

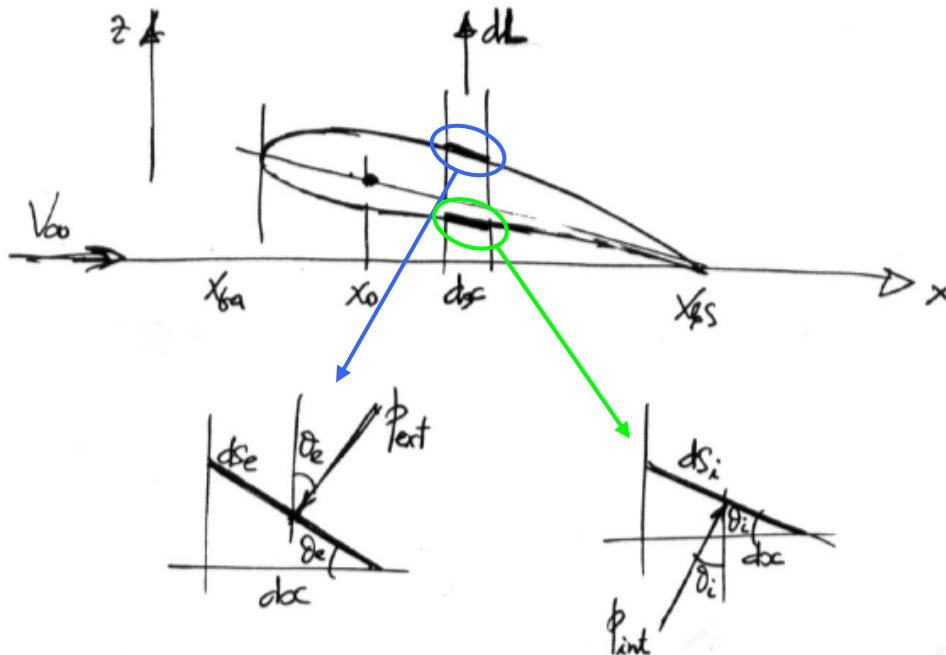
Sustentación - I

- La sustentación se calcula evaluando la fuerza resultante generada mediante las distribuciones de presiones en el extradós y en el intradós del perfil:
 - Se desprecian el efecto de los esfuerzos viscosos.

$$dL = (p_{int} ds_i) \cos \theta_i - (p_{ext} ds_e) \cos \theta_e = (p_{int} - p_{ext}) dx;$$

Presión intradós

Presión extradós



$$L = \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} dL = \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} [p_{int}(x) - p_{ext}(x)] dx.$$

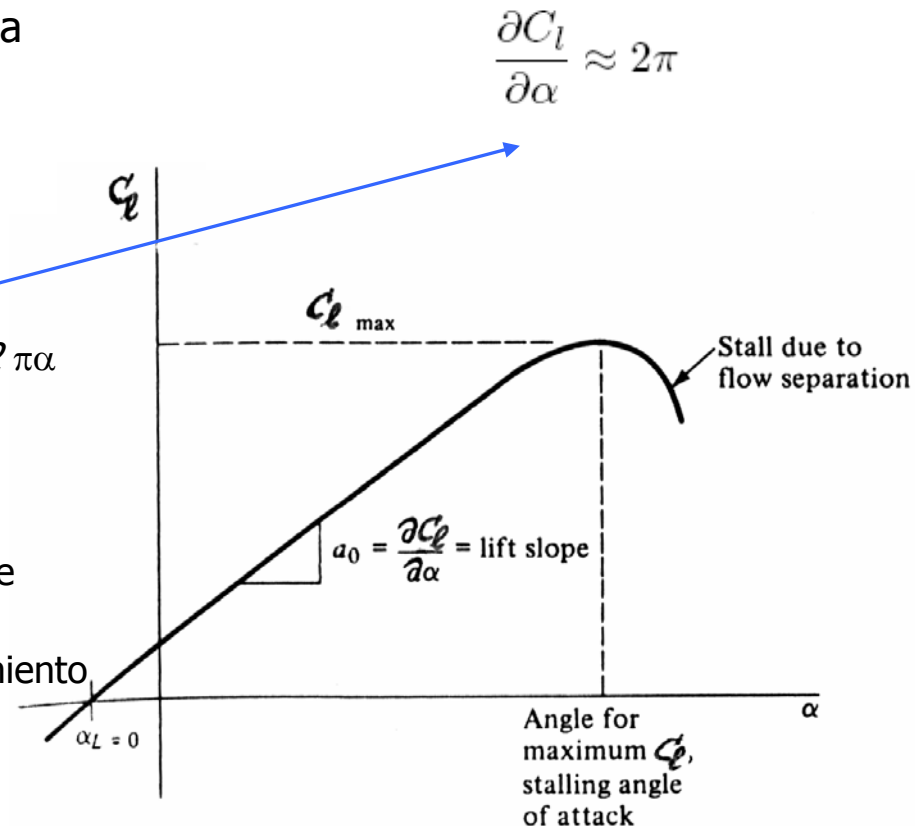
Borde de ataque

Borde de salida

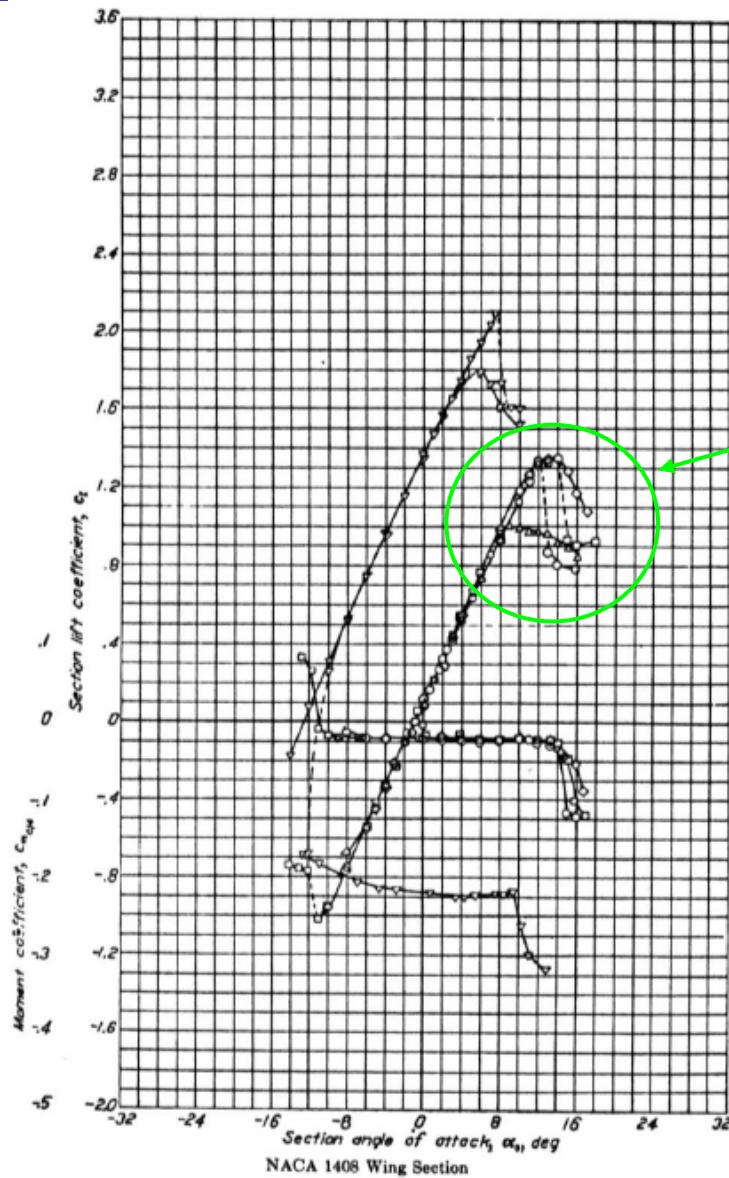
$$C_l = \frac{1}{c} \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} [c_{p_i}(x) - c_{p_e}(x)] dx.$$

Sustentación - II

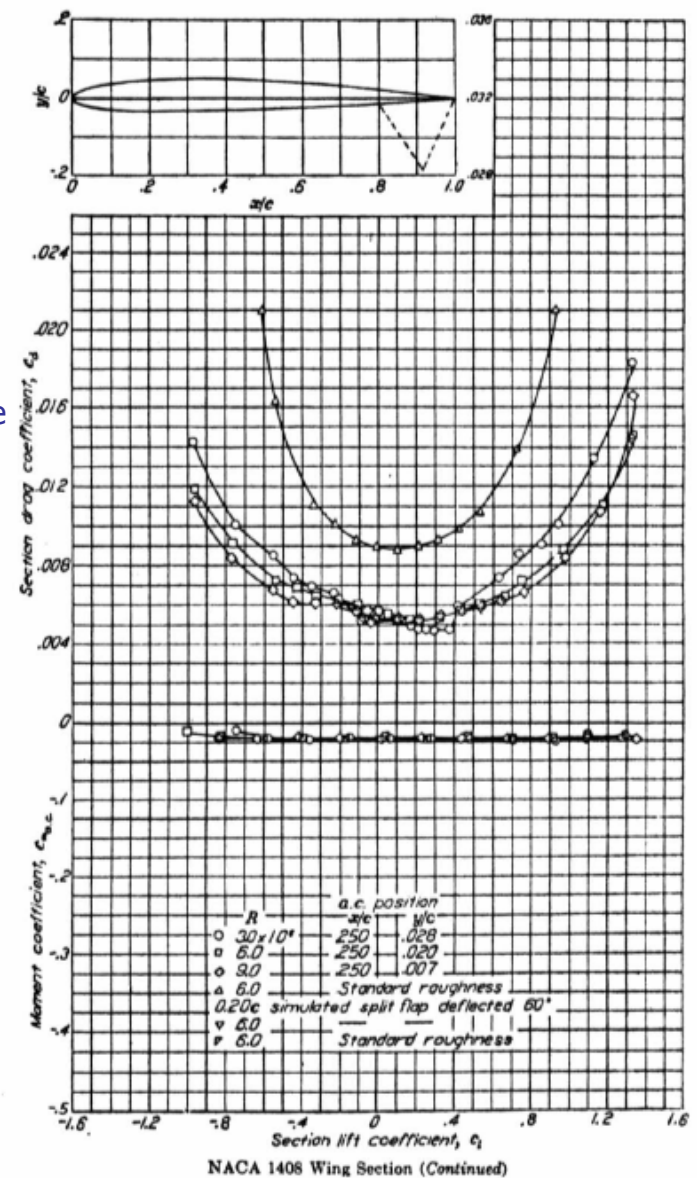
- Si se integran los coeficientes de presión, obtenidos experimentalmente, para distintos valores del ángulo de ataque, se obtiene una curva de sustentación, $C_l(\alpha)$.
- *Propiedades del C_l aumenta con α :*
 - C_l aumenta con α :
 - La variación es aproximadamente lineal
 - La pendiente de la curva de sustentación
 - Para una placa plana resultado teórico $C_l = 2\pi\alpha$
 - Perfiles con curvatura $C_l > 0$ para $\alpha = 0$
 - Perfiles simétricos $C_l = 0$ para $\alpha = 0$
 - Para α elevados C_{lmax}
 - A partir del C_{lmax} el C_l disminuye, es lo que se conoce como entrada en pérdida.
 - La entrada en pérdida se debe al desprendimiento de la corriente (origen viscoso)



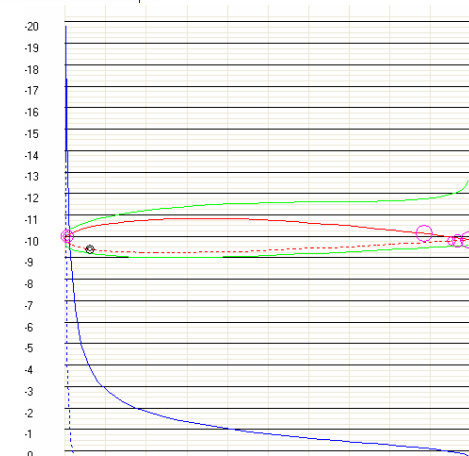
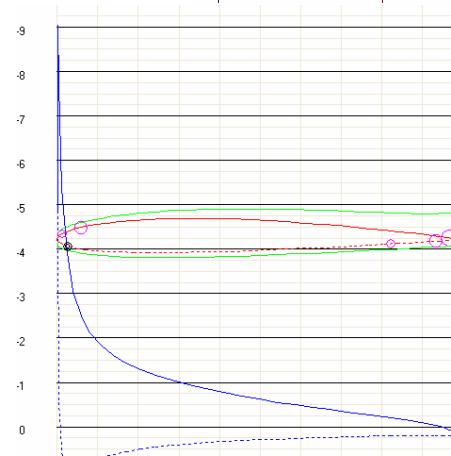
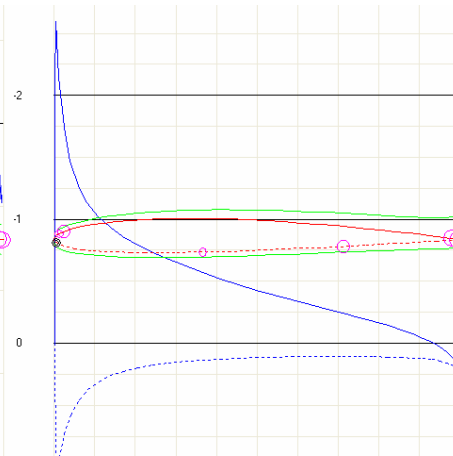
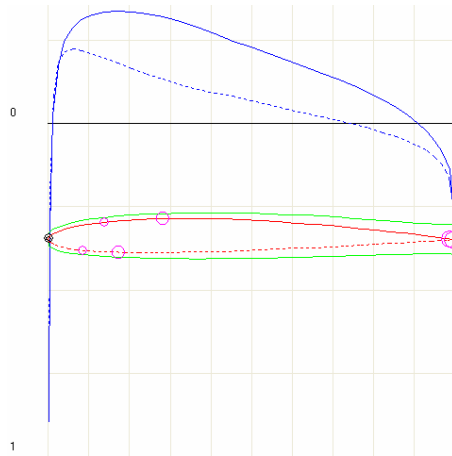
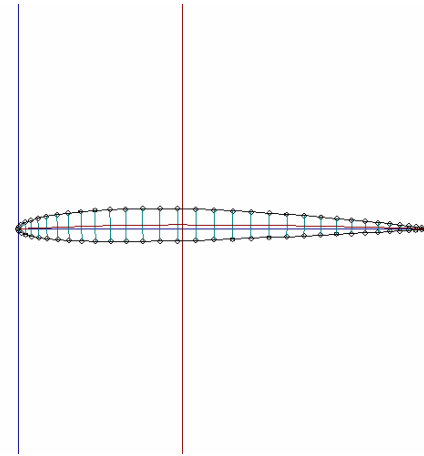
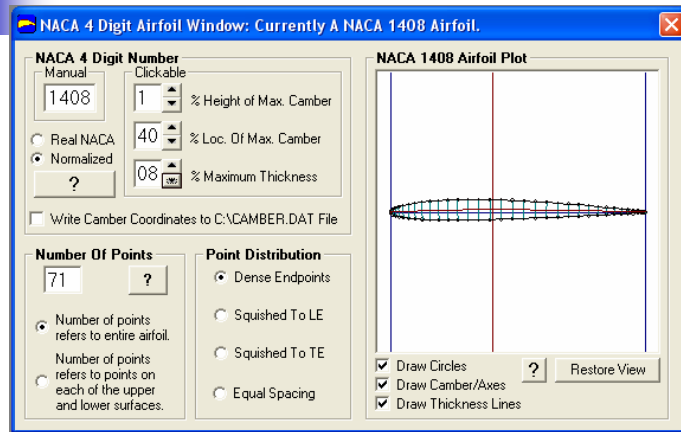
Sustentación - III



Variación con Re



C_p, C_l , & C_D vs. AoA (α) para NACA 1408



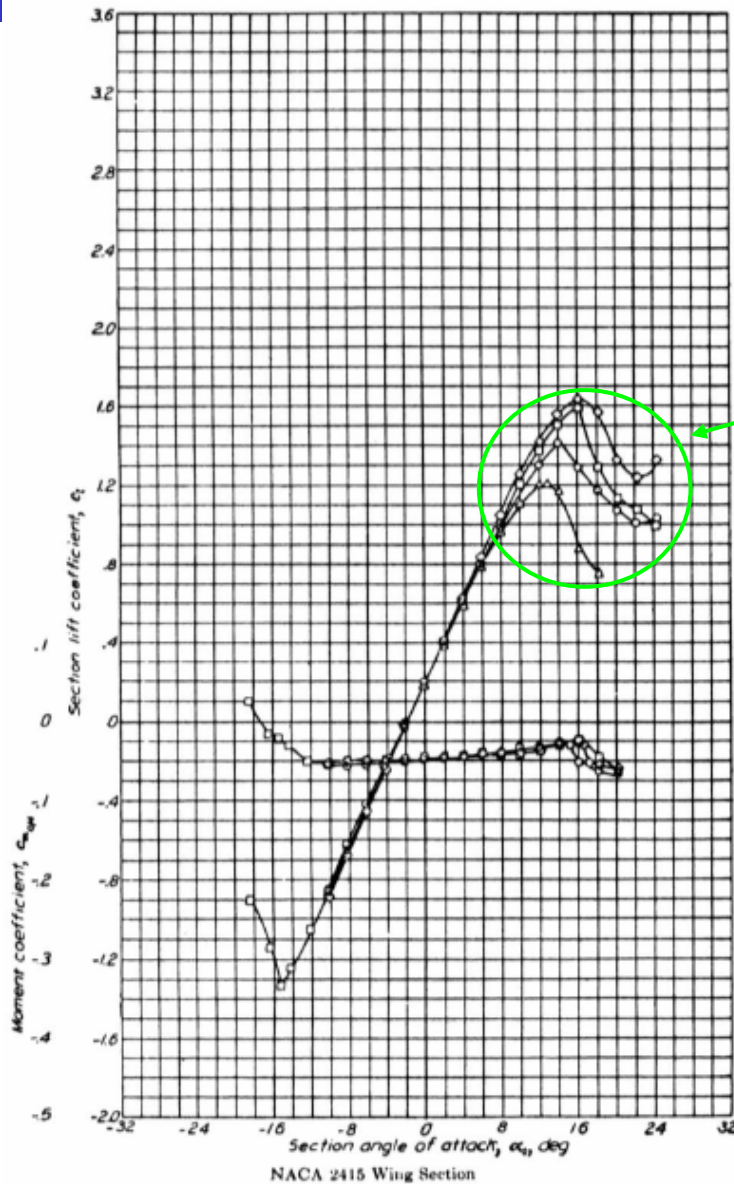
Re# = 3000000
 $C_{pmin} = -0.337$
 $C_L = 0.1262$
 $C_D = 0.0056$
 $\alpha = 0^\circ$

Re# = 3000000
 $C_{pmin} = -2.595$
 $C_L = 0.7019$
 $C_D = 0.0110$
 $\alpha = 5^\circ$

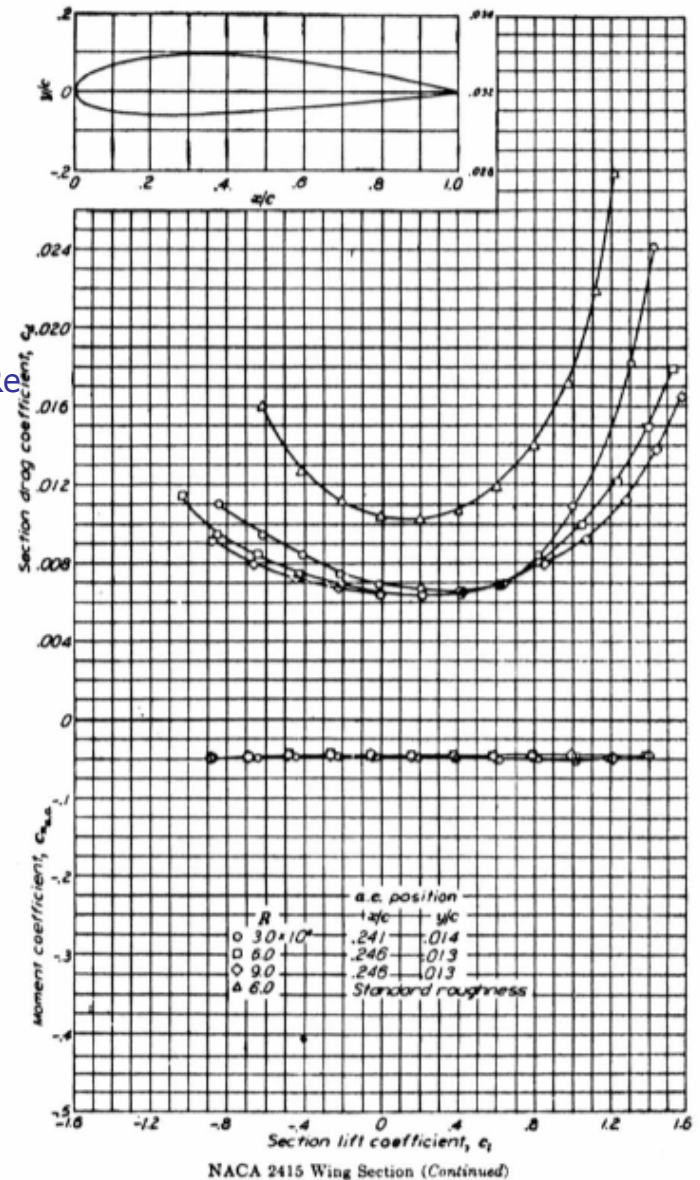
Re# = 3000000
 $C_{pmin} = -9.036$
 $C_L = 1.27$
 $C_D = 0.0236$
 $\alpha = 10^\circ$

Re# = 3000000
 $C_{pmin} = -19.775$
 $C_L = 1.8239$
 $C_D = 0.0537$
 $\alpha = 15^\circ$

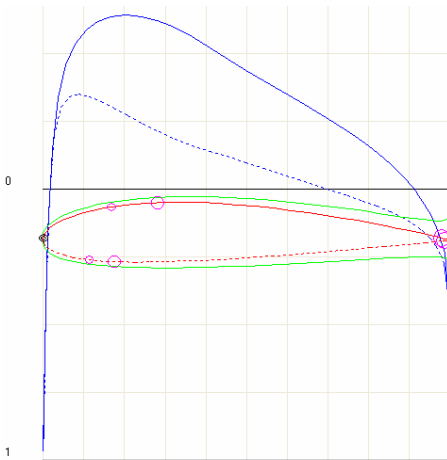
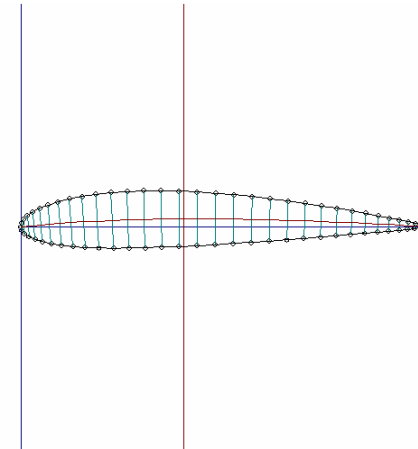
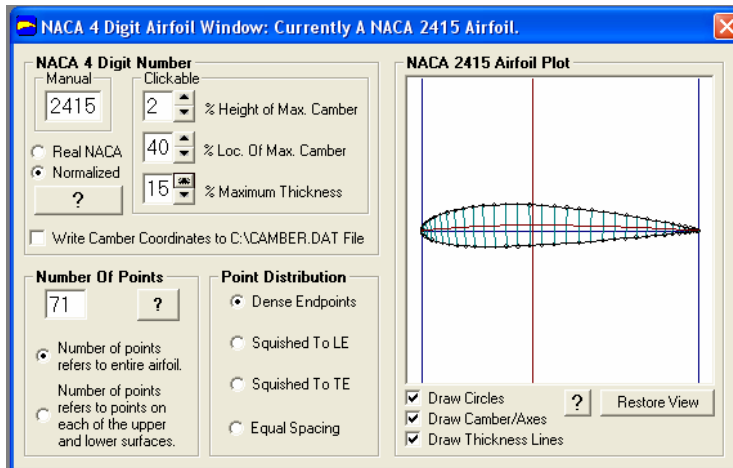
Sustentación - IV



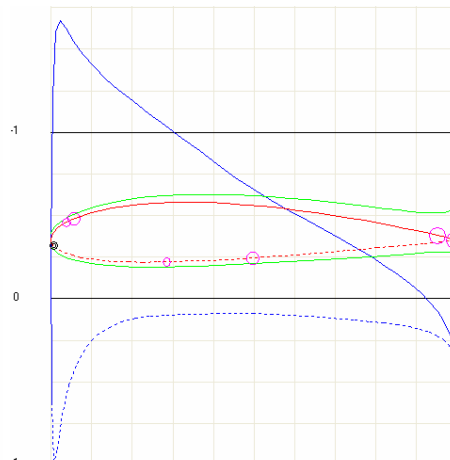
Variación con Re



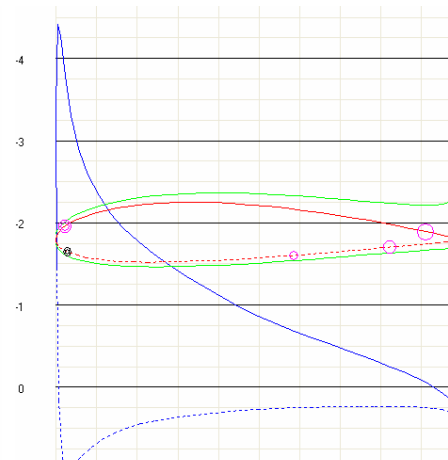
C_p, C_l , & C_D vs. AoA (α) para NACA 2415



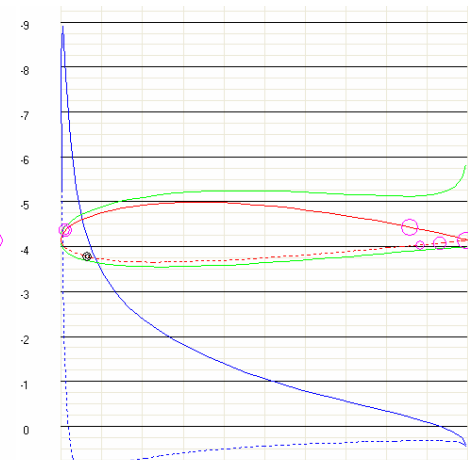
Re# = 3000000
 $C_{pmin} = -0.641$
 $C_L = 0.2685$
 $C_D = 0.0075$
 $\alpha = 0^\circ$



Re# = 3000000
 $C_{pmin} = -1.674$
 $C_L = 0.8704$
 $C_D = 0.0112$
 $\alpha = 5^\circ$



Re# = 3000000
 $C_{pmin} = -4.412$
 $C_L = 1.4645$
 $C_D = 0.0213$
 $\alpha = 10^\circ$



Re# = 3000000
 $C_{pmin} = -8.903$
 $C_L = 2.0449$
 $C_D = 0.0375$
 $\alpha = 15^\circ$

Comparación NACA 1408 vs. NACA 2415

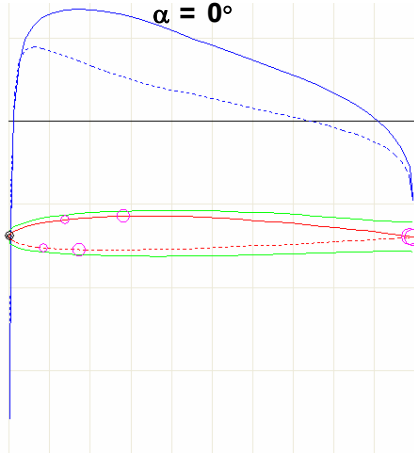
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -0.337$

$C_L = 0.1262$

$C_D = 0.0056$

$\alpha = 0^\circ$



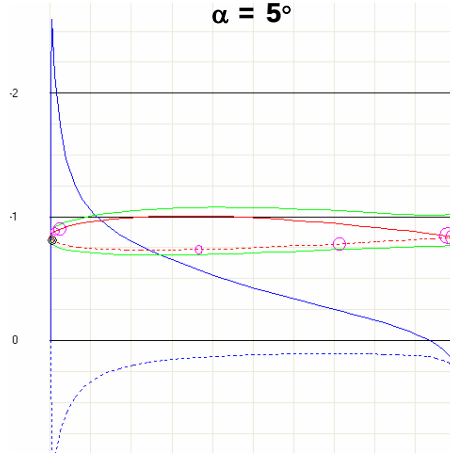
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -2.595$

$C_L = 0.7019$

$C_D = 0.0110$

$\alpha = 5^\circ$



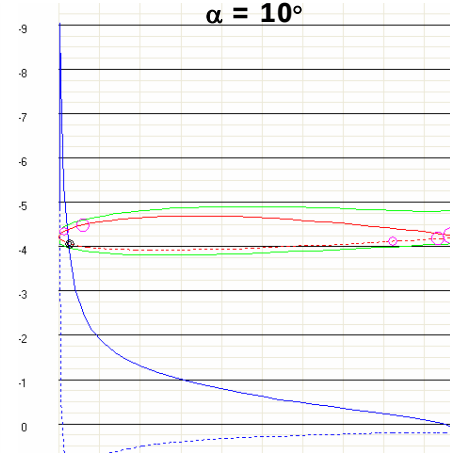
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -9.036$

$C_L = 1.27$

$C_D = 0.0236$

$\alpha = 10^\circ$



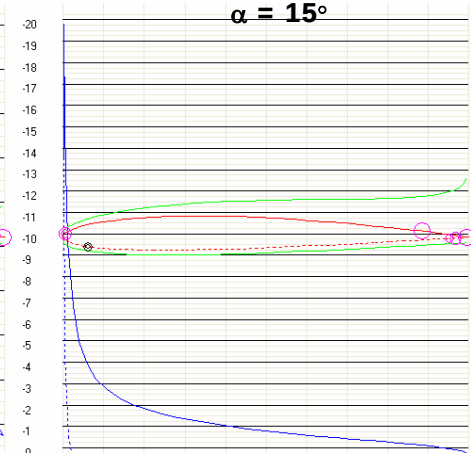
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -19.775$

$C_L = 1.8239$

$C_D = 0.0537$

$\alpha = 15^\circ$



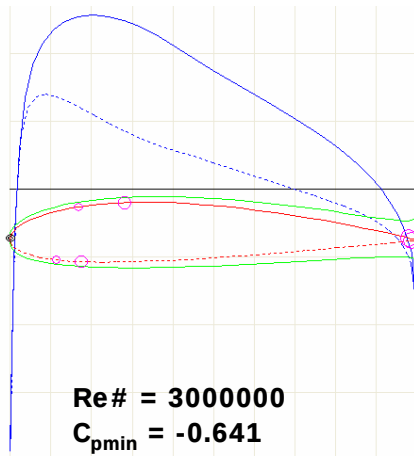
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -0.641$

$C_L = 0.2685$

$C_D = 0.0075$

$\alpha = 0^\circ$



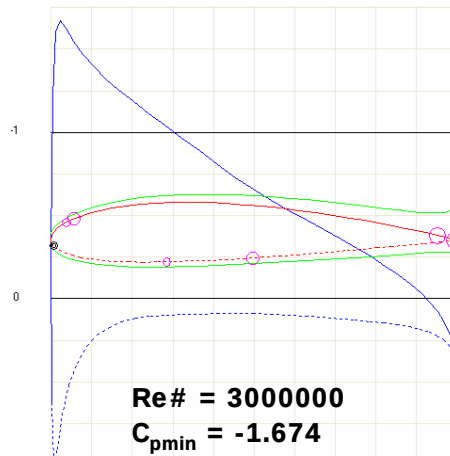
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -1.674$

$C_L = 0.8704$

$C_D = 0.0112$

$\alpha = 5^\circ$



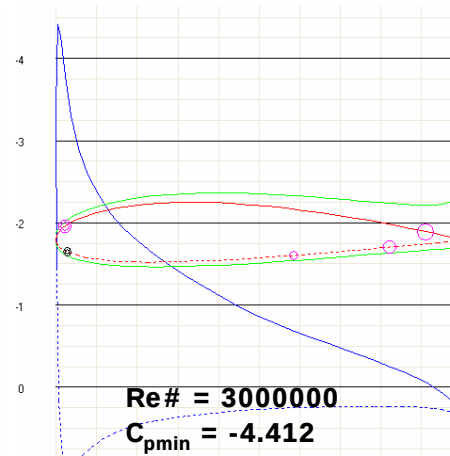
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -4.412$

$C_L = 1.4645$

$C_D = 0.0213$

$\alpha = 10^\circ$



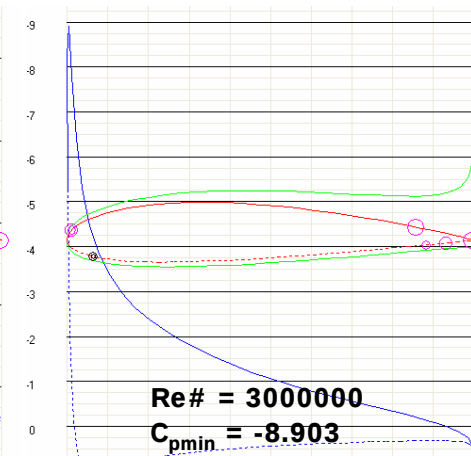
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -8.903$

$C_L = 2.0449$

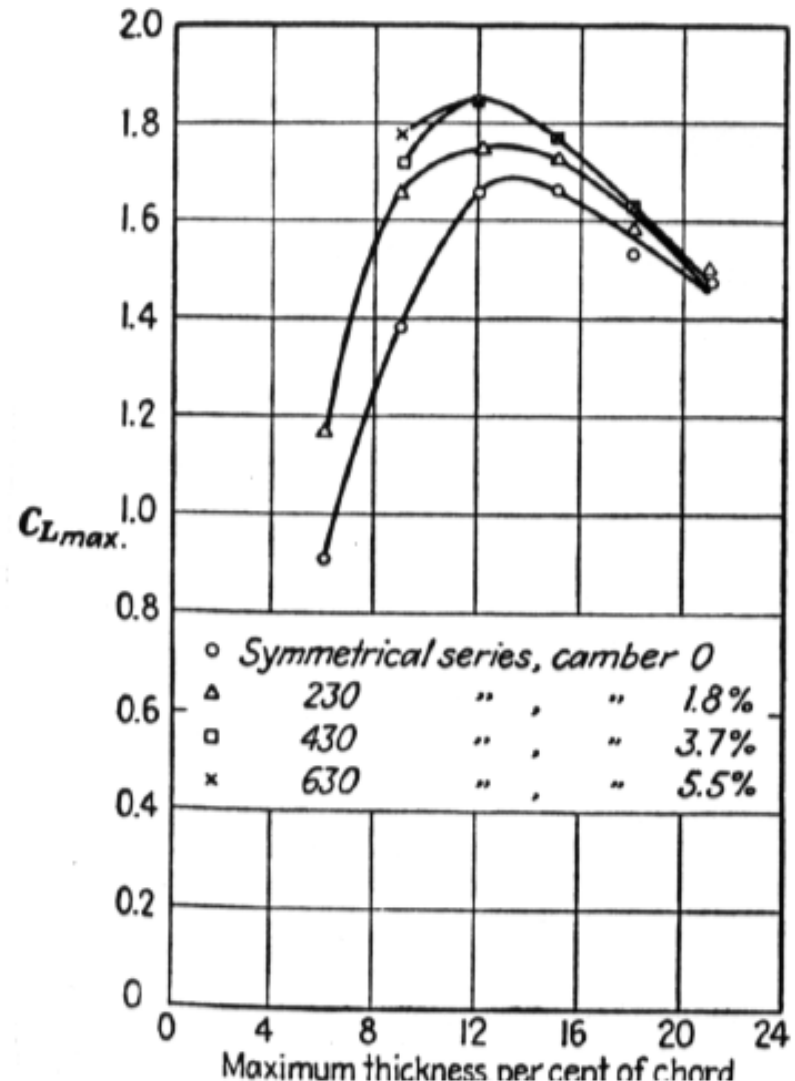
$C_D = 0.0375$

$\alpha = 15^\circ$



Sustentación - V

- El espesor del perfil influye en el C_{lmax} :
 - que hay un espesor para el cual C_{lmax} es máximo
 - el espesor afecta al valor de C_{lmax} debido a su influencia en el desprendimiento de la corriente

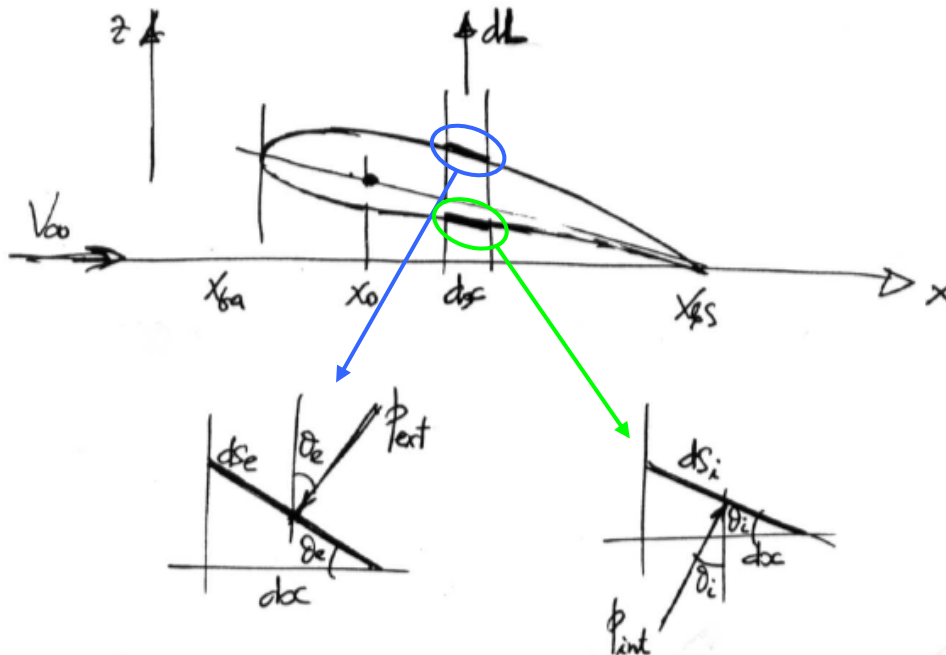


Momento de Cabeceo - I

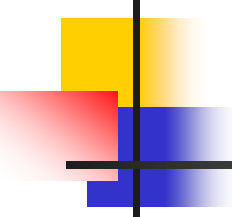
- El cálculo del momento de cabeceo respecto de un punto genérico de abscisa x_0 se calcula de forma inmediata despreciando la contribución de la resistencia aerodinámica

$$M = - \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} (x - x_0) dL = - \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} [p_{int}(x) - p_{ext}(x)](x - x_0) dx,$$

$$dL = (p_{int} ds_i) \cos \theta_i - (p_{ext} ds_e) \cos \theta_e = (p_{int} - p_{ext}) dx;$$



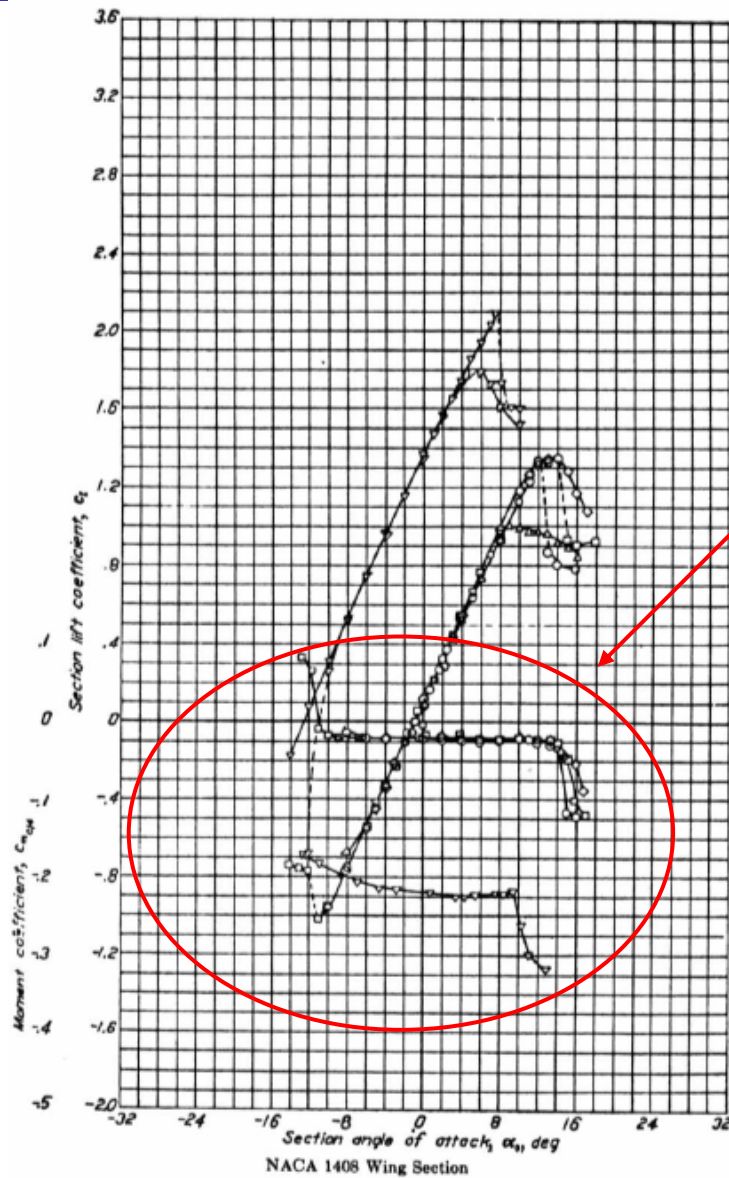
$$C_m = - \frac{1}{c^2} \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} [c_{pi}(x) - c_{pe}(x)](x - x_0) dx.$$



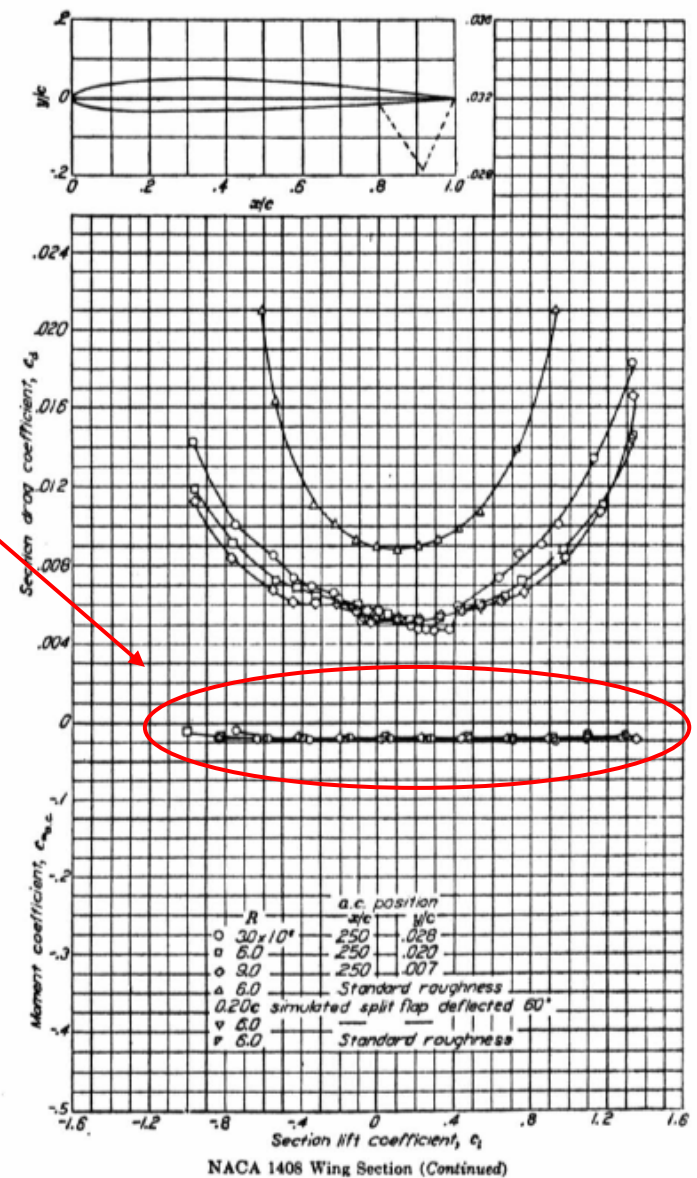
Momento de Cabeceo - II

- Los resultados experimentales de medición del ángulo de cabeceo se hacen con respecto de $c/4$.
- Al igual que en el caso de la sustentación, al momento de cabeceo contribuyen el ángulo de ataque ($AoA - \alpha$) y la curvatura del perfil.
 - la variación con el ángulo de ataque es muy pequeña
 - Dicha variación es incluso menor cuanto más delgado es el perfil.
 - Cuanto más delgado es el perfil el punto $c/4$ se aproxima al centro aerodinámico teórico de una placa plana ($c/4$).
 - La variación con el número de Reynolds es también muy pequeña.
- Valores típicos de $C_{mc/4}$ están comprendidos entre 0 y -0.1
 - valores negativos que corresponden a momentos de picado.

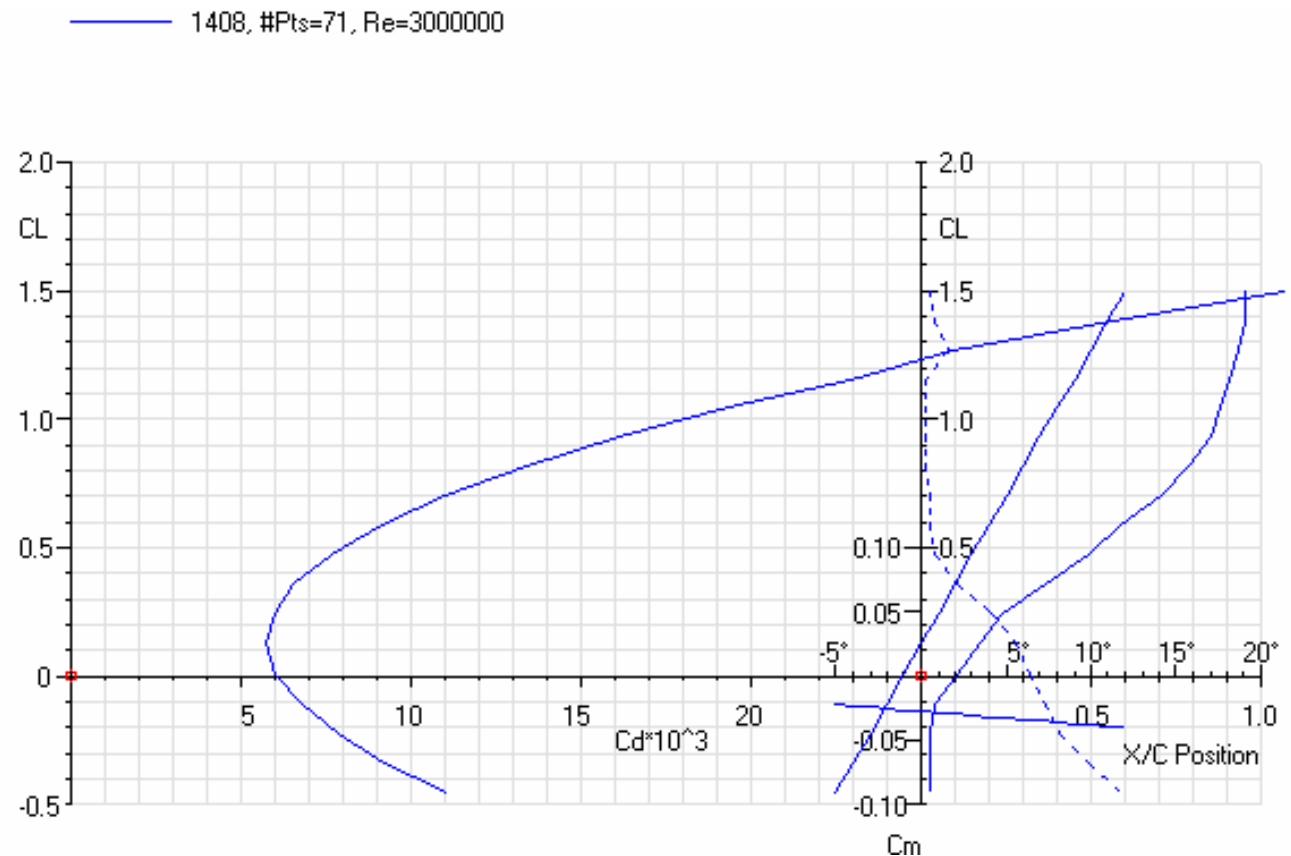
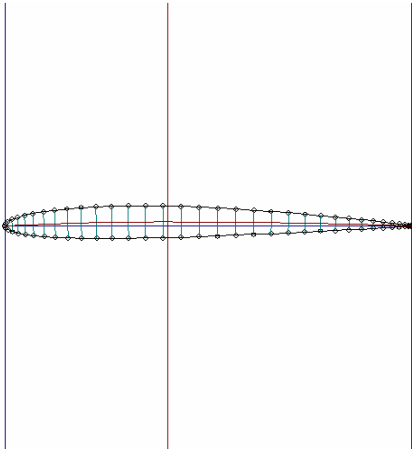
Momento de Cabeceo – NACA 1408 - I



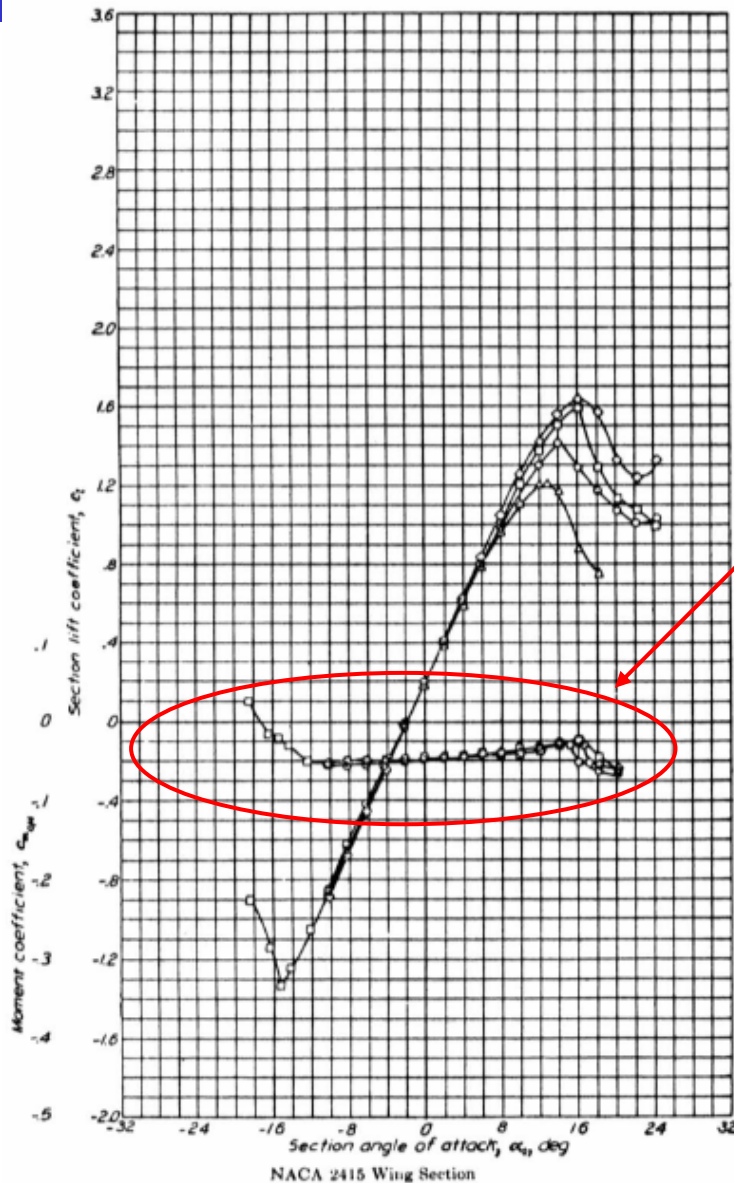
Variación con
Re y α



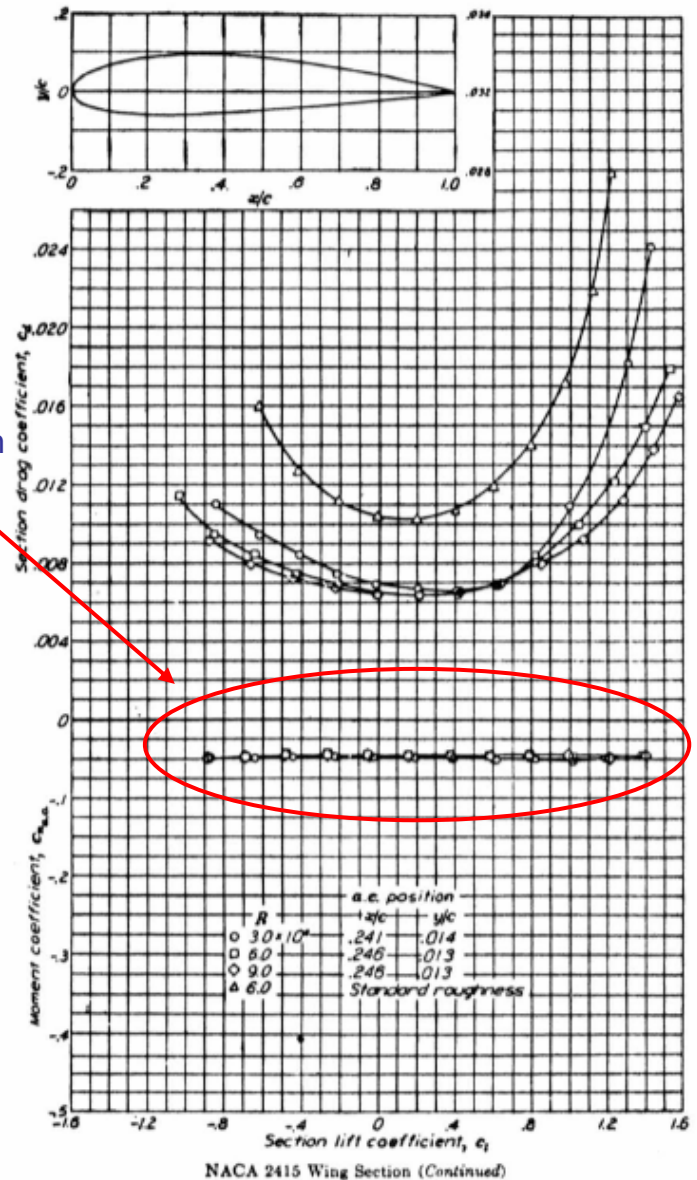
Momento de Cabeceo – NACA 1408 - II



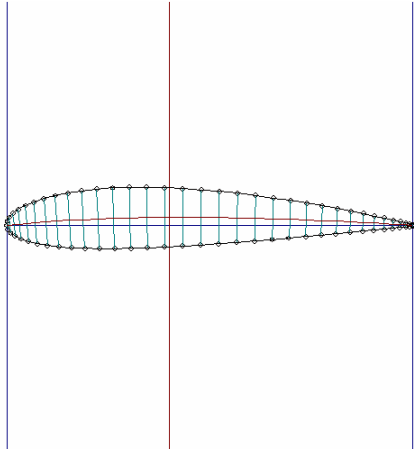
Momento de Cabeceo – NACA 2415 - I



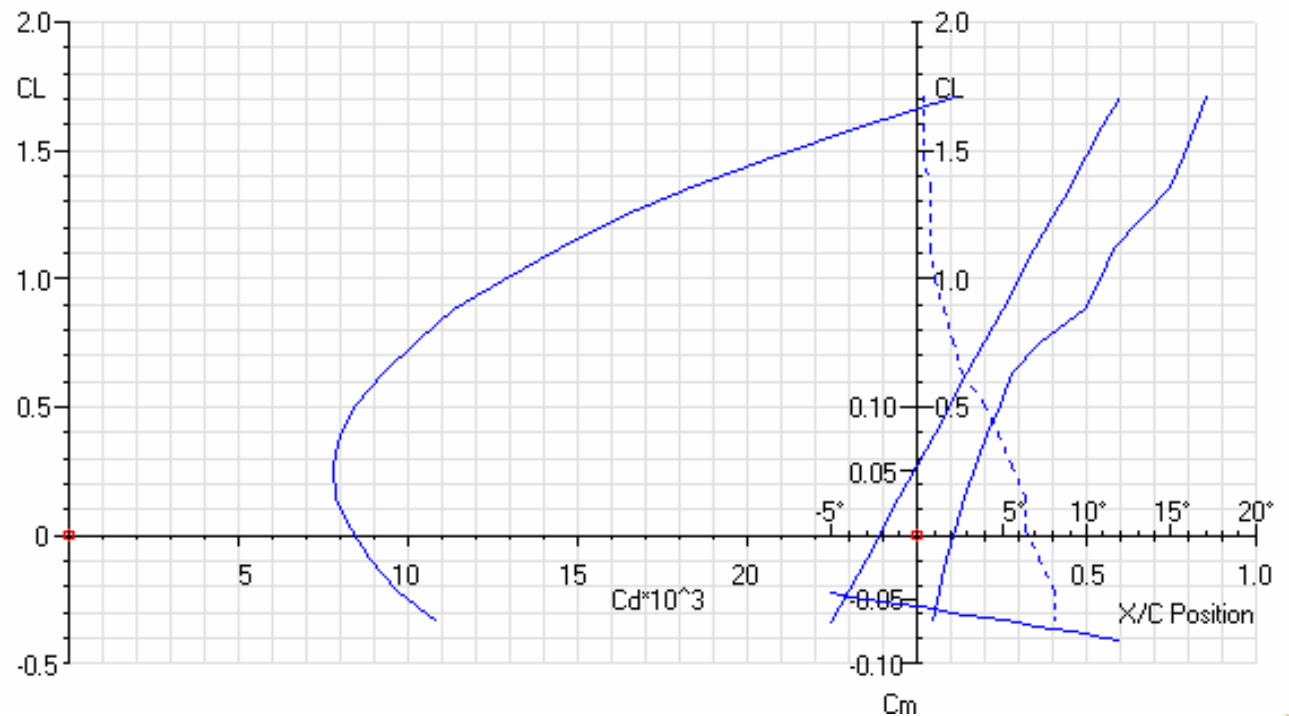
Variación con
Re y α



Momento de Cabeceo – NACA 2415 - II



— 2415, #Pts=71, Re=3000000

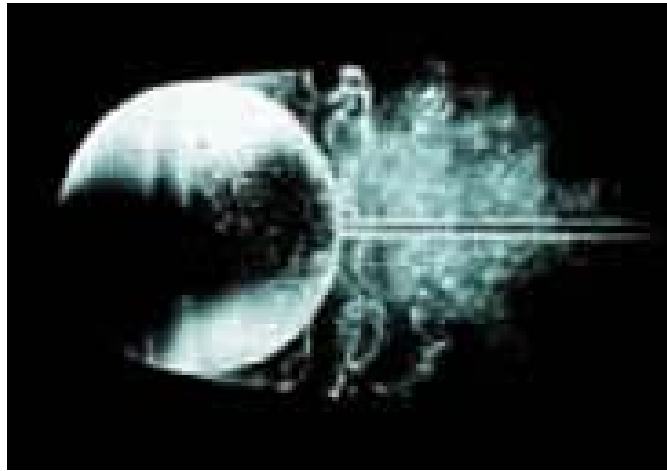
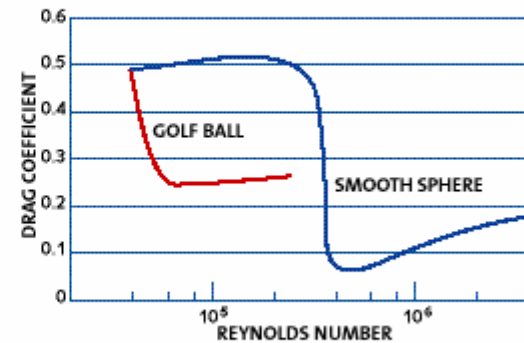
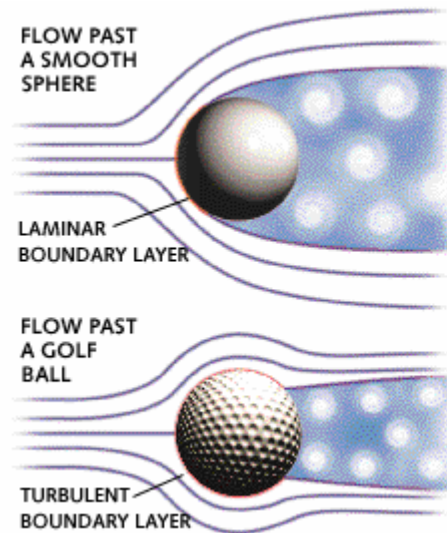


Capa Límite - I

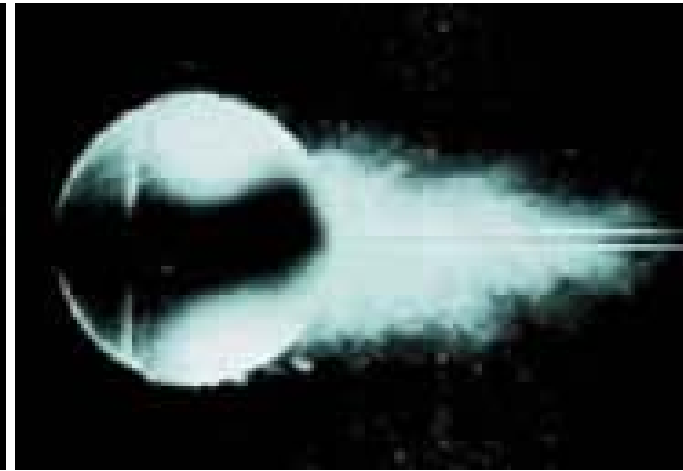


- Zona existente alrededor de un cuerpo que se desplaza por un fluido, en la cual la velocidad del fluido respecto al cuerpo varía desde cero hasta el 99% de la velocidad de la corriente exterior.
- Dependiendo de cómo se mueva el fluido en su interior, la capa límite puede ser:
 - laminar
 - turbulenta
 - coexistir zonas de flujo laminar y de flujo turbulento.
- La capa límite laminar proporciona una menor resistencia.
- En aeronáutica aplicada a la aviación comercial se suele optar por perfiles alares que generan una capa límite turbulenta, ya que ésta permanece adherida al perfil a mayores ángulos de ataque que la capa límite laminar, evitando así que el perfil entre en pérdida, es decir, deje de generar sustentación de manera brusca por el desprendimiento de la capa límite.

Capa Límite - II



pelota de golf lisa



pelota de golf con hoyuelos simulados

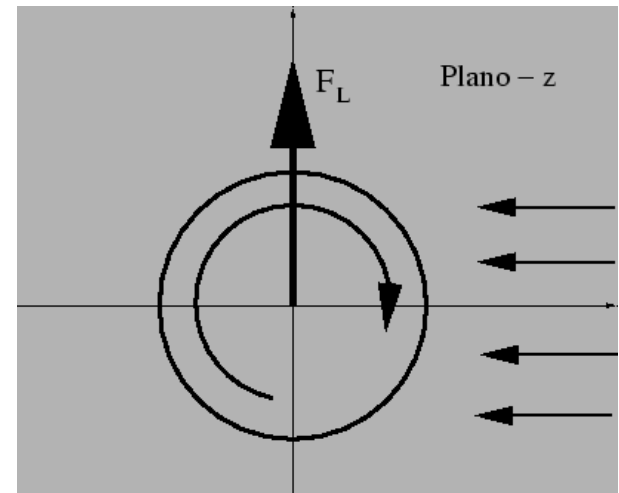
Capa Límite - III

- Para elevados números de Reynolds, la sustentación de un perfil se puede calcular despreciando los efectos viscosos.
 - Aproximación concuerda con los experimentos.
- Para el cálculo de la resistencia aerodinámica no se pueden despreciar los efectos viscosos.
 - integrando las fuerzas de presión en la dirección de la corriente no concuerda con los resultados experimentales.
 - Paradoja de D'Alembert: modelos teóricos dan lugar a valores nulos de la resistencia aerodinámica.
 - Fuerza sobre un cilindro rotando con vorticidad (κ) en un flujo uniforme de un fluido no viscoso indica que no hay fuerza de arrastre.
 - la vorticidad es definida como el rotor o rotacional del vector velocidad.
 - Vorticidad nula: Flujo laminar en un río, en el que cada partícula se mueve con una velocidad fija en una sola dirección.
 - La fuerza total o empuje sobre el cilindro la escribimos en el plano complejo como:
- Es necesario. pues. tener en cuenta los efectos viscosos

$$E = F_A + iF_L;$$

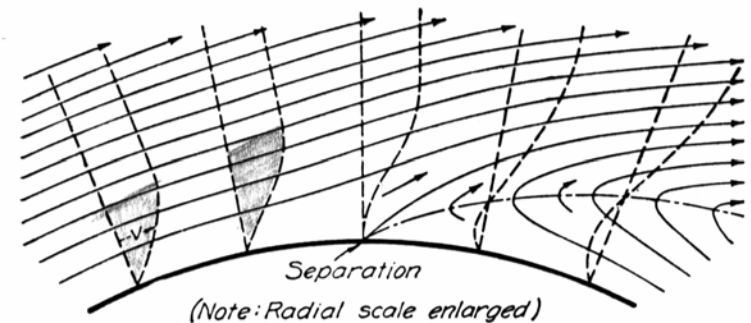
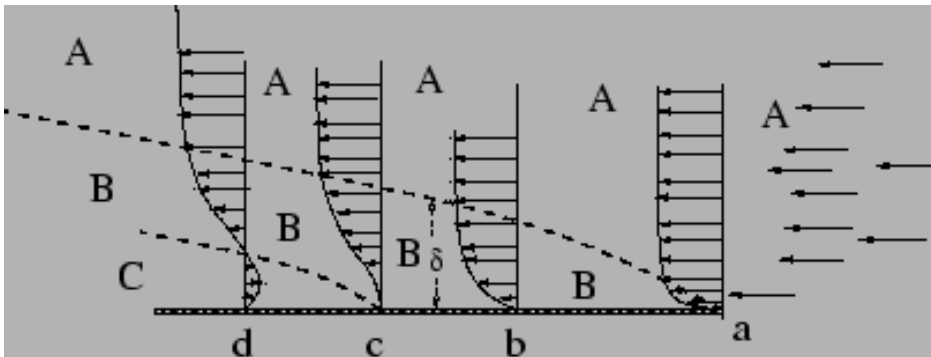
$$F_A = \oint P \cos \theta ds = \int_0^{2\pi} P \cos \theta a d\theta = 0 \quad \text{fuerza de arrastre}$$

$$F_L = \oint P \sin \theta ds = \int_0^{2\pi} P \sin \theta a d\theta = 2\pi \kappa \rho V \quad \text{fuerza de sustentación.}$$



Capa Límite - IV

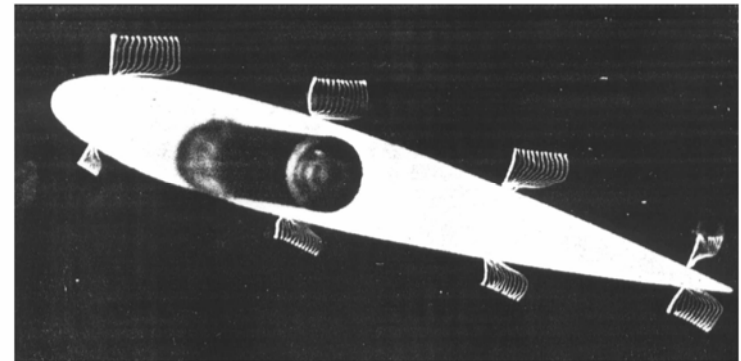
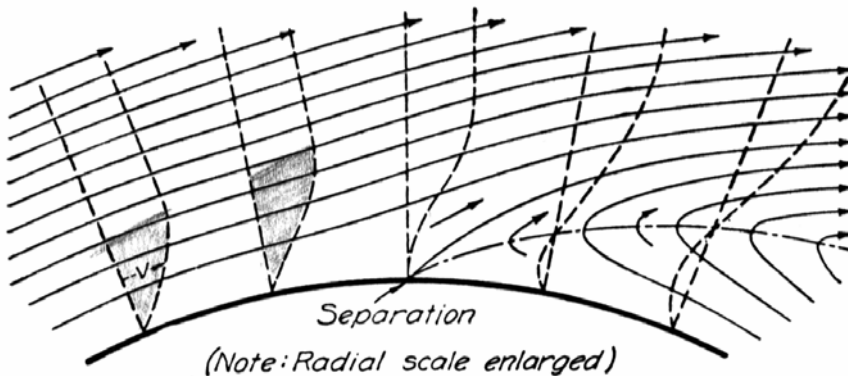
- La Física del problema indica que los efectos viscosos no pueden despreciarse en las proximidades del cuerpo:
 - Si se despreciasen el fluido deslizaría a lo largo de la superficie del cuerpo
 - La realidad es que la velocidad del fluido en contacto con la pared es nula
 - condición de contorno de no deslizamiento.



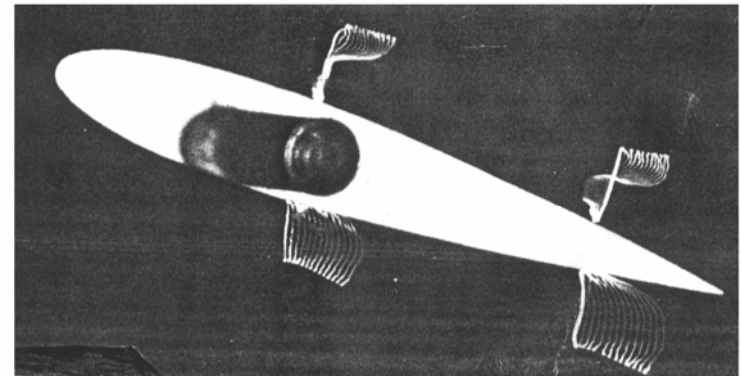
- Los esfuerzos viscosos son los responsables de que se cumpla dicha condición de no deslizamiento:
 - Consiguen evitar que el fluido deslice sobre el cuerpo.
- Capa límite:
 - Zona delgada próxima a la pared, en la que el fluido incrementa su velocidad desde cero hasta la de la corriente exterior.
 - Número de Reynolds muy grande.
 - El gradiente de velocidades es muy grande
 - Para viscosidades pequeñas los esfuerzos viscosos ejercen una influencia considerable en el movimiento.

Capa Límite - V

- Los esfuerzos tangenciales frenan al fluido próximo a la pared
 - A medida que el fluido va avanzando los efectos de frenar el fluido se van acumulando de manera que el espesor de la capa límite aumenta a lo largo del perfil.
 - Al efecto de frenado de los esfuerzos tangenciales hay que añadir que, a lo largo del perfil, la corriente se encuentra con un gradiente adverso de presiones, que también ejerce un efecto de frenado.
 - en estos casos de gradientes adversos el aumento del espesor de la capa límite se produce más rápidamente.



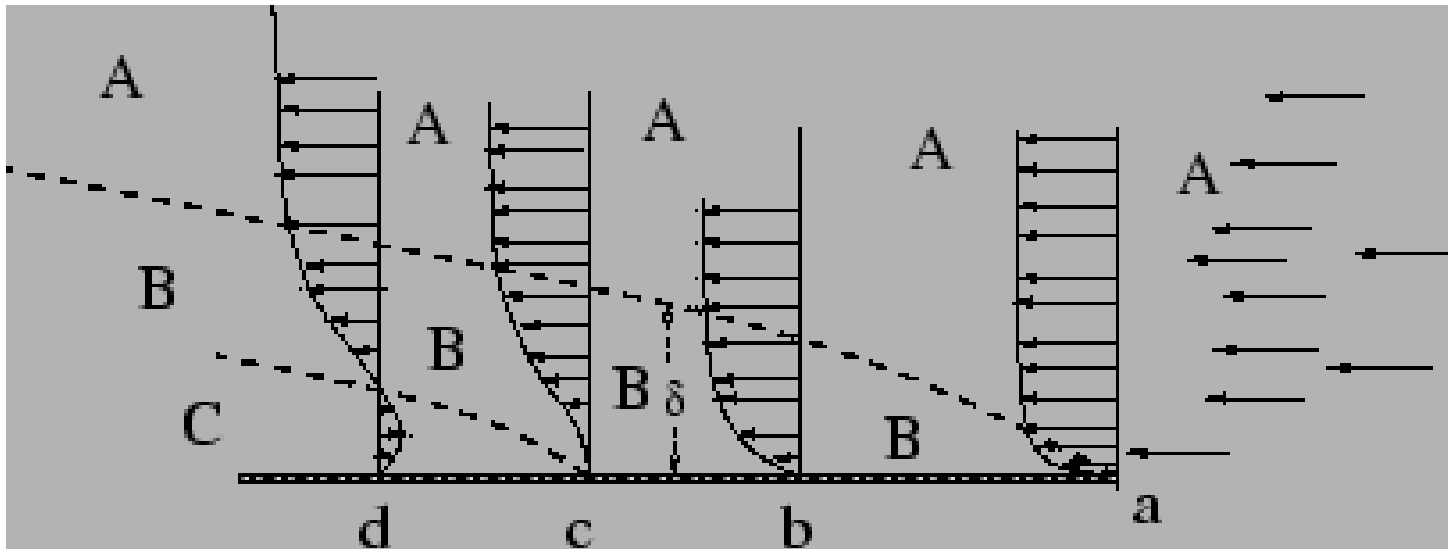
$\alpha = 13^\circ$



$\alpha = 17^\circ$

Capa Límite - VI

- Definición de capa límite para una placa en un fluido viscoso con velocidad constante:
 - En la región A la velocidad es la del fluido libre
 - En B la velocidad del fluido cambia de cero a $0,99V$
 - En la región C hay turbulencia.
 - En el punto **c** empieza la inversión de la velocidad cerca de la placa.



Capa Límite - VII

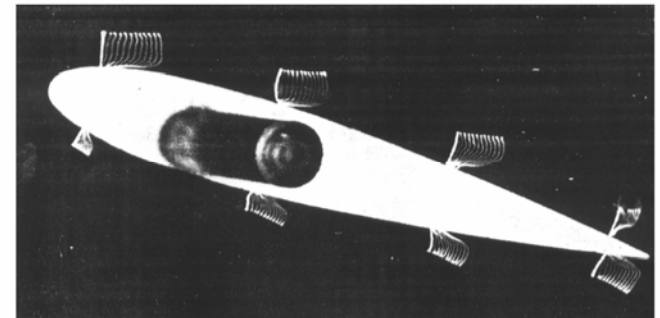
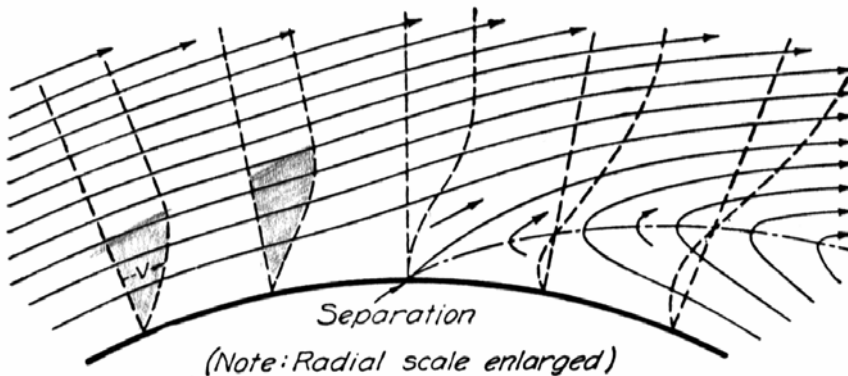
■ Conclusiones:

- El campo fluido queda pues dividido en dos regiones:
 - la capa límite,
 - próxima al cuerpo, donde los efectos viscosos son importantes
 - zona exterior
 - donde estos efectos son despreciables (y donde la ecuación de Bernoulli es aplicable, siempre que se cumplan todas las demás condiciones en que se basa).

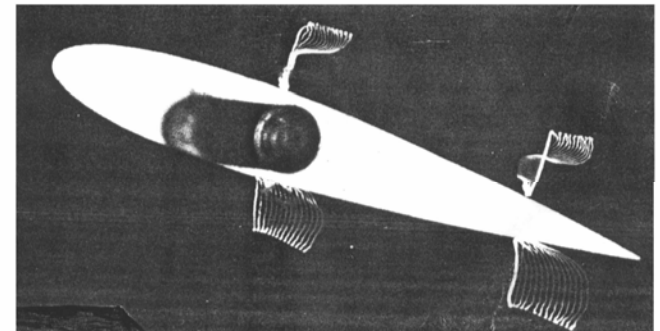


Desprendimiento de la Corriente - I

- Las partículas fluidas que se mueven en la capa límite tienen una velocidad pequeña (por el efecto de la pared).
- La cantidad de movimiento es también pequeña, pudiendo ser insuficiente para vencer el efecto decelerador ejercido por el gradiente adverso de presiones.
- El fluido puede pararse e incluso moverse hacia atrás (corriente invertida, en la dirección del gradiente de presiones).
- Si el gradiente de presiones fuese favorable, la corriente podría avanzar a lo largo de la pared sin desprenderse.



$\alpha = 13^\circ$



$\alpha = 17^\circ$

Desprendimiento de la Corriente - II

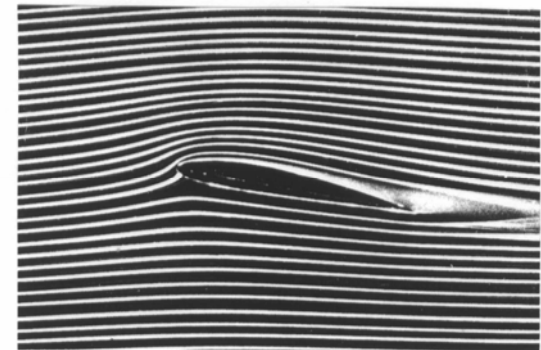
■ Causas del desprendimientos

■ La geometría:

- Al aumentar el espesor del perfil se suaviza el pico de succión.
- El gradiente adverso de presiones se suaviza
- La poca curvatura de los perfiles aerodinámicos cerca del borde de salida anguloso contribuye de forma importante a evitar el desprendimiento evitando que el gradiente adverso de presiones en esa zona sea elevado. (supercritical airfoils)

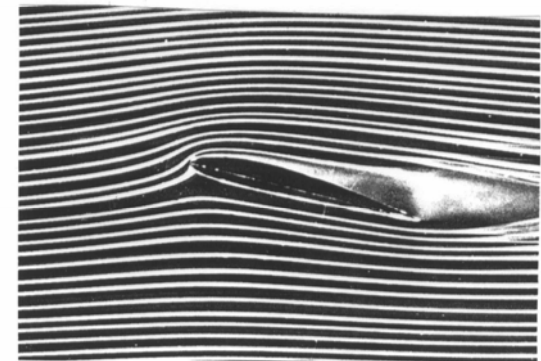
■ Actitud del perfil:

- al aumentar el ángulo de ataque el pico de succión se incrementa y el gradiente adverso de presiones también aumenta.



NACA 4112

$\alpha = 10^\circ$



$\alpha = 14^\circ$

Comparación NACA 1408 vs. NACA 2415

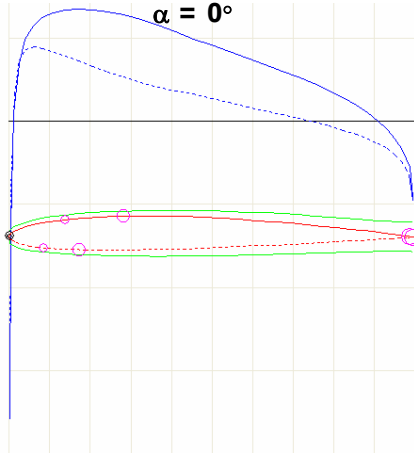
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -0.337$

$C_L = 0.1262$

$C_D = 0.0056$

$\alpha = 0^\circ$



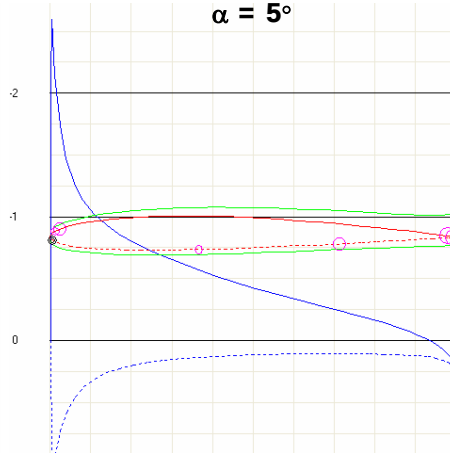
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -2.595$

$C_L = 0.7019$

$C_D = 0.0110$

$\alpha = 5^\circ$



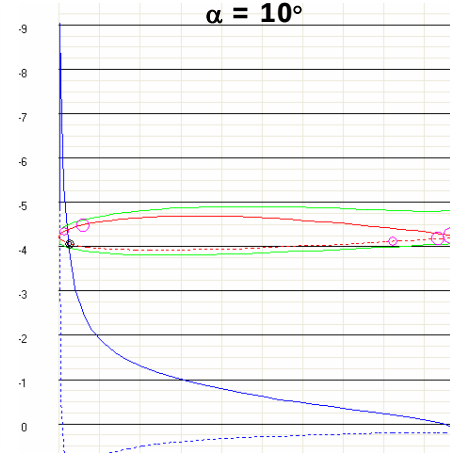
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -9.036$

$C_L = 1.27$

$C_D = 0.0236$

$\alpha = 10^\circ$



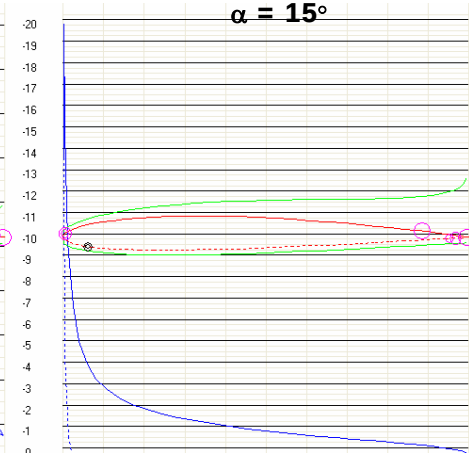
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -19.775$

$C_L = 1.8239$

$C_D = 0.0537$

$\alpha = 15^\circ$



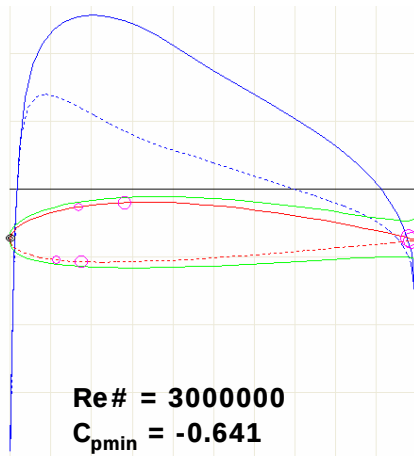
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -0.641$

$C_L = 0.2685$

$C_D = 0.0075$

$\alpha = 0^\circ$



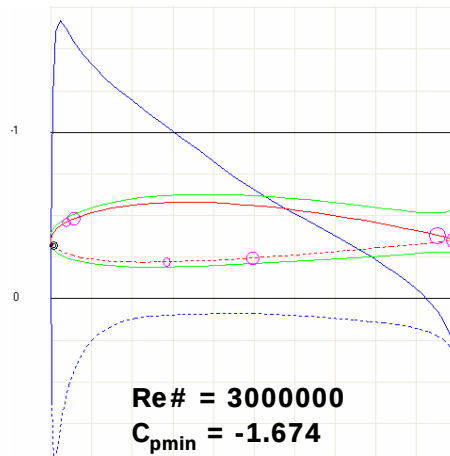
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -1.674$

$C_L = 0.8704$

$C_D = 0.0112$

$\alpha = 5^\circ$



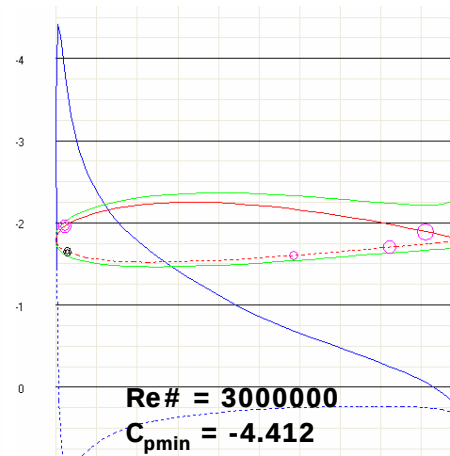
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -4.412$

$C_L = 1.4645$

$C_D = 0.0213$

$\alpha = 10^\circ$



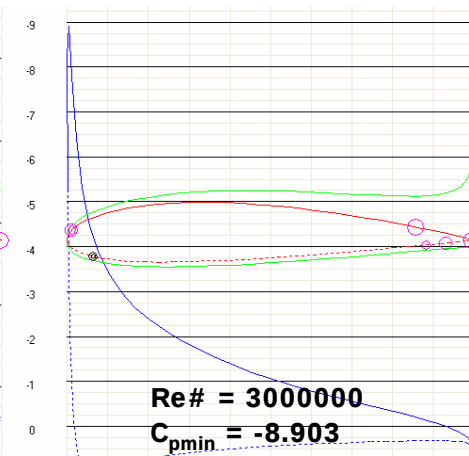
Re# = 3000000

$C_{pmin} = -8.903$

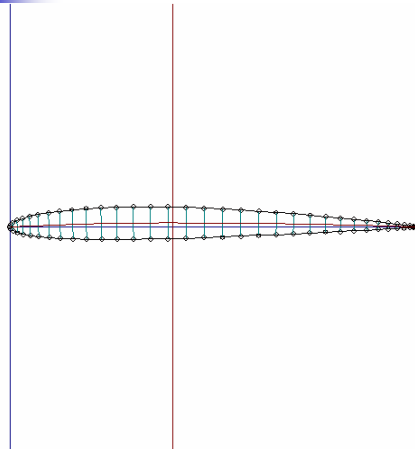
$C_L = 2.0449$

$C_D = 0.0375$

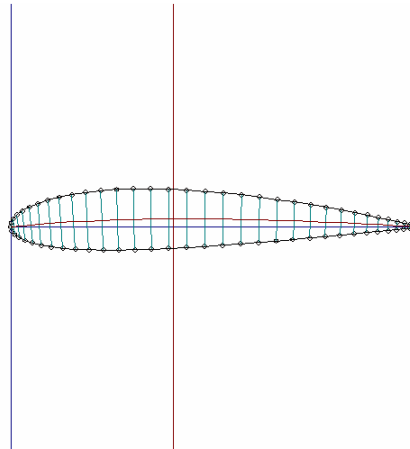
$\alpha = 15^\circ$



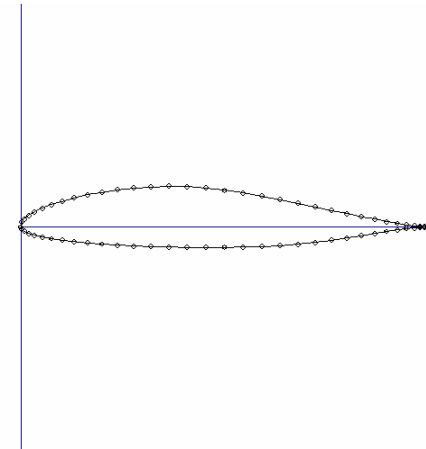
Comparación NACA 1408, NACA 2415, y NACA 747A315



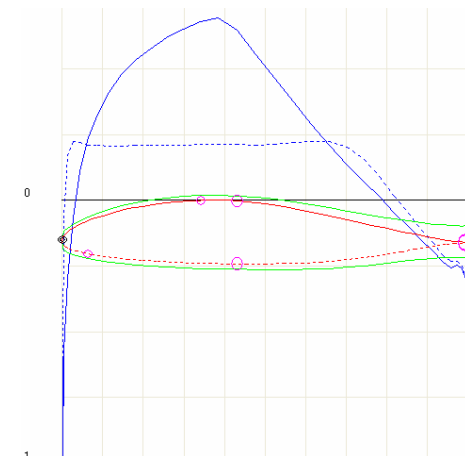
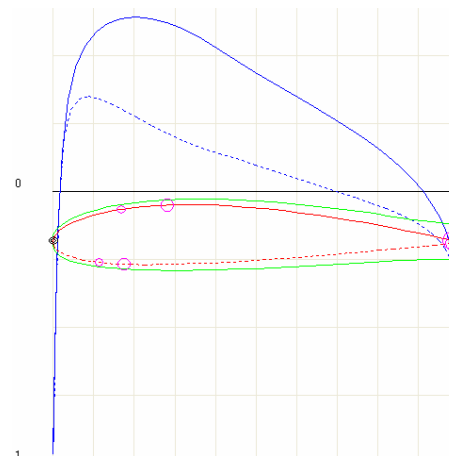
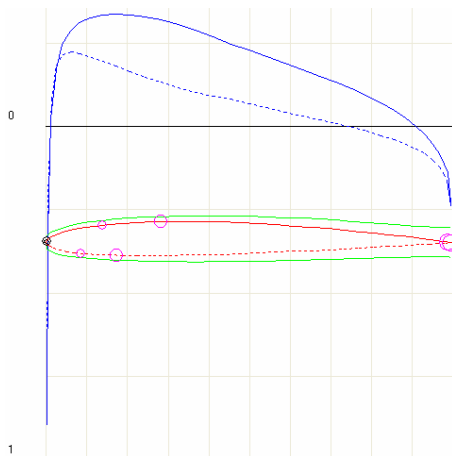
NACA 1408
Re# = 3000000
 $C_{pmin} = -0.337$
 $C_L = 0.1262$
 $C_D = 0.0056$
 $\alpha = 0^\circ$



NACA 2514
Re# = 3000000
 $C_{pmin} = -0.641$
 $C_L = 0.2685$
 $C_D = 0.0075$
 $\alpha = 0^\circ$

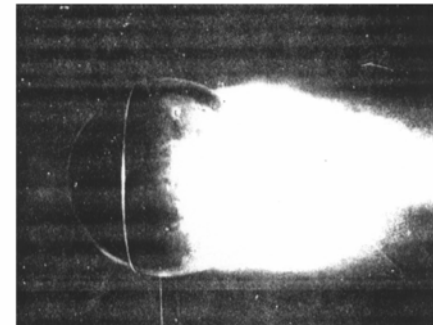
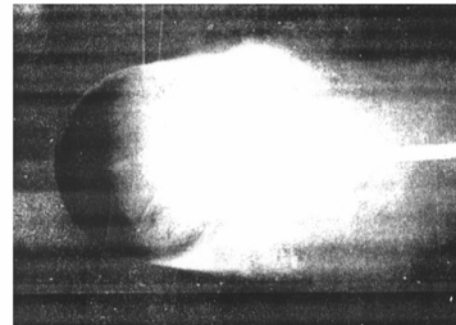
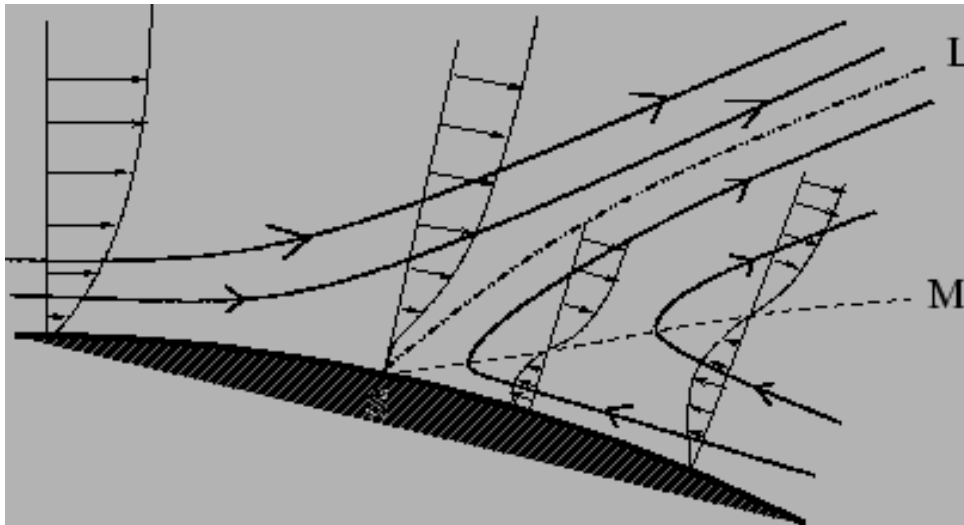


NACA 747A315
Re# = 3000000
 $C_{pmin} = -0.694$
 $C_L = 0.1460$
 $C_D = 0.0064$
 $\alpha = 0^\circ$



Desprendimiento de la Corriente – III

- La línea divisoria entre el flujo de avance y el de retroceso es inestable, por lo que se rompe dando lugar a torbellinos, que crean aguas abajo del cuerpo:
 - Estela:
 - Región en la que tampoco pueden despreciarse los efectos viscosos.
- En perfiles aerodinámicos a ángulos de ataque pequeños la estela es delgada.
- En los cuerpos romos la corriente se desprende muy pronto
 - Crea una estela turbillonaria de dimensión transversal del orden de la dimensión transversal del cuerpo.



Desprendimiento de la Corriente - IV

