



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA
BARCELONATECH
Escola d'Enginyeria de Barcelona Est

TRABAJO DE FINAL DE GRADO

Grado en Ingeniería Mecánica

ESTUDIO DE FUERZAS AERODINÁMICAS SOBRE CUERPOS



Memoria y Anexos

Autor: Juan Pablo Pradillo Caimari

Director: Alfred Fontanals Garcia

Convocatoria: Enero 2019

Resumen

El objetivo del proyecto es la realización de un estudio aerodinámico sobre 3 geometrías, propuestas por el departamento de Mecánica de Fluidos. Se estudiará el perfil de velocidades y las fuerzas de la geometría.

Por un lado, se realizará el estudio con el túnel de viento de la Universidad Politécnica de Cataluña de la Escuela de Ingeniería Este (EEBE), modelo AF100s. Por otro lado, se hará un estudio CFD con el programa ANSYS Fluent y se compararan los valores.

Este proyecto consta de 3 partes:

- Realización de un estudio aerodinámico en el túnel de viento de los cuerpos de estudio.
- Estudio por CFD.
- Conclusiones del estudio.

Resum

L'objectiu del projecte és la realització d'un estudi aerodinàmic sobre 3 geometries, proposades pel departament de Mecànica de Fluids. S'estudiarà el perfil de velocitats i les forces de la geometria.

Per una banda, es realitzarà l'estudi amb el túnel de vent de la Universitat Politècnica de Catalunya del l'Escola d'Enginyeria Est (EEBE), model AF100s. Per un altre costat, es realitzarà un estudi CFD amb el programa ANSYS Fluent i es compararan els valors.

Aquest projecte es pot desglossar en 3 parts:

- Realització del estudi aerodinàmic en el túnel de vent.
- Realització del estudi CFD
- Conclusions dels estudis.

Abstract

The main objective of the Project is to study the aerodynamics of 3 proposed geometries by the Fluids Mechanics department. We are going to study the velocity profile and the forces applied to the piece.

On one hand, we are going to carry out the study with the EEBE's wind tunnel. It is an AF100s model. On the other hand, we are going to make a CFD study of the geometries. The program selected is ANSYS Fluent. After all, we are going to compare the results.

It is possible to divide the study in 3 parts:

- The study in the laboratory.
- The study by CFD.
- Conclusions.



Agradecimientos

Este trabajo no habría sido posible sin la ayuda de mi tutor, Alfred Fontanals, quien supervisó y revisó mi trabajo. Tampoco puedo obviar mencionar a Alejandro Gómez, quien me ayudó a realizar los ensayos en el Laboratorio. Cabe mencionar a todo el equipo técnico encargado del mantenimiento del túnel de viento de la escuela de ingeniería este (EEBE). Por otro lado, debo agradecer a mi familia todo el apoyo moral y económico durante la carrera. Por último, me gustaría agradecer a todos los amigos que me han animado y me han ayudado durante la carrera.

Glosario

Para la realización del trabajo es importante remarcar que software ha sido utilizado durante el estudio.

SolidWorks: es un software CAD (diseño asistido por computadora) con el fin de poder realizar un modelado mecánico, tanto en 2D como en 3D. Este consiste en dibujar la pieza objeto dentro del programa, para posteriormente poder realizar estudios sobre su geometría. Más información en <https://www.solidworks.com/es>.

ANSYS: es un software de elementos finitos y dinámica de fluido computacional (CFD). Para nuestro proyecto se ha utilizado la parte correspondiente al CFD. El software utiliza el método de aproximación según el número de elementos utilizados, por tanto, habrá una convergencia de resultados que se irá estabilizando a medida que se utilice un mayor número de elementos. Más información en <https://www.ansys.com/>.

GIMP: es un software de edición de imágenes libre. Más información en <http://www.gimp.org/es/>.

Con tal de facilitar la comprensión en las ecuaciones, se adjunta a continuación una tabla con todas las abreviaturas utilizadas:

Signo	Significado	Unidad
CAD	Modelado de dibujo por ordenador.	/
CFD	Dinámica de Fluidos Computacional	/
Croquis	Creación de un dibujo previo a su operación en SolidWorks .	/
F	Fuerza	[<i>Newton</i>]
m	Masa	[<i>Kilogramo</i>]
a	Aceleración	[$\frac{\text{Metro}}{\text{segundo}^2}$]
P	Presión	[<i>Pascal</i>]

V	Velocidad de un objeto	$\left[\frac{\text{Metro}}{\text{segundo}} \right]$
V_s	Velocidad del sonido	$\left[\frac{\text{Metro}}{\text{segundo}} \right]$
ρ	Densidad	$\left[\frac{\text{Kilogramo}}{\text{Metro}^3} \right]$
F_d	Fuerza de resistencia	$[\text{Newton}]$
F_L	Fuerza de sustentación	$[\text{Newton}]$
c	Velocidad del fluido	$\left[\frac{\text{Metro}}{\text{segundo}} \right]$
A	Área	$[\text{Metro}^2]$
C_D	Coficiente de Resistencia	Adimensional
C_L	Coficiente de sustentación	Adimensional
Re	Número de Reynolds	Adimensional
L	Longitud	$[\text{Metro}]$
μ	Viscosidad dinámica del fluido	$[\text{Pascales} * \text{segundo}]$
α	Ángulo	$[\text{grados}]$
M	Número de Mach	Adimensional
E	Energía	$[\text{Joules}]$
E_m	Energía mecánica	$[\text{Joules}]$
E_p	Energía potencial	$[\text{Joules}]$
h_f	Perdidas por fricción	$[\text{Joules}]$
z	Altura	$[\text{Metro}]$

g	Aceleración de la gravedad	$\left[\frac{\text{Metro}}{\text{segundo}^2} \right]$
τ	Esfuerzo cortante	$\left[\frac{\text{Newtons}}{\text{Metro}^2} \right]$
\dot{V}	Caudal	$\left[\frac{\text{Metro}^3}{\text{segundo}} \right]$
\vec{n}	Vector director	$[\text{Metro}]$
u_f	Velocidad de fricción	$\left[\frac{\text{Metro}}{\text{segundo}} \right]$
ϑ	Viscosidad cinemática	$\left[\frac{\text{Metro}^2}{\text{segundo}} \right]$

(tabla G.1)

Índice

RESUMEN	I
RESUM	II
ABSTRACT	III
AGRADECIMIENTOS	IV
GLOSARIO	V
1. PREFACIO	1
1.1. Motivación.....	1
2. INTRODUCCIÓN	3
2.1. Objetivos del trabajo	3
2.2. Alcance del trabajo	3
3. FUNDAMENTOS TEÓRICOS	5
3.1. Aerodinámica	5
3.2. Las 3 leyes de Newton	5
3.3. Ley de conservación de la energía	5
3.4. Principio de conservación de la masa.....	6
3.4.1. Caso especial de flujo incompresible	7
3.5. Ecuación de Bernoulli	7
3.6. Velocidad del fluido	8
3.7. Fuerzas sobre cuerpos.....	8
3.8. Coeficientes adimensionales de fuerzas	9
3.9. Número de Reynolds	10
3.10. Capa Límite	11
3.11. Número de Mach	12
3.12. Modelo SST Turbulence Model.....	13
3.13. Ley de la pared (CFD)	13
3.13.1. Y+	13
4. FUNDAMENTOS TEÓRICOS	15
4.1. Túnel de Viento	15
4.1.1. ¿Qué es un túnel de viento?	15
4.1.2. Túnel de viento del laboratorio.....	16

4.2.	Procedimiento experimental	24
4.3.	Datos recogidos	27
4.3.1.	Esfera	28
4.3.1.1.	Perfil de Velocidades.....	28
4.3.1.2.	Estudio de Fuerzas	30
4.3.2.	Media Esfera	33
4.3.2.1.	Perfil de Velocidades.....	33
4.3.2.2.	Estudio de Fuerzas	35
4.3.3.	Cuerpo Fusiforme	38
4.3.3.1.	Perfil de velocidades	38
4.3.3.2.	Estudio de Fuerzas	40
4.3.3.3.	Estudio de Fuerzas Lift y Drag.....	44
5.	SIMULACIÓN DEL CUERPO FUSIFORME CON ANSYS FLUENT	48
5.1.	Introducción a ANSYS Fluent	48
5.2.	Creación de la geometría del cuerpo fusiforme.....	49
5.3.	Creación de la malla	51
5.4.	Set up del problema	54
5.5.	Resultados.....	58
5.5.1.	Estudio Velocidades.....	58
5.5.2.	Estudio de Fuerzas	60
5.5.3.	Simulaciones de flujo en la caja de trabajo	62
6.	ANÁLISIS DEL IMPACTO AMBIENTAL	71
	CONCLUSIONES	73
	PRESUPUESTO	75
	BIBLIOGRAFÍA	77
	ANEXO A	79
A1.	Esfera	79
A2.	Media Esfera	89
A3.	Cuerpo Fusiforme	98
	ANEXO B	107

1. Prefacio

1.1. Motivación

La decisión de llevar a cabo el proyecto viene dada por el interés en conocer el comportamiento aerodinámico sobre los cuerpos y el método experimental llevado a cabo en un laboratorio.

Hoy en día, es muy importante conocer el comportamiento aerodinámico de los cuerpos expuestos a altas velocidades. Grandes empresas automovilísticas, como BMW, realizan estudios aerodinámicos sobre todos sus modelos. Su objetivo, reducir las fuerzas de resistencia en el avance del coche y por tanto, un aumento del rendimiento del motor.

2. Introducción

2.1. Objetivos del trabajo

El objetivo de este proyecto es estudiar el comportamiento aerodinámico de 3 formas geométricas dentro de un túnel de viento. Se determinarán las fuerzas de sustentación (lift) y de resistencia (drag), de una esfera, una media esfera y un cuerpo fusiforme. También se realizarán simulaciones numéricas con CFD, sobre un cuerpo con forma fusiforme. Finalmente se compararán los resultados obtenidos experimentalmente y en las simulaciones numéricas.

2.2. Alcance del trabajo

Para poder validar los resultados experimentales y óptimos con el tiempo de estudio, haremos comparaciones de los resultados experimentales con datos extraídos de la bibliografía, tanto para el caso de la esfera, cómo en la media esfera. Esto a su vez nos verificará si el túnel de viento utilizado presenta buenos resultados experimentales, al verificar que nuestros resultados presentan un comportamiento similar al extraído de la bibliografía.

Con el cuerpo fusiforme, una vez verificado que el túnel de viento y el procedimiento utilizado es correcto procederemos a realizar el estudio experimental. Además, con el cuerpo fusiforme realizaremos un estudio de las fuerzas de lift y drag, cuando se varía el ángulo de ataque. También se procederá a realizar simulaciones numéricas con CFD con el programa ANSYS-Fluent y con tal de dar validez a los resultados, se compararán con los valores experimentales.

3. Fundamentos teóricos

3.1. Aerodinámica

La aerodinámica es el estudio de las fuerzas del aire al transcurrir por un cuerpo.

[2]

3.2. Las 3 leyes de Newton

Las 3 leyes de Newton se usan para describir los problemas de la mecánica clásica relacionados con los movimientos de los cuerpos. Estas dicen así:

1ª Ley de Newton: Todo cuerpo en reposo o en movimiento uniforme no modifica su estado si no se aplica ninguna fuerza sobre él.

2ª Ley de Newton: La aceleración de un cuerpo tiene la misma dirección que la fuerza externa neta que actúa sobre él.

$$F = m * a$$

(Ec. 3.1)

3ª Ley de Newton: más popularmente conocida como la ley de acción-reacción. Si un cuerpo ejerce una fuerza sobre otro cuerpo, el segundo cuerpo ejercerá una fuerza del mismo valor en sentido opuesto.

[1]

3.3. Ley de conservación de la energía

La ley de conservación de la energía dice: “La energía puede transformarse de una forma en otra o ser transmitida de una región a otra, pero la energía no puede nunca ser creada o destruida”.

[1]

3.4. Principio de conservación de la masa

El principio de conservación de la masa para un volumen de control (ver figura 3.1) puede ser expresado como: “La transferencia de masa neta hacia o desde un volumen de control (VC) durante un intervalo de tiempo ΔT , es equivalente al cambio neto de la masa total dentro del volumen de control durante ΔT ”. La ecuación general de la conservación de la masa viene descrita en la ecuación 3.2.

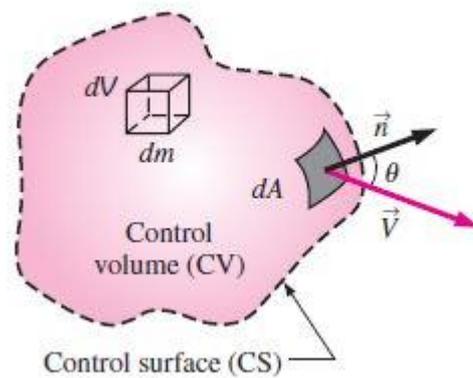


Figura 3.1 Volumen de control [2]

$$\frac{d}{dt} \int_{cv} \rho dV + \int_{cs} \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) dA = 0$$

(Ec. 3.2)

[2]

3.4.1. Caso especial de flujo incompresible

La compresibilidad es el cambio de densidad en el tiempo. Para el caso especial de flujos incompresibles, se toma la densidad como una constante en el tiempo. Por tanto, si analizamos el flujo en una tubería el caudal será igual a la entrada y a la salida. Véase la ecuación 3.3.

$$\sum_{in} \dot{V} = \sum_{out} \dot{V}$$

(Ec. 3.3)

[2]

3.5. Ecuación de Bernoulli

La ecuación de Bernoulli describe el balance energético de un sistema fluido. La forma más común de expresarla es:

$$E_1 = E_2$$

(Ec. 3.4)

$$E_{m1} + E_{p1} = E_{m2} + E_{p2} + h_f$$

(Ec. 3.5)

$$\frac{c_1^2}{2g} + \frac{P_1}{\rho g} + z_1 + \frac{W}{g} = h_f + h_c + \frac{c_2^2}{2g} + \frac{P_2}{\rho g} + z_2$$

(Ec. 3.6)

Ecuación válida para flujo incompresible.

[2]

3.6. Velocidad del fluido

La velocidad del fluido se puede describir con la ecuación 3.7.

$$c = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}}$$

(Ec. 3.7)

[2]

3.7. Fuerzas sobre cuerpos

La fuerza recibida por el aire sobre un cuerpo se conoce como **fuerza resultante (Fr)**. La fuerza se puede descomponer en las 3 direcciones del espacio. Para nuestro estudio aerodinámico, deberemos descomponer la fuerza resultante en 2 componentes:

- **Drag o fuerza de resistencia**, es la fuerza que se opone al movimiento de un cuerpo, por tanto, será en contra de la dirección del flujo.
- **Lift o fuerza de sustentación**, es la fuerza perpendicular al movimiento del flujo.

Véase la descomposición de las fuerzas de la figura 3.2.

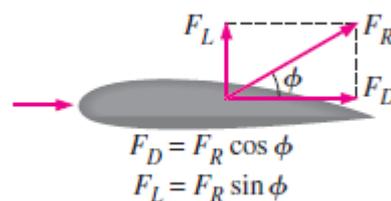


Figura 3.2 Fuerzas Lift y Drag [2]

La fuerza resultante es debida al sumatorio de las fuerzas de presión (perpendicular al cuerpo) y fuerzas viscosas (tangentes al cuerpo) del aire.

$$\vec{F} = \int_A p d\vec{A} + \int_A \tau d\vec{A}$$

(Ec. 3.8)

[2]

3.8. Coeficientes adimensionales de fuerzas

Los coeficientes adimensionales de fuerzas dependen de la densidad, ρ , la velocidad del fluido inicial (aguas arriba), c , la medida, la forma y la orientación del cuerpo. Los números adimensionales, los utilizaremos para comparar las fuerzas independientemente del caso.

- Coeficiente Drag o de resistencia:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho c^2 A} \rightarrow A = A_{\text{frontal flux}}$$

(Ec. 3.9)

- Coeficiente lift o de sustentación:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho c^2 A} \rightarrow A = A_{\text{perpendicular al flux}}$$

(Ec. 3.10)

Los coeficientes adimensionales varían directamente en función del número de Reynolds y del ángulo de ataque del fluido sobre el cuerpo. Por tanto:

$$C_D, C_L = f(\alpha, Re)$$

(Ec. 3.11)

[2]

3.9. Número de Reynolds

El número de Reynolds es la relación entre las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas que aparecen en un fluido que están sujetas a su movimiento interno debido a las diferentes velocidades del mismo. Su relación matemática viene dada por la ecuación 3.12.

$$Re = \frac{\text{Fuerzas inerciales}}{\text{Fuerzas viscosas}} = \frac{\text{Masa} * \text{Aceleración}}{\text{Viscosidad dinámica} * \frac{\text{Velocidad}}{\text{Distancia}} * \text{area}}$$

$$Re = \frac{\rho * c * L}{\mu}$$

(Ec. 3.12)

L = longitud de la cuerda

L: Por longitud de la cuerda, entendemos la longitud transversal que tiene el cuerpo a estudiar, coincidiendo con el diámetro cuando se estudian tuberías (m).

El número de Reynolds se utiliza para predecir el comportamiento del fluido durante el estudio, ya que, según el valor estimado de éste, se puede predecir el comportamiento del flujo dentro del sistema. Para conductos o tuberías circulares se aproximan los valores:

Para valores de $Re \leq 2100$ hablaremos de flujo laminar, este flujo se caracteriza por ser ordenado, por moverse en placas paralelas sin mezclarse unas con otras siguiendo una trayectoria suave.

Para valores de $2100 \leq Re \leq 4000$ hablaremos de flujo de transición, este flujo se caracteriza por no poder ser predecible su comportamiento con certeza. Al encontrarse entremedias de ambas clasificaciones puede presentar características de las dos sin poder predecir cómo se comportará.

Para valores de $Re \geq 4000$ hablaremos de flujo turbulento, este flujo se caracteriza por presentarse en forma caótica y desordenada creándose así pequeños vórtices del fluido interrumpiendo el paso del mismo. Gracias a aproximaciones realizadas en laboratorios se puede aproximar su comportamiento, pero siempre existe la incerteza de saber con exactitud cómo se comportará.

El comportamiento del coeficiente de resistencia suele ser muy complejo para algunos cuerpos. En cuerpos comunes como una esfera existen tablas donde con un número de Reynolds específico se puede conocer aproximadamente el coeficiente de resistencia que va a tener el cuerpo.

[2]

3.10. Capa Límite

La capa límite se produce cuando un fluido se encuentra en contacto directo con un sólido, el cual debido a su propia viscosidad y al rozamiento del sólido, es frenado por el esfuerzo tangente cortante a la dirección del flujo. A medida que el fluido se aleja del sólido, éste va incrementando su velocidad hasta establecerse en su normalidad de entrada inicial (Figura 3.3). Se puede expresar el valor del esfuerzo cortante con la ecuación 3.13.

$$\tau = \mu \frac{du}{dy}$$

(Ec. 3.13)

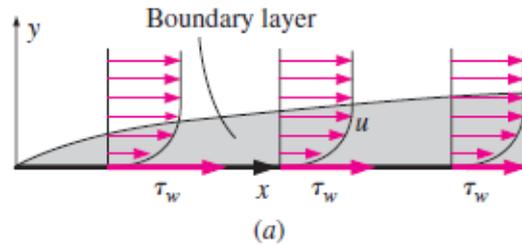


Figura 3.3. Capa límite [2]

[2]

3.11. Número de Mach

El número de Mach (M) es un número adimensional que se utiliza dentro de la mecánica de fluidos para relacionar la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido en el medio. El número de Mach se expresa con la ecuación 3.14.

$$M = \frac{V}{V_s}$$

(Ec. 3.14)

El número de Mach nos da información muy útil acerca del comportamiento de nuestro cuerpo, por lo que podemos clasificar nuestro medio en:

- Subsónico: $M < 0,7$
- Transónico: $0,7 < M < 1,2$
- Supersónico: $1,2 < M < 5$
- Hipersónico: $M > 5$

En el caso de realización de estudios aerodinámicos, el número de Mach es muy útil a la hora de poder tratar el problema. El coeficiente entre las dos velocidades, nos da información sobre la compresibilidad de un gas, por tal efecto si el número de Mach es menor a 0,3 ($M < 0,3$) se puede considerar como un fluido incompresible y, por tanto, nos simplifica los cálculos realizados por simulación computacional (CFD).

[2]

3.12. Modelo SST Turbulence Model

El modelo SST Turbulence Model se trata de un modelo de cálculo CFD, el cual combina el uso de dos modelos de turbulencia. Se combina el modelo de turbulencia K-omega y el modelo de turbulencia K-epsilon, sin la interacción del usuario. El modelo K-omega se utiliza en las zonas próximas a la pared, mientras que, el modelo K-epsilon se utiliza para el resto del flujo. [4]

3.13. Ley de la pared (CFD)

La ley de la pared dice que, la velocidad media de un flujo turbulento en cierto punto, es proporcional a la distancia logarítmica del punto a la pared. [5]

3.13.1. Y^+

y^+ es un parámetro de cálculo que define la primera distancia de la celda más próxima a la pared ($2y$). Esta se calcula según la ecuación 3.14.

$$2y = 2 \cdot y^+ \cdot \frac{\vartheta}{u_f}$$

(Ec. 3.14)

Table 1 Formulas for the "law of the wall"

Author	Range of validity	Formulas
Prandtl [11] ⁶	$0 \leq y^+ < 11.5$	$u^+ = y^+$
Taylor [18] ⁸	$11.5 \leq y^+$	$u^+ = 2.5 \ln y^+ + 5.5$
von Karman [7]	$0 \leq y^+ < 5$	$u^+ = y^+$
	$5 \leq y^+ < 30$	$u^+ = 5 \ln y^+ - 3.05$
Reichardt [15]	$30 \leq y^+$	$u^+ = 2.5 \ln y^+ + 5.5$
	$0 \leq y^+$	$u^+ = 2.5 \ln (1 + 0.4y^+) + 7.8 \{1 - e^{-y^+/11} - (y^+/11)e^{-0.33y^+}\}$
Deissler [2]	$0 \leq y^+ < 26$	$u^+ = \int_0^{y^+} \frac{dy^+}{1 + n^2 u^+ y^+ (1 - e^{-n^2 u^+ y^+})}$ $n = 0.124$
	$26 \leq y^+$	$u^+ = 2.78 \ln y^+ + 3.8$
van Driest [19]	$0 \leq y^+$	$u^+ = \int_0^{y^+} \frac{2 dy^+}{1 + \{1 + 0.64 y^+ [1 - \exp(-y^+/26)]^2\}^{1/2}}$
Rannie [13]	$0 \leq y^+ < 27.5$	$u^+ = 14.54 \tan h(0.0688 y^+)$
	$27.5 \leq y^+$	$u^+ = 2.5 \ln y^+ + 5.5$

Figura 3.4. Fórmulas para el cálculo de la ley de la pared [5]

En la figura 3.4 se plantean las ecuaciones para calcular la velocidad de fricción u_f según el valor del y^+ . [5]

4. Fundamentos teóricos

4.1. Túnel de Viento

El departamento de Mecánica de fluidos de la Universidad Politécnica de Cataluña del campus Este (EEBE), nos ha facilitado el uso del túnel de viento **AF100s** para realizar la experimentación.

4.1.1. ¿Qué es un túnel de viento?

Un túnel de viento es una herramienta dotada de un sistema de flujo de aire variable (un ventilador), que permite realizar simulaciones de velocidad sobre un cuerpo estático. El equipo consta de medidores de presión a la entrada y salida del túnel. El cuerpo está conectado a una báscula, que permite conocer las fuerzas a las que se encuentra sometido.

Los túneles de viento presentan características diferentes entre ellos. Según la circulación del aire en su interior:

- **Túnel de ciclo abierto**, es aquel que toma directamente el aire de la atmósfera y lo devuelve a su salida.
- **Túnel de ciclo cerrado**, es aquel que reutiliza el aire del interior de la cámara.

Según la velocidad máxima de flujo:

- **Subsónicos** son aquellos que alcanzan velocidades con un número de Mach $< 0,7$.
- **Transónicos** son aquellos que alcanzan velocidades con un número de Mach entre $0,7 < M < 1,2$.
- **Supersónicos** son aquellos que alcanzan velocidades con un número de Mach entre $1,2 < M < 5$.
- **Hipersónicos** son aquellos que alcanzan velocidades con un número de Mach > 5 .

4.1.2. Túnel de viento del laboratorio

El equipo del departamento es un túnel de viento de **TecQuipment** modelo **AF100s**.



Figura 4.3. Túnel de viento TecQuipment AF100s (imagen del laboratorio)

Las características especificadas por el manual del túnel son:

Dimensión del túnel: 3700 x 1065 x 1900 (mm)

Dimensión del área de trabajo: 305 x 305 x 600 (mm)

Peso: 450 Kg

Velocidad de trabajo del aire [0, 36] [m/s]

Temperatura de trabajo: [5, 40] [°C]

[3]

Funcionamiento del túnel AF100s

En la entrada:

El aire entra por una tobera, diseñada para acelerar el aire de manera lineal. Justo después, atraviesa un panel de abeja el cual, debido a su diseño, evitará que se creen pequeñas turbulencias a la entrada del fluido que puedan perjudicar la linealidad de la velocidad.



Figura 4.4. Tobera (imagen del laboratorio)



Figura 4.5. Panel de abeja (imagen del laboratorio)

En la caja de trabajo

Una vez atravesado el panel de abeja el flujo entrará en la caja de trabajo. Esta es de sección cuadrada con paredes lisas y está compuesta por 4 placas de metacrilato desmontables a fin de poder colocar nuestro cuerpo a estudiar (305mm x 305mm x 600mm).



Figura 4.6. Caja de trabajo (imagen del laboratorio)

En ella existen dos orificios en la parte superior de la caja por los cuales se introducen dos medidores deprimógenos de presión (tubo pitot y prandtl), desplazables verticalmente por el interior de la caja. El tubo pitot se encuentra a 11cm de la entrada del flujo, y el tubo prandtl se encuentra a 3,5cm de la salida, véanse las figuras 4.7 y 4.8. Los dos medidores van conectados a dos manómetros de presión diferencial, ver figura 4.9.



Figura 4.7. Tubo pitot (imagen del laboratorio laboratorio)



Figura 4.8. Tubo Prandtl (imagen del laboratorio)



Figura 4.9. Manómetro de presión diferencial (imagen del laboratorio)

El cuerpo a estudiar lo introduciremos por unos orificios circulares en los laterales de la caja de trabajo, ver figura 4.10.



Figura 4.10. Orificios circulares para cilindros (imagen del laboratorio)

En uno de los orificios encontraremos una báscula, que nos permitirá medir las fuerzas horizontales (drag) y las verticales (lift). Véanse las figuras 4.11 y 4.12.

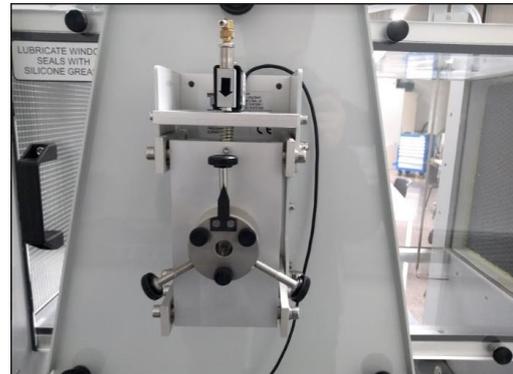
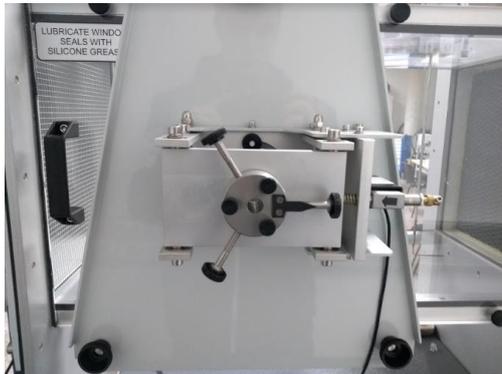


Figura 4.11. Báscula para drag (imagen del laboratorio) **Figura 4.12.** Báscula para Lift (imagen del laboratorio)

La báscula electrónica utilizada es el modelo AFA 2 (Figura 4.13). Sus características técnicas son:

Frecuencia eléctrica de 50Hz a 60Hz.

Peso neto: 6Kg

Carga máxima: 10Kg (100N)

[3]



Figura 4.13. Báscula electrónica AFA 2 (imagen del laboratorio)

Cola del túnel

Tras circular por la caja de trabajo, el fluido se encontrará con una rejilla muy fina que protegerá al ventilador de posibles obstrucciones, debidas a la entrada de cuerpos sólidos. Ver figura 4.14.

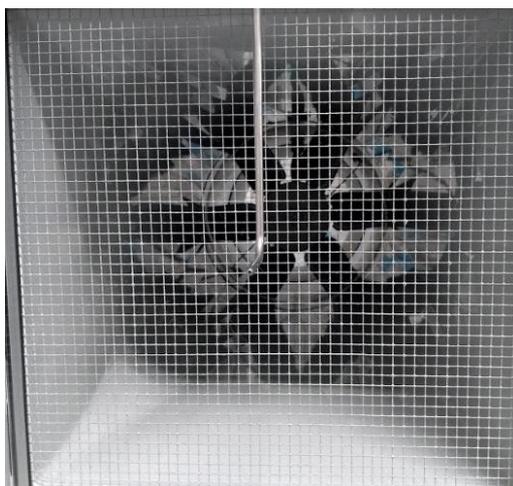


Figura 4.14. Rejilla en la salida de la caja de trabajo (imagen del laboratorio)

Una vez pasado el filtro, nos encontramos con el ventilador de velocidad variable (Figura 4.15), el cual, gracias a una unidad de control e instrumentación, nos permitirá realizar variaciones en la velocidad de giro del motor del ventilador. El ventilador tiene un rango de velocidad de absorción del aire comprendido de 0 a 36 m/s.



Figura 4.15. Ventilador (imagen del laboratorio)

Tras el ventilador, el equipo consta de un silenciador para reducir el sonido producido, por el que el aire es expulsado de nuevo a la atmósfera. Ver figura 4.16.



Figura 4.16. Tubo silenciador (imagen del laboratorio)

Protección

El túnel de viento es una máquina muy potente, por ello necesita medidas de protección con tal de evitar riesgos sobre las personas que lo usan.

El túnel va conectado a la red mediante una conexión trifásica de alta potencia, por este motivo, tiene instalado en el puesto de control puesta en marcha, que deberá estar apagado mientras se conecta o se desconecta la alimentación. Ver figura 4.17. y 4.18.



Figura 4.17. Toma de corriente trifásica **Figura 4.18.** Interruptor Puesta en marcha (imágenes del laboratorio)

Tras encenderlo, el ventilador recibirá potencia eléctrica si se presiona el botón de inicio (“start”) situado en el panel de control. Justo debajo se encuentra el regulador de potencia del ventilador. Ver figura 4.19.



Figura 4.19. Encendido y Parada del ventilador (imagen del laboratorio)

Debido a los altos ruidos que produce el ventilador al trabajar, el operario deberá llevar en todo momento tapones en los oídos para evitar daños.



Figura 4.20. Dispensador de tapones (imagen del laboratorio)

4.2. Procedimiento experimental

El trabajo experimental se ha organizado de la manera más eficaz posible. Primero de todo, al entrar al laboratorio se han anotado los valores de presión atmosférica y de temperatura ambiente, ya que estos afectan directamente sobre los valores de densidad del aire y velocidad. Ver figura 4.21.



Figura 4.21. Termómetro, manómetro, higrómetro (imagen del laboratorio)

Estudio del perfil de velocidades

Con tal de agilizar el proceso, primero se ha colocado el cuerpo a estudiar en el centro de la caja de trabajo. Una vez introducido, se ha posicionado a 1mm del cuerpo una barra cilíndrica, de las mismas dimensiones que la barra que sujeta nuestro cuerpo, con tal de neutralizar los efectos aerodinámicos que se producen. Ver figura 4.22 y 4.23.



Figura 4.22. Barra dummy (imagen del laboratorio) **Figura 4.23.** Barra dummy a 1mm (imagen del laboratorio)

Una vez colocado, se ha posicionado el tubo pitot en la posición media de la caja (Figura 4.24) para regular la velocidad de la entrada (30m/s).



Figura 4.24. Tubo Pitot (imagen del laboratorio)

Cuando se ha establecido la velocidad de trabajo, se ha procedido a bajar el tubo pitot y prandtl, hasta que se ha puesto en contacto con la pared inferior de la caja de trabajo (Figura 4.25). A continuación, se ha incrementado su posición vertical milímetro a milímetro, y se ha anotado el valor de la presión diferencial. Cuando se han anotado los 15 primeros valores, correspondientes a la capa límite, se ha incrementado la posición de 20mm en 20mm. Al llegar a la mitad de la caja, se ha parado de medir. Con la ecuación 3.7, se han calculado las velocidades.



Figura 4.25. Tubo Pitot tocando la pared (imagen del laboratorio)

Estudio de fuerzas

Sin mover el cuerpo, se le han aplicado diferentes velocidades. Se ha incrementado la presión diferencial del pitot, en intervalos de 5mm.c.a., hasta llegar a la máxima potencia del ventilador. Mientras, se han anotado los diferentes valores de fuerzas para cada intervalo. Se han cambiado de orificio los elementos, y se ha realizado el mismo procedimiento para el cilindro dummy.

Esta parte del estudio ha sido muy problemática, debido a que el instrumento de medida es muy sensible y se descalibra durante las medidas a altas velocidades.

En el cuerpo fusiforme se he realizado un estudio variándole el ángulo de ataque. En el experimento podremos ver la variación de las fuerzas, según el ángulo de ataque aplicado.

4.3. Datos recogidos

Las geometrías que se han estudiado son: una esfera, una media esfera y un cuerpo fusiforme (Figura 4.26).

Primeramente, estudiaremos la esfera y la semiesfera, ya que se tienen datos bibliográficos de su comportamiento.

Finalmente procederemos al estudio del cuerpo fusiforme. Este cuerpo presenta, una cabeza esférica de 25mm de radio, que le continúa una forma alargada en la parte trasera. Se trata del tercer cuerpo de la figura 4.26.



Figura 4.26. Geometrías a estudiar (imagen del laboratorio)

El túnel de viento **AF100s** opera con números de Mach $< 0,3$, por tanto, el flujo puede tratarse como incompresible. A continuación, se demuestra el cálculo utilizando la ecuación 3.14 y el valor máximo de velocidad.

$$M = \frac{V}{V_s} = \frac{36 \frac{m}{s}}{340 \frac{m}{s}} = 0,106 < 0,3$$

4.3.1. Esfera

El primer cuerpo de estudio es la esfera de 50mm de diámetro. Con tal de verificar que los resultados extraídos del laboratorio son correctos, se realizarán 3 pruebas experimentales. Ver figura 4.27 y 4.28.

En este apartado se muestra una nube de datos experimental, para ver más detalladamente cada ensayo véase el **Anexo A** apartado **A.1**.

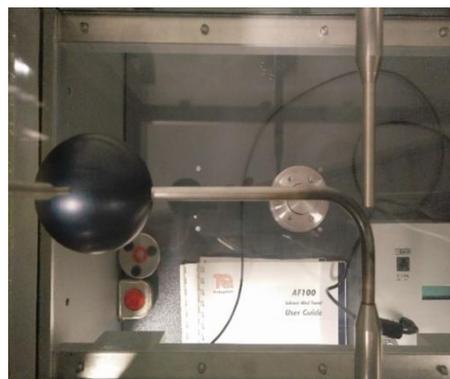


Figura 4.27. Esfera (imagen del laboratorio)

Figura 4.28. Esfera desde arriba (imagen del laboratorio)

4.3.1.1. Perfil de Velocidades

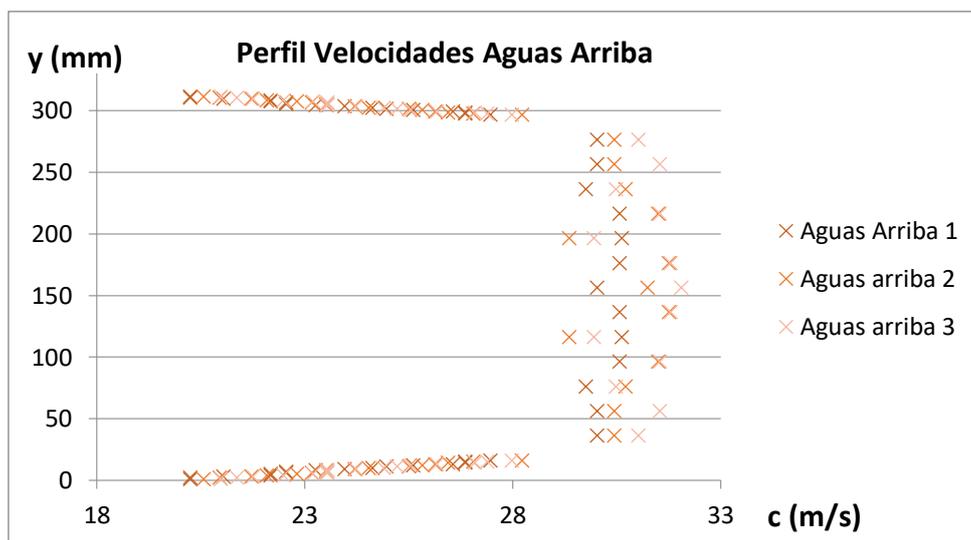


Figura 4.29. Perfil de velocidades aguas arriba

En la figura 4.29, podemos observar como existe una variación importante de la velocidad en la capa límite, justo cuando el fluido se presenta muy próximo a la pared. La velocidad del flujo aguas arriba varía ligeramente entre [29, 31][m/s].

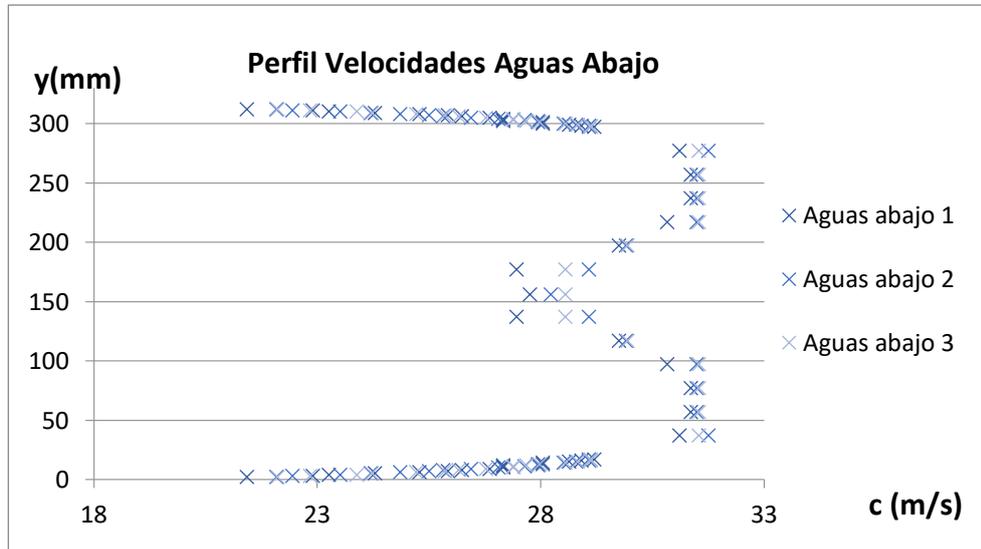


Figura 4.30. Perfil de velocidades aguas abajo

En aguas abajo, se produce una caída en la velocidad debido a la esfera que obstruye el paso de flujo normal. El tubo prandtl, al encontrarse alejado del cuerpo, registra la estela de turbulencias que se producen al pasar por la esfera. Ver figura 4.31.

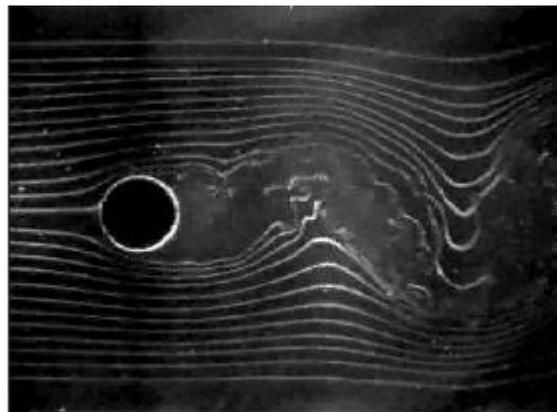


Figura 4.31. Turbulencias tras una esfera [2]

4.3.1.2. Estudio de Fuerzas

En el siguiente apartado se han expuesto los valores de las fuerzas calculadas en el laboratorio. Al tratarse de un cuerpo simétrico, las fuerzas de lift se anularan entre ellas, se ha estudiado únicamente las fuerzas de resistencia.

En este apartado se han eliminado los datos de la prueba 1, debido a que presentaban resultados incongruentes. Para más detalles véase el **Anexo A** apartado **A1**.

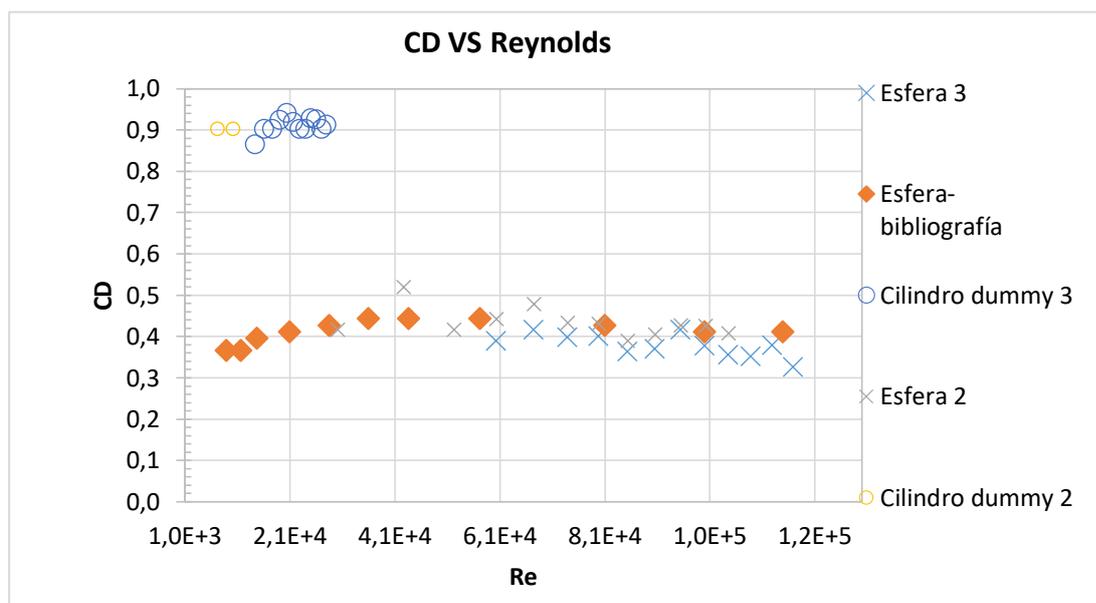


Figura 4.32. Gráfico CD Vs Reynolds

En la figura 4.32, podemos ver como el CD se mantiene en un rango muy próximo al de la bibliografía. El CD medio de la esfera experimental es de 0,405.

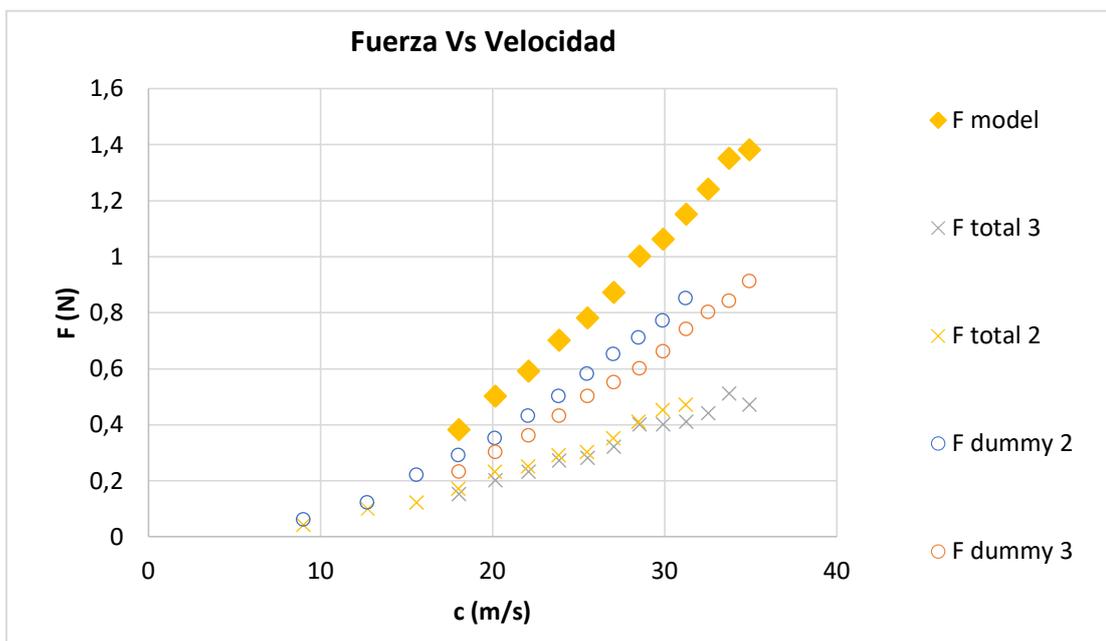


Figura 4.33. Fuerza Vs Velocidad

En la figura 4.33, se ve el incremento progresivo de fuerza sobre la esfera, a medida que, aumenta la velocidad del fluido. Este hecho se produce debido a la 2ª ley de Newton.

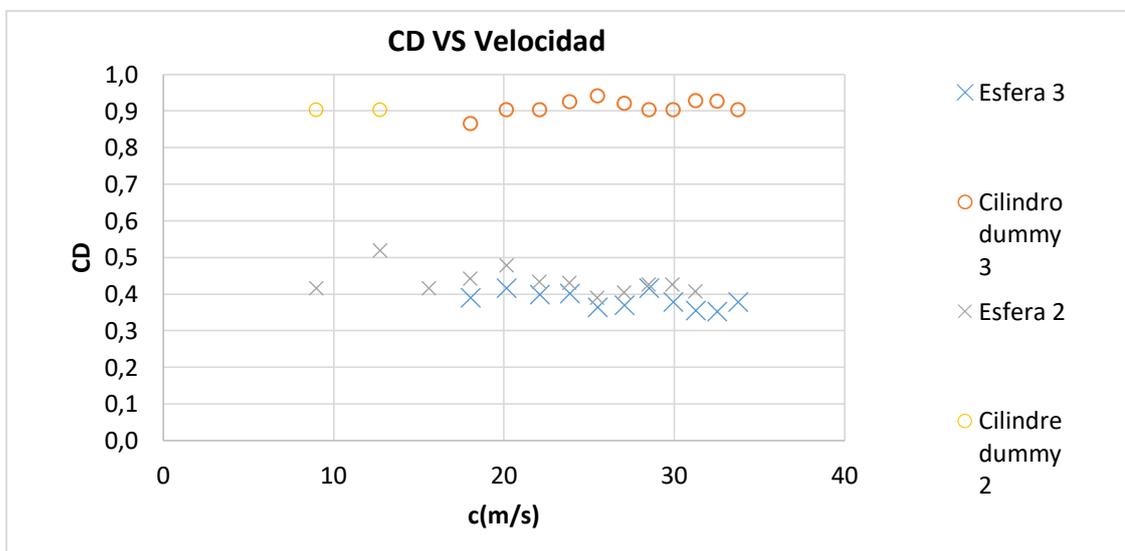


Figura 4.34. CD Vs Velocidad

En la figura 4.34, el valor de C_D oscila entre [0,30-0,50], con un valor medio de 0,405. En cambio, para el Cilindro dummy, el valor de C_D oscila entre [0,80-1,1], con un valor medio de 0,978. Si comparamos ambos cuerpos, el cilindro dummy presenta valores de C_D mucho mayores a los de la esfera.

Si realizamos el estudio teórico con el gráfico de C_D de la esfera (figura 4.35), obtenemos que para un número de Reynolds comprendido entre $[3 \cdot 10^4 - 1,2 \cdot 10^5]$ el valor del C_D oscila entre [0,4-0,45]. El valor experimental coincide en el rango de valores teóricos.

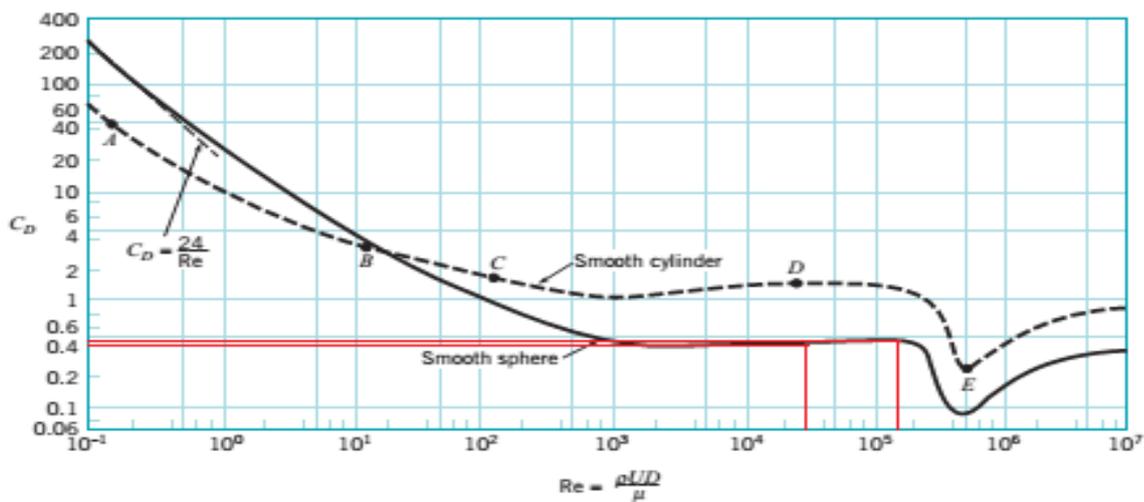


Figura 4.35. C_D Vs Reynolds [2]

4.3.2. Media Esfera

El segundo cuerpo de estudio es la semiesfera de 50mm de diámetro. Con tal de verificar que los resultados extraídos del laboratorio son correctos, se realizarán 3 pruebas experimentales. Ver figura 4.36 y 4.37.

En este apartado se muestra una nube de datos experimental, para ver más detalladamente cada ensayo véase el **Anexo A** apartado **A.2**.



Figura 4.36. Semiesfera (Imagen del laboratorio) Figura 4.37. Semiesfera desde arriba (Imagen del laboratorio)

4.3.2.1. Perfil de Velocidades

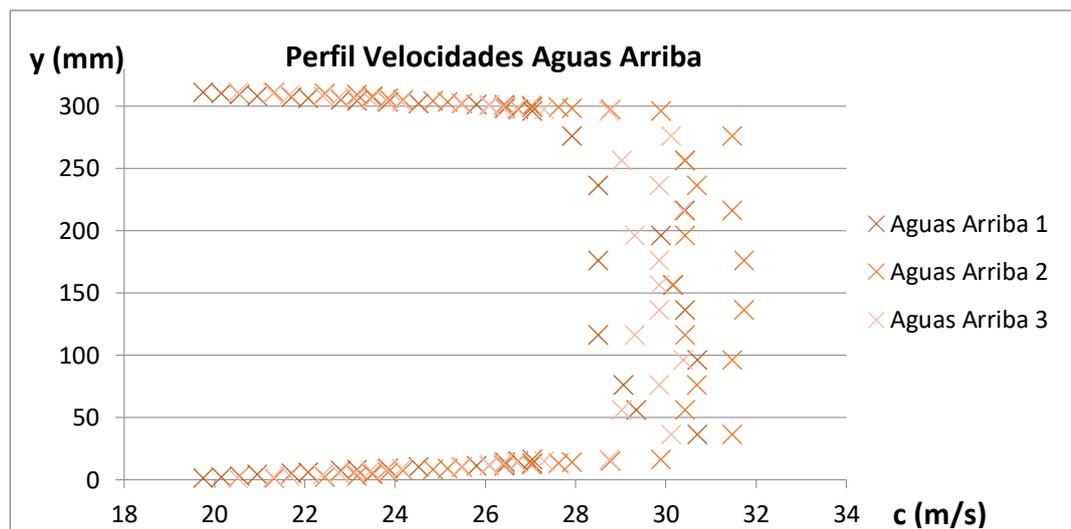


Figura 4.38. Perfil de velocidades aguas arriba

En figura 4.38, se vuelve a observar la existencia de capa límite sobre las paredes de la caja de trabajo, además de la oscilación de los valores de velocidad.

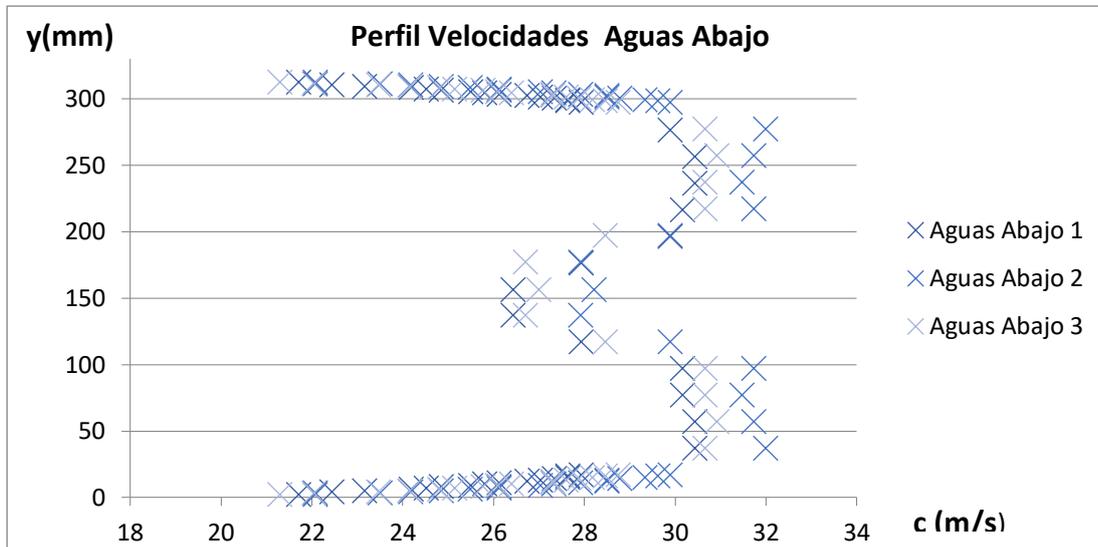


Figura 4.39 Perfil de velocidades aguas abajo

En aguas abajo, se vuelve a producir una caída en la velocidad, debido a que la semiesfera obstruye el paso de flujo normal. Si comparamos los valores de velocidad en la figura 4.31 y la figura 4.39, se puede ver como la esfera y la semiesfera, presentan valores muy similares. Este curioso fenómeno es debido a que a tal velocidad se desprende la capa límite de la geometría, por tanto, la esfera y la semiesfera se comportan de la misma manera (caso D). Ver imagen 4.40.

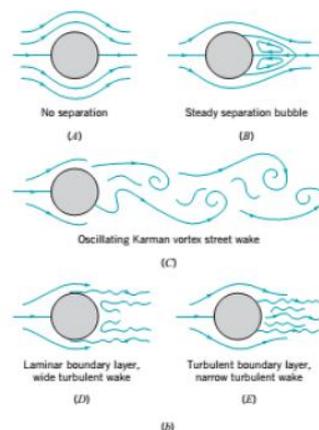


Figura 4.40 Modelos de flujo por una esfera [2]

4.3.2.2. Estudio de Fuerzas

En el siguiente apartado se exponen los valores de las fuerzas calculadas en el laboratorio. Al tratarse de un cuerpo simétrico, las fuerzas de lift se anulan entre ellas, se han estudiado únicamente las fuerzas de resistencia. Para más detalles véase el **Anexo A** apartado **A2**.

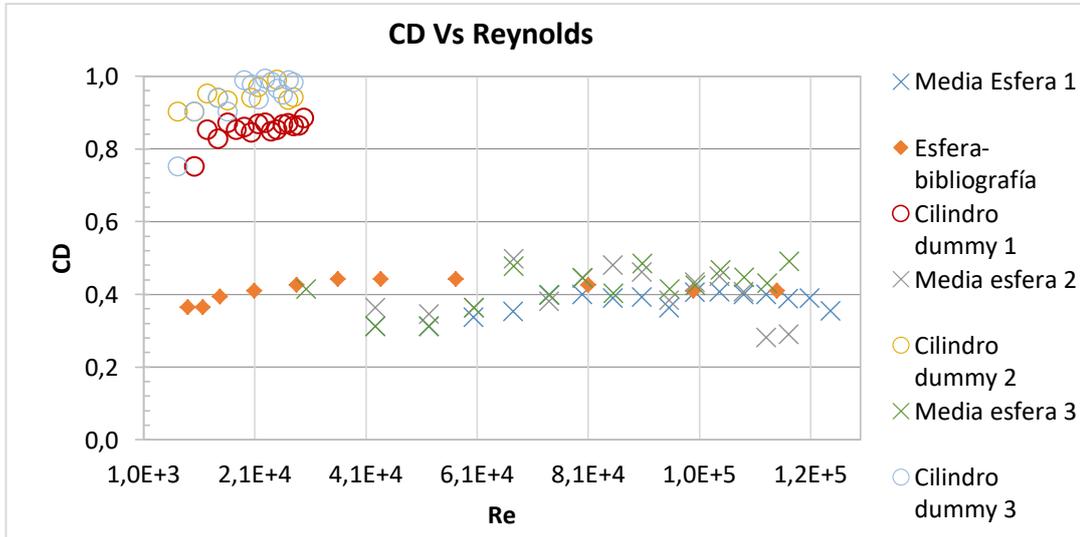


Figura 4.41 CD Vs Reynolds

En la figura 4.41, se puede ver como el cuerpo se comporta con las características aerodinámicas la esfera. Este hecho es debido al desprendimiento de capa límite comentado en el apartado anterior, en la figura 4.40.

En la figura 4.42, con tal de evitar un exceso de datos, se han tomado los valores del "Cilindro dummy 1" y "F model" como constantes, debido a que su valor se asemeja mucho de un experimento a otro.

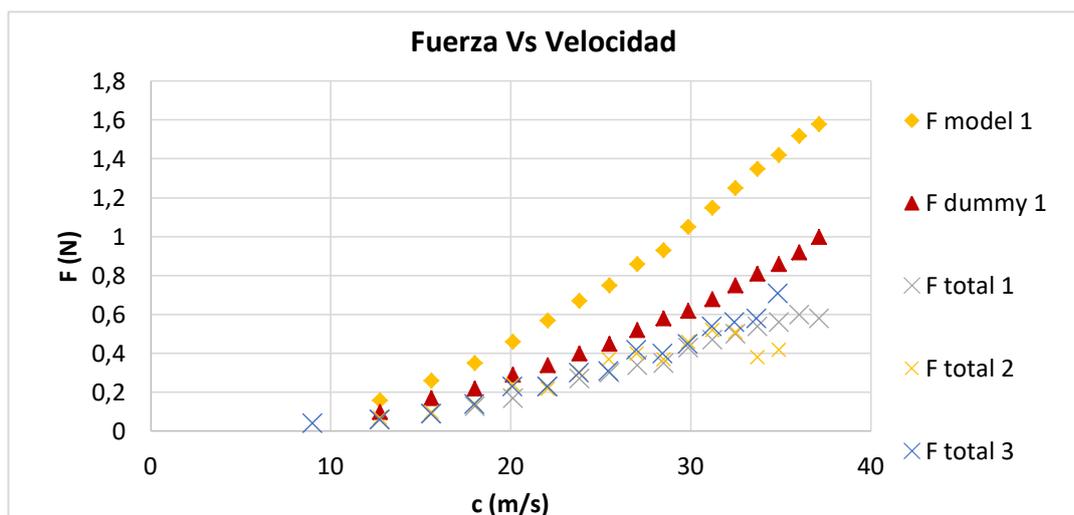


Figura 4.42 Fuerza Vs Velocidad

En la figura 4.42, se puede observar como la fuerza sobre el cuerpo aumenta progresivamente con la velocidad del fluido. El hecho ya relatado en la esfera, es debido a la 2ª ley de Newton.

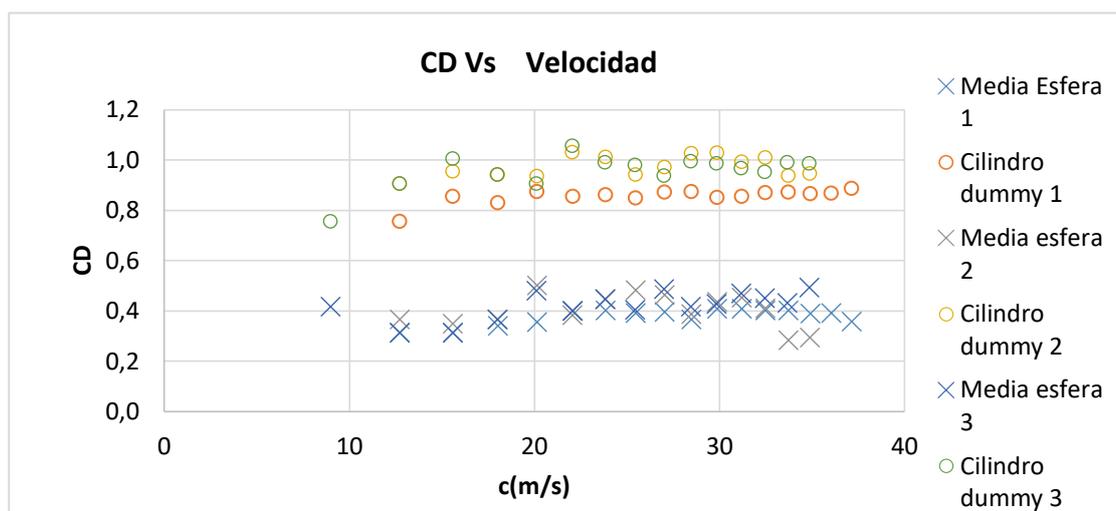


Figura 4.43 CD Vs Velocidad

En la Figura 4.43, el valor del CD de la semiesfera está comprendido entre [0,25-0,50], con un valor medio de 0,398. Si comparamos el valor experimental con el de la figura 4.44, el valor experimental es casi igual al propuesto. En el caso del cilindro dummy, encontramos un valor medio muy similar al calculado en el caso de la esfera, de CD igual a 0,924.

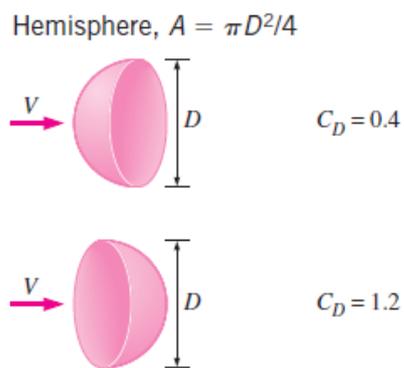


Figura 4.44 Tabla de valores de la semiesfera [2]

4.3.3. Cuerpo Fusiforme

El tercer cuerpo de estudio es el cuerpo fusiforme de 50mm de diámetro. Con tal de verificar que los resultados extraídos del laboratorio son correctos, se han realizado 3 pruebas experimentales. Además, se le ha realizado un segundo estudio, dónde se le variará el ángulo de ataque. Ver figura 4.45 y 4.46.

En este apartado se muestra una nube de datos experimental, para ver más detalladamente cada ensayo véase el **Anexo A** apartado **A.3**.



Figura 4.45 Cuerpo fusiforme (imágenes del laboratorio)

Figura 4.46 Cuerpo fusiforme desde arriba

4.3.3.1. Perfil de velocidades

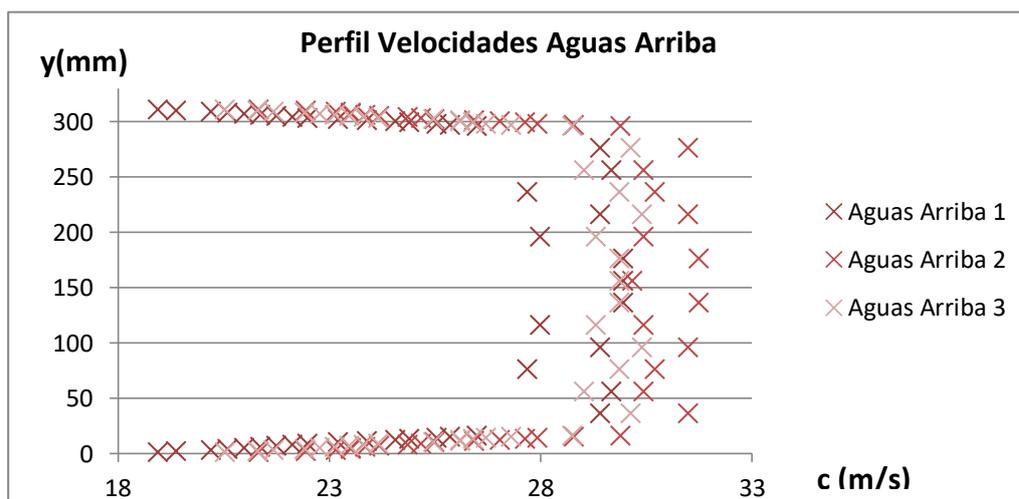


Figura 4.47 Perfil de velocidades aguas arriba

En la figura 4.47, se puede volver a observar, como en los anteriores 2 casos, la presencia de capa límite en las paredes de la caja de trabajo. Además, vuelven a aparecer pequeñas variaciones en la velocidad de entrada.

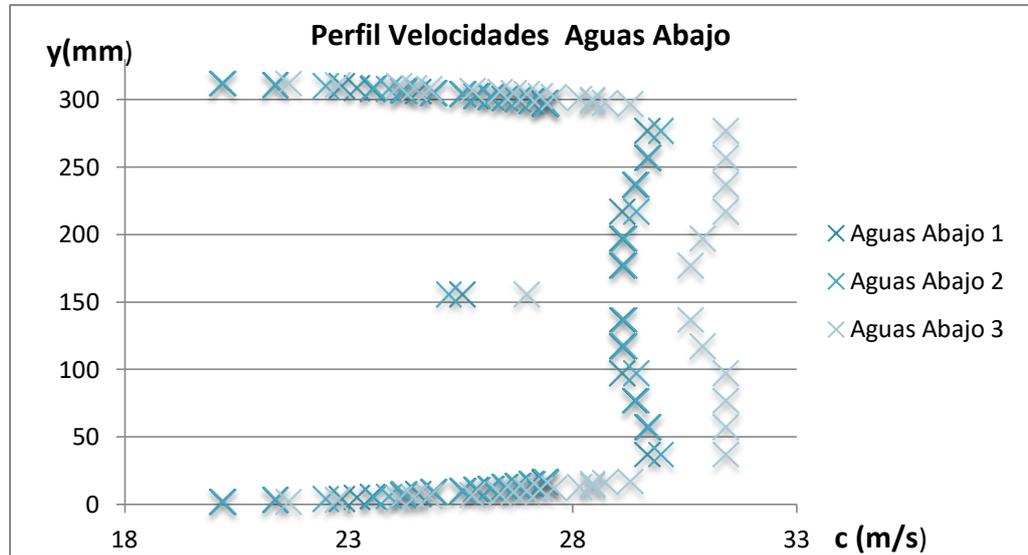


Figura 4.48 Perfil de velocidades aguas abajo

En la figura 4.48, observamos como el cuerpo provoca una estela menor en el flujo, que en los anteriores cuerpos. Este hecho, es debido a que su geometría alargada suaviza el paso del flujo y no produce desprendimiento de capa límite.

4.3.3.2. Estudio de Fuerzas

En el siguiente apartado se exponen los valores de las fuerzas calculadas en el laboratorio. Al tratarse de un cuerpo simétrico, las fuerzas lift se anulan entre ellas, se han estudiado únicamente las fuerzas de resistencia. Para más detalles véase el **Anexo A** apartado **A3**.

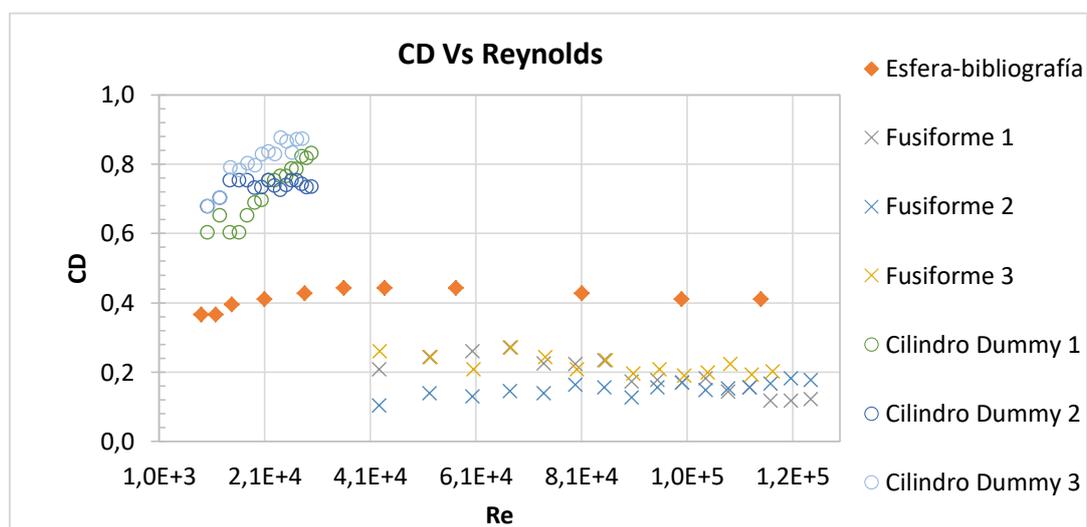


Figura 4.49 Gráfico CD Vs Reynolds

En la figura 4.49, se puede observar como el CD del cuerpo fusiforme es mucho menor al de la esfera de la bibliografía. Este hecho se debe a su forma alargada, que sirve de guía al fluido para fluir por él.

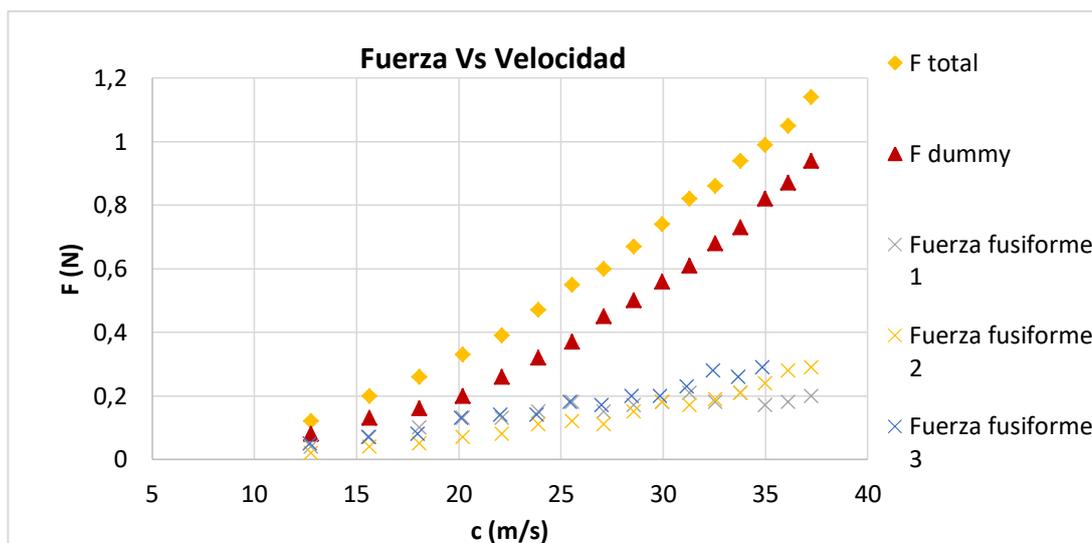


Figura 4.50 Fuerza Vs Velocidad

En la figura 4.50, se puede volver a observar de nuevo, como la fuerza aumenta a medida que la velocidad aumenta. Si se comparan los valores de fuerza con los demás cuerpos, se nota una gran reducción de la fuerza de arrastre. En la tabla 4.1 se han anotado los valores máximos de la fuerza en un intervalo de velocidad para cada pieza.

Cuerpo	Velocidad (m/s)	Fuerza (N)
Esfera	[31,20 - 33,80]	[0,47 - 0,51]
Semiesfera	[33,60 - 33,80]	[0,38 - 0,58]
Cuerpo Fusiforme	[33,60 - 33,80]	[0,21 - 0,26]

(tabla 4.1)

Nótese que el valor de la fuerza sobre el cuerpo fusiforme se ha reducido casi en un 50% respecto los demás.

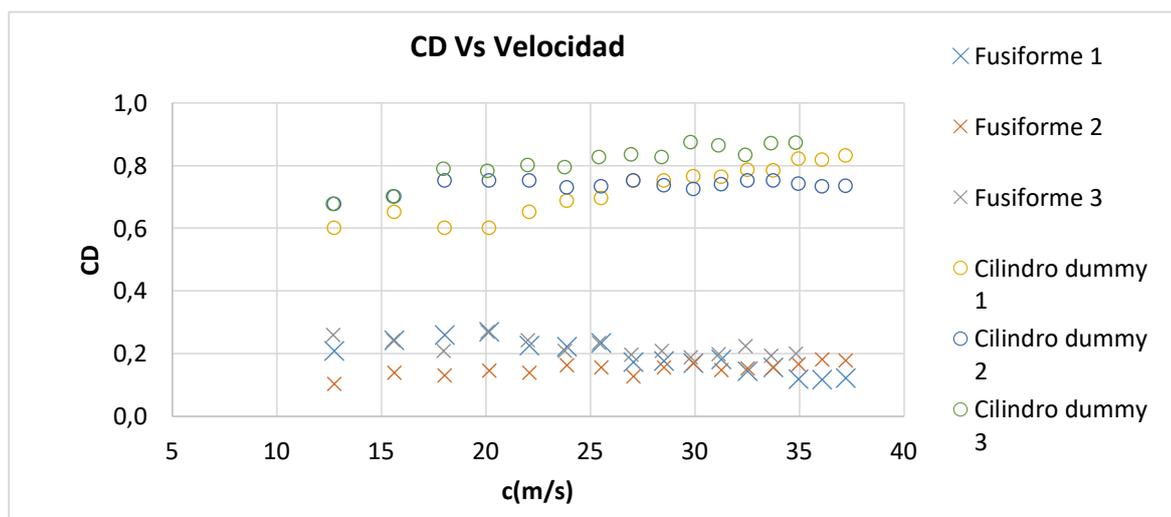


Figura 4.51 CD Vs Velocidad

En la figura 4.51 se puede observar que el CD del cuerpo fusiforme se encuentra en un intervalo de datos comprendido entre $[0,12; 0,27]$, con un valor medio de 0,186. El valor del CD se ha reducido considerablemente respecto a los demás cuerpos, véase la tabla 4.2.

Cuerpo	C_D
Esfera	0,391
Semiesfera	0,398
Cuerpo Fusiforme	0,186

(tabla 4.2)

Si comparamos los resultados experimentales con los teóricos de la figura 4.52, se ve que existe una gran diferencia entre los resultados. Esta variación puede ser provocada por la existencia del cilindro que sujeta la pieza justo en medio del cuerpo. Si comparamos el modo como se sujeta el cuerpo fusiforme y la esfera, notaremos como el modo de sujeción altera la geometría del cuerpo fusiforme (Figura 4.53 y 4.54).

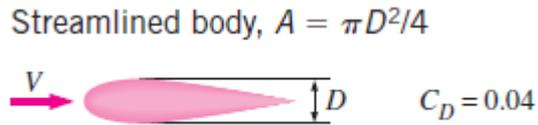


Figura 4.52 Valor propuesto para un “Streamed Body” [2]

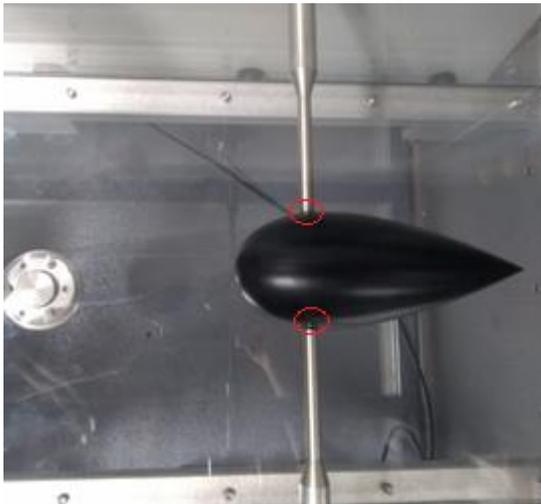


Figura 4.53 Cuerpo fusiforme visto desde arriba (imágenes del laboratorio)

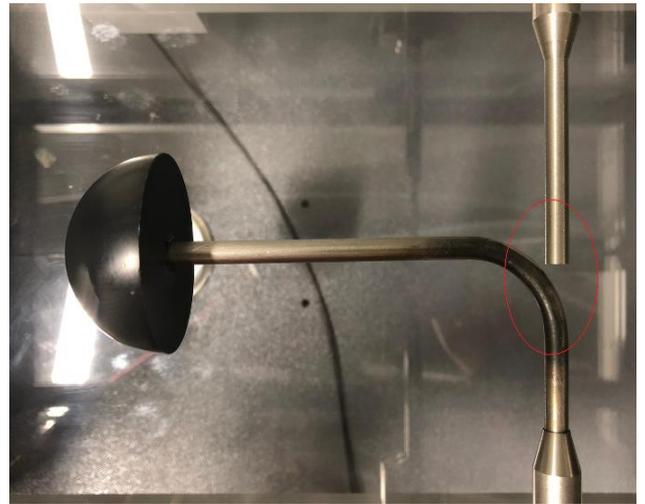


Figura 4.54 Semiesfera vista desde arriba

4.3.3.3. Estudio de Fuerzas Lift y Drag

En este apartado se ha estudiado la variación de fuerzas según el ángulo de ataque. Para ello, se han realizado medidas para 3 velocidades distintas (15, 25 y 30 m/s), variando el ángulo de ataque de 0° a 90° (figura 4.57 y 4.58). Como la báscula sólo permite medir la fuerza en un sentido, y su montaje es tedioso, se ha procedido a calcular las fuerzas de arrastre para las 3 velocidades. Acto seguido, se ha cambiado la dirección de la báscula. Véase la imagen 4.55 y 4.56.

Este estudio consta de 3 ensayos.

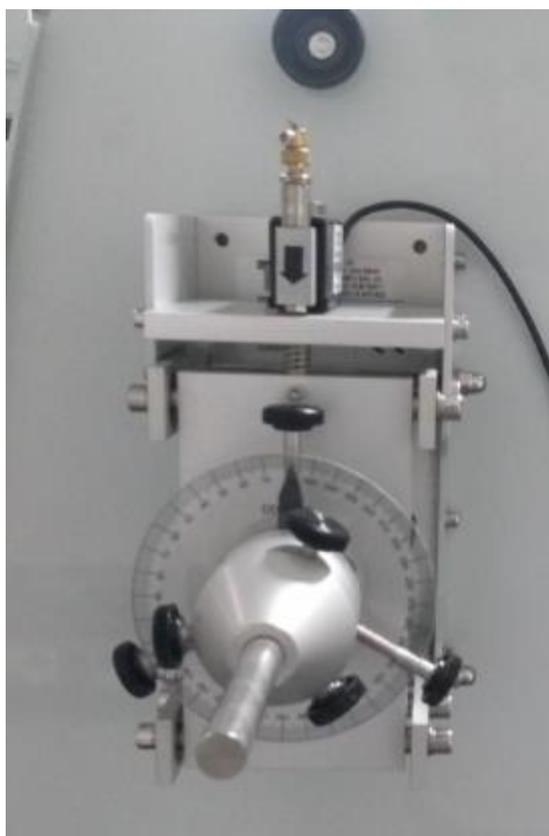


Figura 4.55 Barra con porta ángulos (lift)
(imágenes del laboratorio)

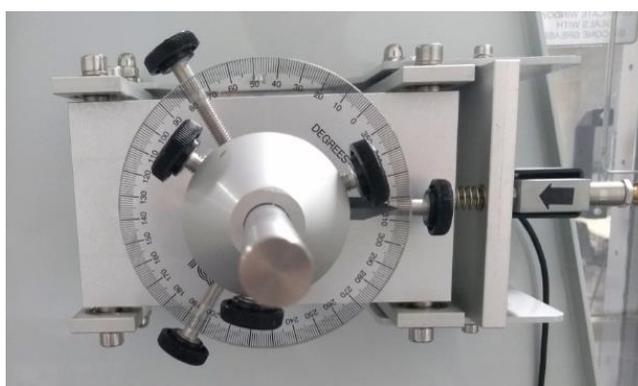


Figura 4.56 Barra con porta ángulos (Drag)



Figura 4.57 Cuerpo fusiforme (45°)



Figura 4.58 Cuerpo fusiforme (90°)

(Imágenes del laboratorio)

Gráficas

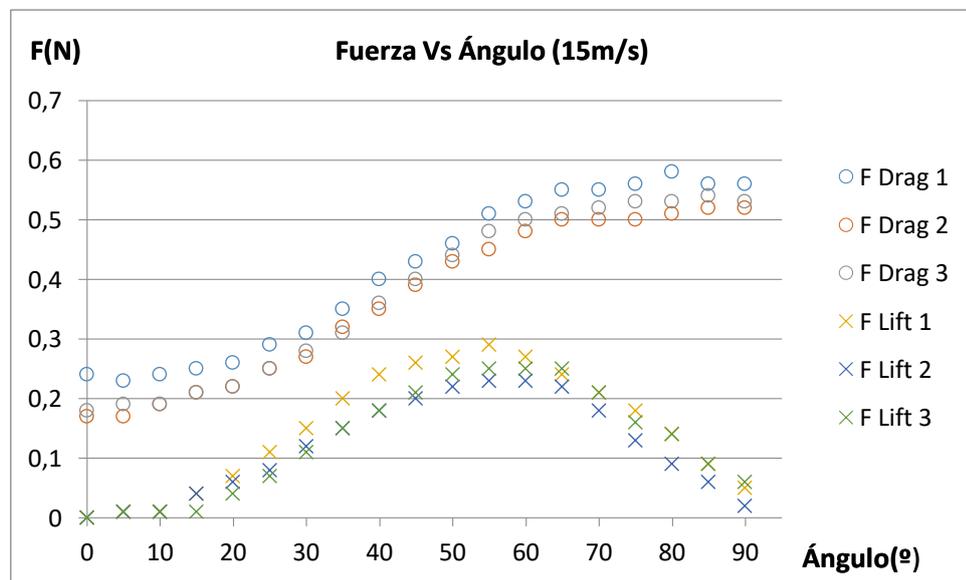


Figura 4.59 Gráfica variación del ángulo (15m/s)

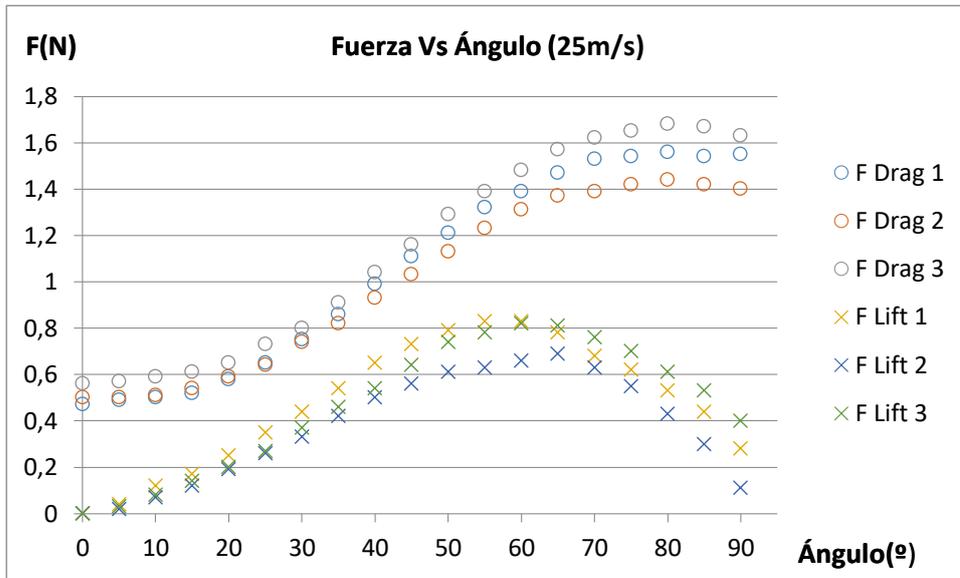


Figura 4.60 Gráfica variación del ángulo (25m/s)

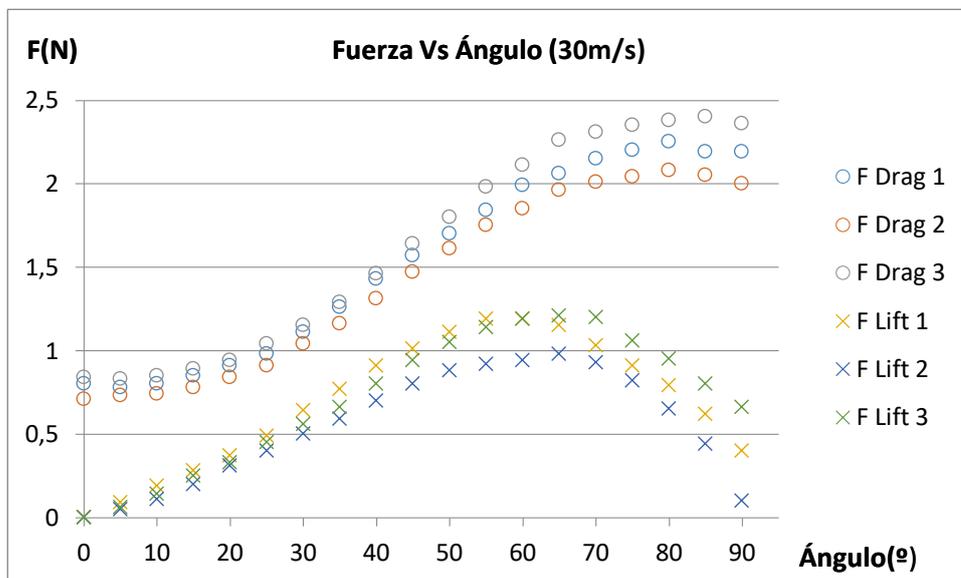


Figura 4.61 Gráfica variación del ángulo (30m/s)

En las figuras 4.59, 4.60 y 4.61, la tendencia de las variaciones de las fuerzas Lift y Drag según el ángulo son muy parecidas.

En la fuerza Drag (arrastre), se puede ver que a medida que aumenta el ángulo, las fuerzas de arrastre son mayores. Este incremento es debido a que, a medida que se aumenta el ángulo, el cuerpo recibe más colisiones de las partículas del aire. Las figuras muestran un pico en el ángulo de 80º y empieza a disminuir su valor.

Por parte de las fuerzas Lift (sustentación), se puede notar un incremento de sus fuerzas, hasta alcanzar su máximo, en el ángulo de 60º. Justo después empieza a disminuir su valor. La razón teórica de los resultados viene dada por la figura 3.1, debido a que el ángulo de ataque aumenta la repartición de las fuerzas. A partir del ángulo de 60º, el flujo ya no es guiado hacia la cola del cuerpo, sino que, es guiado por el perfil del cuerpo.

5. Simulación del cuerpo fusiforme con ANSYS Fluent

5.1. Introducción a ANSYS Fluent

ANSYS Fluent es un programa de diseño, análisis y simulación numérica mediante el uso de elementos finitos (FEA). Para el estudio de un modelo deberemos proceder a la realización de 5 fases diferentes dentro del “*Workbench*” del programa. Véase la figura 5.1.

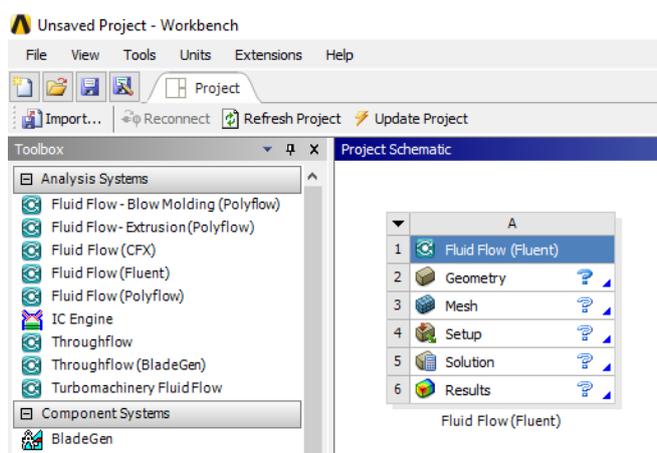


Figura 5.1 Workbench

Primero de todo, se deberá crear o importar en el “*Design Modeler*”, dentro de “*Geometry*”, la geometría que queremos estudiar.

Una vez cargada una geometría, procederemos a la creación de la malla en “*Mesh*”. En este apartado, podremos aplicar diferentes métodos de malla, que nos permitirán resolver nuestro problema. El apartado del mallado es uno de los más importantes, debido a que, el método resolutivo de los elementos finitos ofrece mayor precisión cuanto mayor número de elementos. Para dar por válido un resultado, se debe hacer un estudio de convergencia de la malla.

Una vez cargada la malla, se procederá la fase de “*Setup*”, en la cual definiremos las condiciones de contorno de nuestro problema. En este apartado, podremos aplicar propiedades a las partes de nuestra geometría, dar características físicas a nuestro fluido y seleccionar la metodología de cálculo que utilizará para resolverse. Cuando todo esté listo se podrá proceder al cálculo desde la misma aplicación.

Pasado un tiempo el cálculo estará listo y por tanto en el apartado de “*Solution*” del “*Workbench*” podremos visualizar gráficas de comportamiento en nuestro estudio. Por otro lado, en el apartado de “*Results*” podremos realizar simulaciones de cómo se comporta el fluido en nuestro estudio.

5.2. Creación de la geometría del cuerpo fusiforme

Para la creación de la geometría se ha decidido utilizar un programa de CAD externo a **ANSYS Fluent** y luego importar la geometría. Se ha utilizado **SolidWorks** para crear el CAD.

Con tal de conseguir un modelo semejante a la realidad se ha tomado una foto de la pieza a estudiar (figura 5.2) y mediante el programa de edición de imágenes **GIMP** se ha recortado el perfil de la pieza y se le ha aplicado un fondo blanco. (figura 5.3.)



Figura 5.2 Cuerpo fusiforme

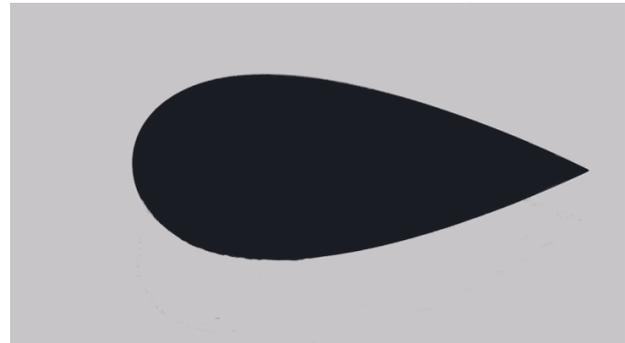


Figura 5.3 Cuerpo Fusiforme modificado

Una vez obtenida una imagen nítida de la geometría a estudiar, se ha cargado la imagen en **SolidWorks** y se ha hecho un *croquis* de la geometría. Al tratarse de un cuerpo simétrico, se ha *croquitizado* únicamente la mitad del sólido, y se le ha aplicado una revolución de 360º sobre él. Véase las figuras 5.4 y 5.5.

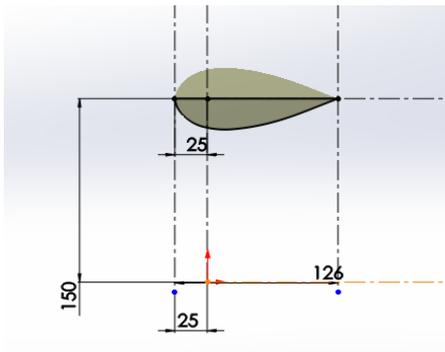


Figura 5.4 Croquis del cuerpo fusiforme

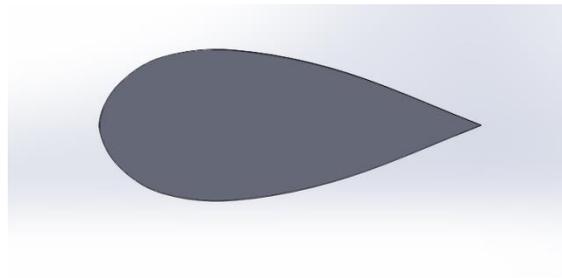


Figura 5.5 Cuerpo Fusiforme tras la revolución

El programa **ANSYS** no permite importar un archivo directamente desde **SolidWorks**, por tal razón se ha exportado el CAD al formato *IGS*. Una vez cargada la geometría, se ha creado una caja de trabajo de las mismas dimensiones que la del túnel de viento **AF100s** (figura 5.6). Se ha realizado con la herramienta “*enclosure*”, situada en “*tools*”, dentro del “*Design Modeler*”. Se ha sustraído el cuerpo fusiforme de la caja con una sustracción booleana (“*Boolean*”), situada en la barra de herramientas del apartado “*Create*”.

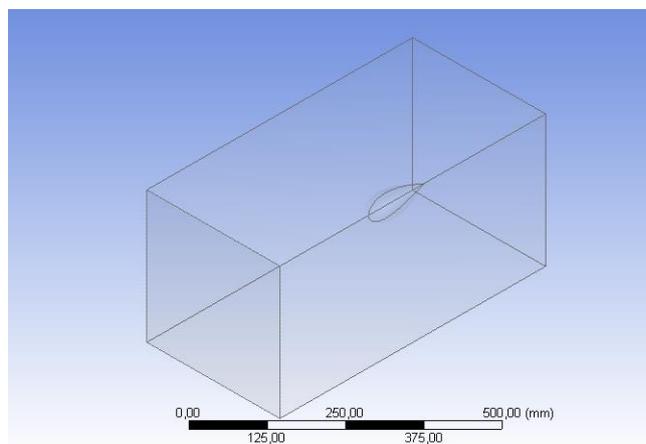


Figura 5.6 “*Enclosure*” del cuerpo fusiforme

5.3. Creación de la malla

En el apartado “Mesh” del “Workbench” se ha creado la malla. Primero, se han agregado etiquetas a las diferentes partes de la caja (“click” derecho, “create named selection”) (figura 5.7). Este paso es muy importante, ya que identifica las diferentes partes en el estudio del “Setup” (figuras 5.8 y 5.9).

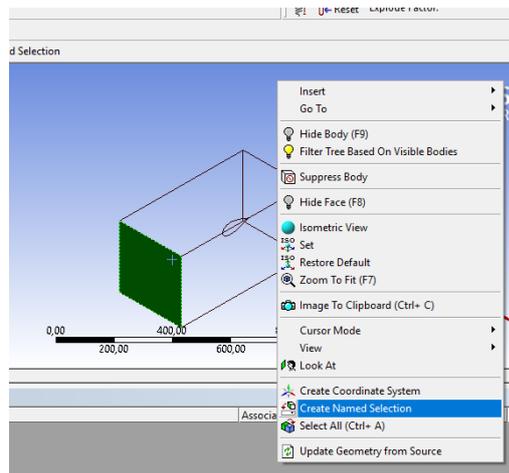


Figura 5.7 “Create named selection”

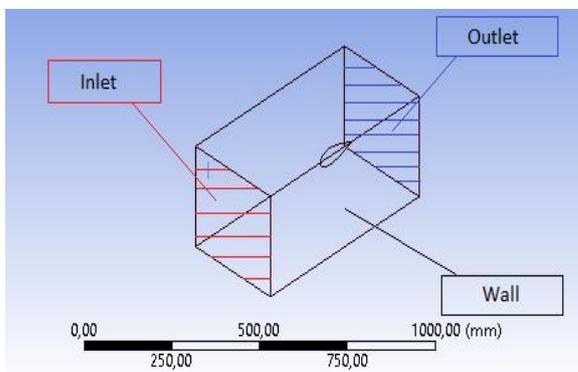


Figura 5.8 Etiquetas 1

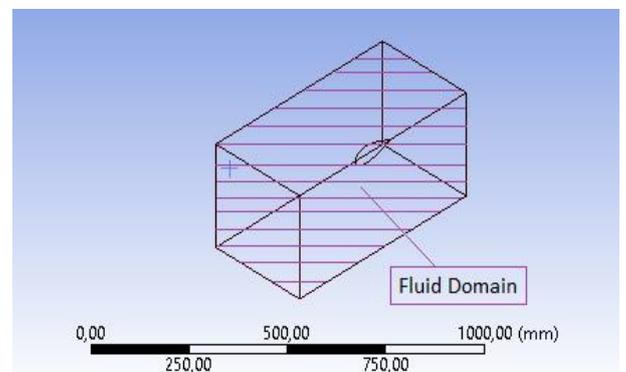


Figura 5.9 Etiquetas 2

Para facilitar el cálculo, se ha aplicado “Face Meshing” en todas las caras de la caja de trabajo. De esta manera el programa hace una malla ordenada de la cara seleccionada (figura 5.10).

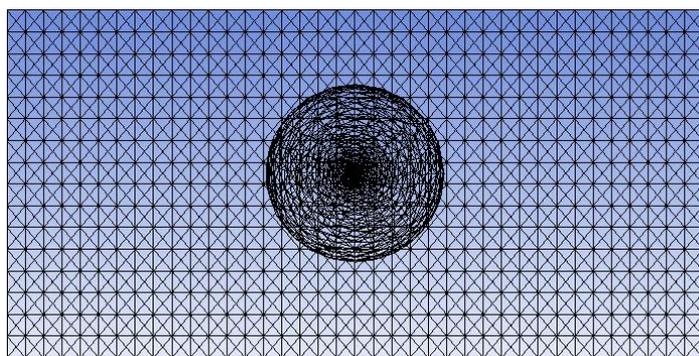


Figura 5.10 "Face meshing"

La precisión del cálculo es definida por el número de elementos de una malla. Con la herramienta "Sizing" dentro de "Mesh Control" se le ha dado tamaño a los elementos ("elemen size").

La capa límite alrededor de la figura, se ha estudiado con la herramienta "Inflation" en "Mesh Control". Se le han aplicado 10 etiquetas de valores, hacia fuera del sólido. La distancia inicial entre la pared y el primer elemento se ha calculado para valores de $y^+ \leq 5$. Se ha aplicado un incremento del 20% de la distancia entre las etiquetas entre las etiquetas restantes.

En la tabla 5.2 se exponen los diferentes tamaños de malla utilizados:

Prueba CFD	Inlet (mm)	Outlet (mm)	Wall (mm) (Paredes)	Wall (mm) (Techo y suelo)	Cuerpo Fusiforme (mm)	Inflation (mm) (Cuerpo fusiforme)	y^+
1	6	6	10	5	/	0,130	5
2	6	6	10	5	3	0,130	5
3	4	4	8	3	2	0,104	4
4	6	6	10	5	3	0,130	4
5	6	6	10	5	3	0,130	5
6	6	6	10	5	3	0,130	5
7	6	6	10	5	3	0,130	5

(tabla 5.2)

Descripción del contenido en cada prueba CFD:

1. Se trata del cuerpo fusiforme dentro de la caja de trabajo, sin haberse aplicado tamaño de malla sobre el cuerpo fusiforme.
2. Se trata del cuerpo fusiforme dentro de la caja de trabajo, se le ha aplicado tamaño de malla al cuerpo fusiforme.
3. Se trata del cuerpo fusiforme dentro de la caja de trabajo, se le ha aplicado menor distancia entre elementos.
4. Se ha alargado la caja de trabajo en 200mm.
5. Se ha simulado el cuerpo fusiforme con las barras dummy dentro de la caja de trabajo.
6. Se ha simulado el cuerpo fusiforme con una inclinación de 15º dentro de la caja de trabajo.
7. Se ha simulado el cuerpo fusiforme con una inclinación de 30º dentro de la caja de trabajo.

En el estudio de fuerzas del apartado 5.5.2. se demuestra la estabilización del valor del CD, a medida que aumenta el número de elementos.

5.4. Set up del problema

Una vez dentro del Fluent, en el apartado “General”, se ha considerado el flujo transitorio y se han descartado los efectos producidos por la fuerza de la gravedad (Figura 5.11).

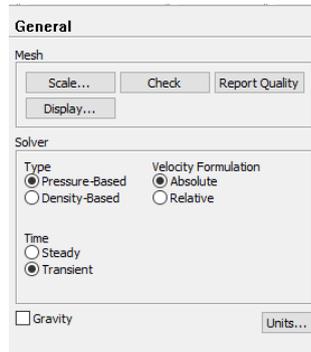


Figura 5.11 General

Dentro del apartado de “Models”, se ha seleccionado modelo K-omega SST de modelo viscoso (Figura 5.12).

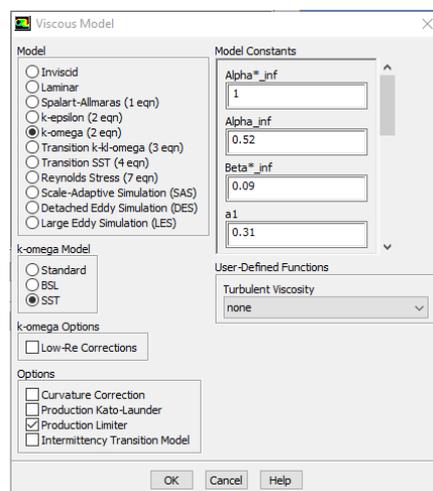


Figura 5.12 “Models”

En la sección “Material”, se le han dado las mismas características al aire que las de la prueba 1 en el laboratorio (Figura 5.13). Y se ha aplicado el material para toda la parte de fluido en “Cell Zone Conditions” (Figura 5.14).

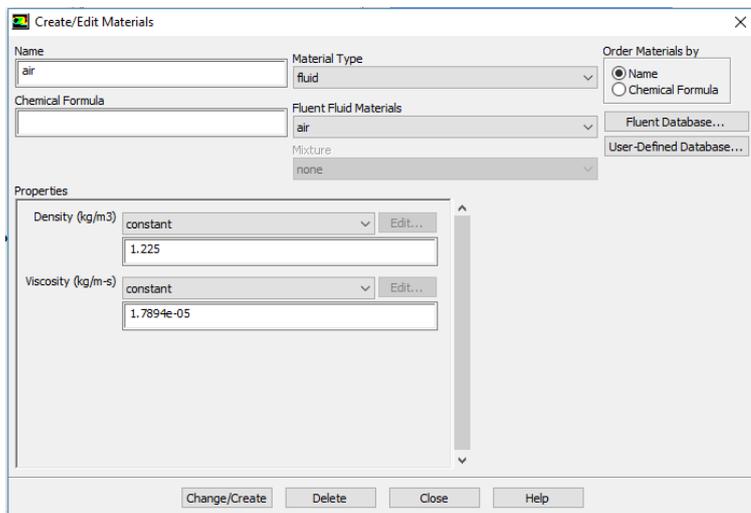


Figura 5.13 “Material”

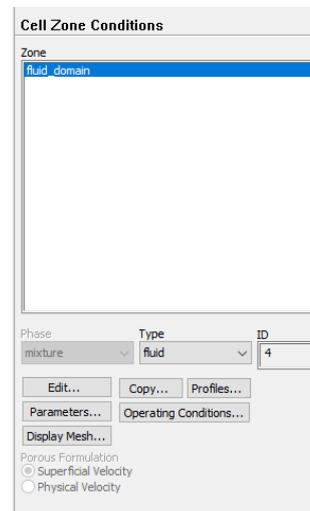


Figura 5.14 “Cell Zone Conditions”

En el apartado de “Boundary conditions”, se le han aplicado características físicas a las diferentes partes de la caja de trabajo. La etiqueta Inlet se ha definido como la entrada de flujo, con una velocidad de 30m/s. Las etiquetas Wall y Wall-Fluid_Domain (cuerpo fusiforme), se han definido como pared (cuerpos sólidos). La etiqueta Outlet, se ha definido del tipo presión, con un valor Presión relativa igual a 0 (el flujo sale a presión atmosférica). Por último, se ha definido la etiqueta interior-fluid_domain, cómo interior (lugar por donde circula el fluido). En la figura 5.15, se muestra como ejemplo, el menú de “Boundary conditions” correspondiente a la etiqueta Inlet.

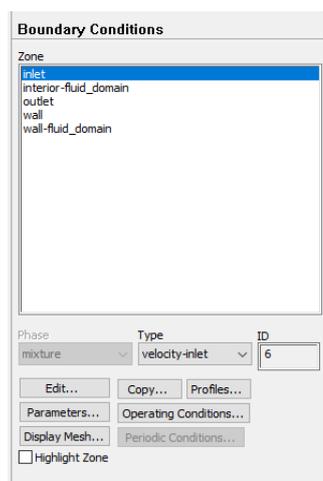


Figura 5.15 “Boundary Conditions”

En el apartado “*Reference Value*” se han definido los parámetros de cálculo, en los que se basará el resultado (Figura 5.16).

Reference Values	
Area (m2)	0.0019634
Density (kg/m3)	1.225
Enthalpy (j/kg)	0
Length (m)	1
Pressure (pascal)	0
Temperature (k)	288.16
Velocity (m/s)	30
Viscosity (kg/m-s)	1.7894e-05
Ratio of Specific Heats	1.4

Reference Zone
fluid_domain

Figura 5.16 “*Reference Value*”

En “*Solution Methods*” se ha modificado el proceso iterativo que utiliza el programa. Se han aplicado métodos iterativos de segundo orden, para obtener mayor precisión de resultados en el cálculo de presión y momento. Para las demás se han utilizado de primer orden (Figura 5.17).

Solution Methods

Pressure-Velocity Coupling

Scheme
SIMPLE

Spatial Discretization

Gradient
Least Squares Cell Based

Pressure
Second Order

Momentum
Second Order Upwind

Turbulent Kinetic Energy
First Order Upwind

Specific Dissipation Rate
First Order Upwind

Transient Formulation
First Order Implicit

Non-Iterative Time Advancement

Frozen Flux Formulation

High Order Term Relaxation Options...

Default

Help

Figura 5.17 “*Solution Methods*”

En “*solution initialization*” se ha seleccionado el método “*standard initialization*”. Este apartado, permite dar valores de presión, velocidad y energía a las diferentes células de trabajo (Figura 5.18).

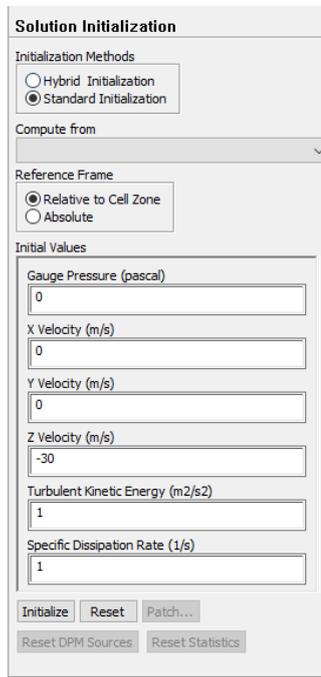


Figura 5.18 “*Solution initialization*”

Finalmente, en el apartado “*Run Calculation*”, se han aplicado 20 iteraciones por salto de tiempo. El salto de tiempo es de 0,001s, y se ha programado para 1000 saltos. Por tanto, se ha realizado la simulación para 1s (Figura 5.19).

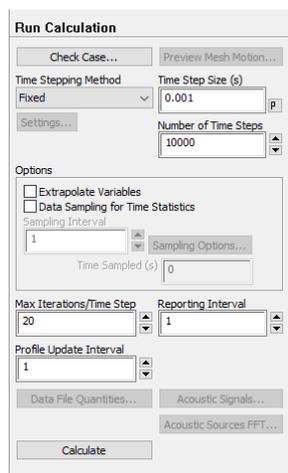


Figura 5.19 “*Run Calculation*”

5.5. Resultados

En este apartado se han expuesto los resultados del CFD y se comparan con los resultados del laboratorio. En los valores experimentales, se ha estudiado de error de las medidas (El estudio de errores se explica más detalladamente en el **Anexo C**).

5.5.1. Estudio Velocidades.

En el estudio del perfil de velocidades, se han seleccionado los intervalos de valores correspondientes a los errores, para cada ensayo del laboratorio. Se han elegido los valores correspondientes al perfil de velocidades de la prueba CFD 3.

Para simplificar la lectura del gráfico de la Figura 5.20 y 5.21, Lab X (+) son los valores del laboratorio correspondientes al error positivo de la prueba X, y, Lab X (-) son los valores del laboratorio correspondientes al error negativo de la prueba X.

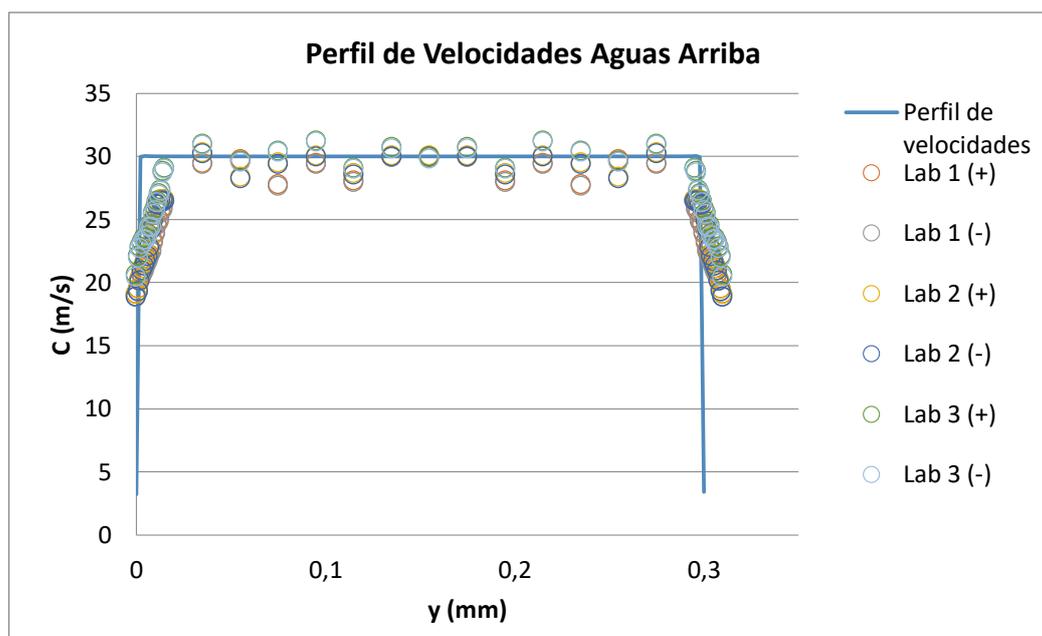


Figura 5.20 Perfil de velocidades aguas arriba

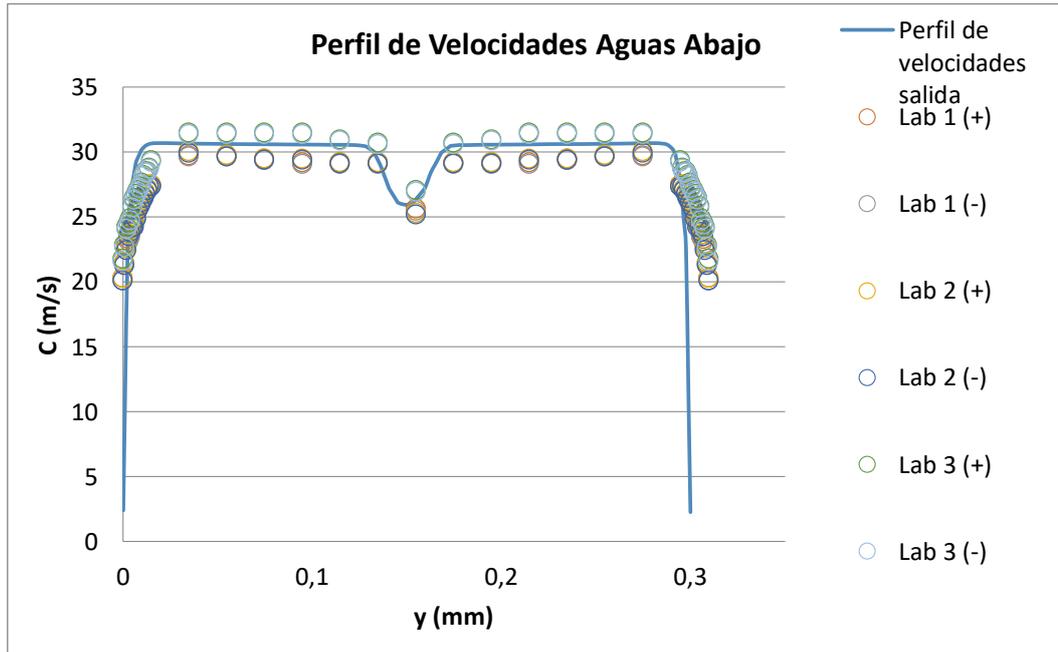


Figura 5.21 Perfil de velocidades aguas abajo

Se puede observar, que en los gráficos de las figuras 5.20 y 5.21 los valores de la simulación se encuentran en el intervalo de datos experimental. Sin embargo, los valores más próximos a las paredes, entre $[0 - 0,03]$ y $[0,27 - 0,30]$ mm, no coinciden con los del laboratorio. La causa, es debida, a que no se aplicó una malla para estudiar la capa límite de las paredes de la caja de trabajo. En la figura 5.21, se puede ver con mayor claridad la forma de la estela producida por el cuerpo fusiforme.

5.5.2. Estudio de Fuerzas.

En la realización del estudio de fuerzas, se han realizado pruebas con diferentes mallados, con el modelo de cálculo SST K-omega, hasta que el valor del CD se ha estabilizado (Figura 5.22). En la tabla 5.3 se muestran los resultados de las pruebas, y los valores correspondientes al laboratorio a 30 m/s.

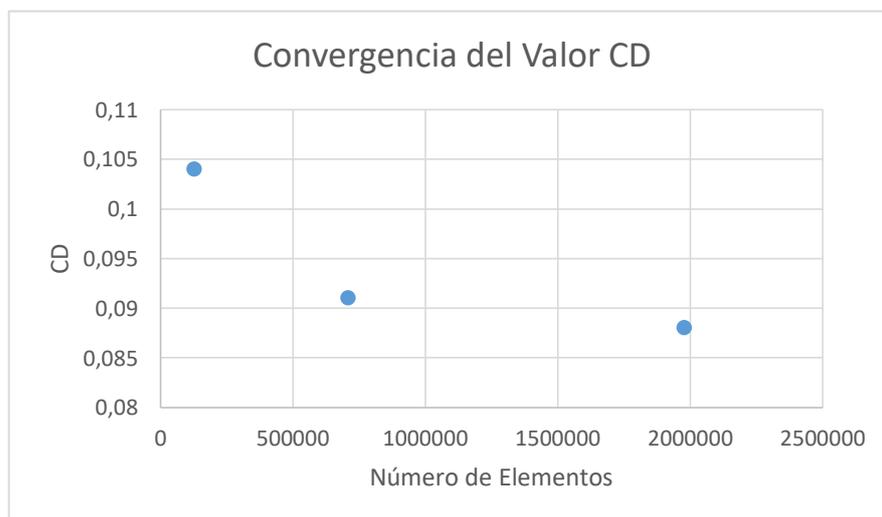


Figura 5.22 Gráfico de convergencia CD

Resultados CFD	CD	F_D (N)	Nº elementos
1	0,104	0,112	130066
2	0,091	0,098	710230
3	0,088	0,096	1979187
Laboratorio	0,176	0,186	/

(tabla 5.3)

En la figura 5.22, el valor del CD converge hasta estabilizarse en 0,088. Si se aplicase una malla aún más pequeña, el valor seguiría convergiendo. Sin embargo, la variación del valor del CD, sería muy pequeña.

Si comparamos los valores de la prueba 3 con los del laboratorio, se encuentra cierta discrepancia en los valores. El valor del CD del CFD es casi la mitad de pequeño que el del laboratorio. Como ya se ha comentado en el apartado **4.3.3.2. Estudio de fuerzas** del cuerpo fusiforme, el CD del laboratorio es mayor debido al cilindro que lo sujeta. Por ello se ha creado la prueba 4, la cual realiza los cálculos con el cilindro que lo sujeta y el dummy, para poder comparar los resultados (Figura 5.23).

Resultados CFD	F_D Fusiforme + barra (N)	F_D Barra Dummy (N)	F_D Fusiforme (N)
4	0,588	0,451	0,137

(tabla 5.4)

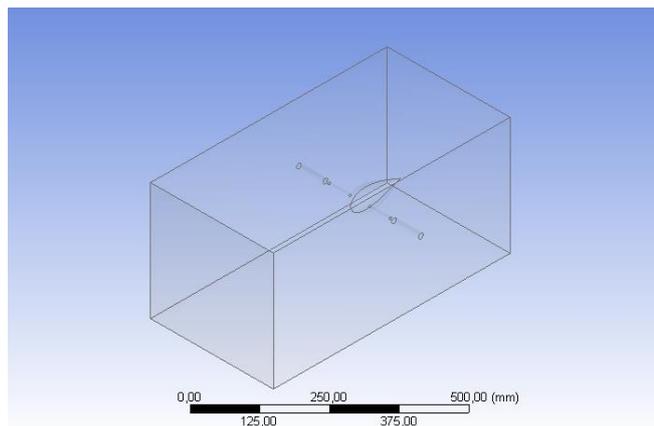


Figura 5.23 Geometría con los cilindros del laboratorio

En la prueba 4, el valor de la fuerza ha aumentado respecto las demás pruebas. Por tanto, el cilindro que sujeta la pieza perturba la aerodinámica de la pieza, aumentándole el valor de las fuerzas recibidas.

5.5.3. Simulaciones de flujo en la caja de trabajo

Se han realizado 3 simulaciones:

5.5.3.1. Cuerpo Fusiforme sin ángulo de ataque

En este apartado se han expuesto las simulaciones de los datos de la prueba 5. En este caso, se ha aplicado la misma malla que en la prueba 2 y se ha alargado la caja de trabajo 200mm (Para poder visualizar la estela generada por el cuerpo).

En el siguiente apartado se han hecho simulaciones en el punto medio de la figura para poder ver el comportamiento del flujo sobre ella. Véase la figura 5.24.

Capa límite en las paredes

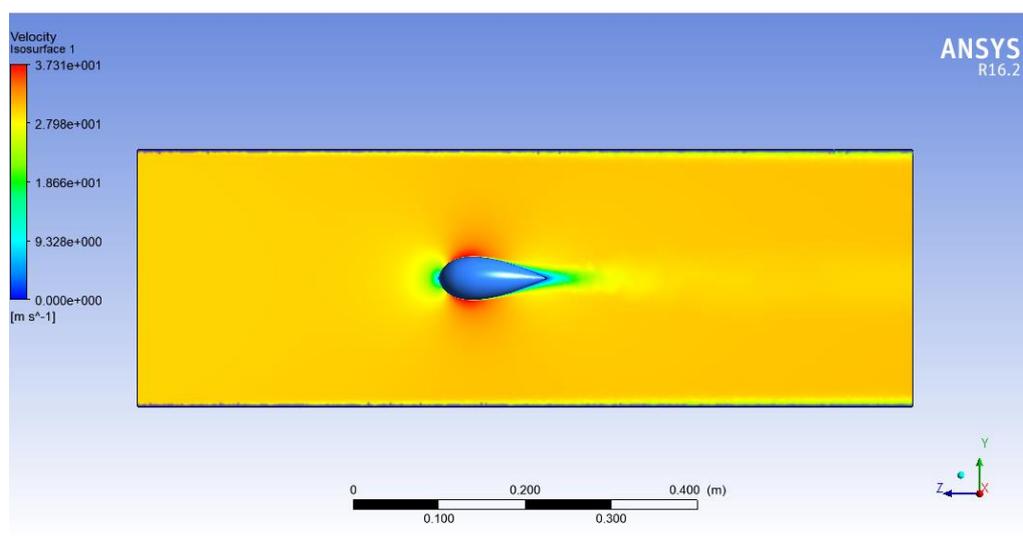


Figura 5.24 Gráfico de variación de velocidad por contorno

En las partes más próximas a las paredes, el flujo sufre una disminución de la velocidad. Esta disminución está provocada por la capa límite, ya que como se ha explicado anteriormente en el apartado **3.10. Capa límite**, la viscosidad del fluido hace que se adhiera a la pared y pierda su velocidad. En la figura 5.25, se ha muestra más detalladamente.

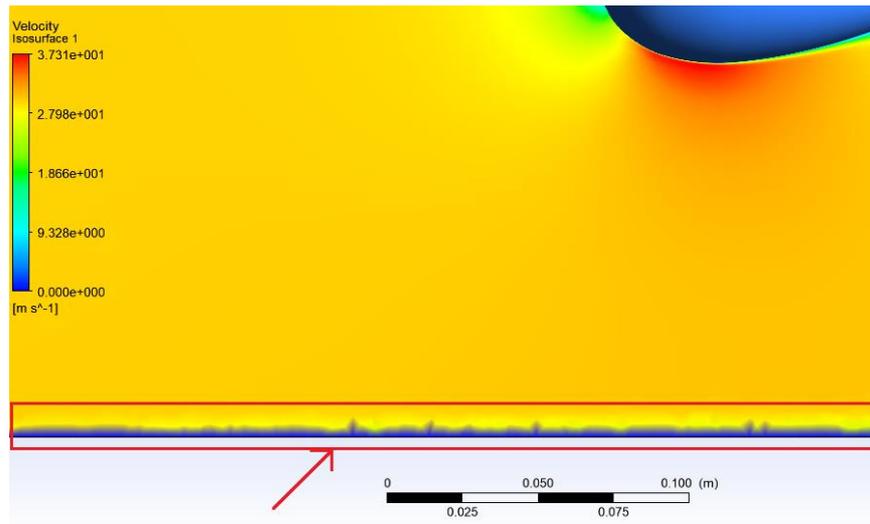


Figura 5.25 Capa límite en las paredes

Capa límite en el cuerpo fusiforme

En la figura 5.24, se puede ver la existencia de capa límite en el cuerpo fusiforme., que produce variaciones en la velocidad del fluido. Para poder explicar con claridad, en la figura 5.26, se ha dividido el cuerpo en 3 fases.

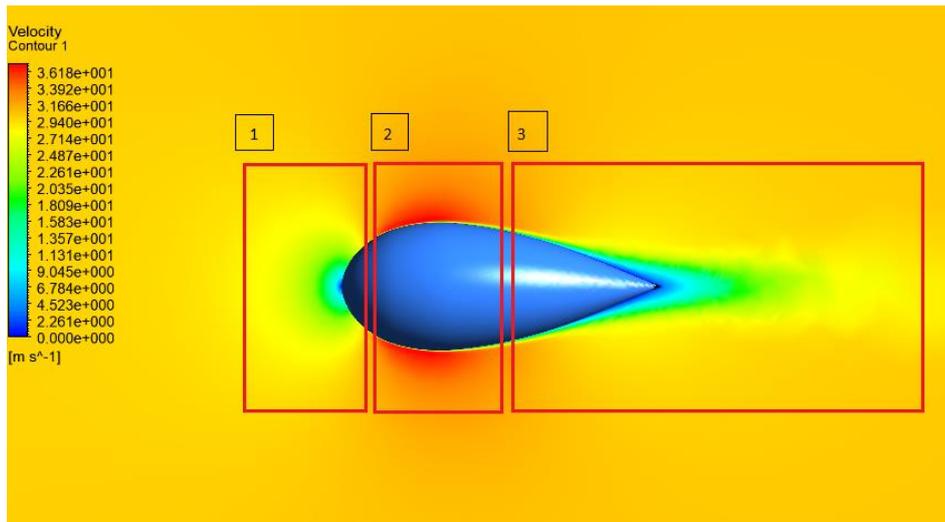


Figura 5.26 Gráfico de contorno de velocidad

La variación de la velocidad, tiene relación directa con la variación de presión en el sistema (Ecuación de Bernoulli). A continuación, se ha expuesto la variación de presión en la figura 5.27.

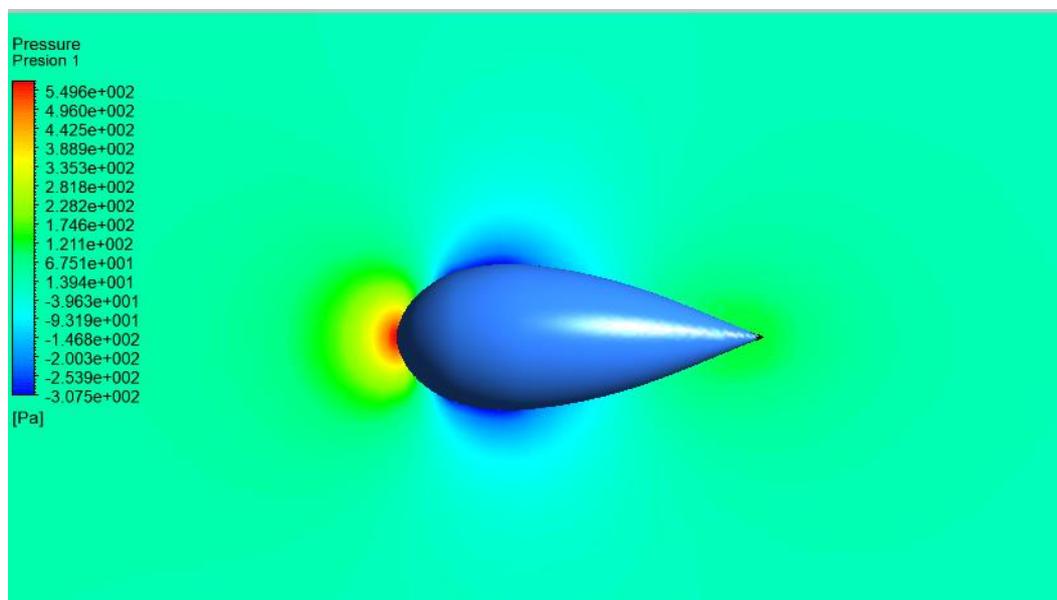


Figura 5.27 Gráfico de variación de presión por contorno

Fase 1

Al inicio, la velocidad circula constante en dirección horizontal a 30m/s y con una presión relativa de 0 Pascales. Cuando el fluido entra en contacto con el cuerpo fusiforme, pierde su velocidad y aumenta la presión. Este gradiente de presiones afecta en el cuerpo en forma de fuerza, debida a la desaceleración del fluido. Debido a la viscosidad del aire, el fluido se adhiere a la superficie y sigue su trayectoria a través de la geometría. En la figura 5.28, se enseña la dirección del flujo tras el choque con vectores de dirección.

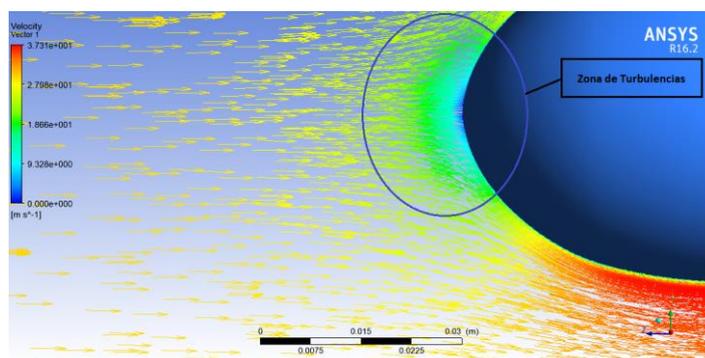


Figura 5.28 Vectorización del fluido en la fase 1

Fase 2

En la fase 2, las partículas del aire chocan con el cuerpo, y son direccionadas por la capa límite tangencialmente (Figura 5.29). Por tanto, a medida que el radio aumenta, el flujo circula más tangente a la pieza y aumenta su velocidad. Es por ello que, en el radio máximo de la esfera, el flujo adquiere valores de velocidad mayores. Además, las partículas de aire se ven aceleradas por el impulso del flujo continuo de aire.

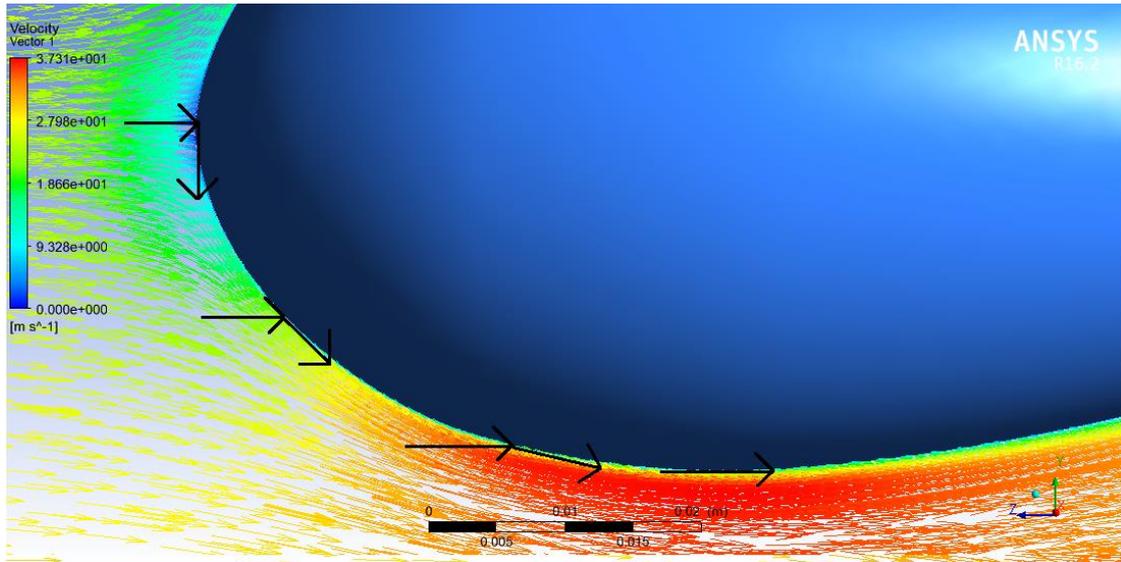


Figura 5.29 Vectorización del fluido en la fase 2

Fase 3

En la fase 3, la capa límite del cuerpo aumenta debido a la reducción de esfuerzos tangenciales. El fluido es guiado a través de la cola hasta el exterior del cuerpo. Se puede ver que, se forma una estela tras perder el contacto con el cuerpo (Figura 5.30) y el fluido poco a poco recupera su velocidad inicial.

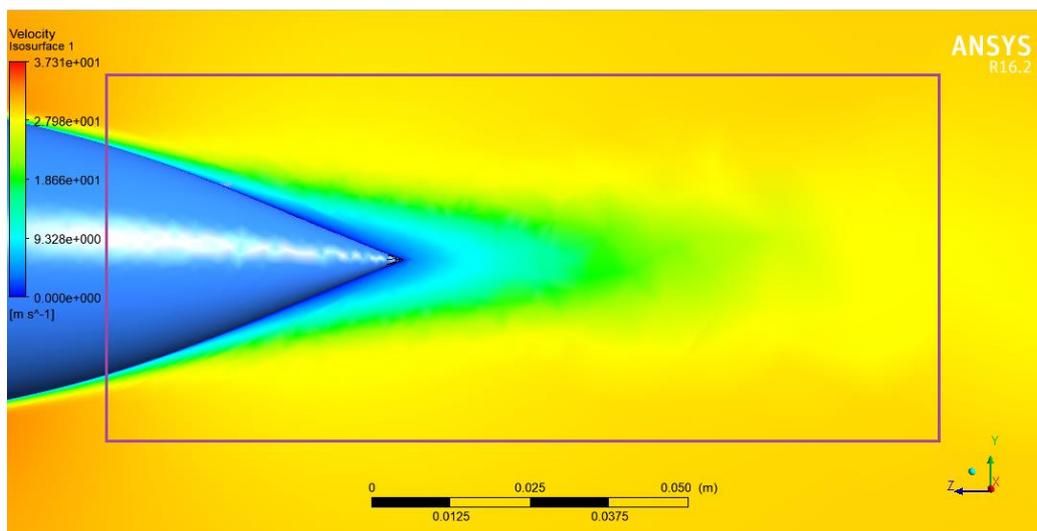


Figura 5.30 Capa límite en la fase 3

5.5.3.2. Cuerpo Fusiforme con un ángulo de ataque de 15°

La figura 5.31, se muestra el gráfico de contorno para las velocidades del flujo en el cuerpo fusiforme, con un ángulo de ataque de 15°. Se ha dividido el cuerpo en 3 fases.

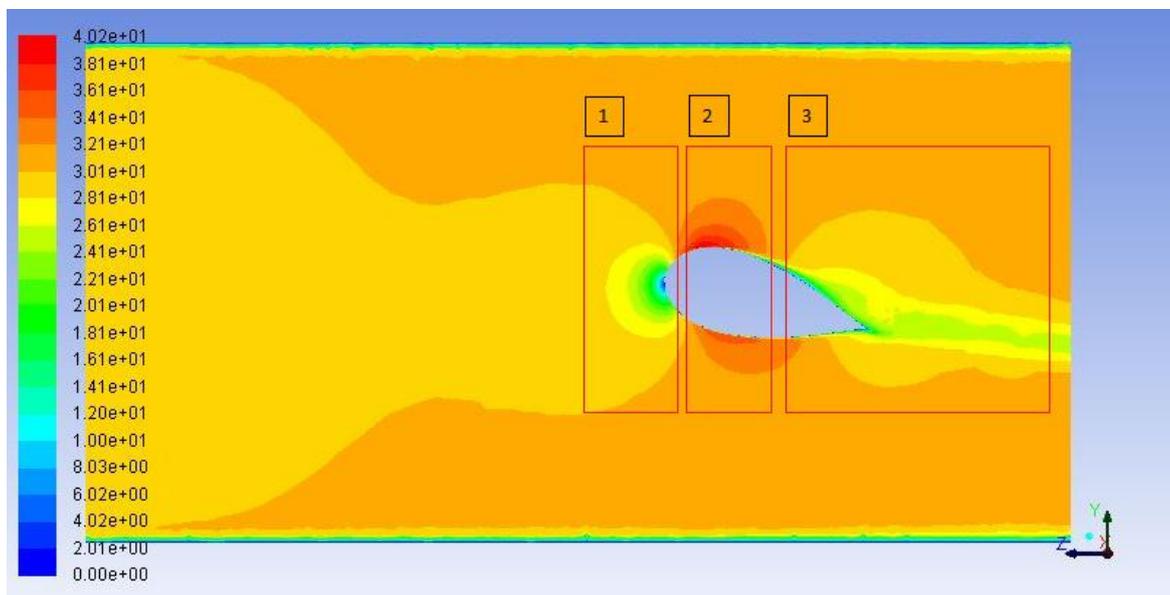


Figura 5.31 Gráfico de contorno de velocidad

En la figura 5.32, se muestra el gráfico de variación de presión por contorno.

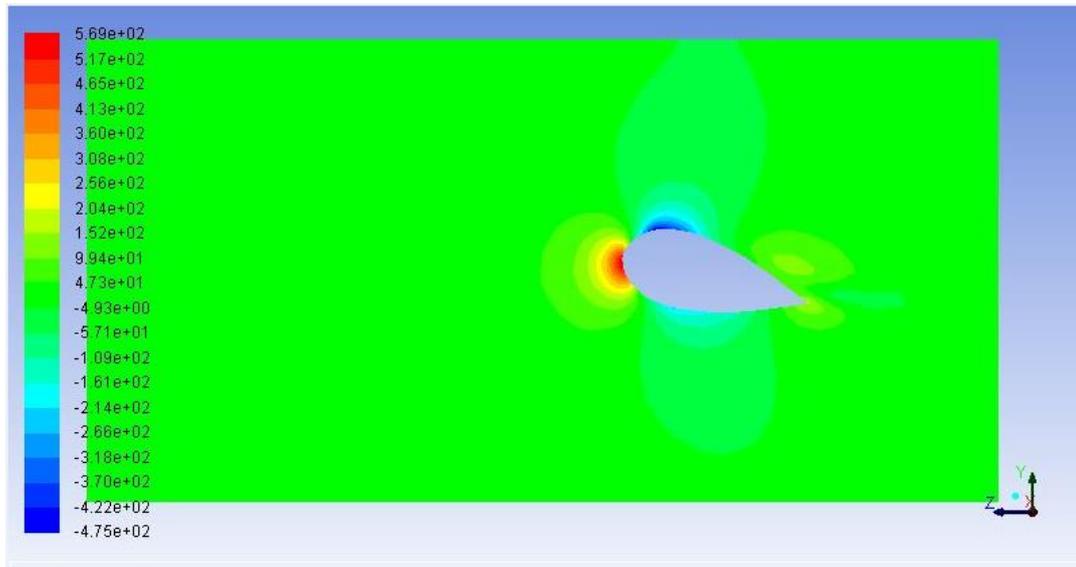


Figura 5.32 Gráfico de contorno de presión

Fase 1:

La desaceleración del aire es absorbida por la geometría, en forma de fuerza (Fuerza resultante). Debido al ángulo de ataque, se producen fuerzas de sustentación. En la figura 5.33 se muestra la descomposición de fuerzas, aplicándose la 3ª ley de Newton, las fuerzas realizadas por el cuerpo son del mismo valor, en sentido opuesto.

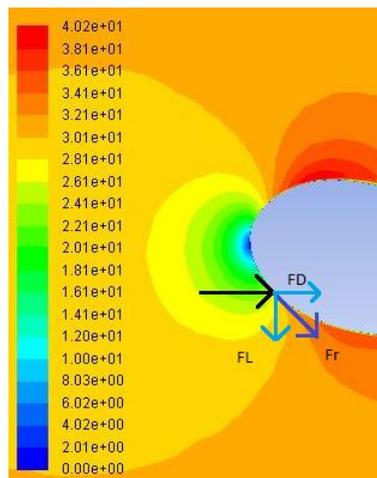


Figura 5.33 Esquema de Fuerzas

Fase 2:

Al no ser simétrico se crea una diferencia de presiones, debido a que, en la parte superior del cuerpo el fluido circula más rápido. En la parte superior, el flujo sufre una menor pérdida de energía tras la colisión con el sólido, debido a que, la dirección del flujo es casi tangente a la cabeza del sólido. Gracias al flujo de aire continuo, la velocidad en la parte superior aumentará. En cambio, en la parte inferior, el cuerpo tendrá más resistencia al avanzar, debido a que, el flujo colisiona con el cuerpo durante su circulación por su superficie. Por tanto, el flujo de la parte inferior será guiado por la capa límite, por la geometría de la pieza.

Fase 3:

En la fase 3, el fluido de la parte superior del cuerpo intenta seguir la trayectoria del cuerpo, debido a su viscosidad. Sin embargo, las fuerzas viscosas y de rozamiento no son lo suficientemente grandes para contener el fluido en su trayectoria, por lo que se produce desprendimiento de la capa límite (Figura 5.34).

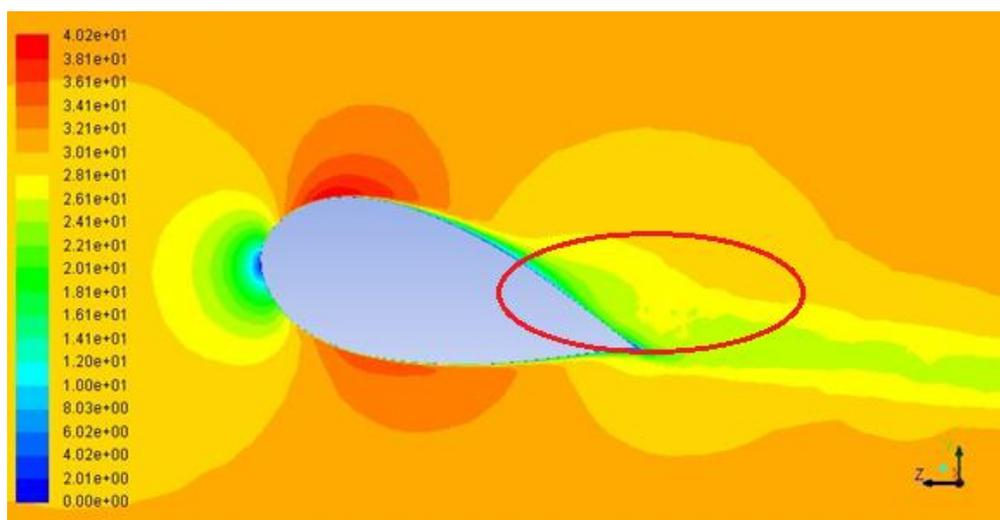


Figura 5.34 Turbulencias generadas en la cola del cuerpo con ángulo de ataque 15°

5.5.3.3. Cuerpo Fusiforme con un ángulo de ataque de 30º

La figura 5.35, se muestra el gráfico de contorno para las velocidades del flujo en el cuerpo fusiforme, con un ángulo de ataque de 30º. Se ha dividido el cuerpo en 3 fases.

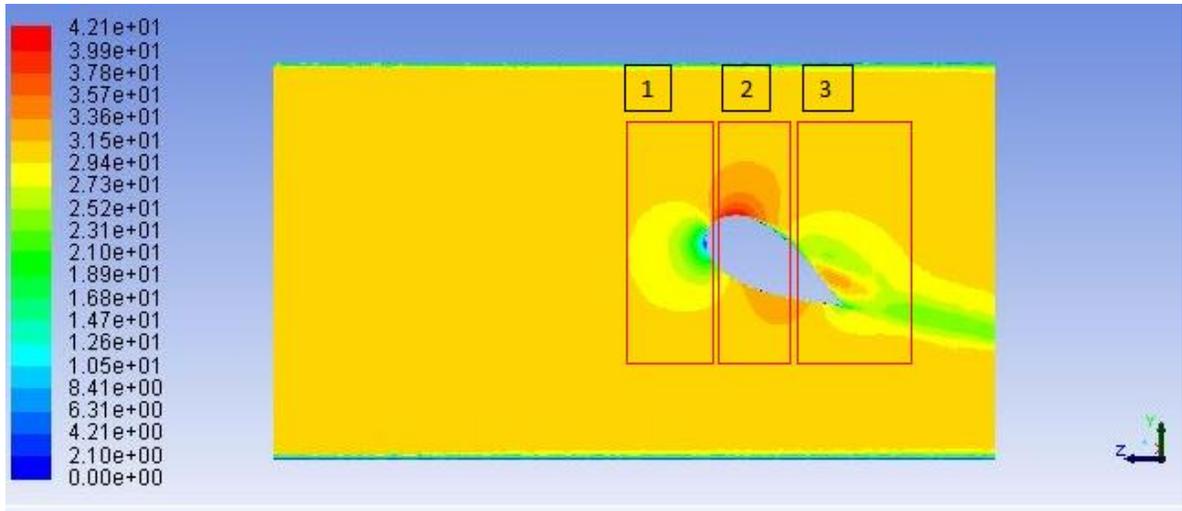


Figura 5.35 Gráfico de contorno de velocidad

En la figura 5.36, se muestra el gráfico de variación de presión por contorno.

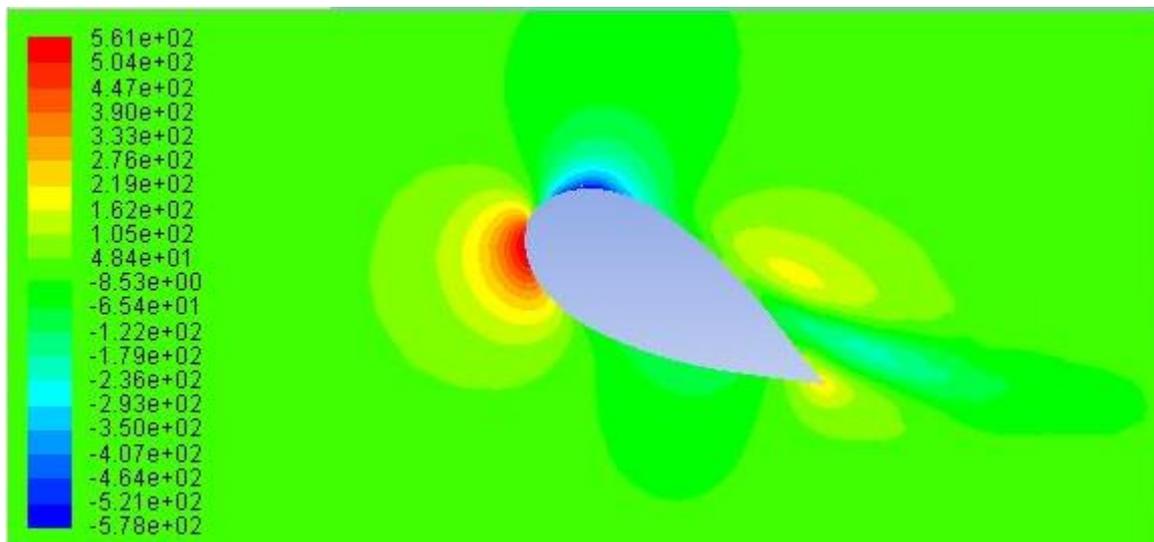


Figura 5.36 Gráfico de contorno de presiones

Fase 1:

La fase 1 es igual a la del apartado 5.5.3.2. **Cuerpo Fusiforme con un ángulo de ataque de 15°**. Nótese que, la fuerza de sustentación en el cuerpo será mayor a la de la geometría con un ángulo de ataque de 15°, debido a que, el ángulo de ataque es mayor.

Fase 2:

La fase 2 es muy similar a la del apartado 5.5.3.2. **Cuerpo Fusiforme con un ángulo de ataque de 15°**. Sin embargo, éste presenta un mayor gradiente de presión entre la parte superior y la inferior de la geometría.

Fase 3:

En la fase 3, debido a la inclinación y a la alta velocidad adquirida en la fase dos, la fuerza viscosa de la parte superior de la pieza no es capaz de dirigir el flujo, a través de la superficie de la geometría. Por tanto, el flujo se desprende de la capa límite y se generan vórtices de presión (Figura 5.37 y 5.38).

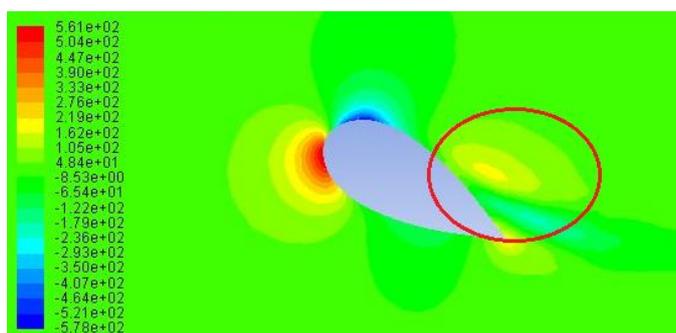


Figura 5.37 Vórtices de presión a la salida del cuerpo

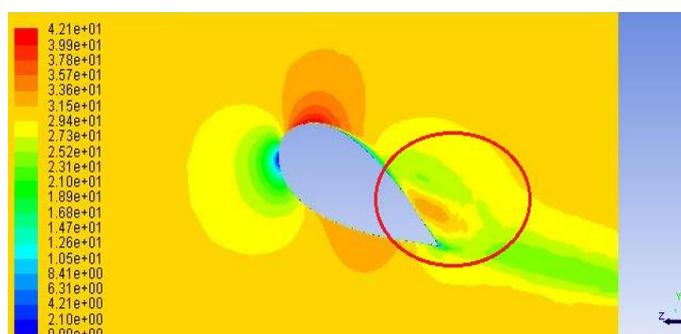


Figura 5.38 Vórtices de velocidad a la salida del cuerpo

6. Análisis del impacto ambiental

El túnel de viento **AF100s** tiene una potencia eléctrica de 3,2KW en condiciones de trabajo. Teniendo en cuenta que se han realizado un total de 9 pruebas en el laboratorio para el estudio de las 3 geometrías con un tiempo medio de 90 minutos por estudio. El tiempo medio de trabajo para el estudio del cuerpo fusiforme variándole el ángulo es de 30 minutos por experimento. El tiempo de trabajo total ha sido de 900minutos. Por tanto, la energía requerida para realizar el estudio ha sido de 48 KWh. Si por cada KWh se emiten 0,385 Kg de CO_2 , se han emitido un total de 18,48Kg de CO_2 . [7]

Se ha hecho uso de 2 tapones desechables cada 2 sesiones, con un total de 10 tapones.

Conclusiones

Finalmente, se debe realizar una valoración del estudio llevado a cabo. Por un lado, se ha expuesto el comportamiento de 2 herramientas básicas para el estudio aerodinámico de un cuerpo, el túnel de viento y el estudio por CFD. Durante el trabajo se ha visto la importancia de una buena organización y gestión de los recursos, para conseguir unos resultados óptimos.

Los resultados obtenidos en el túnel de viento han sido satisfactorios, debido a su alto grado de similitud con las fuentes externas al estudio. Sin embargo, en el caso del cuerpo fusiforme, se han encontrado ciertas discrepancias con sus valores teóricos; pero al estudiarse un cuerpo con las mismas barras de sujeción en CFD (Prueba 5), se ha notificado que las barras producían un incremento en las fuerzas (tabla C.1). Por tanto, se ha dado por válido el estudio experimental.

	FD (N)
Laboratorio	0,186
Prueba 5	0,137

(tabla C.1)

Se debe comentar que las pequeñas variaciones en los perfiles de velocidades de aguas arriba, pueden venir dadas, por las imperfecciones encontradas en el panel de abeja (Figura C.1). Estos defectos generarían pequeñas turbulencias a la entrada.



Figura C.1 Imperfecciones en el panel de abeja

En el estudio de velocidades por CFD, se han comparado con los perfiles experimentales y se ha notificado que el perfil de velocidades por CFD se encontraba dentro del intervalo de valores de la parte experimental.

En la parte que concierne al estudio de fuerzas por CFD, se ha visto la importancia de la creación de mallas óptimas para nuestro estudio. Para ello, tal y como se ha explicado en el apartado **5.5.2.**

Estudio de fuerzas, se ha hecho un estudio de convergencia de la malla, para obtener un resultado más próximo de nuestro modelo.

También, se han realizado simulaciones del paso del flujo por la caja de trabajo, y se ha podido observar con gran detenimiento el comportamiento del flujo. Comparando las turbulencias obtenidas en la cola del flujo, se ha visto que a una velocidad de 30m/s aparecía desprendimiento de la capa límite, cuando se le aplicaba un ángulo de ataque de 15º y 30º.

Dando una visión global del trabajo realizado, podemos concluir que los resultados obtenidos son bastante buenos, con lo que respecta a los valores teóricos.

Presupuesto

En la siguiente tabla se adjunta desglosado el presupuesto. Se han realizado tres tablas: costes fijos (tabla P.1), costes variables (tabla P.2) y resumen total (tabla P.3):

Costes Fijos	Total [€]
Licencia paquete Microsoft office profesional 2019	229,99
Licencia SolidWorks Professional (alquiler 3 meses)	1310
Licencia ANSYS (horas TFG)	1200
Ordenador de torre (horas TFG)	100
Total Costes Fijos	2839,99

(tabla P.1)

Costes Variables	$\left[\frac{\text{€}}{\text{hora}} \right]$	Tiempo [Horas]	Total [€]
Alquiler de un túnel de viento*	60	20	1200
Técnicos laboratorio (2 personas)	30	15	450
Técnico especializado en cálculo de CFD	20	20	400
Interpretación de datos y realización del informe por un ingeniero	25	40	1000
Total Costes Variables	/	/	3050

(tabla P.2)

Resumen total	Total [€]
Total	5889,99
21% IVA	1236,90
Total con IVA	7126,89

(tabla P.3)

Bibliografía

- [1] Tipler, P.A., Mosca, G. (2005), "*Física. Para la ciencia y la tecnología Volumen 1*", Editorial Reverte, Octubre 2006, pp.79-94 y 179, ISBN: 84-291-441 1-0.
- [2] Çengel, Y.A. y Cimbala, J.M. (2006), "*Fluid mechanics. Fundamentals and Applications, 1st edition*", Editorial McGraw-Hill, Mexico 2006, pp. 148-156, 171-201 y 561-594, ISBN: 970-10-5612-4.
- [3] TecQuipment (2017), "*Wind tunnel's user guide AF 100*".
- [4] Menter, F.R., Kuntz, M. y Langtry, R. (2003), "*Ten years of industrial experience with the SST turbulence model*" *Turbulence, Heat and Mass Transfer 4*, pp.1-2.
- [5] Von Kármán, Th. (1930), "*Mechanische Ähnlichkeit und Turbulenz*", *Nachrichten von der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, Fachgruppe 1 (Mathematik)*.
- [6] Spalding, D.B. (1961), "*A single formula for the "law of the Wall"*", *J. Appl. Mech*, 28 (3), pp. 455-458.
- [7] (8 enero de 2019). Camara Zaragoza:

<https://www.camarazaragoza.com/wp-content/uploads/2012/10/calculoemisiones.xls>

Anexo A

En este anexo se cuentan con todas las gráficas experimentales para cada cuerpo.

A1. Esfera

Perfil de Velocidades

Prueba 1

T (°C)= 25

P atmosférica (mbar)= 1023

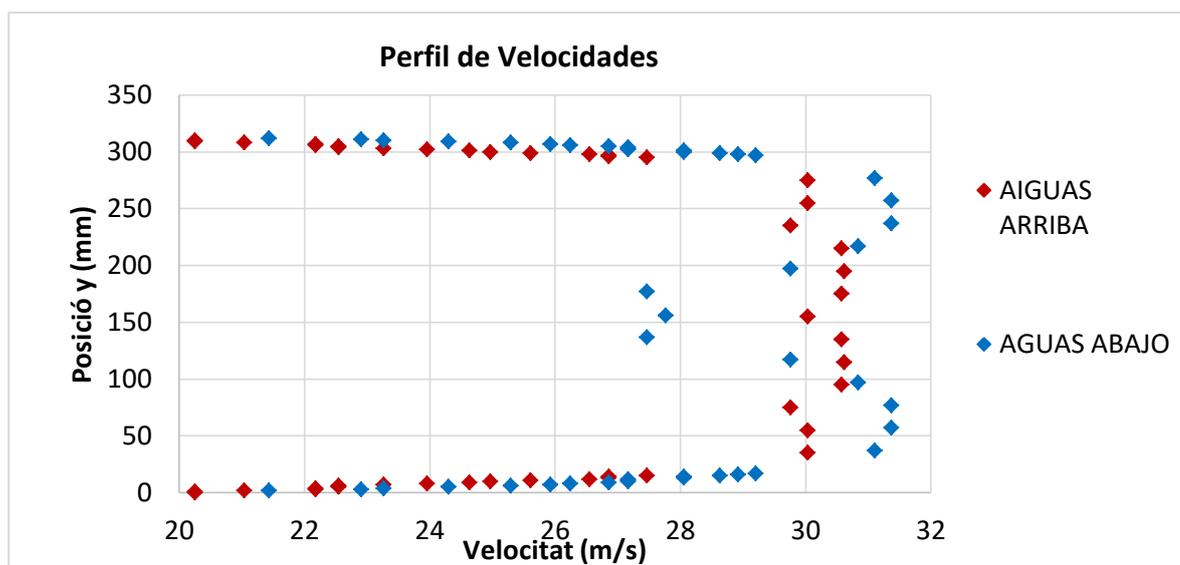


Figura A.1 Perfil de velocidades esfera prueba 1

Prueba 2

T (°C)= 24

P atmosférica (mbar)= 1028

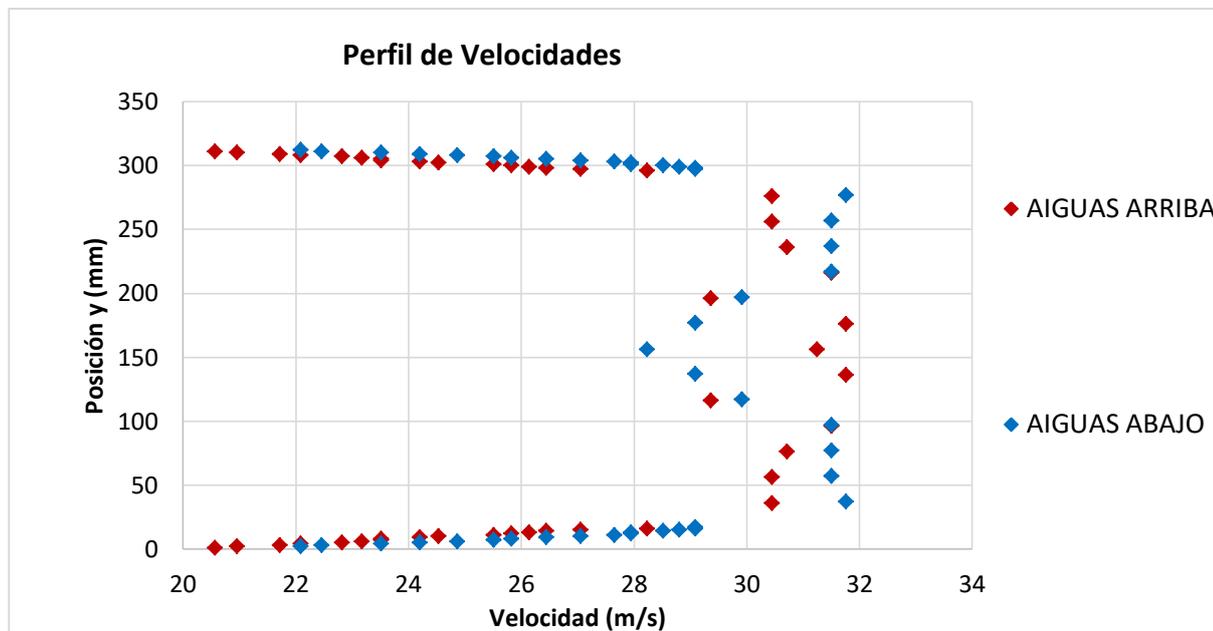


Figura A.2 Perfil de velocidades esfera prueba 2

Prueba 3

T (°C)= 23

P atmosférica (mbar)= 1022

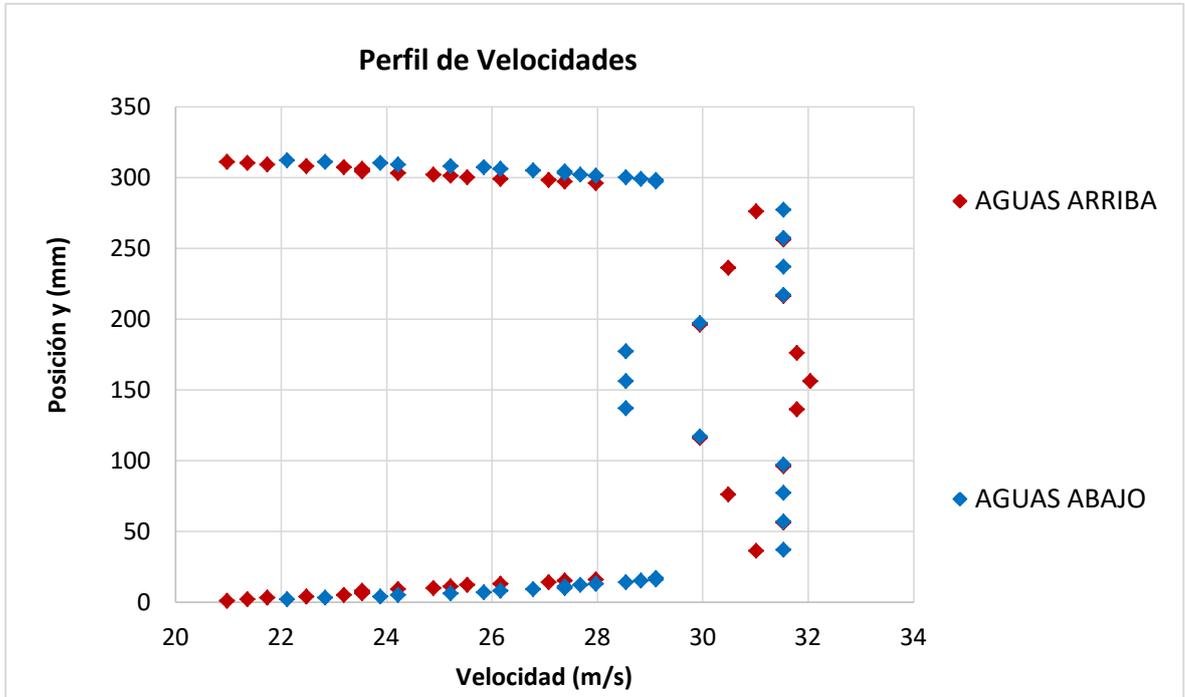


Figura A.3 Perfil de velocidades esfera prueba 3

Estudio de Fuerzas

Prueba 1

T (°C)= 25

P atmosférica (mbar)= 1023

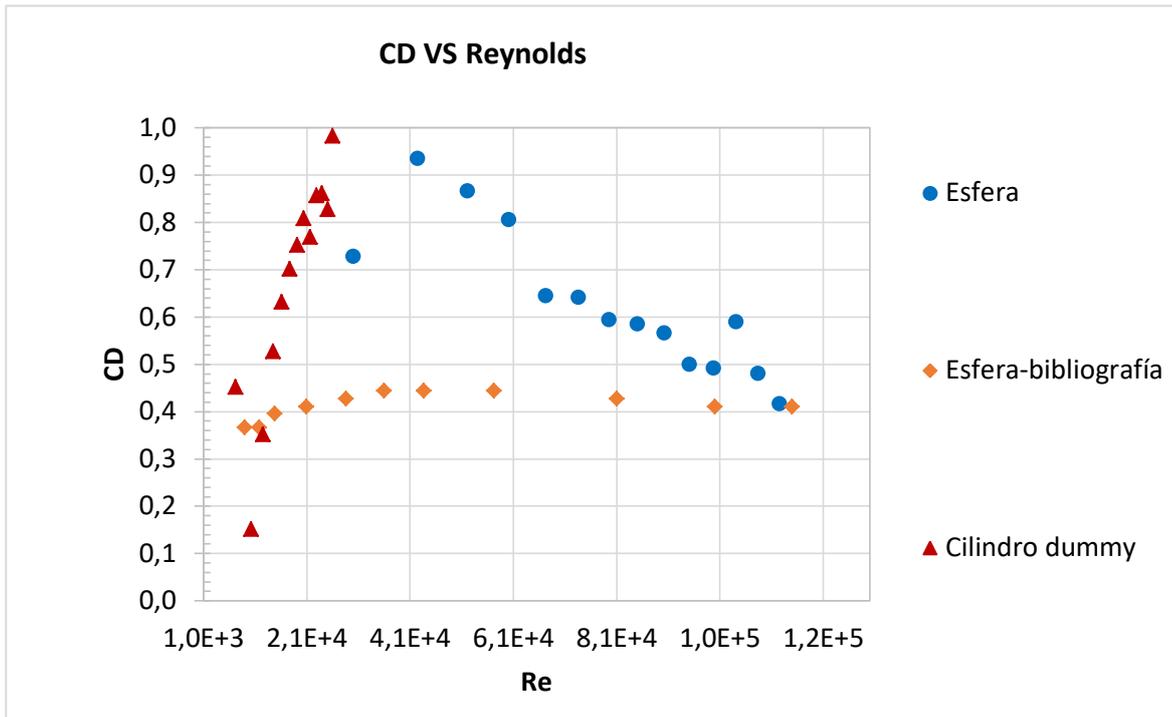


Figura A.4 CD Vs Reynolds esfera 1

En el gráfico “CD VS Reynolds” de la figura A.4, podemos observar que el CD de la esfera en el laboratorio no coincide en absoluto con el de la bibliografía.

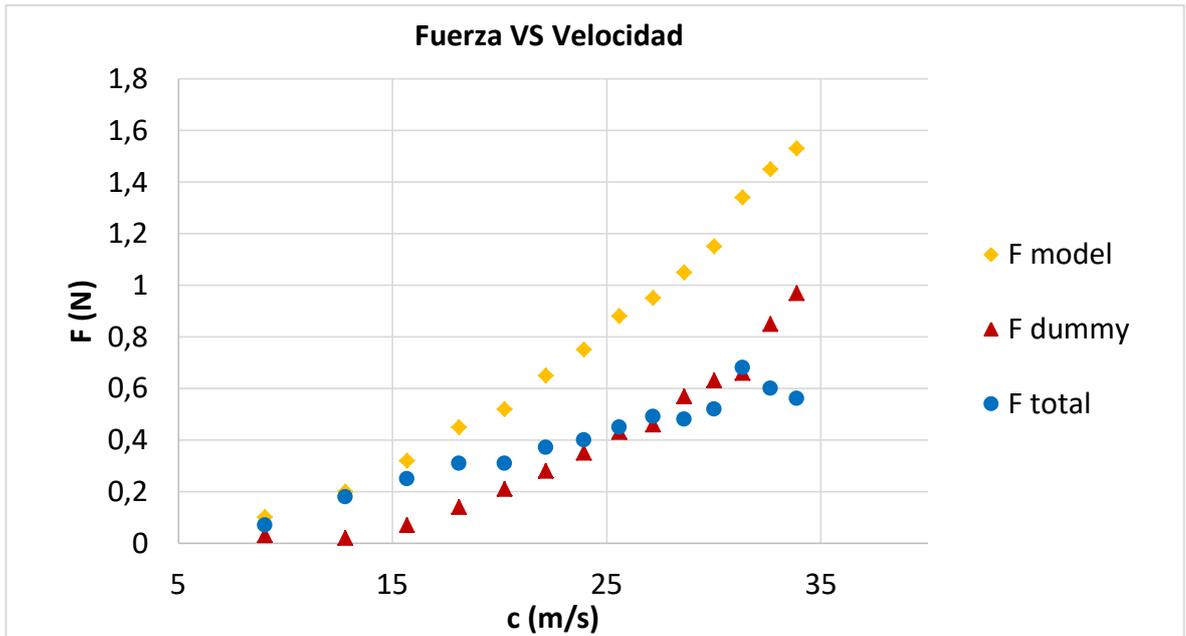


Figura A.5 Fuerza Vs Velocidad esfera 1

Además, en la gráfica “Fuerza VS velocidad” de la figura A.5, la esfera presenta muchas irregularidades hecho que nos da a sospechar que durante la medida se ha cometido algún error.

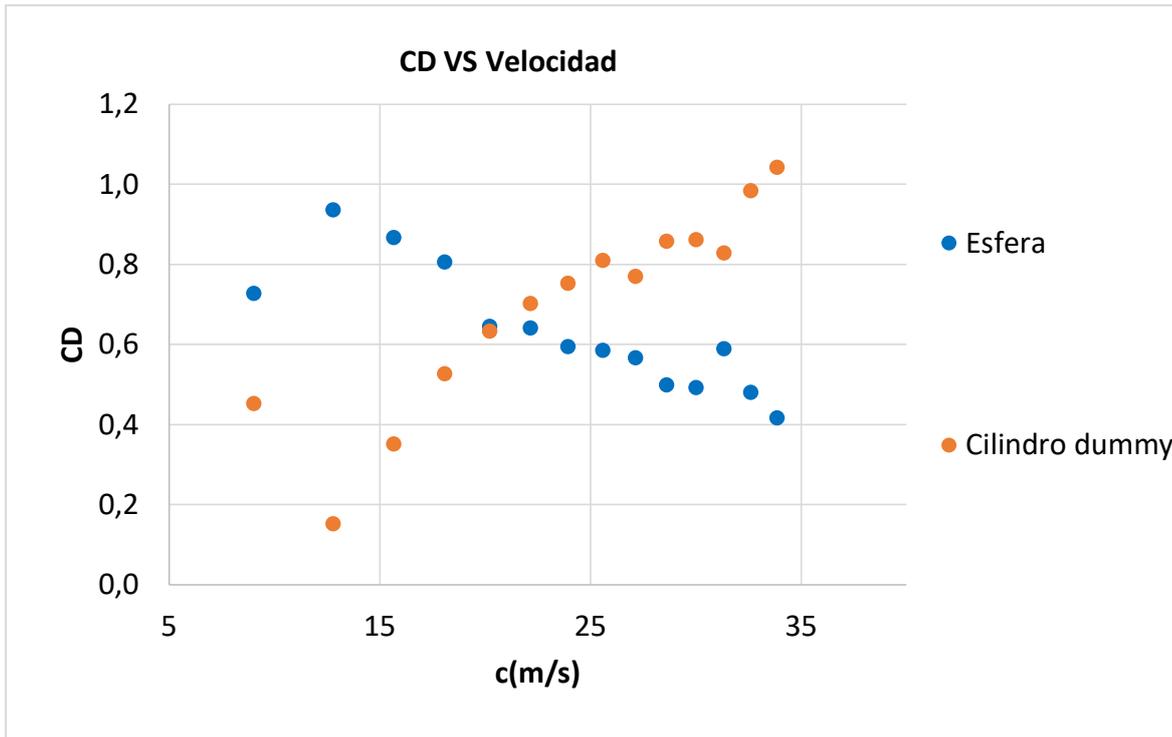


Figura A.6 CD Vs Velocidad esfera 1

Finalmente, en la gráfica “CD VS Velocidad” de la figura A.6, vemos como los datos esfera y cilindro dummy se entrecruzan, cuando se espera que el CD se encuentre en un rango de valores estable. Sin embargo, presenta variaciones muy bruscas. Además, como se expone en el apartado “5.3.1.2. Estudio de fuerzas” el valor del CD debería oscilar entre [0,40-0,45], cuando durante la prueba aparecen valores entre [0,95 -0,4].

Tras tales evidencias de error se revisó el montaje del equipo y se encontró que la báscula estaba montada en el sentido inverso. Por tal razón se colocó correctamente y se continuo con el estudio.

Prueba 2

T (°C)= 24

P atmosférica (mbar)= 1028

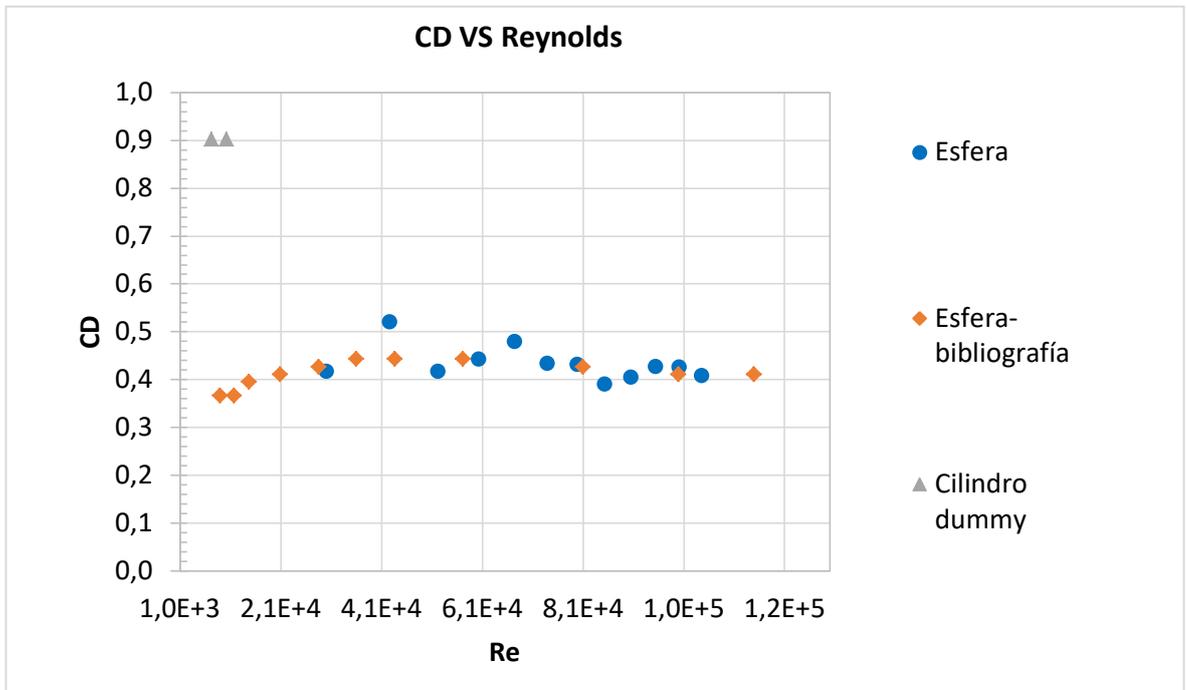


Figura A.7 CD Vs Reynolds esfera 2

Como podemos observar en el gráfico "CD VS Velocidad" de la figura A.7, los valores son bastante fieles a los de la esfera de la bibliografía, por tanto, damos los siguientes resultados como válidos.

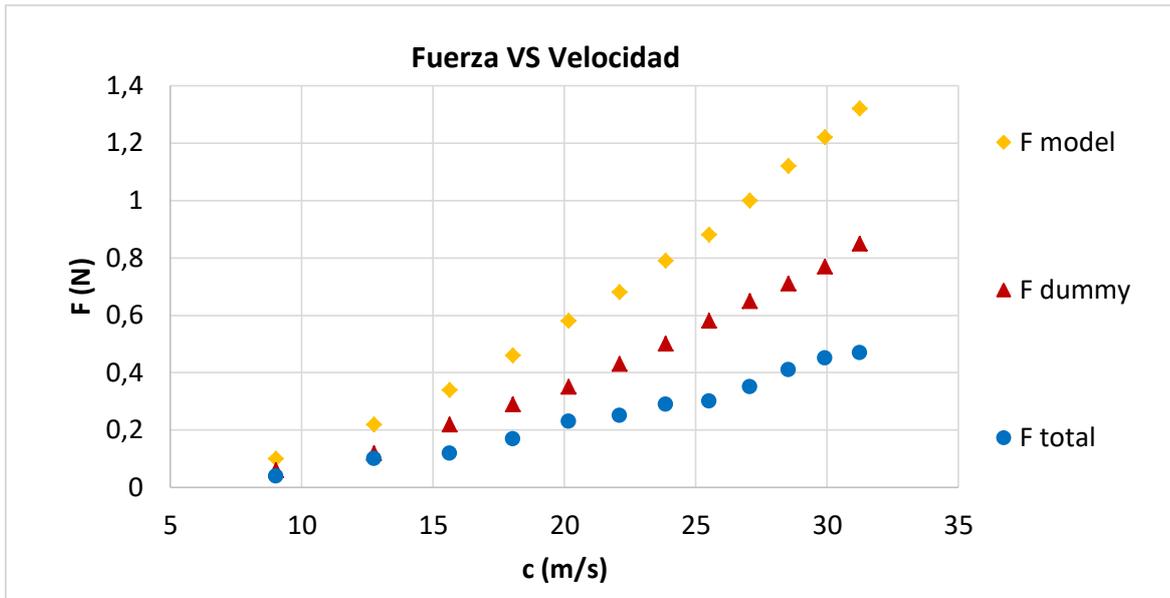


Figura A.8 Fuerza Vs Velocidad esfera 2

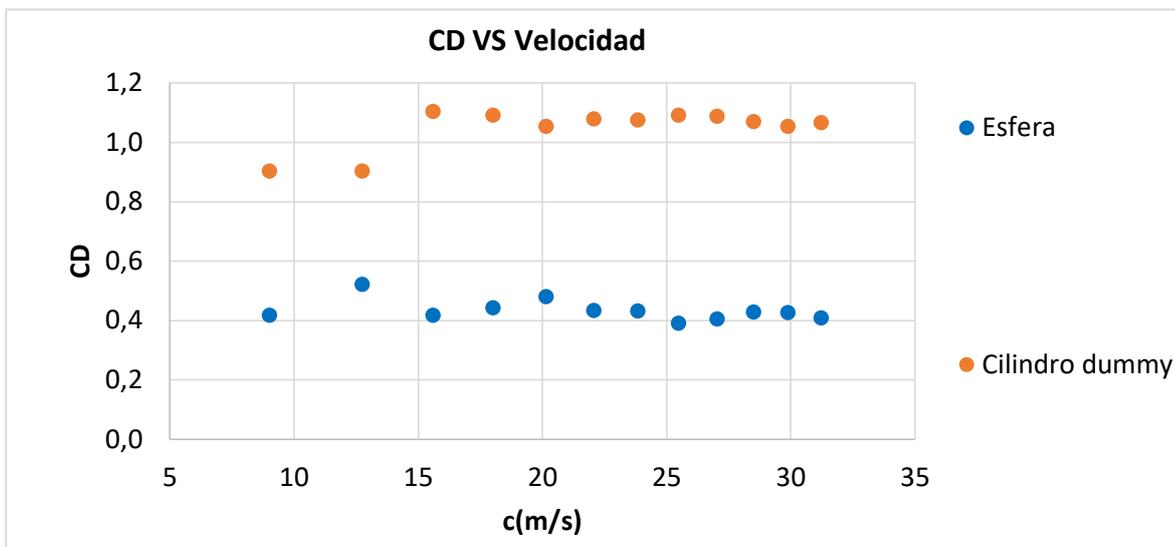


Figura A.9 CD Vs velocidad esfera 2

Por otro lado, podemos ver como los valores del CD, en la tercera gráfica “CD VS Velocidad” de la figura A.9, aproximadamente siguen una linealidad hecho que indica que el medidor de fuerzas ha estado bien calibrado durante las medidas, exceptuando las últimas 3 medidas.

Prueba 3

T (°C)= 23

P atmosférica (mbar)= 1022

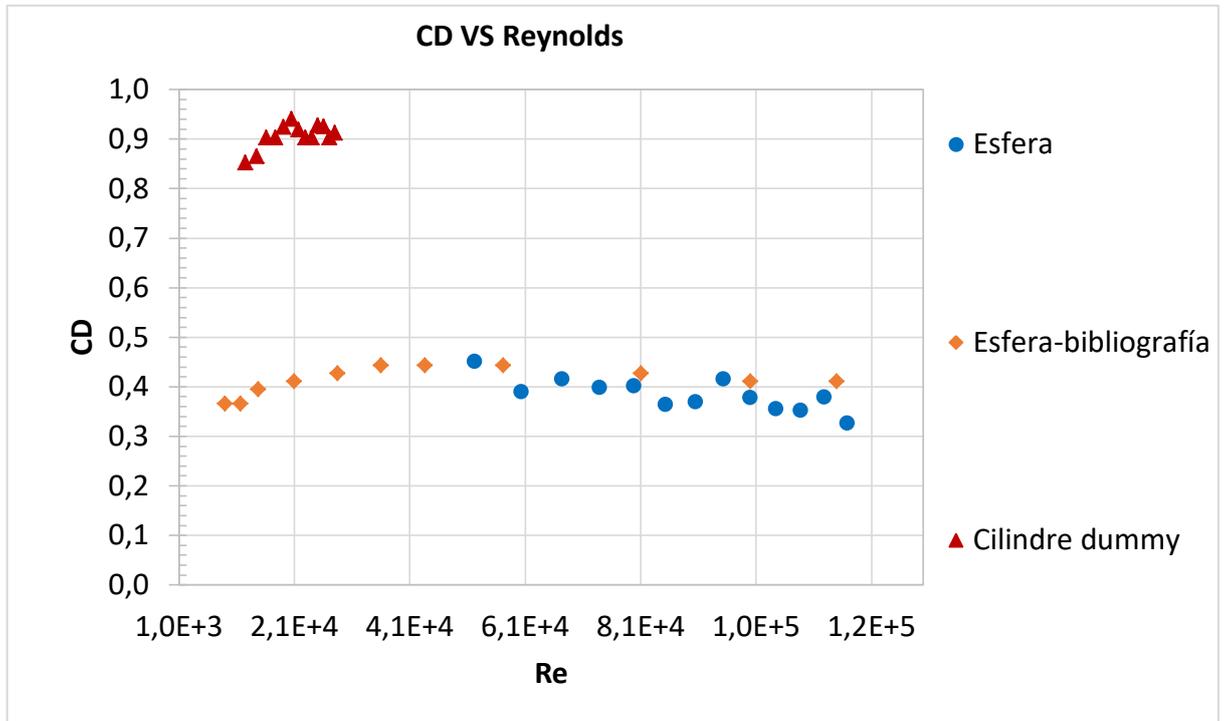


Figura A.10 CD Vs Reynolds esfera 3

En el gráfico “CD VS Reynolds” de la figura 10, el CD es muy similar al de la bibliografía, aunque con pequeñas diferencias al principio, posiblemente debidas a posibles errores de precisión de la báscula a la hora de medir.

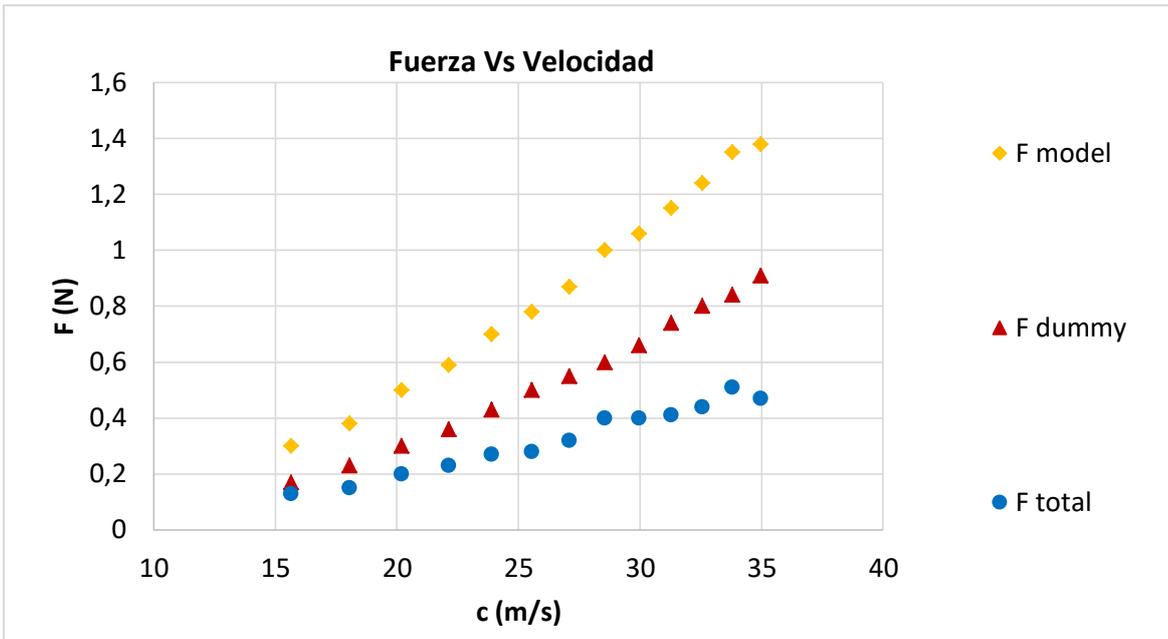


Figura A.11 Fuerza Vs Velocidad esfera 3

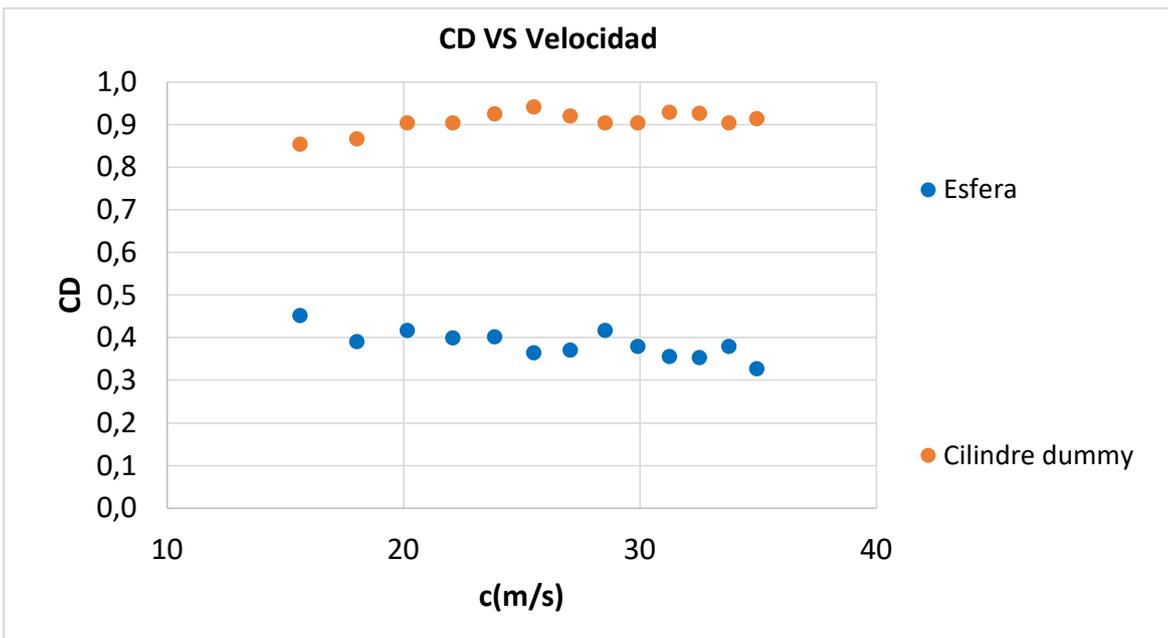


Figura A.12 CD Vs velocidad esfera 3

Por parte de la última gráfica “CD Vs Velocidad” de la figura A.12, encontramos unos valores bastante lineales exceptuando los 2 primeros puntos, los cuales pueden contener algún tipo de error a la hora de medir.

A2. Media Esfera

Perfil de Velocidades

Prueba 1

T (° C): 22,5

P atmosférica (mbar): 1024

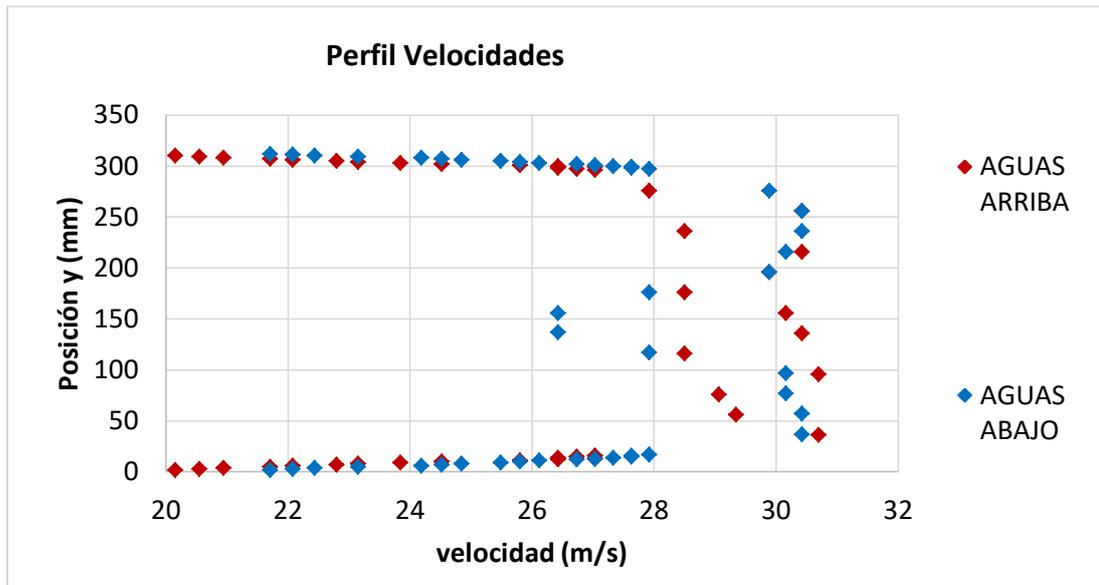


Figura A.13 Perfil de velocidades de la semiesfera 1

Prueba 2

T (° C): 23

P atmosférica (mbar): 1026

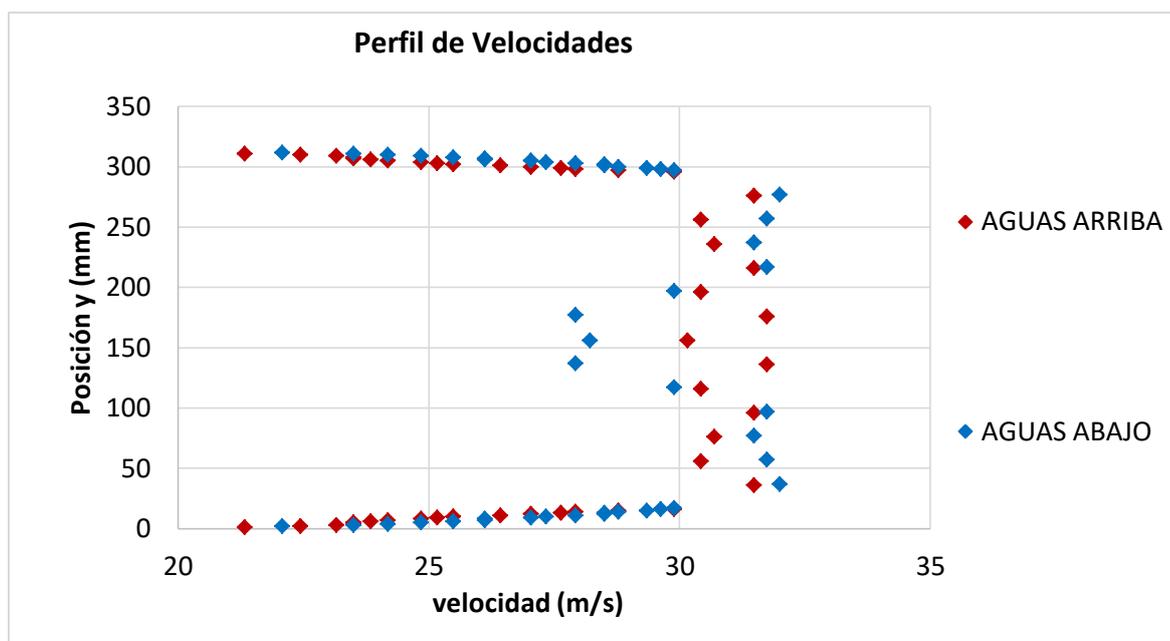


Figura A.14 Perfil de velocidades de la semiesfera 2

Prueba 3

T (° C): 22

P atmosférica (mbar): 1025

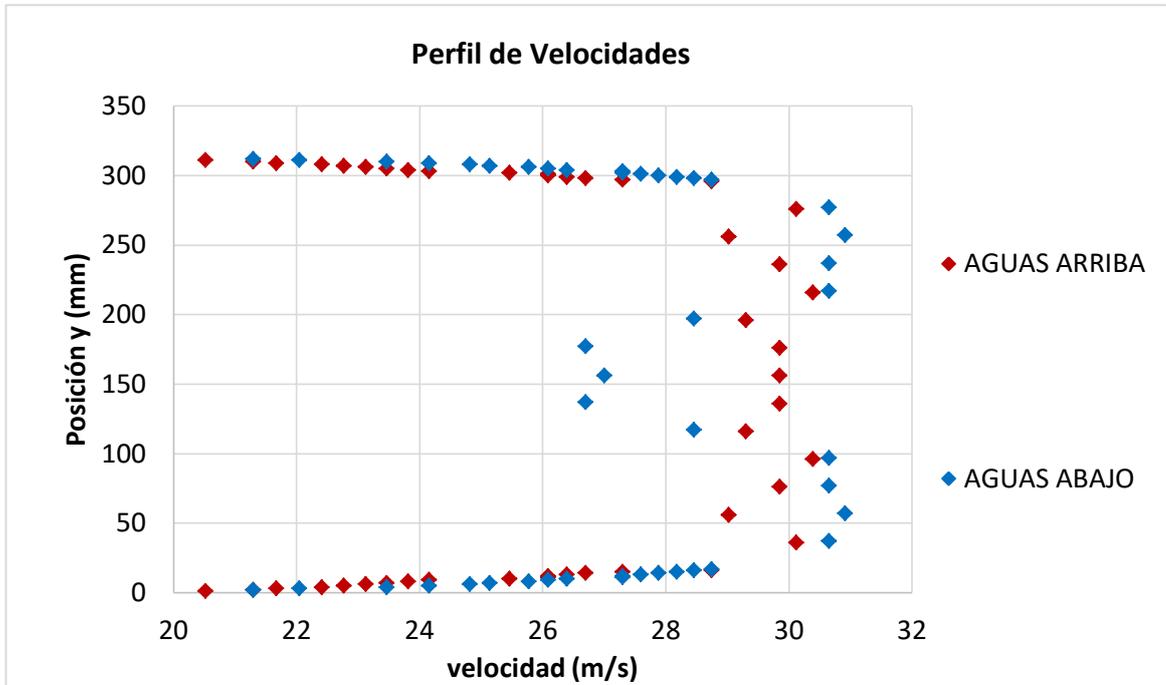


Figura A.15 Perfil de velocidades de la semiesfera 3

Estudio de Fuerzas

Prueba 1

T (° C): 22,5

P atmosférica (mbar): 1024

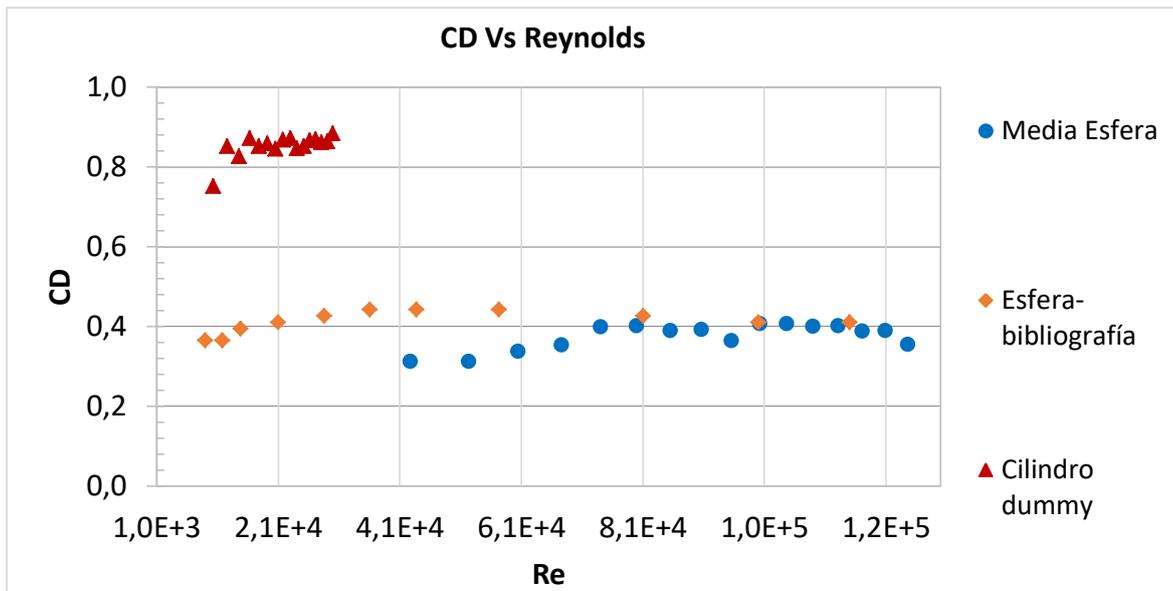


Figura A.16 CD Vs Reynolds semiesfera 1

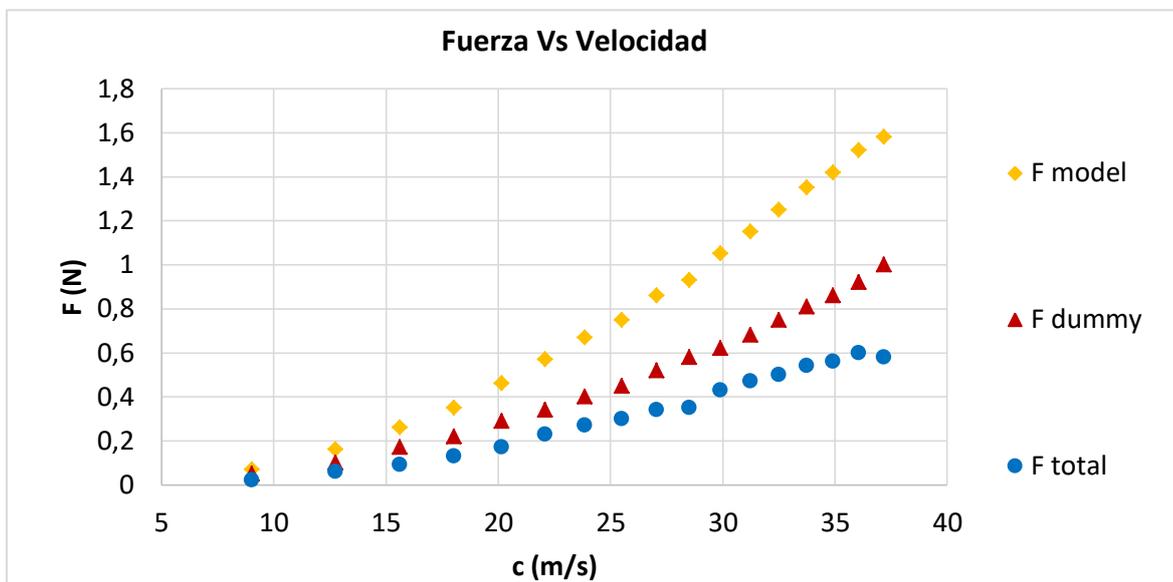


Figura A.17 Fuerza Vs velocidad semiesfera 1

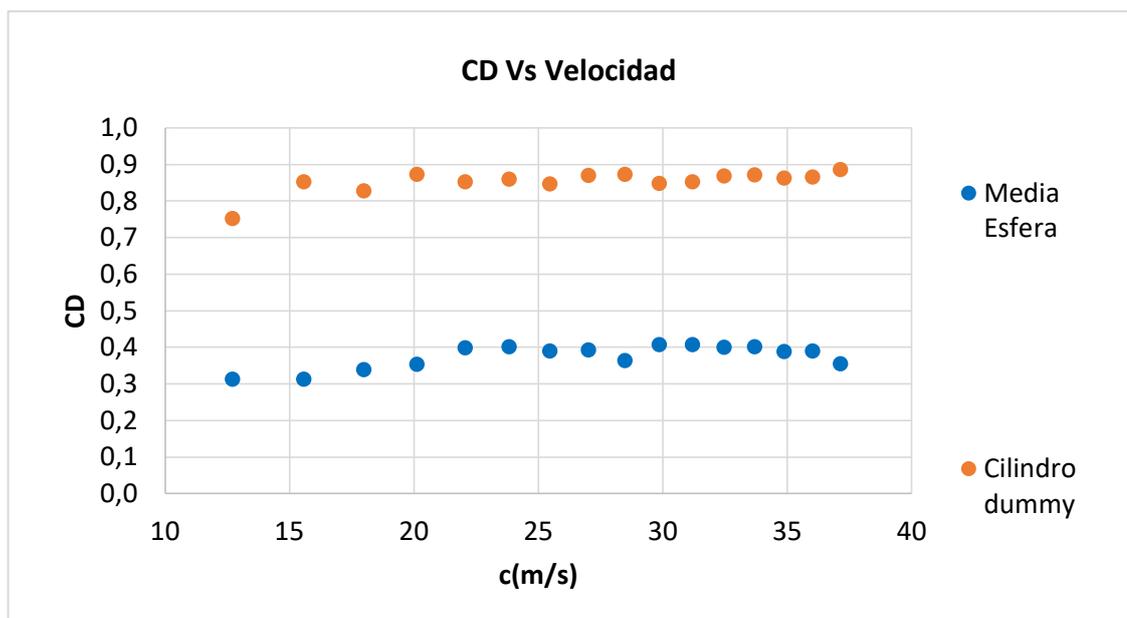


Figura A.18 CD Vs Velocidad semiesfera 1

Prueba 2

T (° C): 23

P atmosférica (mbar): 1026

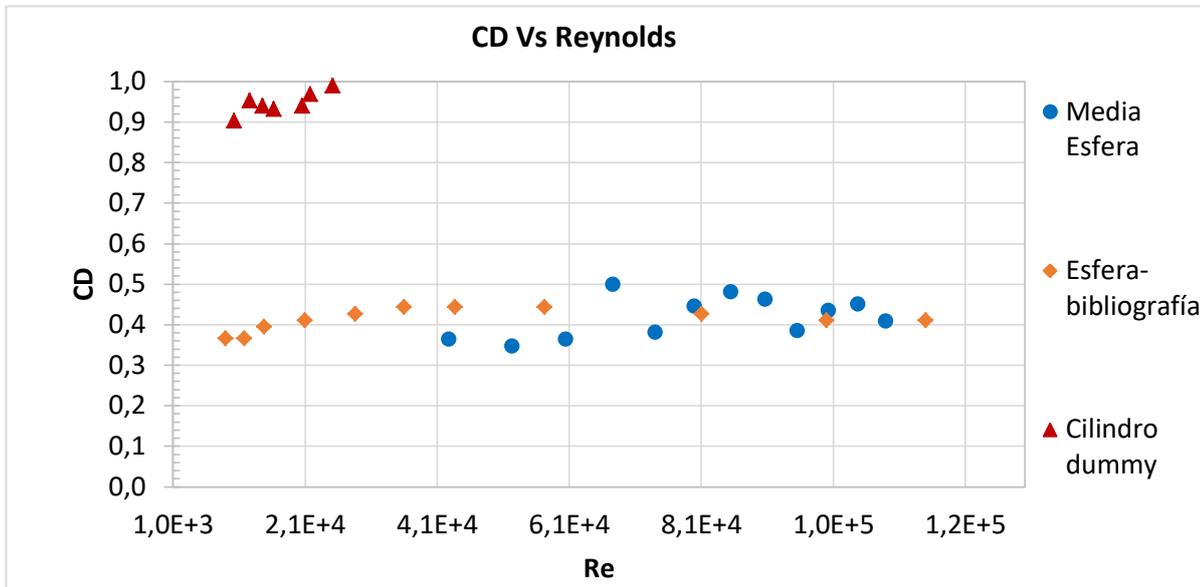


Figura A.19 CD Vs Reynolds semiesfera 2

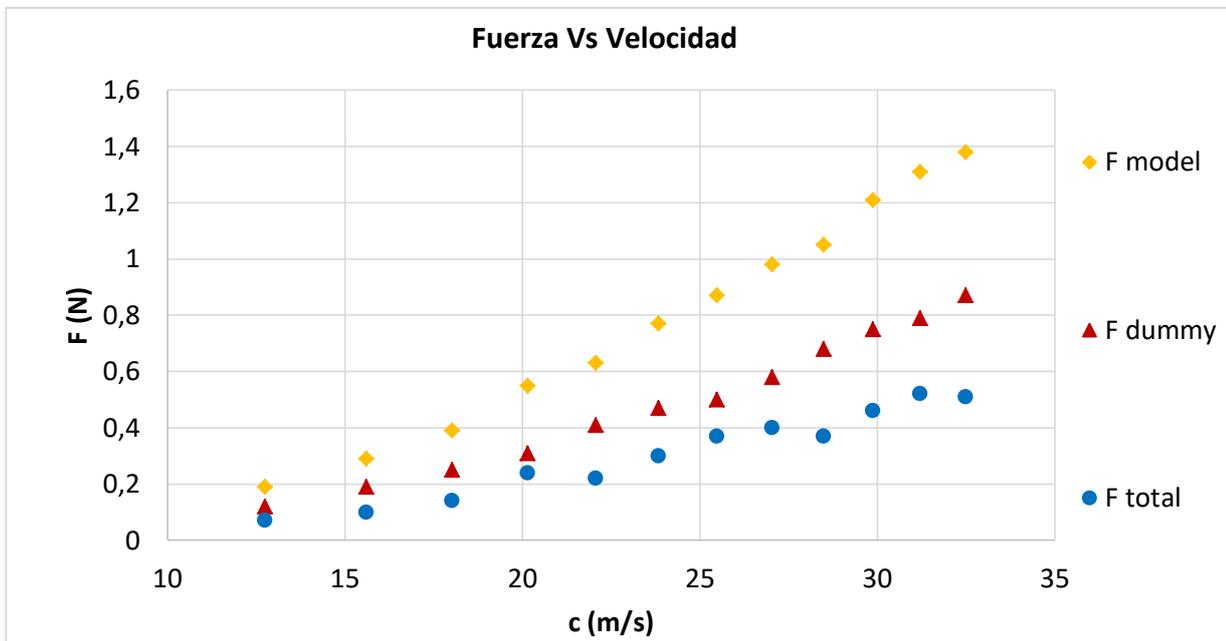


Figura A.20 Fuerza Vs velocidad semiesfera 2

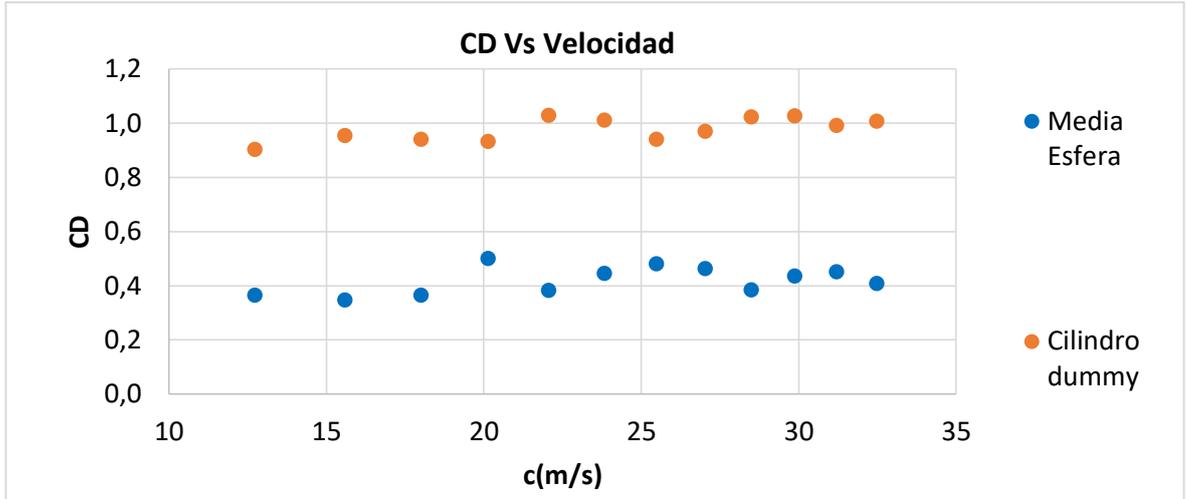


Figura A.21 CD Vs Velocidad semiesfera 2

Prueba 3

T (° C): 22

P atmosférica (mbar): 1025

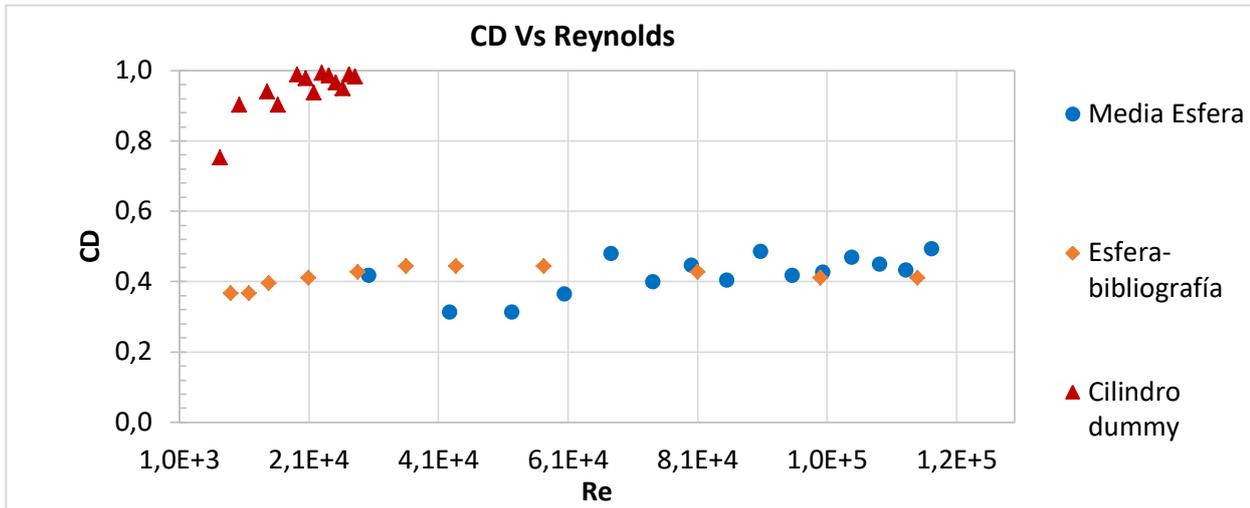


Figura A.22 CD Vs Reynolds semiesfera 3

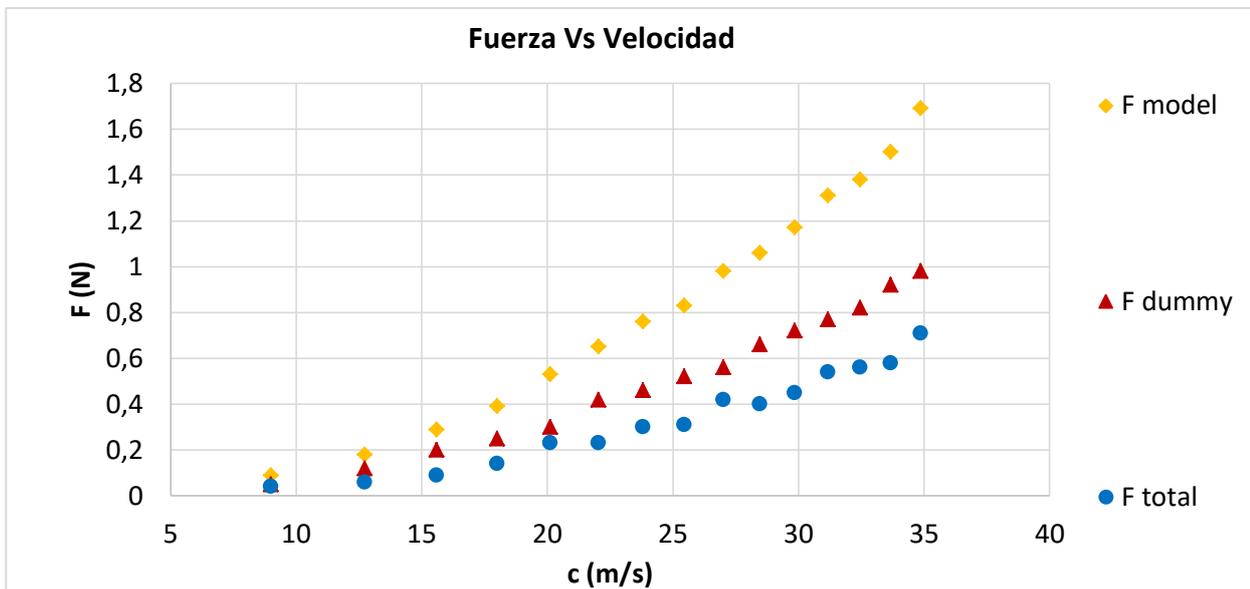


Figura A.23 Fuerza Vs velocidades semiesfera 3

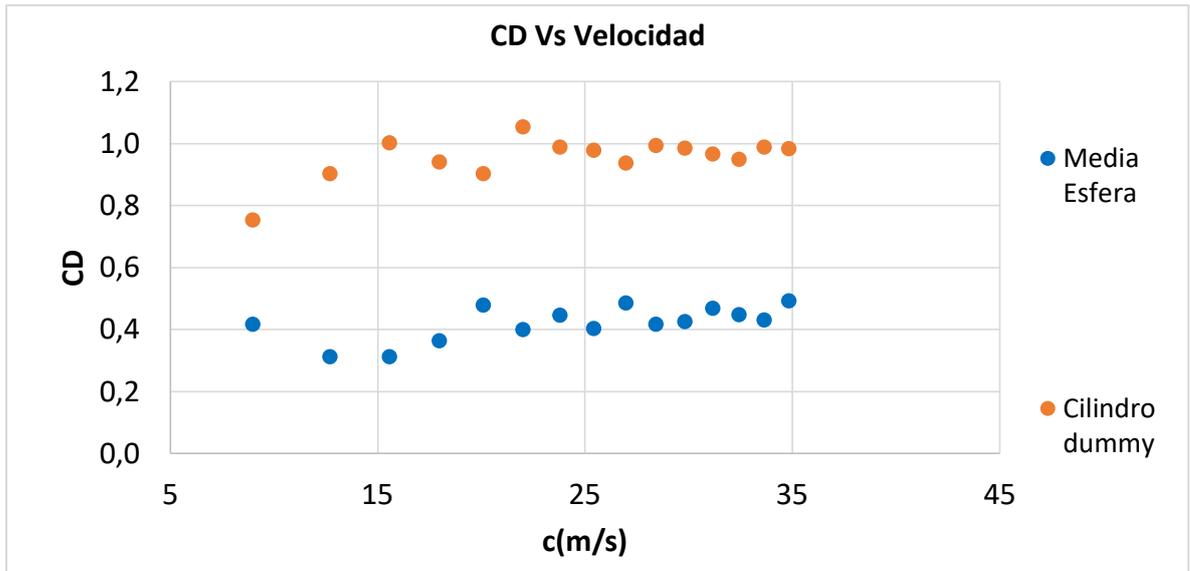


Figura A.24 CD Vs Velocidad semiesfera 3

A3. Cuerpo Fusiforme

Perfil de Velocidades

Prueba 1

T (° C): 23

P atmosférica (mbar): 1022

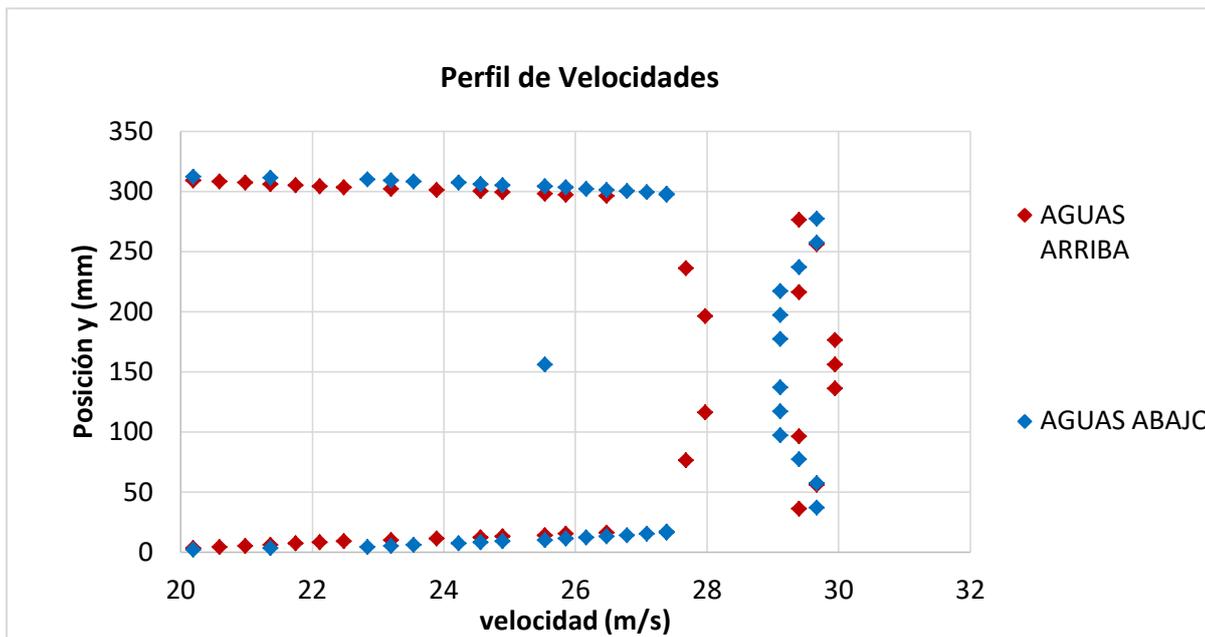


Figura A.25 Perfil de velocidades fusiforme 1

Prueba 2

T (° C): 23

P atmosférica (mbar): 1020

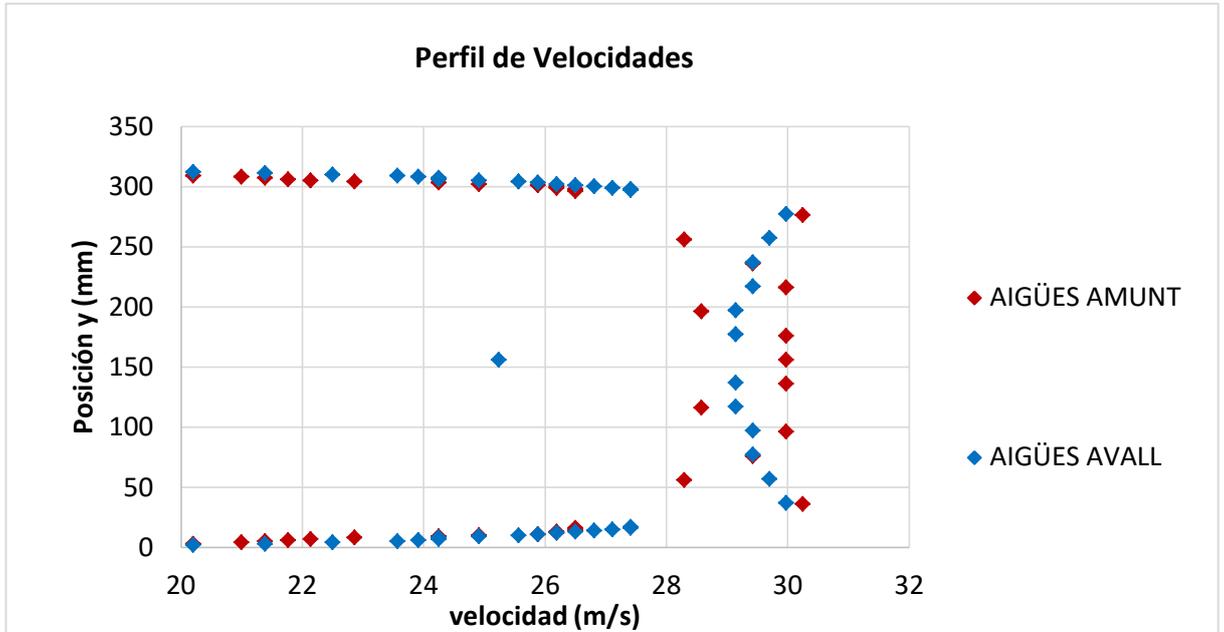


Figura A.26 Perfil de velocidades fusiforme 2

Prueba 3

T (° C): 22

P atmosférica (mbar): 1026

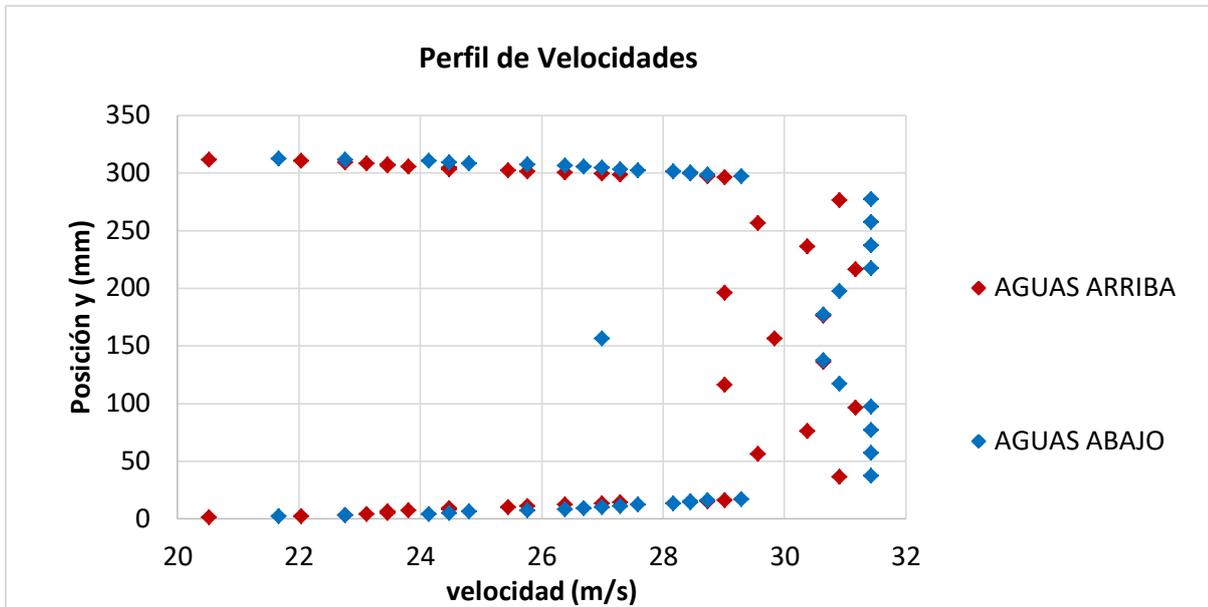


Figura A.27 Perfil de velocidades fusiforme 3

Estudio de Fuerzas

Prueba 1

T (° C): 23

P atmosférica (mbar): 1022

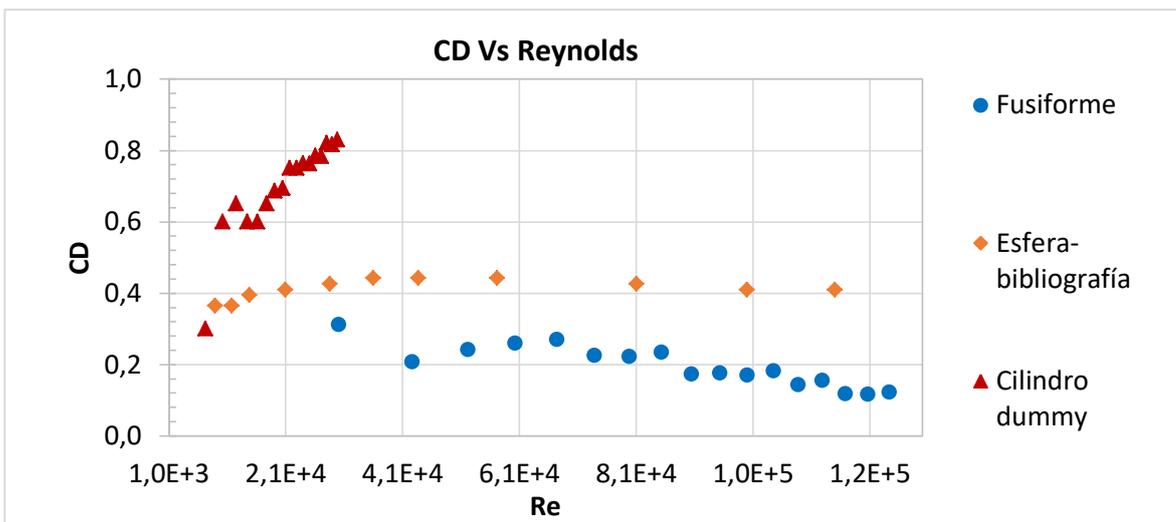


Figura A.28 CD Vs Reynolds fusiforme 1

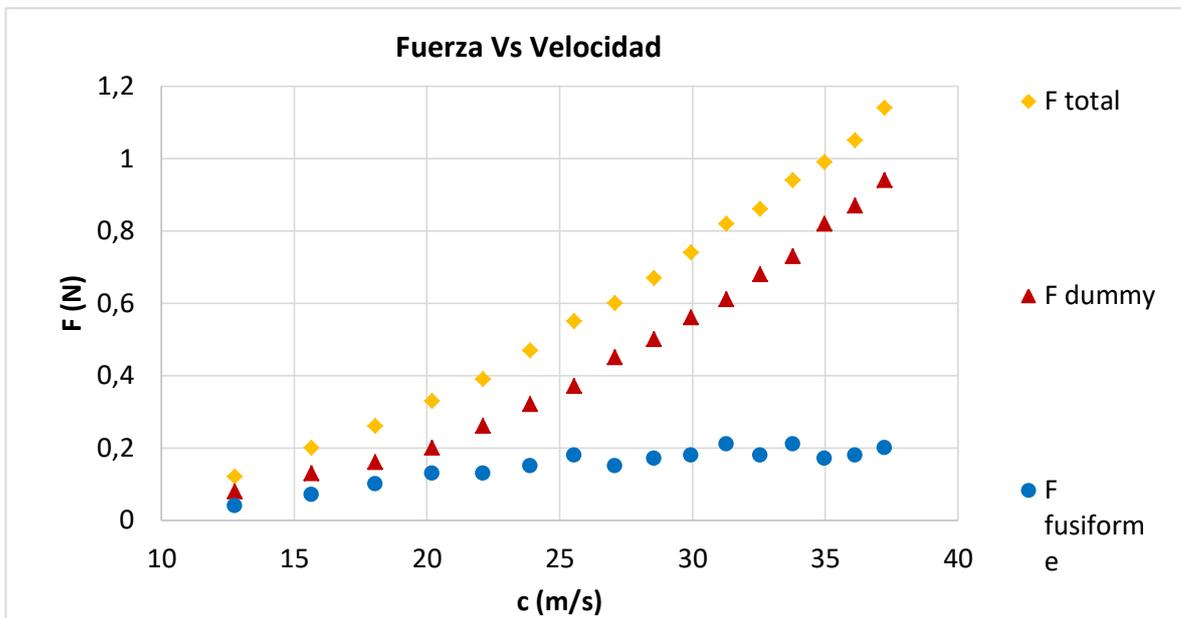


Figura A.29 Fuerza Vs velocidad fusiforme 1

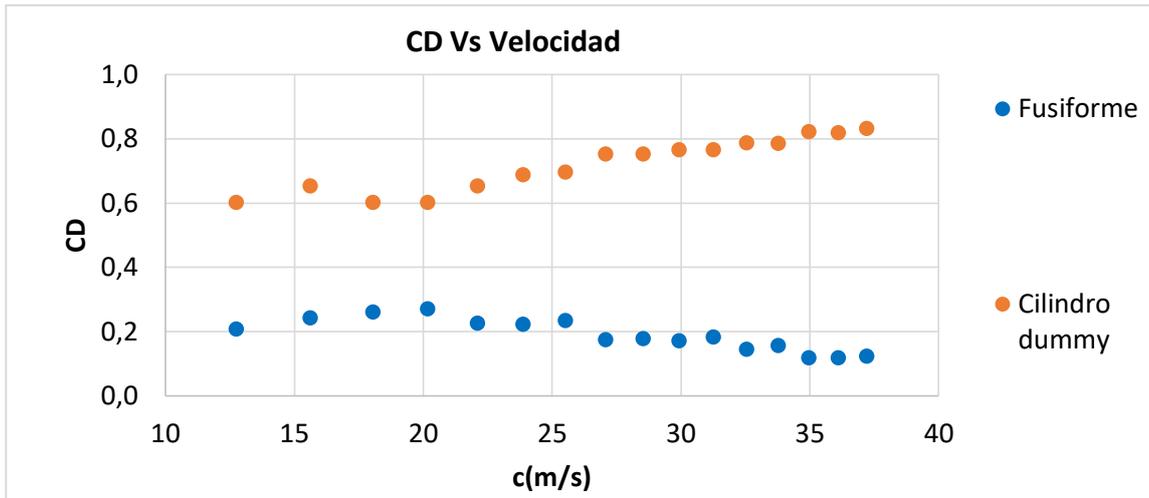


Figura A.30 CD Vs velocidad fusiforme 1

Prueba 2

T (° C): 23

P atmosférica (mbar): 1020

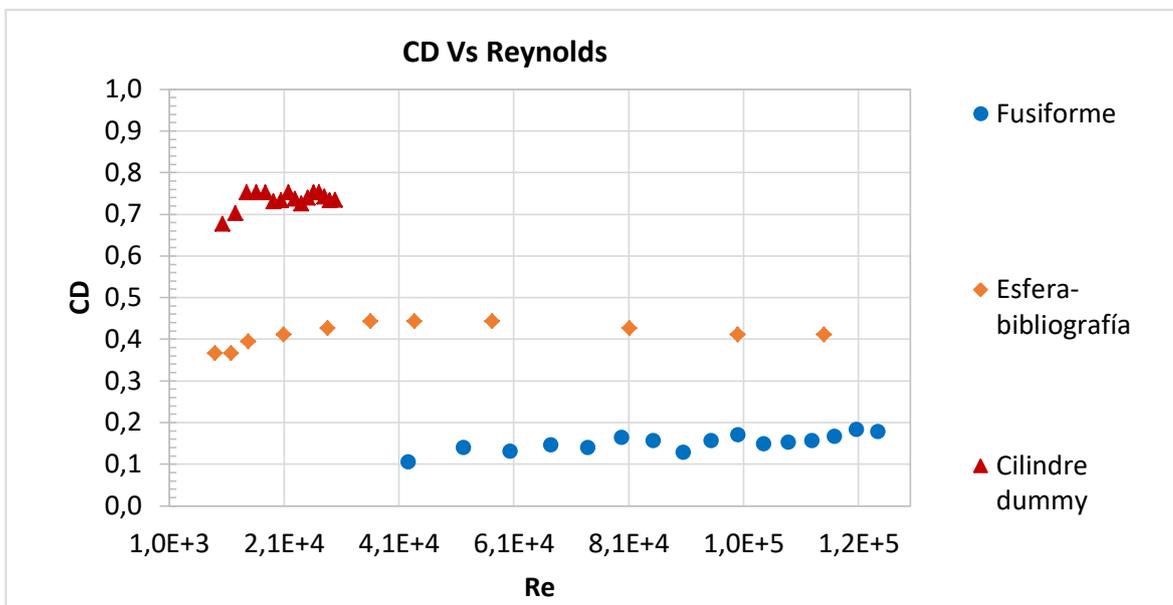


Figura A.31 CD Vs Reynolds fusiforme 2

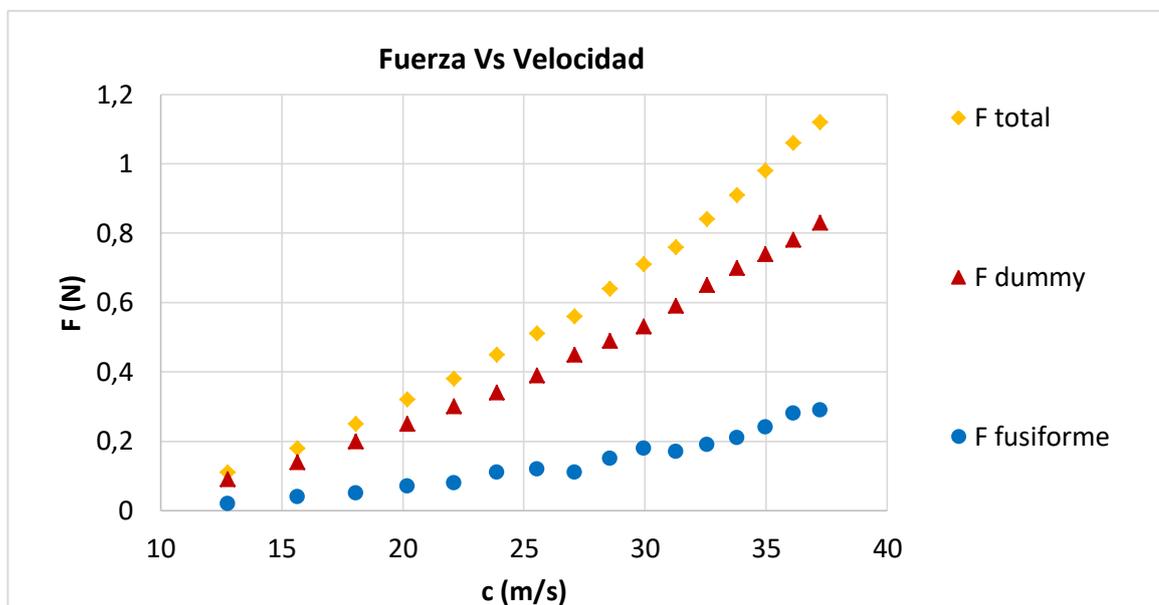


Figura A.32 Fuerza Vs velocidad fusiforme 2

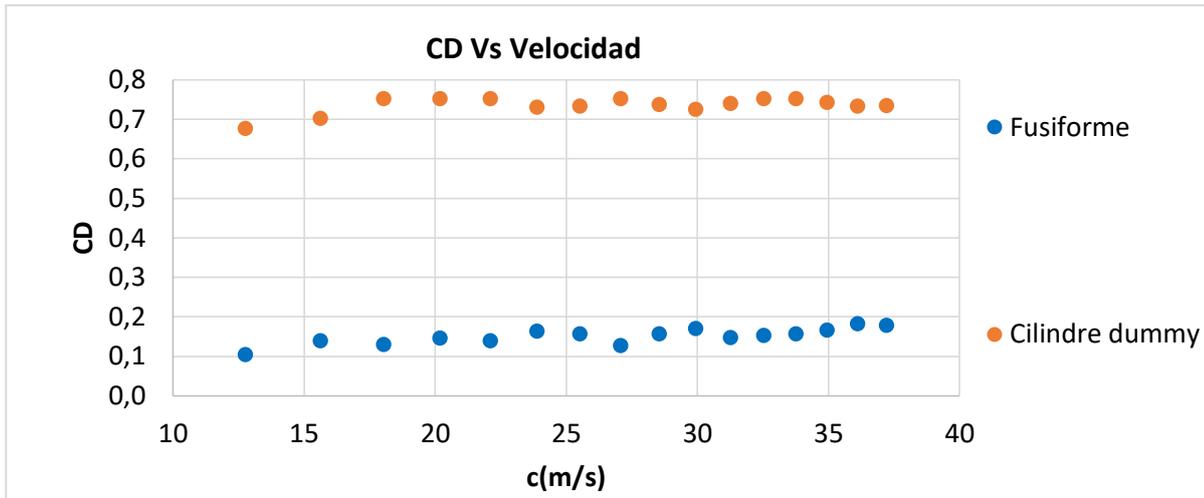


Figura A.33 CD Vs Velocidad fusiforme 2

Prueba 3

T (° C): 22

P atmosférica (mbar): 1026

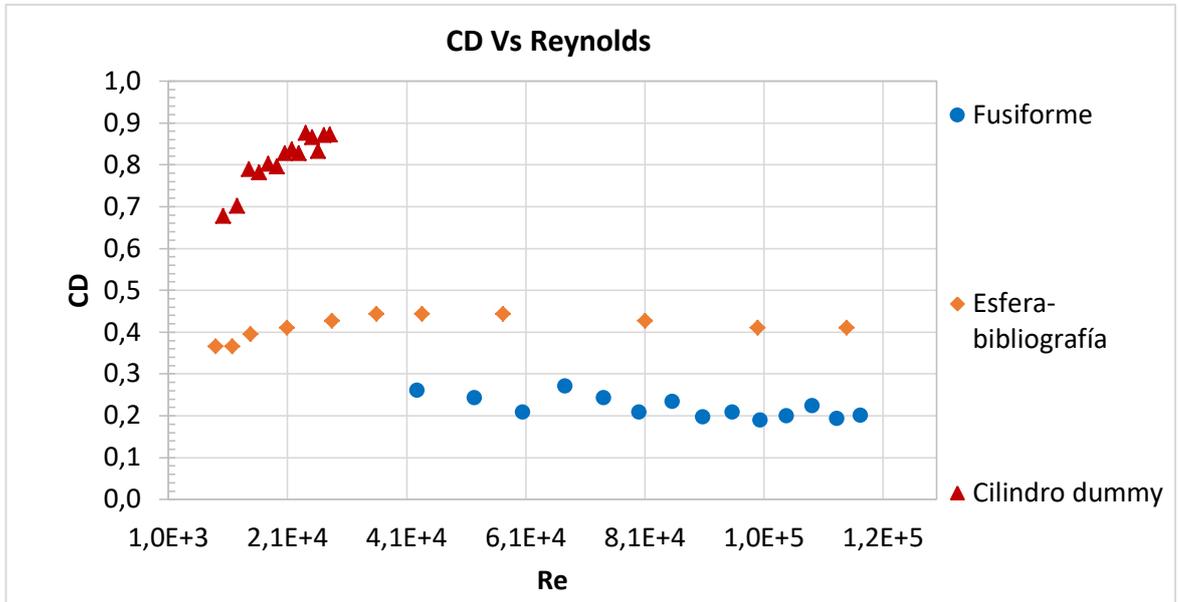


Figura A.34 CD Vs Reynolds fusiforme 3

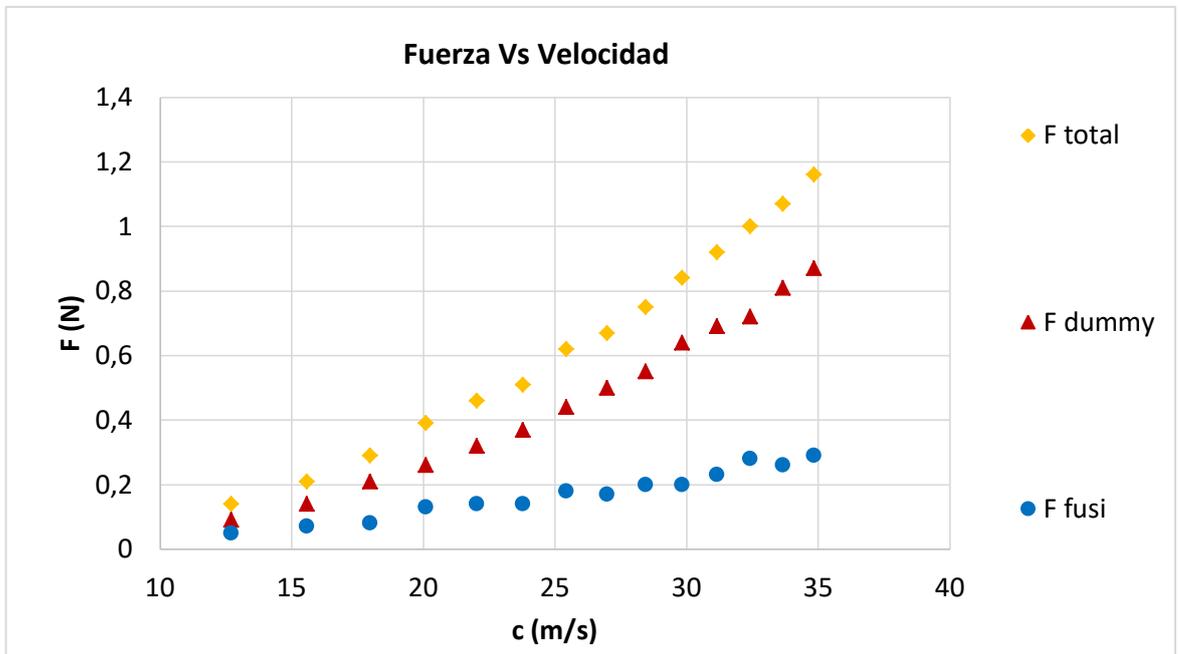


Figura A.35 Fuerza Vs Velocidad fusiforme 3

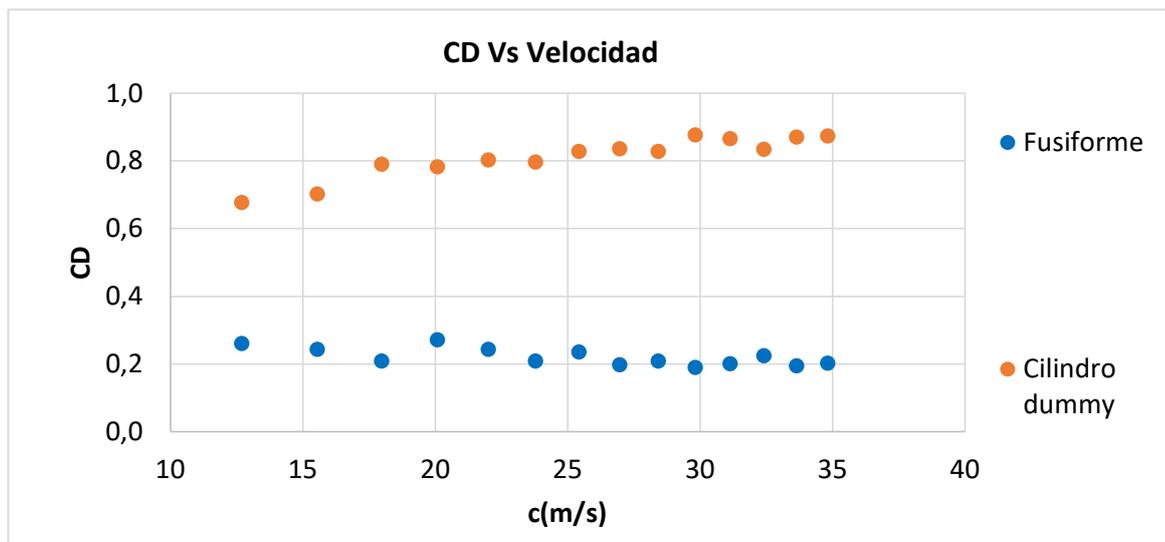


Figura A.36 CD Vs Velocidad fusiforme 3

Anexo B

En este anexo se explica el cálculo de errores:

Estudio de Errores

Al tratarse de una prueba experimental podrán existir pequeñas variaciones en los resultados obtenidos. Con tal de establecer un rango válido de datos se realizará un estudio de los errores.

Errores directos:

Estos errores son aquellos que obtenemos por medida directa a través un instrumento. Estos errores se calculan cómo el rango (+) (-) de la mitad de la medida más pequeña del instrumento, según la ecuación B.1. En nuestro estudio hemos considerado que las medidas que pueden verse afectadas por estos errores son: la temperatura, la presión, los manómetros y la fuerza.

$$X = X_{media} \pm \Delta X$$

(Ec. B.1)

Errores indirectos:

Estos errores vienen dados por ser valores dependientes de valores con errores directos, $R=f(X,Y,Z)$. El cálculo del error será el sumatorio de las derivadas de cada función por la incertidumbre de cada magnitud, véase la ecuación B.2.

$$\Delta R = \left| \frac{\partial R}{\partial X} \right| \Delta X + \left| \frac{\partial R}{\partial Y} \right| \Delta Y + \left| \frac{\partial R}{\partial Z} \right| \Delta Z$$

(Ec. B.2)

Tablas de resultados para el cálculo de error:

Errores directos	(+ -)
Δp (mm.c.a.)	0,5
γ (mm)	0,5
Patm(mbar)	1
T amb($^{\circ}$ c)	0,5

(tabla C.1)

Errores Indirectos:

	Error(+ -)
Densidad(Kg/m ³)	0,0032

(tabla C.2)

Prueba 1:

Aguas Arriba

y(mm)	C (m/s)	Error (+ -)	Lab 1 (-) [m/s]	Lab 1 (+) [m/s]
1	18,942	0,112	18,829	19,054
2	19,368	0,108	19,259	19,476
3	20,192	0,100	20,092	20,292
4	20,592	0,097	20,495	20,689
5	20,984	0,094	20,890	21,078
6	21,369	0,091	21,278	21,460
7	21,748	0,088	21,659	21,836
8	22,119	0,086	22,034	22,205
9	22,485	0,083	22,402	22,568
10	23,199	0,079	23,120	23,278
11	23,892	0,075	23,816	23,967
12	24,565	0,072	24,493	24,636
13	24,894	0,070	24,824	24,965
14	25,541	0,067	25,474	25,608
15	25,858	0,066	25,793	25,924
16	26,482	0,063	26,418	26,545
36	29,400	0,054	29,346	29,454
56	29,676	0,053	29,623	29,729
76	27,686	0,059	27,627	27,745
96	29,400	0,054	29,346	29,454
116	27,979	0,058	27,921	28,037
136	29,950	0,052	29,898	30,002
156	29,950	0,052	29,898	30,002
176	29,950	0,052	29,898	30,002
196	27,979	0,058	27,921	28,037
216	29,400	0,054	29,346	29,454
236	27,686	0,059	27,627	27,745
256	29,676	0,053	29,623	29,729
276	29,400	0,054	29,346	29,454
296	26,482	0,063	26,418	26,545
297	25,858	0,066	25,793	25,924
298	25,541	0,067	25,474	25,608
299	24,894	0,070	24,824	24,965
300	24,565	0,072	24,493	24,636
301	23,892	0,075	23,816	23,967
302	23,199	0,079	23,120	23,278
303	22,485	0,083	22,402	22,568
304	22,119	0,086	22,034	22,205
305	21,748	0,088	21,659	21,836
306	21,369	0,091	21,278	21,460
307	20,984	0,094	20,890	21,078
308	20,592	0,097	20,495	20,689
309	20,192	0,100	20,092	20,292
310	19,368	0,108	19,259	19,476
311	18,942	0,112	18,829	19,054

(tabla C.3)

Aguas Abajo

y(mm)	C (m/s)	Error (+ -)	Lab 1 (-) [m/s]	Lab 1 (+) [m/s]
1	20,192	0,100	20,092	20,292
2	21,369	0,091	21,278	21,460
3	22,845	0,081	22,764	22,926
4	23,199	0,079	23,120	23,278
5	23,548	0,077	23,471	23,625
6	24,230	0,073	24,157	24,304
7	24,565	0,072	24,493	24,636
8	24,894	0,070	24,824	24,965
9	25,541	0,067	25,474	25,608
10	25,858	0,066	25,793	25,924
11	26,172	0,065	26,107	26,236
12	26,482	0,063	26,418	26,545
13	26,788	0,062	26,726	26,850
14	27,091	0,061	27,029	27,152
15	27,390	0,060	27,330	27,450
16	27,390	0,060	27,330	27,450
36	29,676	0,053	29,623	29,729
56	29,676	0,053	29,623	29,729
76	29,400	0,054	29,346	29,454
96	29,121	0,054	29,067	29,176
116	29,121	0,054	29,067	29,176
136	29,121	0,054	29,067	29,176
156	25,541	0,067	25,474	25,608
176	29,121	0,054	29,067	29,176
196	29,121	0,054	29,067	29,176
216	29,121	0,054	29,067	29,176
236	29,400	0,054	29,346	29,454
256	29,676	0,053	29,623	29,729
276	29,676	0,053	29,623	29,729
296	27,390	0,060	27,330	27,450
297	27,390	0,060	27,330	27,450
298	27,091	0,061	27,029	27,152
299	26,788	0,062	26,726	26,850
300	26,482	0,063	26,418	26,545
301	26,172	0,065	26,107	26,236
302	25,858	0,066	25,793	25,924
303	25,541	0,067	25,474	25,608
304	24,894	0,070	24,824	24,965
305	24,565	0,072	24,493	24,636
306	24,230	0,073	24,157	24,304
307	23,548	0,077	23,471	23,625
308	23,199	0,079	23,120	23,278
309	22,845	0,081	22,764	22,926
310	21,369	0,091	21,278	21,460
311	20,192	0,100	20,092	20,292

(tabla C.4)



Prueba 2

Aguas Arriba

y(mm)	C (m/s)	Error (+ -)	Lab 2 (-) [m/s]	Lab 2 (+) [m/s]
1	18,960	0,112	18,848	19,073
2	19,387	0,108	19,278	19,495
3	20,212	0,100	20,111	20,312
4	21,005	0,094	20,911	21,099
5	21,390	0,091	21,299	21,481
6	21,769	0,088	21,681	21,857
7	22,141	0,086	22,055	22,227
8	22,867	0,081	22,786	22,948
9	24,254	0,073	24,181	24,328
10	24,919	0,070	24,849	24,989
11	25,884	0,066	25,818	25,950
12	26,198	0,065	26,133	26,262
13	26,198	0,065	26,133	26,262
14	26,508	0,063	26,444	26,571
15	26,508	0,063	26,444	26,571
16	26,508	0,063	26,444	26,571
36	30,250	0,051	30,199	30,302
56	28,297	0,057	28,240	28,354
76	29,429	0,054	29,375	29,483
96	29,979	0,052	29,927	30,031
116	28,584	0,056	28,528	28,640
136	29,979	0,052	29,927	30,031
156	29,979	0,052	29,927	30,031
176	29,979	0,052	29,927	30,031
196	28,584	0,056	28,528	28,640
216	29,979	0,052	29,927	30,031
236	29,429	0,054	29,375	29,483
256	28,297	0,057	28,240	28,354
276	30,250	0,051	30,199	30,302
296	26,508	0,063	26,444	26,571
297	26,508	0,063	26,444	26,571
298	26,508	0,063	26,444	26,571
299	26,198	0,065	26,133	26,262
300	26,198	0,065	26,133	26,262
301	25,884	0,066	25,818	25,950
302	24,919	0,070	24,849	24,989
303	24,254	0,073	24,181	24,328
304	22,867	0,081	22,786	22,948
305	22,141	0,086	22,055	22,227
306	21,769	0,088	21,681	21,857
307	21,390	0,091	21,299	21,481
308	21,005	0,094	20,911	21,099
309	20,212	0,100	20,111	20,312
310	19,387	0,108	19,278	19,495
311	18,960	0,112	18,848	19,073

(tabla C.5)

Aguas Abajo

y(mm)	C (m/s)	Error (+ -)	Lab 2 (-) [m/s]	Lab 2 (+) [m/s]
1	20,212	0,100	20,111	20,312
2	21,390	0,091	21,299	21,481
3	22,507	0,083	22,424	22,590
4	23,571	0,077	23,494	23,648
5	23,915	0,075	23,840	23,990
6	24,254	0,073	24,181	24,328
7	24,254	0,073	24,181	24,328
8	24,919	0,070	24,849	24,989
9	25,566	0,067	25,499	25,633
10	25,884	0,066	25,818	25,950
11	26,198	0,065	26,133	26,262
12	26,508	0,063	26,444	26,571
13	26,814	0,062	26,752	26,876
14	27,117	0,061	27,056	27,178
15	27,417	0,060	27,357	27,477
16	27,417	0,060	27,357	27,477
36	29,979	0,052	29,927	30,031
56	29,705	0,053	29,652	29,758
76	29,429	0,054	29,375	29,483
96	29,429	0,054	29,375	29,483
116	29,150	0,054	29,096	29,204
136	29,150	0,054	29,096	29,204
156	25,245	0,069	25,176	25,313
176	29,150	0,054	29,096	29,204
196	29,150	0,054	29,096	29,204
216	29,429	0,054	29,375	29,483
236	29,429	0,054	29,375	29,483
256	29,705	0,053	29,652	29,758
276	29,979	0,052	29,927	30,031
296	27,417	0,060	27,357	27,477
297	27,417	0,060	27,357	27,477
298	27,117	0,061	27,056	27,178
299	26,814	0,062	26,752	26,876
300	26,508	0,063	26,444	26,571
301	26,198	0,065	26,133	26,262
302	25,884	0,066	25,818	25,950
303	25,566	0,067	25,499	25,633
304	24,919	0,070	24,849	24,989
305	24,254	0,073	24,181	24,328
306	24,254	0,073	24,181	24,328
307	23,915	0,075	23,840	23,990
308	23,571	0,077	23,494	23,648
309	22,507	0,083	22,424	22,590
310	21,390	0,091	21,299	21,481
311	20,212	0,100	20,111	20,312

(tabla C.6)

Prueba 3

Aguas Arriba

y(mm)	C (m/s)	Error (+ -)	Lab 3 (-) [m/s]	Lab 3 (+) [m/s]
1	20,517	0,097	20,420	20,614
2	22,039	0,086	21,953	22,124
3	22,762	0,081	22,681	22,843
4	23,115	0,079	23,036	23,193
5	23,462	0,077	23,385	23,539
6	23,462	0,077	23,385	23,539
7	23,805	0,075	23,730	23,880
8	24,475	0,072	24,404	24,547
9	24,475	0,072	24,404	24,547
10	25,448	0,067	25,381	25,515
11	25,764	0,066	25,699	25,830
12	26,385	0,063	26,322	26,449
13	26,992	0,061	26,931	27,053
14	27,290	0,060	27,230	27,350
15	28,735	0,055	28,680	28,790
16	29,015	0,054	28,961	29,070
36	30,907	0,049	30,857	30,956
56	29,568	0,053	29,515	29,621
76	30,378	0,051	30,328	30,429
96	31,168	0,049	31,119	31,216
116	29,015	0,054	28,961	29,070
136	30,644	0,050	30,594	30,694
156	29,841	0,052	29,789	29,893
176	30,644	0,050	30,594	30,694
196	29,015	0,054	28,961	29,070
216	31,168	0,049	31,119	31,216
236	30,378	0,051	30,328	30,429
256	29,568	0,053	29,515	29,621
276	30,907	0,049	30,857	30,956
296	29,015	0,054	28,961	29,070
297	28,735	0,055	28,680	28,790
298	27,290	0,060	27,230	27,350
299	26,992	0,061	26,931	27,053
300	26,385	0,063	26,322	26,449
301	25,764	0,066	25,699	25,830
302	25,448	0,067	25,381	25,515
303	24,475	0,072	24,404	24,547
304	24,475	0,072	24,404	24,547
305	23,805	0,075	23,730	23,880
306	23,462	0,077	23,385	23,539
307	23,462	0,077	23,385	23,539
308	23,115	0,079	23,036	23,193
309	22,762	0,081	22,681	22,843
310	22,039	0,086	21,953	22,124
311	20,517	0,097	20,420	20,614

(tabla C.7)

Aguas Abajo

y(mm)	C (m/s)	Error (+ -)	Lab 3 (-) [m/s]	Lab 3 (+) [m/s]
1	21,668	0,088	21,580	21,756
2	22,762	0,081	22,681	22,843
3	24,142	0,073	24,069	24,216
4	24,475	0,072	24,404	24,547
5	24,804	0,070	24,734	24,874
6	25,764	0,066	25,699	25,830
7	26,385	0,063	26,322	26,449
8	26,690	0,062	26,628	26,752
9	26,992	0,061	26,931	27,053
10	27,290	0,060	27,230	27,350
11	27,585	0,059	27,526	27,644
12	28,166	0,057	28,109	28,223
13	28,452	0,056	28,396	28,508
14	28,452	0,056	28,396	28,508
15	28,735	0,055	28,680	28,790
16	29,293	0,054	29,240	29,347
36	31,426	0,048	31,378	31,474
56	31,426	0,048	31,378	31,474
76	31,426	0,048	31,378	31,474
96	31,426	0,048	31,378	31,474
116	30,907	0,049	30,858	30,956
136	30,644	0,050	30,594	30,694
156	26,992	0,061	26,931	27,053
176	30,644	0,050	30,594	30,694
196	30,907	0,049	30,858	30,956
216	31,426	0,048	31,378	31,474
236	31,426	0,048	31,378	31,474
256	31,426	0,048	31,378	31,474
276	31,426	0,048	31,378	31,474
296	29,293	0,054	29,240	29,347
297	28,735	0,055	28,680	28,790
298	28,452	0,056	28,396	28,508
299	28,452	0,056	28,396	28,508
300	28,166	0,057	28,109	28,223
301	27,585	0,059	27,526	27,644
302	27,290	0,060	27,230	27,350
303	26,992	0,061	26,931	27,053
304	26,690	0,062	26,628	26,752
305	26,385	0,063	26,322	26,449
306	25,764	0,066	25,699	25,830
307	24,804	0,070	24,734	24,874
308	24,475	0,072	24,404	24,547
309	24,142	0,073	24,069	24,216
310	22,762	0,081	22,681	22,843
311	21,668	0,088	21,580	21,756

(tabla C.8)

