



COPYRIGHT JOEY COLLURA

AIRLINERS.NET



Photo Copyright © Ernie Viskupic

AIRLINERS.NET

ORIGEN DE LAS FUERZAS AERODINAMICAS



ECUACION DE BERNOULLI PARA FLUDOS INCOMPRESIBLES

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

ρ = Velocidad del fluido

d = Densidad del fluido

v = Presión

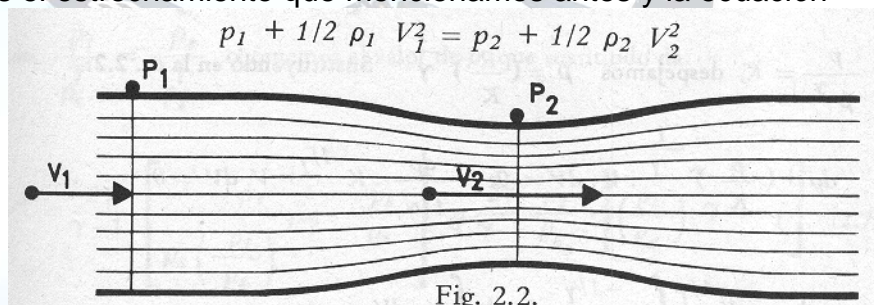
En esta primera ecuación, basaremos los principios por los que se genera una fuerza, que mantiene un elemento más pesado que el aire en vuelo.

Consideramos el aire como un fluido incompresible, por que los efectos de compresibilidad son despreciables por debajo de velocidades supersónicas (para ser exactos diríamos velocidades transónicas.)

Si efectuamos la medición de presión y velocidad en un fluido, que circula por el interior de un tubo, en el cual se encuentra un estrechamiento, la velocidad del mismo se verá afectada por el estrechamiento que hará que esta aumente, por lo que la presión disminuye en proporción a mantener la igualdad (te lo juro que es cierto, seguro).

En la práctica se puede comprobar de esta manera:

Tenemos el estrechamiento que mencionamos antes y la ecuación



El aumento de velocidad en V2 nos ocasiona una reducción de presión en P2

A esta floritura en la que se basa el fundamento del vuelo se llama “**efecto Venturi**”

Más adelante lo aplicaremos a un perfil aerodinámico.

CAPA LÍMITE

La circulación de un fluido puede ser de diversos tipos dependiendo de la velocidad a la que este circula por el tubo (y dale con el tubo):

1. **Capa limite laminar.** Las capas del fluido se desplazan paralelas y con velocidades que aumentan hacia el centro del tubo. El espesor de la capa limite es la distancia entre la capa de fluido que esta en contacto

con la pared del tubo (velocidad "0"), y la capa del mismo que tiene igual velocidad que la corriente libre. Luego lo que tenemos es una parte del fluido que roza con las paredes del tubo y por efecto de la viscosidad se frena. La resistencia es proporcional, a la velocidad relativa entre el fluido y el objeto. El espesor de la capa limite depende de la viscosidad.

2. **Capa limite turbulenta.** Las capas del fluido se desordenan formando remolinos que de forma turbulenta nos rompen la bonita capa laminar. El espesor de la capa limite turbulenta es muchísimo mayor que el laminar y la resistencia crece con el cuadrado de la velocidad.

Tenemos que tener en cuenta dos consideraciones, de la capa limite:

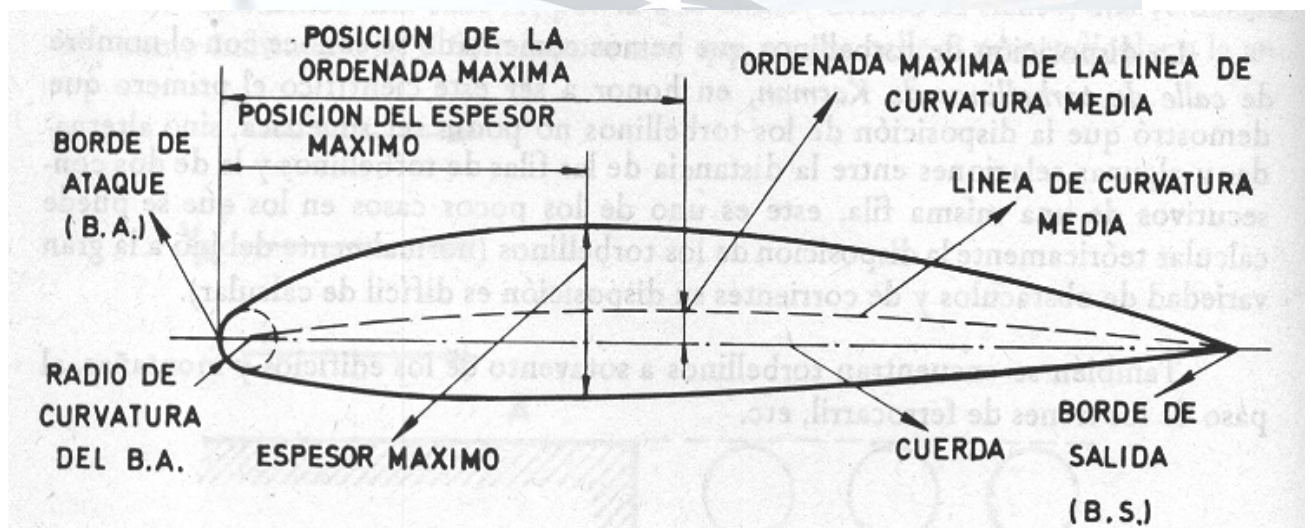
- La capa limite, es la que transmite las presiones.
- Dentro de la capa limite, no se puede aplicar el Teorema de Bernouilli, debido al rozamiento, que este teorema no computa.

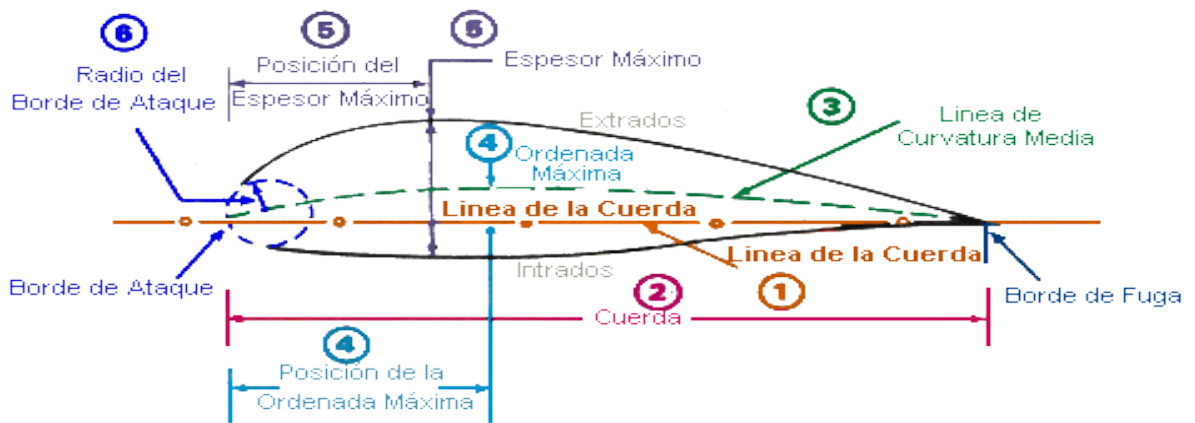
NUMERO DE REYNOLDS

Es el que nos predice la resistencia de fricción, y el llamado efecto escala, pues depende de la velocidad y de la longitud de la cuerda del perfil, aumentando cuando estos aumentan y al contrario. Es un valor importante a velocidades por debajo del sonido (en velocidades supersónicas lo importante es el N° de Mach).

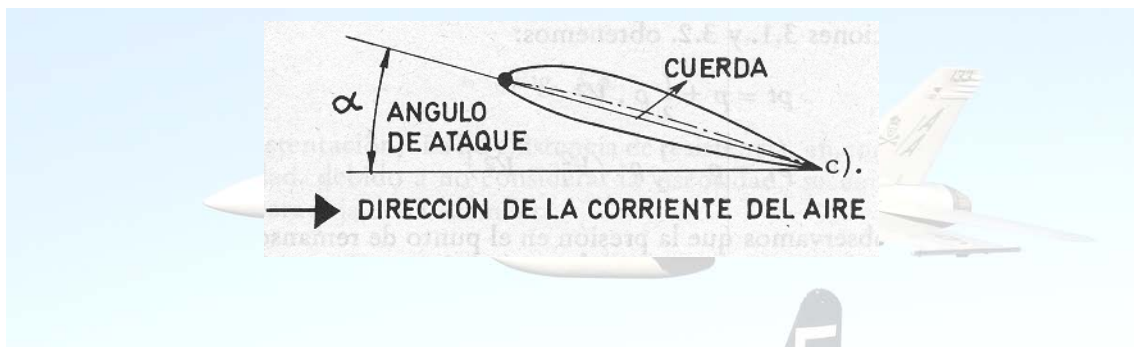
La rugosidad del perfil influye considerablemente.

TERMINOLOGIA DE PERFILES



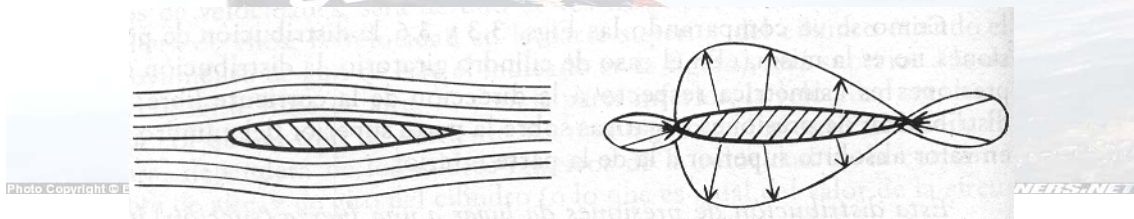


PERFILES. TERMINOLOGÍA



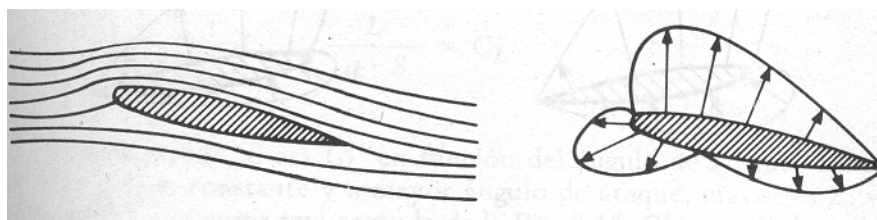
FUERZAS QUE ACTUAN SOBRE UN PERFIL

La circulación de la corriente libre de aire y su velocidad alrededor del perfil, debido a su forma provoca una serie de fuerzas de presión. En un perfil simétrico y con ángulo de ataque cero la distribución de presiones será:



Angulo de ataque 0°

En un perfil simétrico y con ángulo de ataque positivo será:



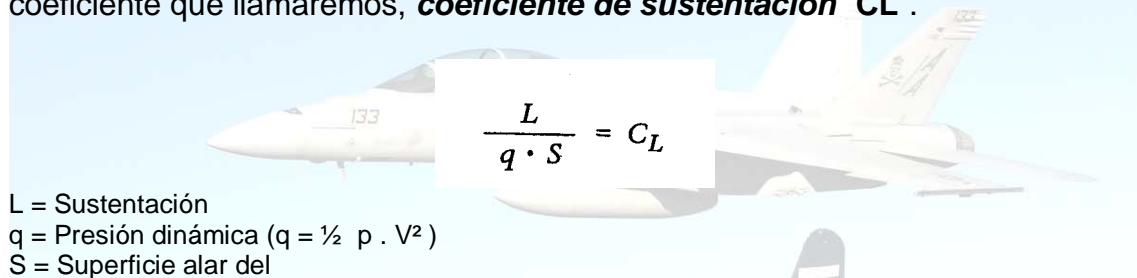
Angulo de ataque positivo

Con ángulo de ataque positivo en un perfil simétrico, la distribución de las líneas de corriente, aumenta su velocidad en el extradós respecto a la corriente libre, y disminuye en el intradós.

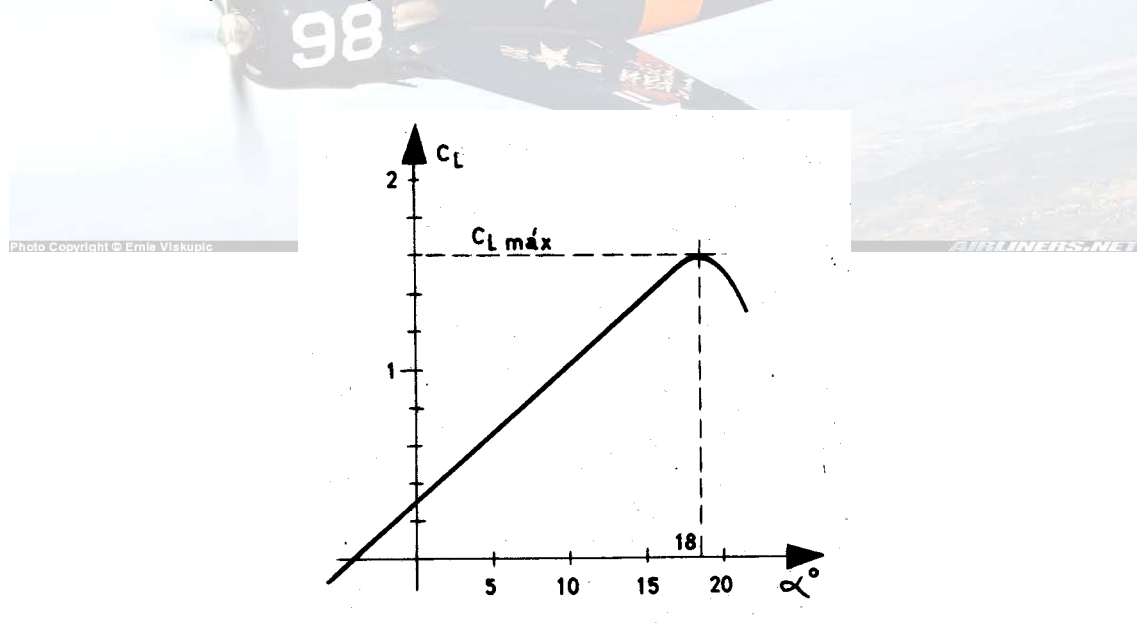
El aumento de velocidad en el extradós, aumenta el valor de la presión negativa (succión) mientras que la disminución de la misma en intradós disminuye la succión. Resultado, la distribución de presiones es una fuerza dirigida hacia arriba que es la **sustentación** y el punto donde se aplica el **centro de presión**.

SUSTENTACION

Si colocamos un perfil en un túnel aerodinámico a diferentes ángulos de ataque, y medimos las fuerzas de sustentación y resistencia, L , L_1 , L_2 ,... D , D_1 , D_2 ,..., sin variar, ni la velocidad, ni la densidad, obtendríamos un coeficiente que llamaremos, **coeficiente de sustentación "CL"**.

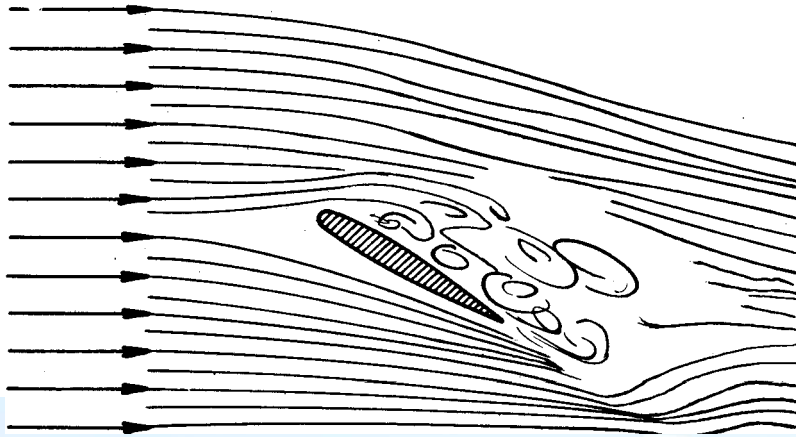


Si representamos en una grafica, el CL en función del ángulo de ataque. Tenemos que $q \cdot S$ es constante y a mayor ángulo de ataque, mayor L , y por lo tanto mayor CL . El CL aumenta con el ángulo de ataque hasta el CL máx. que es cuando se produce la perdida.



Si efectuamos la misma experiencia a mayor velocidad, la fuerza L será mayor pero la velocidad en el denominador también aumenta, con lo que el CL es el mismo que en la primera experiencia. Resulta que a cualquier velocidad o

densidad del aire que hiciésemos la experiencia, los C_L son iguales, y la pérdida ocurrirá al mismo ángulo de ataque.



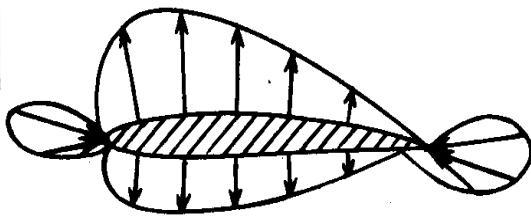
El ángulo de entrada en pérdida es fijo, y la pérdida se produce por desaparecer el tipo de distribución de presiones que hemos visto.

INFLUENCIA DEL TIPO DE PERFIL SOBRE EL COEFICIENTE DE SUSTENTACION

En un perfil asimétrico por causa de su forma, a $\alpha = 0^\circ$ existe fuerza de sustentación y por tanto C_L , pues habrá mas velocidad del aire en el extradós debido a la curvatura, mientras que en un perfil simétrico a ángulo de ataque 0° ($\alpha = 0^\circ$), tanto la sustentación, como el C_L , serian nulos.

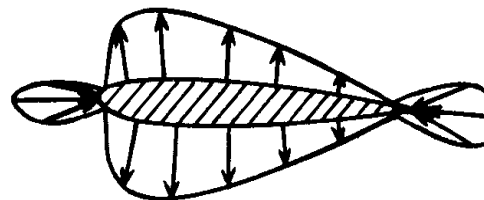
PERFIL ASIMETRICO

$$\alpha = 0$$



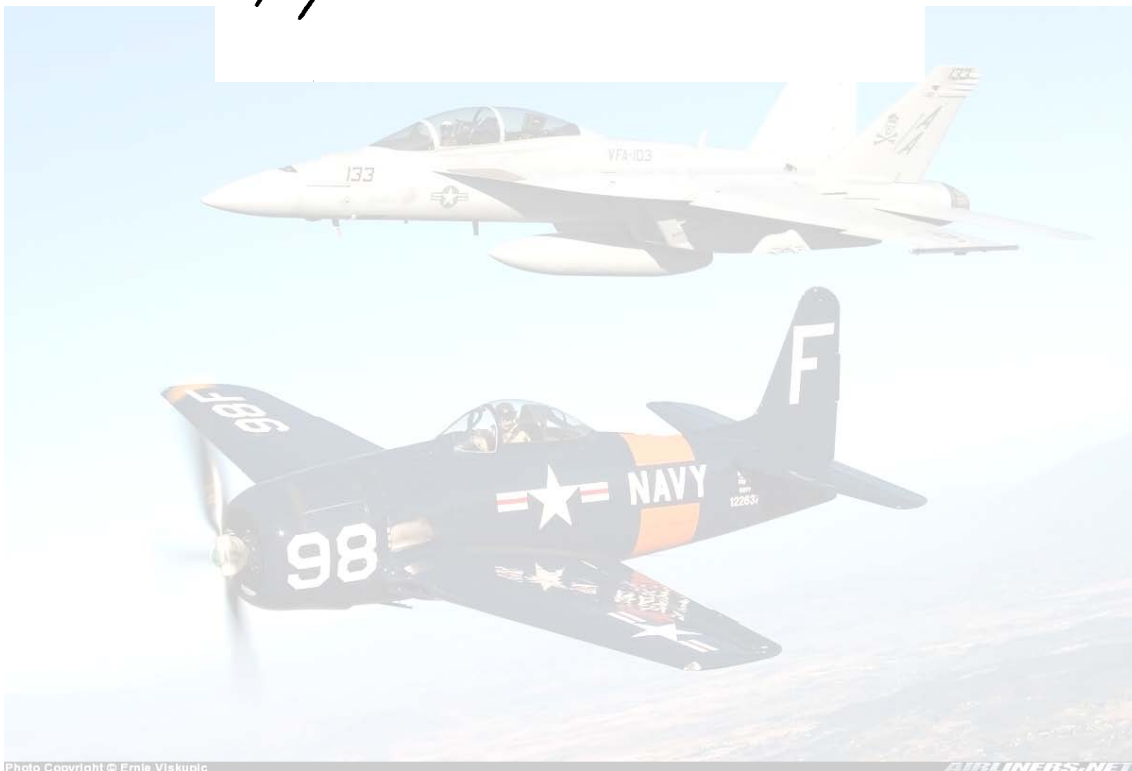
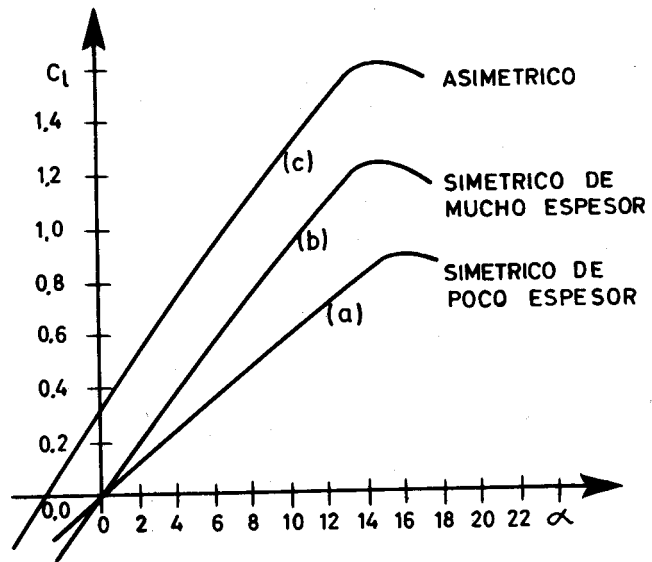
PERFIL SIMETRICO

$$\alpha = 0$$



En la siguiente grafica se representan los C_L de diversas alas construidas con perfiles de tipos diferentes.

En perfiles simétricos se puede apreciar, que el espesor hace variar el C_L .



Articulo de Javier Bastanchuri Recuero
 Figuras y dibujos escaneados de:
 AERODINMICA Y ACTUACIONES DEL AVION, de la editorial PARANINFO
 Autor:
 A. Isidro Carmona.