

## **Resultados y Validación**

Resumamos todas las conclusiones obtenidas en los capítulos anteriores.

Para obtener el valor de las presiones y velocidades sobre un cuerpo debemos obtener antes el valor del potencial a través de la discretización de la ecuación de Green:

$$\alpha_i \Phi_i = 4\pi \vec{U}_\infty \cdot \vec{x}_i - \sum_{\text{nodos\_cuerpo}} C_{ik} \Phi_k - \sum_{\text{nodos\_estela}} C_{ij} \Gamma_j \quad (5.1)$$

Como se justificó anteriormente, una muy buena opción para llevar a cabo esta discretización de un cuerpo es dividirlo en elementos triangulares con una distribución de potencial lineal. Para el caso de la estela, la supondremos plana y paralela a la corriente incidente (véase el capítulo dedicado por entero a la estela). Los triángulos de la estela seguirán una distribución de potencial lineal, si bien esta dependerá únicamente de dos nodos. Al tratarse de una estela plana el número de elementos necesarios en ella es muy pequeño y prácticamente todo el costo computacional se reduce al cálculo del potencial sobre el cuerpo

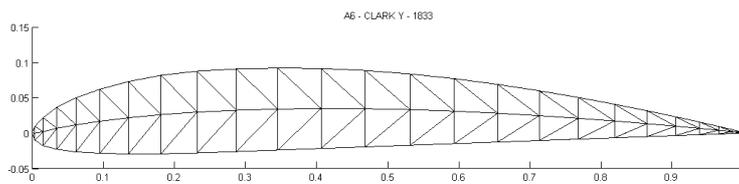
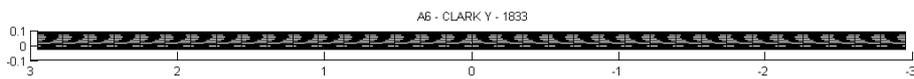
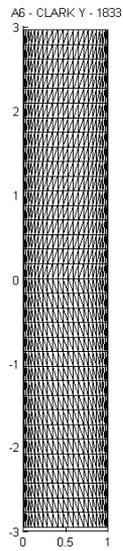
Para validar los resultados obtenidos con este método se han realizado distintas comparaciones tanto con resultados experimentales como con otros programas.

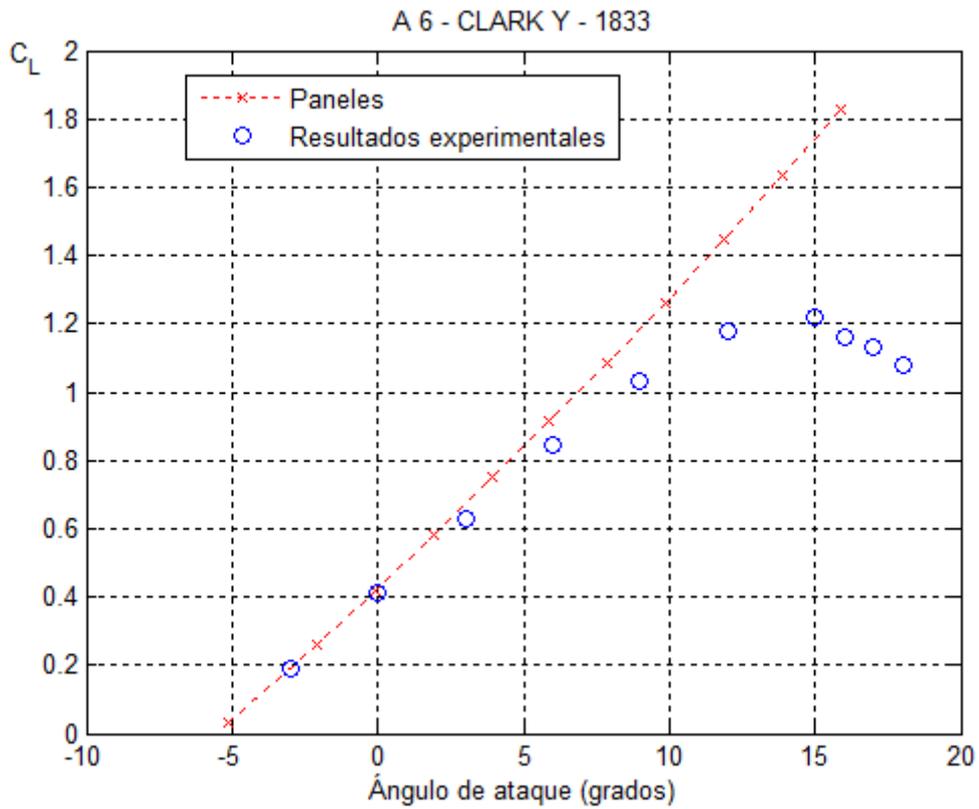
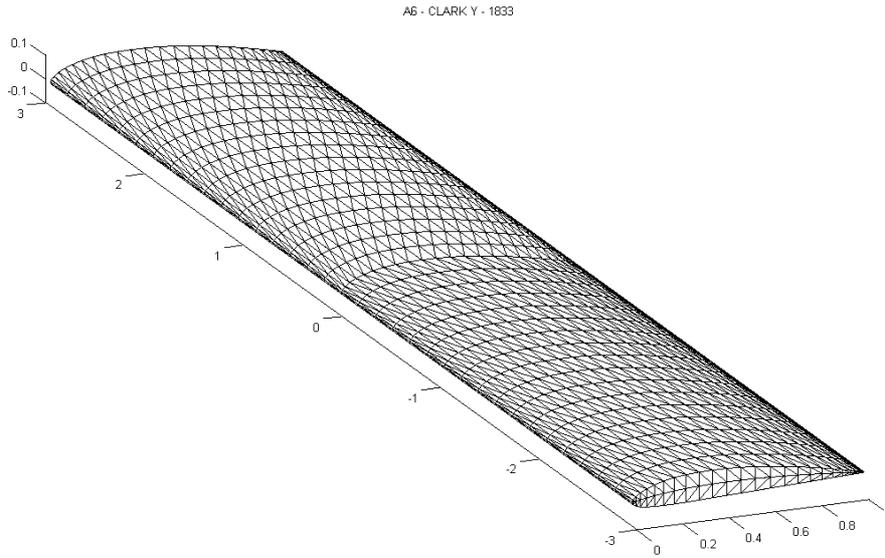
Siempre se han utilizado mallas de 1833 nodos (3592 triángulos). El tiempo de cálculo consumido nunca ha excedido los 25 minutos con un procesador Intel®Core™2 Duo a 2.20 GHz con 3070 Mb de memoria RAM. La programación se ha llevado a cabo en Matlab 7 operando con un sistema operativo Windows Vista.

Se han realizado las siguientes comparaciones:

- Curva de sustentación, perfiles CLARK Y, ala rectangular de alargamiento 6 (Método de paneles 3D – Resultados experimentales)
- Curva de sustentación, perfiles NACA0012, ala rectangular, alargamiento 6 (Método de paneles 3D – Método de línea sustentadora – VortexLattice)
- Distribución de presiones, perfiles NACA0012, ala rectangular, alargamiento 6 (Método de paneles 3D – VortexLattice)
- Distribución de presiones perfil central, NACA0012, ala rectangular, alargamiento 6 (Método de paneles 3D – Resultados experimentales)
- Distribución de presiones perfil central, NACA0006, ala rectangular, alargamiento 20 (Método de paneles 3D – Método de paneles 2D)

# Curva de sustentación, perfiles CLARK Y, ala rectangular de alargamiento 6



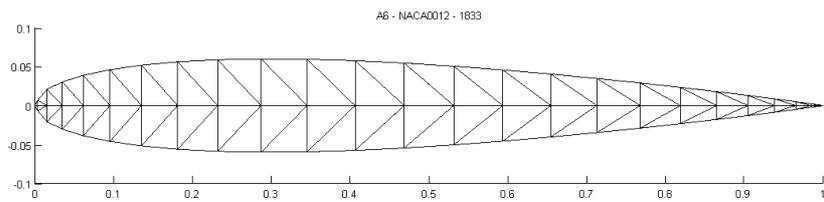
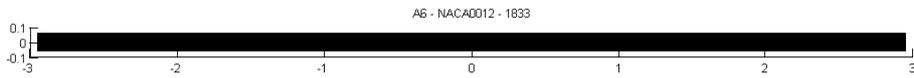
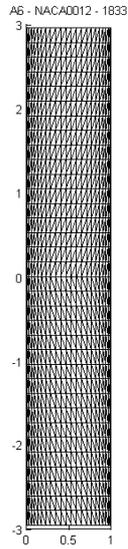


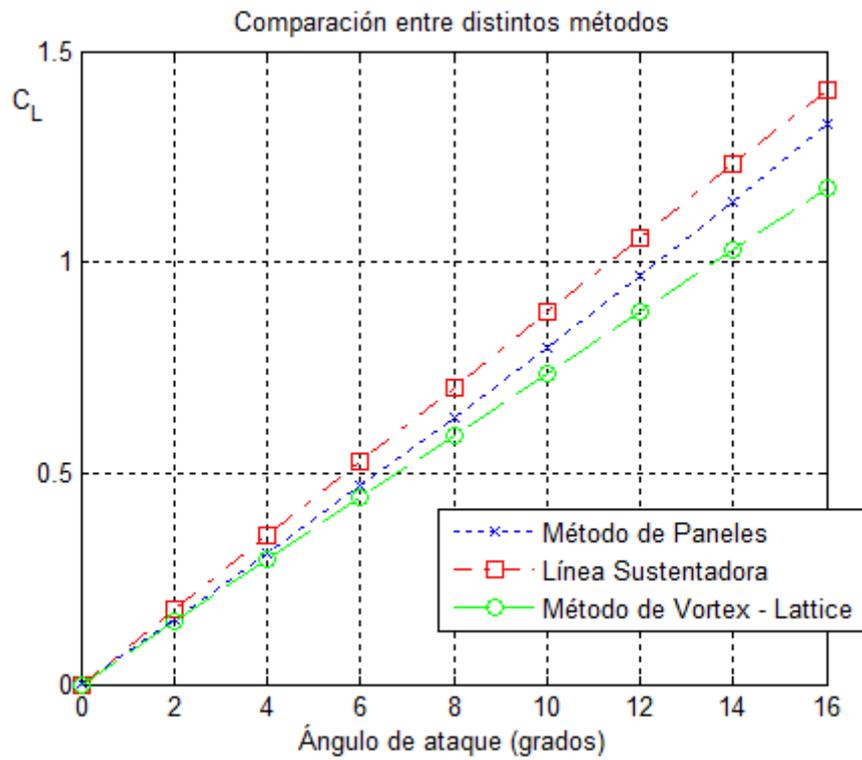
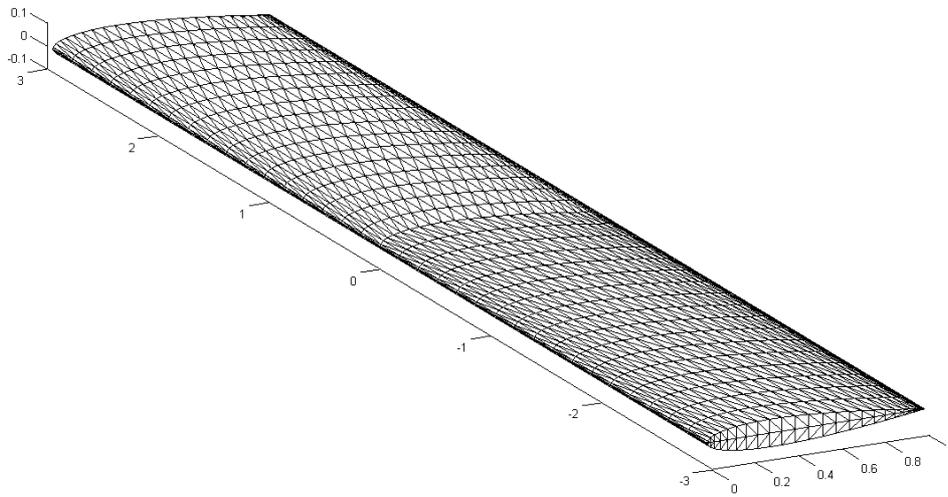
Se observa una clara correlación entre los resultados experimentales [17] y el método de paneles siempre y cuando nos restrinjamos a pequeños ángulos de ataque. El resultado es satisfactorio ya que los mecanismos de desprendimiento de corriente que afectan al caso real y que limitan la

sustentación no se recogen en el modelo potencial propuesto mediante el método de paneles.

Esta correlación satisfactoria implica un buen modelado del efecto de la variación en el ángulo de ataque, así como del efecto de la curvatura del perfil.

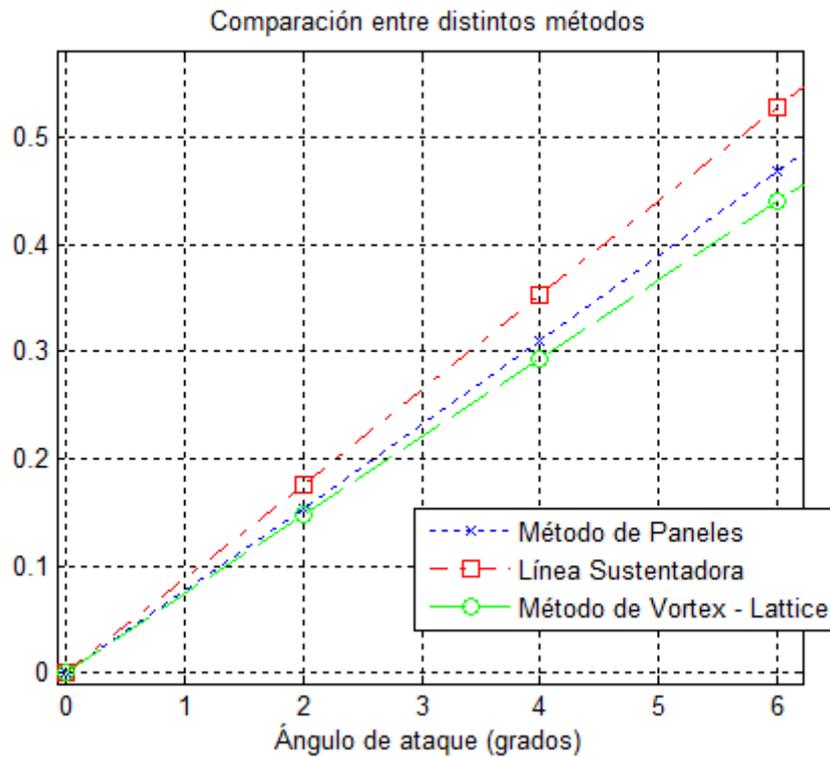
# Curva de sustentación, perfiles NACA0012 , ala rectangular de alargamiento 6





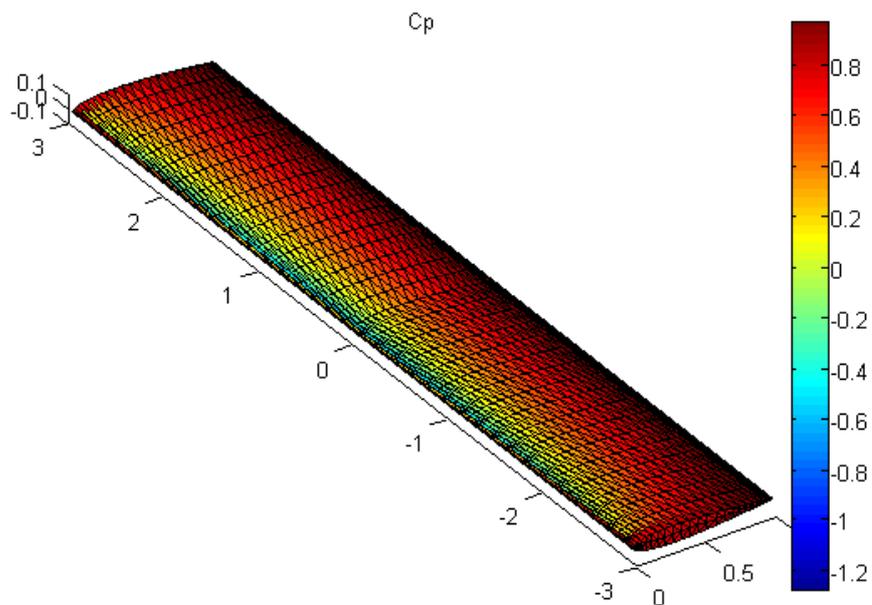
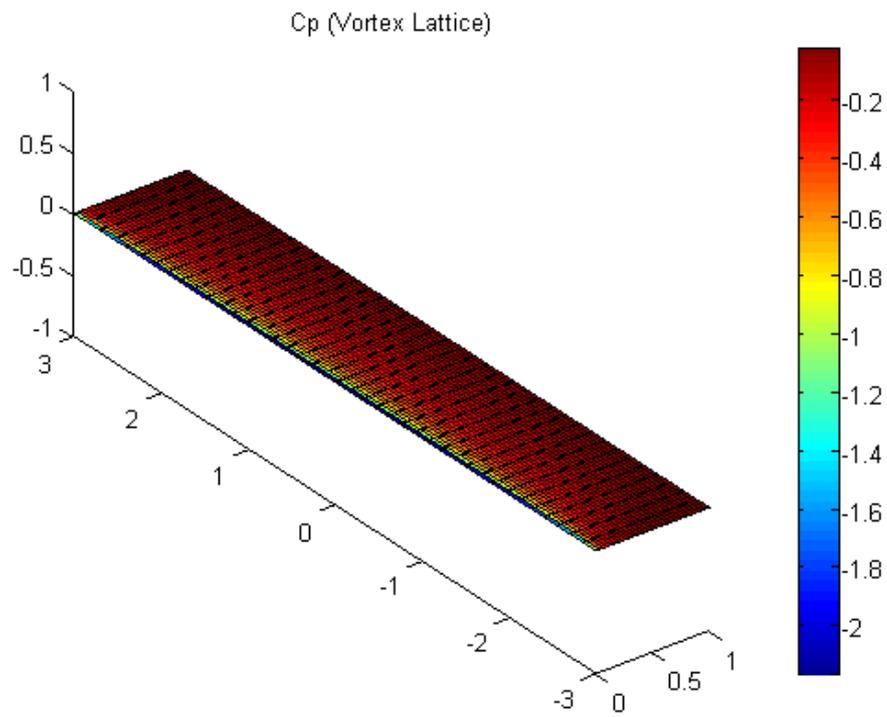
Desgraciadamente no contamos con resultados experimentales que nos permitan decidir cuál de los métodos se acerca más a la realidad, aunque este

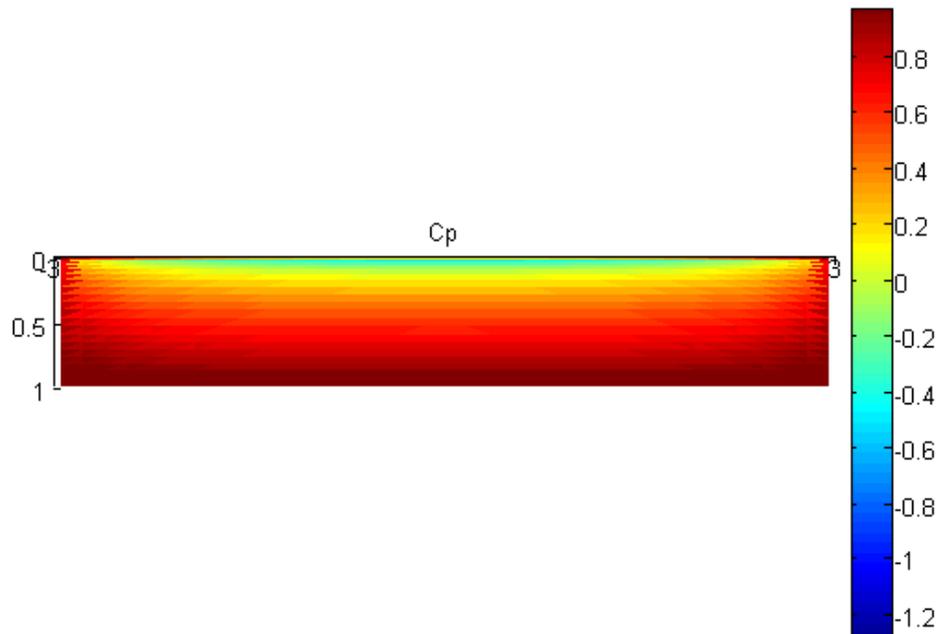
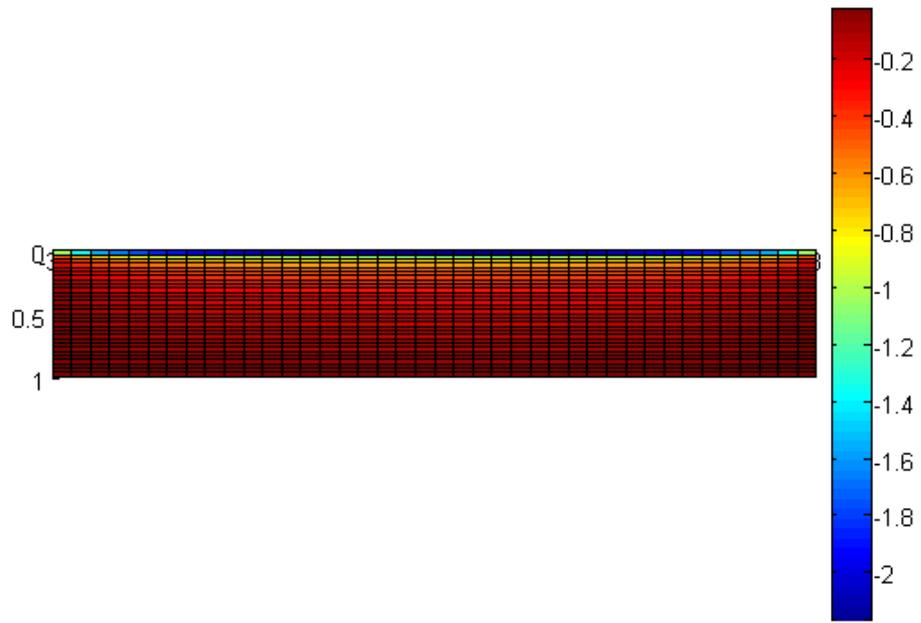
resultado sirve para ratificar que nuestro método se aproxima a lo esperado, predicho por teorías más sencillas (línea sustentadora y superficie sustentadora). El método de Vortex Lattice empleado puede encontrarse en [20].



Resulta interesante ver como el método de paneles se acerca más al Vortex-Lattice para pequeños ángulos de ataque y se va separando a medida que aumenta éste. Dicho fenómeno puede explicarse por el efecto del espesor que no se tiene en cuenta en los métodos vortex-lattice y que aumenta el efecto del pico de succión.

## Distribución de presiones, perfiles NACA0012 , ala rectangular de alargamiento 6



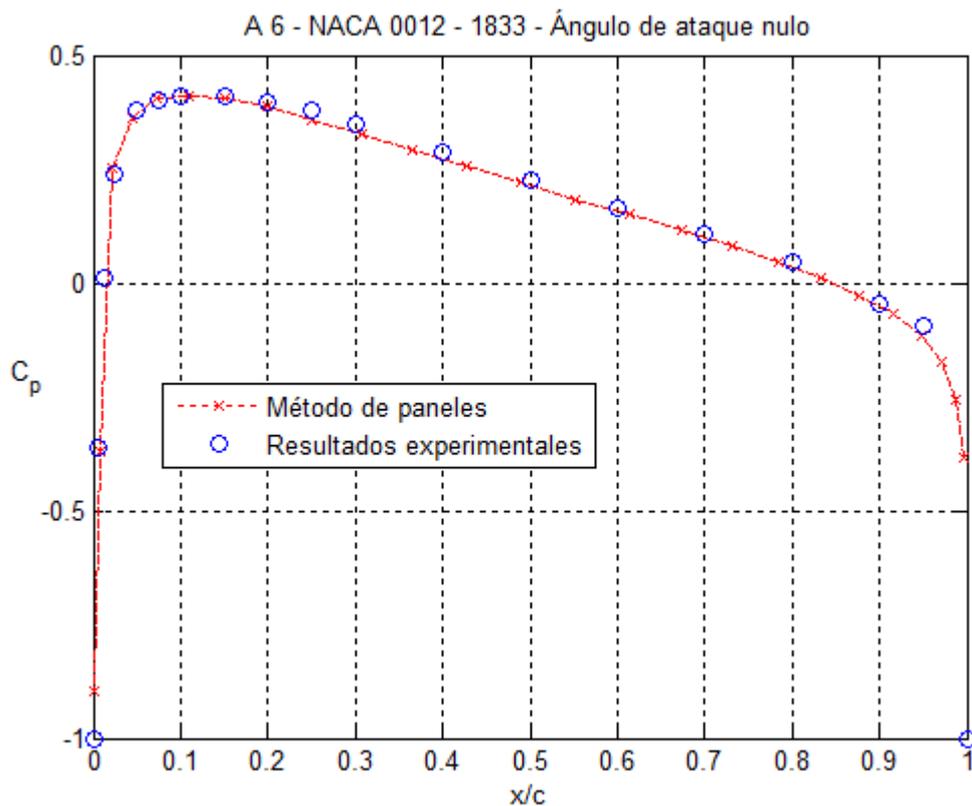


El objetivo de esta comparación no va más allá de constatar una correcta distribución de presiones sobre el ala, al tiempo que constata un mejor tratamiento de los efectos en el borde de ataque y borde de salida por parte del método de paneles, donde el pico de succión es más redondeado y se

alcanzan valores unidad del coeficiente de presiones en los puntos de remanso.

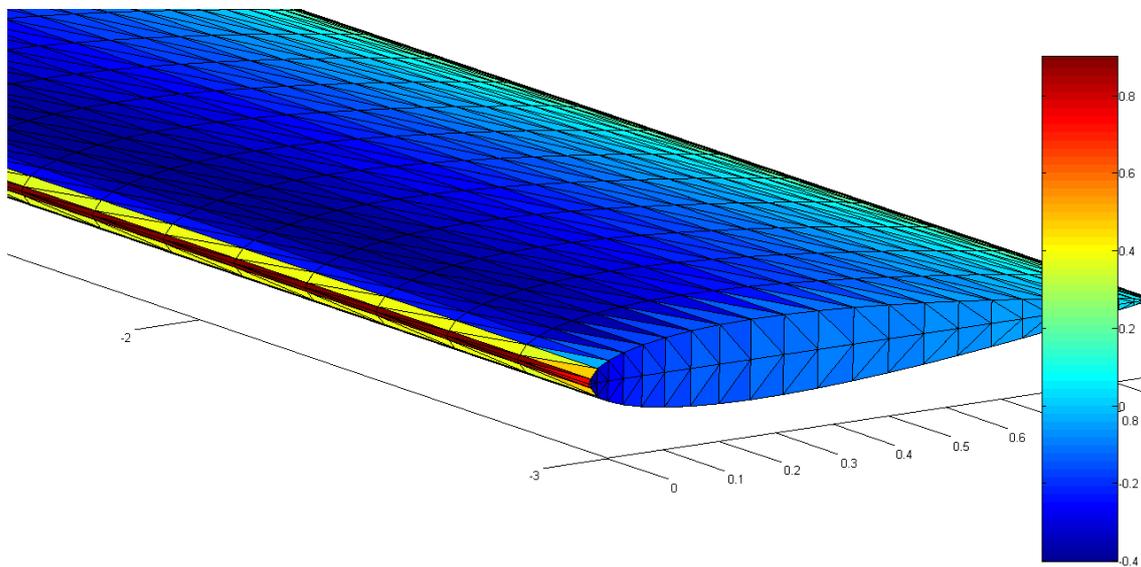
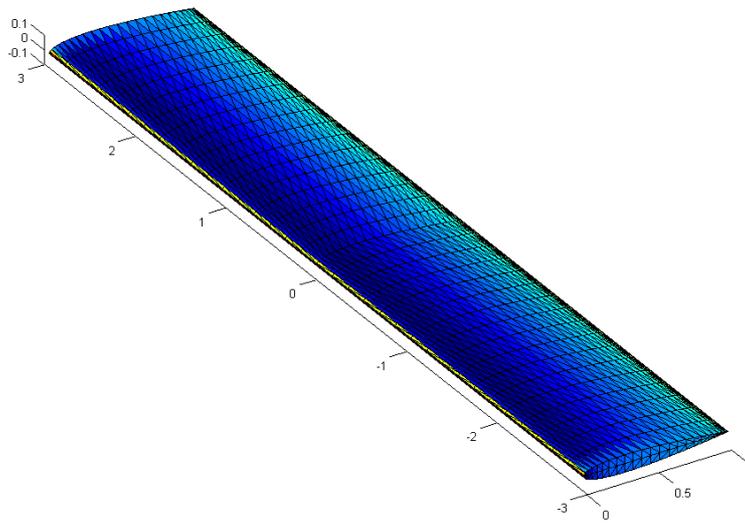
### Distribución de presiones perfil central, perfiles NACA0012 , ala rectangular de alargamiento 6 – Caso simétrico

Si la corriente incidente tenga ángulo de ataque nulo, podemos comparar los resultados tridimensionales en el centro del ala con los bidimensionales.



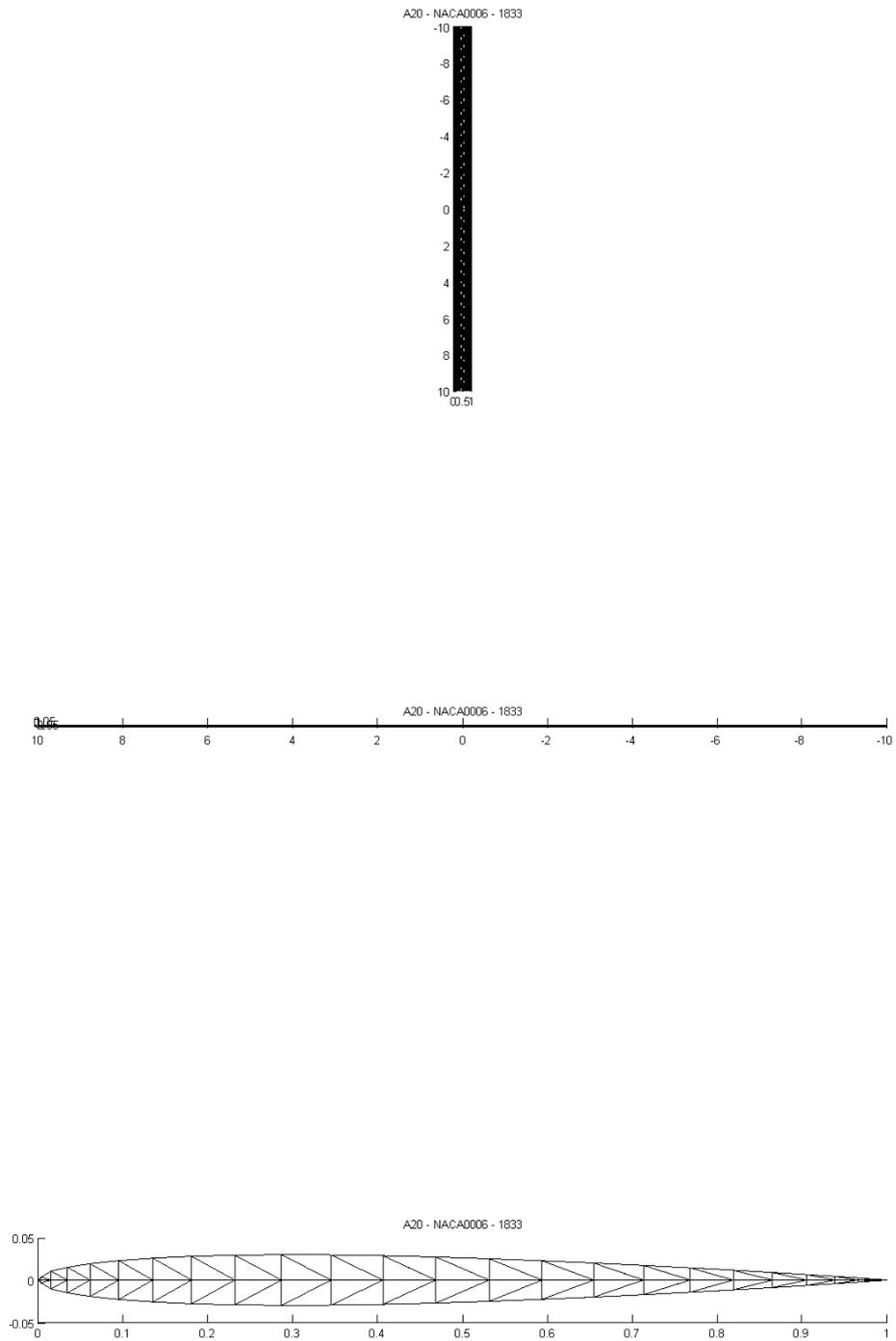
La correlación entre resultados numéricos y experimentales es clara. Los resultados experimentales pueden encontrarse en [10].

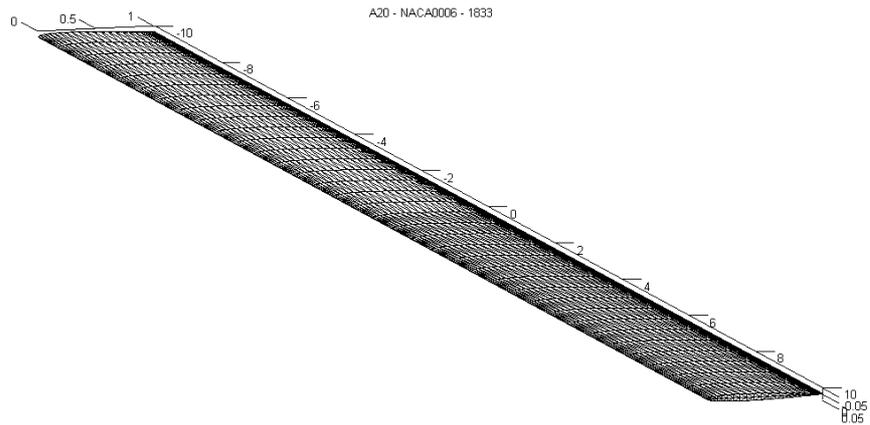
En las siguientes imágenes puede observarse la distribución de presiones en toda el ala. Salvo en las cercanías al borde la distribución es prácticamente bidimensional.



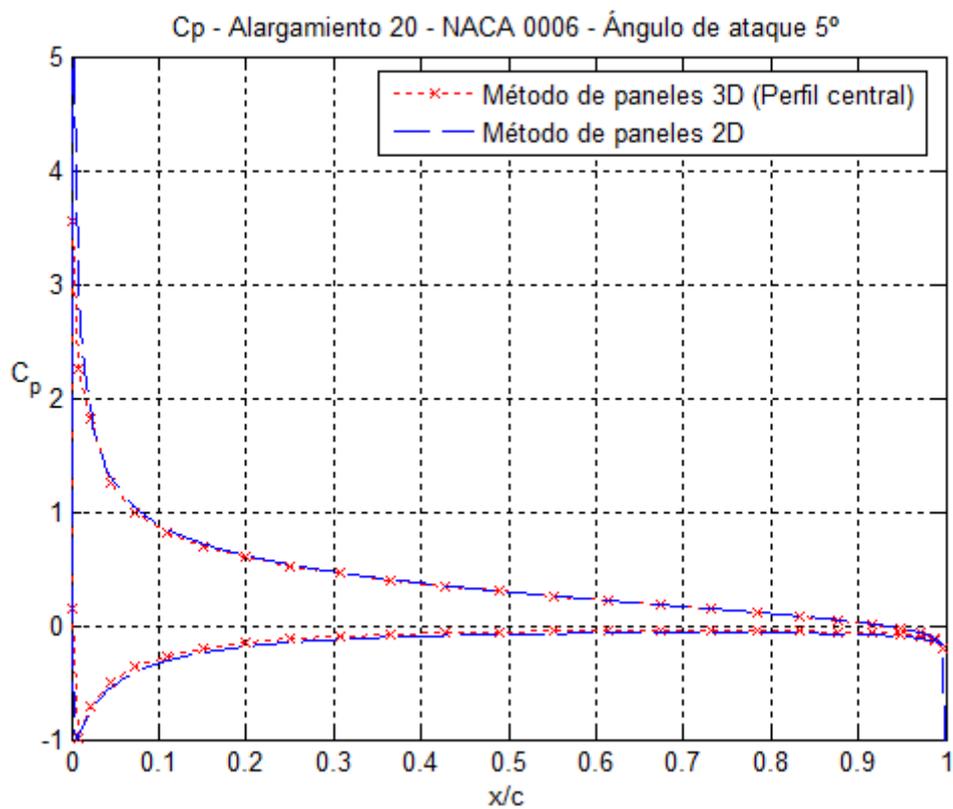
Los valores en el borde de ataque se recogen bien. El valor de los triángulos cercanos al punto de remanso tiende a uno conforme disminuye el tamaño del elemento.

# Distribución de presiones perfil central, perfiles NACA0006 , ala rectangular de alargamiento 20 – Ángulo de ataque 5°





Para comparar resultados tridimensionales con bidimensionales debemos recurrir a alas de gran alargamiento donde las distribuciones de presión tienden a ser las mismas en el perfil central.



En este caso no disponemos de resultados experimentales, por lo que se han comparado los valores obtenidos con un método de paneles bidimensional (usando 500 nodos).

La correlación es completa. Llama la atención la mayor exactitud del método tridimensional para un número de nodos pequeño. El mallado empleado en el método tridimensional no tiene más de 50 nodos en el perfil central.

