



UNIVERSIDAD  
POLITÉCNICA DE  
CARTAGENA



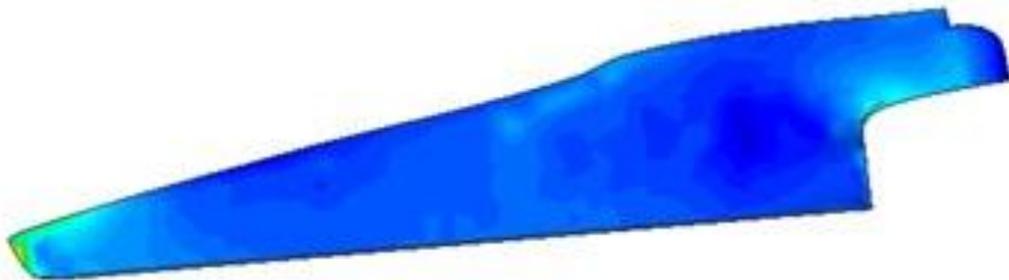
ESCUELA TÉCNICA  
SUPERIOR DE  
INGENIERÍA NAVAL  
Y OCEÁNICA

# ESTUDIO Y OPTIMIZACIÓN DE UNA CARENA MEDIANTE CFD

**PROYECTO FIN DE CARRERA**

**AUTOR: HÉCTOR POMARES NAVARRO  
TUTOR: JOSÉ ENRIQUE GUTIÉRREZ ROMERO**

07/07/2014



A mi familia y a mi novia.

## AGRADECIMIENTOS

El origen que me llevó a estudiar Ingeniería Naval comenzó cuando era un niño y paseaba por el puerto de Alicante con mi familia y me quedaba mirando esos impresionantes yates.

En septiembre de 2009 empezó mi rumbo hasta el día de hoy, después de unos años inolvidables en mi vida donde he aprendido que con esfuerzo, sacrificio y voluntad todo se puede.

En primer lugar quiero agradecer a mi **familia** que sin su ayuda todo esto no tendría sentido alguno y a pesar de las barreras que hemos tenido, hemos luchado juntos con la única palabra que dice: Adelante.

A mi **novia** por soportar cuando estoy de mal humor o simplemente cuando los nervios me invaden y entro en un estado de desesperación porque ella hace que me sienta especial a su lado. Su apoyo incondicional ha sido fundamental.

A mi tutor José Enrique Gutiérrez por toda su ayuda y paciencia ante las dificultades que me presentaba este PFC y su estrecha comunicación donde ha sido una pieza clave.

A mis amigos de Elche que sin ellos no tendría ese empujón de ánimo en los momentos más duros, basta cinco minutos con ellos para despejarse y volver con más energía.

A mi compañero de clase y piso Fran González Gea por compartir conmigo durante estos cuatro años esta gran aventura que nunca olvidaremos.

A toda la promoción de 2009 que a pesar de sufrir siempre le hemos sacado una sonrisa al compañero y unas palabras de ánimo.

A todas las personas que conocí en ese periodo de mi vida.

Gracias.

# Índice

Introducción.....	10
1. Filosofía básica de los CFD.....	11
1.1 Motivación: Un ejemplo .....	11
1.2 Dinámica de Fluidos Computacional: ¿Qué es?.....	13
1.3 Papel de la Dinámica de Fluidos Computacional en la moderna Dinámica de Fluidos.....	13
2. Ecuaciones que gobiernan la dinámica de fluidos.....	16
2.1 Conservación de Masa .....	16
2.2 Conservación de Momentum.....	16
2.3 Conservación de la Energía.....	17
2.4 Ecuación de Bernoulli .....	18
2.5 Capa Límite.....	18
3. Aspectos de los cálculos CFD con paquetes comerciales .....	21
3.1 Introducción .....	21
3.2 Importación de la Geometría desde un paquete CAD.....	22
3.3 Generación de malla.....	25
3.4 Elección de los modelos .....	30
3.5 Condiciones de contorno .....	30
3.6 Cálculo del campo fluido .....	31
3.7 Post – proceso.....	31
3.8 Consideraciones finales.....	32
4. Diseño hidrodinámico de un stern flap y modelización de la ola generada en popa.....	33
4.1 Flaps.....	33
4.2 Modelización de la popa .....	34
5. Viabilidad de un caso práctico.....	36
5.1 Diseño de la geometría.....	36
5.1.1 Generación de la geometría .....	36
5.1.2 Creación del Flap.....	39
5.1.3 Creación de Cuchara .....	41
5.1.4 Creación del Volumen de Control.....	43
5.2 Análisis .....	45
5.2.1 Condiciones de contorno .....	46
5.2.2 Datos Fluid dynamics & Multi.physics.....	47
5.2.3 Modules data .....	49

5.2.4 Condiciones iniciales .....	50
5.2.5 Condiciones de contorno .....	53
5.2.6 Materiales .....	56
5.2.7 Generación de malla.....	56
5.2.8 Cálculo.....	60
6. Visualización y comentario de resultados.....	62
6.1 Resultados correspondientes a la carena sin flap .....	62
6.1.1 Distribución de velocidades.....	64
6.1.2 Distribución de presiones.....	67
6.1.3 Distribución de la viscosidad .....	70
6.1.4 Mapa de olas y cortes .....	71
6.1.5 Distribución de líneas de corriente a lo largo del modelo .....	86
6.1.6 Gráfico de Fuerzas y Momentos.....	87
6.1.7 Resultado de Fuerzas y Momentos .....	87
6.2 Resultados correspondientes a la carena con flap.....	88
6.2.1 Distribución de velocidades.....	93
6.2.2 Distribución de presiones.....	95
6.2.3 Distribución de la viscosidad .....	97
6.2.4 Mapa de olas y cortes.....	97
6.2.5 Distribución de líneas de corriente a lo largo del modelo .....	107
6.2.6 Gráfico de Fuerzas y Momentos.....	108
6.2.7 Resultados de Fuerzas y Momentos .....	108
7. Comentario de los resultados obtenidos.....	109
7.1 Velocidades y presiones .....	109
7.2 Mapa de ola y de cortes con la superficie.....	112
7.2.1 Mapa de olas para modelo con flap .....	112
7.2.2 Mapa de olas para modelo con flap .....	113
7.2.3 Cortes de la ola a $0,25B/2$ y a $0,5B/2$ para modelo sin flap .....	114
7.2.4 Cortes de la ola a $0,25B/2$ y a $0,5B/2$ para modelo con flap.....	115
CONCLUSIONES.....	116
BIBLIOGRAFÍA.....	118
Páginas Web de interés:.....	118

# Índice de Figuras

<b>Figura 1.</b> Aspectos cualitativos del flujo en un cuerpo contundente supersónico. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	12
<b>Figura 1.1</b> Relación entre el experimento y la teoría pura. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	14
<b>Figura 1.2</b> Malla para el cálculo del flujo de agua a través de un casco submarino genérico (Cortesía de la Science Applications International Corporation (SAIC) y el Dr. Nils Salvesen).....	14
<b>Figura 1.3</b> La mitad superior de la Figura ilustra la línea de corriente con una hélice. La mitad inferior muestra la línea de corriente sin una hélice. (Cortesía de la Science Applications International Corporation (SAIC) y el Dr. Nils Salvesen).....	15
<b>Figura 2.</b> Elemento del fluido. Fuente: Mihir Sen, Mecánica de Fluidos, Universidad de Notre Dame, versión 2009. ....	16
<b>Figura 2.1</b> Definición del espesor de desplazamiento: (a) perfil de velocidad en la capa límite (b) perfil equivalente desplazado. Fuente: Mihir Sen, Mecánica de Fluidos, Universidad de Notre Dame, versión 2009. ....	19
<b>Figura 2.2</b> Estructura de la capa límite. Fuente: Mihir Sen, Mecánica de Fluidos, Universidad de Notre Dame, versión 2009.....	19
<b>Figura 3.</b> Bordas con puntos finales que no son coincidentes. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	22
<b>Figura 3.1</b> Caras con aristas que no son coincidentes. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	23
<b>Figura 3.2</b> Cuadrado con un borde corto en la esquina superior derecha. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	23
<b>Figura 3.3</b> La plaza consta de dos caras. El extremo derecho de la cara es un triángulo con un borde corto en la esquina superior derecha y un ángulo muy agudo en la esquina inferior derecha. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	24
<b>Figura 3.4</b> La plaza consta de dos caras. La cara derecha es un triángulo con dos ángulos agudos: uno en la esquina de la parte superior derecha y uno en la esquina inferior derecha. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	24
<b>Figura 3.5</b> Cuadrados, consta de una cara. Los bordes y las caras se fusionan. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	24
<b>Figura 3.6</b> Hueco removido por el colapso de vértices. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	25
<b>Figura 3.7</b> Hueco removido por el colapso de aristas. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	25
<b>Figura 3.8</b> A la izquierda: malla no conforme. A la derecha: malla de conformación. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	25
<b>Figura 3.9</b> A la izquierda: la plaza de frente que consta de dos caras. A la derecha: las caras se fusionan. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	26
<b>Figura 3.10</b> A la izquierda: la malla no se fusiona. A la derecha: la malla se fusiona con los planos que las rodean. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	26
<b>Figura 3.11</b> A la izquierda: la malla de un cono con una fuente de vértice. En el centro: una fuente de borde. Y a la derecha: una fuente de plano. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	26

<b>Figura 3.12</b> La malla densidad es la función de la curvatura. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	27
<b>Figura 3.13</b> Proximidad entre dos agujeros. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	27
<b>Figura 3.14</b> Proximidad entre una esfera y un cilindro. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	27
<b>Figura 3.15</b> La malla de la capa limite, malla estructurada. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	28
<b>Figura 3.16</b> La malla capa limite: malla híbrida. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	28
<b>Figura 3.17</b> La malla no estructurada, se extiende hacia el límite. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	28
<b>Figura 3.18</b> La malla estructurada, no está alienada con la corriente y la discontinuidad de contacto está difuminada. Izquierda: primer orden de discretización. Derecha: para segundo orden de discretización. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	29
<b>Figura 3.19</b> En la malla no estructurada, la discontinuidad de contacto está difuminada. Izquierda: primer orden de discretización. Derecha: para segundo orden de discretización. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	29
<b>Figura 3.20</b> La malla estructurada, está alineada con el flujo y se conserva la discontinuidad de contacto. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	30
<b>Figura 3.21</b> Flujo medio estable con fluctuaciones de turbulencia superpuestas. Flujo medio inestable con fluctuaciones de turbulencia y Flujo de transición. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	30
<b>Figura 3.22</b> Patrón de choque muy fuerte obtenido después de varias adaptaciones de la malla. Fuente: J. F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	31
<b>Figura 3.23</b> Trazado del contorno de la magnitud de la velocidad, del corte de un avión a través de un compresor centrífugo. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	32
<b>Figura 3.24</b> Líneas de la vía de acceso en una bomba centrífuga. Fuente: J.F. Wendt (ed.), <i>Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.</i> .....	32
<b>Figura 4.</b> A la izquierda: aleta de popa. Centro: cuña de popa. A la derecha: aleta - cuña integrada. Fuente: <i>Institute for Ocean Technology, National Research Council Canada, St. John's, Newfoundland and Labrador</i> .....	33
<b>Figura 4.1</b> Aleta de popa <i>Stern Flap</i> . Fuente: <i>Institute for Ocean Technology, National Research Council Canada, St. John's, Newfoundland and Labrador</i> .....	34
<b>Figura 4.2</b> Modelización de la ola generada en popa (cuchara). .....	35
<b>Figura 5.</b> Casco con superficies sobrantes. Renderizado. (Rhinoceros 4.0).....	36
<b>Figura 5.1</b> Casco con superficies sobrantes. Estructura alámbrica. (Rhinoceros 4.0).....	37
<b>Figura 5.2</b> Vista superior del casco. Estructura alámbrica. (Rhinoceros 4.0).....	37
<b>Figura 5.3</b> Vista frontal del casco. Estructura alámbrica. (Rhinoceros 4.0) .....	37
<b>Figura 5.4</b> Vista derecha del casco. Estructura alámbrica. (Rhinoceros 4.0).....	38
<b>Figura 5.5</b> Vista perspectiva. Renderizado. (Rhinoceros 4.0).....	38
<b>Figura 5.6</b> Mitad del casco y corte de un plano a la altura de la flotación. (Rhinoceros 4.0).....	39
<b>Figura 5.7</b> <i>Flap</i> . Vista Superior. (Rhinoceros 4.0).....	39
<b>Figura 5.8</b> <i>Flap</i> . Vista Frontal. (Rhinoceros 4.0).....	40
<b>Figura 5.9</b> <i>Flap</i> . Vista Derecha. (Rhinoceros 4.0).....	40
<b>Figura 5.10.</b> <i>Flap</i> . Vista Perspectiva. (Rhinoceros 4.0) .....	40

<b>Figura 5.11</b> <i>Flap</i> acoplado en popa. (Rhinoceros 4.0) .....	40
<b>Figura 5.12</b> Casco con <i>flap</i> . (Rhinoceros 4.0) .....	41
<b>Figura 5.13</b> Creación de cuchara. (Rhinoceros 4.0) .....	41
<b>Figura 5.14</b> Creación de cuchara para casco sin <i>flap</i> . Vista Frontal. (Rhinoceros 4.0) .....	42
<b>Figura 5.15</b> Creación de cuchara para casco sin <i>flap</i> . Vista Perspectiva. (Rhinoceros 4.0) .....	42
<b>Figura 5.16</b> Cuchara para casco con <i>flap</i> . (Rhinoceros 4.0) .....	42
<b>Figura 5.17</b> Creación de cuchara para casco con <i>flap</i> . Vista Frontal. (Rhinoceros 4.0) .....	43
<b>Figura 5.18</b> Creación de cuchara para casco con <i>flap</i> . Vista Perspectiva. (Rhinoceros 4.0) .....	43
<b>Figura 5.19</b> Modelo sin <i>flap</i> exportado al programa Tdyn .....	43
<b>Figura 5.20</b> Modelo con <i>flap</i> exportado al programa Tdyn .....	44
<b>Figura 5.21</b> Volumen de control para modelo sin <i>flap</i> . (Tdyn) .....	45
<b>Figura 5.22</b> Tdyn <i>Start Data</i> . .....	46
<b>Figura 5.23</b> Tdyn <i>Data</i> . .....	47
<b>Figura 5.24</b> <i>Fluid dynamics data</i> .....	47
<b>Figura 5.25</b> <i>Fluid dynamics data. Problem</i> . .....	48
<b>Figura 5.26</b> Introducción de datos en <i>Analysis</i> .....	48
<b>Figura 5.27</b> <i>Results. Fluid Solver</i> . .....	49
<b>Figura 5.28</b> <i>Modules data</i> . .....	50
<b>Figura 5.29</b> <i>Conditions and initial data</i> . .....	53
<b>Figura 5.30</b> <i>Wall / Bodies</i> . .....	53
<b>Figura 5.31</b> <i>Pessure. Field y Wall / Bodies</i> .....	54
<b>Figura 5.32</b> Enumeración de las superficies .....	54
<b>Figura 5.33</b> <i>Pressure Field</i> . .....	55
<b>Figura 5.34</b> <i>Velocity Field</i> .....	55
<b>Figura 5.35</b> <i>Free Surface</i> . .....	56
<b>Figura 5.36</b> <i>Materials</i> .....	56
<b>Figura 5.37</b> <i>Assign sizes on surfaces</i> .....	57
<b>Figura 5.38</b> <i>Mesh Unstructured</i> .....	58
<b>Figura 5.39</b> <i>Generate mesh</i> . .....	58
<b>Figura 5.40</b> <i>Progress in meshing</i> .....	59
<b>Figura 5.41</b> <i>Modelo mallado</i> .....	59
<b>Figura 5.42</b> <i>Mesh, Dialog window</i> . .....	60
<b>Figura 5.43</b> <i>Calculate</i> .....	60
<b>Figura 5.44</b> <i>Process window</i> .....	60
<b>Figura 5.45</b> <i>Output info</i> .....	61
<b>Figura 6. View Results</b> .....	63
<b>Figura 6.1</b> <i>Select &amp; Display Style</i> . .....	63
<b>Figura 6.2</b> <i>View Velocity</i> . .....	64
<b>Figura 6.3</b> <i>View Show min max</i> .....	66
<b>Figura 6.4</b> <i>View Display Vectors</i> . .....	67
<b>Figura 6.5</b> <i>View Pressure</i> . .....	68
<b>Figura 6.6</b> <i>View Viscosity</i> .....	70
<b>Figura 6.7</b> <i>View Elevation</i> .....	71
<b>Figura 6.8</b> <i>Graphs</i> .....	74
<b>Figura 6.9</b> <i>Cut plane</i> .....	74
<b>Figura 6.10</b> <i>Select and Display Style</i> .....	75

<b>Figura 6.11</b> <i>Post-Process</i> .....	88
<b>Figura 6.12</b> Ventana de <i>Post-Process</i> . ....	89
<b>Figura 6.13</b> Control de Animaciones. ....	90
<b>Figura 6.14</b> Selección de mallas.....	90
<b>Figura 6.15</b> Selector de Resultados.....	91
<b>Figura 6.16</b> <i>Preferences</i> .....	91
<b>Figura 6.17</b> Menú Contextual.....	92

## Introducción

El objetivo de este proyecto es tener una primera toma de contacto con la utilización de un código de ordenador que emplea el Método de los Elementos Finitos como herramienta de cálculo (Tdyn), y comprobar la viabilidad y posible optimización que puede tener la modificación de la carena de un barco a motor en la zona de popa, que originalmente no dispone de un *flap*, mediante el acople de un *flap*.

Mediante el acople del *flap* se pretende una disminución de la resistencia de remolque, y que por tanto con la misma potencia motora el barco sea capaz de alcanzar una mayor velocidad.

Como se comprobará en los resultados, se alcanza la optimización, la resistencia de remolque es mayor con la forma de la carena original que con el modelo *flap*.

Se tratará de establecer el alcance y utilización de las herramientas de mecánica de fluidos computacional (en inglés, *Computational Fluid Dynamics*) que actualmente están en continuo desarrollo y que se emplean en otros campos.

Los resultados obtenidos se dividen en distribución de presiones y velocidades a lo largo del casco (Teorema de Bernoulli), elevaciones de la ola en diferentes cortes, visualización de líneas de corriente, fuerzas y momentos calculados según Tdyn.

La estructura de este proyecto se ha realizado de la siguiente manera:

- **Filosofía básica de los CFD:** introducción a los CFD (*Computational Fluid Dynamics*)
- **Ecuaciones que gobiernan la dinámica de fluidos:** aspectos teóricos de la mecánica de fluidos.
- **Aspectos de los cálculos de los CFD con paquetes comerciales**
- **Diseño hidrodinámico de un *stern flap* y modelización de la ola generada en popa:** aspectos teóricos de un *flap* y de la modelización en popa
- **Viabilidad de un caso práctico:** estudio de una carena que originalmente no dispone de un *flap* y a la cual le acoplamos un *flap*.
- **Visualización y comentario de resultados:** visualización, estudio y comparación de los resultados obtenidos.

# 1. Filosofía básica de los CFD

## 1.1 Motivación: Un ejemplo

Imagina que tú eres un ingeniero aeronáutico en la década de los 50. Se le ha dado la tarea de diseñar la entrada de un vehículo a la atmósfera, en esos días hubiera sido un misil balístico intercontinental. (Más tarde, a principios de 1960, el interés se centró también en vehículos de entrada atmosférica tripulados para misiones de retorno orbitales y lunares). Usted es consciente de que este tipo de vehículos entrará en la atmósfera de la Tierra a muy altas velocidades. A estas velocidades extremas hipersónicas, la calefacción aerodinámica del vehículo de entrada llega a ser muy grave, y es la preocupación dominante en el diseño de este tipo de vehículos. Por otra parte, usted es consciente del trabajo realizado en el Laboratorio Aeronáutico NACA por H. Julian Allen [1] y sus compañeros en el que un cuerpo hipersónico de nariz contundente se muestra a experimentar un calentamiento considerablemente menos aerodinámico que un cuerpo delgado y fuerte, contrariamente a alguna intuición popular en ese momento. Este trabajo fue finalmente puesto en libertad sin clasificar y al público en general en 1958, en el Informe NACA 1381 titulado Un Estudio del Movimiento y calefacción aerodinámica de Misiles Balísticos al entrar en la atmósfera de la Tierra a altas velocidades supersónicas. Por lo tanto, usted sabe que su tarea consiste en el diseño de un cuerpo contundente de velocidad hipersónica. Por otra parte, usted sabe por experimentos en el túnel de viento supersónico que el campo fluido sobre el cuerpo contundente es cualitativamente como el esbozado en la Figura 1. Usted sabe que una fuerte onda de choque en arco curvado se sienta delante de la nariz, separado de la nariz por la distancia  $\delta$ , llamado distancia de choque. Usted sabe que las temperaturas de los gases entre el choque y el cuerpo puede ser de hasta 7000K de un misil balístico intercontinental, y 11000K para la entrada de una misión lunar. Y usted sabe que debe entender algunos de los detalles de este campo fluido con el fin de diseñar de forma inteligente el vehículo de entrada. Así, el primer paso lógico es realizar un análisis del flujo aerodinámico sobre un cuerpo contundente con el fin de proporcionar información detallada sobre la presión y las distribuciones de transferencia de calor sobre la superficie del cuerpo, y para examinar las propiedades de la capa de choque a alta temperatura entre la proa, la onda de choque y el cuerpo.

Usted le pide a preguntas como: ¿Cuál es la forma de la proa para la onda de choque? ¿Cuál es la distancia  $\delta$  desprendimiento? ¿Cuál es la velocidad, la temperatura y la distribución de presión en toda la capa de choque, etc..? Sin embargo, para su consternación, se encuentra que no existe teoría aerodinámica fiable precisa para responder a sus preguntas.

Usted descubrirá rápidamente que un análisis preciso y práctico de los flujos del cuerpo contundente supersónico está más allá de su estado de la técnica actual. Como resultado, usted recurre en última instancia a la información empírica, junto con algunas teorías simplificadas pero aproximada (como la teoría de Newton) con el fin de llevar a cabo su tarea designada de diseñar el vehículo de entrada.

La aplicación de cuerpos contundentes se había convertido en algo muy importante debido a la llegada de los misiles balísticos intercontinentales, y más tarde el programa espacial tripulado. Sin embargo, ninguna teoría aerodinámica existía para calcular correctamente el flujo sobre dichos cuerpos. En efecto, sesiones completas de las reuniones técnicas (tales como reuniones del Instituto de Ciencias Aeronáuticas en los EE.UU., que más tarde sería el Instituto Americano de Aeronáutica y Astronáutica) se dedica exclusivamente a la investigación sobre el problema del cuerpo contundente supersónico. Por otra parte, algunos de los mejores expertos en aerodinámica de ese día pasaron su tiempo en este problema, financiado y fuertemente alentado por el NACA (posteriormente NASA), la Fuerza Aérea de los EE.UU. y otros. ¿Cuál fue la causa de la dificultad?

¿Por qué el campo fluido en un cuerpo que se mueve a velocidades supersónicas e hipersónicas es tan difícil de calcular?

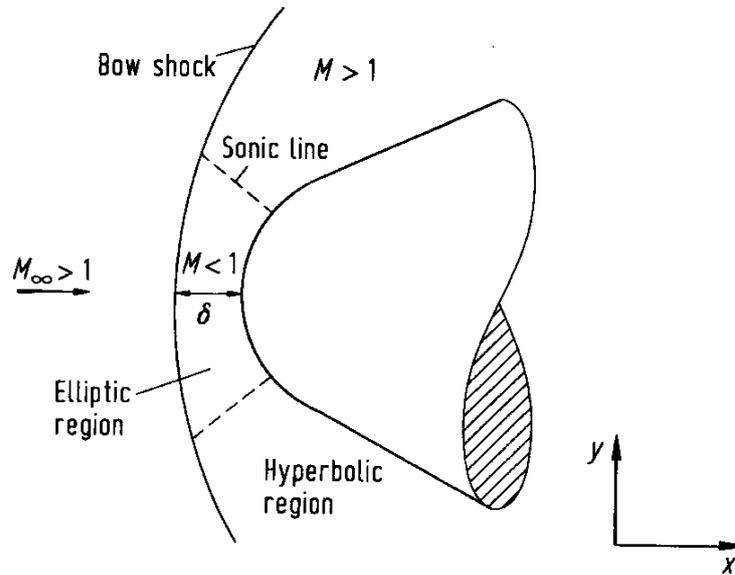


Figura 1. Aspectos cualitativos del flujo en un cuerpo contudente supersónico. Fuente: J.F Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

La respuesta descansa básicamente en el dibujo que se muestra en la Figura 1 que ilustra el flujo constante durante un cuerpo romo a velocidad supersónica. La región de flujo constante, cerca de la región de la nariz tras el choque es a nivel local subsónica, y por lo tanto se rige por ecuaciones diferenciales parciales elípticas. En contraste, el flujo aguas abajo de la nariz se convierte en supersónico, y esto localmente el flujo supersónico estacionario se rige por ecuaciones diferenciales parciales hiperbólicas. La línea divisoria entre las regiones subsónicas y supersónicas se llama la línea sónica, ya esbozado en la Figura 1. El cambio en el comportamiento matemático de las ecuaciones de gobierno en la región elíptica subsónica a hiperbólica se ha realizado un consistente análisis matemático, que incluía ambas regiones, prácticamente imposible de obtener. Por lo tanto, en la década de 1960, ninguna técnica aerodinámica uniformemente válida existía para el tratamiento de todo el campo fluido sobre el cuerpo contudente. Esta situación se observó claramente en el clásico libro de texto de Liepmann y Roshko [2] publicado en 1957, donde en una discusión de cuerpo contudente, en la página 105, afirman:

*La forma de choque y la distancia desprendimiento no pueden, en la actualidad, ser predichos teóricamente.*

El propósito de este largo debate sobre la situación del problema del cuerpo esbelto a finales de 1950 es la creación del fondo para el siguiente punto importante. En 1966, se produjo un gran avance en el problema del cuerpo esbelto. Usando el poder de desarrollo de la dinámica de fluidos computacional en ese momento, y empleando el concepto de un enfoque “en función del tiempo” para el estado estacionario, Moretti y Abbett [3] desarrollaron una solución numérica, de diferencias finitas para el problema del cuerpo esbelto supersónico que constituyó la primera solución de ingeniería sencilla práctica de este flujo. Después de 1966, el problema del cuerpo esbelto ya no era "problema". Laboratorios industriales y de gobierno adoptaron rápidamente esta técnica computacional para sus análisis del cuerpo contudente. Tal vez el aspecto más llamativo de esta comparación es que el problema del cuerpo esbelto supersónico, que fue uno de los más graves más difíciles y más investigado de los problemas aerodinámicos, teóricos de los años 1950 y 1960, es hoy en día asignado como un problema de tarea en dinámica de fluidos computacional curso de postgrado en la Universidad de Maryland. Ahí está un ejemplo del poder de la dinámica de fluidos computacional. El propósito de estas notas es proporcionar una introducción a la dinámica de

fluidos computacional. El ejemplo anterior relativo a los flujos de cuerpos esbeltos sirve para ilustrar la importancia de la dinámica de fluidos computacional para aplicaciones aerodinámicas modernas. Este es un problema importante que era imposible de resolver de manera práctica antes de la llegada de la dinámica de fluidos computacional (CFD), pero que ahora es manejable y sencillo utilizando las modernas técnicas de CFD. En efecto, este es sólo un ejemplo de muchos en CFD que está revolucionando el mundo de la aerodinámica.

(Para ver más detalles históricos en relación con el problema del cuerpo contundente, ver cap. 1.1 de Ref. [4]).

## 1.2 Dinámica de Fluidos Computacional: ¿Qué es?

La Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) es una técnica numérica de integración de métodos, que permite la realización de cálculos detallados de cualquier sistema complejo, en el cual intervengan fluidos, mediante la resolución de las ecuaciones fundamentales de conservación de materia, energía y cantidad de movimiento para la geometría particular de cada sistema considerado. Los resultados obtenidos consisten en los valores de todas las variables que caracterizan el sistema (velocidad, presión, temperatura, composición, etc.) en cada uno de los puntos del mismo.

Las soluciones de CFD, se obtienen mediante métodos iterativos, que resuelven las ecuaciones mediante aproximaciones numéricas hasta que se alcanza una convergencia en la solución. Esta tarea no es posible realizarla sin la ayuda de un ordenador

Hoy en día, con las enormes posibilidades de los ordenadores y los desarrollos de los métodos numéricos, la CFD se está convirtiendo en una herramienta muy práctica y eficiente para el análisis de situaciones en las que estén involucrados fluidos y por consiguiente, en una herramienta de análisis y diseño.

## 1.3 Papel de la Dinámica de Fluidos Computacional en la moderna Dinámica de Fluidos

En primer lugar, se va a realizar algunos comentarios históricos. Tal vez el primer ejemplo importante de dinámica de fluidos computacional fue obra de Kopal [5], que en 1947 compilando tablas masivas del flujo supersónico sobre conos afilados resolviendo numéricamente las ecuaciones diferenciales (la ecuación de Taylor-Maccoll [6]). Estas soluciones se llevaron a cabo en un ordenador digital primitivo en el Instituto de Tecnología de Massachusetts. Sin embargo, la primera generación de soluciones de dinámica de fluidos computacional apareció durante la década de 1950 y comienzos de 1960, impulsado por la llegada simultánea de equipos eficientes, de alta velocidad y la necesidad de resolver la alta velocidad y la alta temperatura. Para las altas temperaturas hicieron necesaria la inclusión de las energías vibratorias y las reacciones químicas en problemas de equilibrio, y otras veces de no equilibrio. Tales fenómenos físicos generalmente no se pueden resolver analíticamente, incluso para la geometría de flujo más simple. Ejemplos de estos cálculos son la primera generación pionera, trabajo de Fay y Riddell [7] y Blottner [8,9] para las capas límite, y Hall [10] para flujos no viscosos.

La segunda generación de soluciones de la dinámica de fluidos computacional, los cuales hoy en día son generalmente descriptivos de la disciplina, es la aplicación del gobierno de ecuaciones aplicadas a problemas de dinámica de fluidos que son en sí mismos complejos. Para este caso, el pleno de ecuaciones de Navier-Stokes son necesarias para una solución aproximada. En estos casos, el análisis en el dominio del tiempo fue introducido en los años 60, lo que generó una revolución en el campo de la mecánica de fluidos computacional.

El papel de los CFD en las predicciones de ingeniería se ha vuelto tan fuerte que hoy en día puede ser visto como una nueva "tercera dimensión" en la dinámica de fluidos, las otras dos dimensiones siendo los casos clásicos de experimento puro y teoría pura. Esta relación se ha reflejado en la Figura 1.1.

Hoy, la CFD se apoya y complementa tanto experimento puro y la teoría pura. CFD no es una moda pasajera, sino que, con el advenimiento del ordenador, la CFD seguirá siendo una tercera dimensión en la dinámica de fluidos, de la misma estatura y la importancia de experimentar y de la teoría. Se ha tomado un lugar permanente en todos los aspectos de la dinámica de fluidos, desde la investigación básica a la ingeniería de diseño. Uno de los aspectos más importantes de la CFD es el impacto que está teniendo en las pruebas de túnel de viento. Esto está relacionado con la rápida disminución en el coste de los cálculos en comparación con el rápido aumento en el coste de las pruebas en túnel de viento.

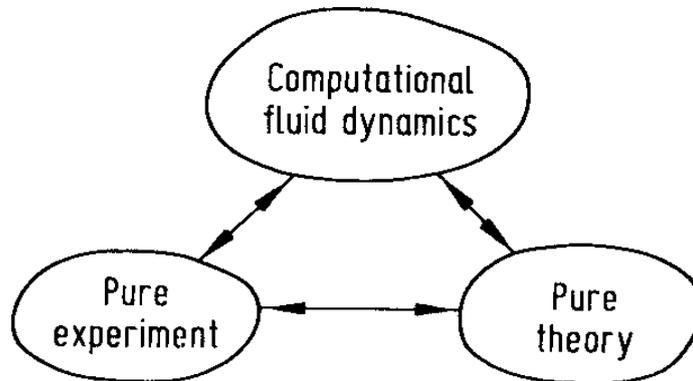


Figura 1.1 Relación entre el experimento y la teoría pura. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

La dinámica de fluidos computacional es una herramienta importante en la solución de problemas hidrodinámicos asociados a los buques, submarinos, torpedos, etc. Estos cálculos se hicieron por la *ScienceApplications International Corporation*(SAIC) y se proporcionaron al autor Dr. NilsSalvesen[11]. La Figura 1.2 muestra la malla utilizada para los cálculos de flujo en un casco submarino genérico. Las tres dimensiones de las ecuaciones de Navier-Stokes para un flujo incompresible se resuelven incluyendo un modelo de turbulencia para el flujo sobre este submarino. Algunos resultados para el patrón aerodinámico local en la popa del submarino se dan en la Figura 1.3. El flujo se mueve de izquierda a derecha. La mitad superior de la Figura muestra la línea de corriente con una hélice, y la mitad inferior muestra las líneas de corriente sin la hélice.

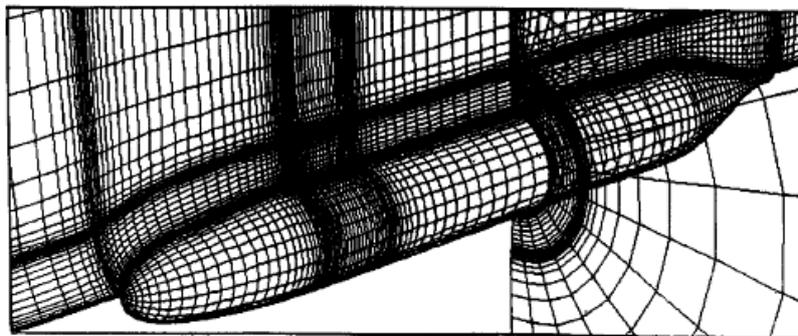


Figura 1.2 Malla para el cálculo del flujo de agua a través de un casco submarino genérico (Cortesía de la *ScienceApplications International Corporation* (SAIC) y el Dr. NilsSalvesen).

¿Qué es lo que no puede hacer CFD? La respuesta fundamental a esta pregunta es que no puede reproducir la física que no está debidamente incluida en la formulación del problema.

El ejemplo más importante es la turbulencia. La mayoría de soluciones de CFD de flujos turbulentos contienen modelos de turbulencia que son sólo aproximaciones de la física real, y que dependen de los datos empíricos de diversas constantes que van en la turbulencia de los modelos. Por lo tanto, todas las soluciones de CFD de flujos turbulentos están sujetos a la inexactitud.

Aunque algunos cálculos para algunas situaciones son razonables. Es interesante tener en cuenta que la comunidad de CFD está atacando directamente este problema en el más básico sentido.

Una vez más, se hace hincapié en que las soluciones CFD son esclavos del grado de la física que entra en su formulación.

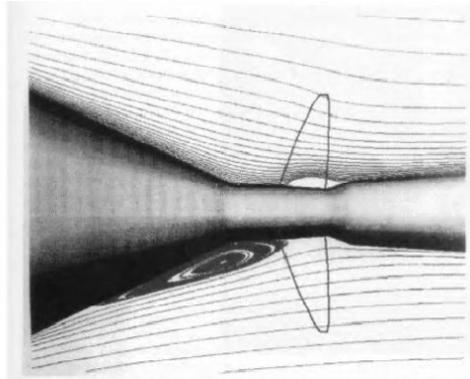


Figura 1.3 La mitad superior de la Figura ilustra la línea de corriente con una hélice. La mitad inferior muestra la línea de corriente sin una hélice. (Cortesía de la *ScienceApplications International Corporation* (SAIC) y el Dr. NilsSalvesen).

## 2. Ecuaciones que gobiernan la dinámica de fluidos

### 2.1 Conservación de Masa

La masa no se crea ni se destruye, sino que se conserva. Este principio es uno de los básicos en el estudio del movimiento de los fluidos. Se desarrollará este concepto en forma de ecuaciones diferenciales e integrales.

Considérese un volumen de control de forma arbitraria en el flujo. Por el principio de conservación de masa, la suma de la rapidez de variación de la masa dentro del volumen y la salida neta de masa a través de la superficie del volumen es cero.

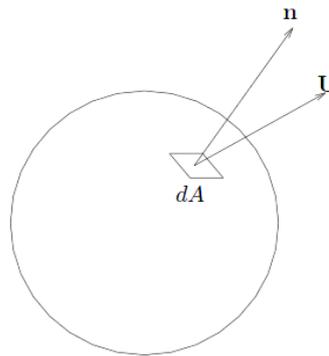


Figura 2. Elemento del fluido. Fuente: MihirSen, Mecánica de Fluidos, Universidad de Notre Dame, versión 2009.

Por lo tanto la forma integral es

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV + \int_A \rho \mathbf{U} \cdot \mathbf{n} dA = 0 \quad (1)$$

Para un flujo incompresible, la ecuación de continuidad se simplifica a

$$\nabla \cdot \mathbf{U} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial U_j}{\partial x_j} = 0 \quad (3)$$

Dónde  $\nabla$  es el operador gradiente, y  $\mathbf{U}$  es el campo de velocidades.

### 2.2 Conservación de Momentum

Esta es la consideración de la segunda ley de Newton [12]: la suma de las fuerzas sobre una partícula es igual a la rapidez de variación de su momentum lineal. En el estudio de medios continuos este concepto lagrangiano se transforma a una forma euleriana para facilitar su manejo.

Considérese un sistema con un campo de velocidad  $\mathbf{U}$ , fuerzas de cuerpo por unidad de masa  $\mathbf{f}$  y fuerzas superficiales por unidad de área representadas por el vector  $\mathbf{P}$ . Aplicando la segunda ley de Newton a este sistema

$$\frac{D}{Dt} \int_V \rho U dV = \int_A P dA + \int_V \rho f dV \quad (4)$$

Esta es la forma diferencial de la conservación de momentum. Usando la derivada material

$$\rho \frac{DU}{Dt} = \nabla \cdot \tau + \rho f \quad (5)$$

$$\rho \frac{DU_i}{Dt} = \frac{\partial \tau_{ji}}{\partial x_j} + \rho f_i \quad (6)$$

Esta expresión muestra el balance entre la aceleración por unidad de volumen del lado izquierdo y las fuerzas de superficie y las de cuerpo respectivamente del lado derecho

### 2.3 Conservación de la Energía

La primera ley de la termodinámica establece la conservación de la energía. Si se considera un sistema, el cambio de energía del sistema es la suma de la entrada de energía en forma de calor y de trabajo. La energía del sistema comprende la energía interna y la energía cinética. La energía interna por unidad de masa es  $e$ . Considerando un elemento de volumen  $dV$  del sistema,  $\rho \cdot e \cdot dV$  es su energía interna y  $\rho U \cdot U \cdot dV/2$  su energía cinética. Considerando un elemento de superficie del sistema  $dA$ ,  $q \cdot n \cdot dA$  representa la rapidez de salida de calor, donde  $q$  es el vector de flujo de calor.

El trabajo se efectúa por las fuerzas de cuerpo y las fuerzas de superficie. El vector  $P \cdot dA$  representa la fuerza de superficie sobre el elemento  $dA$  y  $U \cdot P \cdot dA$  la rapidez con la que realiza este trabajo. El vector  $\rho \cdot f \cdot dV$  es la fuerza de cuerpo sobre el elemento  $dV$  y  $U \cdot \rho \cdot f \cdot dV$  la rapidez del trabajo realizado por la fuerza del cuerpo.

Entonces, considerando la rapidez del cambio de energía del sistema

$$\frac{D}{Dt} \int_V \left\{ \rho e + \frac{1}{2} \rho U \cdot U \right\} dV = \int_A U \cdot P dA + \int_V U \cdot \rho f dV - \int_A q \cdot n dA \quad (7)$$

Esta es la forma diferencial de la conservación de energía interna. Usando la derivada material:

$$\begin{aligned} \rho \frac{De}{Dt} &= \tau : \nabla U - \nabla \cdot q \\ &= \tau_{ki} \frac{\partial U_i}{\partial x_k} - \frac{\partial q_i}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (8)$$

El lado izquierdo representa la rapidez de cambio de energía interna, el primer término del lado derecho la acción del esfuerzo sobre la deformación y el último término el efecto de la transmisión de calor.

## 2.4 Ecuación de Bernoulli

Este teorema es de gran importancia en el estudio de la dinámica de fluidos, ya que nos proporciona una relación entre la presión y la velocidad dentro del fluido. Estrictamente hablando, este principio sólo se cumple en fluidos ideales (no compresibles), pero en la práctica se aplica en el diseño de superficies aerodinámicas (alas, hélices, etc.).

La idea básica del teorema de Bernoulli es que la presión en un fluido con flujo uniforme, disminuye cuando aumenta la velocidad. Esto es consecuencia de que la energía total del fluido permanece constante

$$\frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} + gz = cte. \quad (9)$$

## 2.5 Capa Límite

Para flujos con números de Reynolds más o menos altos, se acostumbra usar la técnica propuesta por Prandtl [13]. En esta aproximación se considera que el flujo cerca de una frontera se puede dividir en dos regiones. Próximo al cuerpo los efectos viscosos son importantes y hay que considerar el término viscoso. A esta región se le llama capa límite. Fuera de la capa límite el gradiente de la velocidad es pequeño y aunque el coeficiente de viscosidad sea el mismo, el término viscoso es despreciable. Por esta razón esta región se puede considerar como no viscosa. Determinar dónde termina una región y donde comienza la otra depende de la definición precisa que se emplee para esto.

Las formas más comunes de definir el espesor de la capa límite son las siguientes:

- Espesor de la capa límite  $\delta$ . El espesor  $\delta$  se define como la distancia de la frontera al punto donde la velocidad es 0.99 de la velocidad en la región no viscosa (llamada corriente libre). En ocasiones se usa otro porcentaje en lugar de 0.99 (como por ejemplo 0.95).
- Espesor de desplazamiento  $\delta^*$ . En la Figura 2.1(a) se muestra el perfil de velocidades de un flujo viscoso cercano a una frontera. La Figura 2.1(b) se muestra un flujo hipotético en el cual la velocidad es cero para  $0 < y < \delta^*$ , y para  $y \geq \delta^*$  el flujo es uniforme y su velocidad es la de la corriente libre  $U$  inicial.

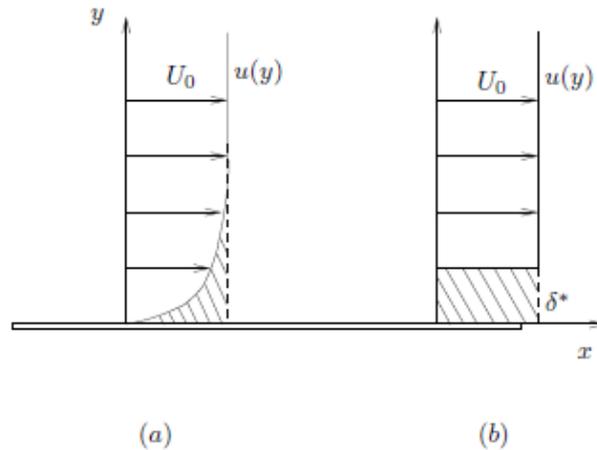


Figura 2.1 Definición del espesor de desplazamiento: (a) perfil de velocidad en la capa límite (b) perfil equivalente desplazado. Fuente: MihirSen, Mecánica de Fluidos, Universidad de Notre Dame, versión 2009.

Considérese una frontera plana (o un pequeño segmento de una frontera curva) en un flujo. Por efectos viscosos existe una capa límite. En la Figura 2.2, la distancia entre la línea punteada y la frontera representa el espesor de la capa límite. La capa límite comienza en  $x = 0$ , donde  $\delta = 0$ . O sea, es el lugar donde el flujo encuentra la frontera y los efectos viscosos empiezan a sentirse. Corriente abajo la capa límite se desarrolla y el espesor crece con  $x$ .

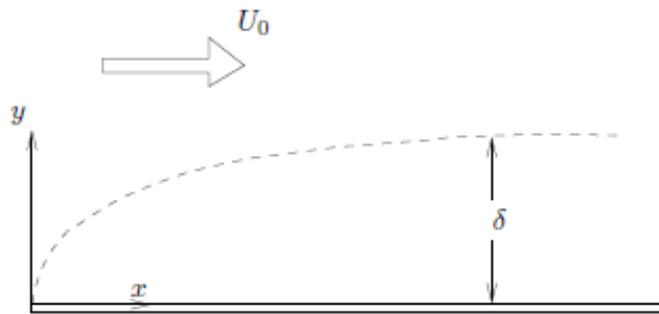


Figura 2.2 Estructura de la capa límite. Fuente: MihirSen, Mecánica de Fluidos, Universidad de Notre Dame, versión 2009.

Éstas son las ecuaciones de capa límite también llamadas las ecuaciones de Prandtl

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (10)$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (11)$$

Cabe nombrar a Paul Richard Heinrich Blasius[14] que fue uno de los primeros estudiantes de Prandtl, que le proporcionó las bases matemáticas para el estudio del arrastre a través de la teoría de capa límite.

La principal contribución de Blasius fue el estudio de la capa límite en una placa semi-infinita, ampliando los resultados de Prandtl.

Primera ley de Blasius para el factor de fricción en régimen turbulento:

$$\frac{f}{2} = 0,039 Re^{-0,26} \quad (12)$$

Segunda ley de Blasius para el factor de fricción en régimen turbulento:

$$\frac{f}{2} = 0,023 Re^{-0,26} \quad (13)$$

## 3. Aspectos de los cálculos CFD con paquetes comerciales

### 3.1 Introducción

El propósito de este capítulo es dar una idea de los pasos que se necesitan para obtener una solución de CFD del campo fluido dentro o alrededor de un objeto con el uso de un paquete comercial de software CFD. Tenga en cuenta que no es la intención de comparar diferentes paquetes de software CFD comercial. Las aplicaciones que se muestran pueden ser calculadas con la mayoría de los paquetes de software disponibles.

Una solución CFD implica los siguientes pasos básicos:

- Creación de la geometría (o importación de la geometría de un paquete CAD)
- Generación de malla
- Elección de los modelos
- La aplicación de las condiciones de contorno
- Cálculo de campo fluido
- Post-proceso

El primer paso es la creación de la geometría. Por lo general, esto se hace con un paquete CAD. Sin embargo, ya que el generador de malla tiene algunas demandas específicas sobre la geometría importada, la geometría importada a menudo tiene que ser 'limpiada'. La mayoría de paquetes de CFD proporcionan una herramienta CAD, junto con su generador de malla. La geometría creada con esta herramienta CAD incorporada es directamente adecuada para el generador de malla. Sin embargo, los ingenieros de diseño están utilizando paquetes de CAD específicos para sus necesidades y por lo tanto la forma más común de obtener la geometría en el paquete de generación de malla es la de importar desde un paquete CAD.

La siguiente fase es el proceso de generación de malla. Una elección tiene que ser realizada en cuanto a qué tipo de malla se utilizará: estructurada, estructurada en bloques, no estructurada, híbrida.

Para los cálculos viscosos, una malla de la capa límite también tiene que ser generada. Para cálculos de fluidos turbulentos, la malla depende del tratamiento próximo a la pared del modelo de turbulencia. En los casos en que la malla no es óptima para una solución precisa del campo fluido, la adaptación de la malla puede ser utilizada con el fin de adaptar la malla a las características del campo fluido calculado, tales como choques, líneas de deslizamiento, etc. .

La elección de los modelos depende del tipo de fluido a ser calculado, y tendrá un impacto en el proceso de generación de la malla. El flujo puede ser de dos o tres dimensiones, estable o inestable, incompresible o compresible, laminar o turbulento o ambos, y la transferencia de calor puede ser importante.

El siguiente paso es la aplicación de las condiciones de contorno. Desde el campo fluido sólo se calcula en la región de interés, las condiciones de contorno adecuadas tienen que ser proporcionadas en los límites de la región.

Una vez que el campo fluido se calcula, se puede analizar en la fase de post-procesado. Muchos medios de post-procesado están disponibles hoy en día. No es la intención aquí para ir en muchos detalles sobre las características de post-procesado, pero sí un breve resumen de las posibilidades.

Cálculos de flujo más complejos, por ejemplo, con mallas en movimiento y las interacciones fluido-estructura también se puede realizar en estos días.

### 3.2 Importación de la Geometría desde un paquete CAD

Existen varios formatos de intercambio de datos CAD que se utilizan para el intercambio de datos entre los diferentes paquetes de CAD. La mayoría de estos formatos también son soportados en un paquete de generador de malla. Una lista no exhaustiva Figura a continuación:

- IGES
- ACIS
- PASO
- Parasolid
- STL,...

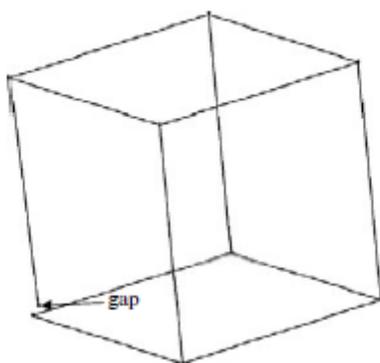


Figura 3. Bordes con puntos finales que no son coincidentes. Fuente: J.F Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

A veces la entrada directa de un paquete CAD específico en el paquete generador de malla también es compatible, por ejemplo, CATIA, Pro / Engineer, Euclid, EDS / Unigraphics, CADD5, I-DEAS, . . .

Cuando una geometría CAD se importa a un paquete generador de malla el resultado puede ser una geometría inconsistente. Esto puede ser debido a las diferencias de tolerancia entre el paquete CAD y el paquete generador de malla. Entonces esta geometría importada no puede ser mallada o no se mallada adecuadamente. Una geometría puede ser inconsistente debido a varias razones:

- Una cara puede consistir en bordes con puntos finales que no son coincidentes (Figura 3)
- Un volumen puede estar formado por caras con cantos "comunes" que no son coincidentes (Figura 3.1)
- Una geometría puede consistir en volúmenes con las caras "comunes" que no son coincidentes debido a las inconsistencias, la geometría contiene vacíos entre algunas de las entidades eso lo hace inadecuado para la creación de una malla.

Los bordes muy cortos (Figura 3.2) y las caras en las esquinas son muy pequeñas o cortantes (Figura 3.3 y 3.4) y también podrán importarse a los paquetes del generador de malla. Esto puede conducir a mallas muy distorsionadas en las caras relacionadas y pueden hacer que sea imposible generar una malla de volumen. E incluso si una malla de volumen se ha podido crear, su calidad será pobre, es decir, la distorsión estará presente en la malla de volumen. Esto puede conducir a soluciones menos precisas e incluso a la divergencia en el proceso de solución.

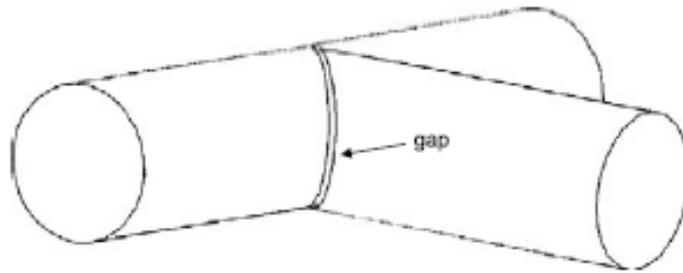


Figura 3.1 Caras con aristas que no son coincidentes. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

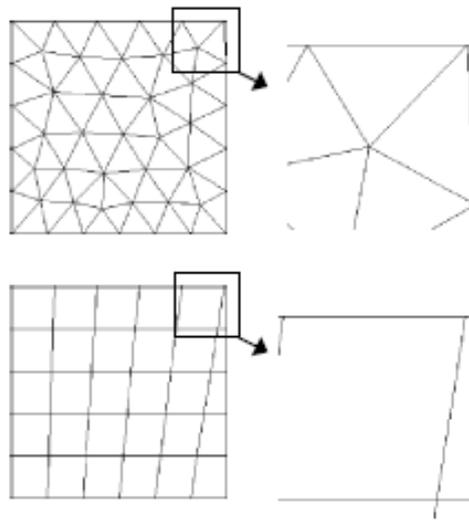


Figura 3.2 Cuadrado con un borde corto en la esquina superior derecha. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

Debido a las razones antes mencionadas, una geometría de CAD importada necesita ser "limpiada". Se analizarán los problemas encontrados con mayor frecuencia. Los bordes cortos pueden ser eliminados mediante la conexión de sus vértices o por su fusión junto con un borde adyacente. Las caras con un ángulo agudo entre sus bordes también pueden fusionarse junto con una cara adyacente (Figura 3.5). La mayoría de las lagunas se pueden fijar ya sea de forma automática durante la importación de malla o posteriormente manualmente conectando vértices coincidentes o casi coincidentes (Figura 3.6 y 3.7). Los bordes coincidentes se pueden conectar o dejarse sin conectar. La primera opción dará lugar a una "conformación" de malla (Figura 3.8), es decir, una malla única en este borde. La segunda opción dará lugar a una malla "no conforme" (Figura 3.8).

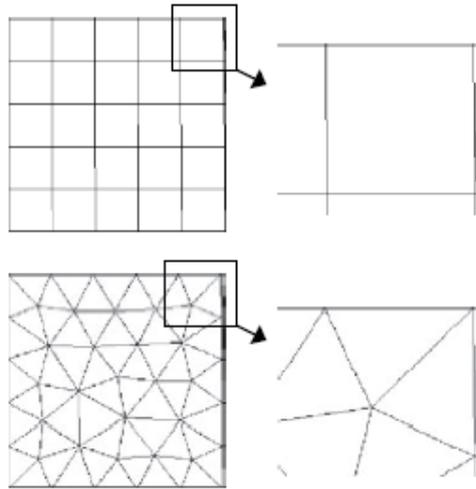


Figura 3.3 La plaza consta de dos caras. El extremo derecho de la cara es un triángulo con un borde corto en la esquina superior derecha y un ángulo muy agudo en la esquina inferior derecha. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

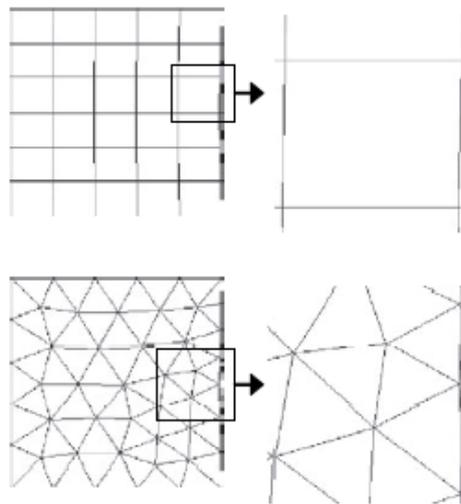


Figura 3.4 La plaza consta de dos caras. La cara derecha es un triángulo con dos ángulos agudos: uno en la esquina de la parte superior derecha y uno en la esquina inferior derecha. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

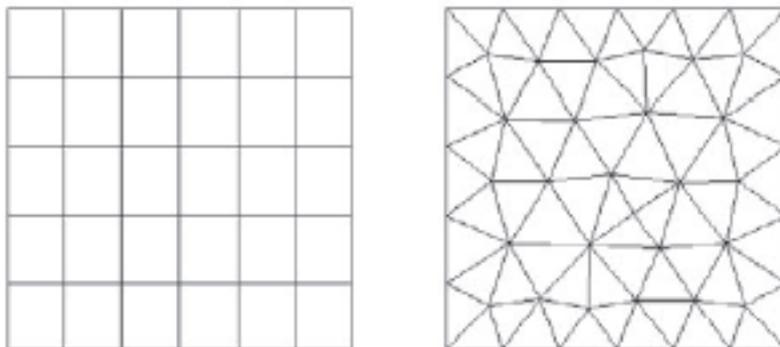


Figura 3.5 Cuadrados, consta de una cara. Los bordes y las caras se fusionan. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

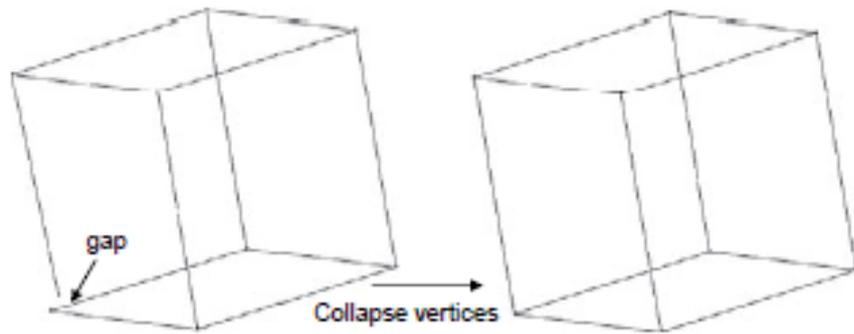


Figura 3.6 Hueco removido por el colapso de vértices. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

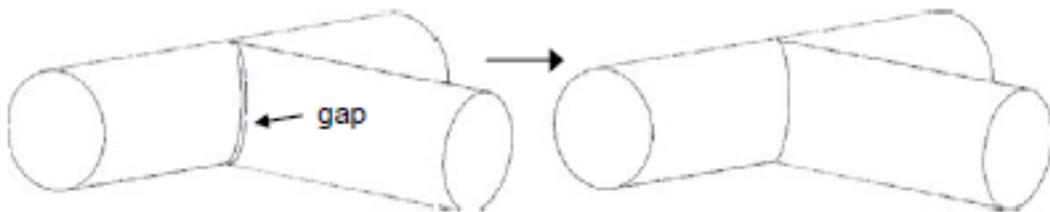


Figura 3.7 Hueco removido por el colapso de aristas. Fuente J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

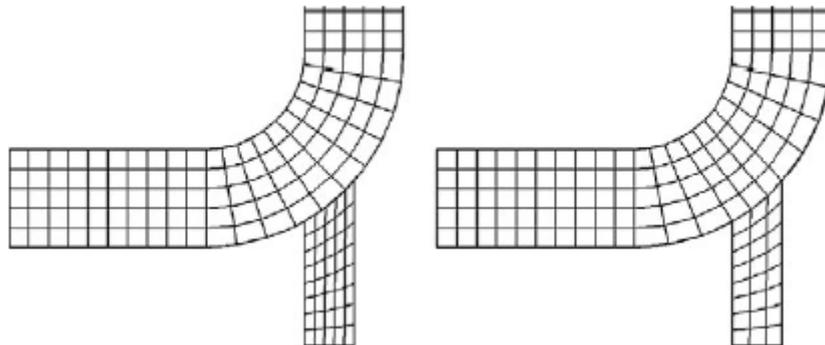


Figura 3.8 A la izquierda: malla no conforme. A la derecha: malla de conformación. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

### 3.3 Generación de malla

Una vez que se obtiene una geometría válida, el proceso de generación de malla puede comenzar. Normalmente la malla se construye a partir de topologías inferiores a topologías más altas, es decir, primero los bordes, a continuación, las caras y, finalmente, los volúmenes.

Las caras pueden ser engranadas con una malla estructurada (no siempre es posible), una malla no estructurada (triángulos o cuadriláteros) o una malla híbrida (típicamente una malla de la capa límite cerca del límite y una malla no estructurada en otra parte). El término estructurado denota que las posiciones de los nodos de una cara se pueden almacenar en matrices bidimensionales. En una malla no estructurada, las posiciones de los nodos se almacenan en una matriz unidimensional y no hay relación entre los índices de un nodo y los índices de sus nodos vecinos. La malla de la cara se construye a partir de las mallas de remate. A menudo es interesante fusionar algunas caras entre sí para permitir el uso de diferentes esquemas de mallado (Figura 3.9 y 3.10). La densidad de la malla

de la cara se calcula a partir de la densidad de las mallas de remate. Sin embargo, la proximidad de otras caras puede causar la necesidad de un cambio en la densidad de la malla de la cara. Esto puede explicarse por la introducción de fuentes. Las fuentes de punto, línea, cara y volumen. (Figura 3.11). La densidad de la malla también puede basarse en las propiedades de los elementos, por ejemplo, en la curvatura (Figura 3.12) o en la proximidad de otros objetos (Figura 3.13 y 3.14).

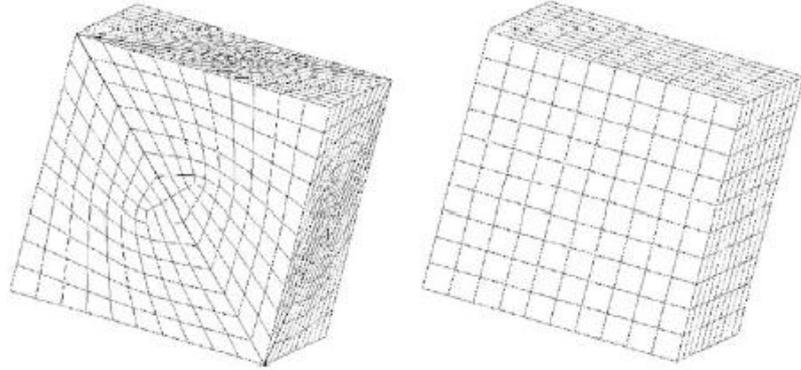


Figura 3.9 A la izquierda: la plaza de frente que consta de dos caras. A la derecha: las caras se fusionan. Fuente: J.F Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

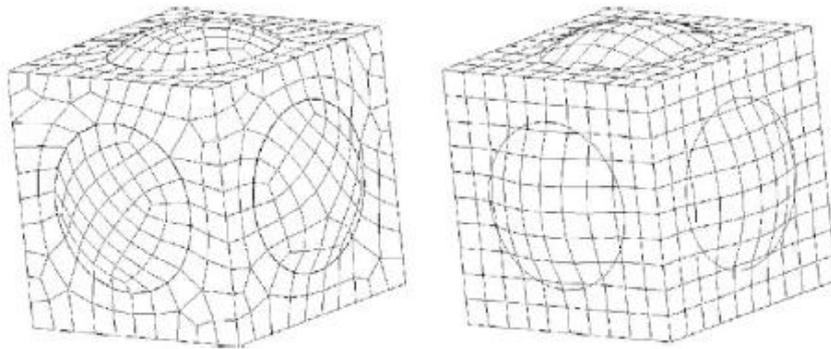


Figura 3.10 A la izquierda: la malla no se fusiona. A la derecha: la malla se fusiona con los planos que las rodean. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

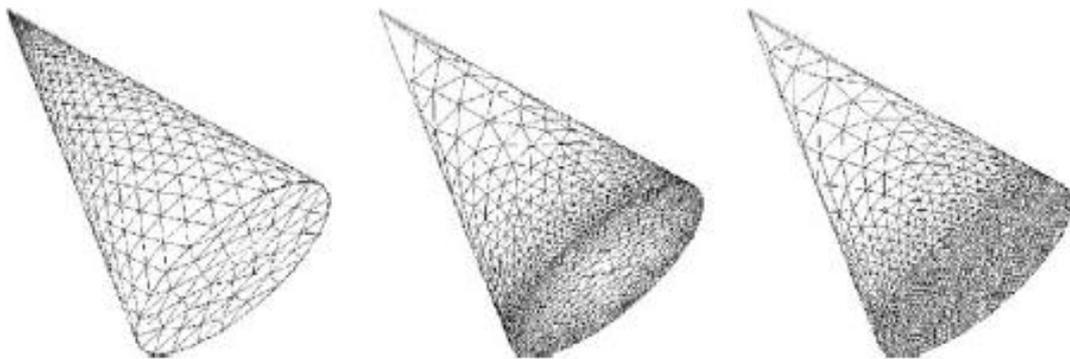


Figura 3.11 A la izquierda: la malla de un cono con una fuente de vértice. En el centro: una fuente de borde. Y a la derecha: una fuente de plano. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

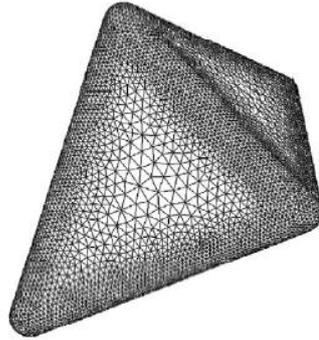


Figura 3.12 La malla densidad es la función de la curvatura. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

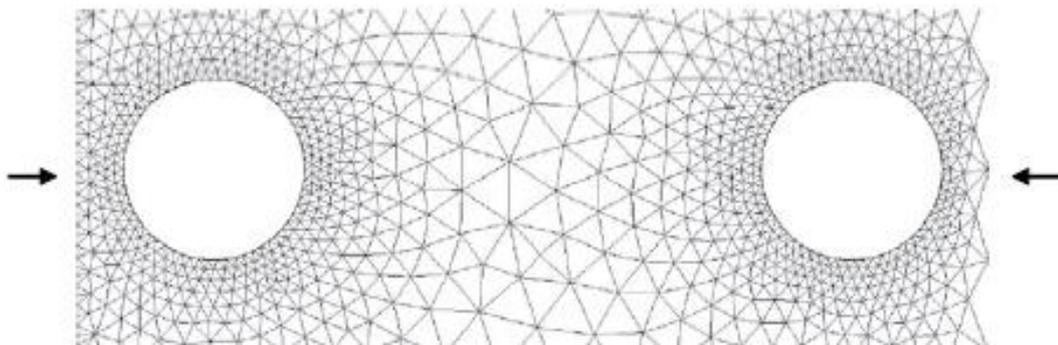


Figura 3.13 Proximidad entre dos agujeros. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

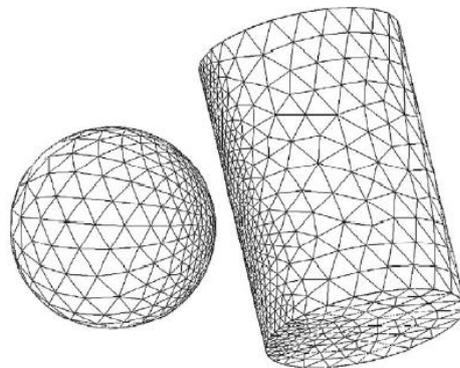


Figura 3.14 Proximidad entre una esfera y un cilindro. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

Una cuestión importante en la generación de malla es la alineación de la malla de bordes para la dirección del flujo. Esto conduce a una menor difusión numérica en la dirección a través de las líneas de corriente. En las capas límite y las capas de cizallamiento está dominado el comportamiento del flujo por mecanismos de difusión (laminares o de difusión turbulenta). La capa de difusión puede ser muy delgada para un número de Reynolds alto. Para las capas límites, a menudo se puede obtener una estimación como una función del número de Reynolds. Para las capas de cizallamiento esto es más difícil por la razón principal que la posición exacta de la capa de cizallamiento no se conoce de antemano. Por lo tanto la malla de adaptación se utiliza para las capas de corte y también para los choques. Sin embargo, para los flujos de donde las capas límites tienen que ser resueltas, una malla de la capa límite se construyó en (Figura 3.15, 3.16 y 3.17).

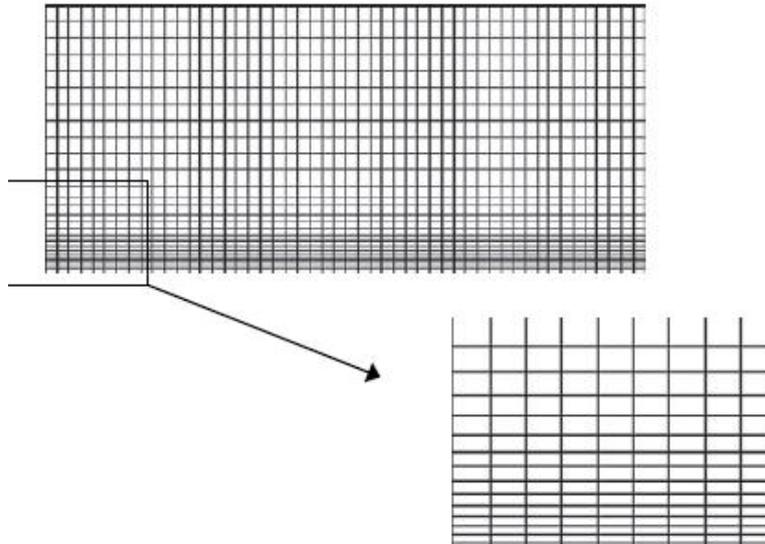


Figura 3.15 La malla de la capa límite, malla estructurada. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

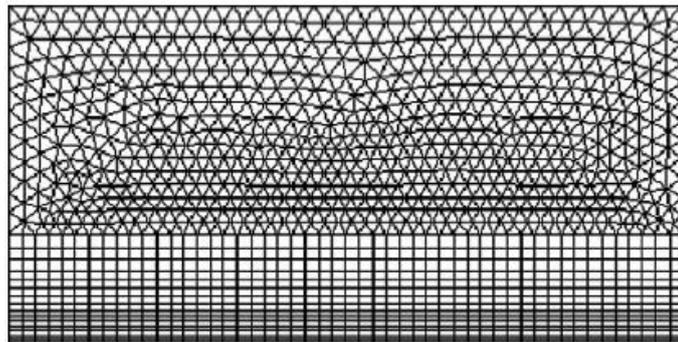


Figura 3.16 La malla capa límite: malla híbrida. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

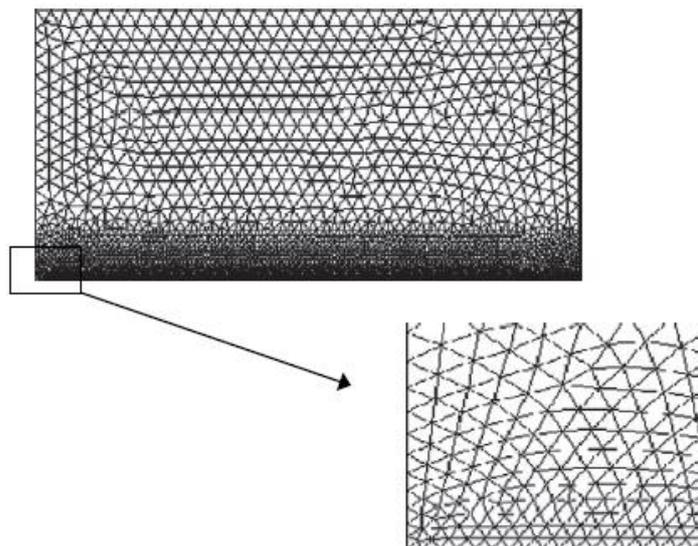


Figura 3.17 La malla no estructurada, se extiende hacia el límite. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

Considere la posibilidad de una malla cartesiana. Si el flujo está alineado con la malla, la disipación a través de las líneas de corriente desaparece. En ese caso un contacto conservará la discontinuidad. Con un esquema de segundo orden se obtienen mejores resultados en este caso que con un esquema de primer orden (Figura 3.18, 3.19, 3.20).

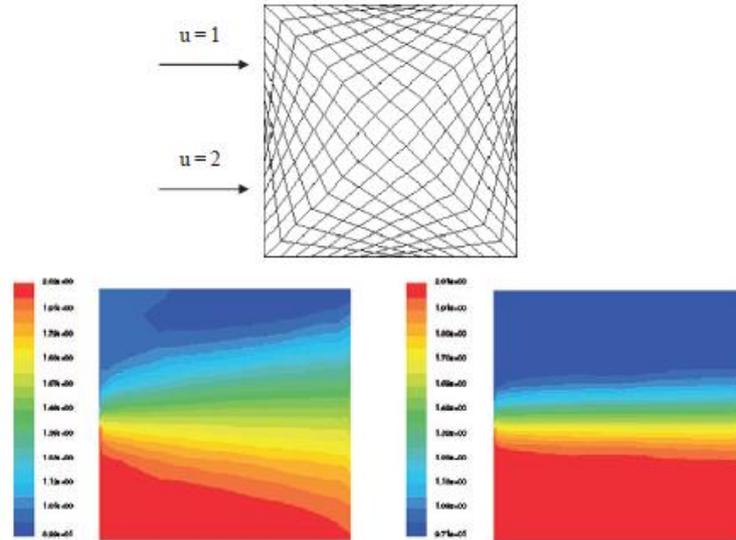


Figura 3.18 La malla estructurada, no está alineada con la corriente y la discontinuidad de contacto está difuminada. Izquierda: primer orden de discretización. Derecha: para segundo orden de discretización. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

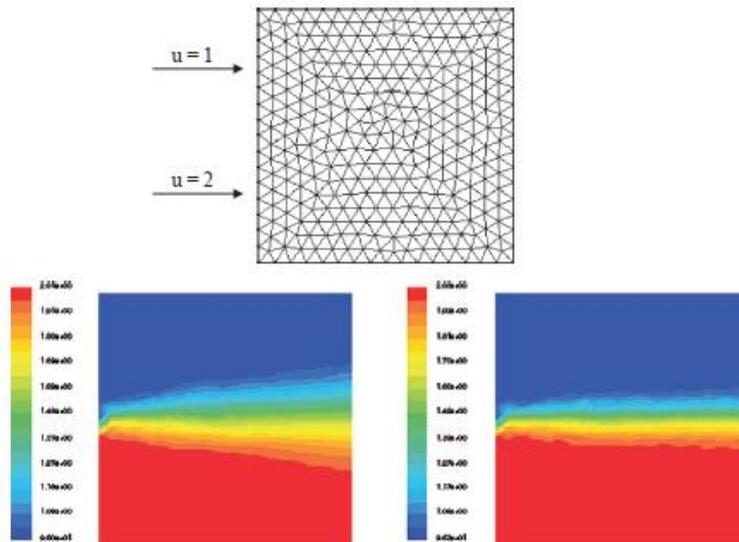


Figura 3.19 En la malla no estructurada, la discontinuidad de contacto está difuminada. Izquierda: primer orden de discretización. Derecha: para segundo orden de discretización. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

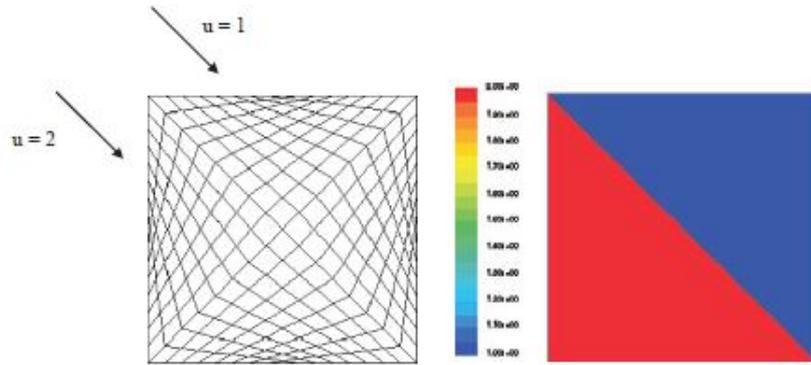


Figura 3.20 La malla estructurada, está alineada con el flujo y se conserva la discontinuidad de contacto. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

### 3.4 Elección de los modelos

El siguiente paso en el proceso para obtener una solución de campo fluido es el ajuste de los modelos en los que se resuelven. Por supuesto, el usuario ya debería haber decidido qué modelos van a ser utilizados antes de generar la malla, debido a que algunos modelos tendrán su impacto en la elección de la malla. Es obvio que la elección de una de dos o tres dimensiones, el cálculo del flujo no viscoso o viscoso tendrá un impacto directo en la generación de malla en el proceso. En la mayoría de los cálculos de flujo, el flujo será turbulento. Si las fluctuaciones turbulentas son pequeñas, el flujo medio a menudo puede ser considerada como constante en orden para tener en cuenta las interacciones turbulentas, y se utiliza un modelo de turbulencia. Para grandes fluctuaciones en el campo de flujo, la elección de un modelo de LES (*Large Eddy Simulation*) puede ser más apropiado. Esto, sin embargo, implica un cálculo inestable 3D.

Cuando el flujo es turbulento, la velocidad en un punto puede variar como una función de tiempo como en la Figura 3.21 Tres casos se presentan: flujo medio estable con fluctuaciones de turbulencia superpuestas, flujo medio inestable con fluctuaciones de turbulencia y flujo de transición. Para aplicaciones industriales, los detalles de las fluctuaciones no son importantes. Sólo el caudal medio y el impacto de las fluctuaciones de turbulencia en el flujo medio son de importancia.

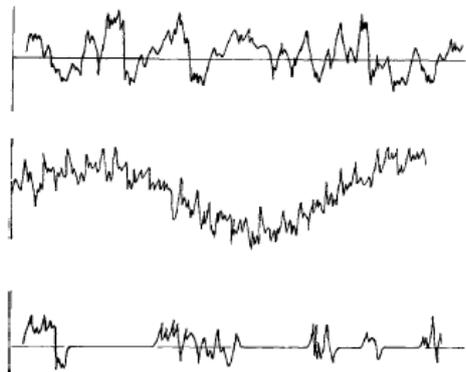


Figura 3.21 Flujo medio estable con fluctuaciones de turbulencia superpuestas. Flujo medio inestable con fluctuaciones de turbulencia y Flujo de transición. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

### 3.5 Condiciones de contorno

Una vez que la geometría se define y se elige el modelo apropiado, las condiciones límite tienen que ser especificadas. Los límites son las entradas típicas, salidas, paredes, etc. Para flujo turbulento

compresible, los componentes de la velocidad o la presión total y la dirección del flujo, junto con la temperatura y la turbulencia las variables se prescriben.

A continuación, se prescribe la presión o una combinación de flujo y presión. Si la toma es supersónica, no hay condiciones de frontera y tienen que ser prescritos. Si no hay flujo de retorno en una salida, las variables, tales como la temperatura (o entropía) y la turbulencia tienen que ser prescritos correctamente. A veces sucede que el flujo de retorno se detectó sólo durante el proceso de convergencia. Si las condiciones de flujo de retorno no son prescritos correctamente, esto puede dar lugar a la divergencia de los cálculos.

Para ventiladores o rejillas de ventilación las condiciones de entrada y salida son más complejas. Entonces sólo la característica (pérdida de presión o la ganancia como una función del flujo) tienen que ser especificadas.

Para un flujo incompresible con la transferencia de calor o para un flujo compresible, la temperatura o flujo de calor se debe especificar en la pared. La turbulencia se crea sobre todo en la proximidad de las paredes en las capas límite o en capas de cizallamiento. Cuando una turbulencia se utiliza al modelo, las cantidades turbulentas en la entrada tienen que ser especificadas.

### 3.6 Cálculo del campo fluido

El usuario se centra cada vez más en la dinámica de fluidos. Sin embargo, en caso de no convergencia, algunos parámetros tienen que ser afinados adecuadamente. Puesto que las ecuaciones de flujo no son lineales, una buena aproximación inicial para el campo fluido es importante. Para los cálculos de flujo turbulento, se puede empezar con un esquema de bajo orden y sin los modelos de turbulencia en la fase inicial de las iteraciones. Después las ecuaciones de turbulencia pueden estar especificadas, y finalmente, el orden del método de discretización se puede aumentar. Si la solución no es satisfactoria se puede utilizarla adaptación de la malla. (Figura 3.22).

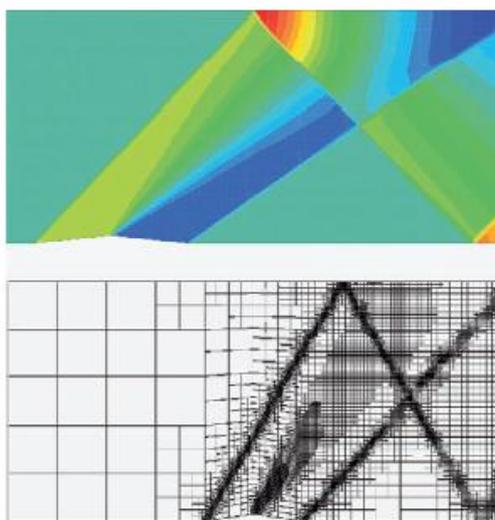


Figura 3.22 Patrón de choque muy fuerte obtenido después de varias adaptaciones de la malla. Fuente: J. F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

### 3.7 Post – proceso

Una vez que el campo fluido se calcula, una solución para las variables de flujo está disponible para el dominio en cada elemento de malla. Esta solución puede ser procesada para obtener los valores

de las variables de flujo en cualquier ubicación dentro del dominio del flujo. Es común para paquetes de CFD proporcionar gráficos de gran alcance capaces de analizar visualmente la solución, así como para reportar los valores de varias cantidades de flujo. Si el usuario no está satisfecho con la solución puede realizar modificaciones numéricas o físicas a los modelos.

Las características del post-proceso más comúnmente empleados son el contorno y el vector, las líneas de trayectoria y las trazas de partículas (Figura 3.23 y 3.24), los informes de los flujos, de superficie y de volumen, o trazados XY de datos extraídos. Las secuencias de animación pueden ser utilizadas para los cálculos dependientes del tiempo o para el análisis de los cálculos 3D por un plano de corte 2D en movimiento.

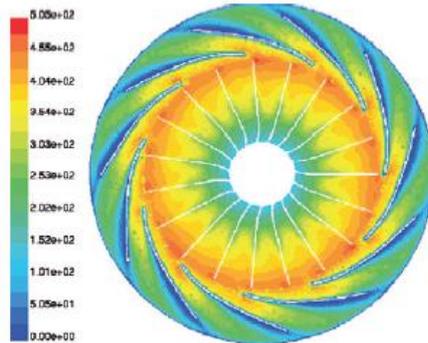


Figura 3.23 Trazado del contorno de la magnitud de la velocidad, del corte de un avión a través de un compresor centrífugo. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

### 3.8 Consideraciones finales

Durante las dos últimas décadas los CFD son una potente herramienta para analizar los problemas de fluidos. Sin embargo, nunca hay que olvidar que la solución obtenida todavía puede ser distinta de la realidad si los modelos utilizados (por ejemplo, modelos de turbulencia) no son adecuados para el tipo de flujo en estudio.

Los cálculos experimentales son necesarios para verificar los resultados calculados. Si los patrones de flujo son inesperados, se debe buscar una explicación. A menudo, la explicación es un error en algún lugar de los datos de entrada.

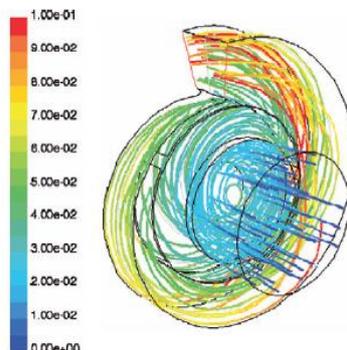


Figura 3.24 Líneas de la vía de acceso en una bomba centrífuga. Fuente: J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed.*

En conclusión, se puede afirmar que los CFD se han convertido en una herramienta indispensable para la dinámica de fluidos, pero como ocurre con todas las herramientas valiosas son complejas de manejar. Tenga en cuenta que también pueden mostrarse soluciones incorrectas.

## 4. Diseño hidrodinámico de un stern flap y modelización de la ola generada en popa

### 4.1 Flaps

Impulsado por la preocupación de los crecientes costos de combustible para operar los buques se ha de desarrollar un apéndice que consiste en una aleta de popa viable que reducirá la resistencia hidrodinámica de un perfil de velocidad anual, mezclada con beneficios secundarios, tales como un aumento en la velocidad de avance, la mejora de rendimiento de la cavitación de la hélice y un sistema de olas de popa reducida. Se ha demostrado que la adición de un apéndice adecuado en popa puede reducir los costos de combustible del buque, dependiendo del perfil operativo del buque.

El objetivo principal de este apéndice en popa es reducir el consumo de combustible sin degradar otras características de rendimiento. El proceso de diseño se delinea con una descripción detallada del casco y los experimentos de resistencia a casco desnudo.

Las aletas de popa pueden mejorar el consumo de combustible mediante la modificación del campo de presiones bajo el cuerpo de popa, haciendo que se reduzca la velocidad del flujo sobre un área que se extiende desde la posición de la aleta hacia delante de las hélices. La disminución de la velocidad del flujo provoca un aumento de la presión, que a su vez, reduce la resistencia debida a la fuerza reducida de succión (resistencia de forma).

Una serie de bocetos simplificados aparecen a continuación para la descripción de las distintas opciones para los apéndices de popa, que incluyen una aleta de popa, una cuña de popa y una aleta - cuña integrada que se representan en la Figura 4.

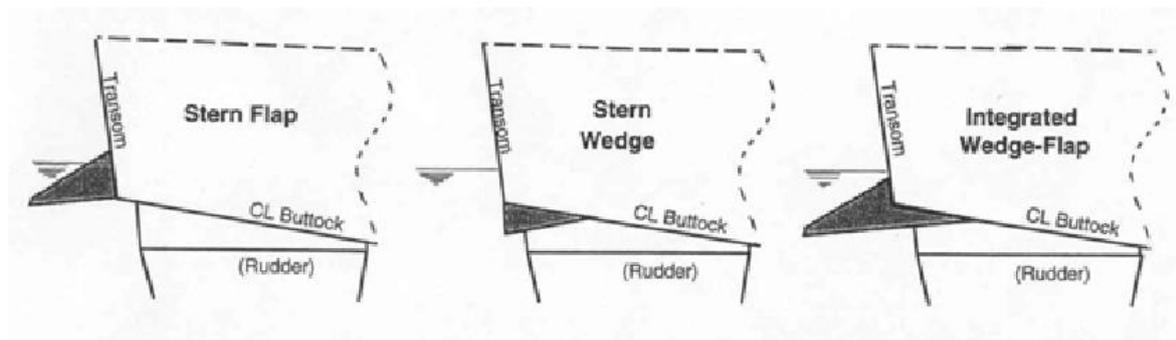


Figura 4. A la izquierda: aleta de popa. Centro: cuña de popa. A la derecha: aleta - cuña integrada. Fuente: *Institute for Ocean Technology, National Research Council Canada, St. John's, Newfoundland and Labrador.*

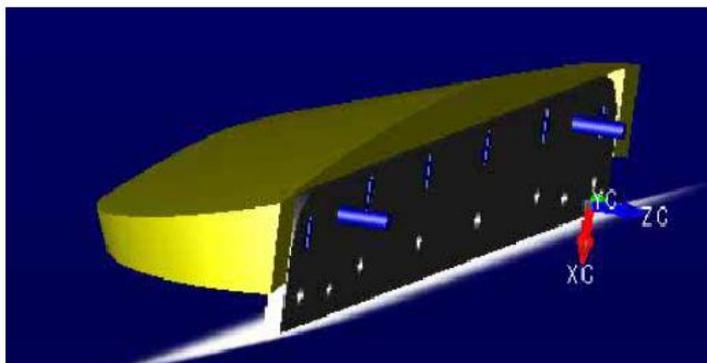


Figura 4.1 Aleta de popa *SternFlap*. Fuente: *Institute for Ocean Technology, National Research Council Canada, St. John's, Newfoundland and Labrador*

Cabe destacar los beneficios que aportan la adición de un apéndice adecuado en popa:

- Reducción de la potencia entregada en un pequeño porcentaje mayor que la reducción de resistencia debido a la mejora de la eficiencia de propulsión.
- Reducción de carga de la hélice.
- Reducción de la vibración y el ruido;
- Aumento de la velocidad de inicio de cavitación.
- Una reducción tanto en campo cercano y campo lejano de la energía de olas.
- Un ligero aumento de la velocidad máxima, y en general los impactos positivos en términos de las emisiones de los buques de motores de combustión interna.

#### 4.2 Modelización de la popa

Para un buque con popa de espejo hay que realizar una modelización de la ola generada en popa (cuchara). La forma normal de la cuchara (Figura 4.2) suele ser la de una superficie tangente a la parte inferior de espejo de popa y con una longitud  $L$  dada por las fórmulas que vienen a continuación (que ofrecen una longitud aproximada)

La depresión depende del número de Froude

$$Fr = \frac{V}{\sqrt{g \cdot L}} \quad (14)$$

Froude : números normales (0,1-0,35)

$$L_0 = 2\pi \frac{V^2}{g} \quad (15)$$

Donde  $L_0$  es la longitud de onda característica del problema dada por la teoría de ola

$$L = \pi \cdot Fr^2 \cdot L_0 \quad (16)$$

$$L = 0,35 \cdot L_0 \quad (17)$$

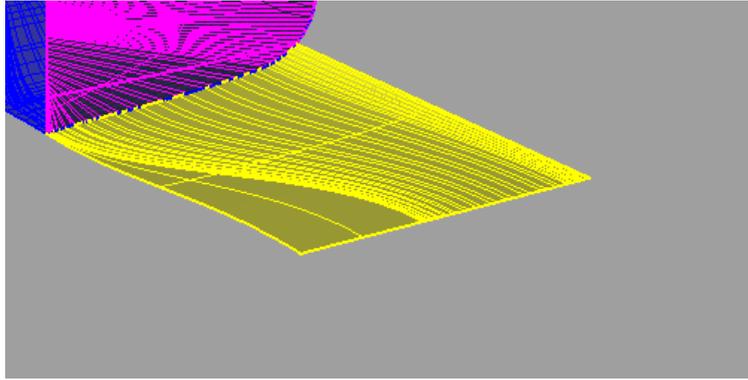


Figura 4.2 Modelización de la ola generada en popa (cuchara).

## 5. Viabilidad de un caso práctico

En este apartado se realiza una descripción de todos los pasos a seguir para llevar a cabo un estudio mediante la utilización del programa Tdyn, desde el diseño de la geometría, incluyendo el diseño del *flap*, hasta las condiciones de contorno a aplicar.

El estudio consiste en tratar de optimizar las formas de un barco ya existente que no dispone de un *flap* mediante el acople de uno.

En primer lugar se ensayará el modelo original y se analizarán los resultados obtenidos, posteriormente se le acoplará un *flap* y se compararán los resultados obtenidos con los del modelo original.

Una vez se tengan todos los resultados se valorará si es adecuado ponerle a este tipo de barco un *flap* como el ensayado, o sería mejor dejarlo con las formas originales.

### 5.1 Diseño de la geometría

#### 5.1.1 Generación de la geometría

Para la creación de la geometría se disponía del casco de un buque por tanto, lo que se ha hecho, ha sido adecuar este casco para poder importarlo en Tdyn para su análisis.

El casco estaba creado con el programa Maxsurf, ha sido exportado al programa de CAD Rhinoceros para poder trabajar con este casco.

Al casco había que recortarle las superficies sobrantes. En un principio el buque estaba como se muestra en la Figura 5 y 5.1.

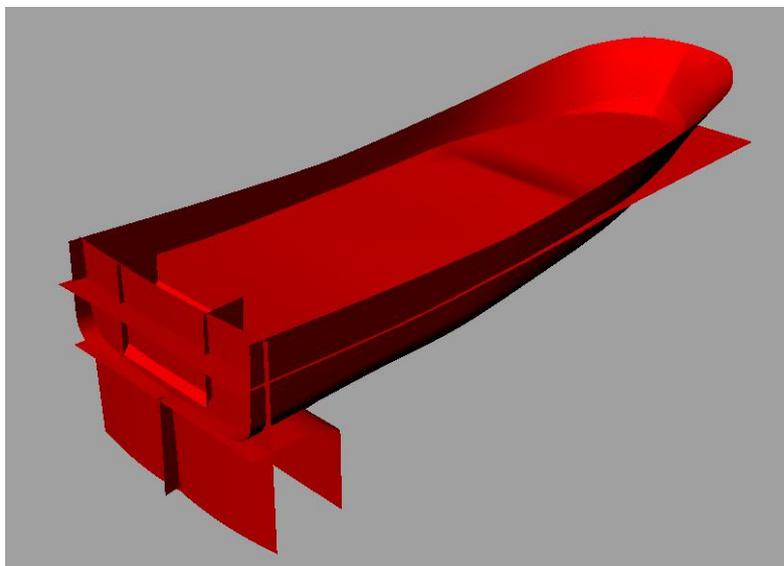


Figura 5. Casco con superficies sobrantes. Renderizado. (Rhinoceros 4.0)

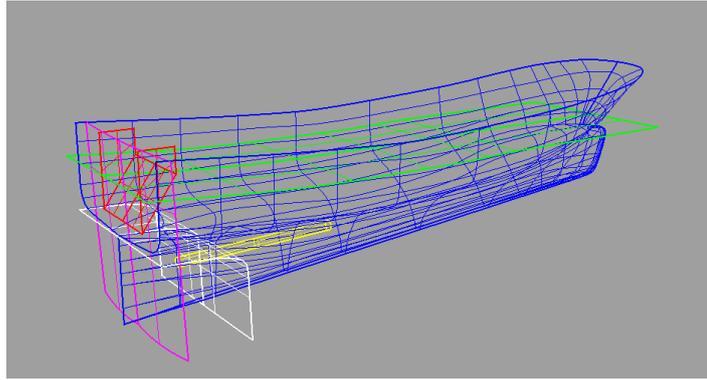


Figura 5.1 Casco con superficies sobrantes. Estructura alámbrica. (Rhinoceros 4.0)

Mediante las herramientas necesarias en Rhinoceros se recortaron las superficies del espejo, de la cubierta y se cerró la superficie de la quilla como se muestra en la Figura 5.2, 5.3, 5.4 y 5.5.

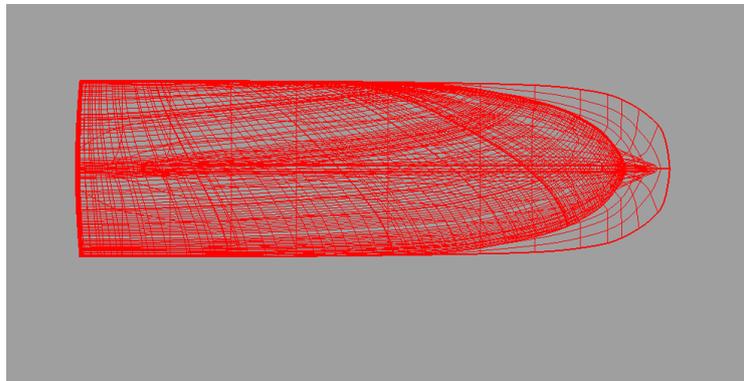


Figura 5.2 Vista superior del casco. Estructura alámbrica. (Rhinoceros 4.0)

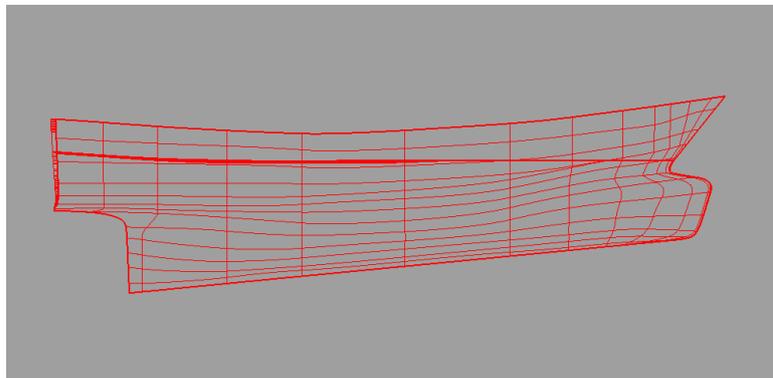


Figura 5.3 Vista frontal del casco. Estructura alámbrica. (Rhinoceros 4.0)

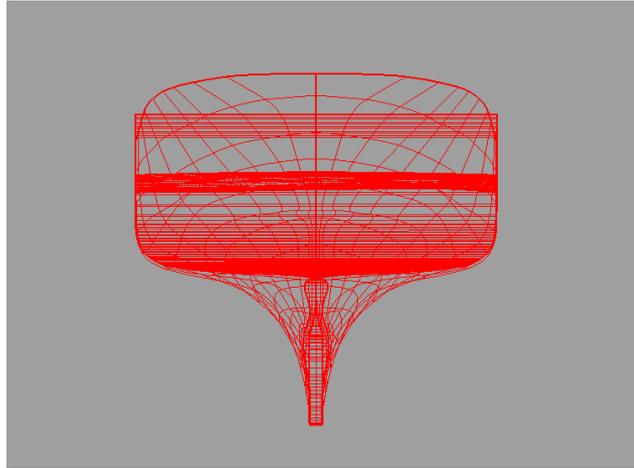


Figura 5.4 Vista derecha del casco. Estructura alámbrica. (Rhinceros 4.0)

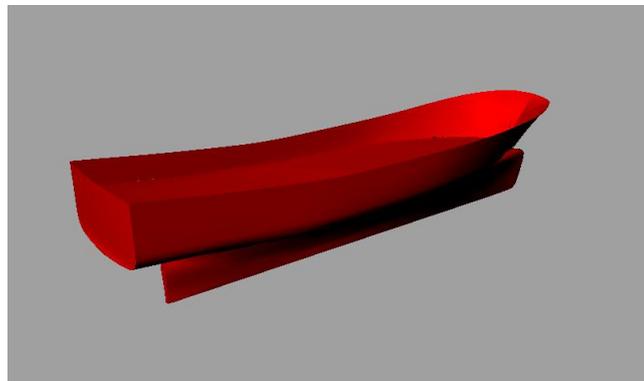


Figura 5.5 Vista perspectiva. Renderizado. (Rhinceros 4.0)

Después de recortar estas superficies aún hay que hacer otra operación. Como el buque es simétrico, teniendo solo uno de los costados bastará. También hay que tener en cuenta que hay que recortarlo haciendo un plano a la altura de la flotación que es de 1,90 metros sobre el plano base, ya que solo se necesitará la parte sumergida del casco para hacer el análisis en Tdyn. Una vez hecho esto se obtendrá el casco que se quería para exportarlo como IGES a Tdyn (Figura 5.6).

- Dimensiones del buque:

Característica	Valor
Eslora	21 m
Eslora entre perpendiculares	20,28 m
Calado	1,90 m

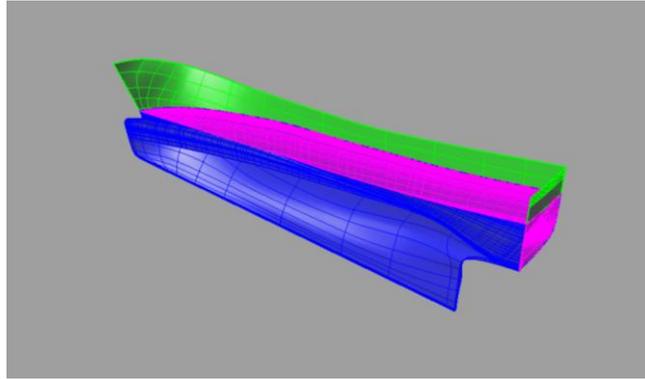


Figura 5.6 Mitad del casco y corte de un plano a la altura de la flotación. (Rhinoceros 4.0)

### 5.1.2 Creación del Flap

Las soluciones propuestas para la posible mejora del rendimiento de la carena original han sido las de acoplarle un *flap* y analizarlo para ver si los resultados obtenidos son lo suficientemente convincentes para llevar a cabo una posible reforma del casco.

El casco con *flap* es exactamente el mismo casco con la diferencia de que se le ha acoplado un *flap*. Para acoplarle el *flap* se ha utilizado el programa de CAD Rhinoceros.

El *flap* está acoplado en la zona de popa existente y se considera un *flap* sencillo que se proyecta desde el borde del espejo de popa. En el diseño de este *flap* no se ha seguido como patrón ningún *flap* ya existente, simplemente se ha diseñado para que su forma sea de curvas suaves y ver que diferentes efectos lleva esto consigo (Figura 5.7, 5.8, 5.9, 5.10, 5.11, 5.12) Y finalmente se exporta como IGES a Tdyn.

#### Dimensiones del flap:

Manga: 2,24 metros

Eslora: 1,00 metros

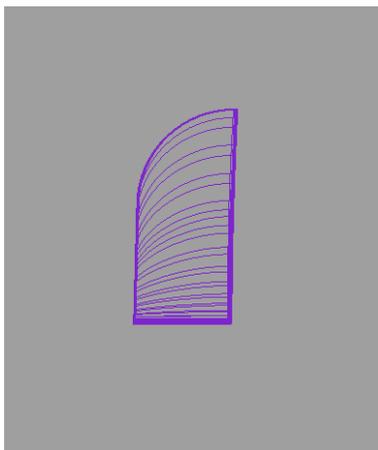


Figura 5.7 Flap. Vista Superior. (Rhinoceros 4.0)

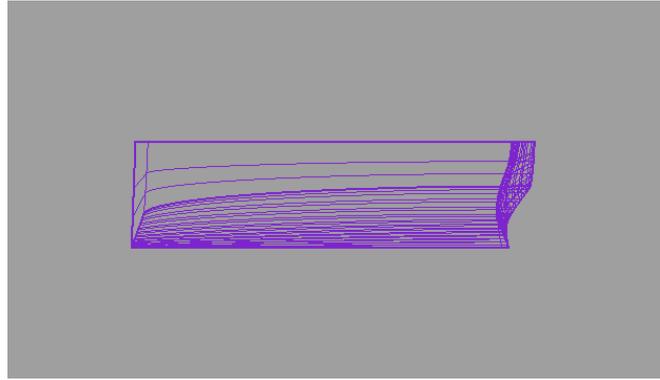


Figura 5.8 *Flap*. Vista Frontal. (Rhinoceros 4.0)

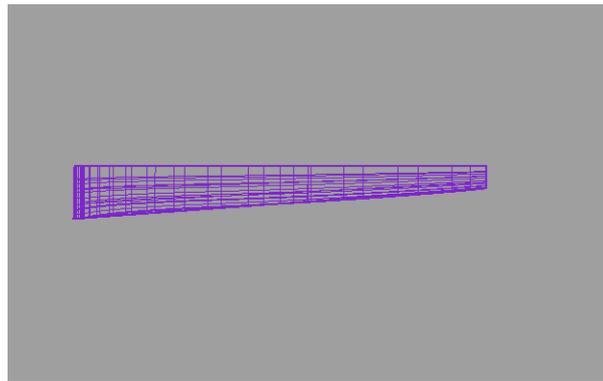


Figura 5.9 *Flap*. Vista Derecha. (Rhinoceros 4.0)

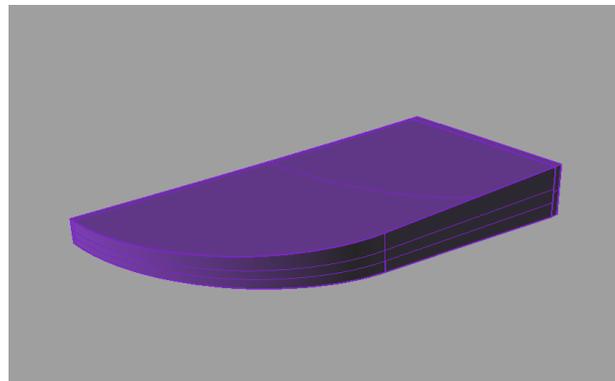


Figura 5.10 *Flap*. Vista Perspectiva. (Rhinoceros 4.0)

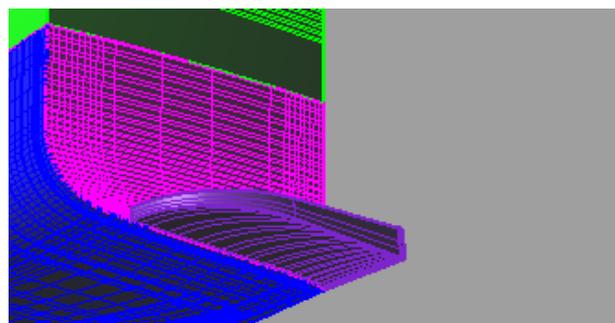


Figura 5.11 *Flap* acoplado en popa. (Rhinoceros 4.0)

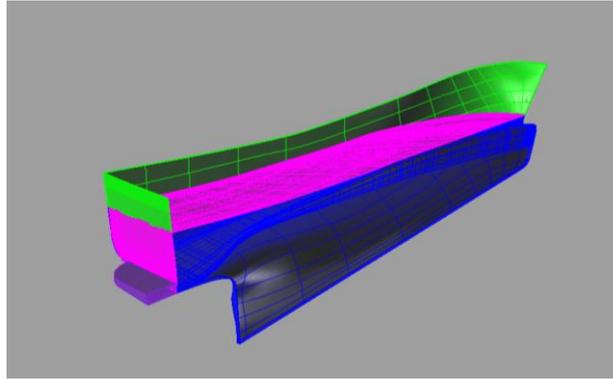


Figura 5.12 Casco con *flap*. (Rhinoceros 4.0)

### 5.1.3 Creación de Cuchara

A continuación se calcula la cuchara como sigue el punto 4.2 de la modelización de la popa.

Como la depresión depende del número de Froude.

$$Fr = \frac{V}{\sqrt{g \cdot L}} \quad (18)$$

$$L = \pi \cdot Fr^2 \cdot L_0 \quad (19)$$

Froude: números normales (0,1-0,35)

$$Fr = 0,316$$

$$L = 21 \text{ m}$$

Por tanto:

$$V = 4,536 \text{ m/s}$$

$$L_0 = 13,178 \text{ m}$$

Longitud de la cuchara para modelo sin *flap*  $L = 4,134 \text{ m}$  (Figura 5.13, 5.14 y 5.15)

Longitud de la cuchara para modelo con *flap*  $L = 4,329 \text{ m}$  (Figura 5.16, 5.17 y 5.18)

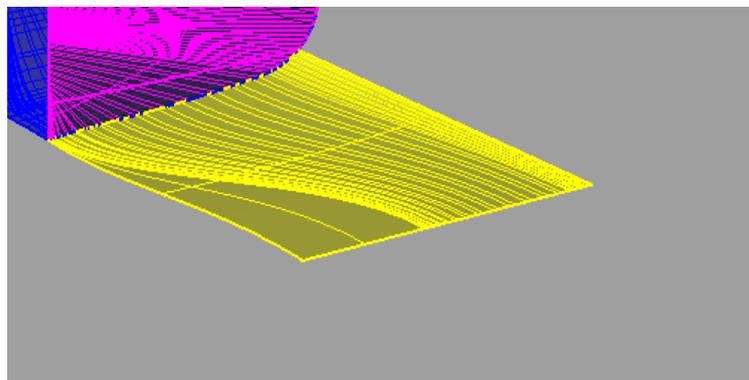


Figura 5.13 Creación de cuchara. (Rhinoceros 4.0)

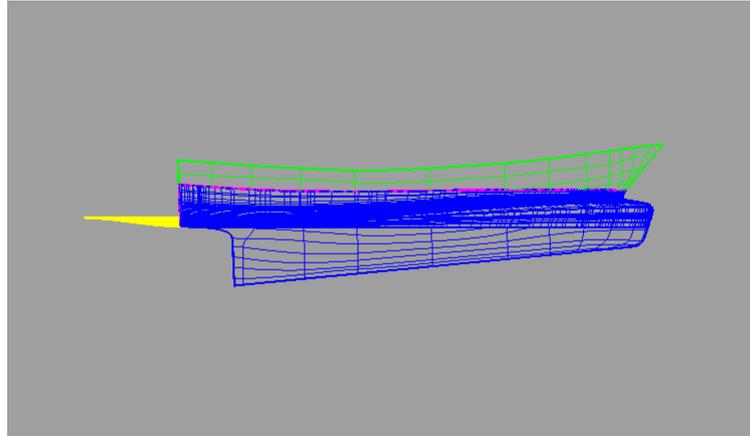


Figura 5.14 Creación de cuchara para casco sin *flap*. Vista Frontal. (Rhinoceros 4.0)

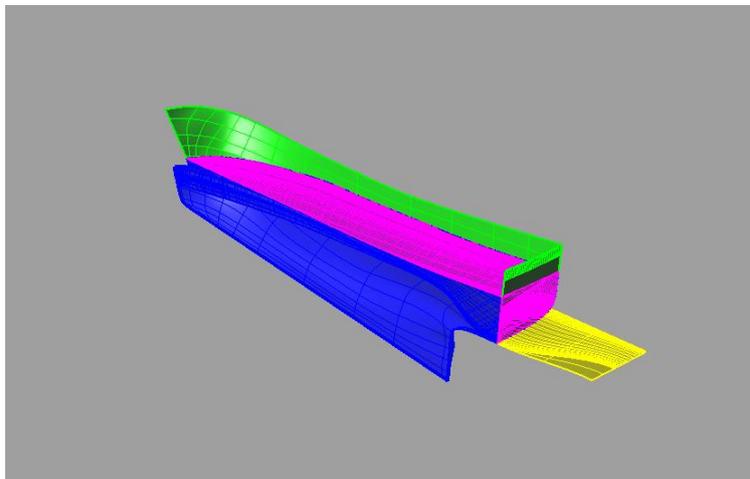


Figura 5.15 Creación de cuchara para casco sin *flap*. Vista Perspectiva. (Rhinoceros 4.0)

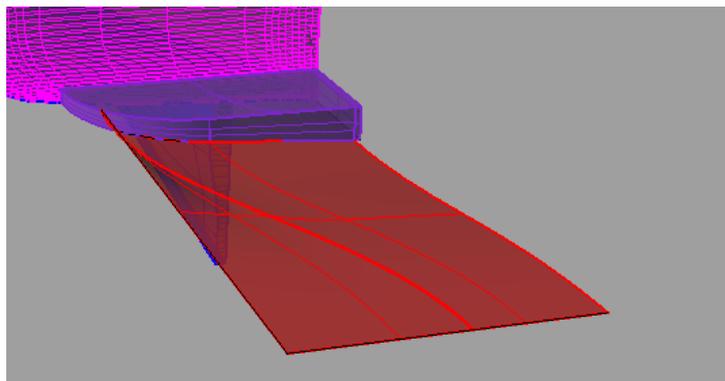


Figura 5.16 Cuchara para casco con *flap*. (Rhinoceros 4.0)

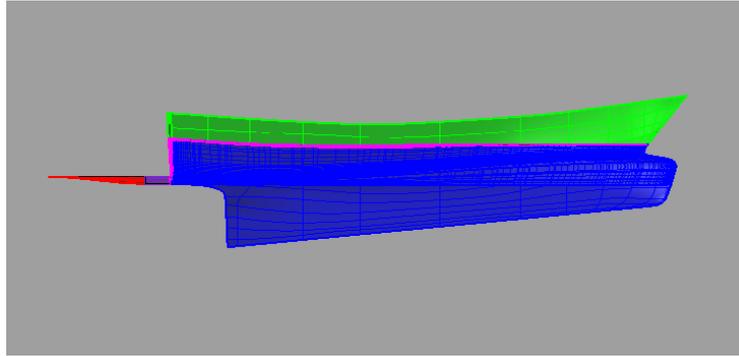


Figura 5.17 Creación de cuchara para casco con *flap*. Vista Frontal. (Rhinoceros 4.0)

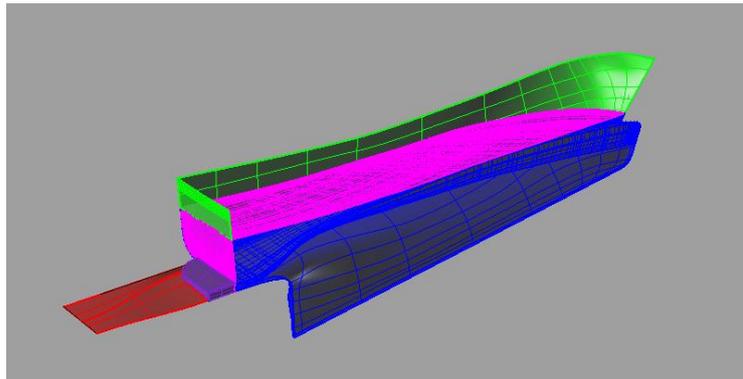


Figura 5.18 Creación de cuchara para casco con *flap*. Vista Perspectiva. (Rhinoceros 4.0)

#### 5.1.4 Creación del Volumen de Control

Hay que decir que cuando se exporten los dos modelos como IGES a Tdyn solo aparecerá la mitad del casco ya que es simétrico (Figura 5.19, 5.20). Esto es así para simplificar los cálculos del programa, será más rápido y más fácil analizar una mitad que la carena completa.

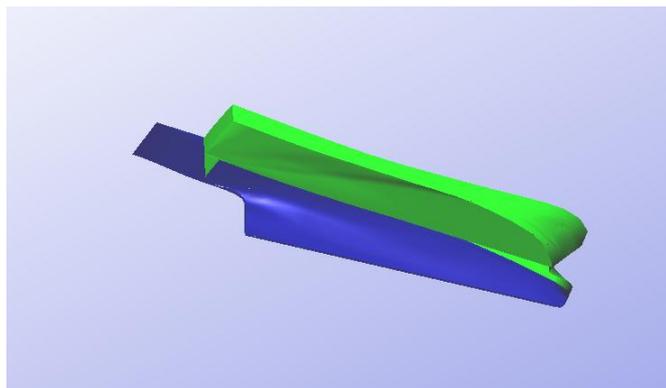


Figura 5.19 Modelo sin *flap* exportado al programa Tdyn.

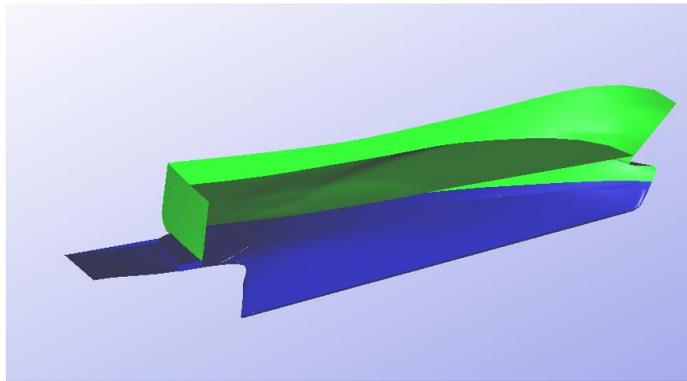


Figura 5.20 Modelo con *flap* exportado al programa Tdyn

Por lo tanto, ahora, el siguiente paso será la creación del volumen de control para el análisis de la carena.

La creación del volumen de control dependerá de la longitud de la geometría a analizar, en este caso como se trata de un buque dependerá de su eslora.

Primero se identificarán los 2 puntos extremos de la línea de flotación, estos puntos serán el punto de popa y el de proa y su distancia definirá la eslora en la flotación del buque. Una vez definidos estos puntos, se definirá los demás puntos.

El punto de proa esta en el punto  $x= 19,74$   $y= 0$   $z=1.9$  y se va a llamar O, el punto A estará a una distancia de un 70% de la eslora desde O y hacia proa en la dirección del eje x. El punto B estará a una distancia de un 140% de la eslora desde O y hacia popa en la dirección del eje X. El punto C estará a una distancia de un 80% de la eslora desde A y hacia la dirección del eje Y. El punto D será igual pero desde el punto B. Finalmente, los puntos E, F, G y H estarán a una distancia de un 70% de la eslora desde los puntos A, B, C y D respectivamente y hacia la dirección negativa del eje Z.

A continuación se muestra la tabla de coordenadas de los puntos del volumen de control.

Coordenadas			
Punto	x	y	z
A	39,9	0	1,9
B	-25,2	0	1,9
C	39,9	16,8	1,9
D	-25,2	16,8	1,9
E	39,9	0	-12,8
F	-25,2	0	-12,8
G	-25,2	16,8	-12,8
H	39,9	16,8	-12,8

Para crear los puntos, se seleccionará en el menú *Geometry — Create* y ahí se puede escoger lo que se desea crear, puntos, líneas, superficies, volúmenes, etc.

Una vez asignados los puntos el siguiente paso es unir estos mediante líneas. Para ello se unirán los puntos A-B-C-D, E-F-G-H, A-E, B-F, C-G y D-H. Finalmente el punto A deberá unirse al punto O de proa y el punto D al punto OO de popa.

Una vez unidos todos los puntos el siguiente paso es la definición de las superficies, para ello se elegirá en el menú: *Geometry— Create— NURBS surface— By contour*. Se crearán las superficies

necesarias para luego crear el volumen de control igual pero en vez de seleccionar *NURBS surface*, se elegirá *Volume* y la opción que hay *By Contour*. Si el programa marcara un error, esto podría estar causado por una doble línea en algún lugar una mala definición de superficie o algún punto colocado en un mal lugar. La vista final de todo se puede ver en la Figura 5.21.

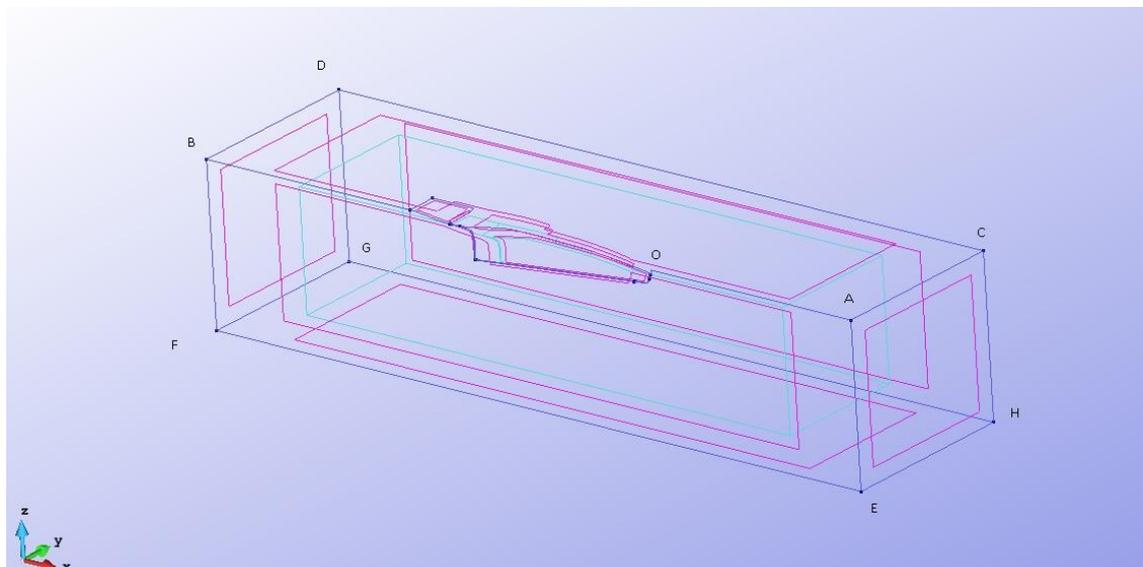


Figura 5.21 Volumen de control para modelo sin *flap*. (Tdyn)

Una vez se obtenga el volumen de control y la carena a analizar, el siguiente paso será la definición de los datos necesarios para el cálculo del problema, es decir, de las condiciones de contorno.

## 5.2 Análisis

El primer paso para cualquier análisis es la creación del problema. Esto incluye la creación o importación de un archivo CAD que será la geometría del problema (es decir, el volumen de control a analizar) la asignación de los límites y las condiciones iniciales, y la generación de la malla.

Observaciones: Una descripción completa de las capacidades del pre-proceso CAD del programa Tdyn se puede encontrar en la referencia de GiD y manuales de usuario (ver sección de post-proceso).

Cuando hay un nuevo análisis para el cálculo, se ha de seleccionar el tipo de simulación específica y la dimensión de simulación correspondiente. Esto se puede hacer en cualquier momento de la creación del nuevo proyecto para la definición final de la geometría, sino ha de llevarse a cabo antes de que el usuario pueda proceder a la asignación de las condiciones de contorno y otros parámetros del problema.

Observaciones: El tipo de análisis puede ser cargado desde la ventana de *Start Data* y todas las preferencias se pueden gestionar desde el árbol principal del programa.

Una vez elegido el tipo de simulación y las opciones que pretende calcular se pasará a elegir:

- Gravedad: Se elige la dirección de la gravedad. Este vector indica la dirección, pero no la magnitud de la gravedad.
- Unidades: Se seleccionan las unidades de la geometría.

Una vez elegido todo lo mencionado se seguirán los siguientes pasos:

- Asignación de Condiciones y límites.
- Definición de materiales.
- Datos del problema general de la inserción.
- Definición de datos a resolver.
- Unidades de definición.
- Asignación de tamaño de malla.
- Generación de malla.

### 5.2.1 Condiciones de contorno

Para este tipo de problema se debe empezar por abrir la ventana de *Start Data* (Figura 5.22), (en el menú seleccionamos *Data—Start Data*) en esta ventana se puede seleccionar el tipo de problema que se pretende analizar cómo se ha dicho anteriormente. En este caso se seleccionará:

- 3D
- *Fluid Flow*
- *Transpiration*

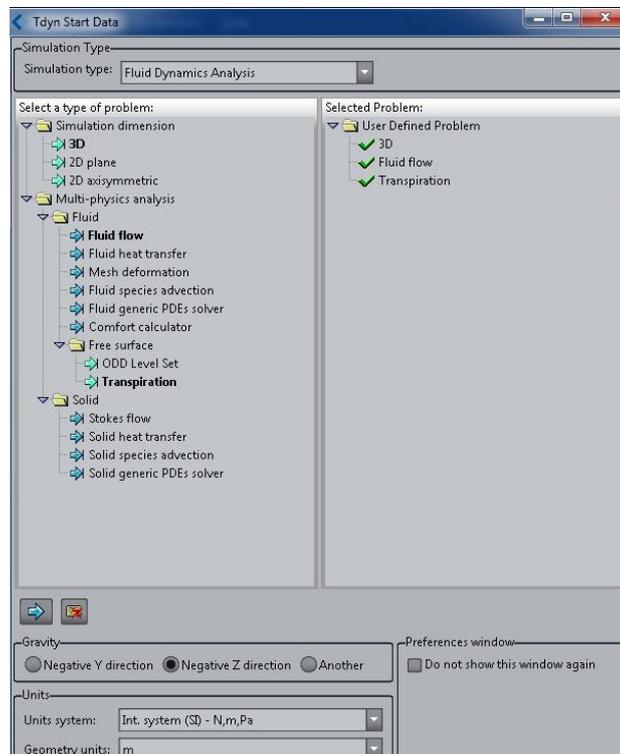


Figura 5.22 Tdyn *Start Data*.

El siguiente paso será definir todos los datos necesarios para el cálculo del problema. En el menú se seleccionará *Data—Internal Data* y aparecerá el siguiente menú:

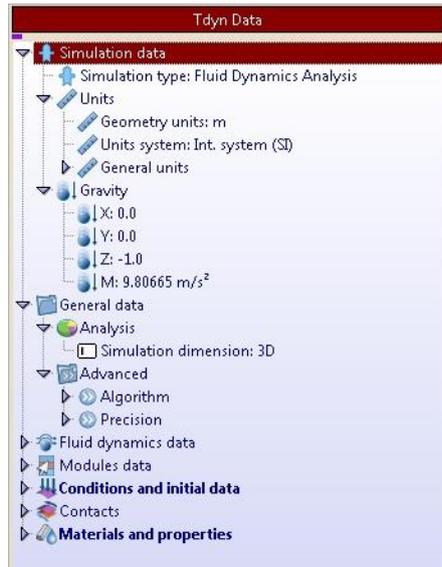


Figura 5.23 Tdyn Data.

Se irá siguiendo el menú de la Figura 5.23 para poner los cálculos. De los primeros apartados, *Simulation Type* y *General Data* no se tocará nada ya que es lo mismo que se ha definido en el *Start Data*.

Observaciones: Puede que el programa de un error en cuanto a la gravedad, esto será porque no se ha definido bien, se tiene que ver como se tienen dispuestos los ejes y dependiendo de esto elegir la dirección de la gravedad, ya que el modulo es 9.80665.

A continuación se seguirá por el apartado *Fluid Dynamics & Multi-Physics Data* donde se divide en varios apartados los cuales se podrá ver en la Figura 5.24.

### 5.2.2 Datos Fluid Dynamics & Multi-Physics



Figura 5.24 Fluid dynamics data.

En la parte de *Problem*, que se divide en *Solve Fluid* y *Solve Solid* en principio no se debe tocar nada debe quedar como se ve en la Figura 5.25 y como solo se trabaja con fluidos la parte de *Solve Solid* no se tocará.

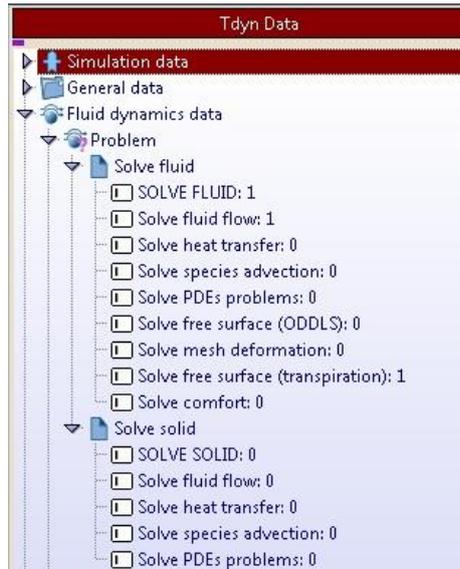


Figura 5.25 *Fluid dynamics data. Problem.*

La parte de *Analysis* es más complicada. En la Figura 5.26 se puede ver los diferentes datos que se pide.

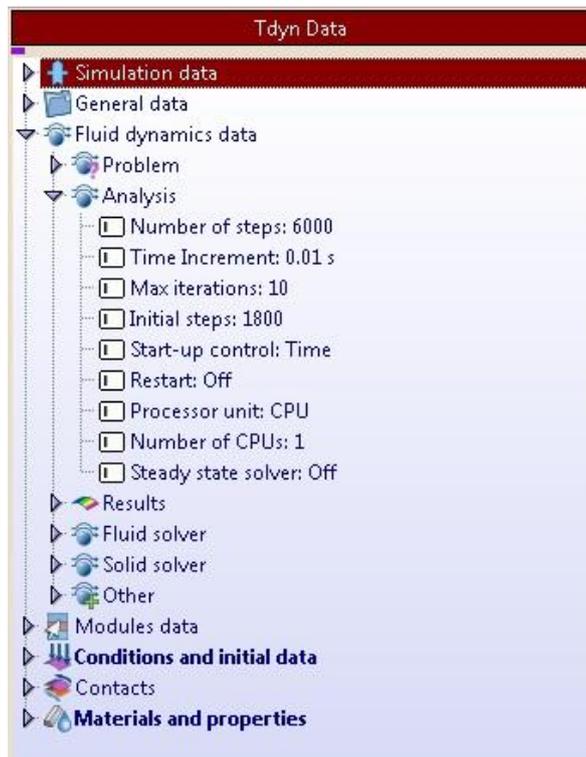


Figura 5.26 *Introducción de datos en Analysis.*

Para poner el dato de *Number of Steps* se debe ir a la ayuda del Tdyn a la parte de *Analysis* y calcularlo mediante la fórmula que aparece ahí.

$$N^{\circ} \text{ of Steps} \geq 1000 \cdot dt \cdot V/L \quad (20)$$

$$dt = C \cdot LD/V \quad (21)$$

Donde:

dt = incremento de tiempo

V = Velocidad del modelo

LD= Eslora

C = Constante ( $0,1 < C < 0,01$ )

Para este caso vemos en la Figura 5.26 los datos que hay que introducir.

Finalmente los otros apartados de *Analysis* se podrán dejar como se puede ver en la Figura 5.26.

En cuanto a la parte de *Fluid Solver*, está relacionada con la información requerida para que el programa pueda hacer correctamente la integración y resolver el problema.

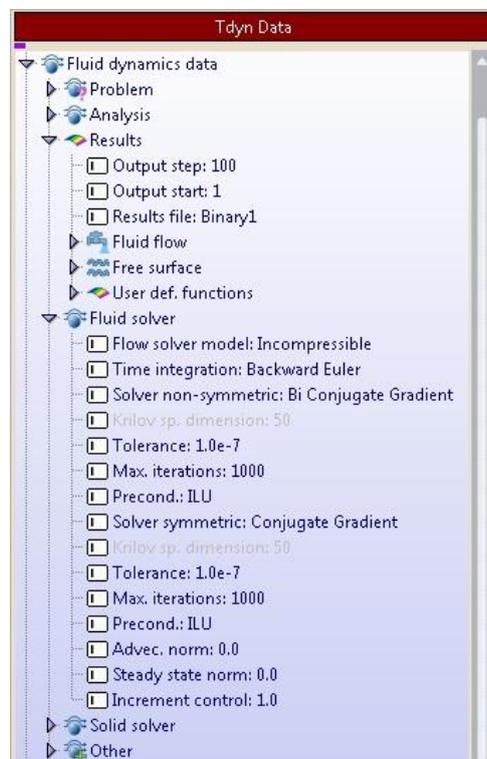


Figura 5.27 Results. Fluid Solver.

Finalmente en la parte de *Fluid Solver* no hace falta cambiar ningún dato más, al igual que en *Solid Solver* ni en *Others*. (Figura 5.27)

### 5.2.3 Modules data

Esta parte es *Modules Data*, la que se refiere a toda la información específica necesaria para el desempeño de un análisis particular. Este apartado para este problema se divide en *Fluid Flow* y *Free Surface* como se puede observar en la Figura 5.28.

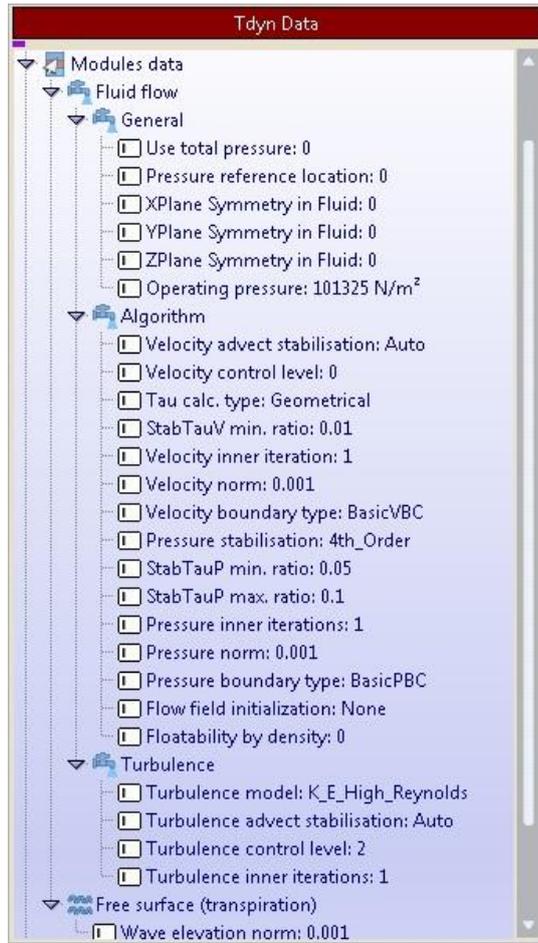


Figura 5.28 *Modules data*.

Aquí no se debe tener mayores problemas para resolverlo, en *General* se despliega el menú y aparecerá la opción *Operating Pressure* en la que se ha considerado la presión atmosférica, es decir, 101325 Pa.

Por lo que respecta a las otras opciones de este menú y el de *Algorithm* se puede dejar sin modificar, pero no el de *Turbulence* el cual se debe modificar ya que se ha considerado para este problema flujo turbulento, para el que se elegirá *K\_E\_High\_Reynolds* y esto se debe modificar en la opción de *Turbulence Model* como se puede apreciar en la Figura 5.28.

Del apartado de *Modules Data* solo queda la opción de *Free Surface (Transpiration)* que da la opción de *Wave Elevation Norm*, que es una norma euclidiana del campo de ondas de elevación utilizada para comprobar la convergencia en el bucle de iteración no-lineal.

### 5.2.4 Condiciones iniciales

El siguiente apartado es el de las condiciones y datos iniciales, las condiciones son todas las propiedades de un problema (con excepción de los materiales) que se pueden asignar a una entidad, con el fin de definir las condiciones de contorno básico de un problema. Las condiciones deben ser utilizadas para definir las condiciones de entrada y salida de frontera.

En Tdyn las condiciones están disponibles en el menú de *Cond. & Initial Data*. Si una malla ya se ha generado, cualquier cambio en las asignaciones de las condiciones, requiere de un nuevo mallado para la transferencia de estas nuevas condiciones de la malla. Si las condiciones han cambiado y no se generará una nueva malla, el programa advertirá al usuario.

En el menú *Conditions and Initial Data* se pueden distinguir tres apartados:

- *Conditional and Initial Data*

- *Fluid Flow*

- *Free Surface (Transpiration)*

En la parte de *Conditional and Initial Data* solo se modificará, como se puede ver en la Figura 5.29, la velocidad que para este problema es de 4.536 m/s. Se debe tener en cuenta la dirección del fluido en la que se requiere que analice el programa. Para este caso se ha elegido la dirección del eje X y como ya se ha mencionado una velocidad del fluido de 4,536 m/s.

Las cantidades iniciales de turbulencia que se deben establecer en Tdyn son el remolino de energía cinética k (*EddyKener field*) y la escala de longitud de los movimientos turbulentos L (*EddyLength field*).

Para calcular *EddyKener field* y *EddyLength field* seguiremos los siguientes pasos.

Ratio Viscosidad Turbulenta / Viscosidad

$$1 < \frac{\mu_t}{\mu} < 10 \quad (22)$$

Por lo general, el valor de k apropiado para una aplicación se especifica a través de un nivel de intensidad de la turbulencia TIL, que se define por la relación del componente fluctuante de la velocidad ( $u'$ ) a la velocidad media V:

$$TIL = \frac{u'}{V} \quad (23)$$

$$u' = \sqrt{\frac{1}{3} \cdot (u'x^2 + u'y^2 + u'z^2)} = \sqrt{\frac{2}{3} k} \quad (24)$$

En los flujos externos el nivel de turbulencia es muy inferior al 1%, por lo general se puede seleccionar un valor de TIL = 0,003 (0,3%). En la capa límite atmosférica el nivel puede ser dos órdenes de mayor magnitud TIL = 0,30 (30%).

Relación entre N° de Froude y TIL:

$$0,1\% - 30\% (0,001 - 0,300)$$

N° deFroude	0,1	0,25	0,28	0,75	1,25
TIL	0,01 (1%)	0,02 (2%)	0,02 (2%)	0,07 (7%)	0,25 (25%)

Se calcula la velocidad adimensionalizada con el esfuerzo de la pared

$$Re = \frac{v \cdot L}{\vartheta} \quad (25)$$

$$C_f = \frac{0,075}{(\log(Re) - 2)^2} \quad (26)$$

$$\tau_w = 0,5 \cdot \rho \cdot C_f \cdot A \cdot v^2 \quad (27)$$

$$v_t = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (28)$$

Y finalmente obtenemos:

Longitud de escala turbulenta:

$$L = \frac{\mu_t}{\rho \cdot V} \quad (29)$$

Energía cinética turbulenta

$$K = \frac{3}{2} (TIL \cdot v_t)^2 \quad (30)$$

Por tanto:

$$Re = 97598360,66$$

$$C_f = 0,0021$$

$$TIL = 0,024$$

$$\mu_t = 5 \cdot 10^{-5}$$

$$v = 4,536$$

$$\tau_w = 1411,602$$

$$V_t = 1,174$$

EddyKEner field (K) y EddyLength field (L)

$$L = 0,000001 \text{ m}$$

$$K = 0,0012 \text{ m}^2/\text{s}^2$$

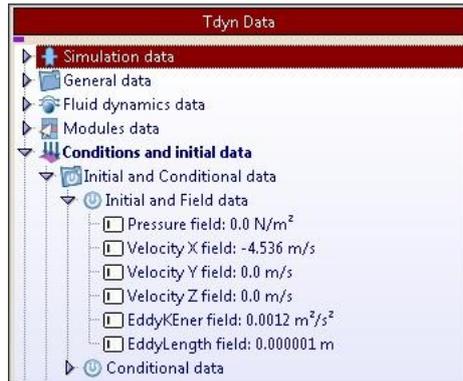


Figura 5.29 *Conditions and initial data.*

### 5.2.5 Condiciones de contorno

La opción de *Fluid Flow* está relacionada con el análisis de la frontera del volumen de control y es muy importante para la correcta ejecución del problema.

La primera opción de este menú es la de *Wall/Bodies*, los límites permiten al usuario definir las condiciones especiales de frontera, en representación de las paredes físicas o entidades. Las opciones disponibles incluyen la Ley de análisis de la pared, así como las propiedades de movimiento del cuerpo. Estas propiedades pueden ser asignadas a las líneas (plano 2D o simetría axial 2D), superficies (3D) o mallas de frontera.

Para este caso opción de *Wall/Bodies* debe quedar como la muestra la Figura 5.30.

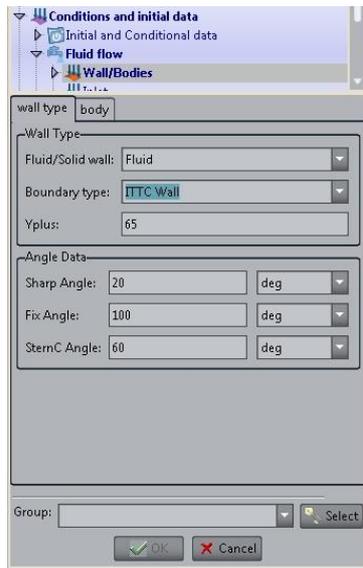


Figura 5.30 *Wall / Bodies.*

Una vez puestos los datos se debe seleccionar el botón *Select* y elegir solo la superficie del casco sumergido en el programa. Una vez seleccionada la superficie del casco sumergido se elige OK y ya se tendrá asignado el cuerpo que se pretende analizar.

Para entender esta parte mejor se explica mediante la Figura 5.31.

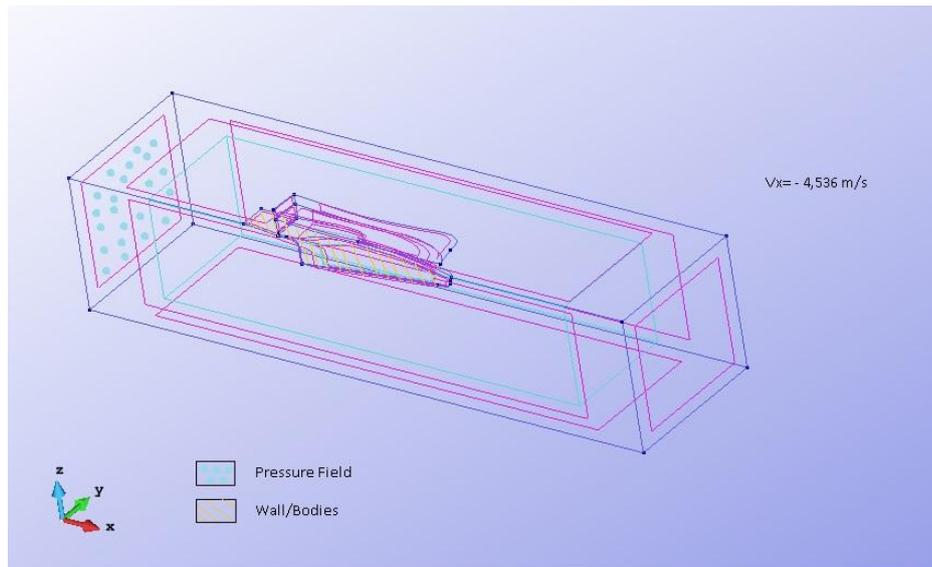


Figura 5.31 *Pressure Field* y *Wall / Bodies*.

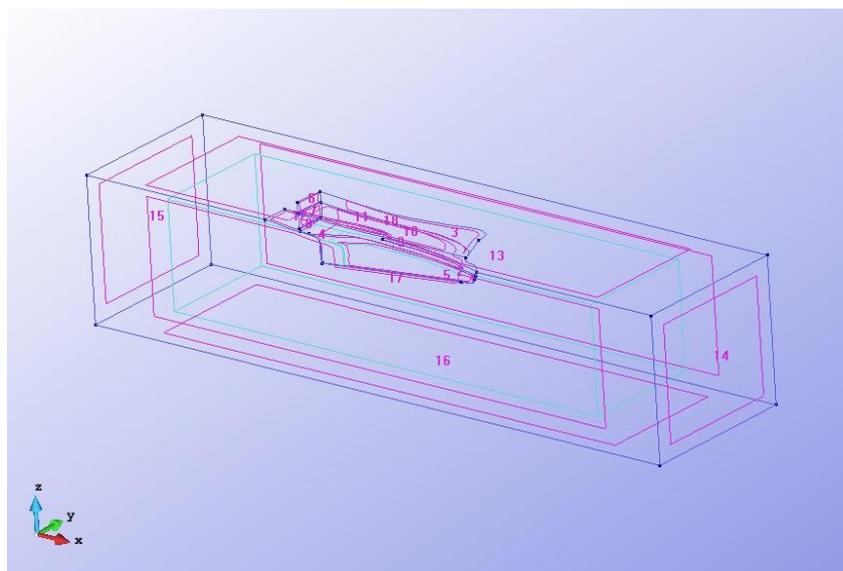


Figura 5.32 Enumeración de las superficies.

El siguiente paso será asignar el campo de presiones a la superficie deseada, en este caso como se puede observar en la Figura 5.31 la superficie marcada con puntos azules será el *Pressure Field*. Para ello se seleccionará esta opción y aparecerá una ventana como la de la Figura 5.33.



Figura 5.33 *Pressure Field*.

Se debe seleccionar *Fix Field* y *Surfaces*, luego *Select* y elegir la superficie que se ha dicho como *Pressure Field*. Una vez hecho esto, se aceptará y ya se tendrá fijado el campo de presiones.

Hecho todo esto solo queda fijar el campo de velocidades en la opción *Velocity Field*. La velocidad en la dirección Z e Y es cero y en la dirección X es 4.536 m/s por tanto se fijará uno por uno en tres ventanas diferentes. Las ventanas para el campo de velocidades son como la que se muestra en la Figura 5.34.

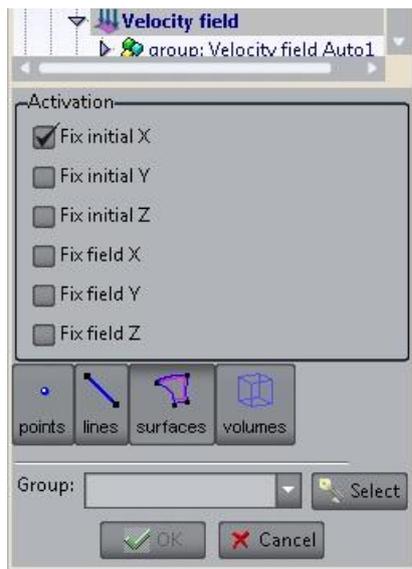


Figura 5.34 *Velocity Field*.

El procedimiento es el mismo pero se debe tener en cuenta que para cada dirección se debe seleccionar en la opción *Fix Initial* la dirección correspondiente, es decir, para la dirección X se elegirá *Fix Initial X* y así respectivamente. Una vez hecho esto se acepta y se tendrá definido el campo de velocidades

Solo quedará por definir la superficie libre y esto se puede hacer con la opción *Free Surface (Transpiration)*. Al elegir esta opción aparecerá una ventana como la de la Figura 5.35.

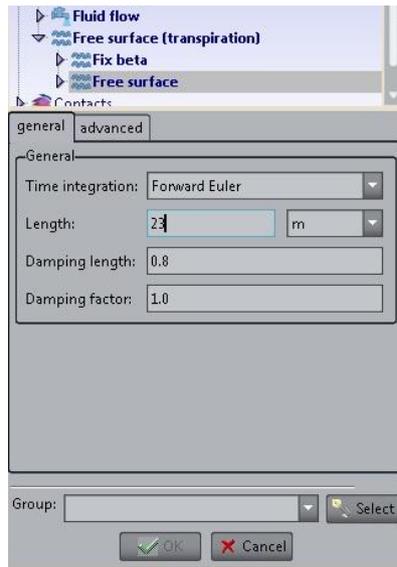


Figura 5.35 *Free Surface*.

Una vez aquí se elegirá el tiempo de integración de *Forward Euler*, la longitud será la del modelo y las ventanas de *Damping* no se modificarán. Una vez elegido esto se hará como anteriormente, se seleccionará la superficie que se considere como superficie libre y se aceptará.

Por último como se ha seleccionado turbulencia en *Fix Turbulence* se seleccionará *Surface* y se seleccionará el casco.

### 5.2.6 Materiales

Con todo lo explicado se ha podido definir las fronteras y los cuerpos para el análisis del problema, el siguiente y el último paso antes de generar la malla será el de definir el fluido. Para ello en la opción de *Materials* se seleccionará *Fluid* y aparecerá la siguiente ventana que muestra la Figura 5.36.



Figura 5.36 *Materials*.

En esta ventana se puede seleccionar el tipo de material que se desea que atraviese el volumen de control. En este caso se elegirá agua de mar y en *Select* se elegirá el volumen de control.

Una vez hecho esto ya se ha terminado de poner todos los datos y condiciones para el análisis del problema y se pasará a hacer la creación del mallado para el análisis.

### 5.2.7 Generación de malla

El siguiente paso será la creación de la malla. La generación de una malla es el proceso por el cual se calcula una malla de elementos finitos de la definición de la geometría. Esta malla se utilizará para el análisis de elementos finitos en una etapa posterior. Las condiciones y los materiales asignados a las entidades geométricas serán transferidos a los nodos y los elementos de la nueva malla.

La generación no depende de si las capas están encendidas o apagadas en el momento de generación, pero se puede seleccionar la opción *No Mesh Frozen Layers* y el programa no mallará las capas que estén ocultas. Cada nodo y elemento será asignado a la capa en la que se definió la entidad geométrica original.

Los valores predeterminados son:

- Una entidad es de la malla, si no pertenece a una entidad de nivel superior.
- Una línea de la malla se compone de dos nodos y una superficie mallada se compone de una estructura de elementos triangulares. El valor predeterminado para mallas estructuradas son elementos cuadriláteros. Y las mallas no estructuradas de volumen se compone de elementos tetraédricos, y por último las mallas de volumen se compone de hexaedros.

También hay que comentar que todos estos elementos utilizan una interpolación lineal para calcular las variables desconocidas.

Finalmente, para la creación de la malla se irá al menú *Mesh*, al desplegar este menú se elegirá la opción *Unstructured*. En *Unstructured* se puede elegir varias opciones como se puede observar en la Figura 5.37.

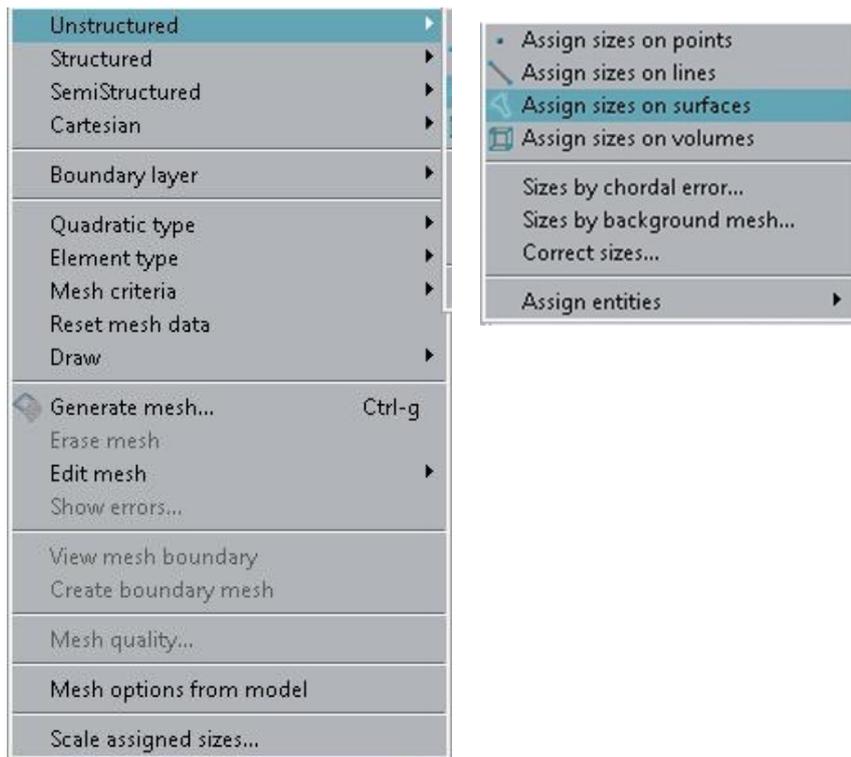


Figura 5.37 *MeshUnstructured*.

Se elige la opción *Assign sizes on surfaces* para asignar el tamaño del mallado para el casco y la superficie libre. El tamaño que se asigna es el máximo tamaño del diámetro de uno de los tetraedros que componen la malla.

Para el casco se pondrá un tamaño de 0.05 m, para la superficie libre de 0.1. En la Figura 5.38 se puede observar la ventana para asignar el tamaño de malla.

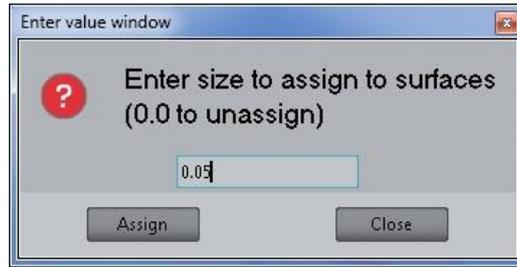


Figura 5.38 Assign sizes on surfaces.

Una vez asignado el tamaño de la malla se puede generar la malla si se va al menú *Mesh – Generate Mesh*.

Una vez se entre en *Generate Mesh*, saldrá una ventana que se puede ver en la Figura 5.39. En esta ventana se pondrá como máximo tamaño de elemento de 1 y en *Unstructured size transition* se elegirá 0.3.

Una vez hecho esto empezará el programa a generar la malla y aparecerá una ventana como la de la Figura 5.40.

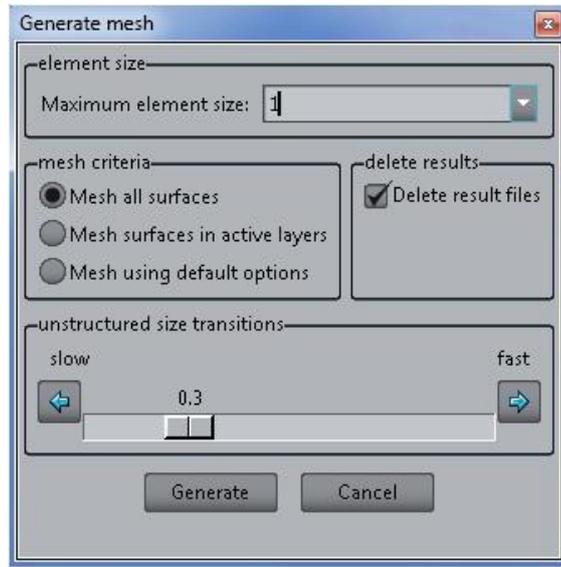


Figura 5.39 Generate mesh.

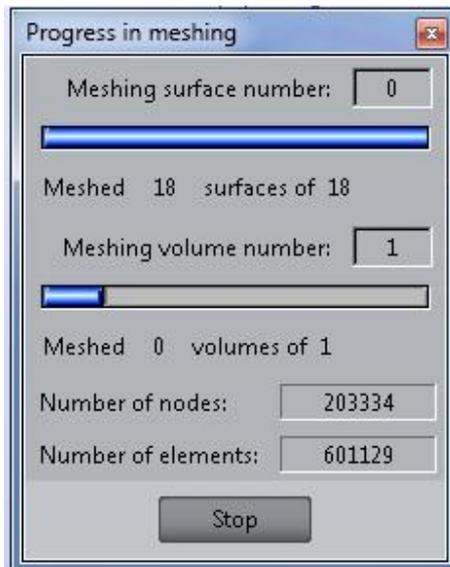


Figura 5.40 *Progress in meshing.*

Cuando el programa termine de calcular la malla quedará como se puede ver en la Figura 5.41. Cuanto más tupida sea la malla mayor coste computacional tendrá.

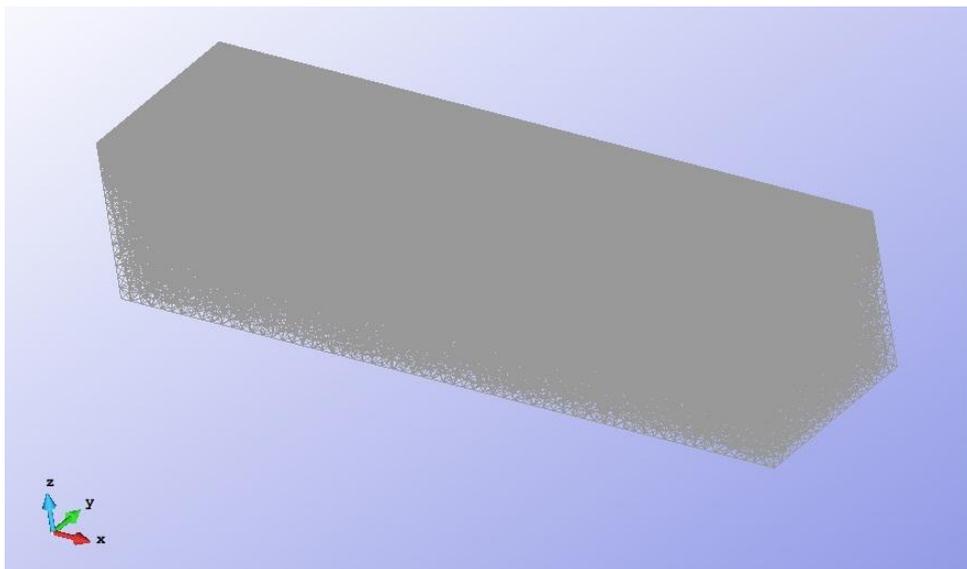


Figura 5.41 **Modelo mallado.**

La malla calculada es una malla lo suficientemente tupida ya que consta de 2788325 elementos tetraédricos. Esto se puede observar en una ventana que saldrá cuando Tdyn termine de generar la malla. Esta ventana se puede observar en la Figura 5.42.



Figura 5.42 Mesh, Dialog window.

### 5.2.8 Cálculo

Una vez generada la malla el siguiente paso será el cálculo. Se empezará por pulsar en el menú la ventana de *Calculate - Calculate*. También se puede abrir en la opción de *Calculate Window*, una ventana donde se puede seguir el proceso de cálculo si se abre la opción de *Output View*.

Estas ventanas se pueden observar en la Figura 5.43, 5.44 y 5.45.

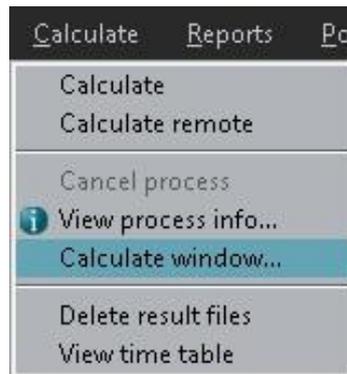


Figura 5.43 Calculate.

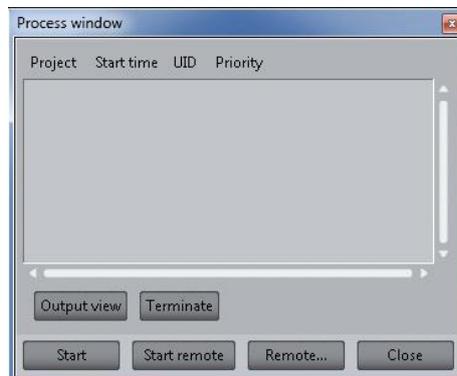


Figura 5.44 Process window.

Una vez que el programa esté calculando se debe esperar a que este termine. El proceso de cálculo será más largo y costoso cuanto más tupida sea la malla y más nodos tengan esta.

Cuando las iteraciones convergen, significa que el programa está calculando correctamente y que el camino seguido es el correcto.

En esta ventana se podrían observar los posibles errores que se tuvieran y saber donde están para corregirlos. Cuando el proceso de cálculo ha terminado, el sistema muestra el siguiente mensaje: *Process '...' started on ... has finished.*

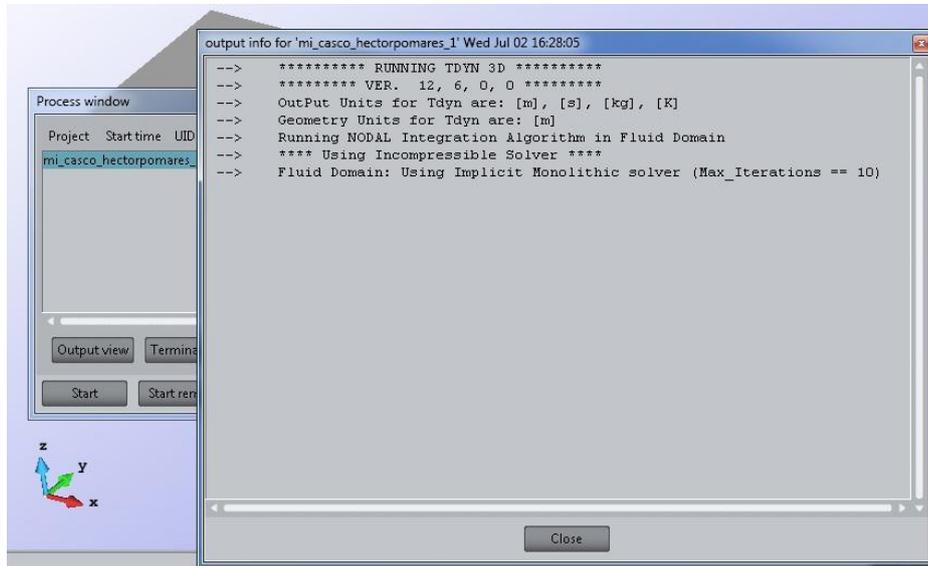


Figura 5.45 *Output info.*

Una vez hecho el cálculo el siguiente paso sería visualizar los resultados en el post-proceso.

## 6. Visualización y comentario de resultados

Cuando el proceso de cálculo de Tdyn ha terminado el sistema muestra el siguiente mensaje: *Process...name..., startedon...date...has finished*. Los resultados pueden visualizarse seleccionando el modo Post-proceso.

Hay que comentar que los resultados intermedios pueden mostrarse en cualquier momento del proceso de cálculo, incluso si aún no están terminados.

Para grandes simulaciones donde requieren mucho tiempo de computación y memoria RAM, es aconsejable salir del módulo PREPOST mientras el proceso está en marcha.

Mientras se tiene un proceso en curso es posible cerrar el programa (antes de cerrar, aparecerá una ventana de advertencia que le preguntará si queremos acabar el proceso), se responde negativamente.

Cuando el problema está cargado en el módulo PREPOST y la opción de post-proceso está seleccionada, el archivo de resultados será cargado en la parte de post-procesamiento del módulo.

Los resultados que se pueden observar dentro del post-procesamiento básicamente son las presiones y las velocidades para cada tiempo-paso (a cada paso se le ha asignado un incremento de tiempo).

Los resultados pueden visualizarse usando opciones como girar el elemento, usar rellenos de contorno, curvas de nivel, iso-superficies, gráficos, etc.

En la actualidad existen dos interfaces diferentes para el post-proceso gráfico para ser utilizados en Tdyn. Por un lado se puede seleccionar en el menú el post-proceso tradicional y por otro lado es posible utilizar una interfaz gráfica de post-proceso perfectamente integrado en un panel con forma de árbol compacto, lo que añade funciones adicionales a las tradicionales del post-proceso.

Los resultados de los dos ensayos están referidos a una velocidad de 4,536 m/s y a un paso de tiempo avanzado (*step* 60) en el cual se considera que todos los resultados son estacionarios y que no van a sufrir más cambios.

Los resultados se presentarán de la siguiente forma:

1. Resultados correspondientes a la carena sin *flap*
2. Resultados correspondientes a la carena con *flap*

En cada caso se incluyen las vistas de la distribución de velocidades, distribución de presiones, distribución de la viscosidad, mapas y cortes de la ola y un resumen de los resultados en tanto que a fuerzas y momentos se refiere.

### 6.1 Resultados correspondientes a la carena sin flap

Para éste apartado los resultados obtenidos del proceso de cálculo van a ser analizados mediante el post-proceso tradicional.

Dos ventanas permiten administrar más opciones de visualización de resultados.

1. **View Results**: permite al usuario los resultados a presentar y la forma de presentación.
2. **Select and Display Style Windows**: permite al usuario elegir qué elementos de la malla deben ser post-procesados y como se presentarán los resultados.

Los siguientes comandos están disponibles en la ventana de **View Results** (Figura 6).

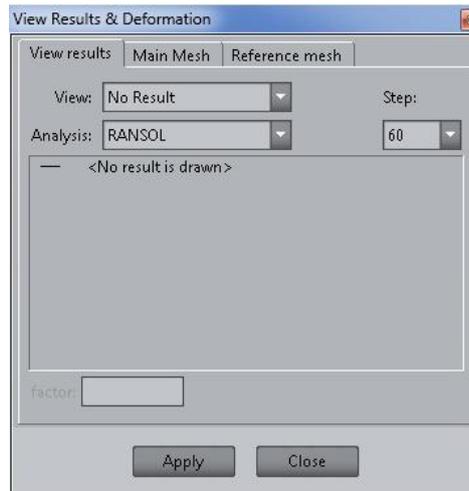


Figura 6. *View Results.*

**Analysis:** los resultados son agrupados en los diferentes módulos de Tdyn (*Ransol*, *Heatrans*, *Advect* y *Naval*)

**Steps:** se puede seleccionar que análisis y pasos son exhibidos.

**View:** puedes seleccionar el tipo de visualización. Para dejar de ver un resultado, simplemente seleccionar la opción *No Result* en la ventana.

**Results:** define los resultados a visualizar.

Los siguientes comandos están en la ventana *Select & Display Style* (Figura 6.1).

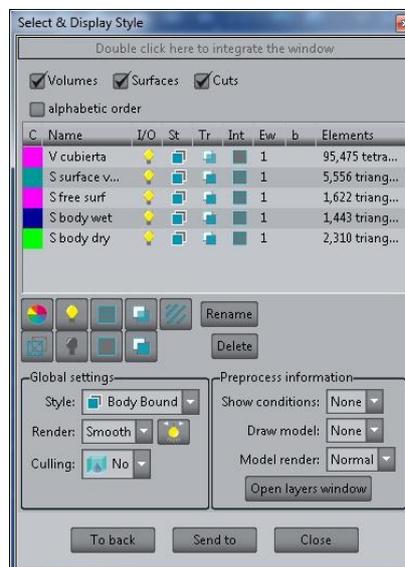


Figura 6.1 *Select & Display Style.*

Puedes seleccionar volúmenes, superficies y/o cortes, activarlos (*on*), desactivarlos (*off*), o borrarlos después de confirmarlo.

El nombre de las mallas corresponde a los materiales y límites definidos.

**Style:** define como deben ser dibujados los volúmenes, superficies, y cortes.

**Render:** define el tipo de visualización de malla.

- *Normal*: ninguna iluminación.
- *Flat*: con iluminación en los bordes.
- *Smooth*: iluminación con bordes alisados.

**Culling**: define si la cara de adelante, la de atrás, o la de adelante y atrás son transparentes. Esta opción se usa para mirar dentro de un volumen mallado.

**Conditions**: las condiciones pueden ser dibujadas si están presentes en la parte del proceso, no solo condiciones geométricas sino también condiciones de malla.

### 6.1.1 Distribución de velocidades

Para analizar la distribución de la velocidad se selecciona el módulo RANSOL y posteriormente se selecciona *Contour Fill* (Figura 6.2) que permite la visualización de zonas de color, en la que una variable o un componente cambia entre dos valores predefinidos.

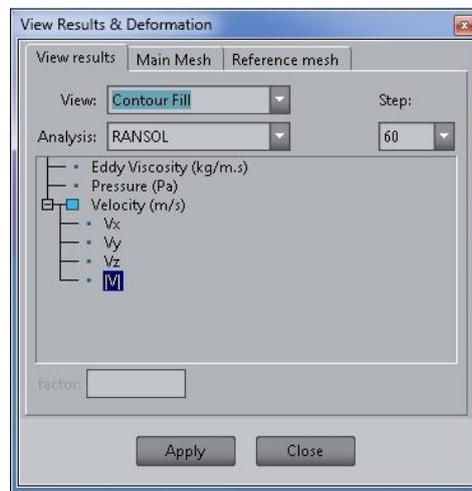
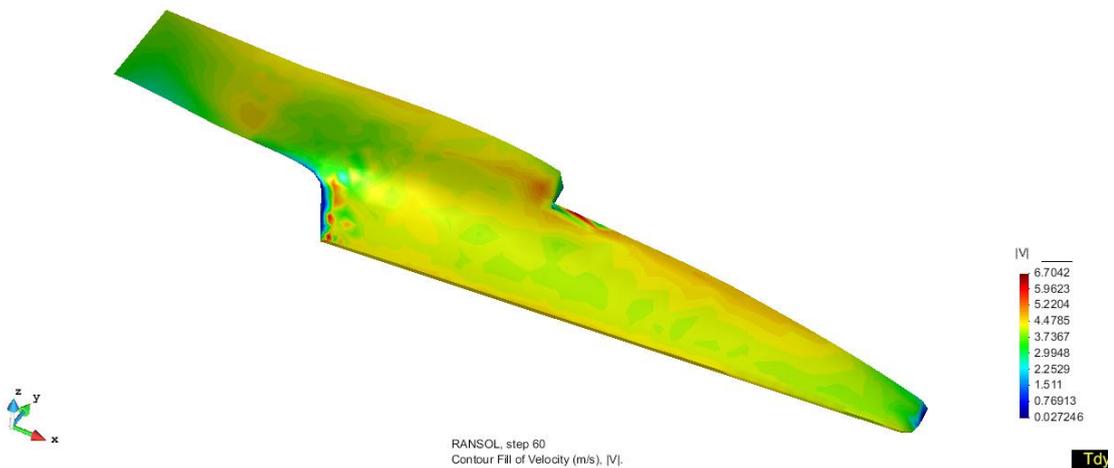
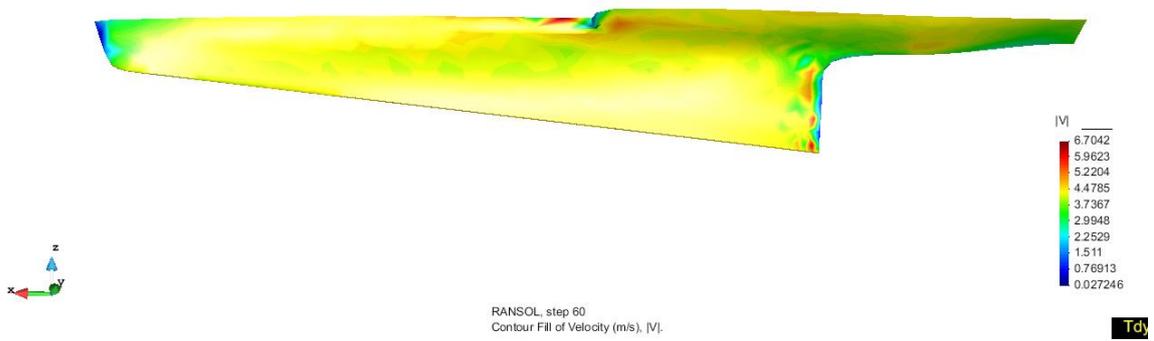
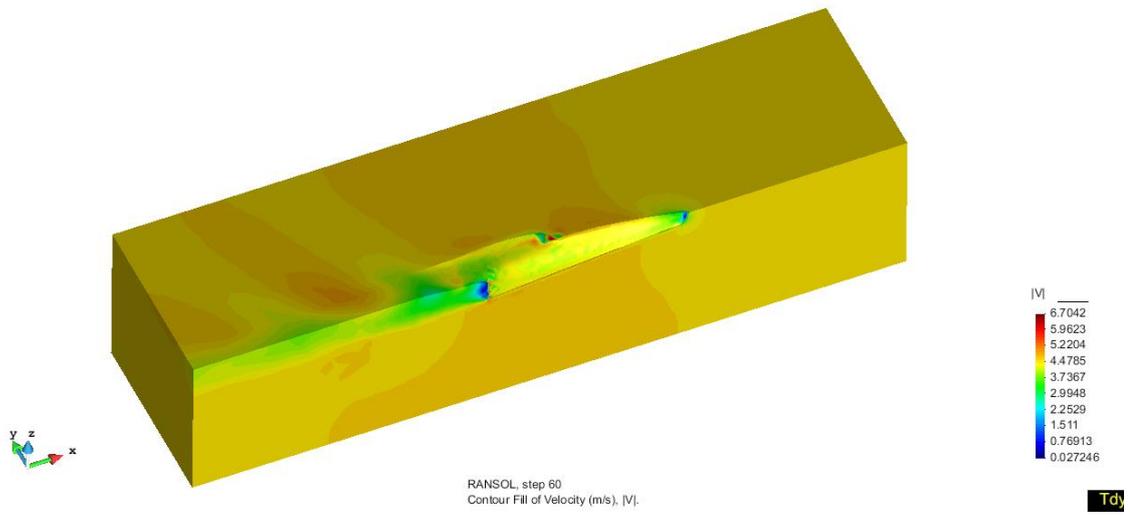


Figura 6.2 *View Velocity*.

- La distribución de la velocidad aparece en m/s.



- Se selecciona la opción *Show min max* en *View Results* para visualizar la velocidad máxima y mínima (Figura 6.3).

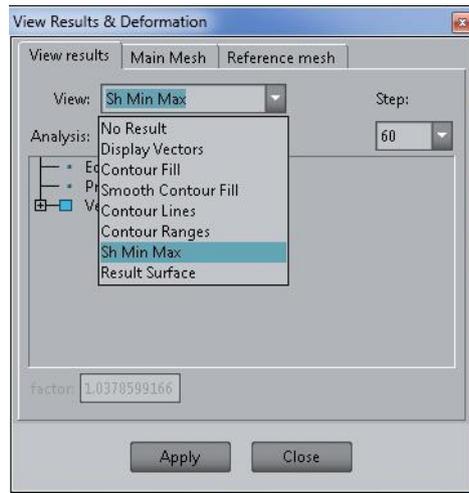
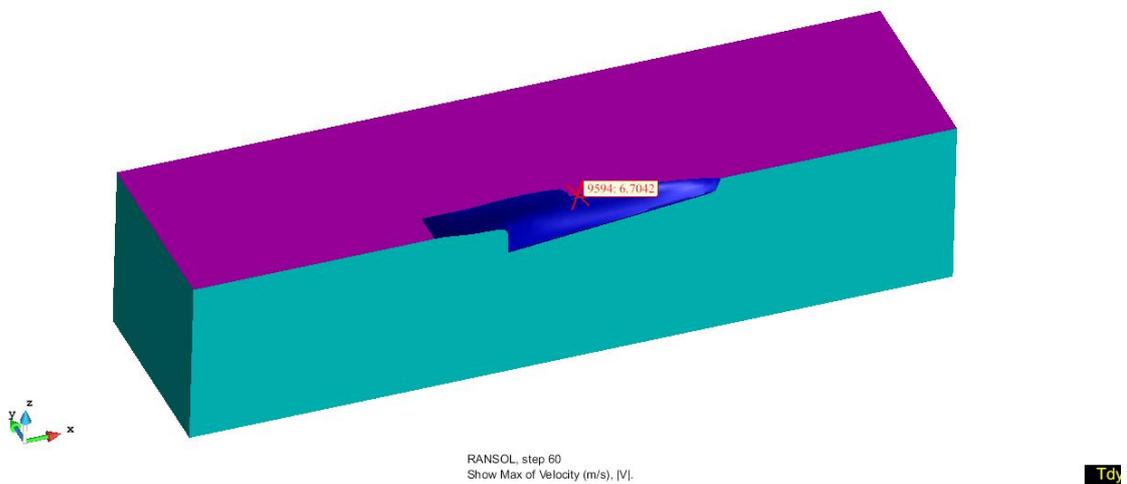
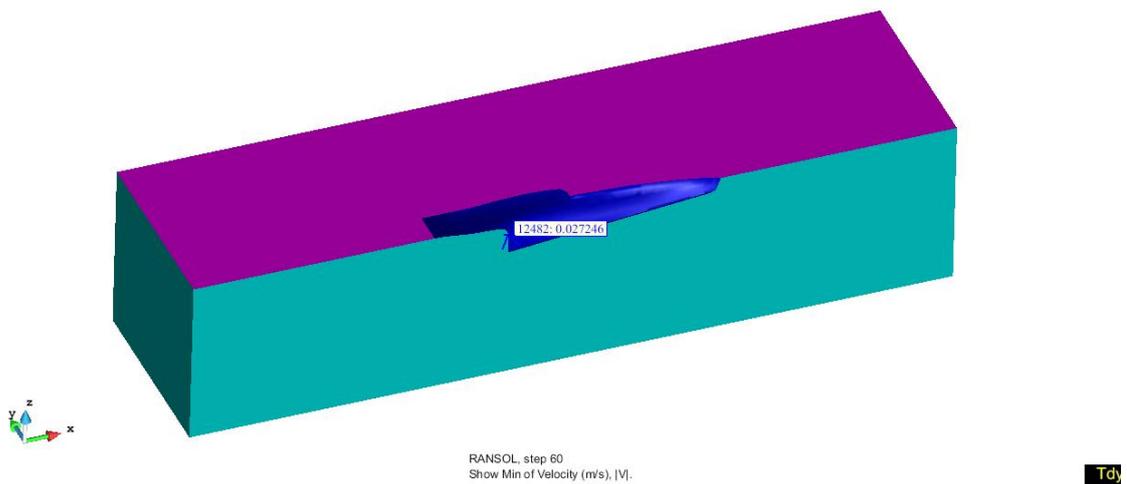


Figura 6.3 View Show min max.



- Se selecciona la opción *Display Vectors* en *View Results* para visualizar los vectores de velocidad (Figura 6.4).

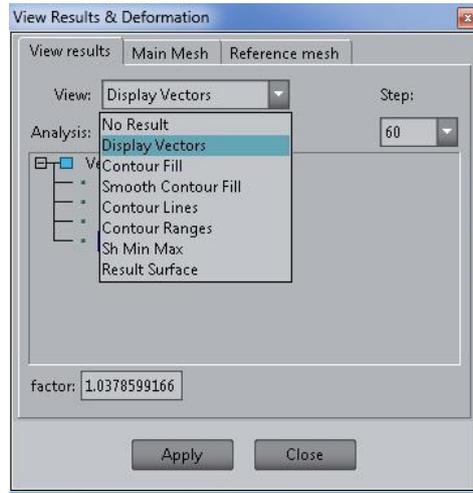
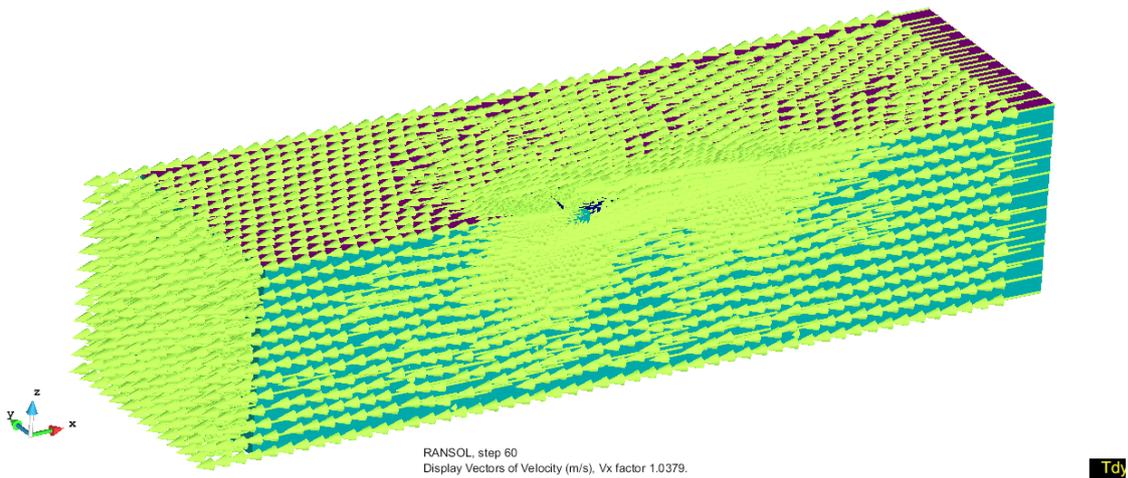


Figura 6.4 *View Display Vectors*.



### 6.1.2 Distribución de presiones

Como en el apartado anterior para analizar la presión se selecciona el módulo RANSOL y posteriormente se selecciona *Contour Fill* (Figura 6.5) que permite la visualización de zonas de color, en la que una variable o un componente cambia entre dos valores predefinidos.

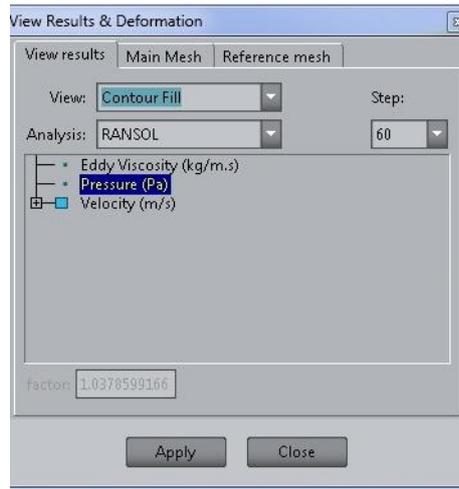
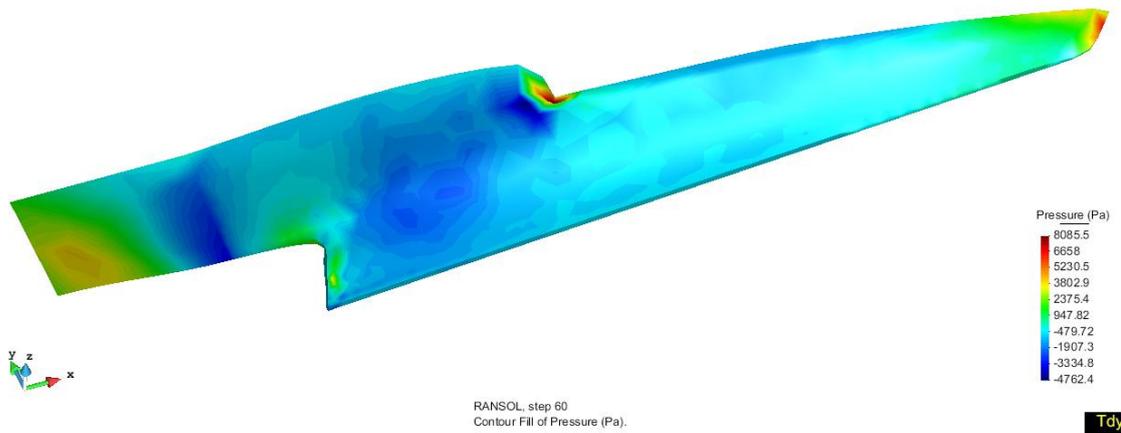
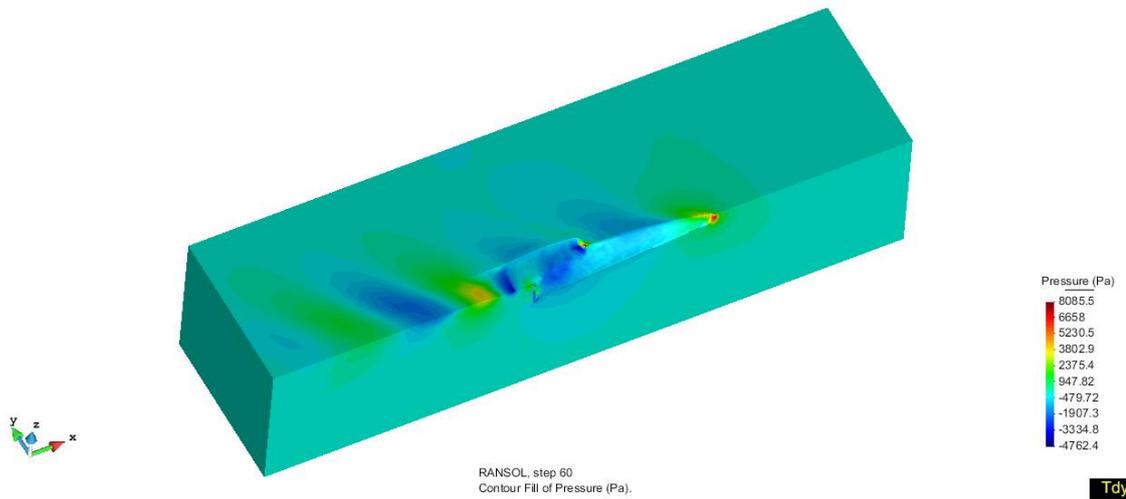
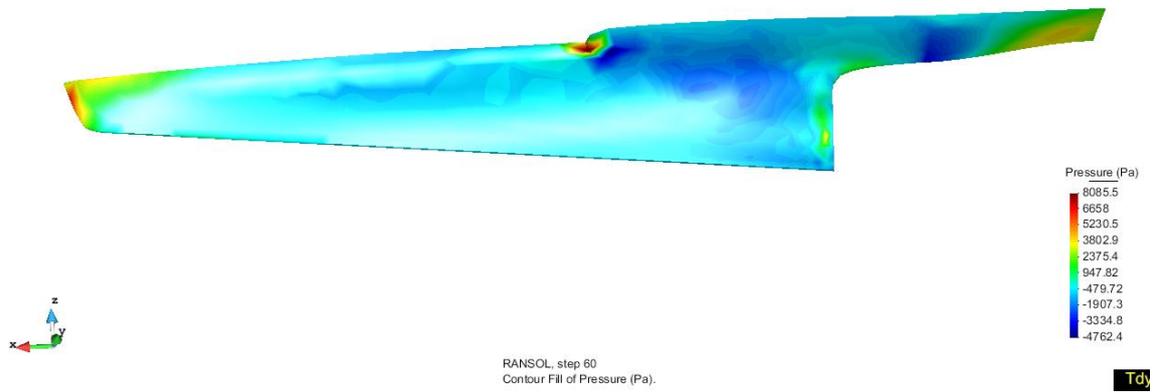


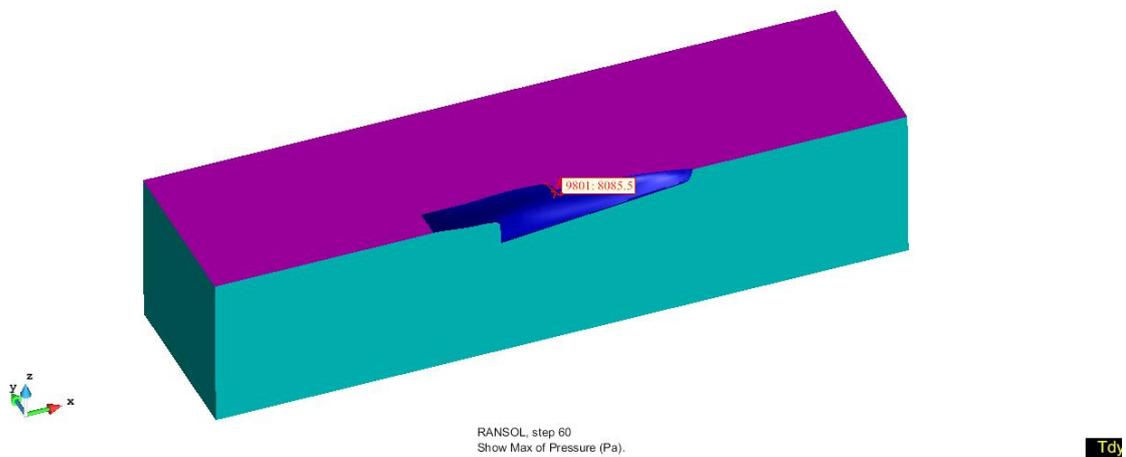
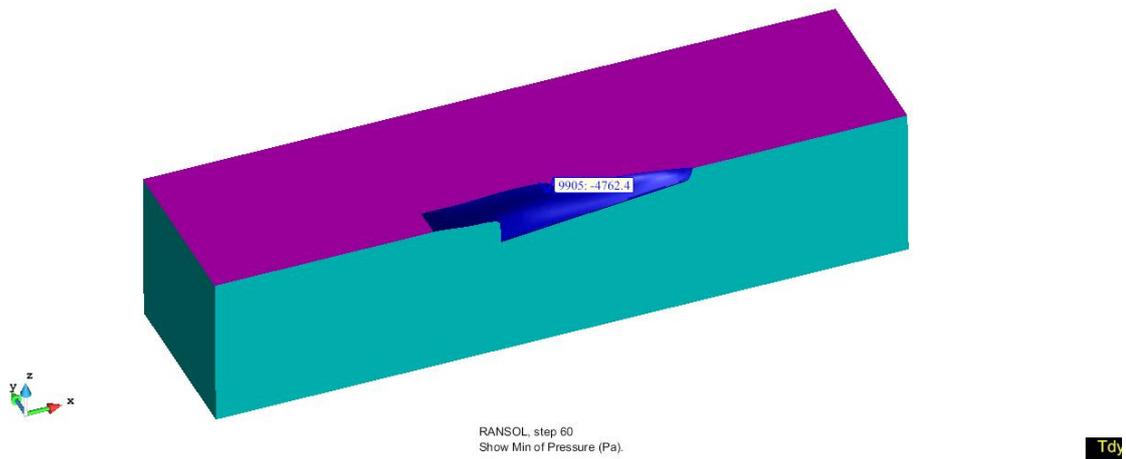
Figura 6.5 *View Pressure.*

- La distribución de presiones aparece en Pascales.





- Se selecciona la opción *Show min max* en *View Results* para visualizar la presión máxima y mínima igual que en el apartado anterior.



### 6.1.3 Distribución de la viscosidad

Como en los dos apartados anteriores para analizar la viscosidad se selecciona el módulo RANSOL y posteriormente se selecciona *Contour Fill* (Figura 6.6) que permite la visualización de zonas de color, en la que una variable o un componente cambia entre dos valores predefinidos.

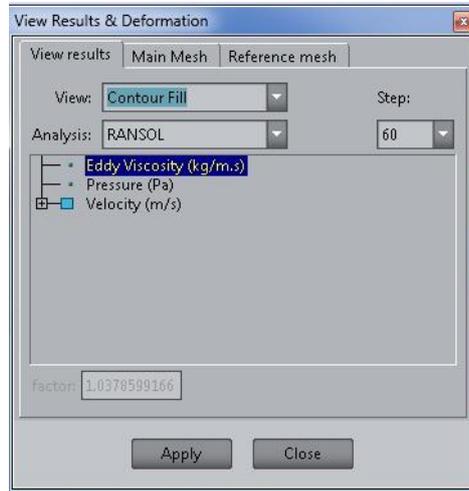
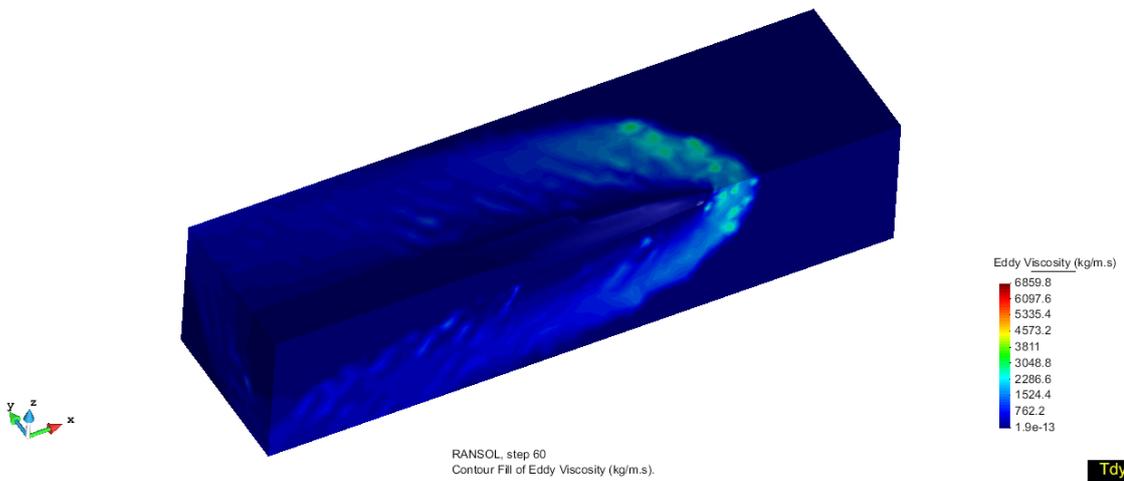
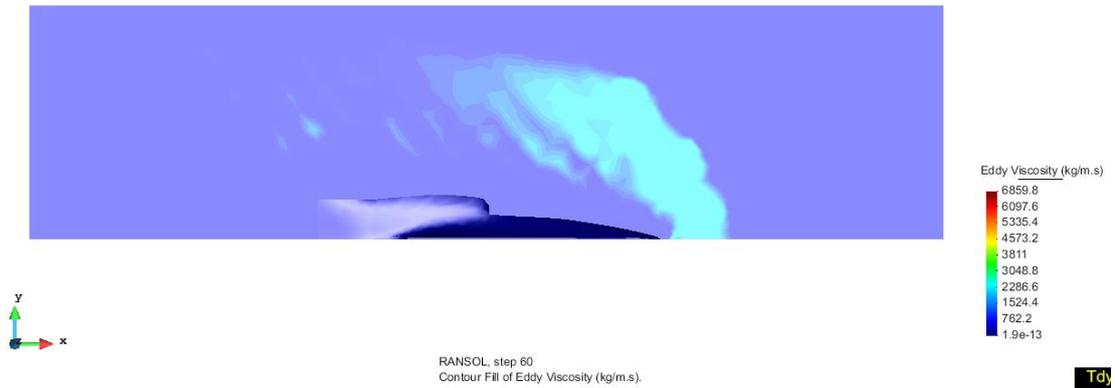


Figura 6.6 View Viscosity.

- La distribución de la viscosidad aparece en  $(\text{kg}/\text{m}\cdot\text{s})$ .





### 6.1.4 Mapa de olas y cortes

Para este caso se puede visualizar, en el modulo NAVAL la opción *Wave elevation* (Elevación de ola) y posteriormente se selecciona *Contour Fill* (Figura 6.7) que permite la visualización de zonas de color, en la que una variable o un componente cambia entre dos valores predefinidos.

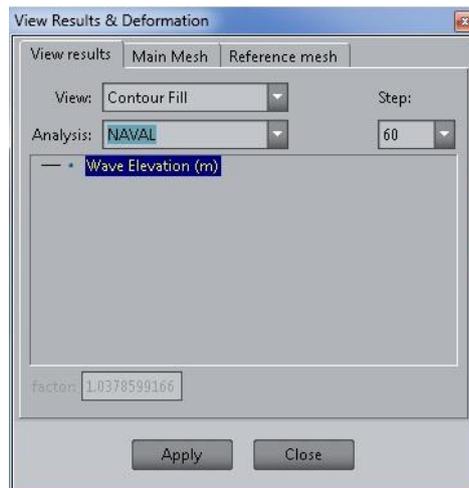
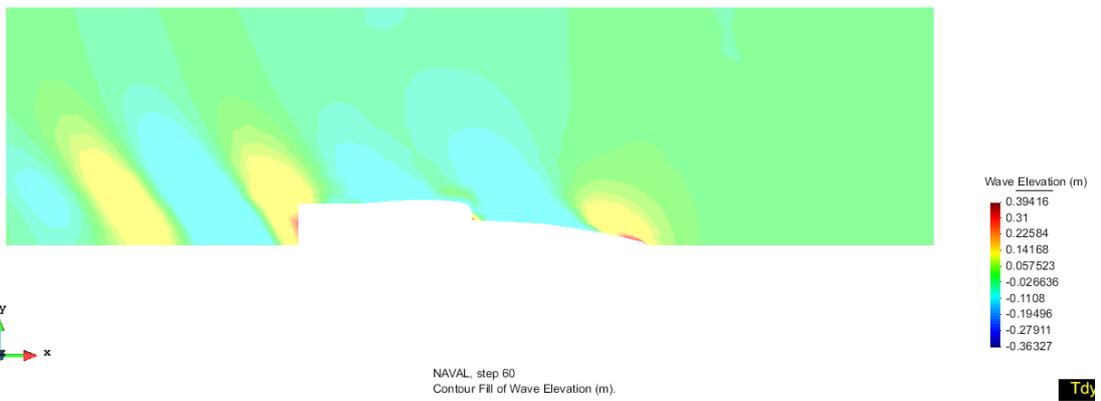
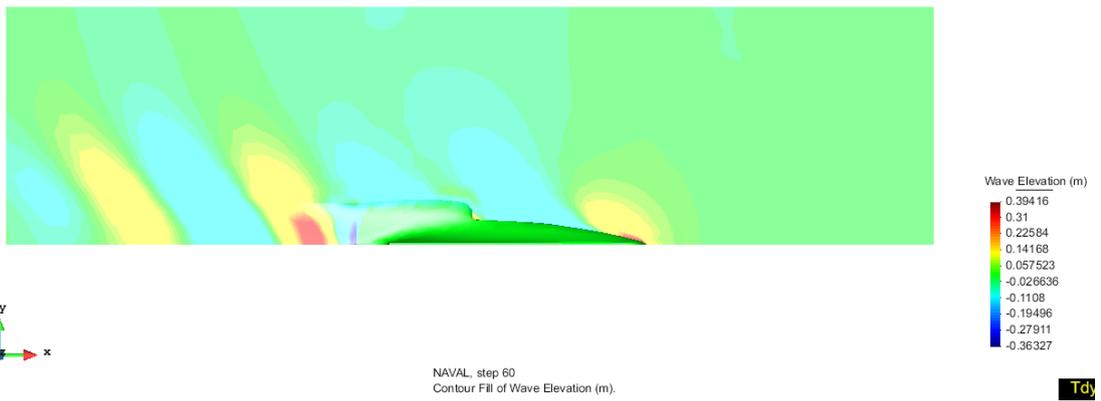
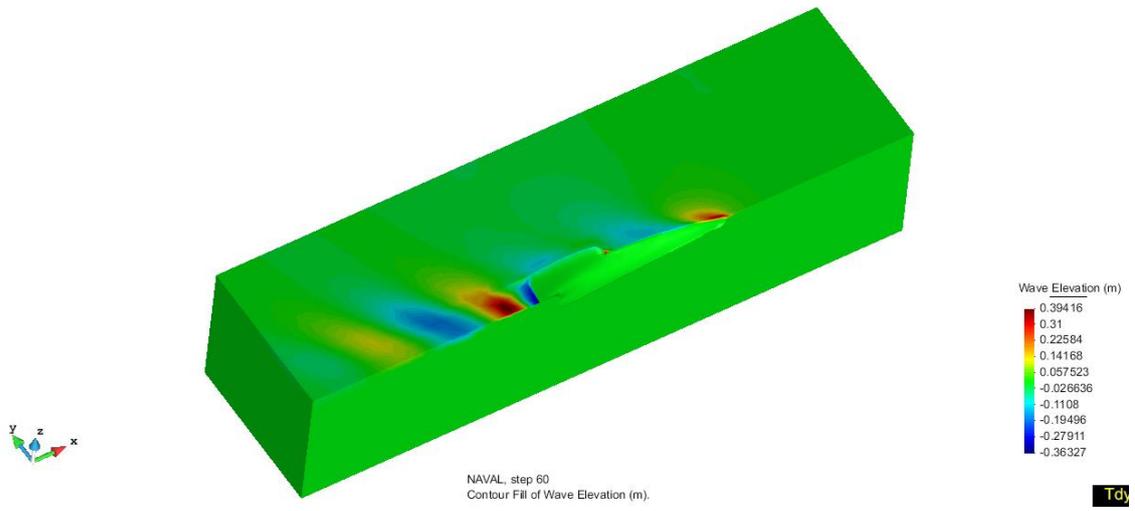
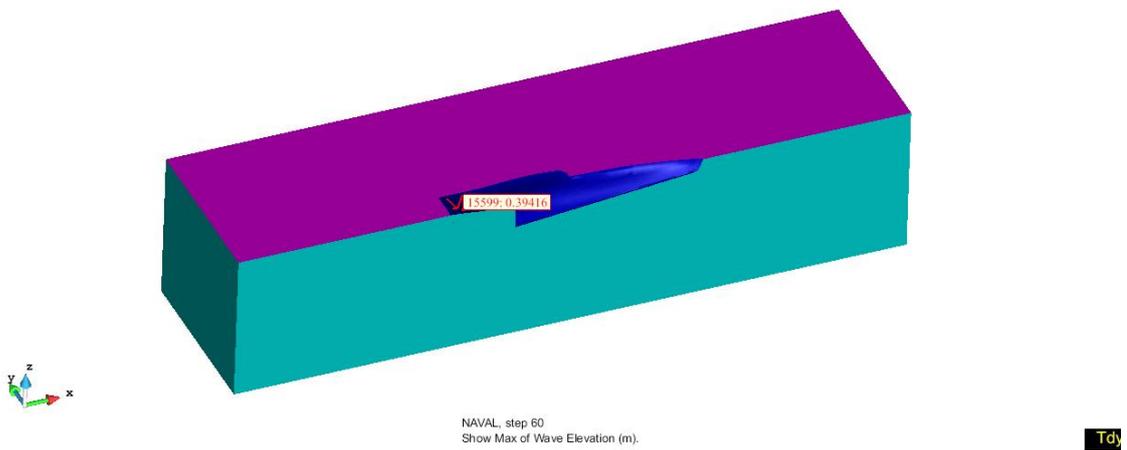
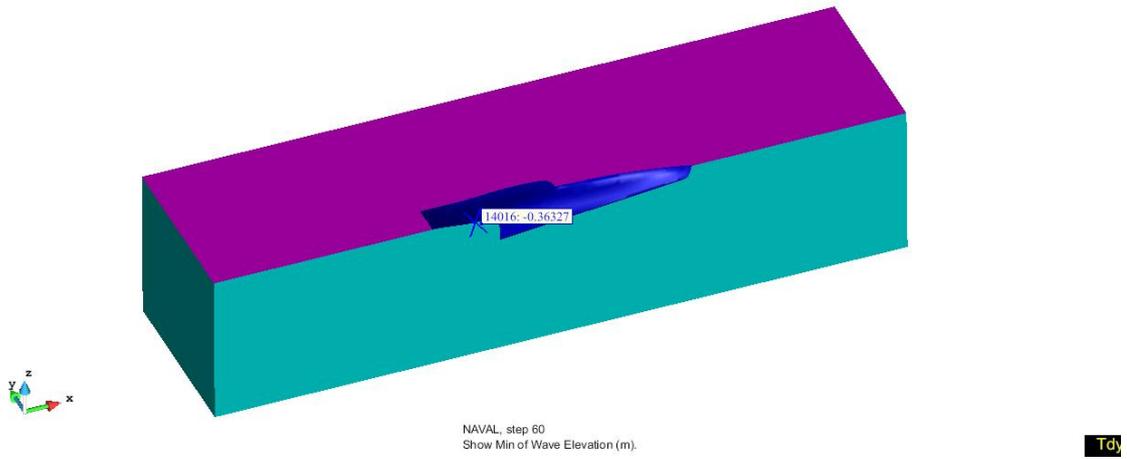


Figura 6.7 *View Elevation*.

- La distribución de la elevación de ola aparece en metros.



- Se selecciona la opción *Show min max* en *View Results* para visualizar la elevación de la ola máxima y mínima igual que en los puntos anteriores.



- Se pueden dibujar gráficas de manera sencilla usando la ventana *View Graphs*, esta permite seleccionar la variable y la línea para definir la gráfica, puede abrirse a través de **Windows – Border graph** (Figura 6.8).

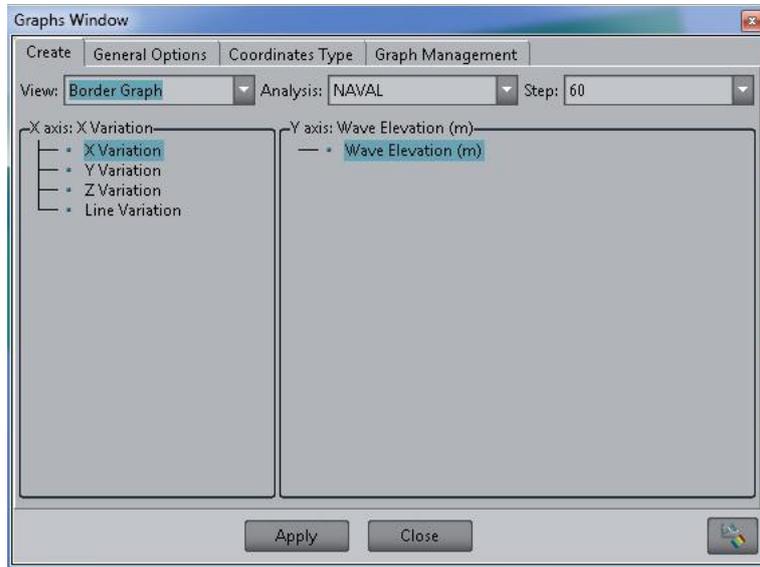


Figura 6.8 *Graphs*.

Seleccionar el tipo de variación (eje X de la gráfica).

Seleccionar la variable a dibujar (eje Y de la gráfica).

Seleccionar la componente del vector a ser dibujada.

Se selecciona la línea que define la variación del eje X.

Mientras que los gráficos se visualizan sobre una sección transversal solamente, se tiene que proceder a cortar la malla en la posición deseada. Para realizar un corte se puede hacer siguiendo la secuencia de menú siguiente: **DoCuts > CutPlane > 2 points o DoCuts > CutPlane > 3 points** (Figura 6.9).

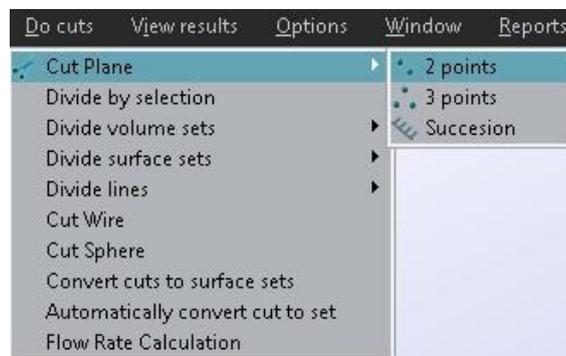


Figura 6.9 *Cut plane*.

Esta opción permite definir el plano de corte con dos o tres puntos.

Seleccionando los nodos de la malla puedes introducir puntos, aunque también puedes hacerlo con el ratón o mediante las coordenadas de los puntos.

En la ventana *Select and Display Style* (Figura 6.10) los resultados del corte aparecerán definidos junto a los otros sistemas como *cut 1*, *cut 2*, etc.

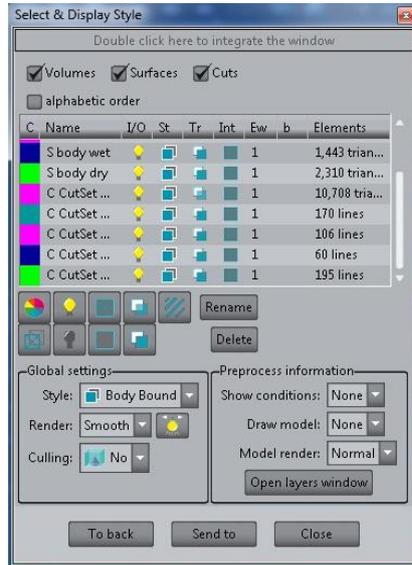


Figura 6.10 *Select and Display Style*.

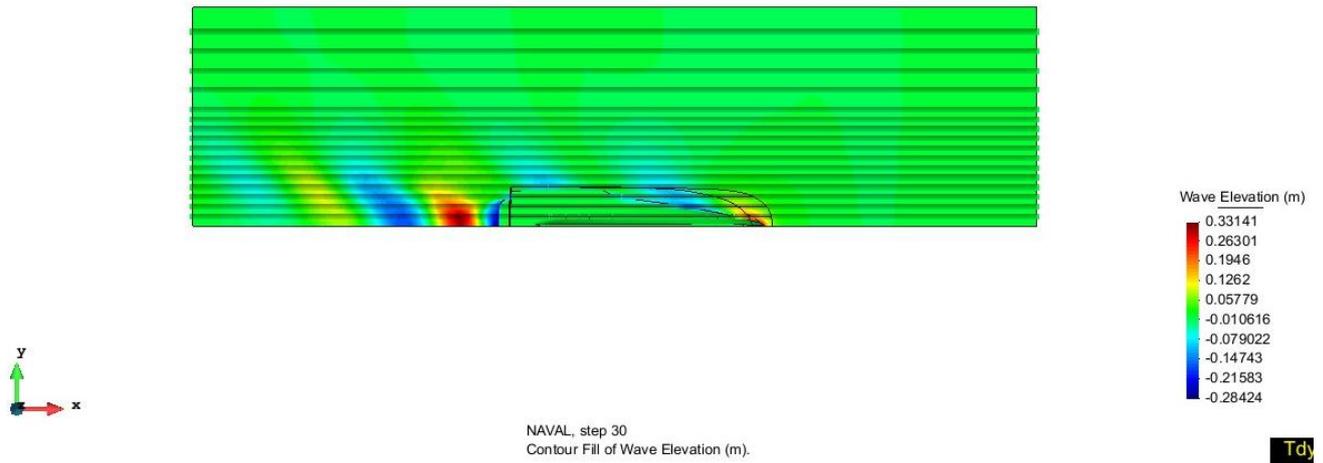
Todas las entidades pueden ser puestas en *on* o en *off*. Dejando solamente en *on* los cortes, se puede trazar y visualizar los resultados sobre la sección transversal seleccionando el correspondiente corte dentro de la ventana *View graphs*.

Los cortes de la ola se realizan desde crujía con un intervalo de distancia de  $0.25 \cdot B/2$  excepto en los dos últimos cortes, en los que el intervalo es de  $0.5 \cdot B/2$ .

En la representación gráfica de los cortes de las olas, en el eje de las ordenadas se tiene el valor de la altura de la ola en metros y en el eje de las abscisas está representada la longitud del volumen de control.

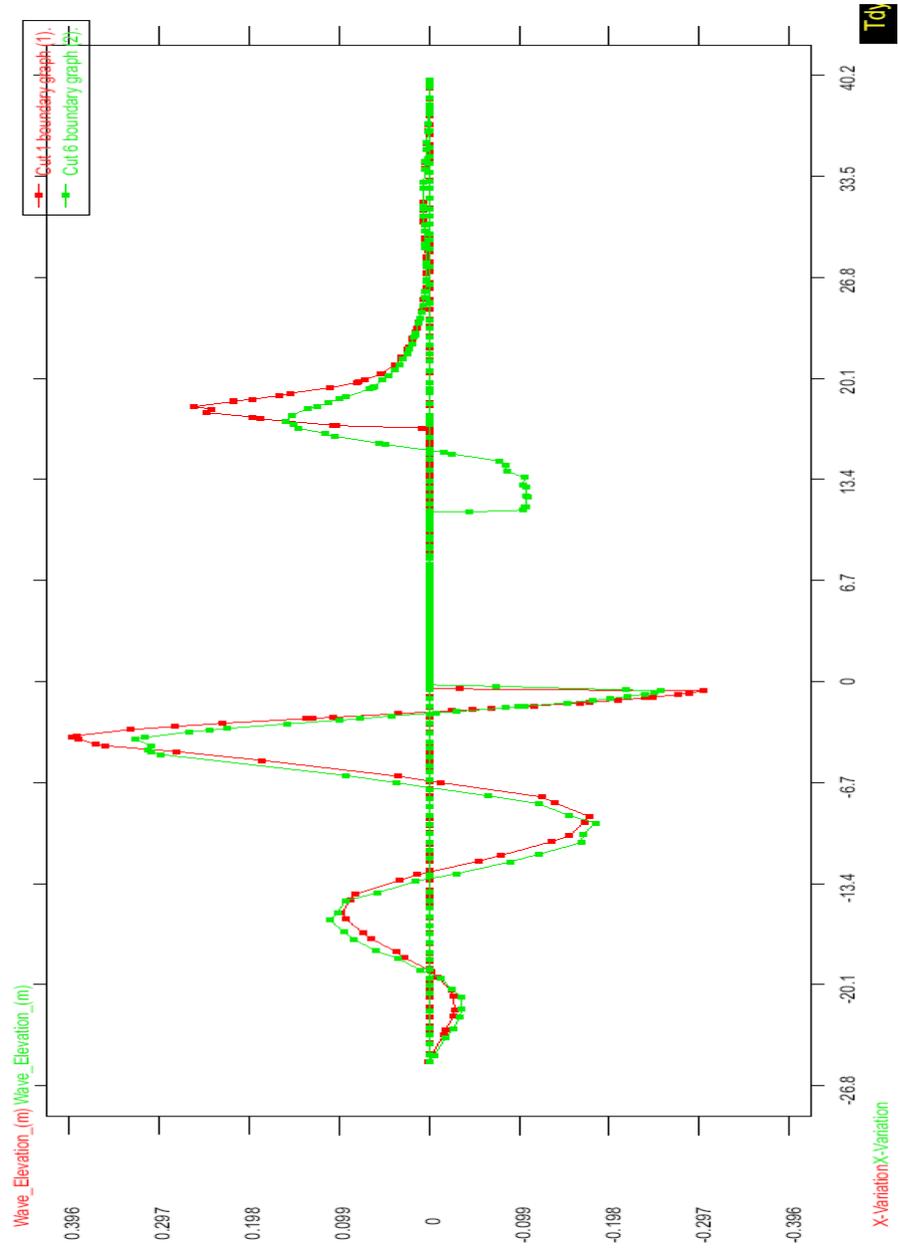
Coordenadas	Punto 1			Punto 2		
	x	y	z	x	y	Z
0,25B/2	2	0,783	0	8	0,783	0
0,5B/2	2	1,565	0	8	1,565	0
0,75B/2	2	2,348	0	8	2,348	0
1B/2	2	3,13	0	8	3,13	0
1,25B/2	2	3,913	0	8	3,913	0
1,5B/2	2	4,695	0	8	4,695	0
1,75B/2	2	5,478	0	8	5,478	0
2B/2	2	6,26	0	8	6,26	0
2,25B/2	2	7,043	0	8	7,043	0
2,5B/2	2	7,825	0	8	7,825	0
2,75B/2	2	8,608	0	8	8,608	0
3B/2	2	9,39	0	8	9,39	0
3,5B/2	2	10,955	0	8	10,955	0
4B/2	2	12,52	0	8	12,52	0
4,5B/2	2	14,085	0	8	14,085	0
5B/2	2	15,65	0	8	15,65	0

Cortes realizados al volumen de control



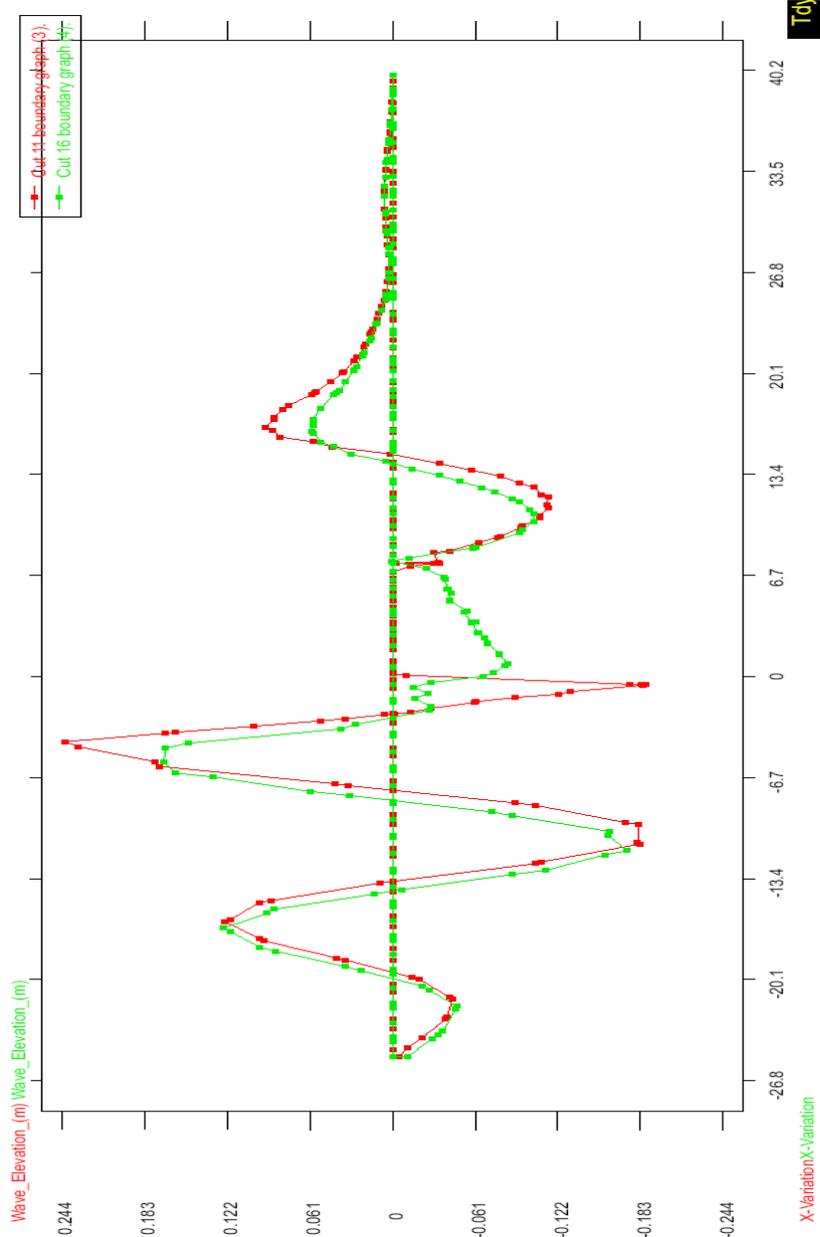
Corte (0,25B/2 y 0,5B/2)

donde B es la manga del buque.



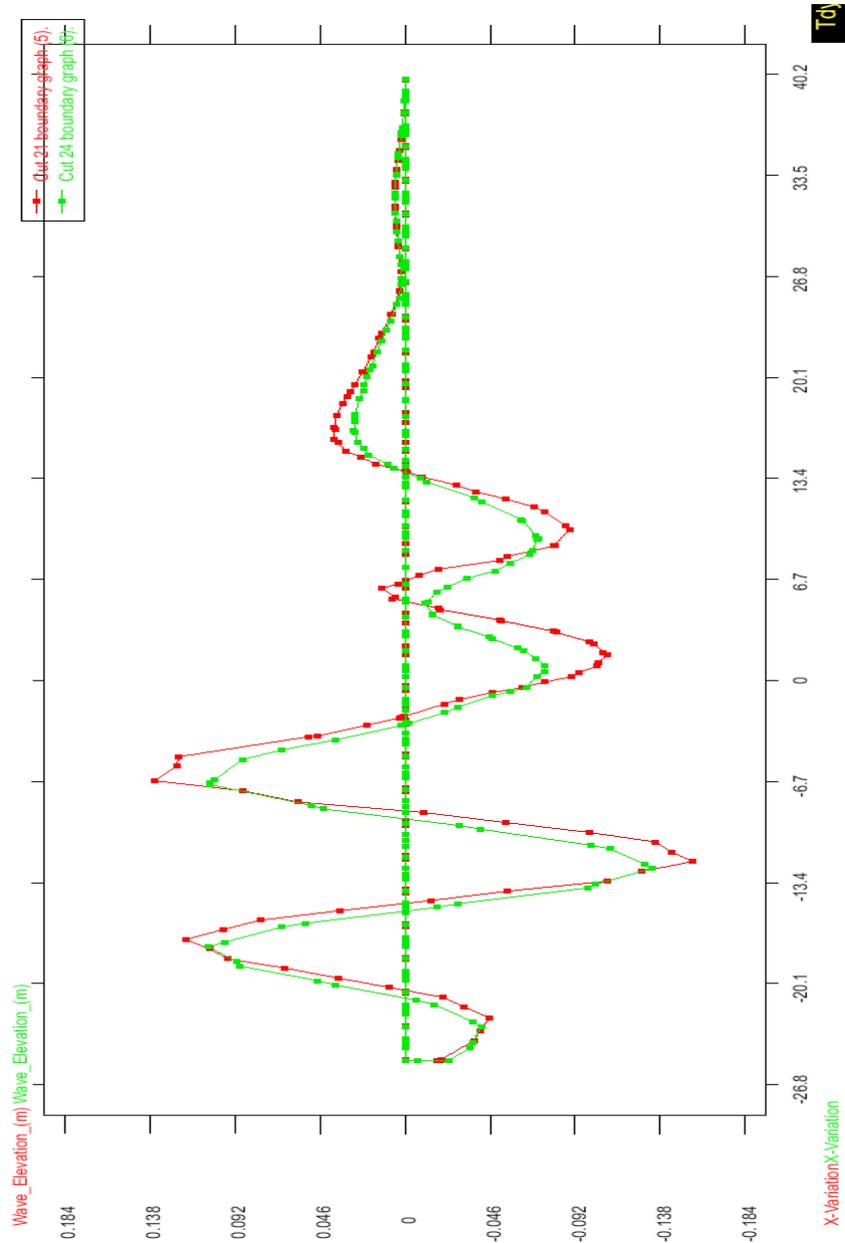
Corte (0,75B/2 y 1B/2)

donde B es la manga del buque.



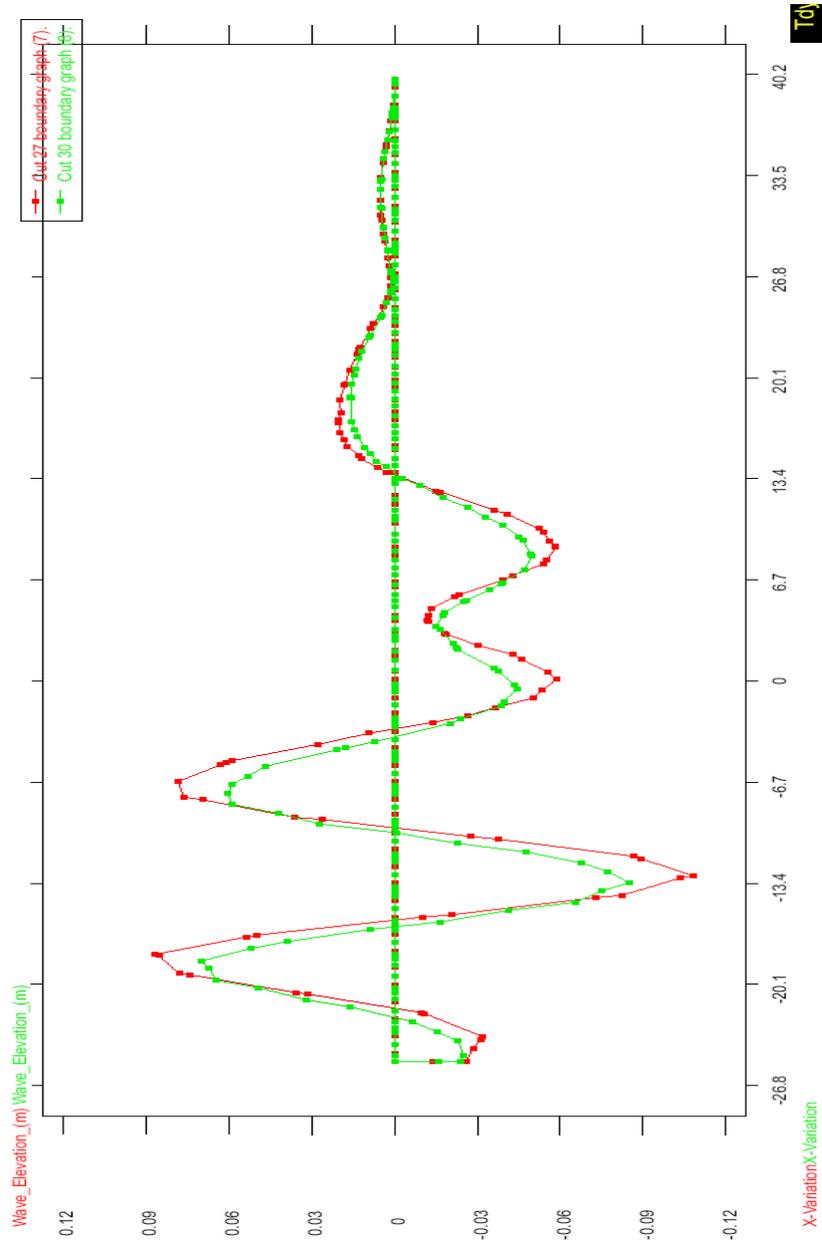
Corte (1,25B/2 y 1,5B/2)

donde B es la manga del buque.



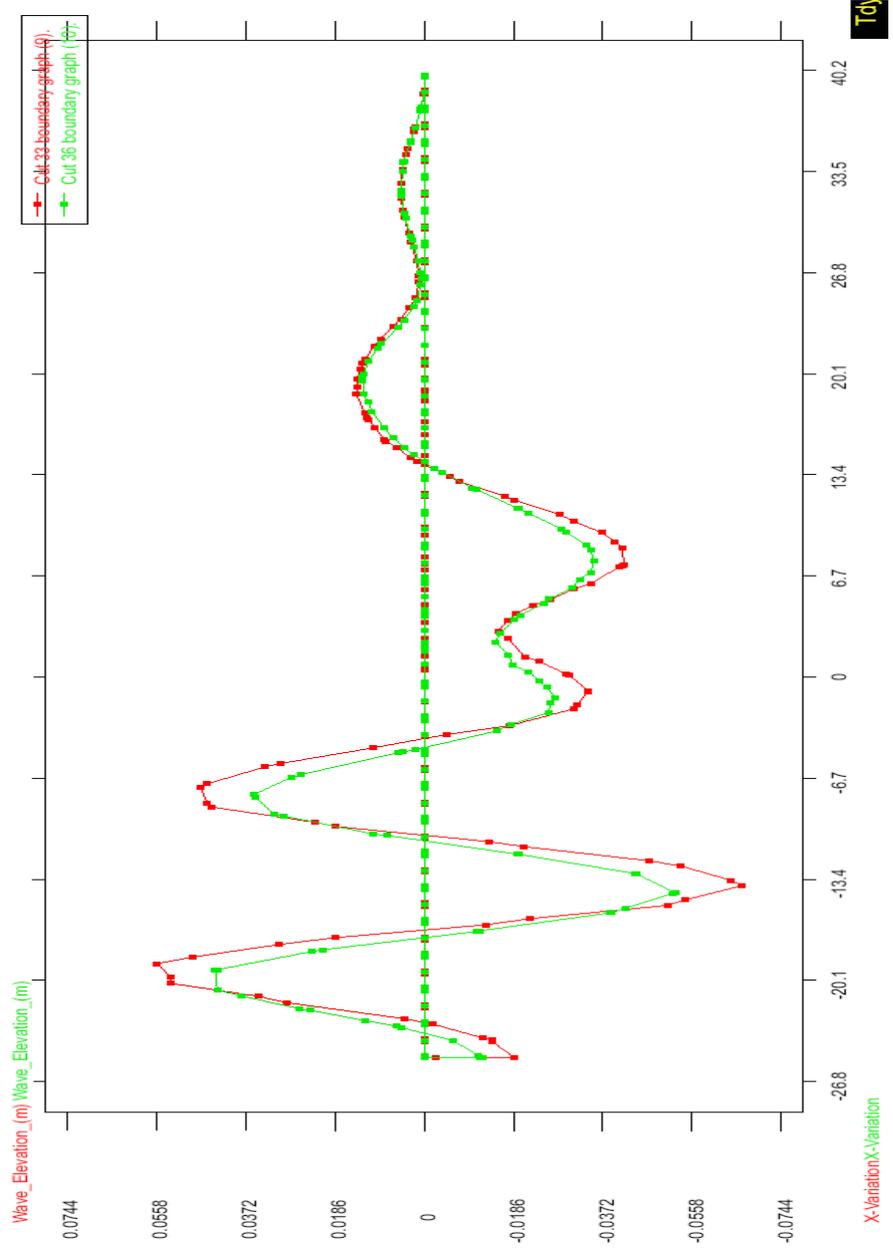
Corte (1,75B/2 y 2B/2)

donde B es la manga del buque.



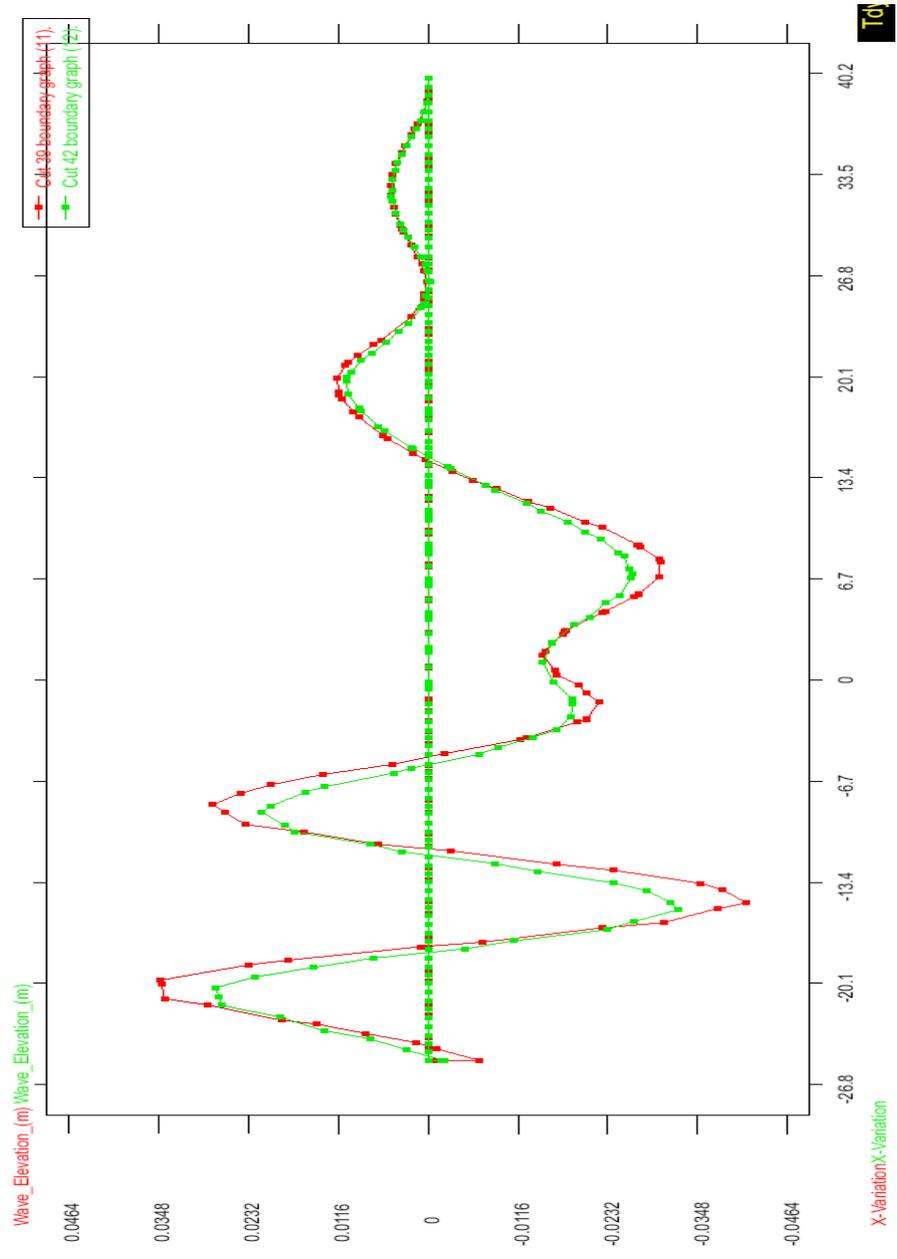
Corte (2,25B/2 y 2,5B/2)

donde B es la manga del buque.



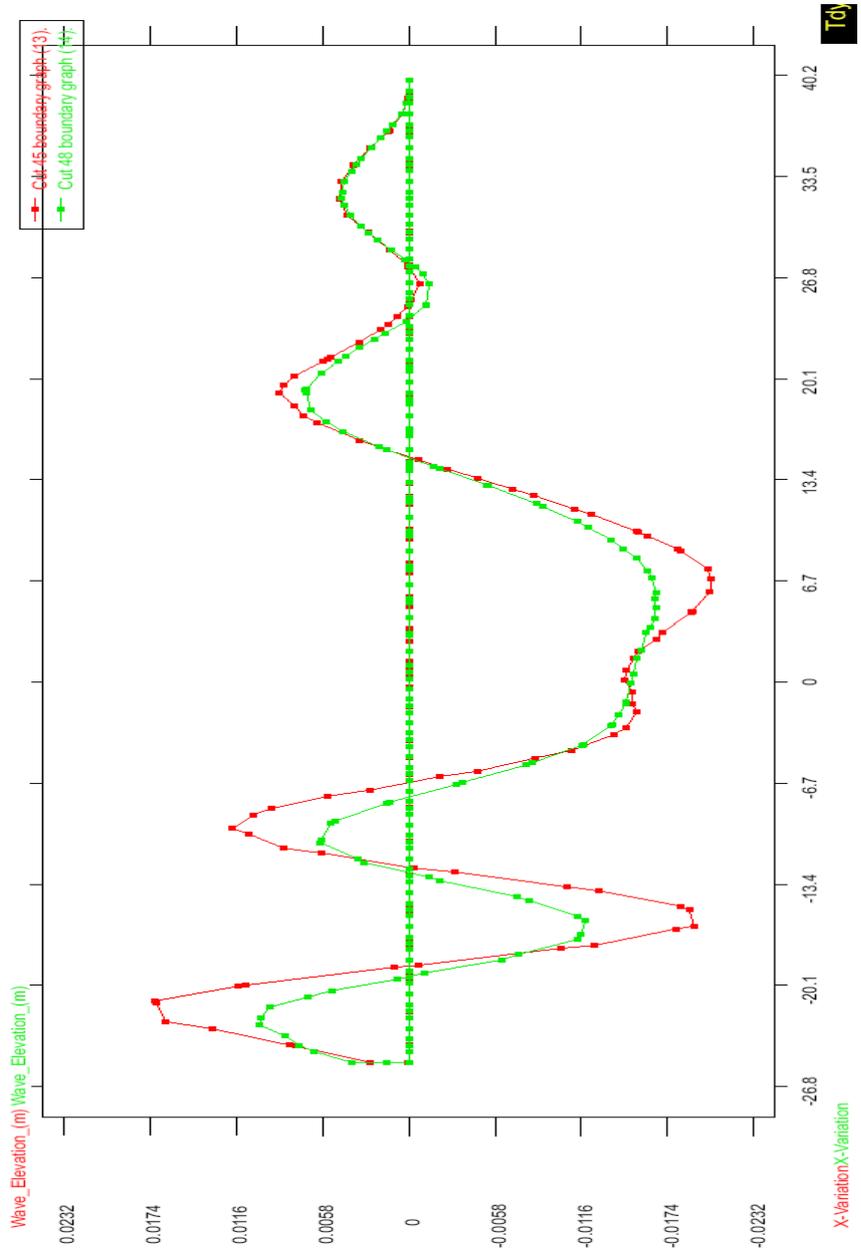
Corte (2,75B/2 y 3B/2)

donde B es la manga del buque.



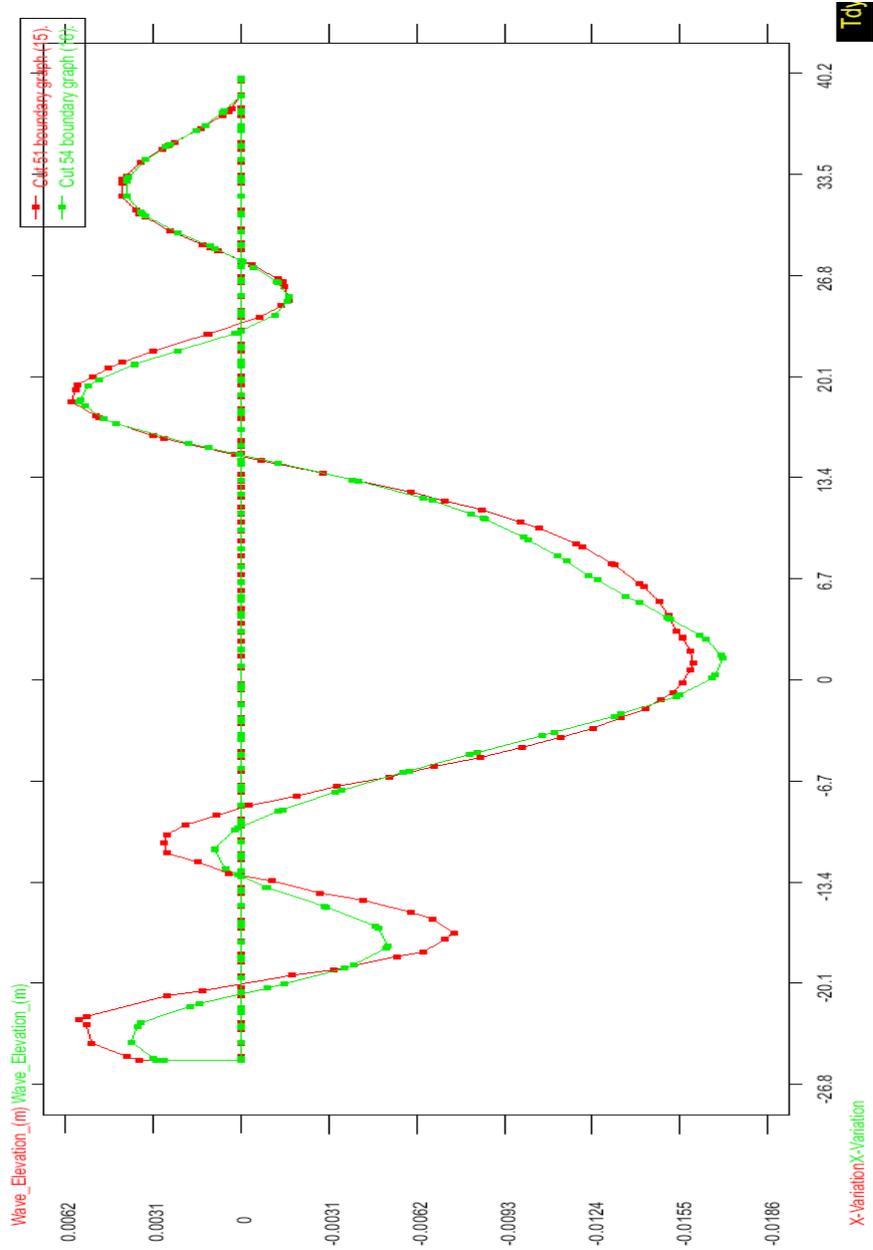
Corte (3.5B/2 y 4B/2)

donde B es la manga del buque.

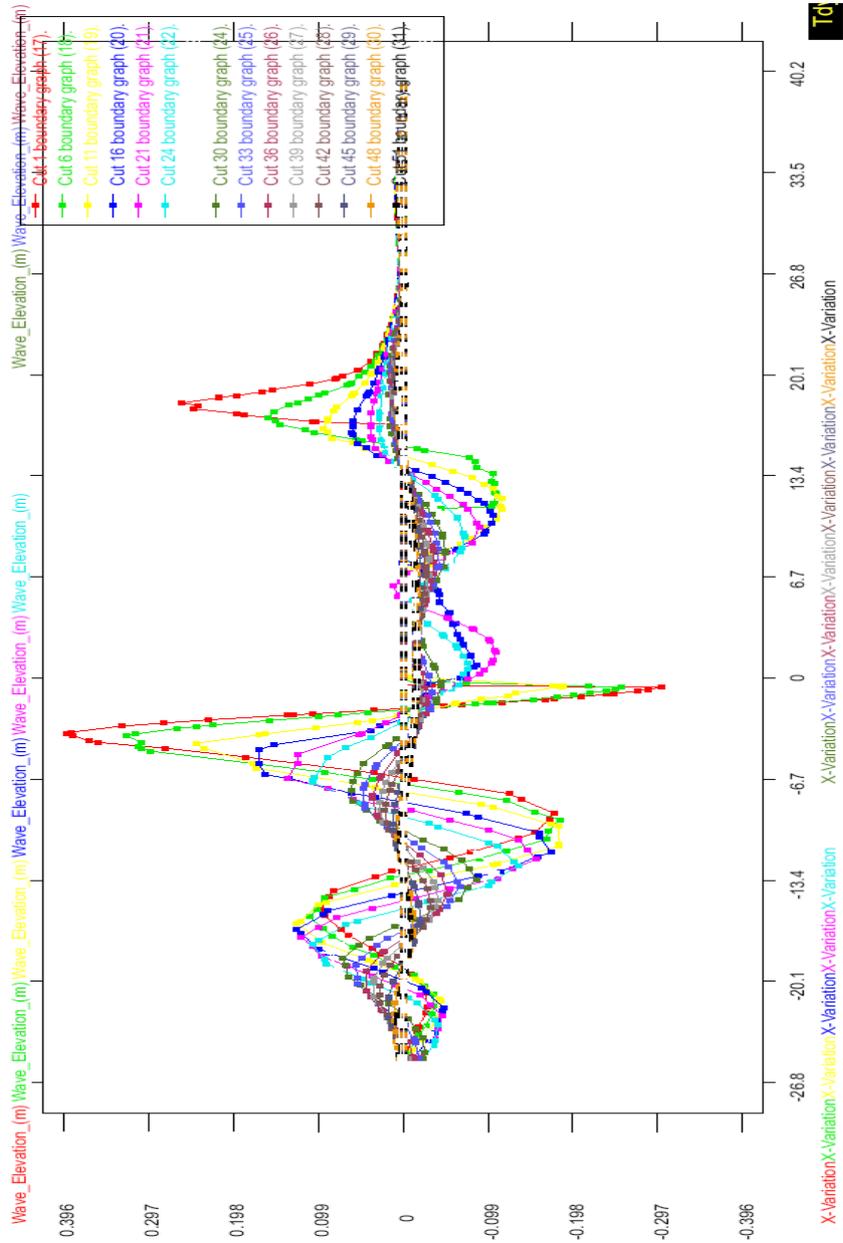


Corte (4,5B/2 y 5B/2)

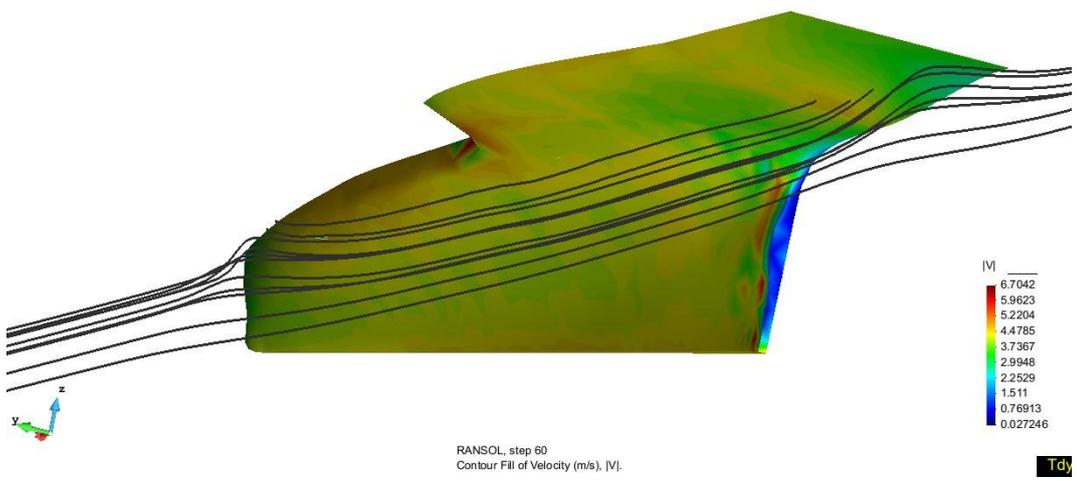
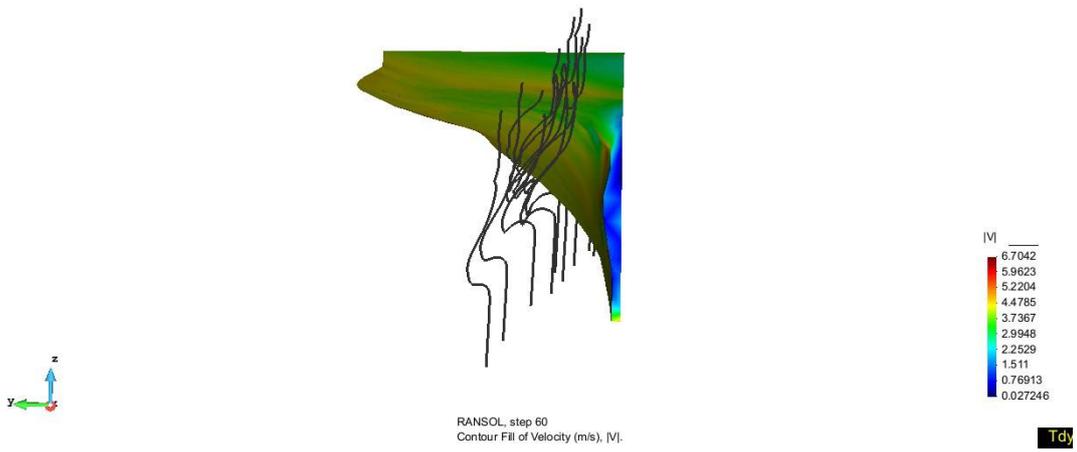
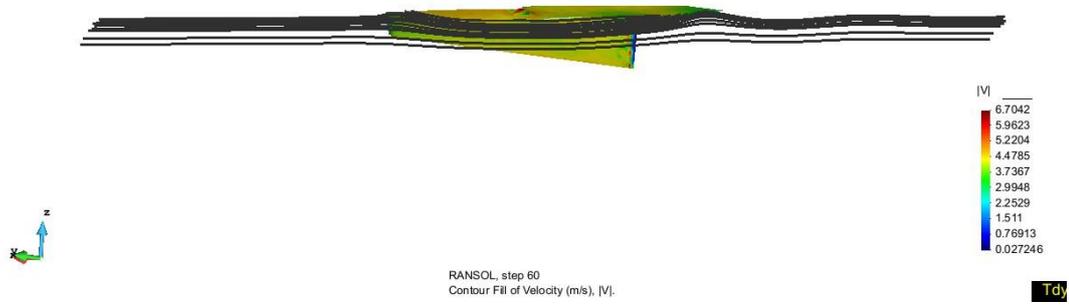
donde B es la manga del buque.



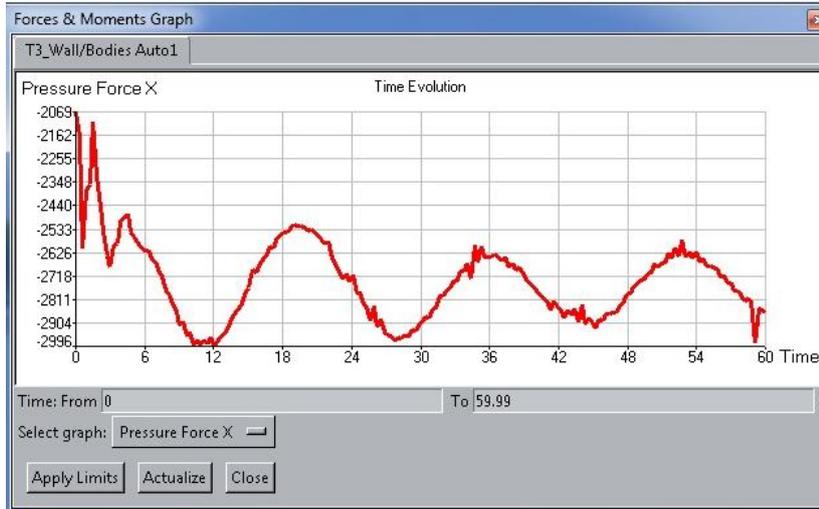
Todos los cortes



### 6.1.5 Distribución de Líneas de Corriente a lo largo del modelo

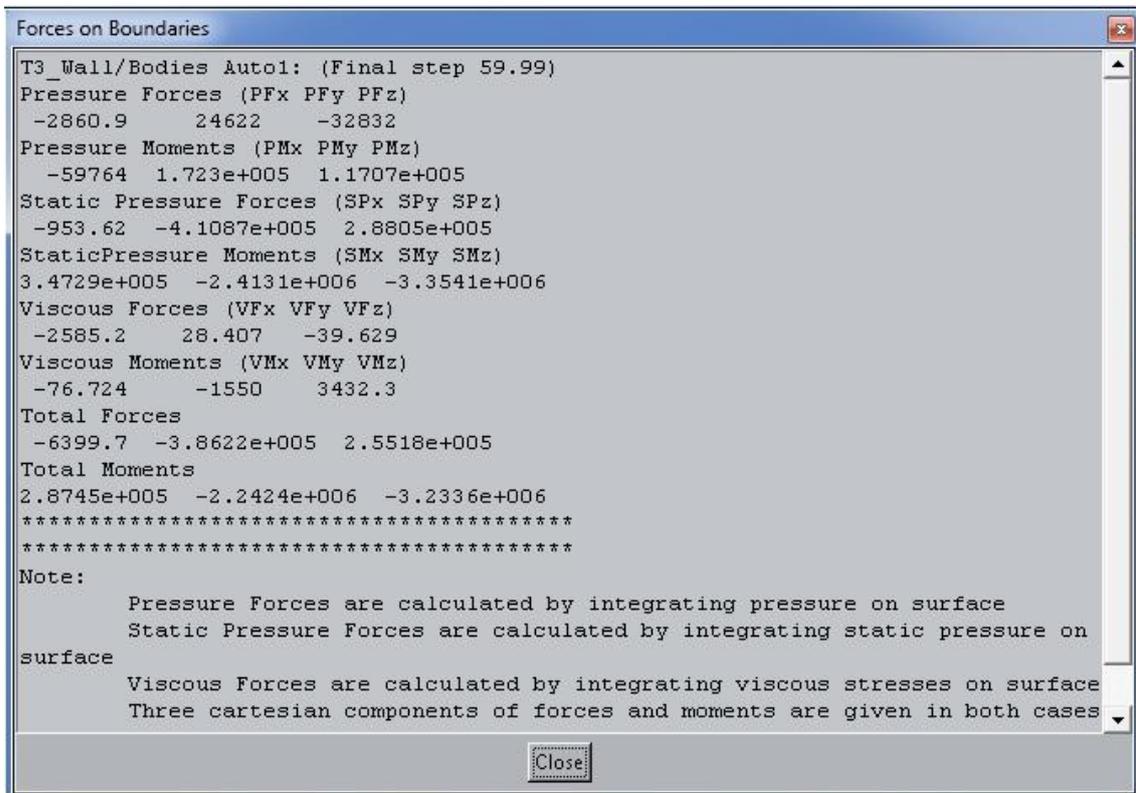


### 6.1.6 Gráfico de Fuerzas y Momentos



### 6.1.7 Resultado de Fuerzas y Momentos

Forma de presentación de los resultados obtenidos por Tdyn en tanto que fuerzas y momentos se refiere.



## 6.2 Resultados correspondientes a la carena con flap

A continuación se visualiza los resultados utilizando una interfaz gráfica de post-proceso perfectamente integrado en un panel en forma de árbol compacto, lo que añade funciones adicionales a las tradicionales de post-proceso. Por lo tanto, este post-proceso puede procesar todas las características de un panel, lo que hace fácil su manejo. La interfaz gráfica de post-proceso se encuentra por defecto en el lado izquierdo de la pantalla del programa.

Una vez dentro del post-proceso existen algunas características de visualización y opciones de gestión de la sección de pre-proceso: Zoom, Rotar (Girar pantalla / objeto ejes, Girar rueda de desplazamiento, etc.), volver a dibujar, renderizar, etiquetar, seleccionar capas, etc.

Observaciones: Se debe destacar que es necesario elegir el archivo de resultados *Binary 2* en las preferencias de formato de árbol de datos para ser capaz de leer los resultados con éxito en el post-proceso ya que el archivo *Binary 1* se utiliza para el formato del post-proceso tradicional.

El menú contextual del post-proceso se puede ver en la Figura 6.11.

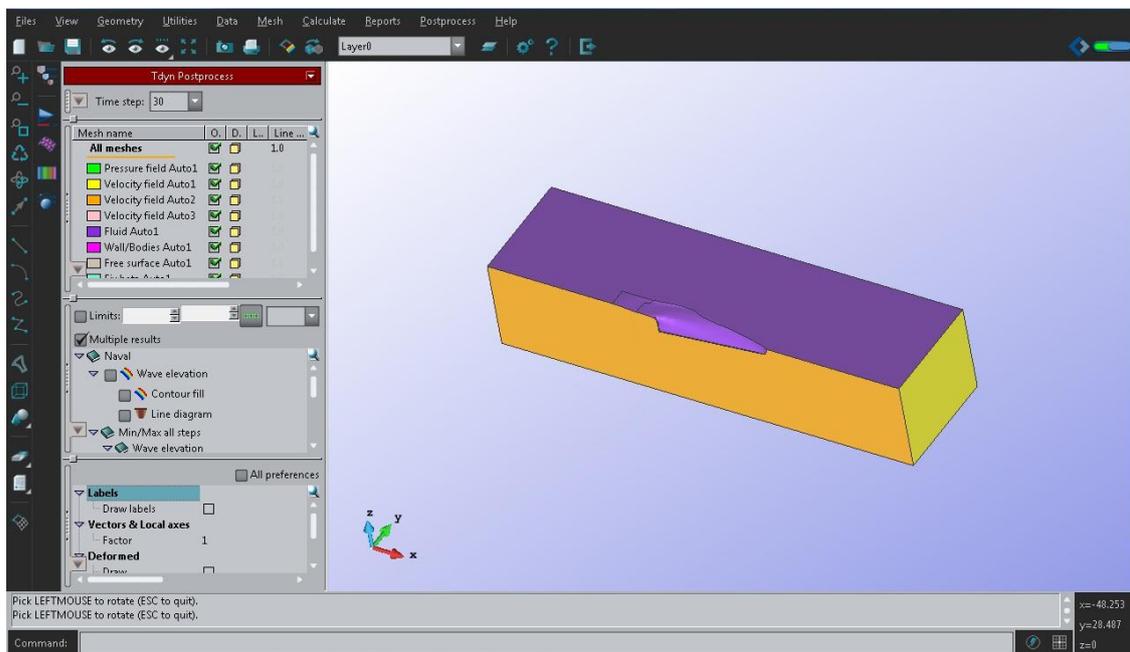


Figura 6.11 *Post- Process.*

Una vez se llegue al post-proceso, La ventana principal de post-proceso tiene varios conjuntos de opciones, como el control de las animaciones, las mallas, los resultados o los selectores de las preferencias. De esta manera, cada conjunto de estas opciones se pueden abrir o minimizar pulsando sobre su propio botón gris rectangular, que está situado verticalmente en el lado izquierdo de la ventana de post-proceso. Esto se puede observar en la Figura 6.12.

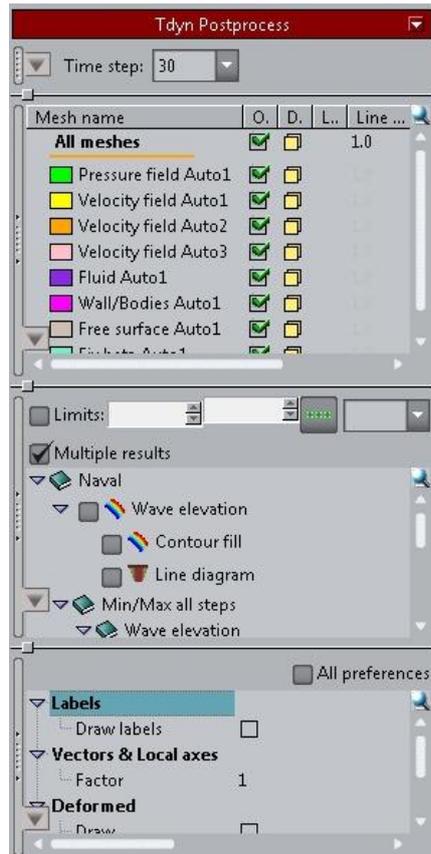


Figura 6.12 Ventana de Post- Process.

A continuación se describirán los siguientes conjuntos de opciones que se pueden utilizar durante el post-proceso.

- Control de animaciones
- Selección de mallas
- Selección de resultados
- Selección de preferencias
- Opciones del menú contextual

### Control de animaciones

El control de animaciones está integrado en el programa como un reproductor de películas. Esta opción permite crear una visión de las animaciones de los resultados del proceso, donde se puede fijar los límites a lo largo de la animación o incluso definir los límites máximo y mínimo en los resultados de selección. Los tres botones en la barra de reproducción se explican por sí mismo: *Rewind*, *Play* y *Step*.

Por otra parte, al hacer clic en la barra deslizante de la animación se rebobina o avanza. Hay que tener en cuenta que es posible repetir una animación con la opción *Repeat*. En la Figura 6.13 se puede apreciar el menú de animación.



Figura 6.13 Control de Animaciones.

Es importante decir que si el análisis es estático, entonces el programa permite calcular de forma automática algunos pasos mediante una interpolación.

### Selección de mallas

Esta herramienta permite ver sólo la malla que se desea y ocultar otras u ocultar la malla entera. Es útil para hacer más fácil la visualización de mallas seleccionadas en la ventana gráfica (Figura 6.14).

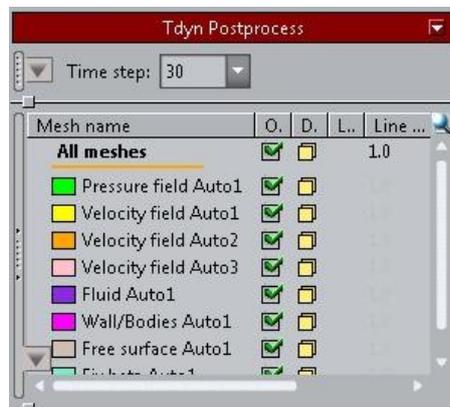


Figura 6.14 Selección de mallas.

En esta opción, se puede elegir si se quiere ver la malla en *Display Style*, si se quiere la superficie transparente o no en *Transparent*, como ya se ha mencionado, si se quiere apagar una superficie, en *on/off*, etc.

### Selector de resultados

Desde esta ventana se pueden seleccionar casi todas las opciones de visualización. Según el tipo de problema que se analiza se podrán unos resultados u otros. Para este caso se puede visualizar, en el modulo NAVAL la opción *Wave Elevation* (Elevación de ola) y en el modulo RANSOL se puede elegir entre presión y velocidad. En el caso de vectores, una vez se elija el resultado, el programa mostrará sus vectores nodales. Para *Contour Fill* se permite la visualización de zonas de color, en la que una variable o un componente cambia entre dos valores predefinidos.

Es posible fijar límites máximos y mínimos para la escala de colores, que también se puede calcular de forma automática para las mallas activas o para todas las mallas.

En la Figura 6.15 se puede apreciar los selectores de resultados.

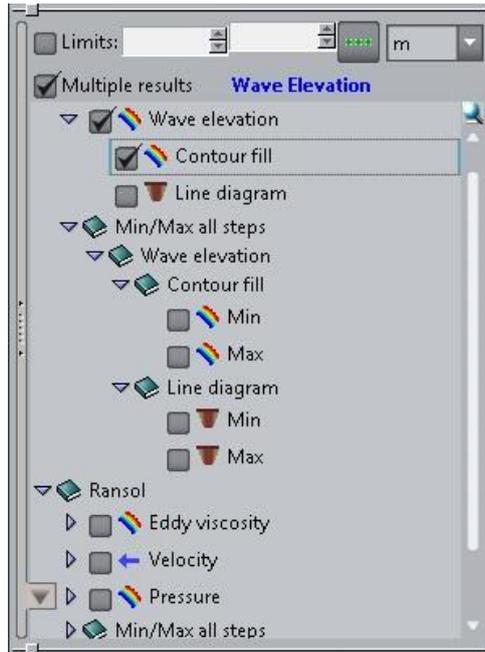


Figura 6.15 Selector de Resultados.

### Selección de preferencias

Se pueden manejar varias opciones de configuración desde esta ventana, tanto en el uso básico o avanzado:

- Básico: Para las operaciones comunes, como la deformación de vista, ver las etiquetas, etc.
- Avanzado: Muestra la información que no se modifica con frecuencia.

Hay que tener en cuenta que las preferencias avanzadas sólo se puede mostrar cuando se hace clic en el botón derecho del ratón. Además el botón derecho del ratón permite restablecer los valores iniciales. Se puede apreciar este menú para el caso que se está calculando en la Figura 6.16.

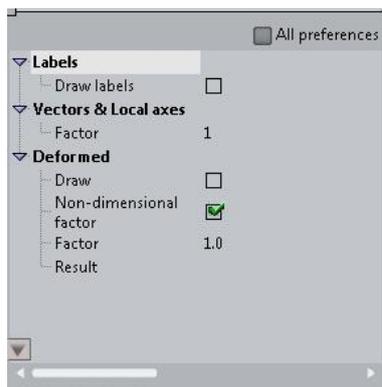


Figura 6.16 Preferences.

### Opciones del menú contextual

Por último están las opciones del menú contextual que aparece al hacer clic con el botón derecho como muestra la Figura 6.17.

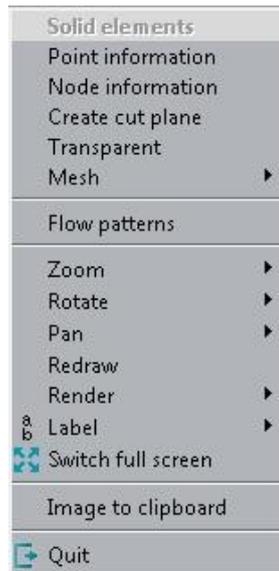
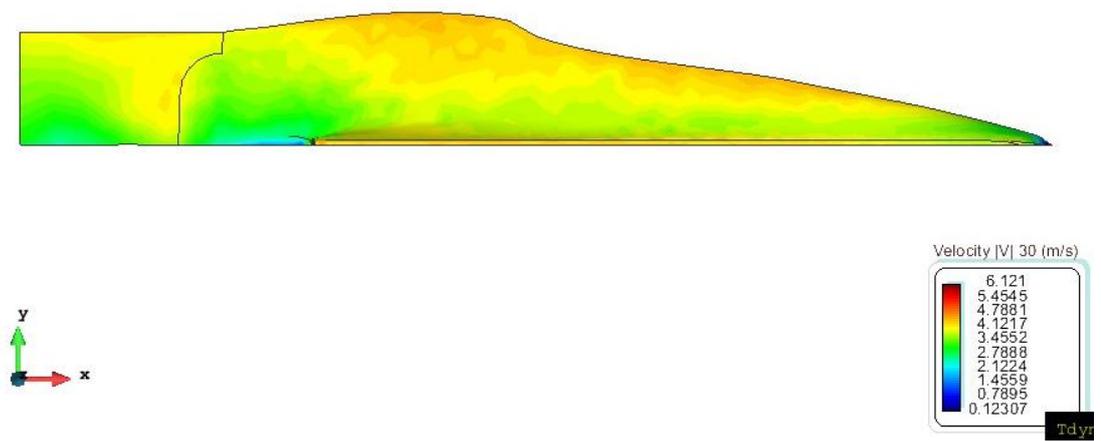
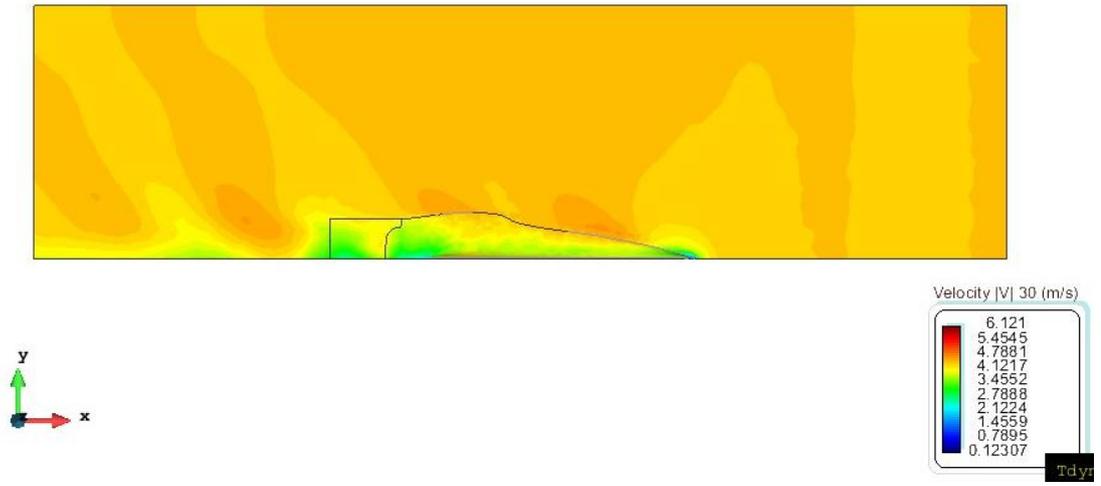
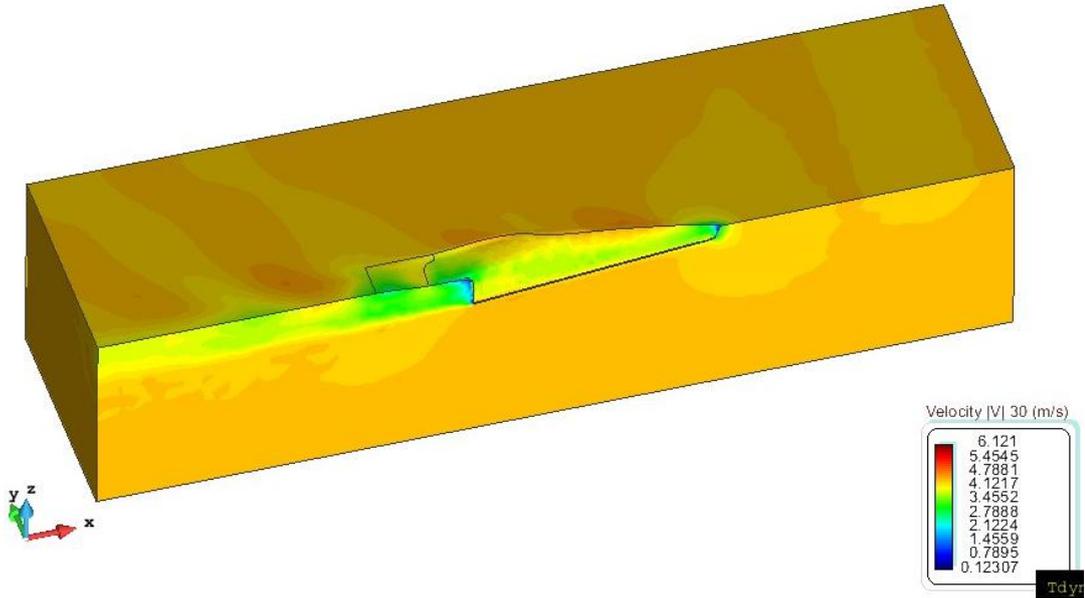


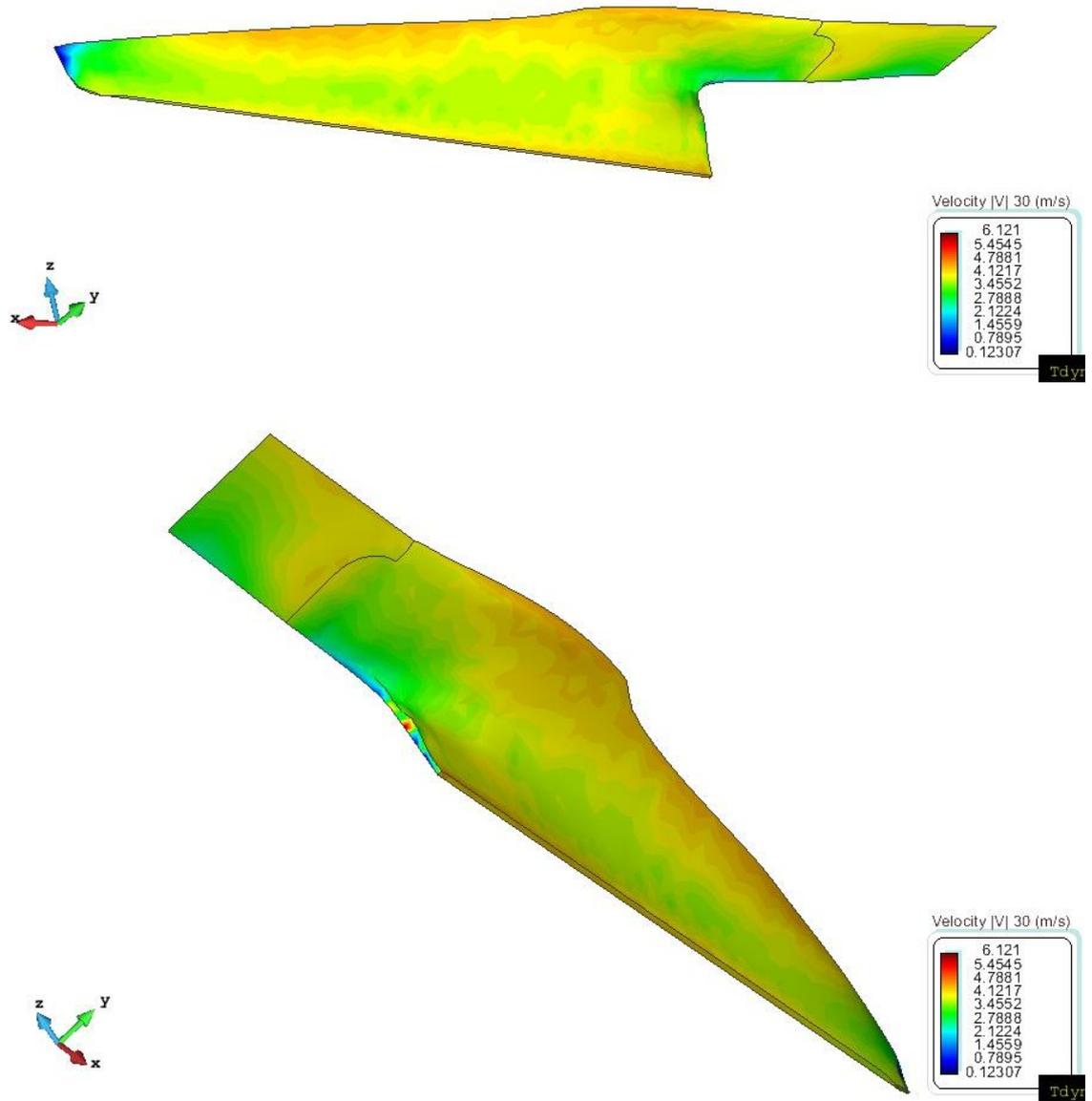
Figura 6.17 Menú Contextual.

La opción de *Point Information* da información, datos sobre un punto seleccionado. También se puede crear un corte en el modelo, esta herramienta permite la creación de cortes en los volúmenes y cortes de línea en la superficie y los límites de los volúmenes dibujando una línea. Para los cortes de línea, la línea irá desde el punto inicial al punto final. Por último, también están las opciones de *Transparent*, *Cut on Boundaries* y *Flow Patterns* esta última utilizada para el seguimiento de las partículas mediante la definición de un punto en el espacio de más de un campo de velocidad.

### 6.2.1 Distribución de velocidades

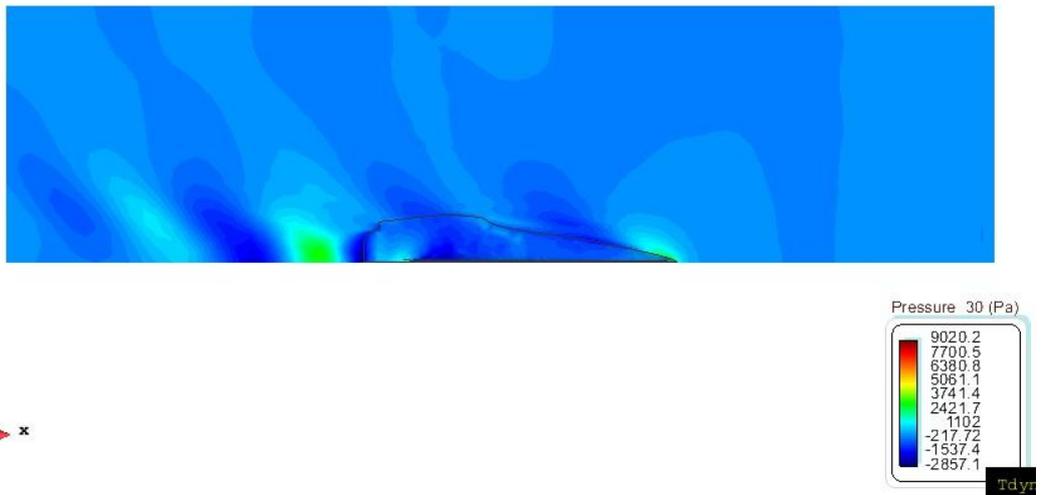
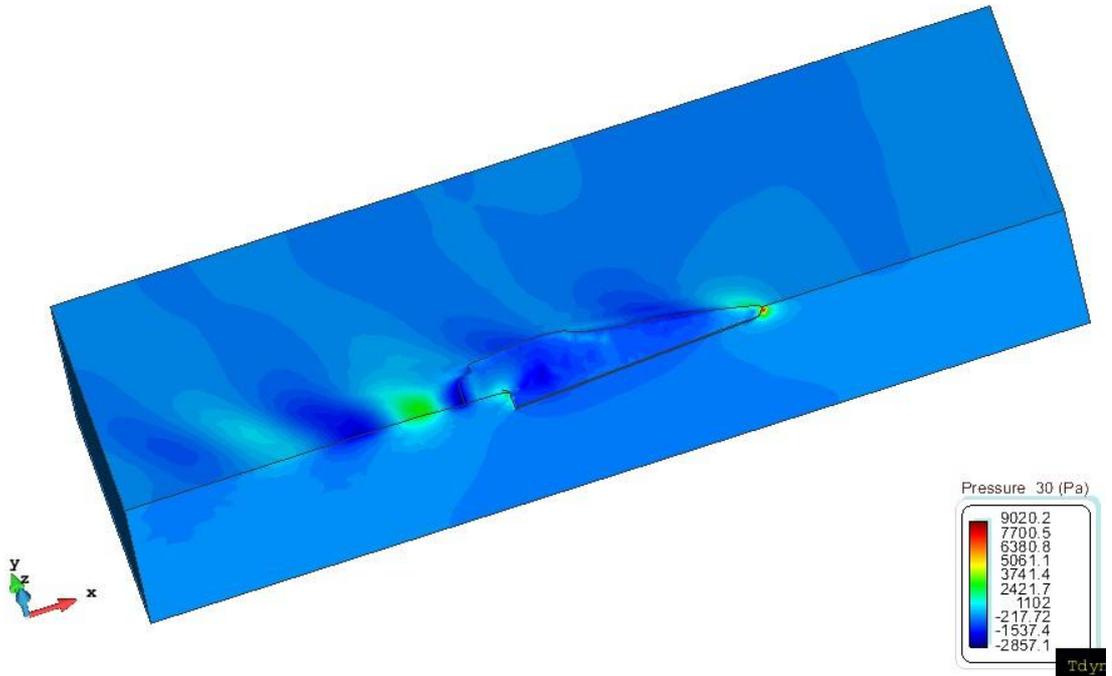
- La distribución de la velocidad aparece en m/s.

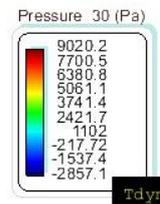
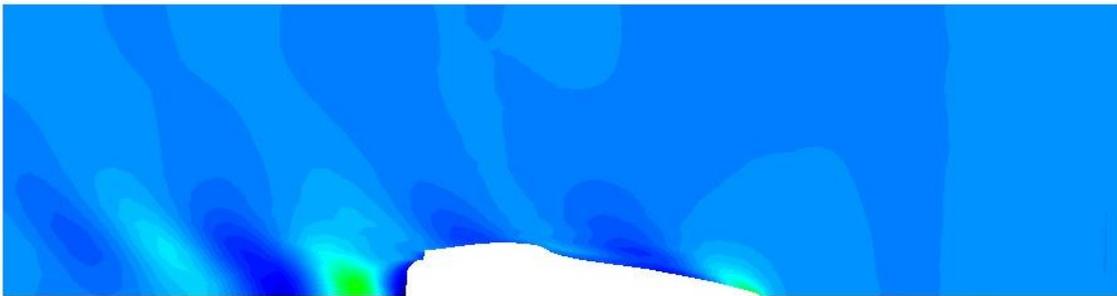
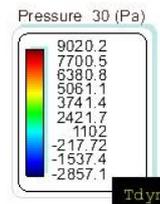
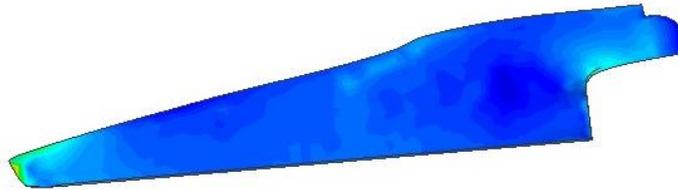
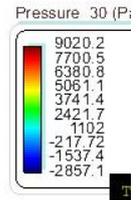
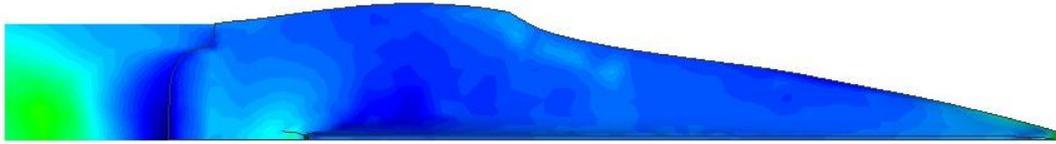




### 6.2.2 Distribución de presiones

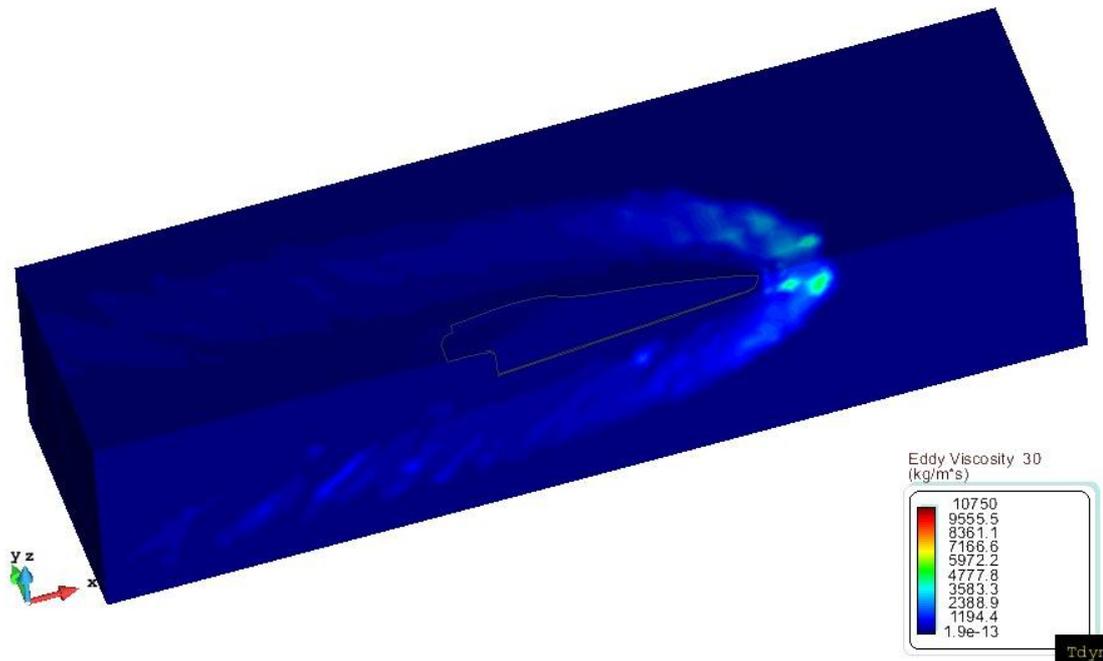
- La distribución de la presión aparece en Pascales.





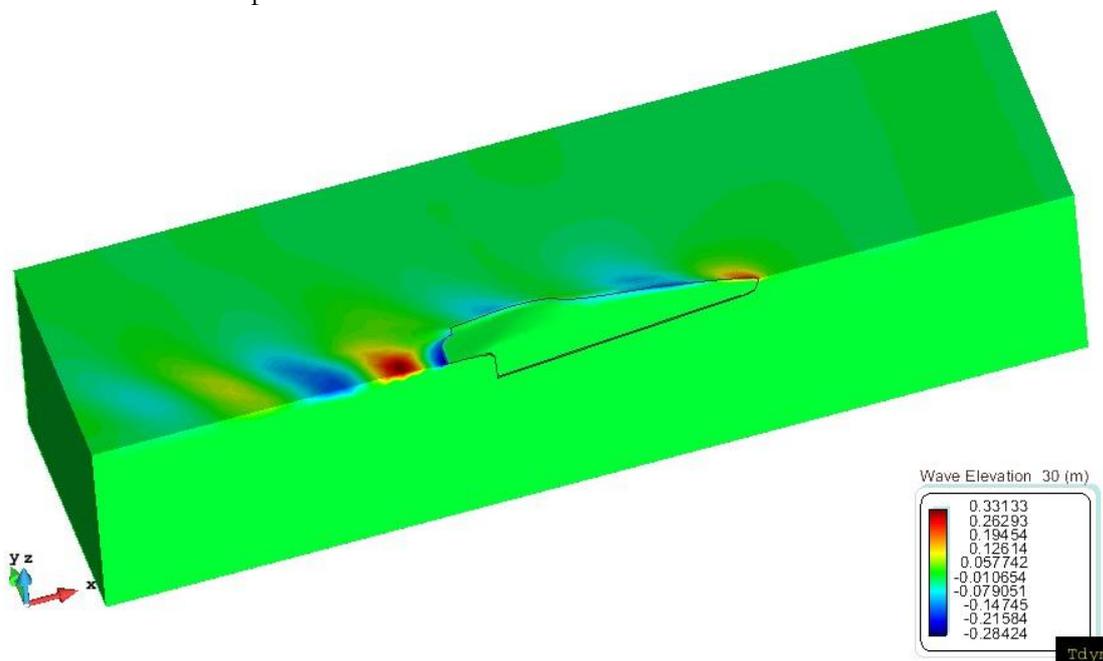
### 6.2.3 Distribución de la viscosidad

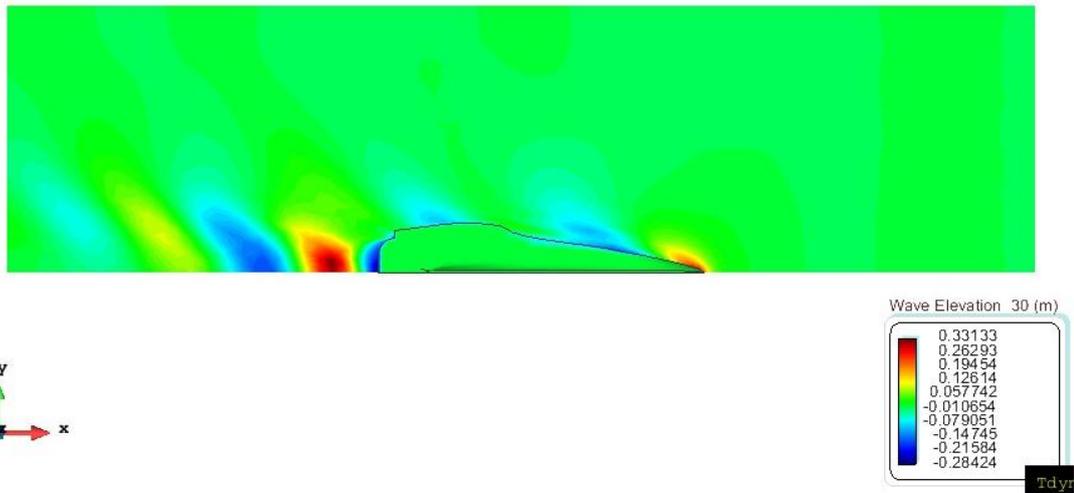
- La distribución de la viscosidad aparece en (kg/m·s)



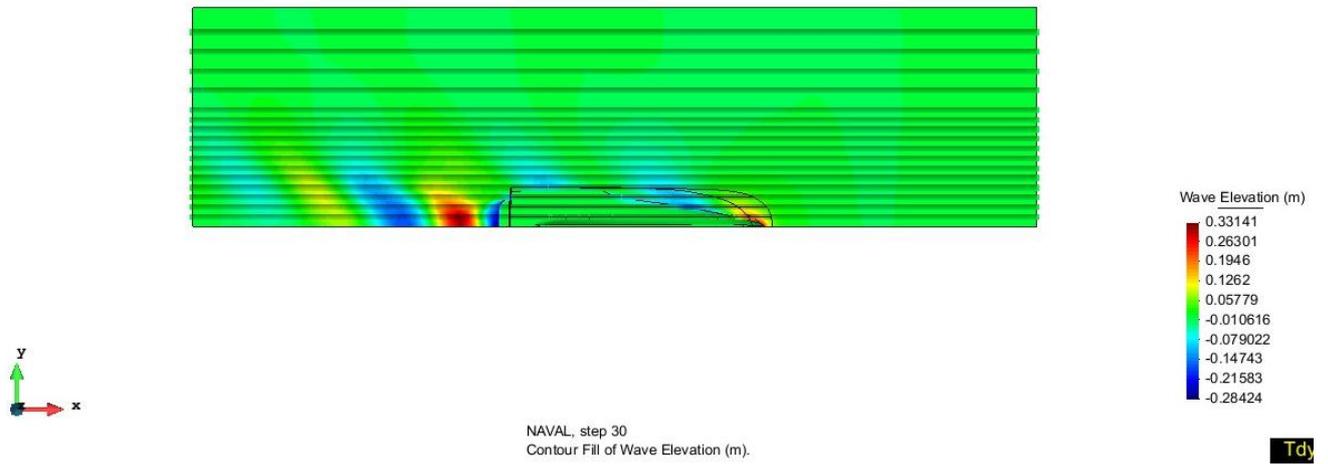
### 6.2.4 Mapa de olas y cortes

- La elevación de la ola aparece en metros.



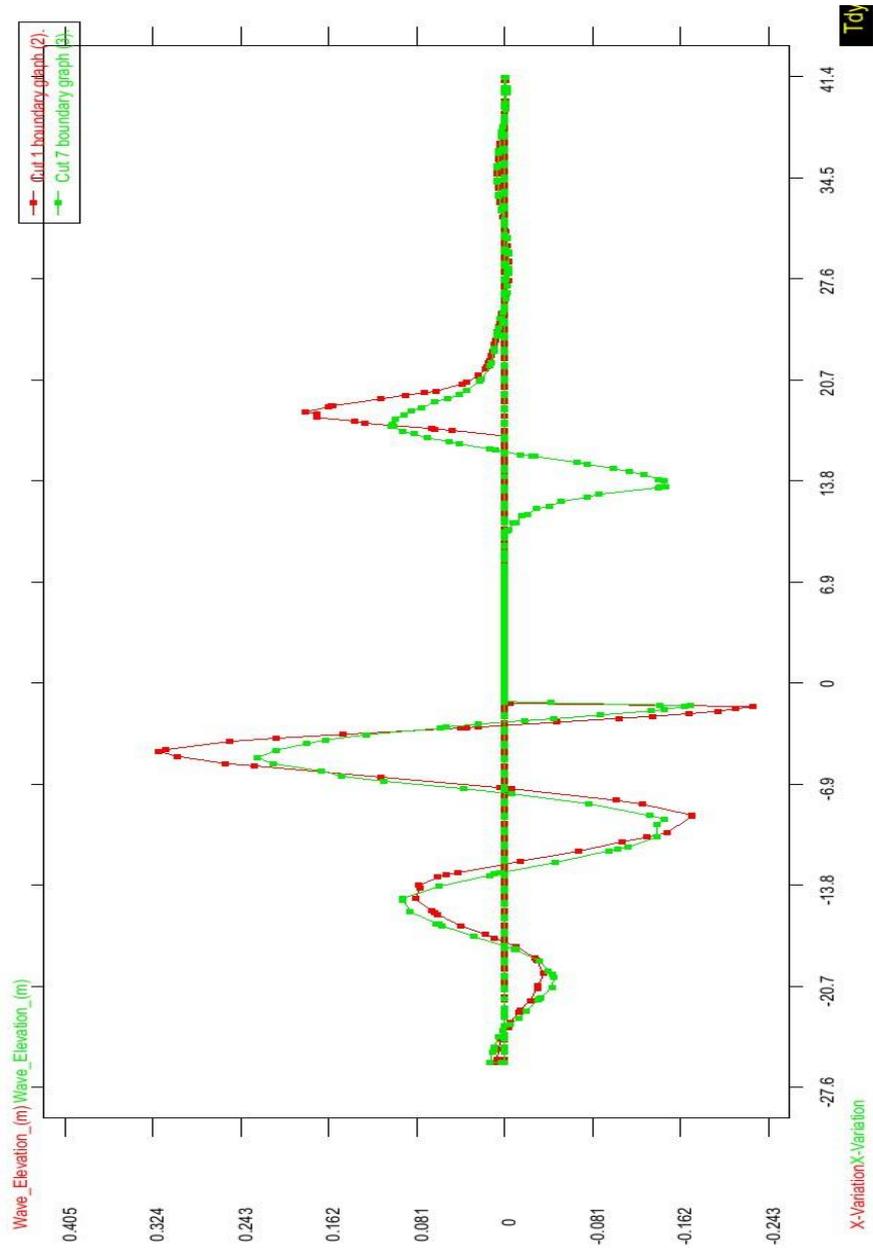


Cortes realizados al volumen de control



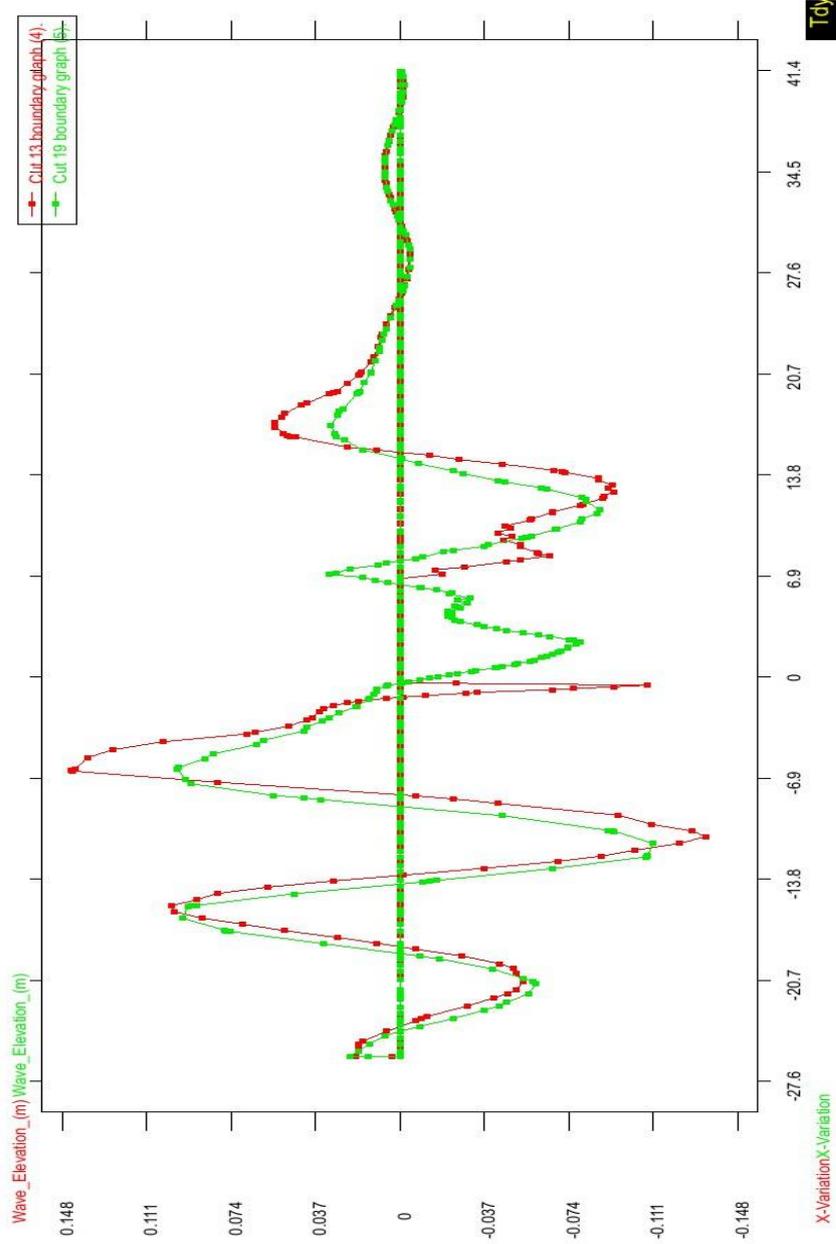
Corte (0,25B/2 y 0,5B/2)

donde B es la manga del buque



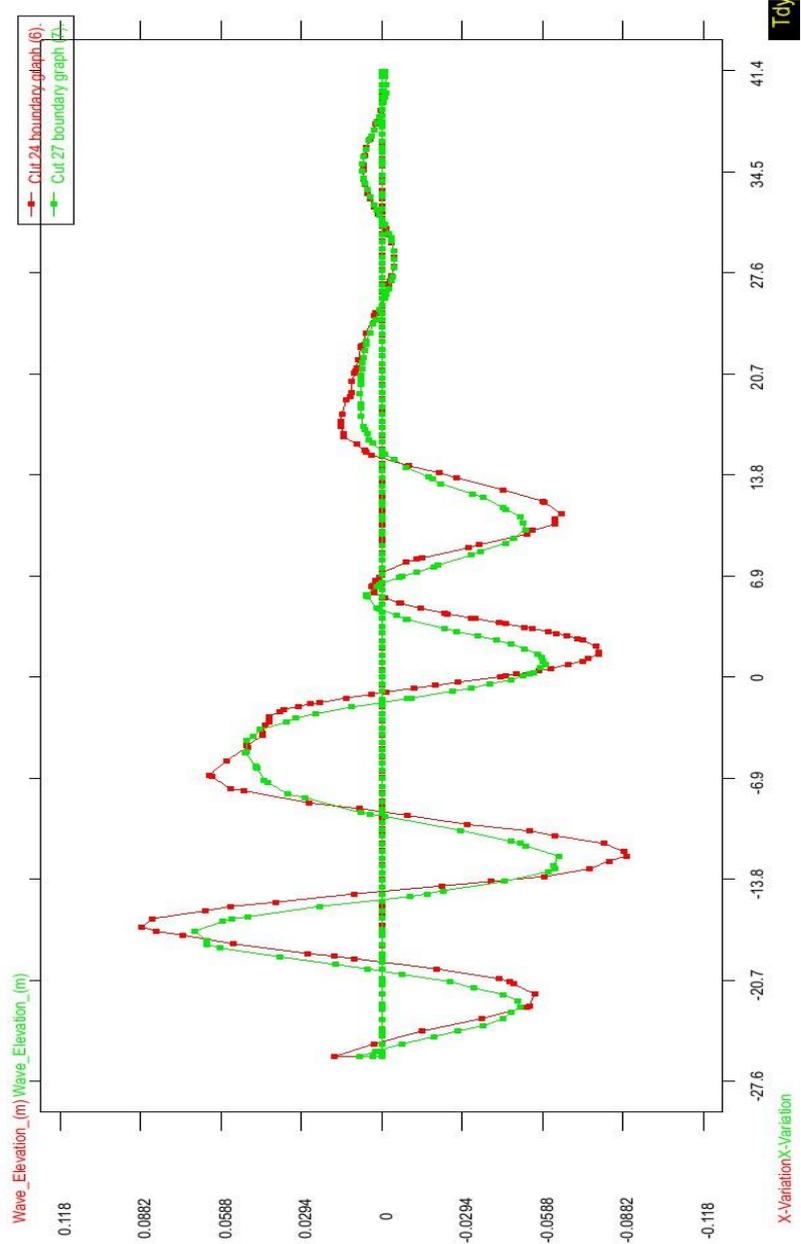
Corte (0,75B/2 y 1B/2)

donde B es la manga del buque.



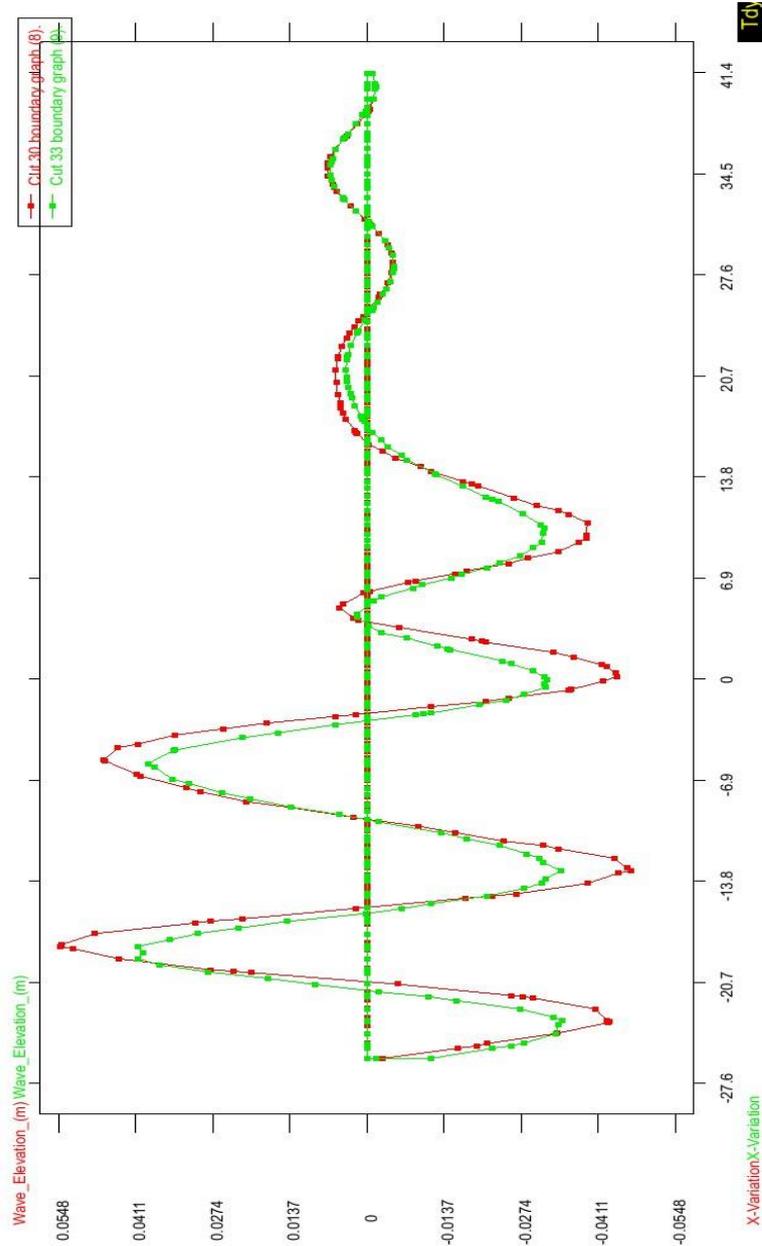
Corte (1,25B/2 y 1,5B/2)

donde B es la manga del buque.



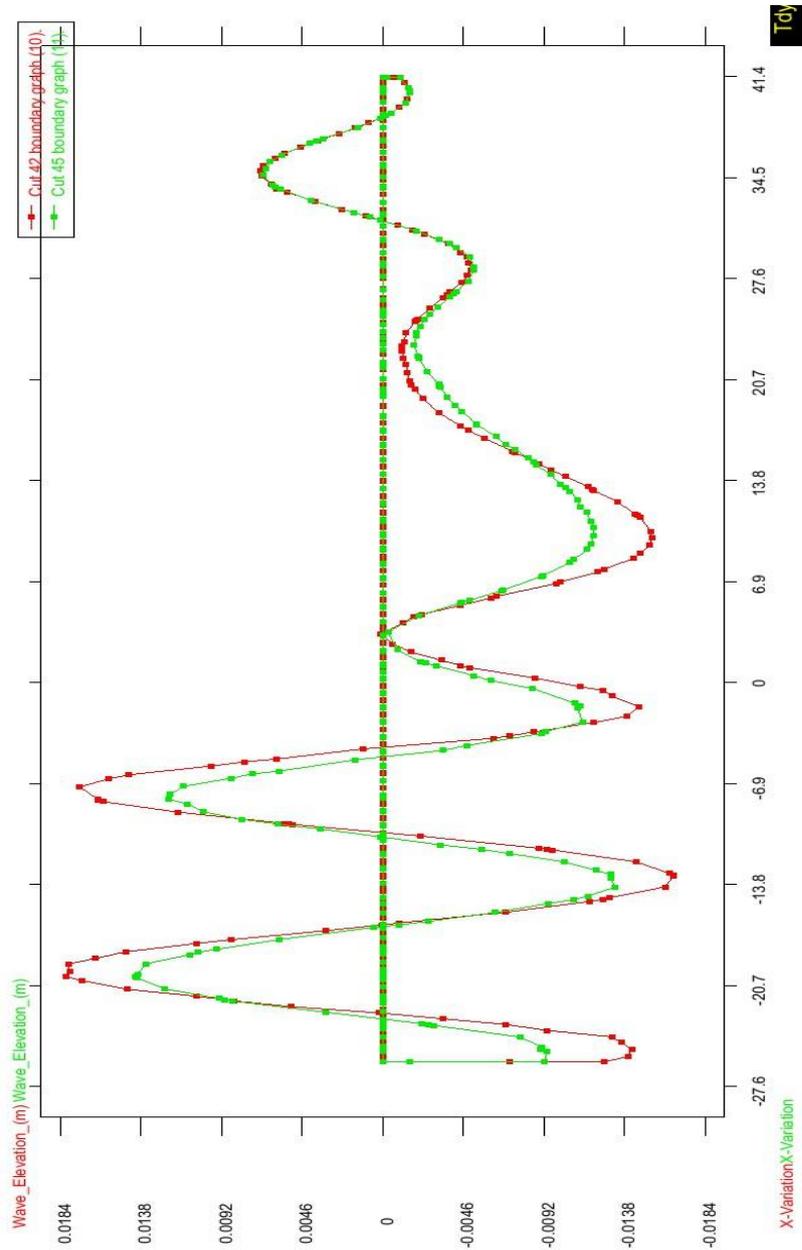
Corte (1,75B/2 y 2B/2)

donde B es la manga del buque.



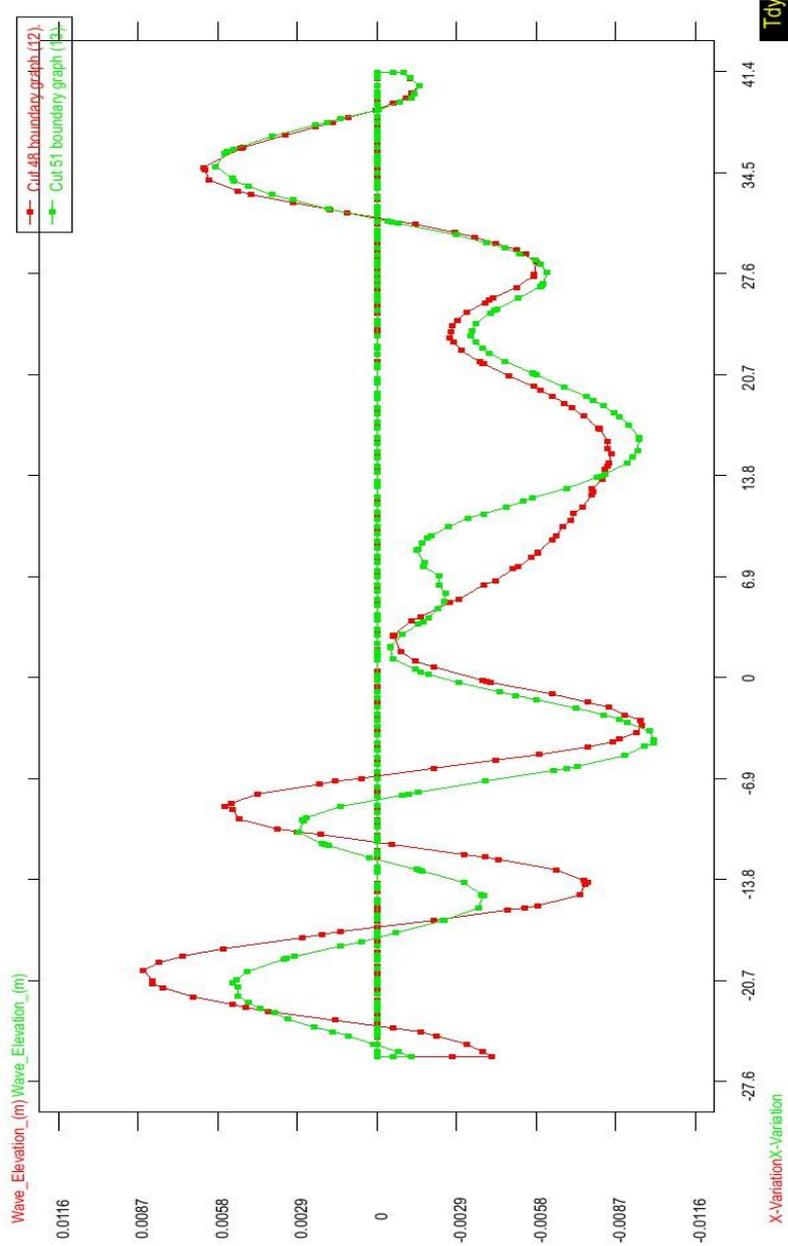
Corte (2,25B/2 y 2,5B/2)

donde B es la manga del buque.



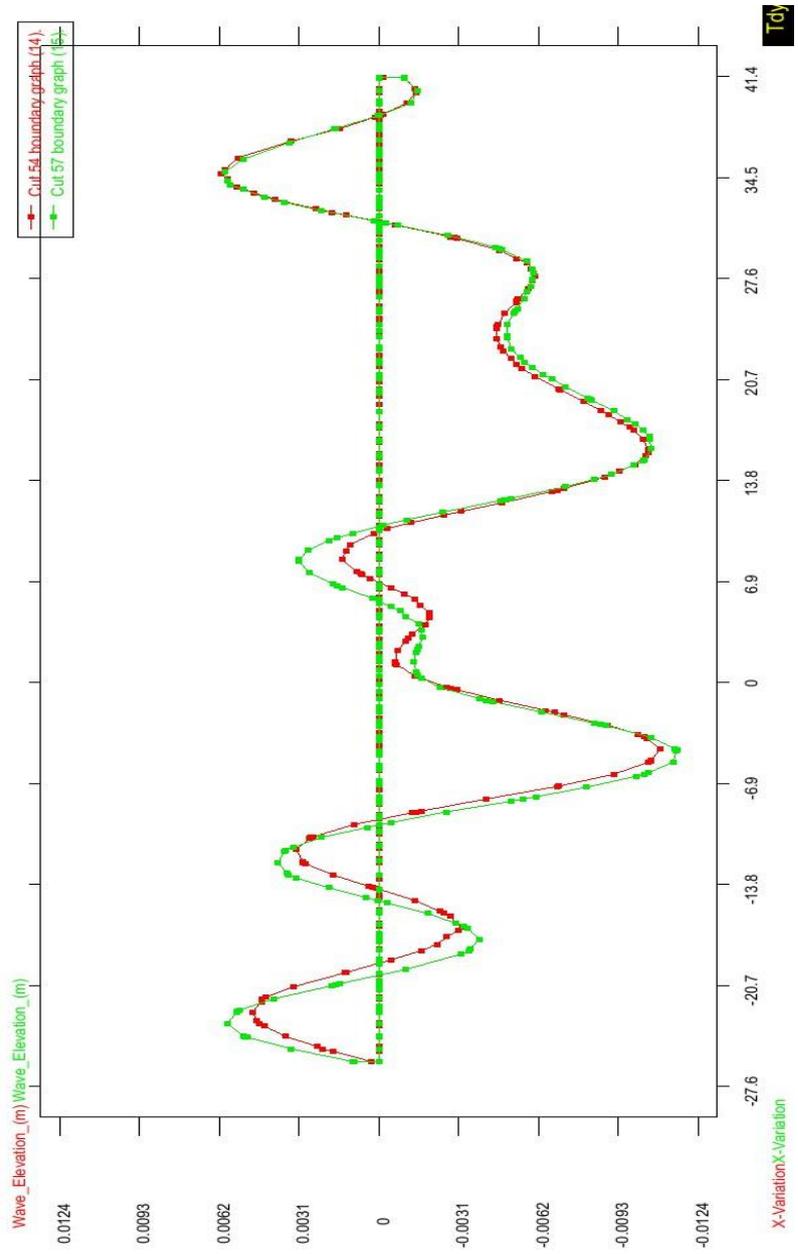
Corte (2,75B/2 y 3B/2)

donde B es la manga del buque.

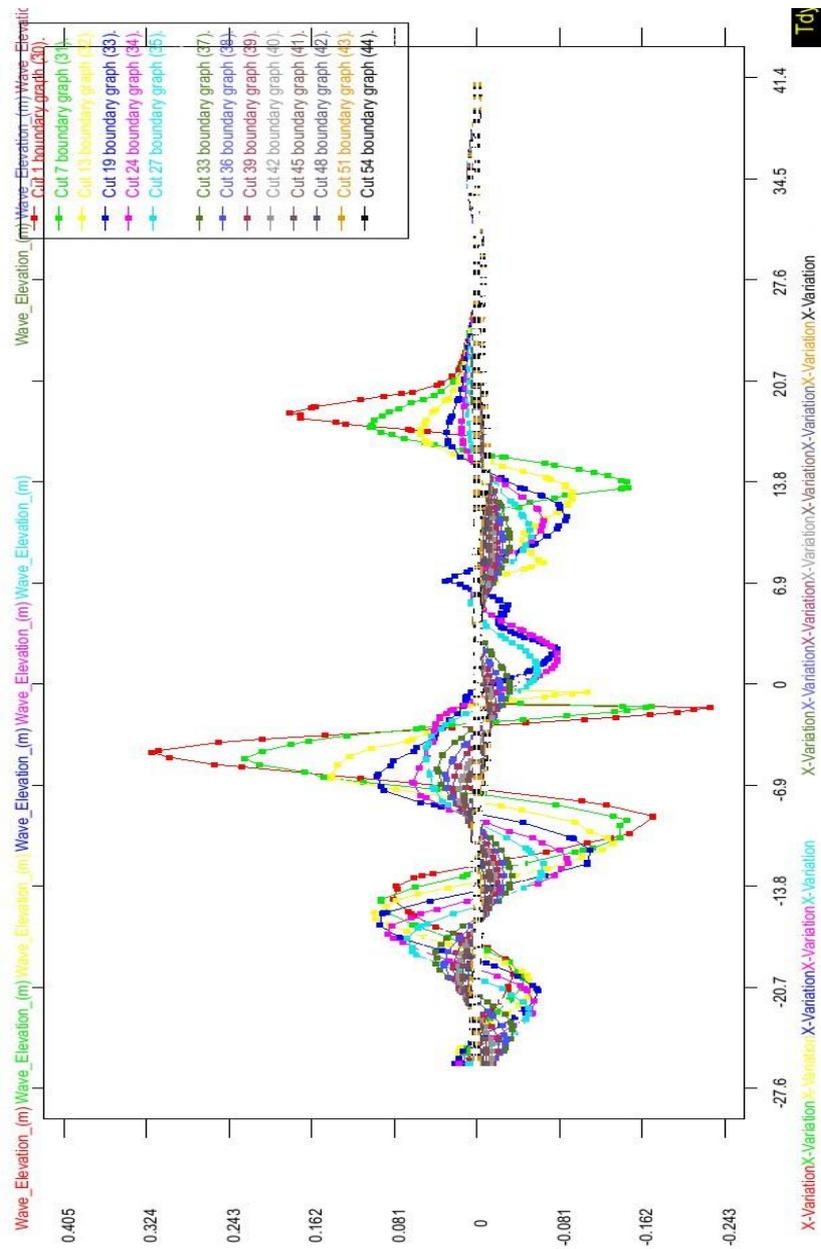


Corte (3,5B/2 y 4B/2)

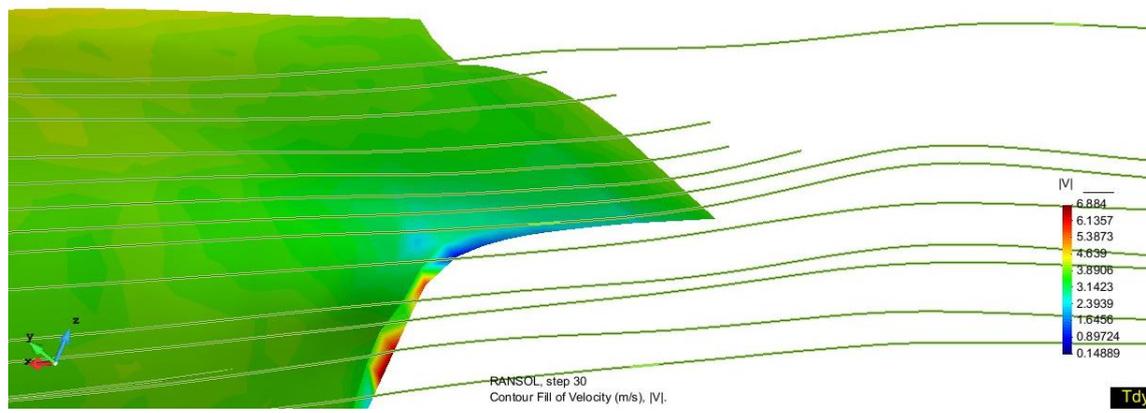
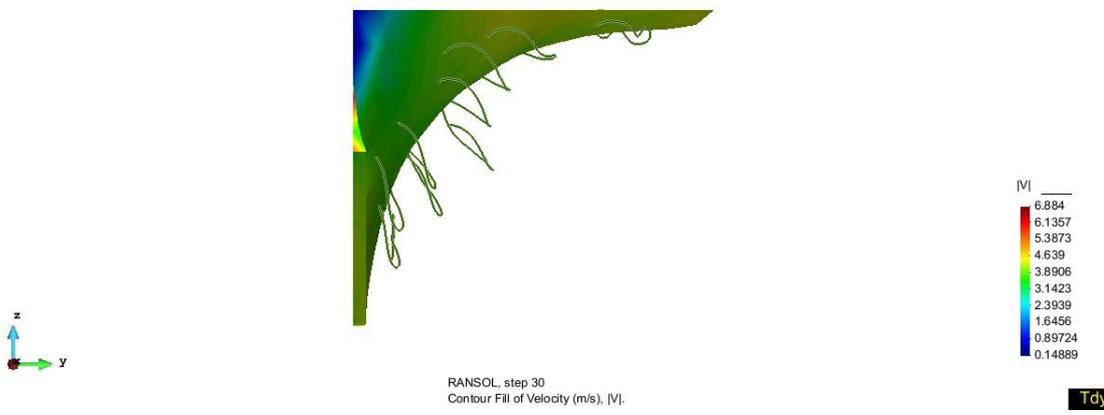
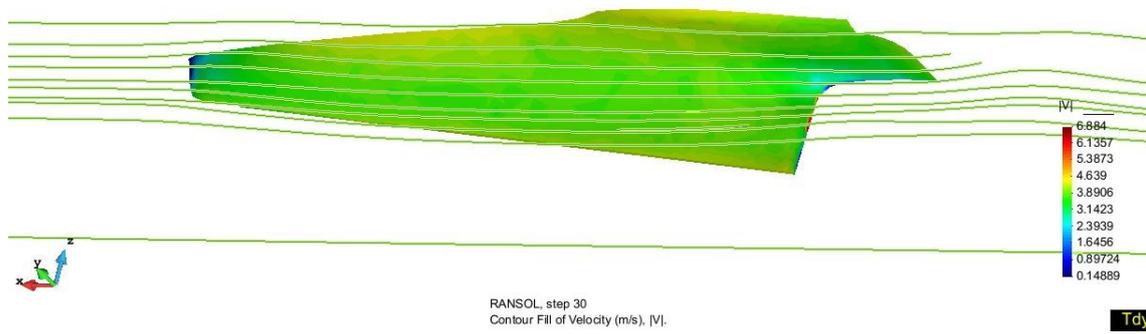
donde B es la manga del buque.



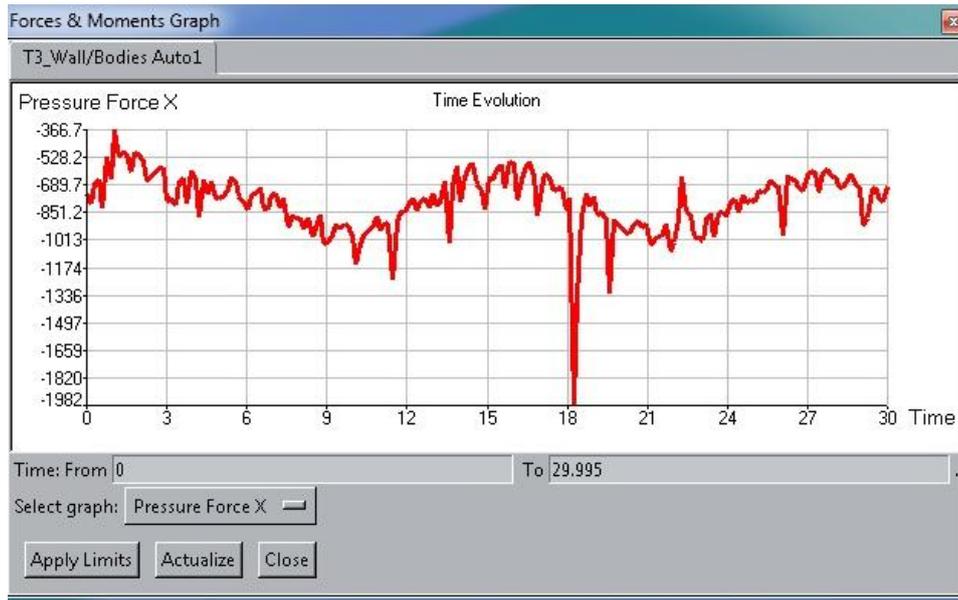
Representación de todos los cortes anteriormente expuestos.



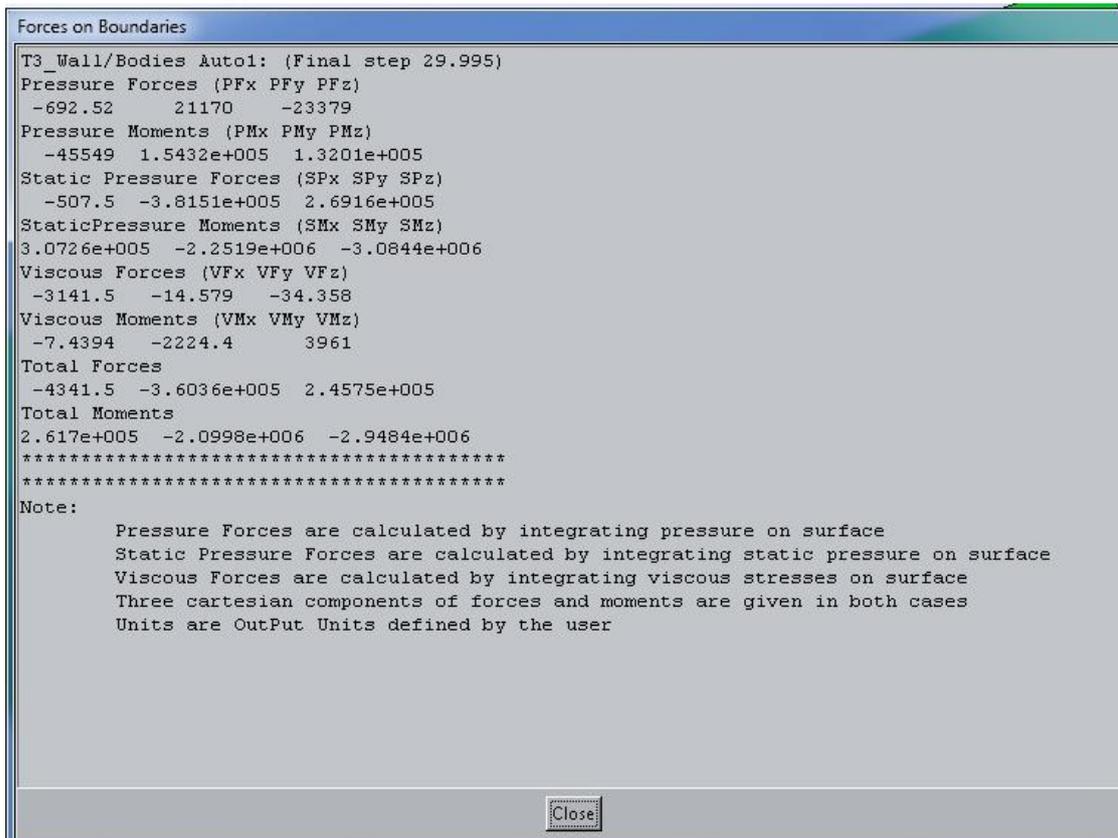
### 6.2.5 Distribución de líneas de corriente a lo largo del modelo



### 6.2.6 Gráfico de Fuerzas y Momentos



### 6.2.7 Resultados de fuerzas y momentos



## 7. Comentario de los resultados obtenidos

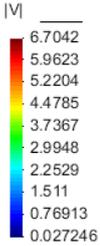
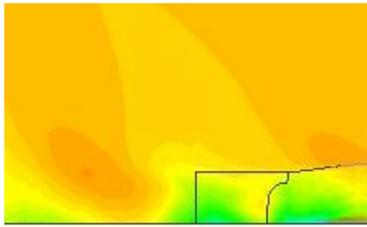
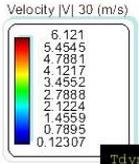
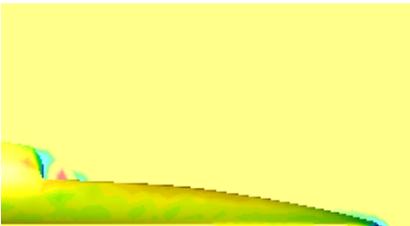
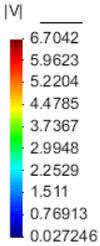
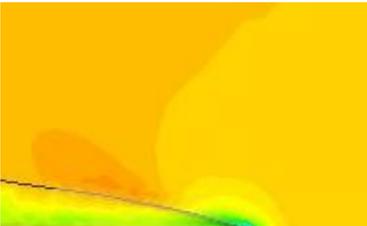
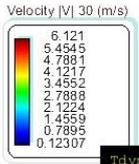
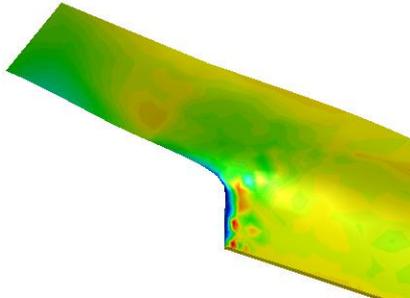
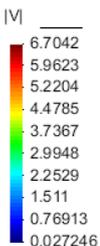
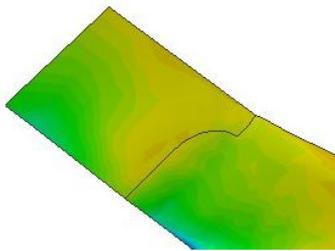
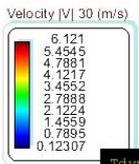
### 7.1 Velocidades y presiones

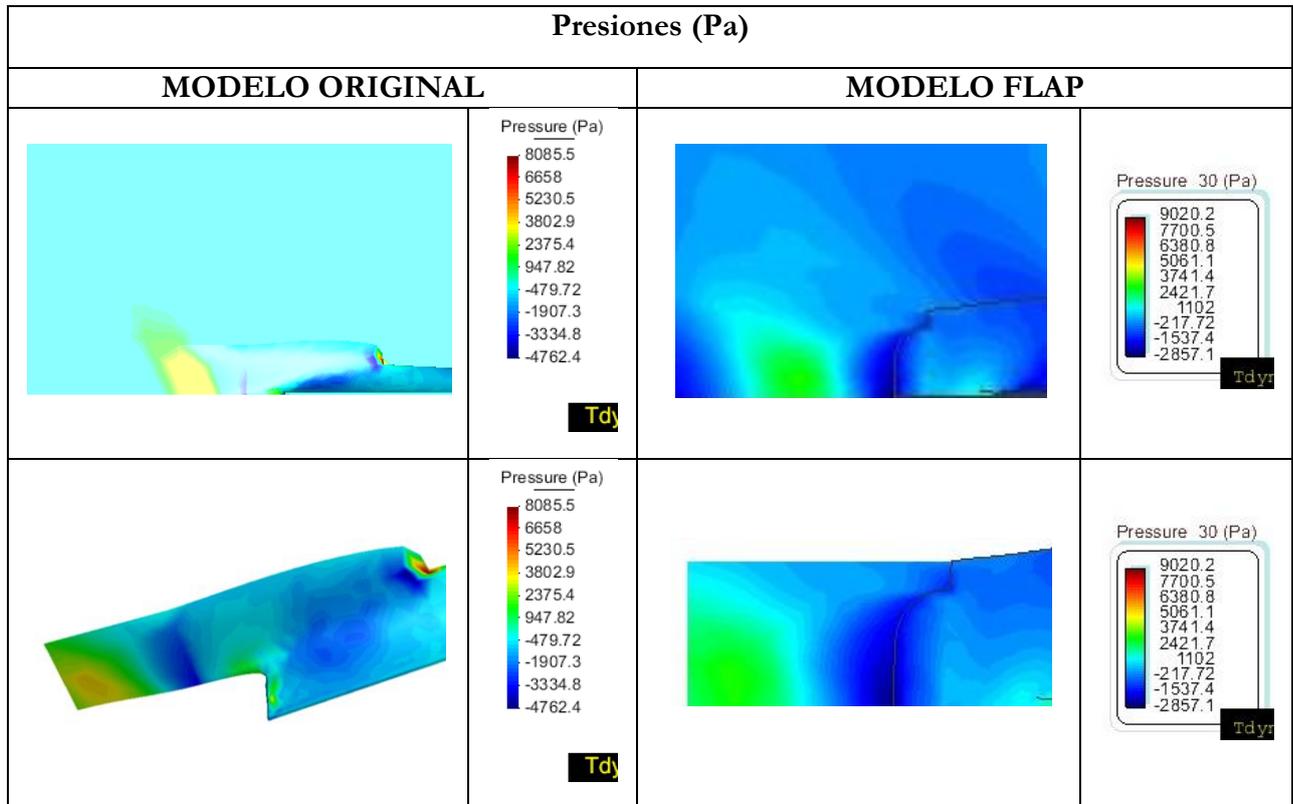
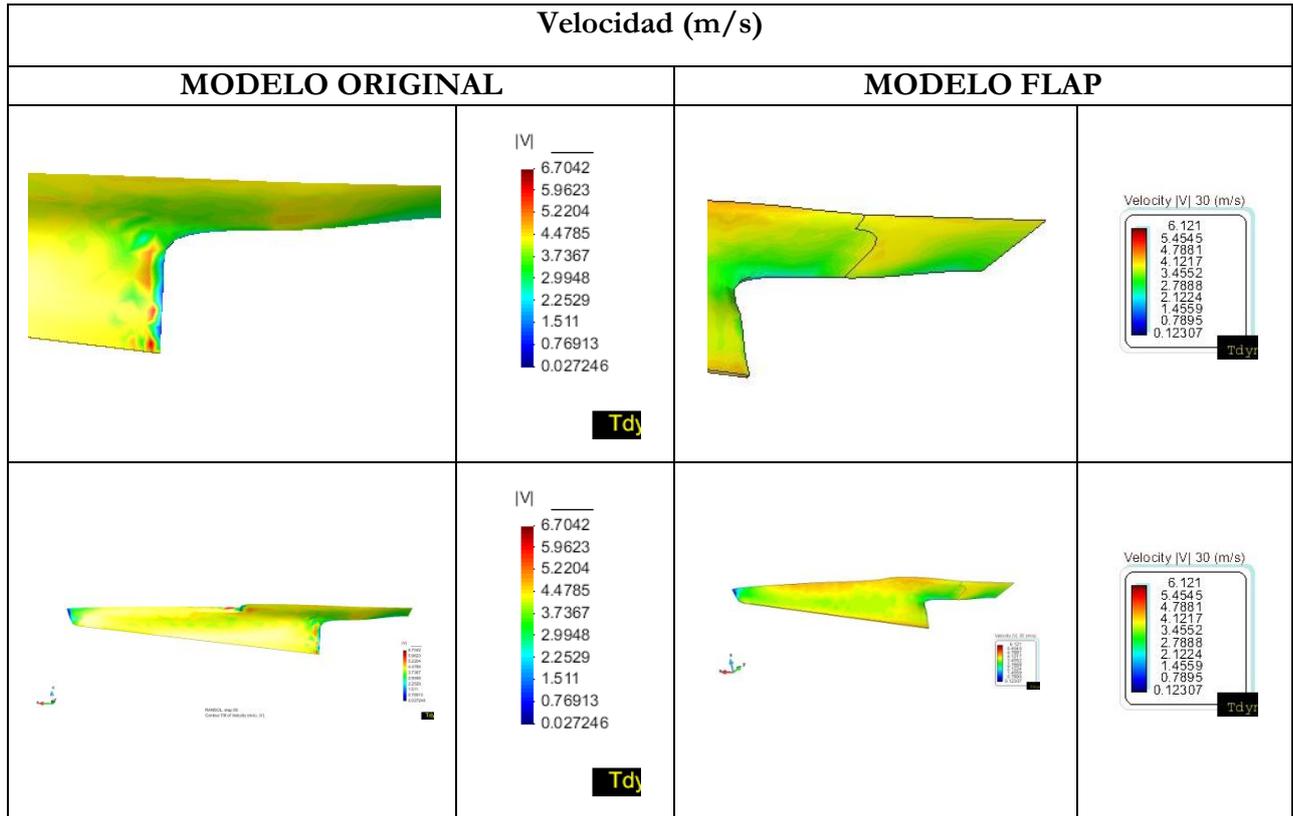
Comparando los resultados que hemos obtenido del post proceso del programa Tdyn se observa que en el modelo original la distribución de la velocidad es más alta que en el modelo con *flap* y que la distribución de la presión en el modelo original es más baja que en el modelo con *flap*.

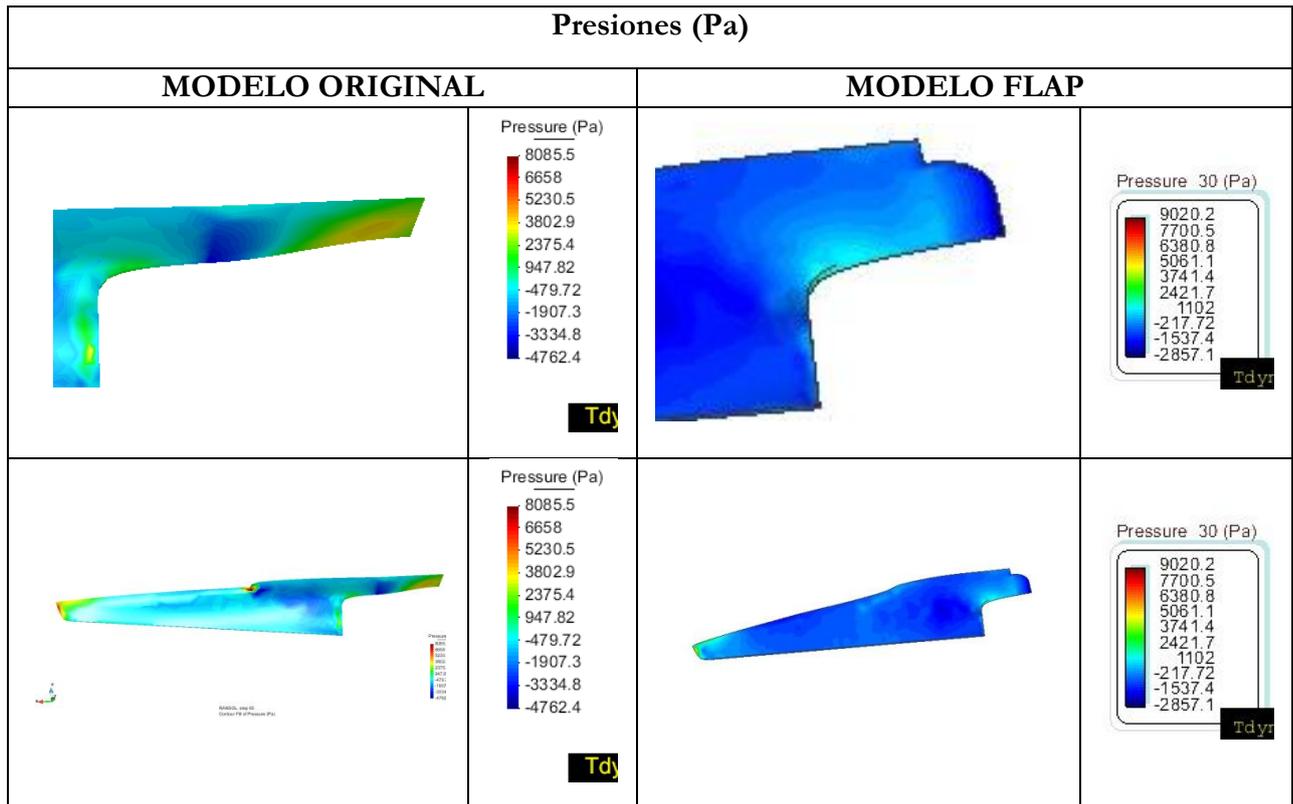
Respecto a la distribución de la velocidad en las imágenes que vienen a continuación se aprecia una mínima diferencia entre ambos modelos en el cual en el modelo original predomina el color amarillo y verde en un tono más claro y obtiene una velocidad máxima de 6,7042 m/s y en el modelo con *flap* aparece un color más anaranjado y también verde siendo su velocidad máxima de 6,121 m/s.

La distribución de la presión es más elevada en el modelo con *flap*, donde predomina un tono azul oscuro. La presión mínima y máxima del modelo original es de -4762,4 Pa y 8085,5 Pa y del modelo con *flap* es de -2857,1 Pa y 9020,2 Pa.

Por tanto se cumple el Teorema de Bernoulli, es decir, las zonas que experimentan altas presiones registran bajas velocidades y las zonas que experimentan altas velocidades registran bajas presiones.

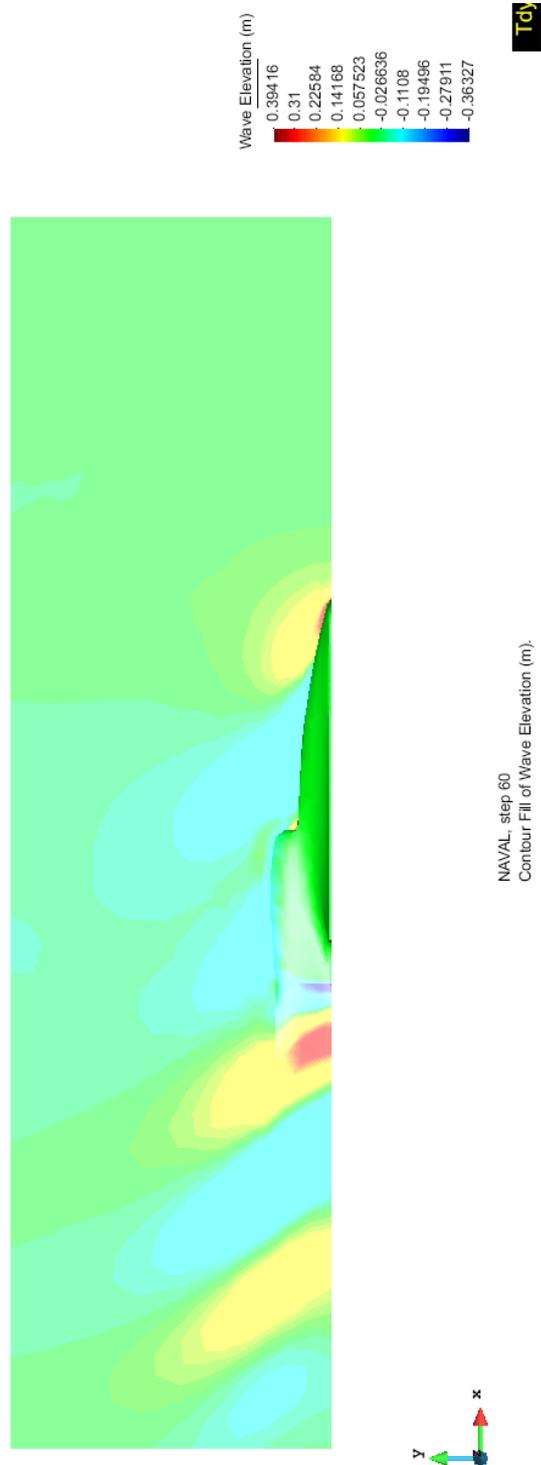
Velocidad (m/s)			
MODELO ORIGINAL		MODELO FLAP	
	 Tdyn		 Tdyn
	 Tdyn		 Tdyn
	 Tdyn		 Tdyn



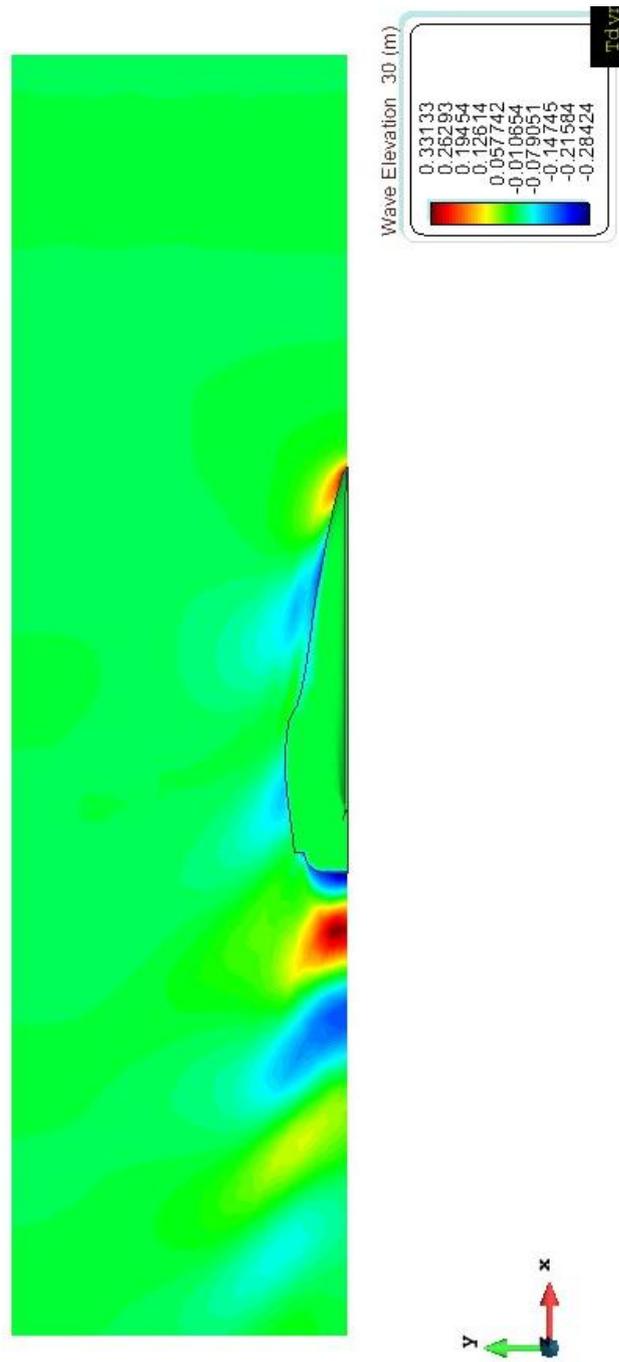


## 7.2 Mapa de ola y de cortes con la superficie

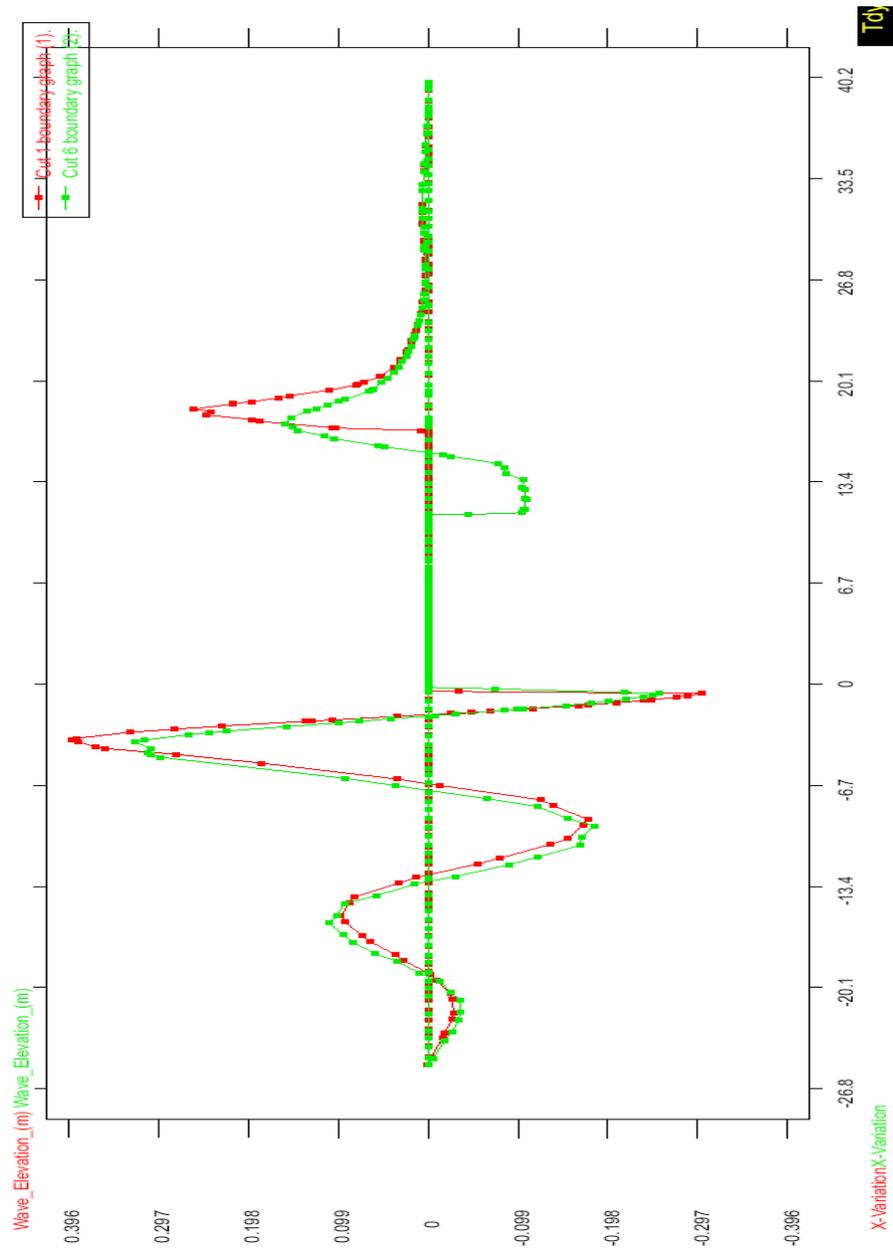
### 7.2.1 Mapa de olas para modelo sin flap



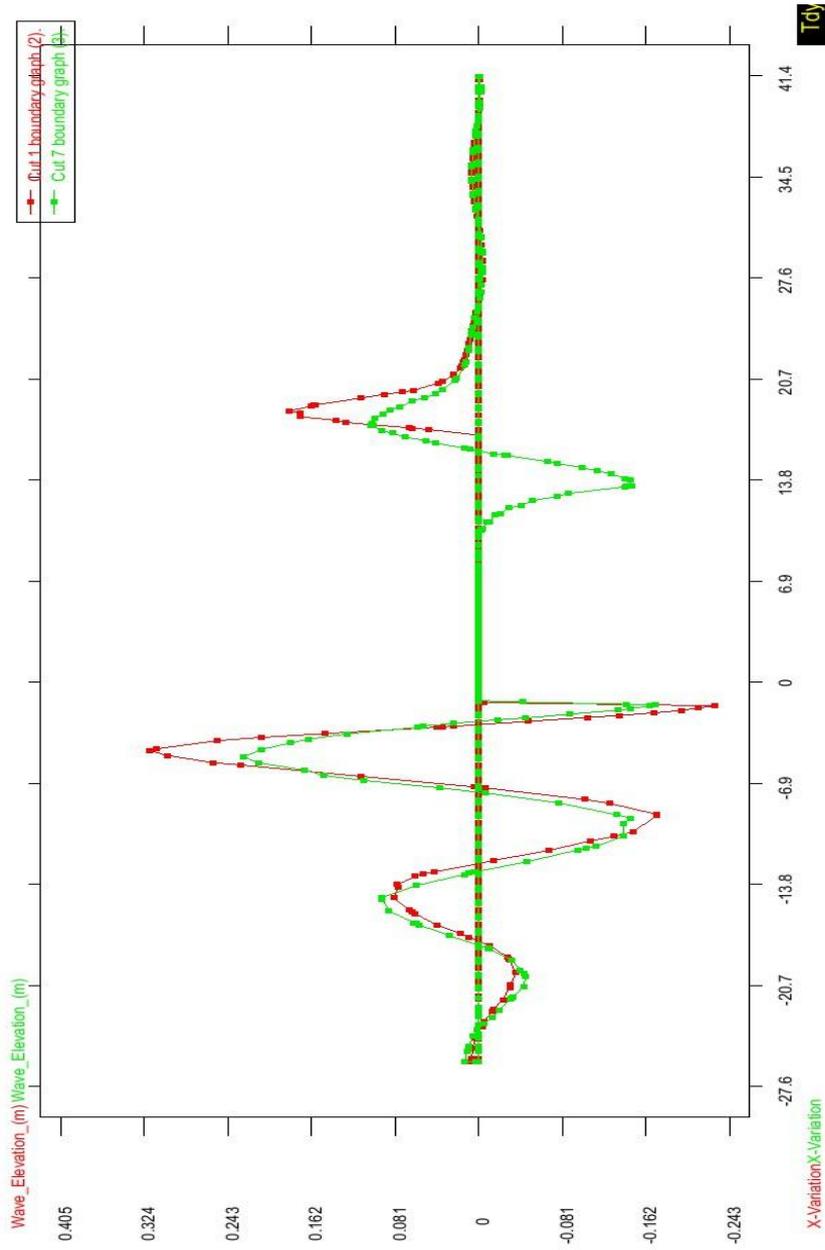
### 7.2.2 Mapa de olas para modelo con flap



7.2.3 Cortes de la ola a  $0,25B/2$  y a  $0,5B/2$  para modelo sin flap



### 7.2.4 Cortes de la ola a $0,25B/2$ y a $0,5B/2$ para modelo con flap



## CONCLUSIONES

Los resultados que se han obtenido en este estudio hidrodinámico son satisfactorios, ya que los métodos CFD permiten su utilización en procesos de optimización, en donde han ayudado a identificar el diseño apropiado para acoplar un *flap* a un buque que no disponía de él, mejorando su comportamiento hidrodinámico, en este proyecto.

El uso de técnicas CFD permite analizar el diseño y forma de nuevos buques bajo aspectos hidrodinámicos en una medida que sería económicamente prohibitiva usando técnicas experimentales convencionales. Las simulaciones se realizan para versiones alternativas de las formas del casco, (en este caso el acoplamiento de un *flap*) dejando para los ensayos en canal únicamente los diseños más prometedores.

A esta altura podemos pensar que el software CFD (Tdyn) nos ofrecen estas capacidades de predicción son a “priori” una panacea, pues pulsando un botón se obtiene una solución. Existen una multitud de dificultades que se han de afrontar en este proyecto antes de obtener una buena solución.

En primer lugar se puede perder de vista que la solución debe de ser acorde a la realidad. De nada sirve una “bonita” solución si no se aproxima a los experimentos físicos reales. Es por esto que cualquier simulación numérica debe buscar un método de validación experimental y/o analítica. De nada sirve visualizar campos de presiones y velocidades, si los datos plasmados en la respuesta son falsos.

En los mapas y cortes de la ola con la superficie libre, se observa como el acoplamiento del *flap* provoca menor altura de la ola en popa. Este fenómeno se observa claramente en el corte realizado a 0,25 y a 0,5 de la semimanga en el que la altura de la ola en popa es menor en el modelo *flap* que en el original. También observando las leyendas de los mapas de olas de los dos modelos, se ve como en la leyenda del modelo *flap* los valores de altura de ola son menores que en el original. Esto conlleva a una reducción tanto en campo cercano y campo lejano de la energía de olas. Puede decirse que una menor altura de ola generada contribuirá a una mejora hidrodinámica de la carena, con el consecuente ahorro de combustible que previsiblemente permitirá, llevando por tanto a un ahorro de costes de explotación.

La evolución de la fuerza de presión que actúa sobre la carena *Pressure Force X* es menor en el modelo *flap* respecto al modelo inicial. La zona de popa donde está acoplado el *flap* presenta una caída de velocidad en el que comparando con el modelo sin *flap* su valor es ligeramente inferior. Es así que se observa una modificación del campo de presiones bajo el cuerpo de popa, haciendo que se reduzca la velocidad del flujo sobre un área que se extiende en la posición de la aleta de popa. La disminución de la velocidad del flujo provoca un aumento de la presión.

Las fuerzas actuantes sobre la carena para el modelo sin *flap* tiene un valor de -2860,9 para la fuerza de presión ( $C_w$ ), -2585,2 para fuerza viscosa ( $C_v$ ) y -6399,7 para la fuerza total ( $C_t$ ). En el modelo *flap* la fuerza de presión tiene un valor de -692,52, para la fuerza viscosa -3141,5 y para la fuerza total un valor de -4341,5.

Analizando los valores obtenidos a partir del procesador de resultados de Tdyn se observa que la optimización ha sido satisfactoria ya que las fuerzas totales en el eje X, es decir la fuerza total ( $C_t$ ) es menor en el modelo *flap*. Esto quiere decir que la resistencia al avance que tendrá la carena con *flap* será menor que la de la carena sin *flap*. Por tanto la resistencia total ( $R_t$ ) se reduce. Se demuestra por tanto que el uso del *flap* mejora el comportamiento hidrodinámico de la carena analizada.

Sería necesario, por último ensayar el modelo con *flap* en un canal y comprobar si los datos obtenidos del CFD son similares a los obtenidos en el ensayo.

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] J.F. Wendt (ed.), *Computational Fluid Dynamics, 3rd ed*
- [2] Liepmann, H.W. and Roshko, A., *Elements of Gas dynamics*, Wiley, New York, 1957.
- [3] Moretti, G. and Abbett, M., *A Time-Dependent Computational Method for Blunt Body Flows*,”AIAA Journal, Vol. 4, No. 12, December 1966, p. 2136–2141.
- [4] Anderson, John D., Jr., *Fundamentals of Aerodynamics, 2nd Edition McGraw-Hill*, New York, 1991
- [5] Kopal, Z., *Tables of Supersonic Flow Around Cones, Department of Electrical Engineering, Center of Analysis, Massachusetts Institute of Technology*, Cambridge, 1947
- [6] Taylor, G.I. and Maccoll, J.W., *The Air Pressure on a Cone Moving at High Speed*, Proceedings of the Royal Society (A), Vol. 139, 1933, p. 278.
- [7] Fay, J.A. and Riddell, F.R., *Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air*, *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 25, No. 2, Feb. 1958, p. 73–85.
- [8] Blottner, F.G., *Chemical Non equilibrium Boundary Layer*, AIAA Journal, Vol. 2, No. 2, Feb. 1964, p. 232–239
- [9] Blottner, F.G., *Non equilibrium Laminar Boundary-Layer Flow of Ionized Air*, AIAA Journal, Vol. 2, No. 11, Nov. 1964, p. 1921–1927
- [10] Hall, H.G., Eschenroeder, A.Q. and Marrone, P.V., *Blunt-Nose Inviscid Airflows with Coupled Non equilibrium Processes*, *Journal of the Aerospace Sciences*, Vol. 29, No. 9, Sept.1962, p. 1038–1051.
- [11] John D. Anderson, JR., *Computational Fluids Dinamics, The basics with applications, Department of Aerospace Engineering, University of Maryland*.
- [12] MihirSen, *Mecánica de Fluidos*, Universidad de Notre Dame, versión 2009.
- [13] MihirSen, *Mecánica de Fluidos*, Universidad de Notre Dame, versión 2009.
- [14] Acheson, D.J., *Elementary Fluid Dynamics*, Chapter
- [15] Sánchez Nieto Manuel M, *Mecánica de fluidos general*
- [16] John F. Wendt, *Computational Fluid Dynamics, An Introduction, A von Karman Institute Book, Third Edition*
- [17] John D. Anderson, Jr. *Computational Fluid Dynamics, The Basics with Applications University of Maryland*
- [18] Compass Ingeniería y Sistemas, Tdyn Reference Manual
- [19] Compass Ingeniería y Sistemas, Gid Reference Manual
- [20] Compass Ingeniería y Sistemas, Tdyn Tutorial 2D
- [21] Compass Ingeniería y Sistemas, Tdyn Tutorial 3D

## Páginas Web de interés:

<http://www.compassis.com/compass>