

CAPÍTULO 4

SIMULACIÓN FLUIDODINÁMICA DE LA SECCIÓN DEL PUENTE DEL GREAT-BELT EN ANSYS CFX.

4.1. Introducción al problema fluidodinámico.

La aeroelasticidad es la ciencia que estudia la interacción entre las fuerzas inerciales, elásticas y aerodinámicas. Fue definida por Arthur Collar en 1947 como "el estudio de la interacción mutua que ocurre dentro del triángulo de las fuerzas inerciales, elásticas y aerodinámicas actuando sobre miembros estructurales expuestos a una corriente de aire, y la influencia de este estudio en el diseño".

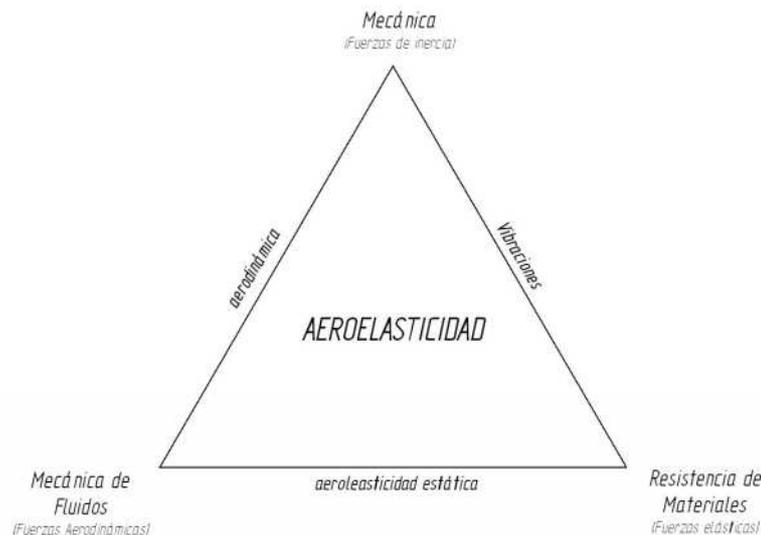


Figura 4.1. Diagrama de Collar.

Las acciones eólicas se pueden esquematizar como simplemente *fuerzas estáticas* cuando varían lentamente en el tiempo en relación a las características de la estructura, mientras

tienen realmente un carácter *dinámico* cuando contienen componentes con frecuencias cercanas a la de la propia estructura, y por tanto pueden introducir fenómenos de amplificación, en ocasiones considerables. Se habla de fenómenos *aerodinámicos*, cuando la respuesta de la estructura no altera sustancialmente la corriente fluida solicitante; en cambio se hace referencia a fenómenos *aerolásticos* cuando el flujo de aire y por tanto las fuerzas de interacción fluido-estructura resultan completamente modificadas por el movimiento de la propia estructura.

Se puede hablar de *oscilaciones forzadas* como respuesta a las fuerzas aerodinámicas, y de *oscilaciones auto-excitadas* cuando surgen a partir de fenómenos aerolásticos, mientras con el término de *inestabilidad aerolástica* se definen los casos en que los fenómenos surgen de las sollicitaciones auto-excitadas divergentes.

En el estudio considerado se supone que la densidad del fluido es lo bastante grande como para poder aproximarla a un medio continuo, de esta forma, cualquier porción infinitesimal de fluido contiene el suficiente número de partículas para poder definir una velocidad e incluso una energía cinética media en el elemento infinitesimal. En mecánica de fluidos, se definen unas variables y propiedades promediadas en un volumen infinitesimal, considerándolas como propiedades en cada punto del fluido.

En los problemas que interesan en la ingeniería civil las velocidades del viento son notablemente inferiores a la del sonido, y por tanto las fuerzas elásticas superiores a las de inercia, de forma que se considera el fluido como incompresible.

La obtención de las ecuaciones de la mecánica de fluidos se basa en el hecho de que el comportamiento dinámico del fluido es gobernado por las ecuaciones constitutivas del fluido y las siguientes ecuaciones de conservación:

- Conservación de la masa o ecuación de continuidad.
- Conservación del momento cinético o de la cantidad de movimiento.
- Conservación de la energía.

4.2. Definición de las fuerzas aerodinámicas.

Un cuerpo rígido sobre el que actúa a un flujo fluido bidimensional, está sometido en la superficie de separación entre fluido y cuerpo, a unas acciones tangenciales “ τ ” y normales “ p ”, que producen un efecto global que puede ser reducido mediante una resultante aplicada en un determinado punto, el centro de presiones, o considerando el baricentro por un sistema equivalentes de fuerzas constituido por:

- Una fuerza de resistencia F_r (en inglés “Drag”) con la dirección de la velocidad relativa V_r del flujo respecto al propio cuerpo.
- Una fuerza de levantamiento F_p (en inglés “Lift”), ortogonal a la anterior.

- Un momento aerodinámico M cuyo valor depende de la distancia entre el centro de presiones (es decir, el punto de aplicación de las fuerzas de resistencia y levantamiento) y el punto de reducción de las propias fuerzas.

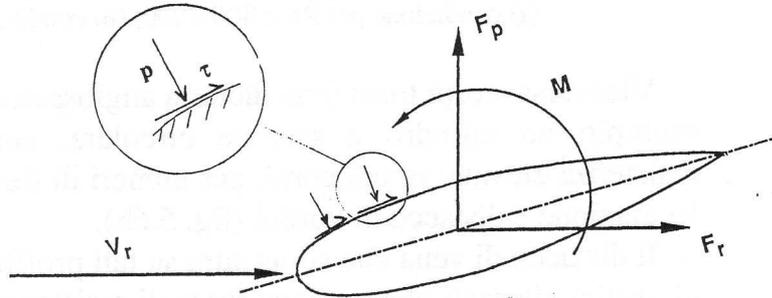


Figura 4.2.1. Fuerzas que actúan sobre un cuerpo en el que incide un flujo fluido.

Tales fuerzas dependen del tipo de flujo que se establece en el entorno del objeto, que es a su vez función de la forma del perfil. Perfiles alargados en la dirección del flujo incidente, presentan una baja fuerza de resistencia y según la dirección del flujo pueden tener una elevada fuerza de levantamiento. Para esto perfiles el estrato límite se adhiere sobre toda la superficie del objeto, no se desprende el flujo y por tanto, no se producen formaciones de vórtices. En este caso, las acciones tangenciales contribuyen en modo no despreciable a la fuerza de resistencia, mientras la contribución de las acciones normales a la fuerza de resistencia (resistencia de forma) es pequeña.

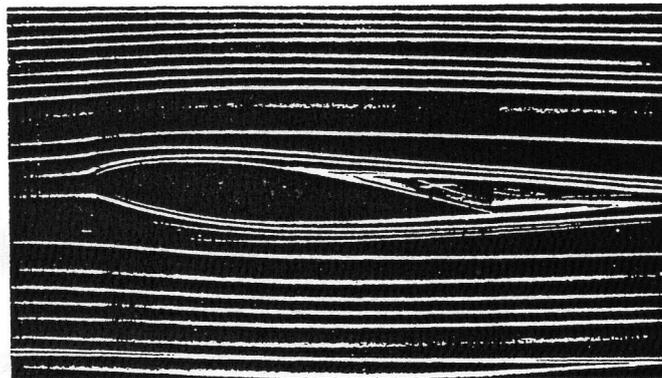


Figura 4.2.2. Condiciones de flujo en un perfil alargado (ala).

Viceversa para cuerpos romos (en nomenclatura anglosajona “bluff-bodies”), como por ejemplo un cilindro, están sometidos a una fuerza de resistencia elevada, y para números de Reynolds $Re > 800-1000$ se obtienen desprendimientos de vórtices.

El desprendimiento de flujo que se instaura sobre tales perfiles no alargados crea una zona de vórtices que producen fuerzas de resistencia y levantamiento variables en el

tiempo, a pesar de que la velocidad del flujo incidente tenga módulo y dirección constantes.

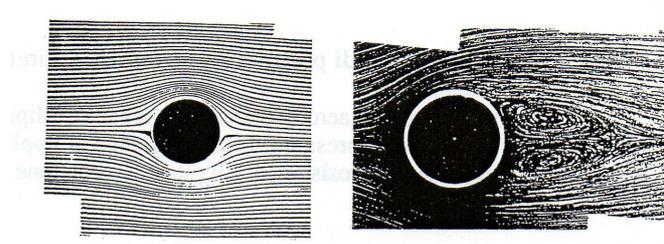


Figura 4.2.3. Condiciones de flujo para un perfil cilíndrico:
(a) Condiciones para $Re < 800-1000$; (b) Condiciones para $Re > 800-1000$.

Las fuerzas aerodinámicas, con el criterio de signos indicados en la figura 4.2.4, pueden ser expresadas como:

$$\begin{aligned} F_r &= \frac{1}{2} \rho C_r S V_r^2 \\ F_p &= \frac{1}{2} \rho C_p S V_r^2 \\ M &= \frac{1}{2} \rho C_m S C V_r^2 \end{aligned} \quad (4.2.1)$$

donde:

- ρ : es la densidad del fluido.
- V_r : la velocidad relativa entre el flujo fluido y el objeto.
- El término $0.5 \rho V_r^2$ es la energía cinética por unidad de volumen asociado al fluido.
- S : es la superficie de referencia.
- C : es una dimensión lineal característica (la cuerda en el caso de un perfil alar).

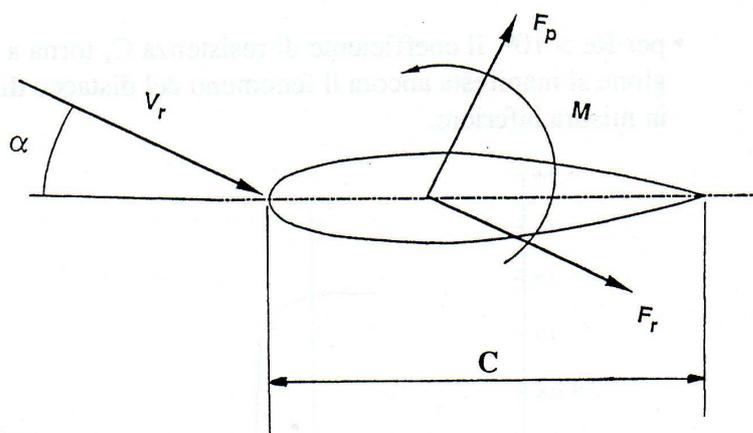


Figura 4.2.4. Criterio de signo: fuerzas aerodinámicas, ángulo de ataque.

- C_r , C_p y C_m representan los coeficientes aerodinámicos adimensionales definidos en el capítulo 2. Usualmente dichos coeficientes permiten de evaluar sólo el valor medio de las fuerzas aerodinámicas, no pudiendo por tanto reproducir la parte variable en el tiempo debida al desprendimiento de vórtices.

Las relaciones de las fuerzas aerodinámicas (4.2.1.) son válidas en condiciones de flujo estacionario, es decir cuando la velocidad relativa del flujo fluido con respecto al objeto forma un ángulo constante en el tiempo. Si por efecto del movimiento del objeto o por variación de la dirección o de la intensidad de la velocidad del fluido, se produce una variación de la velocidad relativa entre el flujo y el objeto, dichas relaciones pueden mantenerse válidas si el movimiento del objeto o la variación de dirección e intensidad del fluido viene realizada lentamente, o sea casi estáticamente. En términos cuantitativos estas relaciones son correctas si es pequeño el valor de la frecuencia reducida del sistema fluido-elástico:

$$f_r = \frac{f_0}{U/C}$$

Siendo $f_0 = (\omega_0 / 2\pi)$ la frecuencia de oscilación del sistema vibrante, U la velocidad media del fluido y C la cuerda. La relación U/C representa una frecuencia relacionada con el tiempo necesario para que una partícula de fluido atraviese la región ocupada por el cuerpo.

De hecho si el cuerpo en estudio no vibra ($f_0=0$), la frecuencia relativa reducida f_r es nula, y por tanto los coeficientes medidos estáticamente en la galería del viento sobre un modelo físico permiten el cálculo riguroso de las fuerzas aerodinámicas actuantes sobre el cuerpo.

Al aumentar el valor de f_r , el campo de las fuerzas aerodinámicas viene a depender siempre más de las oscilaciones del cuerpo: los coeficientes C_r , C_p , y C_m hallados experimentalmente deben de ser “corregidos” en función de la frecuencia reducida (teoría casi estática corregida).

4.3. Resumen histórico de los estudios numéricos realizados.

Con el fin de conocer hasta que punto son operativos los métodos completamente numéricos se comentan algunas de las investigaciones realizadas empleando esta técnica. Muchos de estos estudios se refieren al desprendimiento de torbellinos provocados por un cilindro ya que la solución a obtener es bien conocida y permite calibrar los métodos desarrollados.

Los primeros estudios numéricos del flujo de aire alrededor de un cilindro fueron llevados a cabo en 1969 por Son^[S4] y Hanratty. A su vez, Braza^[B2], Chassaing y Minh emplearon en 1986 el método de los volúmenes finitos para analizar el desprendimiento de torbellinos en cilindros con un número de Reynold inferior a 1000. Por otro lado, Lecointe y Piquet aplicaron diferencias finitas en el caso de flujo estacionario y no estacionario. Anagnostopoulos^[A2] empleó el método de los elementos finitos para analizar también el fenómeno de desprendimiento de torbellinos. En el año 1993 Dawes^[D2] empleó el método de los volúmenes finitos para resolver el mismo problema. Utilizó un método adaptativo incorporando la capacidad de refinar la malla en función de la solución obtenida, logrando así una solución computacionalmente económica.

Otros investigadores como Rodi^[R1] en 1997 estudiaron el fenómeno del desprendimiento de torbellinos en cuerpos no aerodinámicos (*bluff bodies*). Steggel^[S5] y Rockliff emplearon a su vez el método de los vórtices discretos. Utilizando ese mismo método Larsen^[L4] y Larsen^[L5] y Walther calcularon para diferentes secciones transversales parámetros aerodinámicos como los coeficientes de levantamiento y arrastre o el número de Strouhal.

Deteniéndose en las aplicaciones realizadas específicamente en el ámbito de la ingeniería civil podemos citar entre otros a Frandsen^{[F2],[F5]} y McRobie que emplearon el método de los elementos finitos con el propósito de investigar las vibraciones inducidas por torbellinos y el flameo en el puente de Great-Belt. El fenómeno de lock-in fue capturado correctamente y la velocidad de flameo obtenida estuvo próxima a la propuesta por otros autores. Por otro lado, Larsen^[L4] y Larsen^[L6] y Walther aplicaron el método de los vórtices discretos para simular la interacción entre el fluido y la estructura, obteniendo la velocidad de flameo para varios puentes. Igualmente, Zhou^[Z1], Chen y Xiang calculan los coeficientes aerodinámicos y aeroelásticos para el segundo puente de Nanjing, el puente Runyang, el puente del Great-Belt, el puente de Jinsha y el puente de Humen. Preidikman^[P1] y Mook usaron la misma técnica para diseñar sistemas pasivos de amortiguamiento para puentes de gran vano.

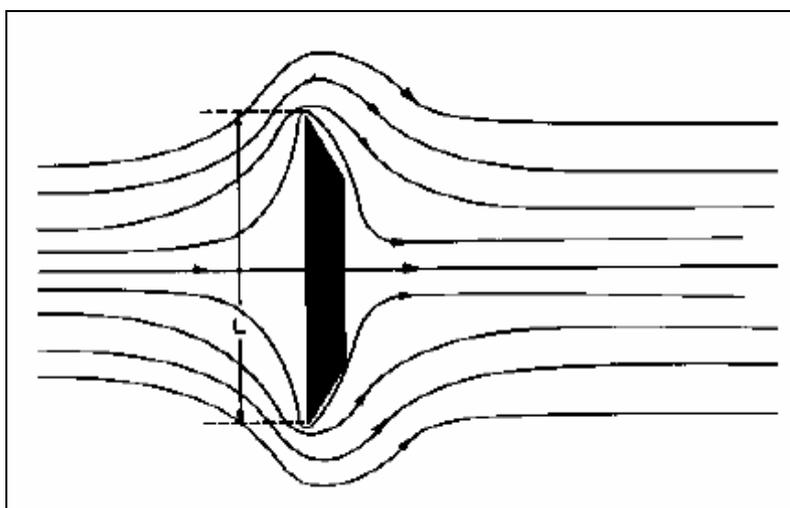


Figura 4.3.1. $Re = 0.3$

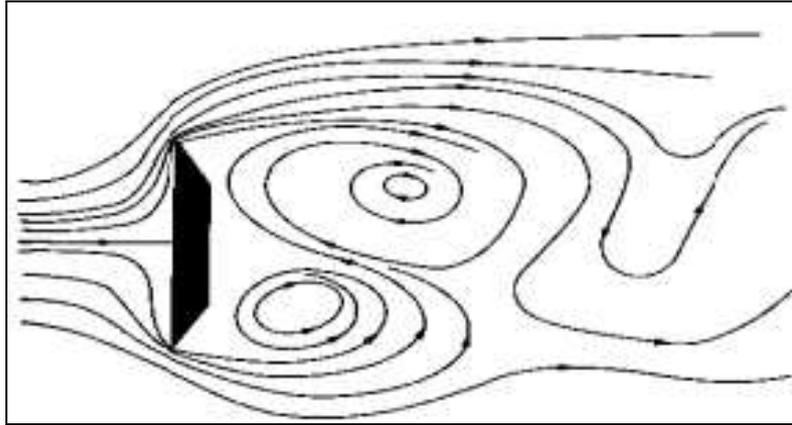


Figura 4.3.2. $Re = 10$

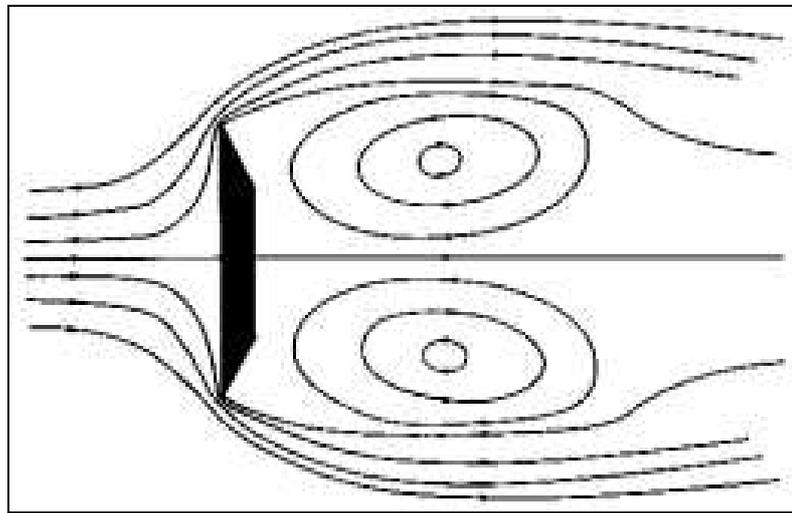


Figura 4.3.3. $Re = 250$

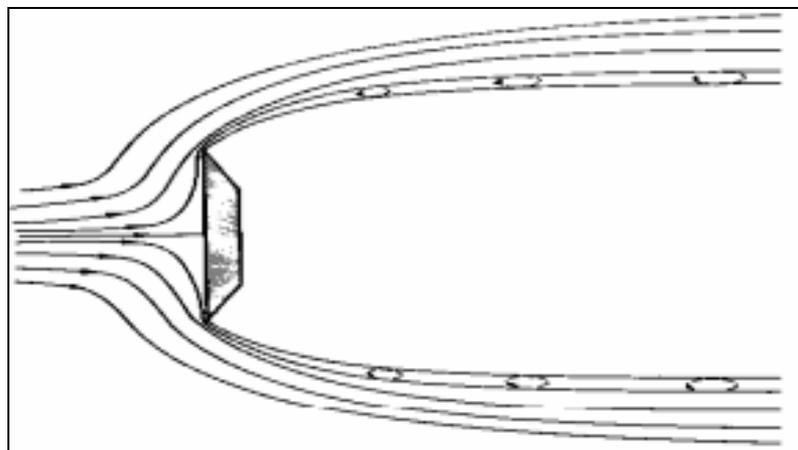


Figura 4.3.4. $Re \geq 1000$

En las figuras comprendidas de 4.3.1 a 4.3.4 se muestra el comportamiento del flujo al atravesar la estructura cuando variamos el número de Reynold, podemos observar los efectos de formación de torbellinos en la zona posterior en las figuras 4.3.2 y 4.3.3.

Morgenthal^[M3] empleó el método de los vórtices discretos y el de los volúmenes finitos aplicándolos de manera independiente al puente del Great-Belt. Así, con la primera de las metodologías obtuvo el número de Strouhal, los coeficientes aerodinámicos, y la apariencia general de los coeficientes de flameo que son semejantes a los obtenidos experimentalmente, aunque existen diferencias en los valores cuantitativos. Además, reprodujo el fenómeno de lock-in y se planteó un pseudomodelo en tres dimensiones. Los análisis realizados para el mismo puente considerando volúmenes finitos permitieron modelar el fenómeno de desprendimiento de torbellinos, pero las presiones sobre el tablero resultaron ser excesivas y, en consecuencia, los coeficientes aerodinámicos obtenidos fueron muy altos. En esencia, los resultados de tipo aerodinámico son adecuados, mientras que los aeroelásticos ponen de manifiesto que el problema no puede ser resuelto con el mismo nivel de eficacia. Por ello, aunque el método puede ser considerado en principio adecuado, Morgenthal destaca que para lograr resultados concluyentes se debe disponer de una versión para ser ejecutada en paralelo del programa de cálculo debido al gran esfuerzo de computación requerido para analizar adecuadamente la interacción entre el fluido y la estructura.

Otros autores como Lopes^[L7], Cunha y Simoes emplean la metodología numérica para analizar el fenómeno de lock-in y su relación con las condiciones de utilización de estructuras esbeltas con el fin de limitar los niveles de vibración. Para analizar el flujo de aire y su acción sobre la estructura estos investigadores emplean un método basado en la técnica de los volúmenes finitos mientras que el comportamiento dinámico de la estructura es calculado mediante el método de los elementos finitos.

En resumen, puede decirse que se trata de un campo de investigación muy activo en el que en un futuro deben esperarse resultados que dependan de la evolución de los métodos numéricos y de la arquitectura de los computadores.

Para el estudio que se ha realizado en este proyecto el programa utilizado para resolver el problema fluidodinámico es Ansys CFX 11.0, llevando a cabo un planteamiento puramente numérico. Esta técnica se denomina CFD (Computational Fluid Dynamics) o técnica dinámica de fluidos computacional. Mediante este módulo de Ansys resolveremos el problema aerolástico aplicando sobre el fluido el método de volúmenes finitos (MVF) a las ecuaciones de Navier-Stokes.

Una simulación en CFD se divide en las siguientes partes:

- Creación de la Geometría / Malla.
- Definición del modelo físico.

- Resolución del problema CFD.
- Visualización de los resultados en el Post-processor.

La primera parte “*Creación de la Geometría / Malla*” como se ha explicado en el capítulo 3 se ha llevado a cabo en el módulo de *Ansys ICEM CFD*.

4.4. Parámetros de la simulación.

El programa utilizado para resolver el problema fluidodinámico es Ansys CFX 11.0, llevando a cabo un planteamiento puramente numérico. Esta técnica se denomina CFD (Computational Fluid Dynamics) o técnica dinámica de fluidos computacional. Mediante este módulo de Ansys resolveremos el problema aerolástico aplicando sobre el fluido el método de volúmenes finitos (MVF) a las ecuaciones de Navier-Stokes.

Una simulación en CFD se divide en las siguientes partes:

- Creación de la Geometría / Malla.
- Definición del modelo físico.
- Resolución del problema CFD.
- Visualización de los resultados en el Post-processor.

La primera parte “*Creación de la Geometría / Malla*” como se ha explicado en el capítulo 3 se ha llevado a cabo en el módulo de *Ansys ICEM CFD*.

El objetivo de la simulación es de realizarla para diferentes ángulos de ataques del viento, es decir, se realizará una simulación cada 2 grados partiendo de -10° y finalizando en 10° .

Para ello la sección se mantendrá fija horizontalmente, y se realizará esta variación del ángulo sobre la velocidad del flujo de viento. La forma más rápida de realizarlo será definir las componentes de la velocidad en función del ángulo, de forma que variando éste en el módulo del solver se crearán los diferentes files que posteriormente lanzaremos. Las variables creadas son:

Angle: [deg].
Windspeed: 25 [m/s].
Vx: Windspeed * cos (Angle).
Vy: Windspeed * sin(Angle).
Vz: 0 [m/s].

- *Simulation Type:*
 - Steady State.

- Boundary Condition:
 - Inlet
 - Outlet
 - Section
 - Symmetry 1
 - Symmetry 2

- Global Initialisation:
 - V_x
 - V_y
 - V_z
 - Turbulence Eddy Energy: Automatic.

- Solver Control:
 - Advection Scheme: Upwind.
 - Max. Iterations: 2000.

- o Fluid Timescale Control
 - Timescale Control: Local Time Factor.
 - Local Time Factor: 5.

- o Convergence Criteria:
 - Residual Type: RMS.
 - Residual Target: 10^{-7} .

- o Dynamic Model Control:
 - Global Dynamic Model Control.

4.5. Resultados de la simulación.

Vamos a representar los contornos de presiones, y de velocidades obtenidos tras la simulación utilizando la malla número 5 sólo para los ángulos de -4 , 0 y 4 grados a modo de ejemplos ilustrativos. La escala de presiones se ha elegido para visualizar de la mejor forma posible los contornos.

El criterio de signo del ángulo de giro de la sección es el de positivo en sentido antihorario, tal y como se especifica en la figura 4.2.4 de este capítulo. Este giro de la sección con signo positivo viene provocado por una inclinación del viento con un ángulo con sentido horario. Es decir, cuando la sección gira en sentido positivo (antihorario), la dirección del viento tiene un ángulo en sentido horario.

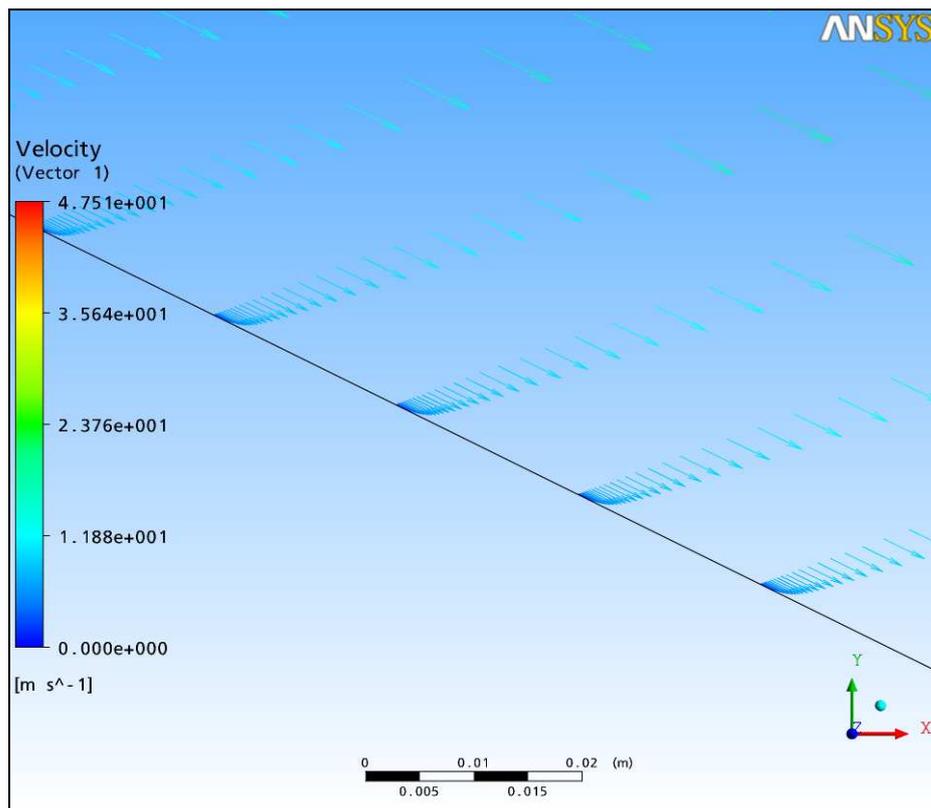


Figura 4.5.1. Detalle del perfil de velocidades en las proximidades a la pared.

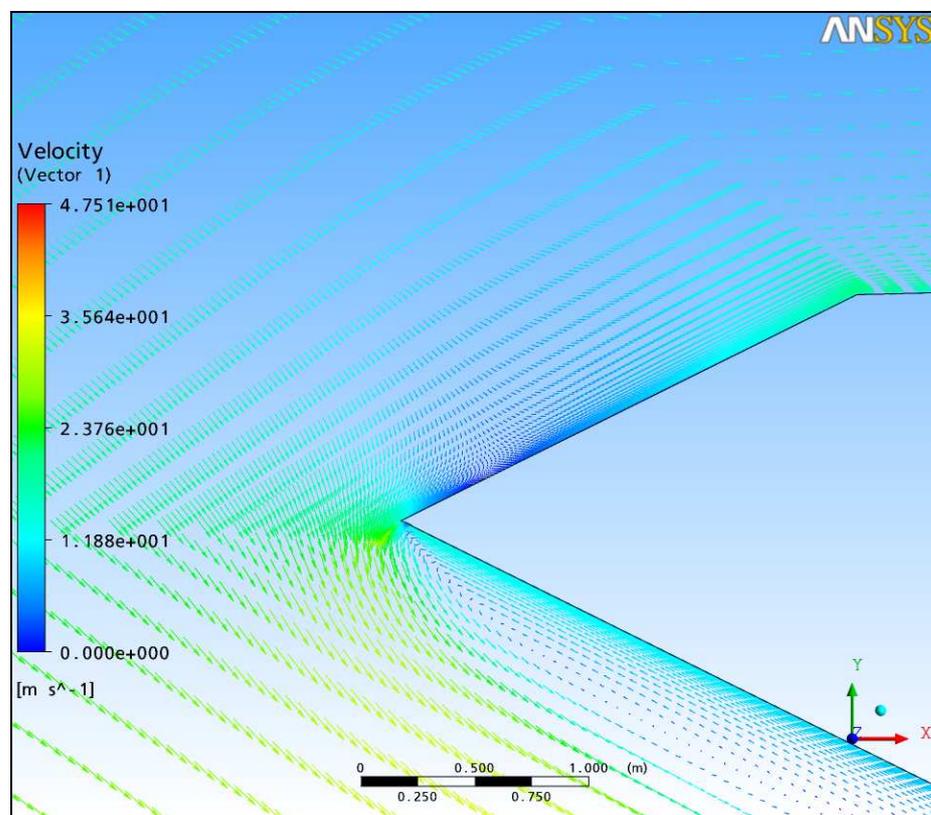


Figura 4.5.2. Contornos de velocidades.

- Ángulo de giro de la sección de 4 grados.

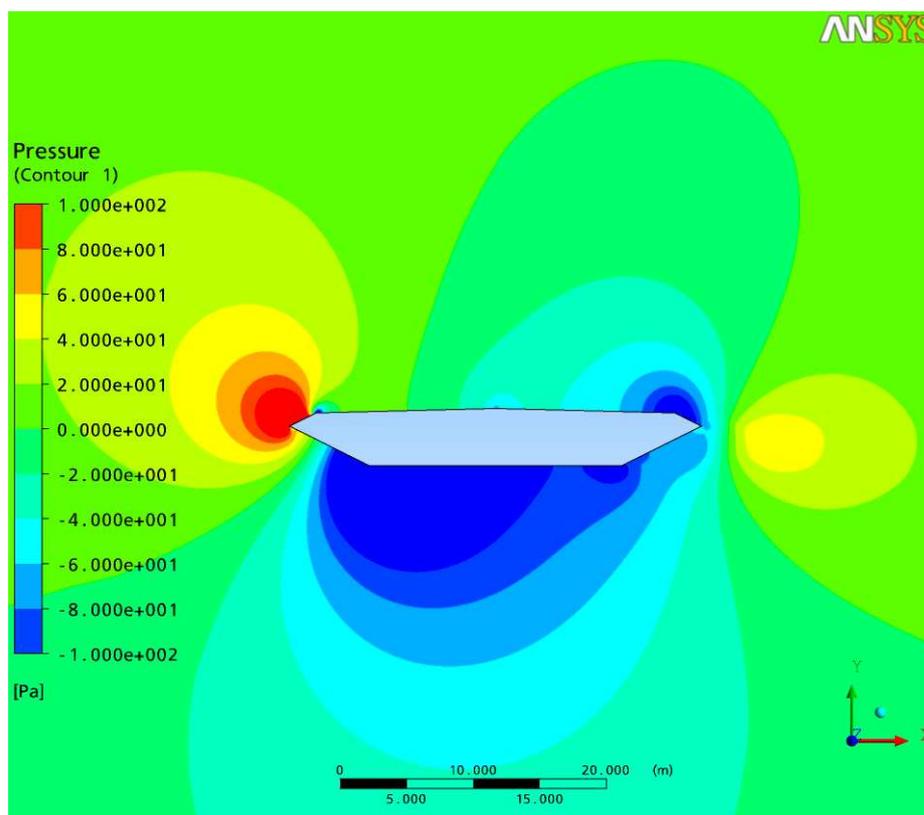


Figura 4.5.3. Contornos de presiones para un ángulo de 4 grados.

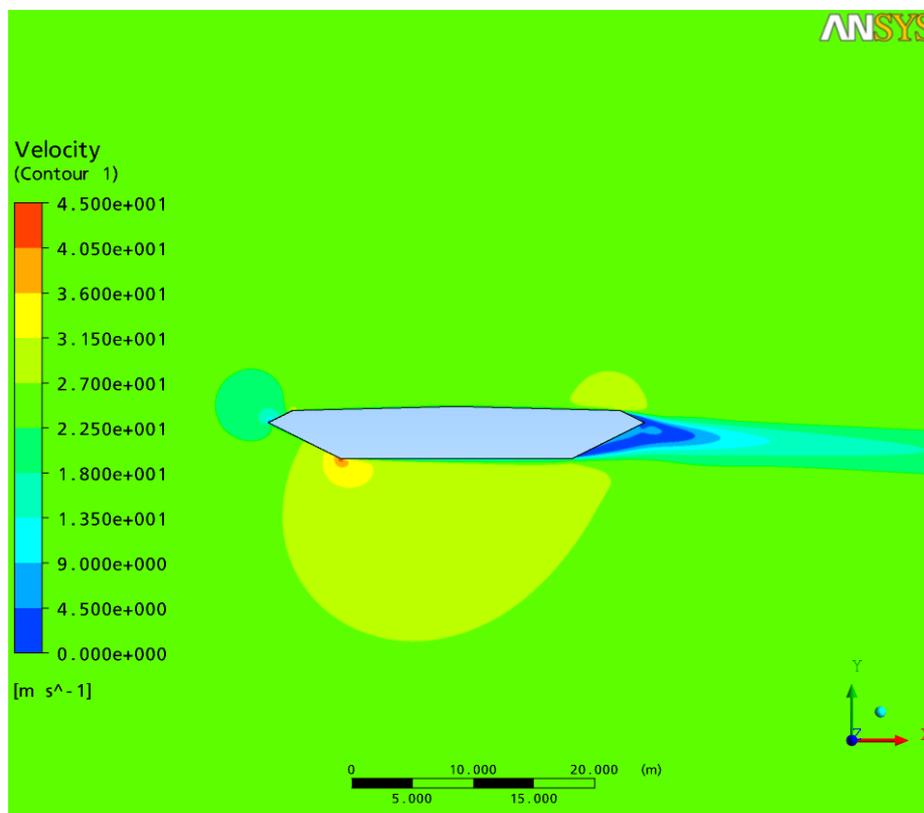


Figura 4.5.4. Contornos de velocidades para un ángulo de 4 grados.

- Ángulo de giro de la sección de 0 grados.

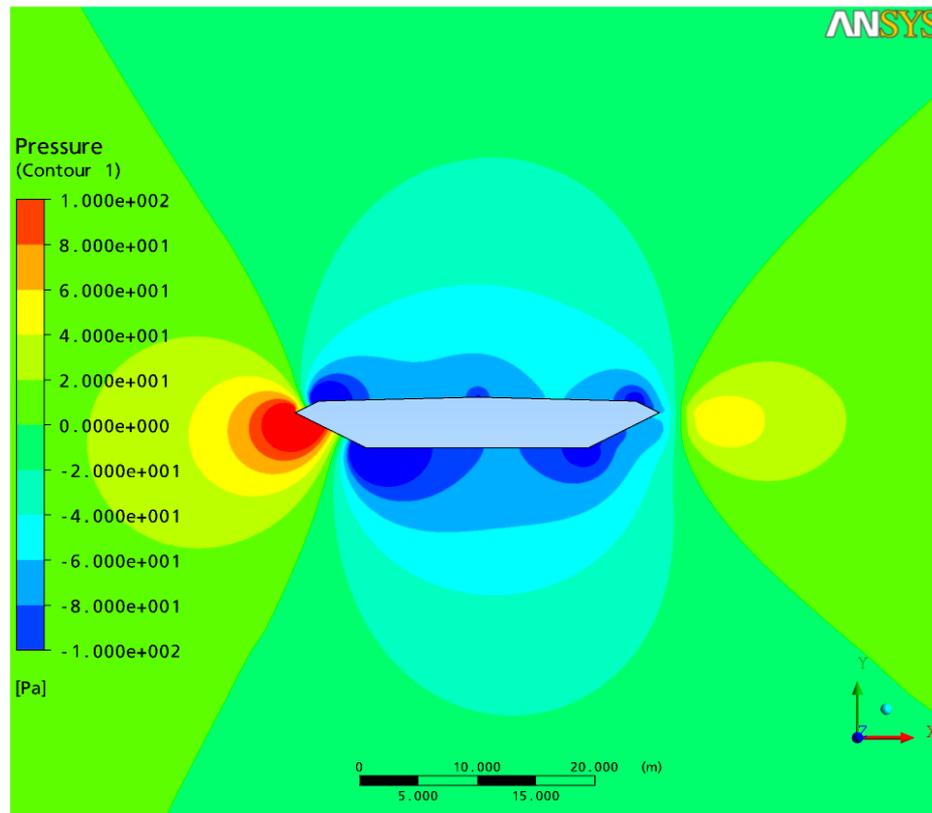


Figura 4.5.5. Contornos de presiones para un ángulo de 0 grados.

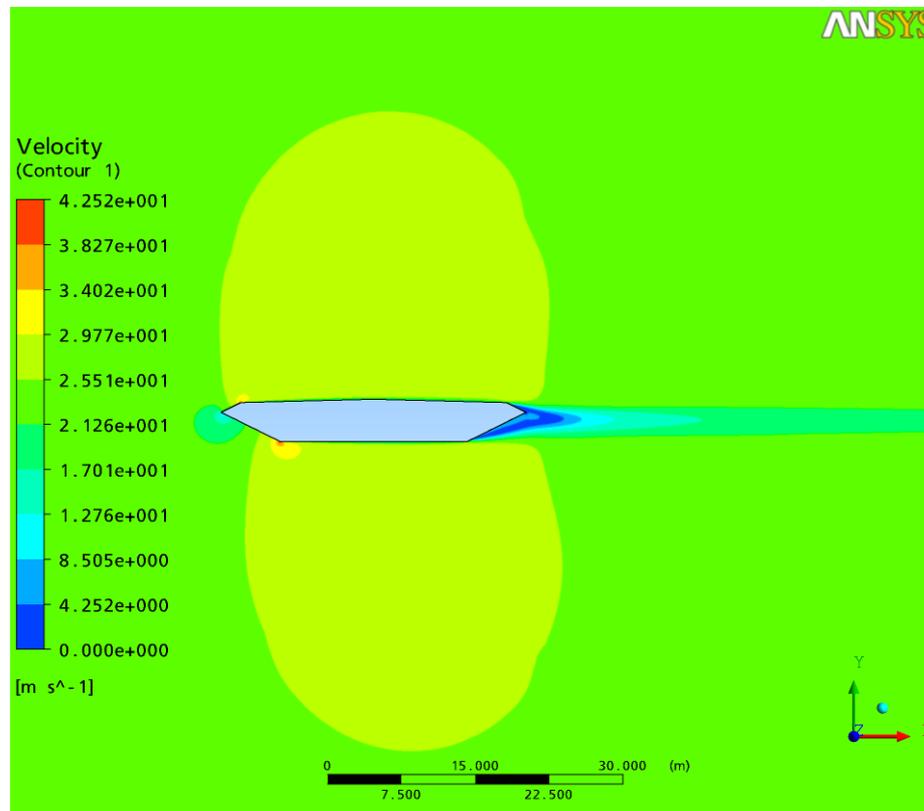


Figura 4.5.6. Contornos de velocidades para un ángulo de 0 grados.

- Ángulo de giro de la sección de -4 grados.

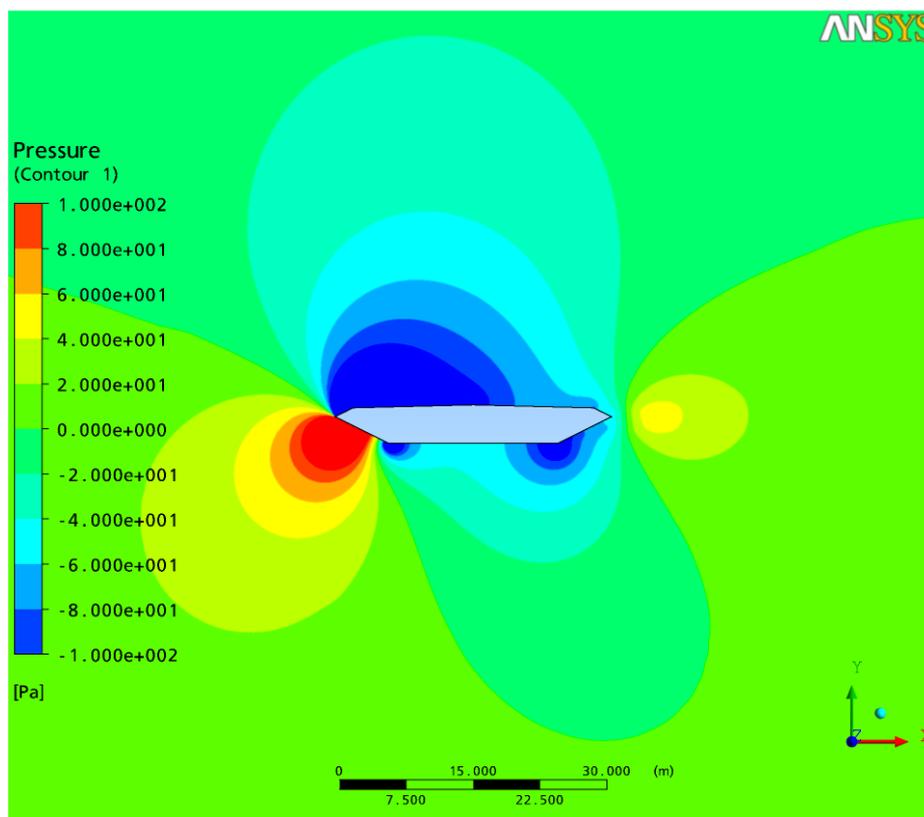


Figura 4.5.7. Contornos de presiones para un ángulo de -4 grados.

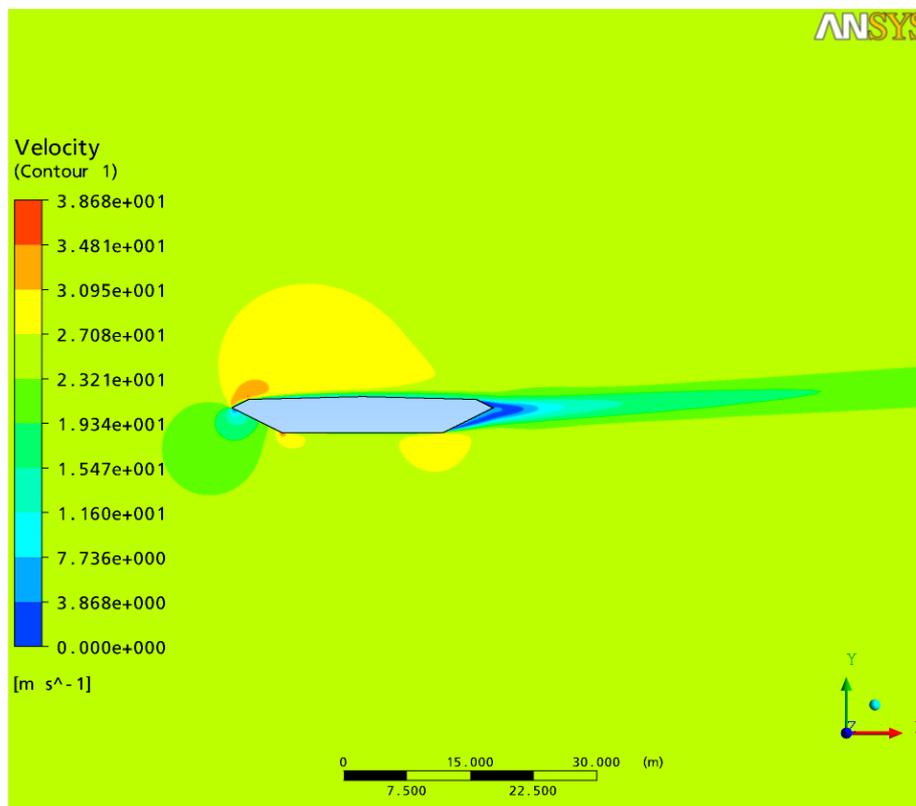


Figura 4.5.8. Contornos de velocidades para un ángulo de -4 grados.

4.6. Gráficos de los coeficientes aerodinámicos.

Una vez realizadas las 5 mallas que se han presentado en el capítulo 3, se ha llevado a cabo una simulación fluidodinámica para cada una de ellas para un ángulo de 0 grados de la sección. Tras realizar dichas simulaciones se han obtenido las fuerzas de arrastre (Drag) y de levantamiento (Lift) para cada una de ellas, y por tanto los coeficientes aerodinámicos que a continuación se presentan.

	Malla 1	Malla 2	Malla 3	Malla 4	Malla 5
Cd	0.037	0.036	0.039	0.034	0.031
Cl	0.0065	-0.0067	0.093	-0.009	0.002

Tabla 4.6.1. Coeficientes Cd y Cl con un ángulo de 0 grados para las distintas mallas.

Podemos observar como para el coeficiente de arrastre Cd se obtienen valores prácticamente iguales excepto para la malla 3, donde obtenemos un valor ligeramente mayor.

En cuanto al coeficiente de levantamiento Cl, observamos que para las mallas 1, 2, 4 y 5 se obtienen valores muy cercanos a cero. Llama la atención que algunos de estos valores son positivos y otros negativos, la explicación a esto se puede encontrar en el hecho de que debido a los efectos de vórtices que se producen, y la cercanía a cero de los valores de Cd hacen que pequeñas variaciones en los contornos de presiones hagan que la resultante se haga positiva o negativa. En cuanto al valor de Cd de la malla 3 apreciamos que toma un valor mayor que en los restantes casos.

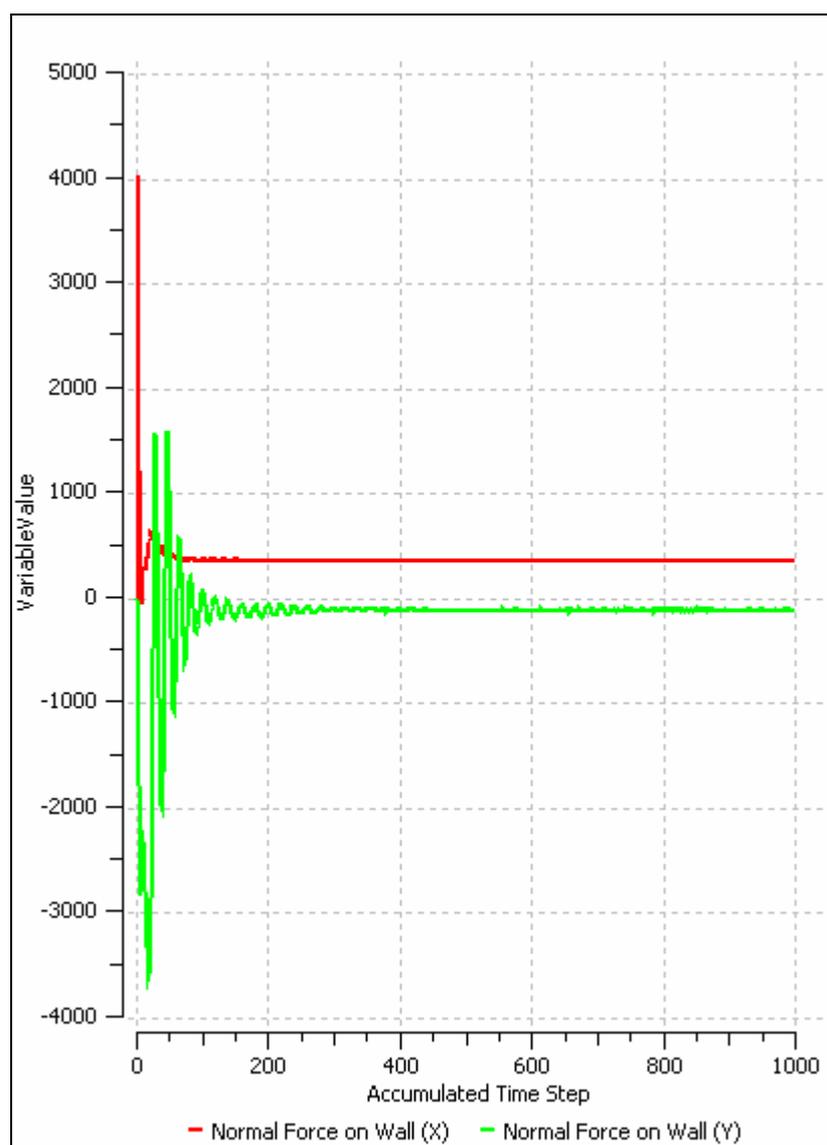


Figura 4.6.1. Estabilización de las fuerzas normales a la pared de la sección con el paso de las iteraciones.

A continuación se muestra una evolución de los coeficientes aerodinámicos de la sección del puente del Great-Belt, cuando variamos el ángulo de ataque del viento. Dicha evolución de los coeficientes aerodinámicos se realiza desde -10 a 10 grados, calculando un valor cada 2 grados, es decir se deben de realizar 11 simulaciones para cada gráfico. Para la obtención de los gráficos de la evolución de los coeficientes aerodinámicos se han empleado las mallas 3, 4 y 5.

Debido al elevado tiempo computacional que se requiere para llevar a cabo dichos análisis se ha empleado el cluster de la empresa Enginsoft S.p.A. de 800 Gb de RAM, ilustrado en la figura 4.6.2 que se encuentra en la sede de Trento (Italia). En este cluster se han podido lanzar en paralelo las simulaciones pudiéndose ahorrar gran cantidad de tiempo de espera.

Para dar un orden de magnitud de los tiempos computacionales que se están manejando, vamos a especificar algunos tiempos de simulación. El ordenador personal utilizado en Enginsoft para los cálculos tiene unas características de 2.00 GHz y 1.5 Gb de RAM, necesitando aproximadamente los siguientes tiempos computacionales para llevar a cabo una simulación de 2000 iteraciones:

- Malla 1 (11689 elementos): 3 horas.
- Malla 2 (60925 elementos): 20 horas.
- Malla 5 (136604 elementos): 32 horas.

El cluster utilizado ha realizado una simulación de la mayor malla, la número 5 en 3h 45 minutos, de forma que es capaz de realizar las 11 simulaciones necesarias para la obtención del gráfico de evolución de los coeficientes en 41h y 15 minutos. En cambio si dichas simulaciones se hubieran tenido que realizar con el ordenador personal se estarían hablando de tiempos computacionales de 352 horas, o lo que es lo mismo 14.67 días.



Figura 4.6.2. Cluster de Enginsoft S.p.A.

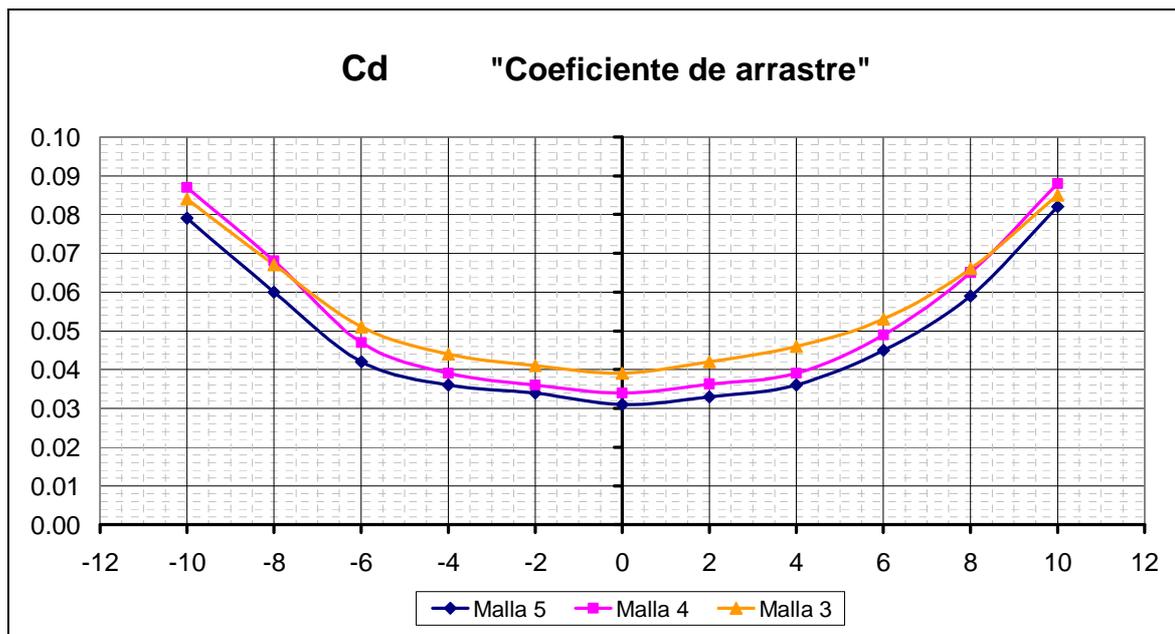


Figura 4.6.3. Gráfico de evolución con el ángulo del coeficiente aerodinámico de arrastre.

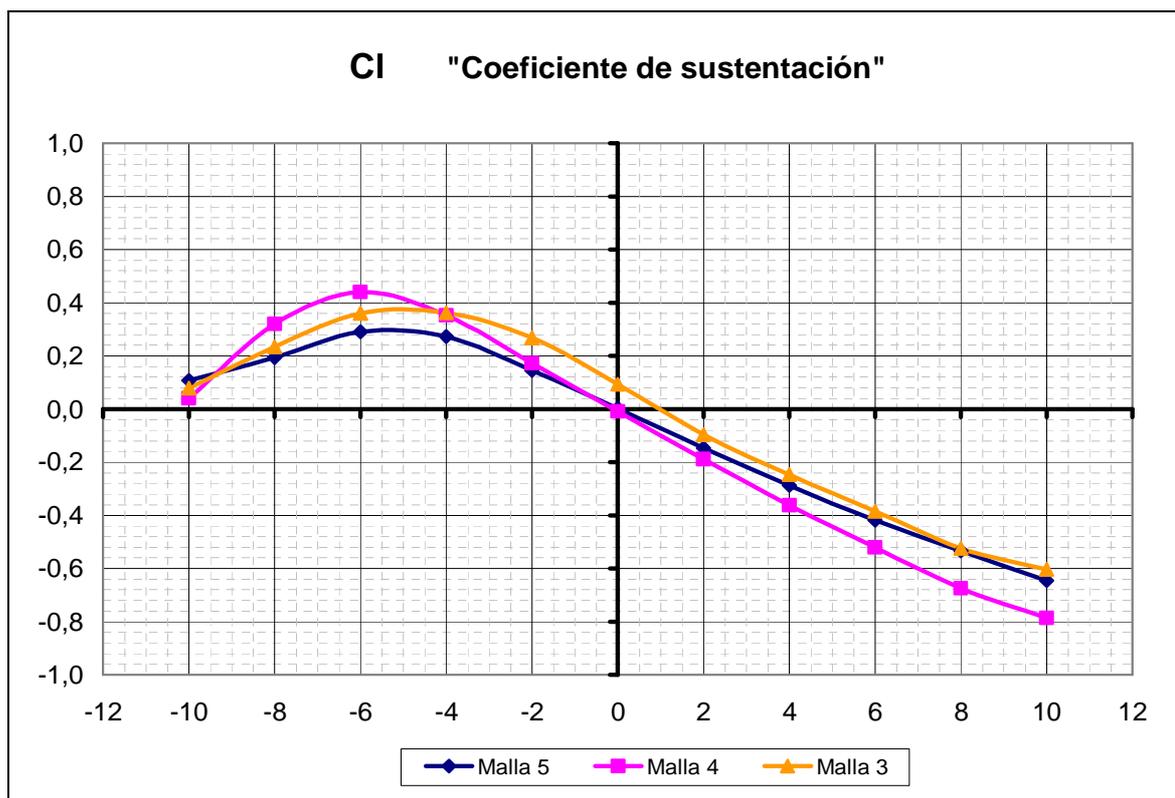


Figura 4.6.4. Gráfico de evolución con el ángulo del coeficiente aerodinámico de levantamiento.

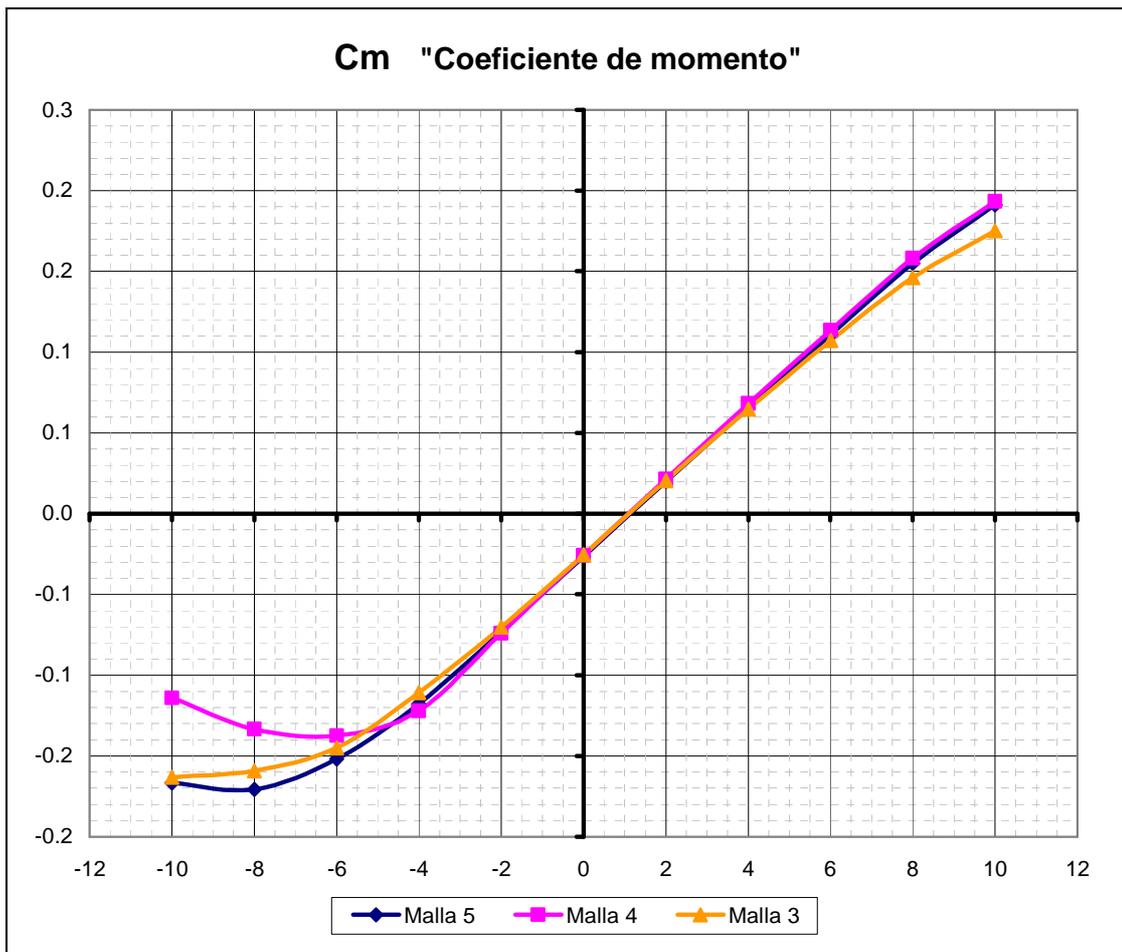


Figura 4.6.5. Gráfico de evolución con el ángulo del coeficiente aerodinámico de momento.