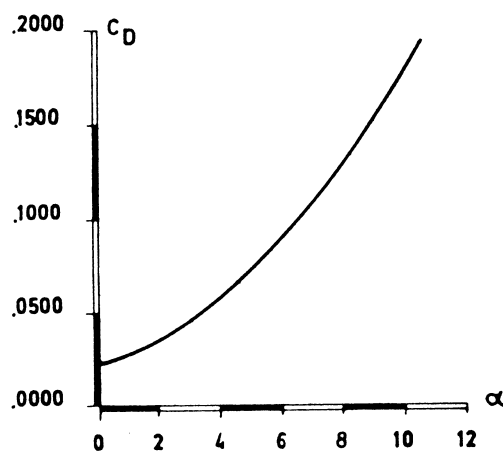


Figura II.15

II.7.1 Componentes de la resistencia

En el apartado anterior hemos definido el coeficiente de resistencia y su relación con la resistencia total D , despejando:

$$D = C_D \cdot q \cdot S$$

D : Resistencia [N]

C_D : Coeficiente de resistencia (adimensional) [-]

q : $\frac{1}{2} \rho \cdot V^2$ (Presión dinámica) [Pa]

S : Superficie de las alas [m²]

La resistencia total D , se divide en dos componentes, resistencia parásita D_p y resistencia inducida D_i , de modo que $D = D_p + D_i$, y lo mismo ocurre con el coeficiente de resistencia C_D :

en donde : Coeficiente de resistencia total
 : Coeficiente de resistencia parásita
 : Coeficiente de resistencia inducida

Analizaremos ahora la resistencia parásita D_p .

En el Cap. II.5 hemos visto que con motivo de los efectos de viscosidad, la distribución de presiones que se creaba en un cilindro era la de la Fig. II.13.b. Este campo de presiones da lugar a una fuerza, en la dirección del movimiento que se denomina *resistencia de presión o de forma*.

Esta resistencia dependerá de la forma de la *estela*, (que sea más o menos gruesa), que equivale a que la capa límite se desprenda antes o después, y en su valor influye mucho la forma del contorno de la parte posterior. Como ejemplo de contorno que produce poca resistencia de presión, podemos poner el del dirigible.

Como hemos visto, en la capa límite turbulenta la separación se produce después del punto en que la provocaría una laminar, vemos *que desde el punto de vista de resistencia de presión es preferible una capa límite turbulenta*. Fig. II.16.

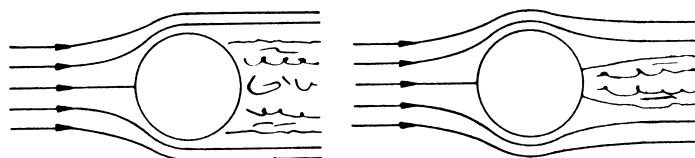


Figura II.16

En el párrafo II.4, vimos que debido a la viscosidad, existían unas fuerzas de rozamiento en la capa límite; esta resistencia se denomina *resistencia de fricción*.

En dicho párrafo, vimos también que la *capa límite turbulenta presentaba una resistencia de fricción mayor que la laminar*.

El conjunto de la resistencia de presión, y la de fricción se denomina *resistencia del perfil*.

Esta resistencia, suma de la de presión y de fricción, es la que se origina en un cuerpo de perfil aerodinámico como es el ala. La resistencia parásita se obtendrá sumándole además la resistencia del resto de los componentes del avión, fuselaje y empenajes, y cualquier otro dispositivo que altere la forma aerodinámica del avión (p. ej. antenas), contribuirá con *resistencias adicionales*. Por último una componente importante de la resistencia parásita es la denominada *resistencia de interferencia*.

Si evaluáramos por separado cada una de las resistencias que presenta cada elemento del avión, y las sumáramos, nos encontraríamos con que la resistencia total que obteníamos era menor que la que realmente tiene el avión; ello es debido a la interferencia entre las respectivas capas límites originando la denominada resistencia de *interferencia* de cada uno de los elementos con los otros. Una de las resistencias más importante de este tipo, es la del ala con el fuselaje, y depende en gran parte de la posición relativa de uno respecto a otro (ala alta, baja o media).

El ala baja, crea una resistencia de interferencia mayor que el ala alta.

A la *resistencia parásita* la podríamos definir como *aquella parte de la resistencia que no contribuye a originar sustentación*, y está compuesta por la suma de las siguientes resistencias:

- Resistencia de perfil (fricción y forma) (ala).
- Resistencias adicionales (todos los componentes del avión, excepto el ala).
- Resistencia de interferencia.

El valor de C_D se suele suponer que es constante, aunque realmente esto sólo es aproximadamente cierto para ángulos de ataque pequeños (conforme el ángulo de ataque aumenta, existe una mayor parte del ala con capa límite turbulenta y C_D crece). En la práctica se toma un valor de C_D fijo, y nosotros lo haremos así, añadiendo o agrupando su variación con el ángulo de ataque al coeficiente de resistencia inducido, a través del término e , factor de eficiencia del avión como se verá en el Capítulo III.3.

Otro término de la resistencia total, la resistencia inducida D_i , la origina el ala y proviene del hecho de que está produciendo sustentación y tiene envergadura finita, por tanto, está íntimamente ligada, con una estrecha dependencia, al valor de C_L o al ángulo de ataque.

La representación de C_D en función del ángulo de ataque, será la de la Fig. II.15.

Además de las resistencias enumeradas, a partir de números de MACH del orden de 0.6, empieza a surgir una resistencia denominada *de compresibilidad*, que se tratará con más detalle en el Capítulo VII.

II.8 Momento de cabeceo

Hemos visto en el Capítulo II.2, cómo la distribución de presiones sobre un perfil daba lugar a una fuerza resultante.

Analizando la forma de esta distribución de presiones, veremos cómo da origen también a momentos aerodinámicos.

Para un perfil simétrico, con ángulo de ataque cero, la distribución de presiones es la de la Fig. II.17.a simétrica; la fuerza resultante sobre el extradós (L_e), es igual a la del intradós (L_i); como tienen direcciones opuestas, y están aplicadas en el mismo punto, no habrá sustentación ni momento de cabeceo.

Si el mismo perfil simétrico, tiene un ángulo de ataque positivo, la distribución de presiones será la de la Fig. II.17.b; L_e y L_i están aplicadas en el mismo punto, siendo mayor L_e que L_i , luego habrá sustentación, y no habrá momento.

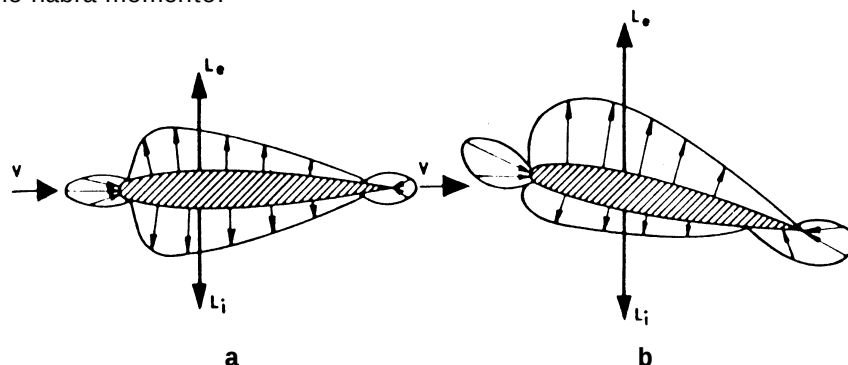


Figura II.17

En un perfil asimétrico, la línea de curvatura media ya no será una recta que coincida con la cuerda, sino que será una línea curva. Para ángulo de ataque nulo, tendremos una distribución de presión como la de la Fig. II.18; debido a la curvatura de dicha línea, L_e será mayor que L_i , y tendremos sustentación para ángulo de ataque nulo (Ver II.2.3.1); además, L_e y L_i no estarán aplicadas en el mismo punto. Dos

fuerzas paralelas y sentidos contrarios no aplicadas en el mismo punto dan lugar, además de una fuerza en el sentido de la mayor, a un *momento*.

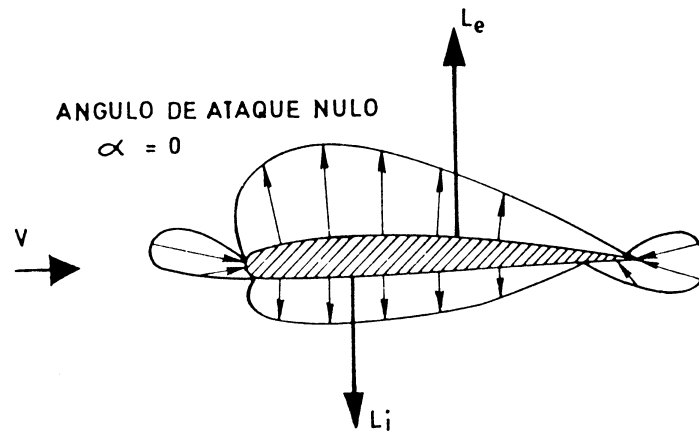


Figura II.18

La sustentación realmente será la resultante entre las fuerzas sobre el extradós e intradós. El punto donde efectivamente está aplicada dicha fuerza, se denomina *centro de presión* (Ver II.2.3).

Para conseguir que un perfil asimétrico con combadura positiva diera sustentación nula, sería necesario que tuviera ángulo de ataque negativo. La distribución de presiones sería la de la Fig. II.19.a, en donde vemos que, aunque no exista sustentación, existe momento.

Por último, en la Fig. II.19.b, se representa el caso de un perfil asimétrico con ángulo de ataque positivo.

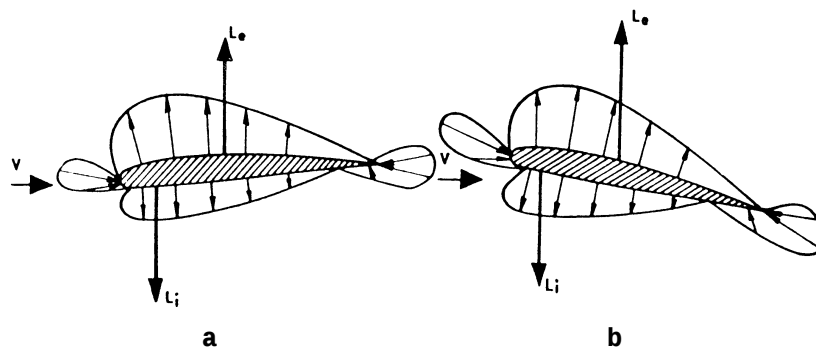


Figura II.19

El valor del momento de cabeceo M dependerá de las mismas variables que la sustentación L ya que depende de las mismas causas que producen la sustentación; es decir, de la forma de la distribución de presiones. Su valor viene dado por:

M : Momento [N·m]

C_M : Coeficiente de momento (adimensional) [-]

q : $\frac{1}{2}\rho \cdot V^2$ (Presión dinámica) [Pa]

S : Superficie de las alas [m²]

c : Cuerda [m]

Como hemos visto, el momento de cabeceo aerodinámico depende del valor de la sustentación y del punto respecto al cual se tomen los momentos.

Se demuestra teóricamente que existe un punto determinado sobre el perfil, para el cual el valor del coeficiente de momento C_M , es constante, y no depende de C_L si el momento se toma respecto de dicho punto, que suele estar situado alrededor del 25% de la cuerda media aerodinámica. Este punto se denomina *centro aerodinámico*.

Debido a la ventaja que representa C_M constante, el valor de M se suele dar respecto a este punto de referencia por la fórmula:

M_{ac} : Momento de cabeceo respecto al centro aerodinámico

C_{Mac} : Coeficiente de momento, respecto del centro aerodinámico

c_{mac} : Cuerda media aerodinámica

Por convención, se define como momento negativo al que produce una rotación nariz abajo.

Como se ha definido el *centro de presión* como el punto de la cuerda en el que se supone aplicada la resultante de las fuerzas que actúan, el valor del momento respecto del c.p. es siempre nulo.

II.8.1 Variación de la posición del centro de presiones con el ángulo de ataque

En los párrafos anteriores, hemos visto de qué parámetros dependía la distribución de presiones. el centro de presión, siendo la posición del punto de aplicación de la fuerza resultante de esa distribución de presiones, dependerá de los mismos parámetros; esto es, forma del perfil y ángulo de ataque. Observando las figuras de los párrafos precedentes, cómo al ir aumentando el ángulo de ataque, la distribución de presiones negativas del extradós van aumentando, y su valor máxima corriéndose hacia el borde de ataque, podemos afirmar para que los ángulos de ataque en que normalmente vuelan los aviones, *el centro de presiones se mueve hacia delante, conforme el ángulo de ataque crece*, (o hacia atrás, si el ángulo de ataque disminuye) (Ver. Fig. II-5).

El margen de posiciones donde se mueve el centro de presiones, suele estar comprendido entre el 25% y el 60% de la cuerda media aerodinámica.

Para los propósitos de este apunte, consideraremos que las fuerzas actúan en el *centro aerodinámico*, el cual está estacionario en un punto alrededor del 25% de la longitud de la cuerda midiendo desde el borde de ataque. La importancia de la definición del centro aerodinámico, es que el coeficiente de momento de cabeceo tomando como referencia este punto no varía con el ángulo de ataque. De esta manera, existe una única fuerza aerodinámica resultante la cual actúa en el centro aerodinámico. Para perfiles con combadura positiva, este momento es nariz abajo (negativo). En el caso de perfiles simétricos, prácticamente no existe movimiento del centro de presión alrededor del centro aerodinámico, lo que permite considerar que ambos coinciden al 25% de la cuerda.

II.9 Nomenclatura estándar de los perfiles

La nomenclatura usada en la definición de los perfiles es particular para cada organismo o grupo de investigación creador del perfil. Mientras que en el pasado era común el uso de perfiles estándar definidos o creados a partir de familias de perfiles, en la actualidad y gracias al uso de grandes computadoras es posible crear perfiles particulares para cada necesidad. Sin embargo, no necesariamente los perfiles creados de esta manera son mejores que los usados históricamente. Muchas veces esta elección se realiza por necesidades de mercado (tener el último diseño) y no por sus cualidades aerodinámicas.

Existen diferentes nomenclaturas entre las que se pueden citar la serie NACA desarrollada por la antecesora de la NASA o las series TsAGI desarrolladas en Rusia. Otras nomenclaturas comunes son la serie Joukowski, Clark Y, RAF, Göttingen, Eppler, NLF, GA, Wortmann, etc.

Las series NACA se usan en todas las categorías de aeronaves (alta y baja velocidad) y además son las más usadas en la industria aeronáutica mundial. Las series TsAGI son la contraparte rusa de las series NACA; estos perfiles son muy usados en la industria aeronáutica rusa. Los perfiles Joukowski fueron los primeros definidos teóricamente, actualmente se encuentran en desuso. Los perfiles Clark Y (EEUU) y RAF (Inglés) son los primeros intentos en definir una familia de perfiles, actualmente se los usa sólo en hélices. Göttingen, Eppler y Wortmann son perfiles alemanes; la primer familia es de uso general y la segunda y tercera de uso en planeadores. Los perfiles NLF y GA son perfiles generados por la NASA en los últimos años; los primeros se usan en planeadores y los segundos en la aviación liviana.

Como ejemplo del uso de nomenclatura de perfiles veremos a continuación la usada para definir los perfiles de la serie NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) presentado en el clásico informe técnico NACA-TR-824 "Summary of Airfoil Data" de Abbott, von Doenhoff y Stivers de 1945. Esta serie es la más usada en la industria aeronáutica mundial.

Las cifras que van detrás de la palabra NACA indican por su cantidad (cuatro o cinco cifras) y por su valor, los datos necesarios para poder determinar o construir el perfil completamente. Se dibuja primero la línea de curvatura media y se distribuye después sobre ella el espesor correspondiente a un perfil simétrico; esto es, se da una ley de curvatura y una distribución de espesor. Fig. II.20.

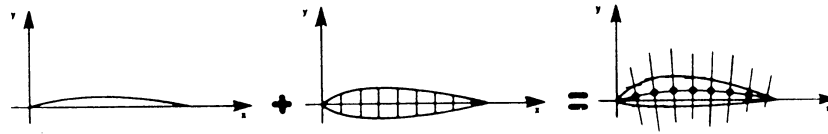


Figura II.20

Serie de perfiles NACA de 4 dígitos.

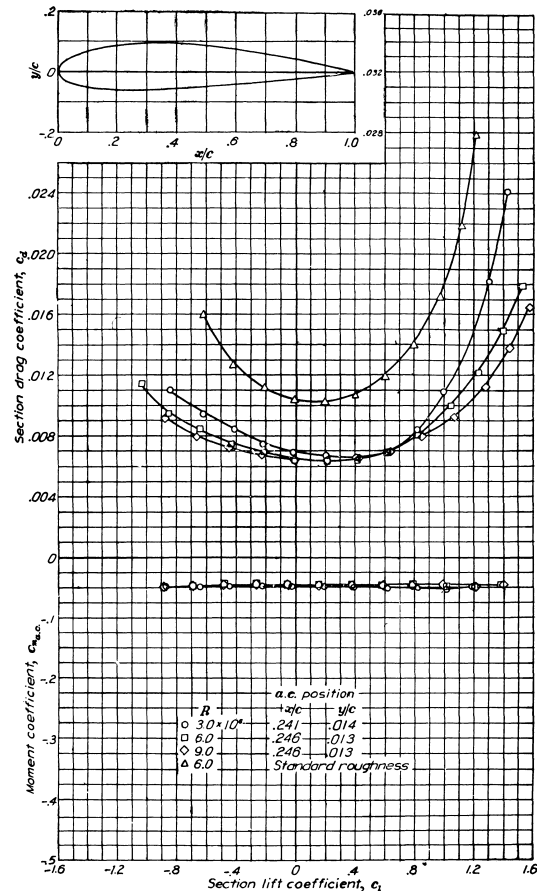
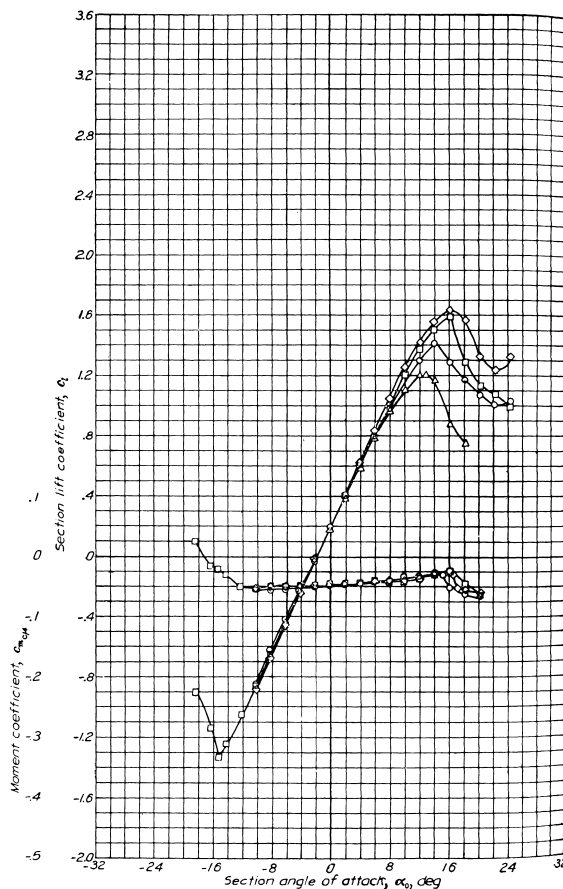
El sistema de numeración para los perfiles NACA de las series de cuatro dígitos está basada en la geometría del perfil.

Ejemplo: NACA 2415

- 1ª cifra (2) : Expresa la ordenada máxima de la línea de curvatura media en % de la cuerda: 2%.
- 2ª cifra (4) : Expresa la posición de dicha ordenada máxima en décimas de la cuerda. En el 40%.
- 3ª y 4ª cifras (15) : Expresa el espesor máximo del perfil en % de la cuerda: 15%.

Las primeras dos cifras tomadas juntas definen la línea media: línea media NACA 24.

Las secciones representando la distribución de espesores de una familia de perfiles simétricos son designadas por ceros para los dos primeros enteros, en el caso del ejemplo NACA 0015. Todos estos perfiles tienen el espesor máximo situado en el 30% de la cuerda, y si llamamos t al espesor máximo (en %) el radio de curvatura del borde de ataque es $r = 1.1 \times t$.



Tanto las líneas medias como la distribución de espesores son definidos a partir de polinomios. Estas coordenadas son presentadas normalmente en forma de tablas.

Serie de perfiles NACA de 5 dígitos.

El sistema de numeración de perfiles de las series NACA de cinco dígitos está basada en una combinación de características aerodinámicas teóricas y características geométricas.

Ejemplo : NACA 23012

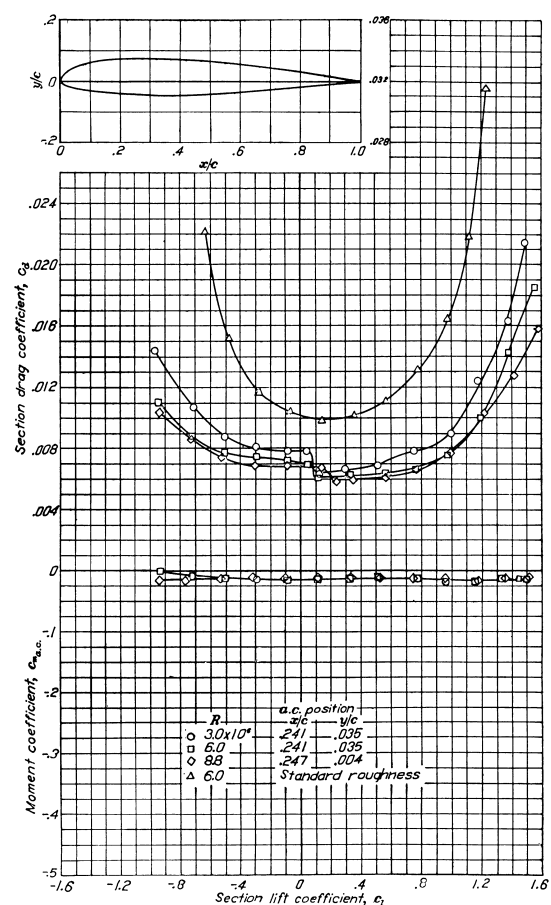
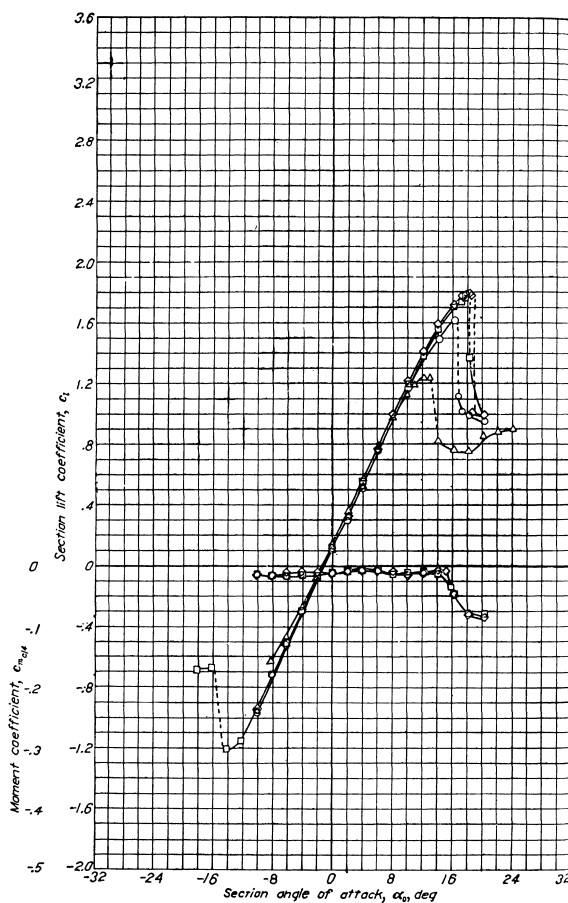
1ª cifra (2) : Expresa *aproximadamente* el valor de la ordenada máxima de la línea de curvatura media : 2%.

2ª y 3ª cifras (30) : Designan el doble de la posición de dicha ordenada máxima: 15%.

4ª y 5ª cifras (12) : Expresa el espesor máximo del perfil en % de la cuerda: 12%.

La distribución de espesores de esta serie es la misma que la definida en la serie de 4 dígitos.

La línea media se encuentra definida por los 3 primeros dígitos: NACA 230.



Perfiles NACA de las series 6.

Los perfiles NACA de las series 6 son usualmente designados por un número de seis dígitos junto con una sentencia que identifica el tipo de línea media usada.

Ejemplo NACA 65₃-218, $\alpha = 0.5$

1ª cifra (6) : Indica la designación de la serie.

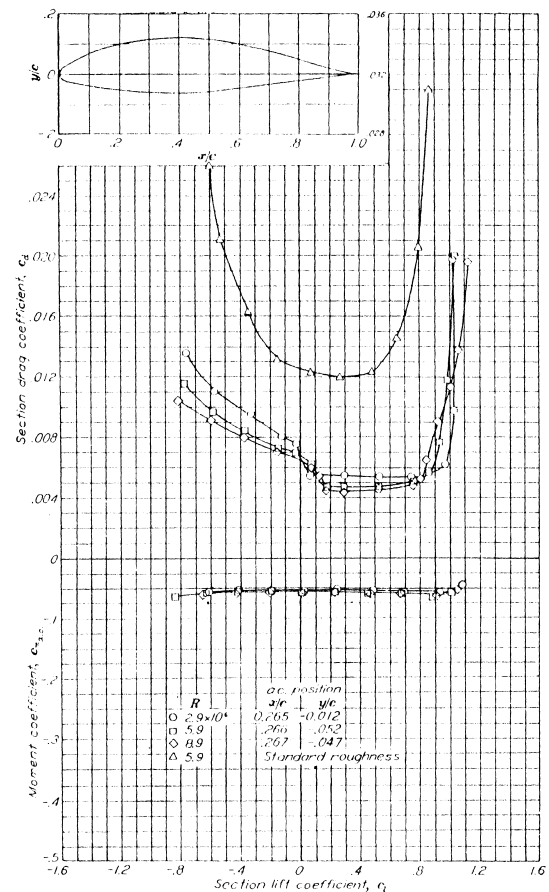
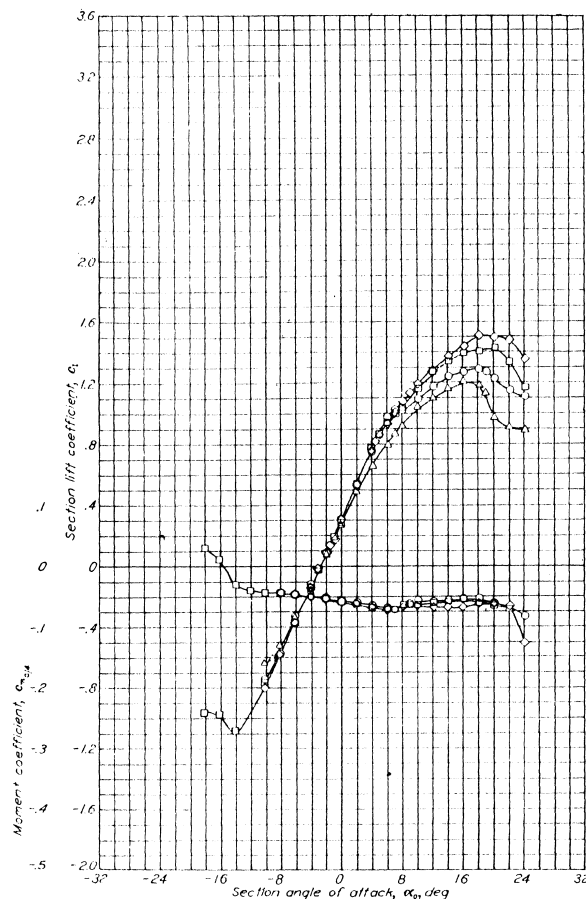
2ª cifra (5) : Indica la posición del pico de succión para el perfil simétrico básico con sustentación cero en décimas de cuerda: 50%.

3ª cifra (3) : Indica en décimas la semiamplitud del intervalo alrededor del C_L ideal en el cual existen gradientes de presión favorable en ambas superficies (Es el intervalo de C_L en el que se lo debe utilizar para lograr menor resistencia).

4ª cifra (2) : Es el coeficiente de sustentación ideal multiplicado por 10 ($C_{L\text{ ideal}} = 0.2$).

5ª y 6ª cifra (18) : Expresa el espesor máximo del perfil en % de la cuerda: 18%.

La designación "a = 0.5" identifica el tipo de línea media usada. Cuando este valor no es indicado se asume que se utilizó la línea media a = 1.0.



La nomenclatura presentada hasta aquí permite identificar gran parte de las familias de perfiles NACA. Sin embargo existen variantes de cada una de ellas que no se presentan en este apunte. Por ejemplo la aeronave Pucará tiene en la raíz un perfil NACA 64A215, en el cual la A está indicando una modificación en el borde de fuga. Además de esto existen otras dos familias de perfiles, ellas son los **Perfiles NACA de las series 1** (Ej. NACA 16-212) y los **Perfiles NACA de las series 7** (Ej. NACA 747A315).

Seguidamente se presenta una tabla en donde se identifica el perfil raíz y puntera del ala de aeronaves de diferente tipo. En ella se puede observar que el uso que se les da a los perfiles no necesariamente es el que fue originalmente pensado por sus creadores. Además un mismo tipo de perfil puede ser usado con diferentes fines. Por ejemplo aeronaves tan diferentes como el helicóptero UH-1, el carguero C-5A Galaxy, el caza F-86 Sabre o el avión espacial Space Shuttle utilizan básicamente el mismo perfil (NACA de 4 cifras simétrico).

TABLA II-1: Listado de aeronaves y de los perfiles usados en la definición del ala.

Nombre de la aeronave	Perfil Raíz	Perfil Puntera	Nota
Aero Boero 115	NACA 23012	NACA 23012	Aeronave de diseño nacional
Beech 45 T-34 Mentor	NACA 23016.5	NACA 23012	Usado en EAM como entrenador básico
BELL X-1 #1	NACA 65-110	NACA 65-111	Primer avión en cruzar la barrera del sonido
Bell 205/UH-1 Iroquois	NACA 0012	NACA 0012	Helicóptero usado en la guerra de Vietnam
Boeing 234 CH-47C Chinook	V23010-1.58	V23010-1.58	Helicóptero de carga pesado
Boeing 299 B-17 Flying Fortress	NACA 0018	NACA 0010	Bombardero de la Segunda Guerra Mundial
Boeing 747-400 (AL-1)	BAC 463 to BAC 468	BAC 469 to BAC 474	Aeronave de transporte moderna
Cessna 182	NACA 2412	NACA 2412	Aeronave utilitaria
DeHavilland 98 Mosquito	RAF-34 mod	RAF-34 mod	Avión multipropósito de la Segunda Guerra
Douglas DC-3/C-47	NACA 2215	NACA 4412	Primera aeronave moderna de transporte
Douglas DC-9	DSMA-433A/-434A	DSMA-435A/-436A	Aeronave de transporte moderna
Embraer 312 Tucano	NACA 63A415	NACA 63A212	Usado en EAM como entrenador intermedio
English Electric/BAC Canberra	RAE/D 12% sim.	RAE/D 9% sim.	Primer bombardero a reacción inglés
Fairchild A-10	NACA 6716	NACA 6713	Aeronave de ataque moderna
FMA IA 27 Pulqui	IAe 242-1	IAe 242-1	Primer aeronave a reacción nacional
FMA IA 33 Pulqui II	NACA 001108-1.1-40	NACA 00797-0.825-40	Caza a reacción nacional
FMA IA 58 Pucará	NACA 64A215	NACA 64A212	Avión de ataque nacional
FMA IA 63 Pampa	Do A-7 (14.5%)	Do A-8 (12.5%)	Entrenador avanzado nacional
Fokker F-27 Friendship	NACA 64-421	NACA 64-421	Transporte mediano usado por la FAA
Fokker F-28 Fellowship	NACA 0014 40Y mod	NACA 0010 40Y mod	Transporte mediano usado por la FAA
Fokker D.VII	Göttingen 398	Göttingen 398	Caza alemán de la Primera Guerra Mundial
General Dynamics F-16	NACA 64A204	NACA 64A204	Caza táctico moderno
Grob 102 Astir CS	Eppler 603 (18.9%)	Eppler 603 (18.9%)	Planeador moderno
Learjet 23/24/25/28/29	NACA 64A109	NACA 64A109 mod	Ejecutivo usado por la FAA
Lockheed 282 U-2	NACA 64A409	NACA 64A406	Avión espía de vuelo a gran altura
Lockheed 382 C-130 Hercules	NACA 64A318	NACA 64A412	Avión de carga mediano usado por FAA
Lockheed 500 C-5A Galaxy	NACA 0013-44 mod	Híbrido NACA 11%	Avión de carga pesado
McDonnell Douglas A-4	NACA 0008-1.1-25	NACA 0005-.825-50	Avión de ataque usado por la FAA
McDonnell Douglas F-15	NACA 64A(.55)5.9	NACA 64A203	Caza de superioridad aérea moderno
Messerschmitt Bf 109	NACA 2315	NACA 2310	Caza alemán de la Segunda Guerra Mundial
Messerschmitt Me 163 Komet	NACA 0014 mod	NACA 0008-62 mod	Avión cohete de la Segunda Guerra Mundial
Messerschmitt Me 262 Schwalbe	NACA 0011-0.825-35	NACA 0009-1.1-40	Primer caza a reacción.
Mikoyan/Gurevich MIG-25	TsAGI SR-12S	TsAGI SR-12S	Caza interceptor ruso
Mitsubishi A6M2 Zero	Mitsubishi 118	Mitsubishi 118	Caza japonés de la Segunda Guerra Mundial
Morane-Saulnier 760 Paris	NACA 64A113.5	NACA 64A112	Avión de entrenamiento usado por la FAA
Moskalyev SAM-7	TsAGI R-II (12%)	TsAGI R-II (12%)	Misil antiaéreo ruso
Naico Lancair 200/320/360	NASA NLF(1)-0215F	NASA NLF(1)-0215F	Avión liviano de construcción casera moderno
North American F-86 Sabre	NACA 0012-64	NACA 0011-64	Caza a reacción de la guerra de Corea
North American P-51A/B/C/D/K	NAA/NACA 45-100	NAA/NACA 45-100	Primeras versiones del caza Mustang.
North American P-51H/J Mustang	NACA 66,2-(1.8)15.5	NACA 66,2-(1.8)12	Caza Norteamericano de posguerra
North American X-15	NACA 66-005 mod	NACA 66-005 mod	Avión experimental de alta velocidad
Pilatus PC-9	PIL15M825	PIL12M850	Entrenador ganador del concurso J-PATS
Piper J-3 Cub	USA 35B	USA 35B	Avión de entrenamiento básico
Piper PA-38 Tomahawk	NASA GA(W)-1	NASA GA(W)-1	Avión de entrenamiento liviano moderno
Rockwell Space Shuttle	NACA 0010 mod	NACA 0010 mod	Primer avión espacial
Ryan NYP Spirit of St. Louis	Clark Y	Clark Y	Primer cruce del Atlántico en solitario
Rutan 202 Boomerang	Roncz Airfoil	Roncz Airfoil	Aeronave no convencional
Scheibe SF-36 R	Wortmann FX 61-184	Wortmann FX 60-126	Motoplaneador moderno
Supermarine 300-474 Spitfire	NACA 2213	NACA 2209.4	Caza inglés de la Segunda Guerra Mundial
Sikorsky S-70/UH-60 Black Hawk	SC 1095/SC1095R8	Sikorsky SC1095	Helicóptero de Presidencia de la Nación
Tupolev Tu-95 "Bear"	TsAGI SR-5S	TsAGI SR-5S	Avión de reconocimiento de largo alcance ruso

Referencia : <http://www.uiuc.edu/ph/www/m-selig/ads/aircraft.html>