



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA
BARCELONATECH
Escola d'Enginyeria de Telecomunicació
i Aeroespacial de Castelldefels

TREBALL DE FI DE GRAU

TÍTULO DEL TFG: Análisis del flujo de aire a través de un difusor de automóvil

TITULACIÓN: Grau en Enginyeria d'Aeronavegació

AUTOR: Alejandro Sabán Fosch

DIRECTOR: Fernando Pablo Mellibovsky Elstein

FECHA: 6 de septiembre de 2018

Título: Análisis del flujo de aire a través de un difusor de automóvil

Autor: Alejandro Sabán Fosch

Director: Fernando Pablo Mellibovsky Elstein

Fecha: 6 de septiembre de 2018

Resumen

En este trabajo se ha tratado de optimizar un difusor de coche con el fin de reducir el consumo y mejorar las prestaciones de adherencia en curva, logrando así una velocidad de paso mayor. La optimización se ha realizado mediante el software de simulación OpenFoam.

La principal característica de OpenFoam es ser un software de código abierto, dónde se puede encontrar una extensa literatura para contrastar y apoyarse en caso de duda. Además, dicho programa nos ha permitido realizar una simulación bidimensional con el uso de una formulación RANS, reduciendo de esta manera el coste computacional. El modelo de turbulencia empleado ha sido el k-epsilon, debido a su fácil implementación y ser uno de los más usados. Además, se ha aproximado la capa límite mediante 'wall functions' permitiendo resolver solo la región logarítmica.

En la literatura se ha observado que existe un punto de compromiso de diseño en la optimización de difusores. Querer minimizar la resistencia o maximizar la carga aerodinámica son los dos aspectos que se han tratado en todos los estudios ya realizados hasta la fecha. Actualmente, la línea de investigación que sigue este campo es el uso de un posible control activo que permita variar la geometría del difusor.

En nuestro estudio, se ha observado que un ángulo de 6 grados minimiza la resistencia aerodinámica y uno de 10 grados maximiza el downforce generado. En el caso en que se maximiza el downforce se ha obtenido que el consumo de combustible incrementa en un 9.3%, mientras que cuando minimizamos la resistencia se reduce el consumo en un 2.4% sacrificando la capacidad de generar carga aerodinámica. Además, se observa que incrementar la longitud del difusor incrementa los coeficientes de las fuerzas aerodinámicas.

Finalmente se debe comentar el interés por parte del autor en continuar con la línea de investigación de este proyecto, con el fin de implementar un control activo en el que además se pueda tener en cuenta el efecto de los gases de escape del vehículo.

Title : Analysis of the air flow inthrough a car diffuser

Author: Alejandro Sabán Fosch

Advisor: Fernando Pablo Mellibovsky Elstein

Date: September 6, 2018

Overview

The aim of this study was to optimise a car diffuser in order to reduce fuel consumption and improve grip performance in bends, thus achieving a higher cornering speed. The optimisation has been carried out using the OpenFoam simulation software.

The main feature of OpenFoam is to be an open source software, where you can find extensive literature to contrast and support in case of doubt. In addition, this program has allowed us to perform a two-dimensional simulation with the use of a RANS formulation, thus reducing the computational cost. The turbulence model used has been the k-epsilon, due to its easy implementation and being one of the most used. In addition, the boundary layer has been approximated by wall functions allowing only the logarithmic region to be resolved.

In the literature it has been observed that there is a design compromise point in the optimization of diffusers. Wanting to minimize resistance or maximize aerodynamic load are the two aspects that have been addressed in all studies to date. Currently, the research line that follows this field is the use of a possible active control that allows to vary the geometry of the diffuser.

In our study, it has been observed that an angle of 6 degrees minimizes aerodynamic resistance and one of 10 degrees maximizes the downforce generated. In the case where the downforce is maximized it has been obtained that the consumption of fuel increases in 9.3%, whereas when we minimize the resistance the consumption is reduced in 2.4% sacrificing the capacity to generate aerodynamic load. In addition, it is observed that increase the length of the diffuser increases the coefficient of the aerodynamic forces.

Finally, the author's interest in continuing with the research line of this project must be commented, in order to implement an active control in which the effect of the vehicle exhaust gases can also be taken into account.

A mi abuelo, por ser mi ejemplo a seguir como persona. Este trabajo es resultado de todas tus enseñanzas y grandes consejos dados durante los años compartidos.

ÍNDICE GENERAL

Introducción	1
CAPÍTULO 1. Teoría	5
1.1. Concepto de difusor	5
1.1.1. Parámetros de rendimiento del difusor	6
1.2. Ecuaciones fundamentales de la mecánica de fluidos	8
1.3. Hipótesis del fluido	8
1.4. Capa límite	9
1.4.1. Modelo de turbulencia K- ϵ	10
CAPÍTULO 2. Geometría escogida y mallado	13
2.1. GMSH	13
2.1.1. Código de GMSH	13
2.2. Definición de la geometría	14
2.3. Configuración de la malla	15
2.3.1. Selección del y^+ para el mallado de la capa límite	16
2.4. Malla generada	17
2.5. Calidad de la malla	18
CAPÍTULO 3. Inicialización del problema	21
3.1. Estructura de archivos	21
3.2. Planteamiento del CFD	22
3.2.1. Discretización espacial	22
3.2.2. Discretización temporal	23
3.2.3. Estabilidad del problema y CFL	23
3.3. Condiciones iniciales y de contorno	23
CAPÍTULO 4. Simulación	25

4.1. Posprocesado	25
4.1.1. Comprobación de la convergencia y estabilidad	25
4.1.2. Comprobación del modelo turbulento	27
4.2. Resultados	30
4.2.1. Dependencia y optimización de la geometría	30
4.2.2. Influencia de la velocidad	37
CAPÍTULO 5. Influencia del difusor optimizado en el vehículo	41
5.1. Prestaciones de conducción en curva	41
5.2. Reducción del consumo	42
CAPÍTULO 6. Impacto ambiental y económico	45
Conclusiones	47
Bibliografía	49
APÉNDICE A. Archivos OpenFoam	53
A.1. /0	53
A.1.1. initialConditions	53
A.1.2. P, U, k, epsilon, nut	53
A.2. /constant	56
A.2.1. transportProperties	56
A.2.2. turbulenceProperties	57
A.3. /system	57
A.3.1. controlDict	57
A.3.2. fvSchemes	58
A.3.3. fvSolution	59
APÉNDICE B. Parametrización de la geometría	61

ÍNDICE DE FIGURAS

1.1	Difusor y fondo plano del Ferrari F150 de la temporada 2011	5
1.2	Difusores en turismos convencionales	5
1.3	Geometría del difusor	6
1.4	\bar{C}_p ideal	7
1.5	Punto de desprendimiento de la capa límite (<i>Rajnandan Borthakur, 2017</i>) [5] . .	9
1.6	Evolución de la capa límite (<i>Walter, Frei, 2017</i>) [6]	10
2.1	Definición del dominio computacional	15
2.2	Diferencial espacial requerido en el capa límite para tener un $y^+ \simeq 100$	16
2.3	Vista de la malla completa con ángulo de 10° , $gcl = 150\text{mm}$, $x_1 = 1.1\text{m}$ y Re $8e+05$	17
2.4	Detalle de la malla del vehículo con ángulo de 10° , $gcl = 150\text{mm}$, $x_1 = 1.1\text{m}$ y $Re 8e+05$	17
2.5	Reajuste de la malla en función del Reynolds	18
2.6	Calidad de la malla para el caso de 10 grados y Reynolds $8e+05$	19
3.1	Estructura de los archivos de la simulación	21
4.1	Residuales - $Re = 8e+05$	25
4.2	Numero de Courant	26
4.3	Residuales de la velocidad en función del Reynolds	26
4.4	Numero de Courant en función del Reynolds	27
4.5	y^+ a lo largo del cuerpo	28
4.6	Ley de la capa límite turbulenta cerca de la pared para $x/H = 0.35$ ($\alpha = 10^\circ$, gcl $= 150\text{mm}$ y $x_1 = 1.1\text{m}$ - $Re = 8e+05$)	29
4.7	Coefficiente de presión estático para las distintas geometrías	30
4.8	Velocidad del fluido para las distintas geometría	31
4.9	Estela - Intensidad de turbulencia ($gcl = 150\text{mm}$)	31
4.10	Contorno de velocidades para $gcl = 150\text{mm}$	32
4.11	Contorno de presiones para $gcl = 150\text{mm}$	32
4.12	Coefficientes aerodinámicos para distintos ángulos y alturas ($A_{ref} \simeq 9,5$, $U_{ref} =$ 10m/s)	33
4.13	Coefficientes aerodinámicos para distintos ángulos (<i>Xingjun HU, Rui ZHANG,</i> <i>Jian YE, Xu YAN y Zhiming ZHAO, 2011</i>) [9]	33
4.14	Coefficiente de Lift para distintos ángulos y alturas (<i>Kevin, M. y Luis F. Gonzalez,</i> <i>2009</i>) [10]	34
4.15	Eficiencia aerodinámica para distintos ángulos y alturas	34
4.16	Prestaciones del difusor para distintos ángulos y alturas	35
4.17	Componente 'x' esfuerzos viscosos - $\alpha = 10^\circ$	35
4.18	Parámetros fundamentales del fluido a lo largo del difusor optimizado ($gcl =$ 150mm y $\alpha = 10^\circ$)	36
4.19	Coefficientes aerodinámicos para distintas longitudes del difusor - $gcl = 150\text{mm}$ y $\alpha = 10^\circ$ ($A_{ref} \simeq 9,5$, $U_{ref} = 25\text{m/s}$)	36
4.20	Contorno de presiones	37

4.21 Coeficientes aerodinámicos en función del Reynolds - $\alpha = 10^\circ$, $'gcl' = 150\text{mm}$, $x_1 = 1.1\text{mm}$ ($A_{ref} \simeq 9,5$, $U_{ref} = 1\text{m/s}$)	38
4.22 Distribución porcentual del CL entre efectos viscosos y de presión en función del Reynolds	38
4.23 Distribución porcentual del CD entre efectos viscosos y de presión en función del Reynolds	39
4.24 Prestaciones del difusor para distintos Reynolds - $\alpha = 10^\circ$, $'gcl' = 150\text{mm}$, $x_1 =$ 1.1mm ($A_{ref} \simeq 9,5$, $U_{ref} = 1\text{m/s}$)	39
4.25 Evolución de la capa límite para $x/H=0.35$ ($\alpha = 10^\circ$, $gcl = 150\text{mm}$ y $x_1 = 1.1\text{m}$ - $Re = 8e+05$)	40
4.26 Dependencia de la Capa Límite con el Reynolds	40
5.1 Esquema de fuerzas en curva	41
5.2 Esquema de fuerzas en recta	42

ÍNDICE DE TABLAS

1	Planificación y dedicación del proyecto	3
3.1	Condiciones de contorno	24
4.1	Parámetro y^+ de las simulaciones para los distintos Reynolds	27
4.2	Coeficientes de la ley que gobierna la capa límite	29
4.3	Propiedades del fluido para las distintas simulaciones con la velocidad fijada a 1m/s	37
5.1	Comparativa de prestaciones para $v = 89.5\text{km/h}$	42
5.2	Comparativa de resistencia aerodinámica para $v = 89.5\text{km/h}$	43
6.1	Resumen del coste del proyecto	45

INTRODUCCIÓN

A lo largo de la historia se ha observado que el mundo de la automoción ha ido evolucionando hacia coches cada vez más eficientes aerodinámicamente que permitan reducir el consumo de combustible. Por ello, en este estudio se ha pretendido observar cuál es el impacto que puede llegar a tener un difusor en las prestaciones de un turismo.

Según varios estudios ya realizados, a bajas velocidades este elemento tiene un impacto tan despreciable, respecto a las altas velocidades, que no merece invertir tiempo en su desarrollo en los turismos de calle. Otros estudios muestran que la menor resistencia se obtiene para 6 grados [1], mientras que para maximizar el agarre con el asfalto se debería usar un ángulo de 10 grados [2].

Para tratar de resolver el problema se ha optado por desarrollar una geometría básica de un vehículo con difusor y posteriormente ser analizada mediante técnicas de simulación CFD (Computational Fluid Dynamics). Para la simulación CFD, se han usado modelos de turbulencia que han permitido simplificar el problema. Finalmente, se han extraído los distintos coeficientes y parámetros que definen la calidad de un difusor, así como el posible ahorro en consumo y aumento de agarre al asfalto.

Objetivo

El objetivo final de este estudio es el de analizar el flujo alrededor de un difusor de coche y sus efectos en los coeficientes en función de su geometría, llegando a optimizar el dispositivo. Todo ello mediante la técnica del CFD (Computational Fluid Dynamics) a través de un paquete de librerías y herramientas informáticas “open source” denominado OpenFOAM.

Alcance

El alcance de dicho proyecto ahonda en varias etapas:

- Asentamiento de los conocimientos adquiridos durante el grado en el campo de la mecánica de fluidos.
- Aprendizaje de la teoría de las técnicas CFD orientadas al uso del paquete de software libre OpenFOAM.
- Ejecución de las técnicas CFD en todas sus etapas,
 - Interpretación física del problema.
 - Parametrización de la geometría, para poder variar de forma más sencilla los distintos parámetros geométricos.
 - Creación de una malla de calidad donde trabajar para la obtención de resultados fiables.
 - Establecer condiciones de contorno adecuadas.

- Realizar y verificar la computación.
- Posprocesado de los datos obtenidos incorporando pequeños programas desarrollados por el autor para la extracción automática de datos.
- Conocer cómo se comporta el fluido, e interpretar los resultados obtenidos y posteriormente ser contrastados con otras fuentes.

Métodos

Para la realización del proyecto ha sido necesario el uso de los siguientes dispositivos y software CFD,

- Dispositivos,
 - Laptop: HP con procesador *Intel® Core™ i5-7200U* CPU @2.50GHz x 4 núcleos y memoria de 11.6GiB
 - PC: HP con procesador *Intel® Pentium(R) CPU G630* @2.70GHz x 2 núcleos y memoria de 3.8GiB
 - Acceso al cluster 'clufa' de la EETAC: 7 nodos con arquitectura *lx26-amd64*
- Software CFD,
 - Generador de malla: Gmsh
 - Resolución: OpenFoam®v.6
 - * *Solver*: pisoFoam
 - * *Modelo de turbulencia*: K-epsilon
 - Visualizador: ParaView
 - Posprocesado: scripts en Matlab R2017b - Versión estudiante

Planificación y dedicación

Actividades	Horas	may-17	ene-18	feb-18	mar-18	abr-18	may-18	jun-18	jul-18	ago-18	sep-18
1.- Definición											
1.1.- Escoger temática	1	■									
1.2.- Contactar tutor	3	■									
1.3.- Definir alcance	3	■									
2.- Preparación y aprendizaje de OpenFoam y gmsh											
2.1.- Instalación Linux	4		■								
2.2.- Instalación gmsh	0,5		■								
2.3.- Aprendizaje gmsh	-			■	■	■					
2.3.1- Generación de geometrias y mallas	-			■	■	■					
2.3.2- Parametrización	-			■	■	■					
2.4.- Instalación OpenFoam	1			■							
2.5.- Aprendizaje de OpenFoam	-			■	■	■	■	■	■	■	■
2.5.1- Configuración de directorios	-			■	■	■	■	■	■	■	■
2.5.2- Preprocesado	-			■	■	■	■	■	■	■	■
2.5.3- Solvers	-			■	■	■	■	■	■	■	■
2.5.4- Posprocesado	-			■	■	■	■	■	■	■	■
2.5.4.1- Opciones de paraView	-			■	■	■	■	■	■	■	■
3.- Desarrollo del proyecto											
3.1.- Investigación teórica	6			■	■	■					
3.1.1- Hipótesis a aplicar	3			■	■	■					
3.1.2- Selección de parámetros de interés	3			■	■	■					
3.2.- Generación de la malla en gmsh	50			■	■	■	■	■	■	■	■
3.2.1- Obtención y parametrización de la malla	25			■	■	■	■	■	■	■	■
3.2.2- Prueba de la malla	10			■	■	■	■	■	■	■	■
3.2.3- Correcciones en la malla	15			■	■	■	■	■	■	■	■
3.3.- Configuración de la simulación	30			■	■	■	■	■	■	■	■
3.3.1- Condiciones iniciales	5			■	■	■	■	■	■	■	■
3.3.2- Esquemas numéricos	25			■	■	■	■	■	■	■	■
3.4.- Simulación	400			■	■	■	■	■	■	■	■
3.5.- Posprocesado	18			■	■	■	■	■	■	■	■
3.5.1- Configuración de los functionObjects	2			■	■	■	■	■	■	■	■
3.5.2.- Visualización y extracción datos paraView	10			■	■	■	■	■	■	■	■
3.5.3.- Generación de Scripts en Matlab	6			■	■	■	■	■	■	■	■
4.- Generación reporte											
4.1.- Organización	4			■	■	■	■	■	■	■	■
4.2.- Elaboración	60			■	■	■	■	■	■	■	■
4.3.- Conclusiones	2			■	■	■	■	■	■	■	■
4.4.- Correcciones y retoques	6			■	■	■	■	■	■	■	■

Tabla 1: Planificación y dedicación del proyecto

CAPÍTULO 1. TEORÍA

1.1. Concepto de difusor

Los difusores, así como los apéndices aerodinámicos que encontramos en los turismos actuales, tuvieron su primera aparición en los coches de competición, dada la alta competitividad entre las distintas escuderías por lograr mayores prestaciones en pista. Los elementos que componen el difusor se ilustran en la figura 1.1,

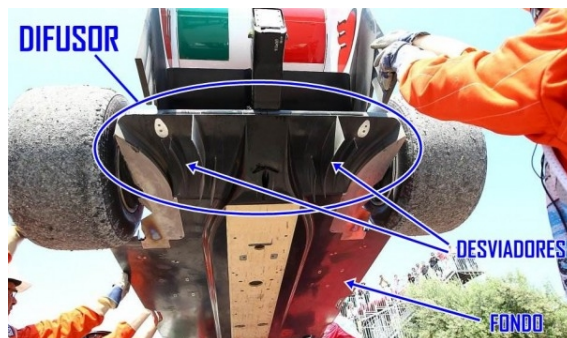


Figura 1.1: Difusor y fondo plano del Ferrari F150 de la temporada 2011

A lo largo de la historia muchos de los avances desarrollados en la alta competición automovilística han sido trasladados a los turismos convencionales con el fin principal de reducir el consumo de sus vehículos y mejorar el confort en la conducción.



(a) Difusor de un Audi S5

(b) Difusor de un Mercedes CLA45 AMG

Figura 1.2: Difusores en turismos convencionales

El fondo plano del vehículo tiene como función principal la de acelerar el fluido en la zona inferior de los vehículos. Esta aceleración del fluido induce una disminución de la presión con respecto a la atmosférica, obteniendo una fuerza de sustentación negativa (downforce). Como consecuencia, el uso de este dispositivo permite aumentar el agarre del vehículo al asfalto sin tener que aumentar el peso del mismo, hecho que favorece a la relación potencia/peso, dado que un mayor peso haría que la potencia necesaria para mover el vehículo fuese mayor y, por lo tanto, precisaría de un mayor consumo de combustible.

En cambio, la utilidad del difusor es expandir el fluido hasta lograr obtener las condiciones atmosféricas de presión. Esta adecuación gradual del fluido permite retardar el desprendimiento de la capa límite y así disminuir las regiones turbulentas originadas por la separación del flujo por el paso de una zona de baja presión a una de alta (gradiente de presión adverso). Como ya es sabido, la turbulencia provoca un descenso importante de la presión incrementando de este modo la resistencia debido a fuerzas de presión.

Por lo que respecta a los desviadores de flujo, su función simplemente es reconducir el flujo de aire de forma que este se mueva de forma homogénea a lo largo de todo el elemento y mejorar de este modo sus prestaciones, evitando de esta manera torbellinos originados por efectos tridimensionales.

Los principales aspectos de diseño (figura 1.3) son el ángulo de inclinación, α , la longitud del difusor, x_1 , y la distancia respecto al suelo, gcl . Dada la importancia del fondo plano de los vehículos, se han realizado numerosas investigaciones al respecto para establecer unas bases sobre las que optimizar los nuevos difusores,

- Han [1] investigó los efectos del flujo detrás de un cuerpo como variando los distintos parámetros nombrados, así como el ángulo de caída de la parte trasera superior. Finalmente, concluyó que el ángulo óptimo de un difusor debería ser de 17.8 grados.
- Posteriormente, Cooper [2] realizó dos investigaciones separadas (CFD y túnel del viento) con el fin de optimizar el difusor en términos de rendimiento aerodinámico (Downforce y resistencia al avance). De igual modo que Han, uso un modelo simplificado de vehículo formado por un cuerpo como. Finalmente, obtuvo mediante la simulación CFD que con el valor de 9.64 grados se obtenía mayor downforce, mientras que en el túnel del viento obtuvo que se encontraba ligeramente por debajo de los 13 grados.

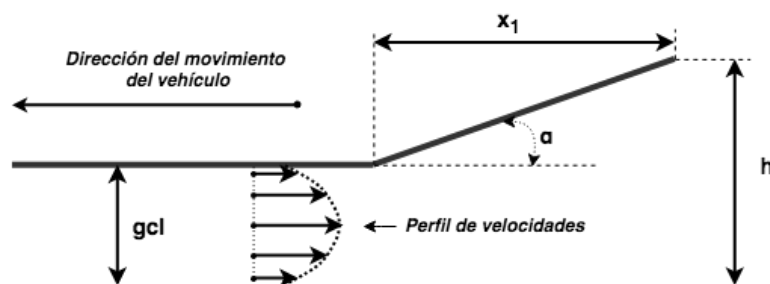


Figura 1.3: Geometría del difusor

1.1.1. Parámetros de rendimiento del difusor

De entre los diversos criterios de optimización de difusores, en este estudio se ha decidido usar el de maximización de la eficiencia aerodinámica y del rendimiento del difusor. Para este último, se ha usado la teoría de difusores de R.D.Blevins recogida en su libro *Applied Fluid Dynamics Handbook* [3].

La eficiencia aerodinámica la definiremos como el cociente entre el downforce y la resistencia aerodinámica,

$$E = \frac{L}{D} \quad (1.1)$$

Por lo que al rendimiento del difusor se refiere, este parámetro nos permite determinar como de buena es la adecuación de la presión en la zona del divergente, relacionando los coeficientes de recuperación de presión del caso real con el idealizado.

$$\eta_d = \frac{\bar{C}_p}{C_{pi}} \quad (1.2)$$

El coeficiente de recuperación \bar{C}_p relaciona la presión a la entrada i la salida del difusor. Como mayor sea el valor, mayor será el downforce generado, ya que la presión en la zona inferior del cuerpo será menor.

$$\bar{C}_p = \frac{P_2 - P_1}{1/2\rho\bar{U}_1^2} = \frac{(C_{p2} - C_{p1})}{(1 - C_{p1})} \quad (1.3)$$

dónde \bar{U}_1 es la velocidad promedio a la entrada, P_1 es la presión estática a la entrada y P_2 la presión estática a la salida del difusor. En el caso idealizado bidimensional, dónde se asume la no existencia de pérdidas de presión, se obtiene que,

$$\bar{C}_{pi} = 1 - \frac{1}{AR^2} \quad (1.4)$$

dónde (AR) es la relación de áreas en la salida y entrada del difusor,

$$AR = 1 + \left(\frac{x_1}{gcl} \right) \cdot \tan \alpha \quad (1.5)$$

Esta relación muestra la dependencia entre los parámetros geométricos del difusor y permite darse cuenta de que los vehículos con una mayor altura poseen una proporción de área más pequeña para un ángulo de rampa de difusor dado y, por lo tanto, un menor \bar{C}_p .

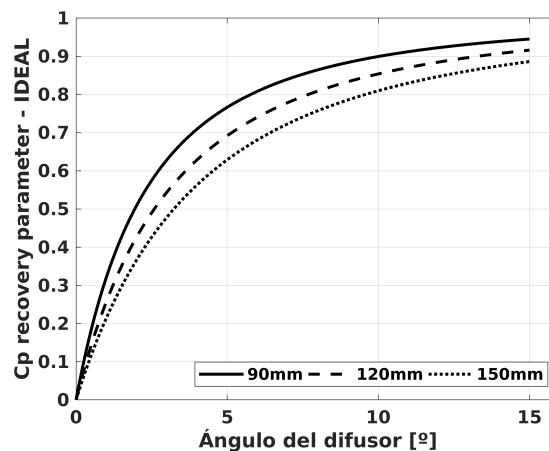


Figura 1.4: \bar{C}_p ideal

1.2. Ecuaciones fundamentales de la mecánica de fluidos

Dado que la mecánica de fluidos se encarga de analizar el comportamiento a nivel macroscópico ($\geq 1\mu\text{m}$), se tratará el fluido como medio continuo. Esta primera definición nos permitirá describir el comportamiento del fluido como una media del cambio sobre una partícula de las distintas propiedades macroscópicas, tales como, la velocidad, presión, densidad y temperatura, y sus correspondientes derivadas temporales y espaciales. Las ecuaciones que gobiernan la mecánica de fluidos son una representación de las leyes de conservación de la física tradicional,

- Conservación de la masa,

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \cdot \vec{U}) = 0 \quad (1.6)$$

- Conservación de la cantidad de movimiento,

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \otimes \vec{v}) = -\nabla P + \rho \vec{g} + \nabla \cdot \vec{\tau} \quad (1.7)$$

Con el tensor de esfuerzos viscosos,

$$\vec{\tau} = 2\mu \left[\frac{1}{2} (\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{1}{3} (\nabla \cdot \vec{v}) \vec{I} \right] \quad (1.8)$$

- Conservación de la energía,

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(e + \frac{1}{2} v^2 \right) = -\nabla \cdot (P \cdot \vec{v}) + \nabla \cdot (k \nabla T) + \nabla \cdot (\tau' \cdot \vec{v}) - \nabla \cdot \vec{q}_r + Q_{rq} \quad (1.9)$$

Estas cinco ecuaciones diferenciales permiten definir el movimiento de un fluido en las tres dimensiones. Para la conexión entre las distintas variables termodinámicas que aparecen (ρ , p , h y T) se asumirá la condición de equilibrio termodinámico para flujo incompresible.

$$p = \rho RT; \quad h = c_v T \quad (1.10)$$

Dónde R es la constante del gas y c_v es el calor específico a volumen constante.

1.3. Hipótesis del fluido

En este estudio se asumirán las siguientes hipótesis que permitirán abordar el problema que se quiere analizar,

- Flujo bidimensional, con la derivada en la dirección 'z' nula.
- Flujo incompresible:
- Flujo viscoso

- Flujo newtoniano, cuya viscosidad será constante ($\mu_{SL} = 1,8275 \cdot 10^{-5} \text{Kg}/\text{m} \cdot \text{s}$).
- Flujo isotérmico
- Fuerzas externas despreciables (máscas, radiación, electromagnéticas, ...)

Con todas estas asunciones, las ecuaciones 1.6, 1.7 y 1.9 quedan reducidas a:

$$\nabla(\rho \vec{v}) = 0 \quad (1.11)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\vec{v}) + \vec{v} \cdot \nabla(\vec{v}) = -\frac{\nabla P}{\rho} + \nu \nabla^2(\vec{v}) \quad (1.12)$$

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(e + \frac{1}{2} v^2 \right) = -\nabla \cdot (P \cdot \vec{v}) + \nabla \cdot (k \nabla T) + \Phi_v \quad (1.13)$$

Como se puede apreciar, el efecto de la incompresibilidad hace que la ecuación de conservación de la masa (ec. 1.6) pase a ser una restricción del problema dado que se elimina la evolución temporal de la densidad. Por lo tanto, el problema pasa a ser gobernado por la evolución de la velocidad en nuestro dominio. Además, se observa que la ecuación de la energía se desacopla de nuestro problema y podrá ser resuelta una vez se conozca el perfil de velocidades y presiones, a partir de las ecuaciones 1.11 y 1.12.

Por lo que a valores de Reynolds de interés atañe, nos centraremos en el rango de velocidades entre los 36-170Km/h, que asumiendo condiciones de nivel de mar y la longitud característica del modelo (ver sección 2.2.), obtenemos unos valores de Reynolds entre $8 \cdot 10^5$ y $3,8 \cdot 10^6$. De entre todos estos valores, tendremos un especial interés en el correspondiente a la velocidad máxima a la que se puede circular en nuestro estado, 120Km/h, dando un $\text{Re} = 2,6 \cdot 10^6$.

1.4. Capa limite

Dado que consideramos flujo viscoso, se deberá tener en cuenta la influencia del perfil de velocidades tangencial a la pared del sólido que aparece en la capa límite, ya que nos permitirá detectar cual es el punto de desprendimiento de la corriente originando un incremento en el "Drag pressure". Este instante ocurre cuando el gradiente adverso de presiones hace que la derivada tangencial de la velocidad se anule y revierta el sentido del fluido, yendo en dirección contraria a la del fluido (figura 1.5).

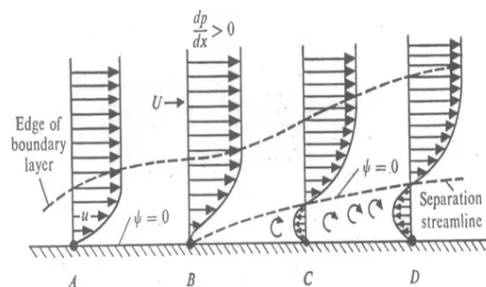


Figura 1.5: Punto de desprendimiento de la capa limite (Rajندان Borthakur, 2017) [5]

En la capa límite se produce la transición desde velocidad nula en la pared (condición de no deslizamiento) hasta llegar a la velocidad de la corriente libre (figura 1.6). El espesor de dicha capa se estimará mediante el análisis dimensional de la ecuación de conservación del momento, tal y como se expone en "*Fundamentals of Aerodynamics*" de John D. Anderson [4],

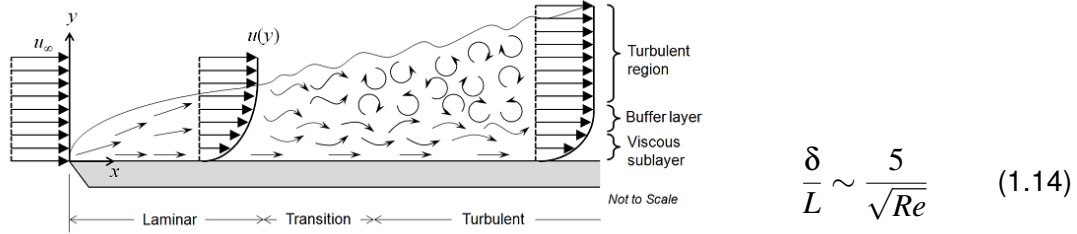


Figura 1.6: Evolución de la capa límite (Walter, Frei, 2017) [6]

Como el rango de Reynolds a simular es superior a $O(\sim 10^5)$, orden de referencia en que ocurre la transición según Frank M. White en su libro "*Viscous Fluid Flow*" [7], dispondremos de las tres regiones que se ilustran en la figura 1.6. De las tres regiones existentes, la turbulenta es la que presenta una mayor complejidad dado el movimiento aleatorio originado por pequeñas perturbaciones. Para su resolución, se usará el método RANS (*Reynolds-Averaged Navier Stokes*), dado su bajo coste computacional, donde se sumarán las soluciones correspondientes al promediado del flujo y al de las fluctuaciones ($f = \bar{f} + f'$), llegando al sistema de ecuaciones siguiente:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = 0 \quad (1.15)$$

$$\rho \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \overline{u'_i u'_j} \right) \quad (1.16)$$

Como se puede apreciar, dicho sistema no está cerrado ya que tenemos 4 ecuaciones y 10 incógnitas (\bar{p} , \bar{u}_i y los seis componentes cruzados del tensor de esfuerzos fluctuante). Para cerrar el problema será necesario usar un modelo de turbulencia, en este caso el *modelo K-ε*, que permita modelar los valores correspondientes a las fluctuaciones del tensor de esfuerzos turbulento ($\overline{u'_i u'_j}$).

1.4.1. Modelo de turbulencia K-ε

El modelo de turbulencia semi-empírico K-ε se basa en modelar de manera exacta la ecuación de la energía cinética, k, y ajustar matemáticamente los razonamientos e hipótesis físicas de la disipación energética del flujo turbulento, ε. Para ello, se usa la hipótesis de Boussinesq en la que relaciona el tensor de esfuerzos de Reynolds con los gradientes medios de la velocidad,

$$-\overline{u'_i u'_j} = \nu_T \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{i,j} \quad (1.17)$$

dónde $\delta_{i,j} = 1$ si $i=j$, y $\delta_{i,j} = 0$ si $i \neq j$. ν_T es la viscosidad cinemática de Eddy y ' k ' es la energía cinética del flujo turbulento, definida como,

$$k = \frac{1}{2} \overline{u_i' u_i'} \quad (1.18)$$

y la ν_T es la viscosidad cinética de Eddy, que caracteriza la energía de disipación y transporte en las escalas pequeñas del flujo. Dicha viscosidad es la que se obtendrá a partir del modelo de turbulencia k- ϵ escogido.

1.4.1.1. Hipótesis a aplicar

A pesar de la existencia de la tres regiones de la evolución de la capa límite (figura 1.6), se pueden despreciar los efectos de transición y considerar que la capa límite es turbulenta en la totalidad del perfil. Por el contrario, sería necesario usar modelos de turbulencia que permitiesen predecir la transición de laminar a turbulenta, cosa que k-epsilon no lo hace.

Dado que dicho modelo es aplicable para Reynolds elevados, no es valido para aproximar el comportamiento del flujo en las tres subcapas de la capa límite existentes cercanas a la pared (ver figura 1.6),

- Región viscosa
- Zona transición: en esta región el tensor de trubulencia empieza a dominar respecto al viscoso y conecta con la región en la que el flujo es completamente turbulento y el promedio de velocidad esta relacionado de forma logarítmica con la distancia a la pared.
- Región Log-Law

con lo que será necesario usar condiciones iniciales en las mismas que permitan modelar su comportamiento. Para ello, se usarán *wall functions* (funciones de pared) que permitan definir el comportamiento en la zona viscosa y de transición de la capa limite. Para ello, será necesario asegurarse que el primer elemento de la malla tenga un y^+ que se encuentre en un rango entre 30-300 (ver sección 2.3.1.), para así no distorsionar el perfil de la capa límite turbulenta. Con esto, se asegurará que el primer elemento se encuentra dentro de la región Log-law.

1.4.1.2. Implementación del modelo en OpenFoam

Para poder usar el modelo de turbulencia k- ϵ en OpenFoam, será necesario establecer las condiciones iniciales de ' k ' y ϵ , para ello será necesario introducir el concepto de intensidad de turbulencia , I , definido como,

$$I = \frac{\sqrt{\frac{1}{3} (u_i'^2 + v_i'^2 + w_i'^2)}}{U_{ref}} = \frac{\sqrt{\frac{3}{2}k}}{U_{ref}} \rightarrow k = \frac{2}{3} (U_{ref} I)^2 \quad (1.19)$$

La intensidad de turbulencia, I , es un valor adimensional que se puede obtener experimentalmente. En este caso, dado que no se dispone de valores previos, se usará la aproximación perteneciente a un 'pipe-flow',

$$I = 0,16Re^{-1/8} \quad (1.20)$$

$$\varepsilon = \frac{C_\mu^{0,75} k^{1,5}}{L} \quad (1.21)$$

Dónde L es la longitud de referencia y C_μ es la constante de proporcionalidad de la viscosidad dinámica de Eddy (μ_t), cuyo valor es 0.09.

$$\mu_t = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (1.22)$$

CAPÍTULO 2. GEOMETRÍA ESCOGIDA Y MALLADO

2.1. GMSH

La malla computacional se ha obtenido mediante el generador automático de mallas GMSH (se incluye el archivo usado en el Apéndice B). Se ha escogido este generador debido a la posibilidad de tener una interfaz gráfica dónde se puede observar en todo momento como evoluciona la geometría que se está diseñando.

Una vez obtenida la malla mediante GMSH será necesaria exportarla a OpenFoam mediante el comando 'gmshtofoam', dónde se generarán los archivos contenidos en constant/polyMesh que constan de 5 diccionarios: points, owner, neighbour, faces y boundary. En los 4 primeros archivos se especifica la distribución de las distintas celdas computacionales; mientras que en el último archivo se indica que celdas corresponden a cada región física del objeto de estudio, así como que tipo de condiciones de contorno se establecerá sobre cada una de ellas.

2.1.1. Código de GMSH

Como en todos los generadores de mallas, primero será necesario establecer los distintos puntos que serán conectados mediante líneas, arcos,... A continuación, una vez dibujada toda la geometría, es necesario generar las distintas superficies (bloques) que conformarán el dominio (figura 2.1b) indicando que aristas forman parte de cada superficie cerrada.

Con el fin de generar una malla estructurada se declara, mediante la función 'Transfinite Line', en cada arista en cuantas divisiones se dividirá (Longitud total / Δs) y la progresión geométrica con la que se quieren espaciar dichas divisiones; esto permitirá tener un control en la densidad de malla, aumentando en aquellas regiones de mayor interés, como es el caso de la capa límite, o disminuyendo a medida que nos alejamos del objeto de estudio.

Finalmente, será necesario indicar que superficies forman parte de cada región de contorno. Estas quedarán especificadas en el archivo 'boundary' generado al exportar la malla a OpenFoam. Los tipos de condiciones de contorno físicas que se usarán en este estudio serán:

- Patch: tipo genérico que no contiene información geométrica o topológica sobre la malla (p.ej. utilizado para una entrada o una salida).
- Wall: para las superficies que coinciden con una pared sólida, requerida para algunos modelos físicos (p.ej. funciones de pared en modelado de turbulencia, condiciones de no deslizamiento,...).
- Symmetry: para cualquier superficie (no plano) que use la condición de plano de simetría (deslizamiento).

- **Empty:** indica que esas superficies no se usarán para la computación, o lo que es lo mismo indica un análisis bidimensional.

2.2. Definición de la geometría

La geometría de nuestro objeto de estudio corresponde con una modificación del 'Ahmed Body'¹, con el fin de reproducir los resultados obtenidos en la Conferencia Internacional de Ciencias Físicas y Tecnológicas el año 2011 por los investigadores Xingjun HU, Rui ZHANG, Jian YE, Xu YAN y Zhiming ZHAO (ver figura 4.13) y el estudio realizado por Kevin M. Peddie y Luis F. Gonzalez sobre un Difusor de Coche de Competición de F3 (ver figura 4.14), así como los de Han y Cooper, dónde concluyeron que el ángulo óptimo, en términos del coeficiente de drag, es de 6° y de alrededor de 10° si se tenía en cuenta el downforce generado. Para ello, se observará cual es la evolución de los coeficientes de arrastre y downforce en función del ángulo del difusor y de la altura con respecto al suelo. Posteriormente, una vez definidos estos dos parámetros geométricos se variarán los valores de Reynolds para ver la influencia de la velocidad en el mismo. Los principales parámetros geométricos son los siguientes,

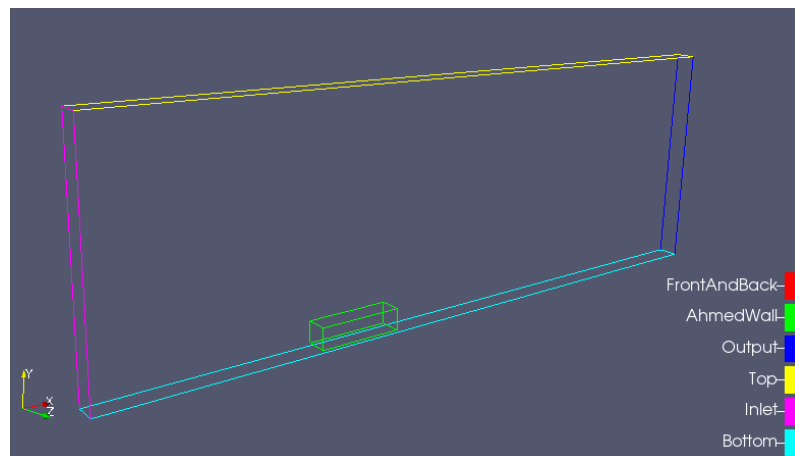
- Longitud total (Lon): 4.7 m
- Altura (H): 1.4 m
- Distancia entre el suelo y el difusor (gcl): 90, 120, 150 mm
- Longitud del difusor (x1): 0.8, 0.9, 1.0, 1.1, 1.2, 1.3 m
- Ángulo del difusor (alphad): 0°, 5°, 7.5°, 10°, 12.5°, 15°

Todos los casos a simular estarán compuestos por seis regiones de contorno,

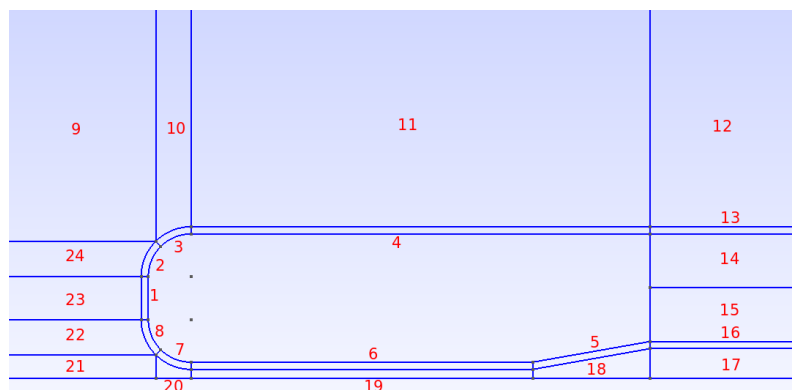
- **Inlet:** situada a una distancia 10H de la parte frontal del cuerpo, cuya definición será del tipo 'Patch'.
- **Outlet:** situada a una distancia 20H de la parte trasera del cuerpo, cuya definición será del tipo 'Patch'.
- **Top:** situada a una distancia 10H de la parte superior del cuerpo, cuya definición será del tipo 'Wall' dado que se impondrán condiciones 'Slip' al corresponder con una región de atmósfera libre.
- **Bottom:** cuya distancia respecto al cuerpo viene definida por el valor de 'gcl'. La definición de esta región será del tipo 'Wall'.
- **AhmedWall:** corresponde con las paredes del cuerpo a estudiar. Dado que se imponen condiciones 'noSlip', deberá definirse como 'Wall'.

¹ Las principales medidas usadas son valores recogidos del reglamento de competición de turismos LMG-TE de la FIA en 2017

- **FrontAndBack**: la definición de esta región física dependerá de si se estamos analizando el caso bidimensional, dónde se establecerá como 'Empty', o tridimensional, dónde se establecerá como 'Symmetry'.



(a) Regiones físicas



(b) Bloques del dominio

Figura 2.1: Definición del dominio computacional

Como se puede apreciar, nuestro dominio está formado por un total de 24 bloques tridimensionales de profundidad unitaria.

Finalmente, una vez obtenido el ángulo para el cuál se optimizan los coeficientes de arrastre y downforce, se variarán los parámetros 'gcl' y 'x1' para observar sus efectos.

2.3. Configuración de la malla

La división del dominio en 24 bloques (figura 2.1) permite definir regiones con una mayor densidad de celdas que otras y, por lo tanto, aumentar el número de celdas en aquellas regiones de interés, como la capa límite (bloques del 1-8), y disminuir la densidad de malla a medida que nos alejamos de estas, mediante una progresión geométrica. Esto permitirá reducir notoriamente el número de cálculos a realizar por el procesador respecto a una malla totalmente uniforme y muy densa en todo su dominio.

Otro aspecto a tener en cuenta es el uso de una malla estructurada, que requiere normalmente menos tiempo de convergencia y los algoritmos son más eficientes.

2.3.1. Selección del y^+ para el mallado de la capa límite

El criterio usado para la generación de la malla en la región de la capa límite ha sido el de establecer la distancia desde la superficie del cuerpo hasta la región de la capa límite donde se considerará como validas las *wall function* (funciones de pared) establecidas en las condiciones de contorno o, lo que es lo mismo, establecer el parámetro y^+ . Para una correcta predicción se recomienda que,

- Altos números de Reynolds con modelos RANS o LES: $30 < y^+ < 300$
- Bajos números de Reynolds: $y^+ < 1$

En nuestro caso, estableceremos un $y^+ \simeq 100$. El Δy irá variando según el valor de Reynolds de la simulación (a mayor valor de Reynolds menor será el espesor de capa límite y menor deberá ser el diferencial espacial requerido), ver figura 2.2.

$$\Delta y = \frac{v \cdot y^+}{U_*} \quad (2.1)$$

$$U_* = |U_\infty| \sqrt{\frac{C_f}{2}} \quad (2.2)$$

$$\frac{C_f}{2} = 0,0359 \cdot Re^{-0,2} \quad (2.3)$$

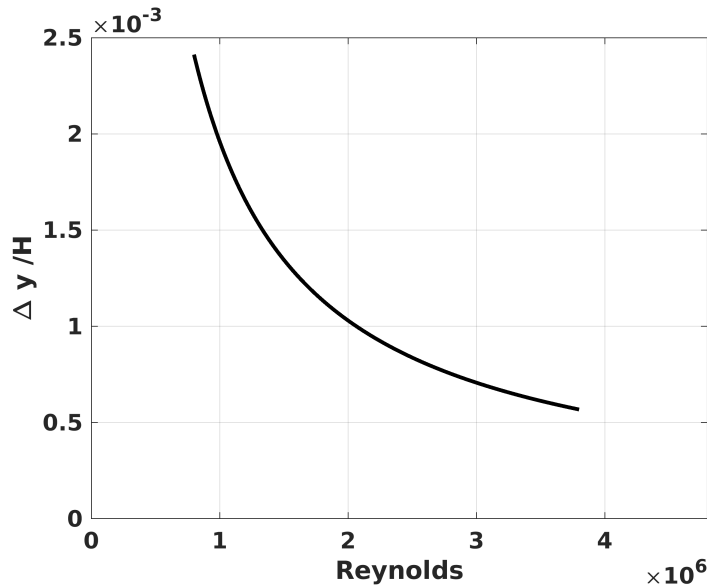


Figura 2.2: Diferencial espacial requerido en el capa límite para tener un $y^+ \simeq 100$

Las ecuaciones 2.2-2.3 y su representación en la figura 2.2 son aproximaciones basadas en la hipótesis de placa plana, por lo tanto, será necesario verificar que el y^+ en las distintas superficies solidas se encuentre dentro del rango deseado.

Como se puede apreciar en la ecuación 2.3, la velocidad de fricción variará en función de la velocidad del fluido alrededor del cuerpo, por ello, se obtendrá una distribución del parámetro y^+ a lo largo de la malla en función de la velocidad del fluido en movimiento.

2.4. Malla generada

En la generación de la malla se ha parametrizado el ΔS de modo que se reajuste el Δy en función del y^+ seleccionado para los distintos Reynolds (ver figuras 2.3 - 2.5).

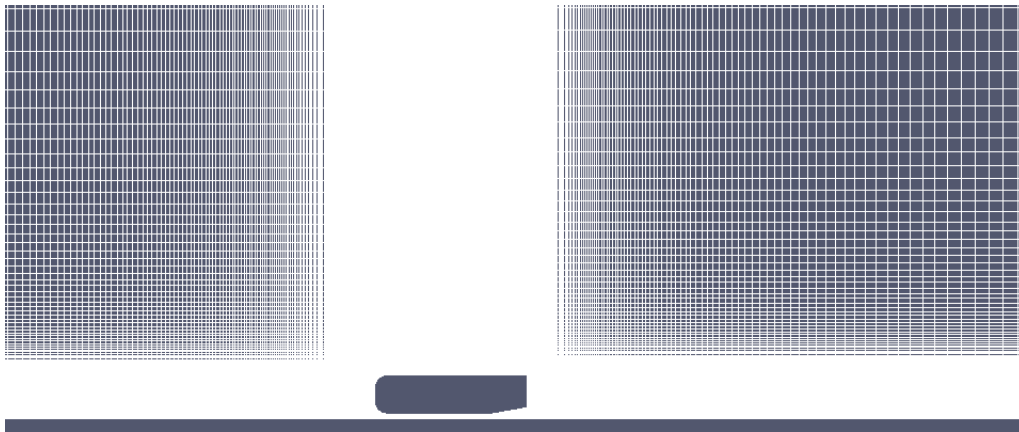


Figura 2.3: Vista de la malla completa con ángulo de 10° , $gcl = 150\text{mm}$, $x_1 = 1.1\text{m}$ y $\text{Re } 8e+05$

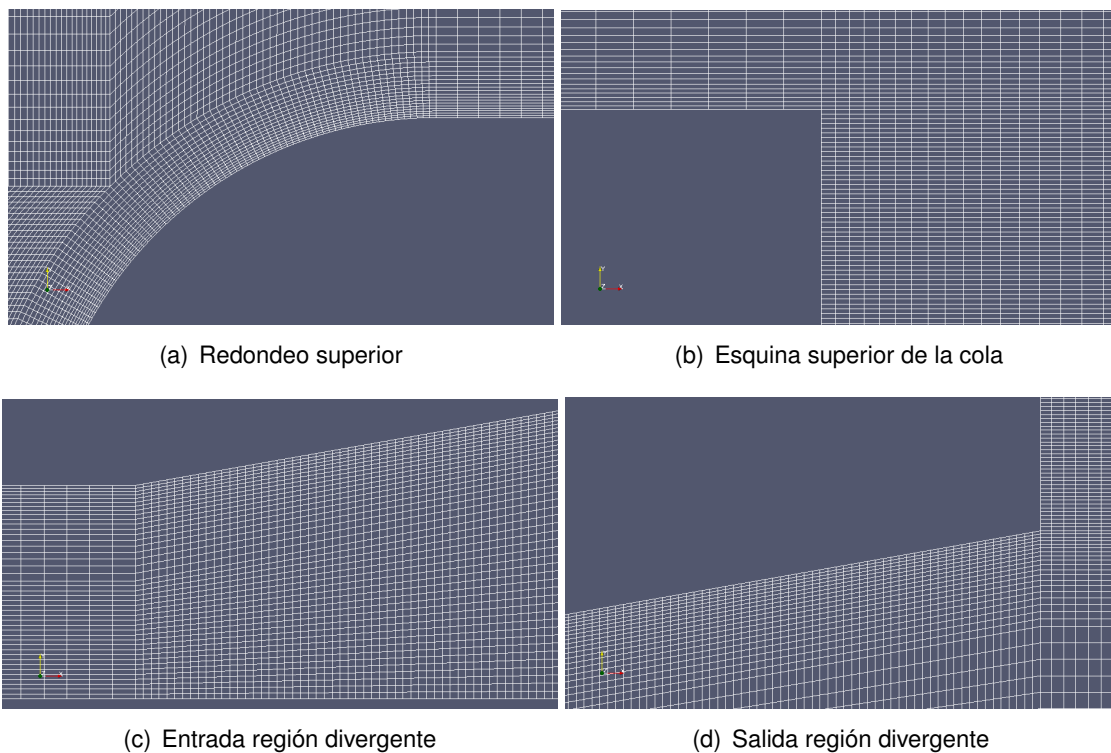


Figura 2.4: Detalle de la malla del vehículo con ángulo de 10° , $gcl = 150\text{mm}$, $x_1 = 1.1\text{m}$ y $\text{Re } 8e+05$

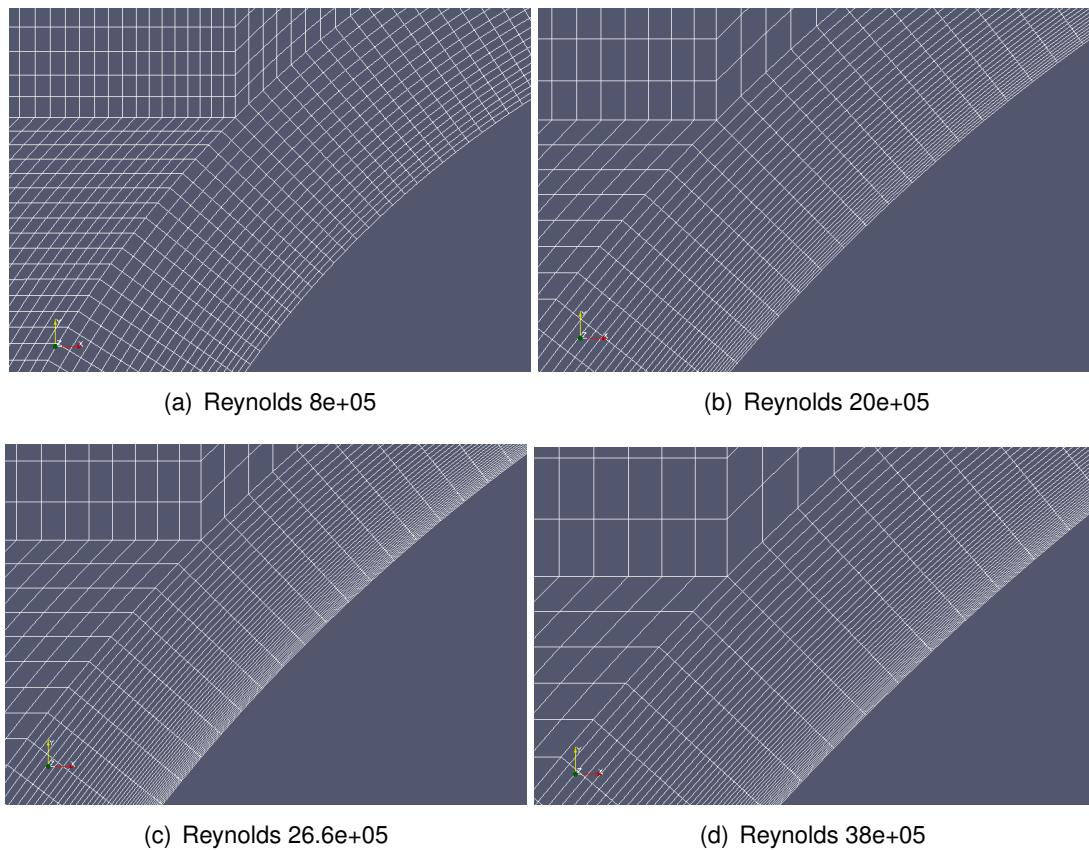


Figura 2.5: Reajuste de la malla en función del Reynolds

2.5. Calidad de la malla

Una buena calidad en la malla asegura una convergencia en la solución del problema, además de obtener unos valores más parecidos a la realidad, por ello es necesario establecer cuales son los principales parámetros que miden la calidad de nuestra malla,

- **No-ortogonalidad:** es el ángulo formado entre el vector que une los centros de dos celdas adyacentes y el vector normal de la cara coincidente. Los valores que se deberían obtener serían inferiores a 50° , en caso negativo podría afectar a la estabilidad y la precisión.
- **Oblicuidad:** es la distancia proyectada más próxima que une el vector que une los centros de dos celdas adyacentes y el centro de las caras coincidentes. Los valores deseados estarían comprendidos entre 0-1, en caso que no fuese así causarían inestabilidad en la resolución.
- **Aspect Ratio:** es una medida de lo cuadrada que es una celda, el valor deseado es 1, todo valor que se aleje del óptimo dificultan la resolución de la matriz y de calcular la presión.

Usando la herramienta *checkMesh* de OpenFoam se obtiene que,


```
Checking geometry...
Overall domain bounding box (0 0 0) (33.9167 11.125 1)
Mesh has 2 geometric (non-empty/wedge) directions (1 1 0)
Mesh has 2 solution (non-empty) directions (1 1 0)
All edges aligned with or perpendicular to non-empty directions.
Boundary openness (8.3935e-18 3.67216e-16 6.65181e-20) OK.
Max cell openness = 2.3703e-16 OK.
Max aspect ratio = 340.127 OK.
Minimum face area = 8.21366e-06. Maximum face area = 0.609747. Face area magnitudes OK.
Min volume = 8.21366e-06. Max volume = 0.36561. Total volume = 373.528. Cell volumes OK.
Mesh non-orthogonality Max: 44.5307 average: 8.32605
Non-orthogonality check OK.
Face pyramids OK.
Max skewness = 0.69934 OK.
Coupled point location match (average 0) OK.

Mesh OK.
```

Figura 2.6: Calidad de la malla para el caso de 10 grados y Reynolds $8e+05$

La comprobación de la calidad de la malla ha sido superada con éxito.

CAPÍTULO 3. INICIALIZACIÓN DEL PROBLEMA

3.1. Estructura de archivos

A continuación se detalla como deben ser estructurados los distintos archivos para realizar las simulaciones en OpenFoam,

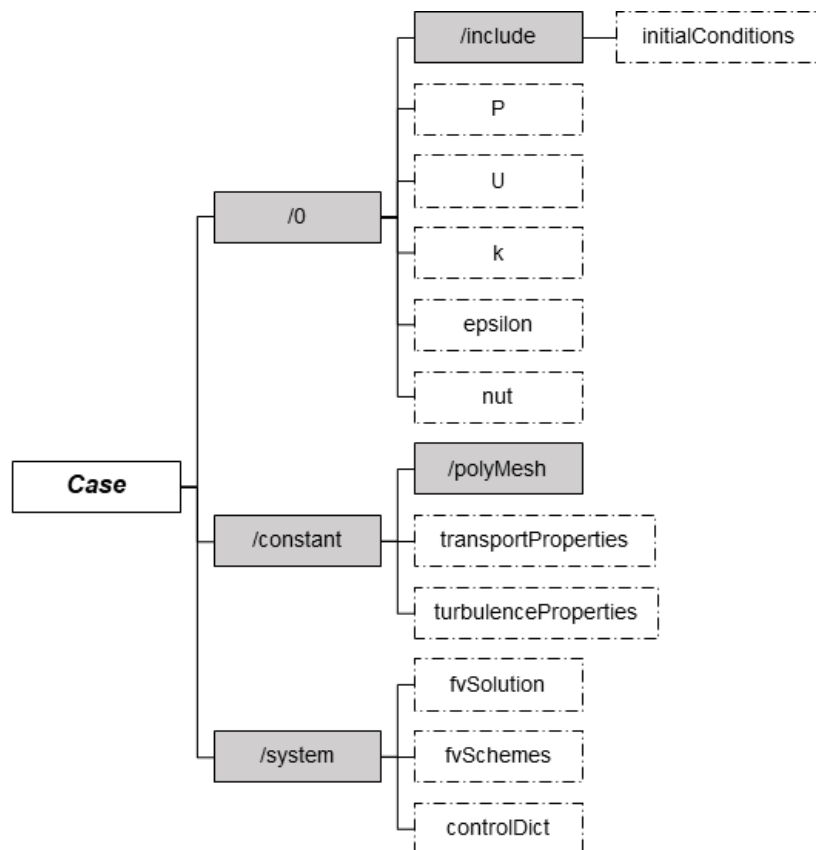


Figura 3.1: Estructura de los archivos de la simulación

En el directorio '/IO' se incluyen las condiciones iniciales del problema.

Dado que en nuestro caso usamos un generador de mallas externo, la geometría de estudio no se especifica en el archivo "*blockMesh*" que debería incluirse dentro de '/system'. Esta información se almacena dentro del directorio '/polyMesh' una vez realizada la conversión de gmsk a openFoam.

Finalmente, todos los parámetros de configuración de simulación se recogen en los archivos incluidos en '/system',

- *fvSchemes*: esquemas numéricos para la discretización temporal y espacial.
- *fvSolution*: se especifica el método de cálculo que se usará para las distintas matrices de presión y velocidades, así como también se impondrá la tolerancia de error admitida.

- *controlDict*: se indica que 'solver' se usará así como el diferencial de tiempo entre iteraciones, el intervalo entre escritura de datos y funciones de posprocesado.

Todos los archivos están recogidos en el Apéndice A.

3.2. Planteamiento del CFD

Las ecuaciones de Navier-Stokes (ecuaciones 1.11 - 1.13) presentan una no linealidad en los términos convectivos, por lo tanto, es necesario linealizarlas. A la hora de realizar esa transformación se ha usado el desarrollo teórico que el profesor Roque Corral expone en sus apuntes "*Numerical Analysis of the JST Scheme*" [8] de la materia "*Computational Fluid Dynamic*" impartida en la Universidad de Ingeniería Aeronáutica de Madrid.

$$\frac{\partial \vec{w}}{\partial t} + \vec{A} \cdot \frac{\partial \vec{w}}{\partial x} + \vec{B} \cdot \frac{\partial \vec{w}}{\partial y} = \vec{C} \cdot \frac{\partial^2 \vec{w}}{\partial x^2} + \vec{D} \cdot \frac{\partial^2 \vec{w}}{\partial y^2} \quad (3.1)$$

Dónde las matrices 'A' y 'B' corresponden con los tipos de onda que se propagarán en el problema conservando las variables \vec{w} (ρ, P, \vec{U}); en nuestro caso al ser un caso bidimensional tendremos 3 ondas acústicas (una que se desplazará aguas arriba y otras tres aguas abajo) y una de entropía.

Finalmente, las ecuaciones que tratará de resolver serán evoluciones en el tiempo de una solución espacial,

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} = \lambda(\bar{k}, \bar{l}) \bar{u} \quad (3.2)$$

3.2.1. Discretización espacial

Para el inicio de la simulación se ha optado usar esquemas de primer orden ('upwind schemes') que permitan una mayor convergencia sacrificando de este modo el error que se pueda cometer; esta decisión se ha tomado con el fin de evitar los posibles problemas de estabilidad que se puedan presentar durante la resolución del transitorio. Para el caso unidimensional, este tipo de esquemas usan la siguiente formulación,

$$u_i^{n+1} = u_i^n - \frac{a \Delta t}{\Delta x} (u_i^n - u_{i-1}^n) \quad (3.3)$$

Si se mira como se comportan las distintas ondas de la ecuación 3.1 se obtiene que,

$$\lambda(\bar{k}, \bar{l})_{\mathbb{R}} = -\frac{c_x}{\Delta x} \cdot (1 - \cos \bar{k}) - \frac{c_y}{\Delta y} \cdot (1 - \cos \bar{l}) - 2\mu \left(\frac{1 - \cos \bar{k}}{\Delta x^2} + \frac{1 - \cos \bar{l}}{\Delta y^2} \right) \quad (3.4)$$

$$\lambda(\bar{k}, \bar{l})_{\mathbb{I}} = -j \frac{c_x}{\Delta x} \sin \bar{k} - j \frac{c_y}{\Delta y} \sin \bar{l} \quad (3.5)$$

Dónde la parte real corresponde con el amortiguamiento que sufren las ondas y la parte imaginaria controla la estabilidad de las mismas. Como se puede apreciar, dado que se ha

usado esquemas de primer orden para la derivada de primer orden, el amortiguamiento estará controlado por los efectos viscosos.

3.2.2. Discretización temporal

Con el fin de simplificar el problema se ha usado un esquema temporal explícito dada su fácil implementación sacrificando de este modo la velocidad de resolución, ya que el paso de tiempo más grande que se puede admitir se verá limitado.

El esquema implícito de Euler se define como,

$$\frac{u^{n+1} - u^n}{\Delta t} = \lambda u^n \quad (3.6)$$

Dónde el límite de estabilidad estará marcado por el factor de amplificación,

$$G = \frac{|u^{n+1}|}{|u^n|} = |1 + \lambda \Delta t| < 1 \quad (3.7)$$

3.2.3. Estabilidad del problema y CFL

Para garantizar una resolución del problema es necesario que la solución no diverga y, para ello, es necesario que los esquemas espaciales se encuentren dentro del límite de estabilidad que marca el esquema temporal escogido (CFL). Al usar un Euler explícito,

$$CFL = \max(\lambda \Delta t) = \frac{c_x \Delta t}{\Delta x} + \frac{c_y \Delta t}{\Delta y} < 1 \quad (3.8)$$

Como se puede apreciar, la dirección con un paso espacial menor será la gobernante. En el problema planteado, tenemos que $\Delta y \ll \Delta x$, dado que en la capa límite la velocidad crece según la dirección perpendicular a la pared y se ha querido detectar estas variaciones.

La velocidad es 1m/s al variar el Reynolds mediante la viscosidad, además de dejar un margen con el límite de estabilidad,

$$\Delta t_{max} = \frac{0,5 \cdot \Delta y}{c_y} = 0,5 \cdot \Delta y \quad (3.9)$$

3.3. Condiciones iniciales y de contorno

Las condiciones iniciales son necesarias para establecer el estado de las variables fluidas en el instante $t = 0$, o en el primer paso de la integración temporal. Como es de suponer, como más aproximadas a la realidad sean las condiciones iniciales impuestas, menor tiempo tardará en llegar a converger la solución; en cambio, si se establecen unas condiciones totalmente erróneas, puede suceder que no se pueda encontrar solución alguna al problema. Para nuestro caso impondremos que,

	U	P	k	ϵ	ν_t
Inlet	(1 0 0) m/s	zeroGradient	k	ϵ	calculated - 0
Outlet	inletOutlet - (0 0 0) m/s	$0 \text{ m}^2/\text{s}^2$	inletOutlet - k	inletOutlet - ϵ	zeroGradient
Top	slip	slip	slip	slip	slip
Bottom	(1 0 0) m/s	zeroGradient	kqRWallFunction	epsilonWallFunction	nutkWallFunction
AhmedWall	noSlip	zeroGradient	kqRWallFunction	epsilonWallFunction	nutkWallFunction
FrontAndBack	empty	empty	empty	empty	empty

Tabla 3.1: Condiciones de contorno

Los valores de 'k', ' ϵ ' son los obtenidos mediante la formulación establecida en la sección [1.4.1.2..](#)

CAPÍTULO 4. SIMULACIÓN

4.1. Posprocesado

Tan importante es obtener buenos resultados, como llevar a cabo un buen postprocesado en el que se consigan buenas conclusiones con el objetivo de poder estudiar del proceso real de la forma más aproximada. En este caso, dado que OpenFoam no dispone una interfaz gráfica se ha recurrido a programas externos para llevar a cabo dicha fase, ParaView y el desarrollo de scrips que permitiesen representar gráficamente los distintos parámetros en Matlab.

OpenFoam ofrece la posibilidad de configurar la simulación de modo que los distintos datos que se le requieran sean computados durante o después de la simulación. Esto elimina la necesidad de almacenar todos los datos generados en tiempo de ejecución, lo que ahorra considerables recursos. Para ello se deberán añadir los distintos 'Function Objects' necesarios al archivo *controlDict*. Para este proyecto se ha decidido obtener lo siguiente,

- residuals
- CourantNo
- yPlus
- forceCoeffs
- turbulenceIntensity
- wallShearStress

4.1.1. Comprobación de la convergencia y estabilidad

Para establecer el régimen estacionario es necesario que se haya superado los transitorios. En nuestro caso, estableceremos que esto sucederá cuando las residuales hayan convergido a un valor más o menos constante, del orden $O(\sim 10^{-5})$ para la velocidad y unos errores en la presión de $O(\sim 10^{-2})$.

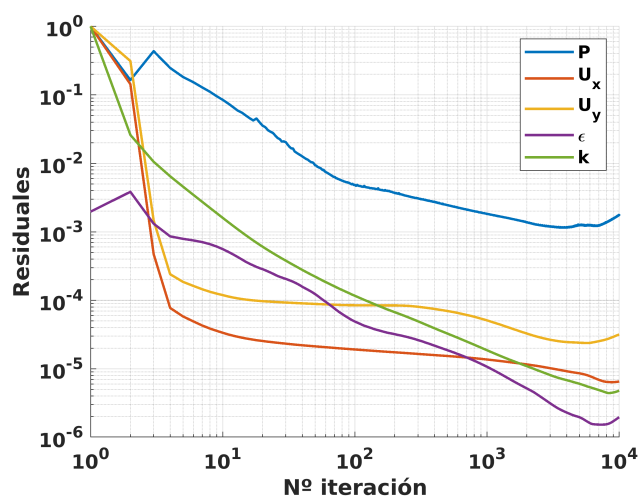


Figura 4.1: Residuales - Re = 8e+05

El parámetro que nos permitirá establecer si se ha alcanzado una solución estable es el valor del CFL máximo que se adopta a lo largo del cuerpo,

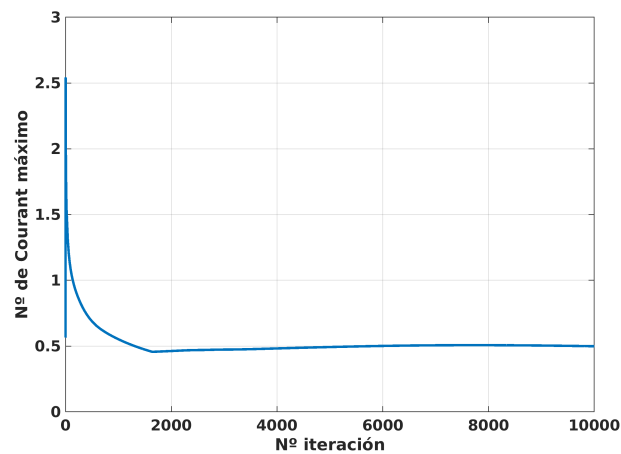


Figura 4.2: Numero de Courant

Se observa una cierta relación entre el CFL y las residuales, dado que cuando el primero se estabiliza, los errores en las distintas variables disminuyen drásticamente, pudiéndose de esta manera establecer una condición de convergencia de la solución.

4.1.1.1. Influencia del Reynolds

Tal y como ya se adelantó en la sección 2.3.1., aumentar el Reynolds implica generar mallas con una densidad mayor cerca de la capa límite. Esto provoca que el diferencial temporal sea menor y, por lo tanto, el número de iteraciones a realizar sea mayor,

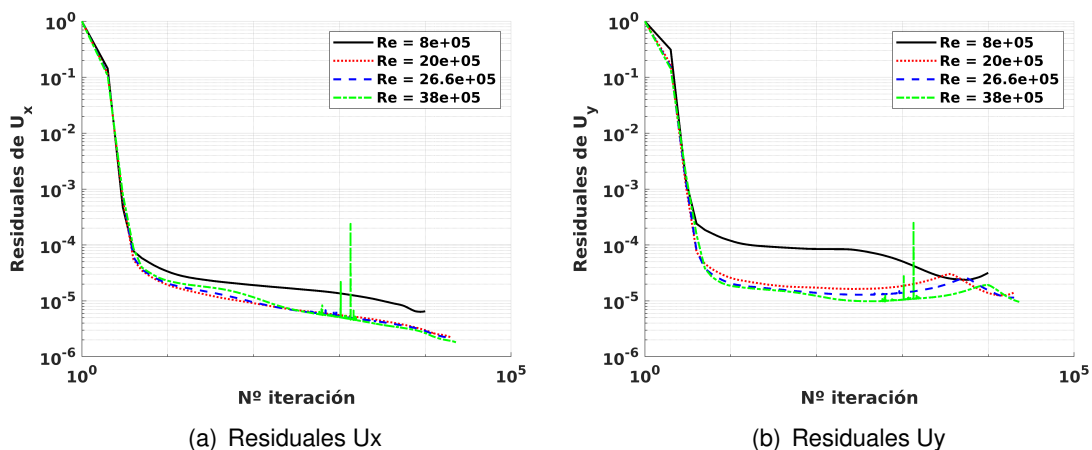


Figura 4.3: Residuales de la velocidad en función del Reynolds

Como se puede apreciar, a medida que el Reynolds aumenta, la convergencia se produce antes. Esto se puede entender si adimensionalizamos la ecuación de conservación de la cantidad de movimiento 1.12,

$$\frac{\partial}{\partial t'} (\vec{v}') + \vec{v}' \cdot \nabla' (\vec{v}') = -\nabla P' + \frac{1}{Re} \nabla^2 (\vec{v}') \quad (4.1)$$

Como se observa, al aumentar el Reynolds los efectos viscosos pierden importancia y, por lo tanto, se asemeja al caso no viscoso (ver figuras 4.22 y 4.23).

En cuanto al CFL, se nos muestra que la solución se estabiliza a medida que supera el transitorio, llegando a converger la solución,

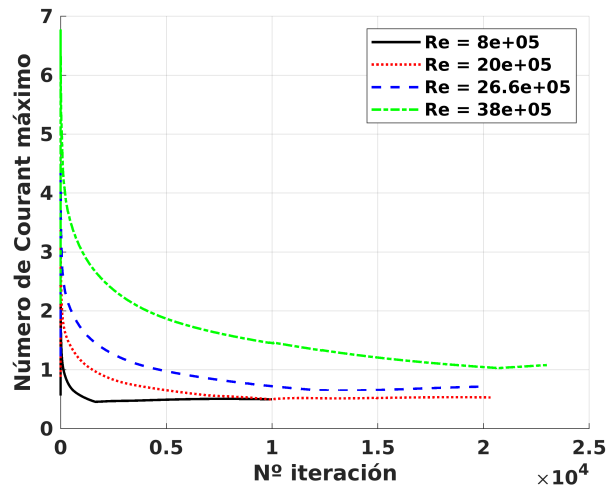


Figura 4.4: Numero de Courant en función del Reynolds

Otro aspecto que se constata es la disminución del número de iteraciones necesarias, a menores valores de Reynolds, para llegar al tiempo de simulación establecido en la configuración. Esto es debido fundamentalmente al uso de una malla más gruesa en bajos números de Reynolds. Además se puede observar como la solución es estable ya que el $CFL \leq 1$.

4.1.2. Comprobación del modelo turbulento

Tal y como se expuso en la sección 1.4.1., la *subcapa viscosa* y la región '*buffer*' de la capa límite se han aproximado mediante '*wallfunction*', lo que nos permite reducir el coste computacional al tener que calcular simplemente la región logarítmica. Tal y como se adelantó en la sección 2.3.1., el parámetro que permite controlar la aproximación correcta de la capa límite es el y^+ ,

Reynolds	y_{mean}^+	y^+ pared difusor en $x/H = 0.35$
8.0e+05	81.3792	78.5900
20.0e+05	182.6965	56.9360
26.6e+05	267.6379	52.1100
38.0e+05	427.2009	42.0080

Tabla 4.1: Parámetro y^+ de las simulaciones para los distintos Reynolds

Como se puede apreciar en la tabla 4.1, a medida que aumentamos el Reynolds el y^+ medio también crece, esto se debe a que en la cola del vehículo, región dónde se alcanzan los máximos valores (ver figura 4.5) no se ha redimensionado la malla. En cambio, si se comprueba el y^+ a lo largo de la pared del difusor (tabla 4.1 y figura 4.5), se puede apreciar que este valor cumple con rango recomendado para simulaciones RANS ($30 < y^+ < 300$), tal y como se expuso en la sección 2.3.1.

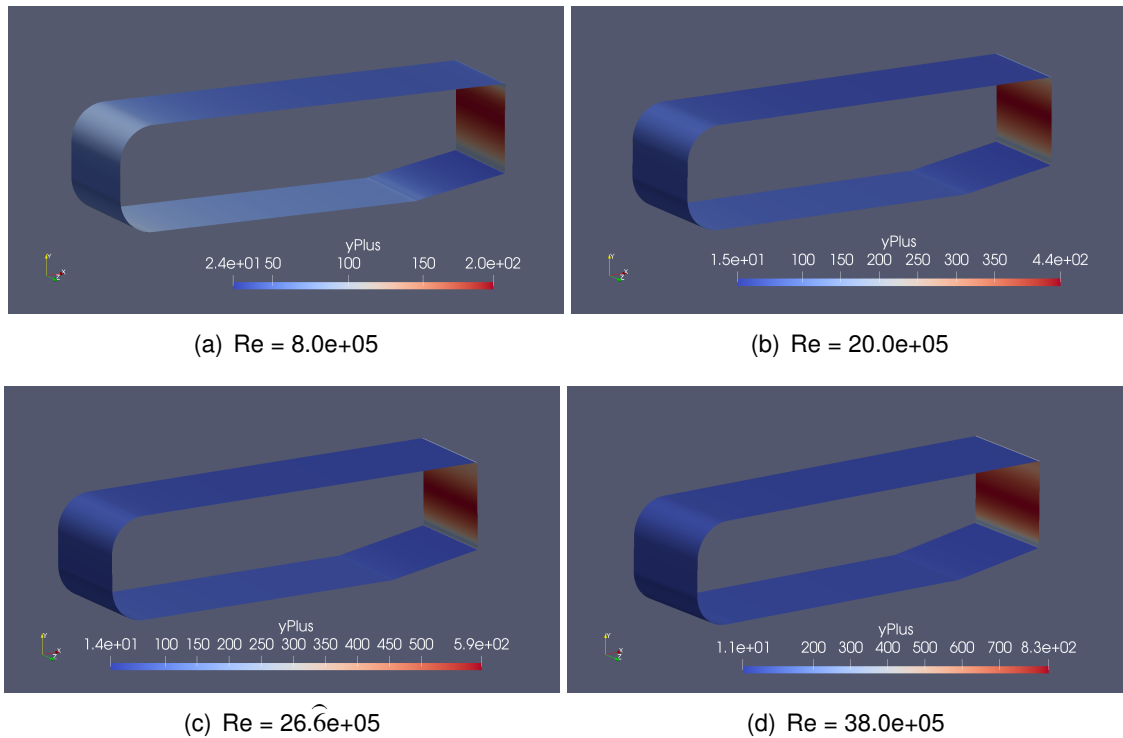


Figura 4.5: y^+ a lo largo del cuerpo

Como se puede apreciar, los picos se producen en los contornos redondeados y en el suelo del vehículo, lugares de aceleración del fluido. Además, se observa que en la cola del cuerpo es dónde se obtiene el máximo valor del parámetro y^+ , esto se debe a que el espaciado establecido ha sido mayor al requerido según la ecuación 2.2.

En cuanto a la región logarítmica se ha obtenido que,

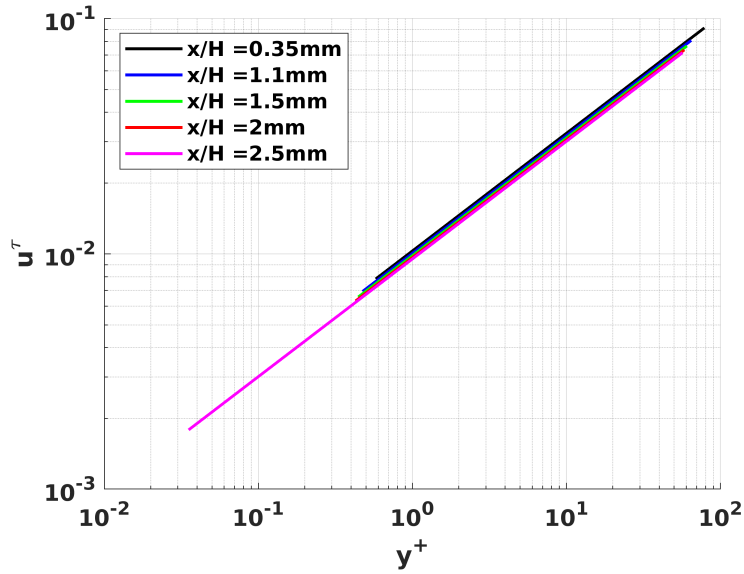


Figura 4.6: Ley de la capa límite turbulenta cerca de la pared para $x/H = 0.35$ ($\alpha = 10^0$, $gcl = 150\text{mm}$ y $x_1 = 1.1\text{m}$ - $Re = 8e+05$)

Por lo tanto, la relación entre la velocidad de fricción en la pared y el y^+ será,

$$u^\tau = m \cdot \log(y^+) + C \tag{4.2}$$

Dónde los coeficientes 'm' y 'C' de cada caso son,

Re	x/H	m	C
8e+05	0.35	0.5	-1.9869
8e+05	1.10	0.5	-1.9974
8e+05	1.50	0.5	-2.0069
8e+05	2.00	0.5	-2.0150
8e+05	2.50	0.5	-2.0211

Tabla 4.2: Coeficientes de la ley que gobierna la capa límite

Como se puede apreciar, el parámetro 'C' es el que controla el espesor de la capa límite. A medida que crece la capa límite a lo largo del difusor, dicho coeficiente también aumenta.

4.2. Resultados

A la hora de realizar las distintas simulaciones, primero se ha decidido optimizar la geometría en base a la eficiencia aerodinámica y al '*Pressure Recovery Coefficient*'. Para esta optimización se ha usado el menor valor de Reynolds ($Re = 8 \times 10^5$) del rango de interés establecido en la sección 1.3., dado que los requisitos de computación necesario son menores, tal y como se ha demostrado en la sección 4.1.1.1.. Una vez definida la geometría óptima, se procede a variar los valores de Reynolds para ver cuál es la influencia de la velocidad en el difusor.

En cuanto a los coeficientes aerodinámicos se han adimensionalizado las fuerzas en base a la altura unitaria del cuerpo, así como la velocidad 1m/s. Además, OpenFoam tiene en cuenta la relación ρ/p para calcular los coeficientes de presión.

4.2.1. Dependencia y optimización de la geometría

Dado que el problema dispone de 3 grados de libertad (altura respecto al suelo, ángulo y longitud del difusor), primeramente, se ha fijado la longitud del difusor en $x_1 = 1.1\text{m}$, para observar la influencia de los otros 2 g.d.l. Esta consideración se ha tenido en cuenta dado que, en un principio, la longitud x_1 solo debería influir en un aumento de los coeficientes de sustentación y resistencia.

A continuación, se muestra cual la distribución de presiones y velocidad a lo largo de la línea central del difusor,

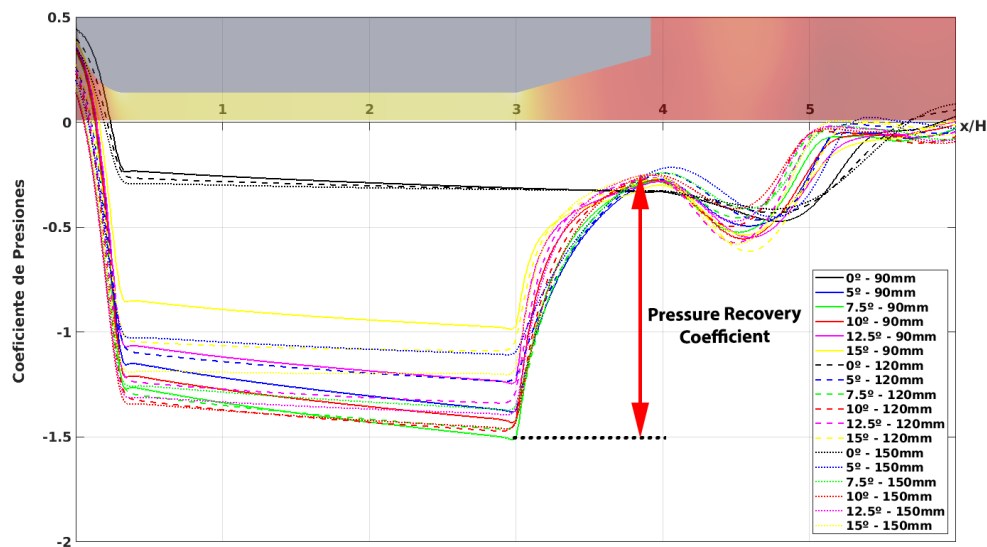


Figura 4.7: Coeficiente de presión estático para las distintas geometrías

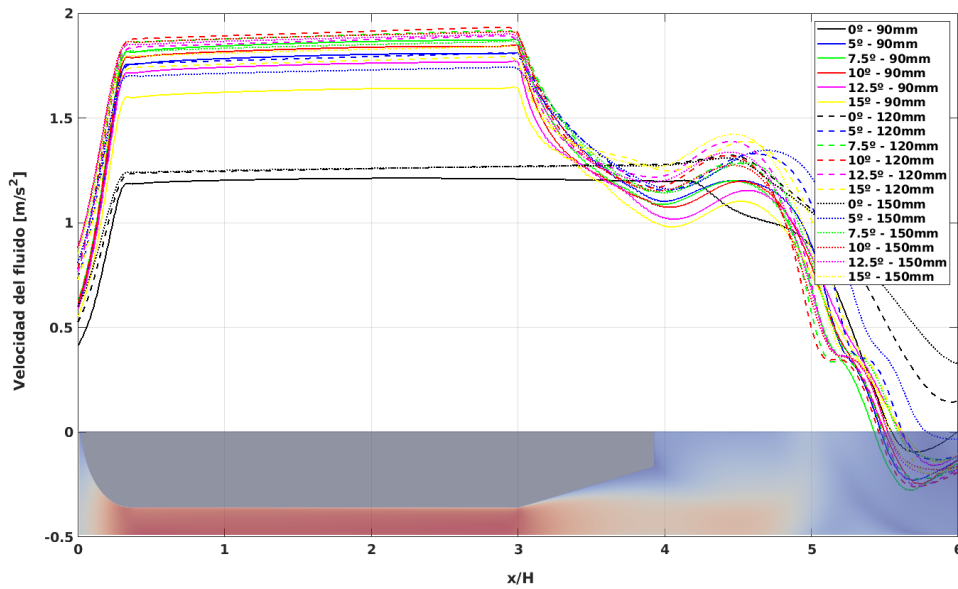


Figura 4.8: Velocidad del fluido para las distintas geometría

Como ya se sabía de antemano, el fondo plano del cuerpo acelera el fluido reduciendo a su vez la presión; esta aceleración se origina principalmente en la entrada del fondo plano. Como se observa, el difusor expande el fluido hasta lograr obtener las condiciones del entorno, reduciendo de este modo la estela turbulenta que se genera detrás del cuerpo (figura 4.9).

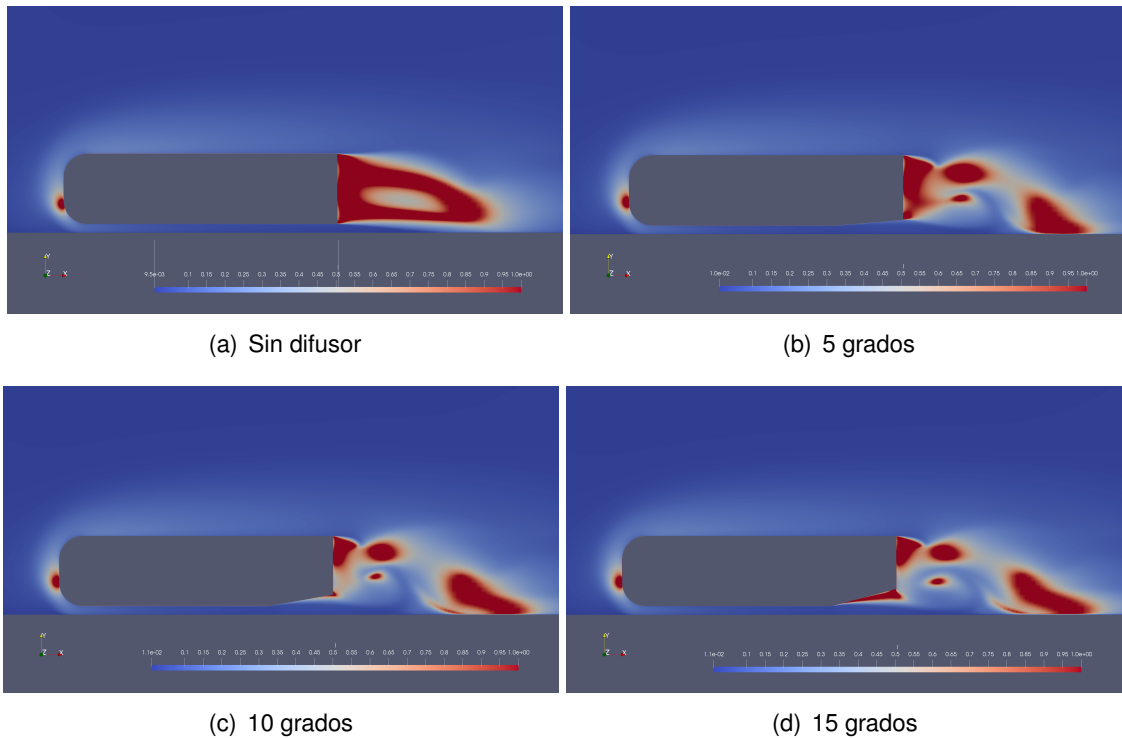


Figura 4.9: Estela - Intensidad de turbulencia (gcl = 150mm)

Del diagrama de velocidades, figura 4.10, y de la intensidad de turbulencia, figura 4.9, se muestra que es necesario una curvatura de la sección del difusor con el fin de controlar mejor el gradiente de presiones y evitar el desprendimiento de capa límite que ocurre para el caso de 10° ; este fenómeno produce que no se genere downforce en la zona en la cuál el flujo másico se ve reducido (zona de desprendimiento).

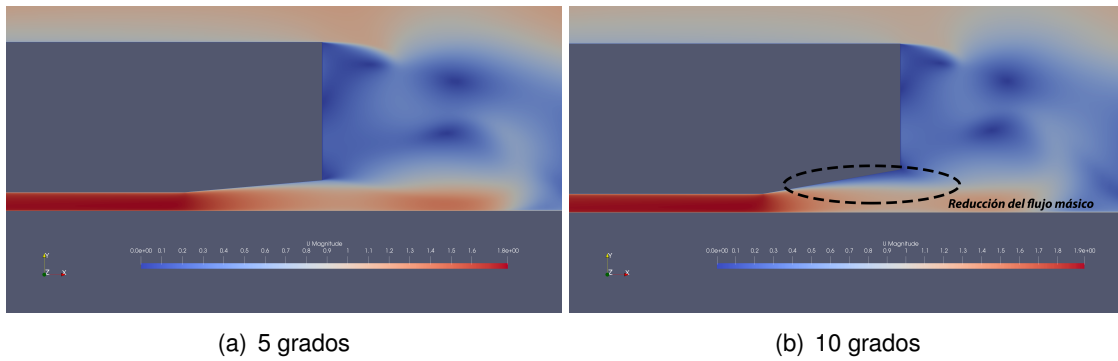


Figura 4.10: Contorno de velocidades para $gcl = 150mm$

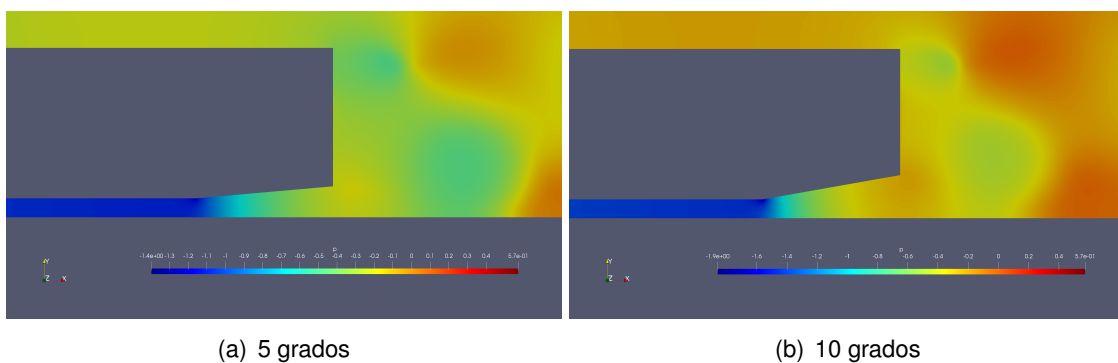


Figura 4.11: Contorno de presiones para $gcl = 150mm$

La comparativa desde el punto de vista de coeficientes aerodinámicos entre las distintas alturas respecto al suelo y ángulos se muestra en la figura 4.12. Como se puede observar, el coeficiente de resistencia varía ligeramente entorno a 0.01, sin embargo, se comprueba una tendencia a disponer de su mínimo valor para un ángulo entorno a 5-6 grados (figuras 4.12 a y 4.14 a), tal y como ya avanzaron Xingjun HU, RuiZHANG, Jian YE, Xu YAN y Zhiming ZHAO en la Conferencia Internacional de Ciencias Físicas y Tecnológicas el año 2011 (figura 4.13). Este suceso se puede entender al observar el contorno de presiones, figura 4.11, dónde el área del difusor crece de forma más suave, a consecuencia de ello el cambio de presiones en esta zona se produce de una forma más lenta y progresiva que para el resto de casos. Para el caso de 0 grados, gran parte de la resistencia se produce debido a que no existe esa expansión gradual del fluido (ver estela turbulenta figura 4.9 a); en este caso el fluido en vez de ser acelerado (figura 4.8) debido a un potencial de presiones, se produce debido al movimiento del suelo.

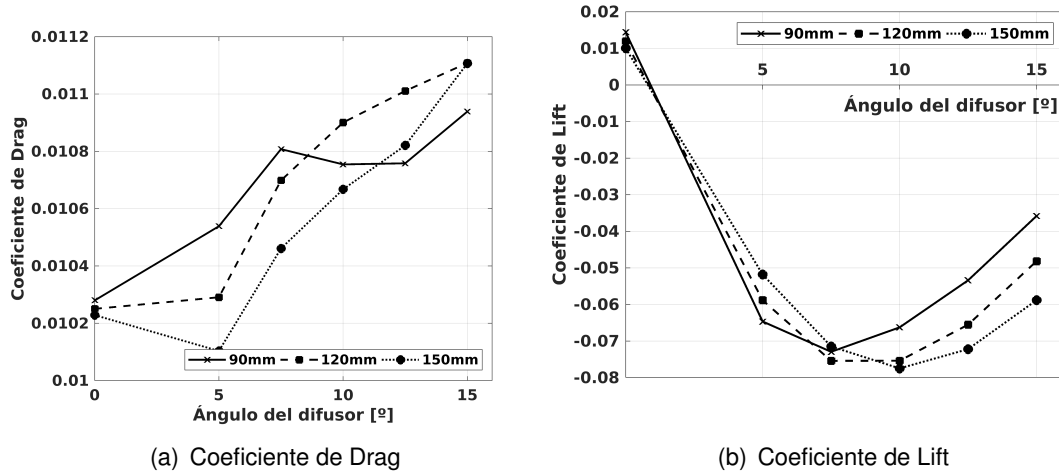


Figura 4.12: Coeficientes aerodinámicos para distintos ángulos y alturas ($A_{ref} \simeq 9,5, U_{ref} = 10m/s$)

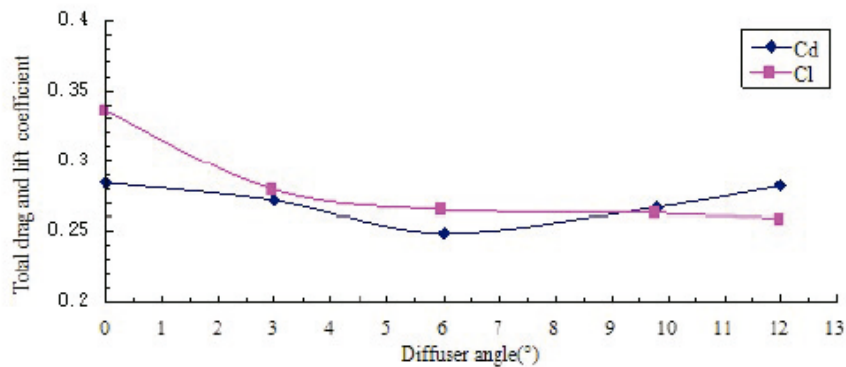


Figura 4.13: Coeficientes aerodinámicos para distintos ángulos (Xingjun HU, Rui ZHANG, Jian YE, Xu YAN y Zhiming ZHAO, 2011) [9]

En cambio, el coeficiente de sustentación (figura 4.12 b) no es uniforme para los distintos casos. Tal como Cooper [2] y Kevin M.Peddie y Luis F. Gonzalez demostraron (figura 4.14), el ángulo que maximiza el downforce se encuentra entorno a los 10 grados, con unos valores de -0.0775 y -0.07543 para 'gcl' igual a 120mm y 150mm respectivamente (figura 4.12 b). Sin embargo, para el caso de 90mm dicho máximo se produce entorno a los 6 grados con un valor de -0.0507; inicialmente, este suceso, podría considerarse como un fallo durante la simulación, sin embargo, si en lugar de contemplar los valores absolutos se comparan valores adimensionales, se observa que la relación gcl/h para los casos dónde se produce el máximo downforce se encuentra entorno al 0.77, con lo que podríamos afirmar que el downforce máximo dependerá de una relación geométrica entrada-salida.

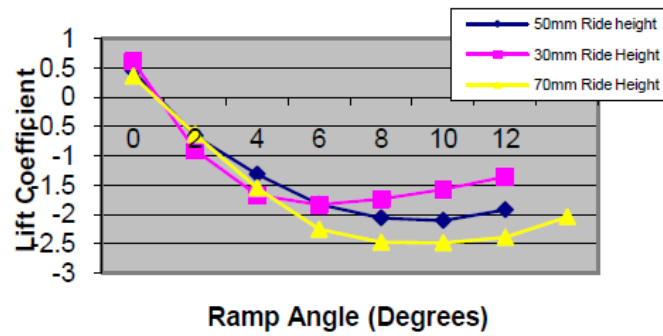


Figura 4.14: Coeficiente de Lift para distintos ángulos y alturas (Kevin, M. y Luis F. Gonzalez, 2009) [10]

En cuanto a la eficiencia aerodinámica del difusor (figura 4.15), dado que la resistencia sufre una variación insignificante con respecto al coeficiente de lift, seguirla la tendencia marcada por este último parámetro,

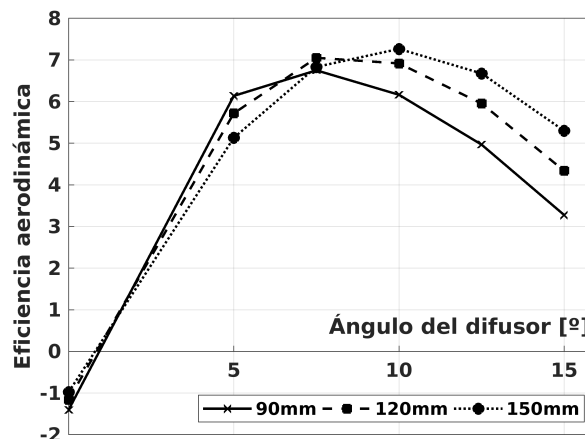


Figura 4.15: Eficiencia aerodinámica para distintos ángulos y alturas

Finalmente, el otro parámetro de interés de cara a optimizar el difusor es su rendimiento (figura 4.16). Tal y como se refleja en los resultados de eficiencia obtenidos, el rendimiento disminuye a medida que aumentamos el ángulo. Este fenómeno sucede debido a que en el caso ideal no se contabilizaban las pérdidas de presión y, por lo tanto, el downforce debería aumentar a medida que se incrementa la relación gcl/h ; en cambio, como se puede observar el 'Pressure Recovery Coefficient', se encuentra limitado de igual modo que sucedía con el coeficiente de sustentación.

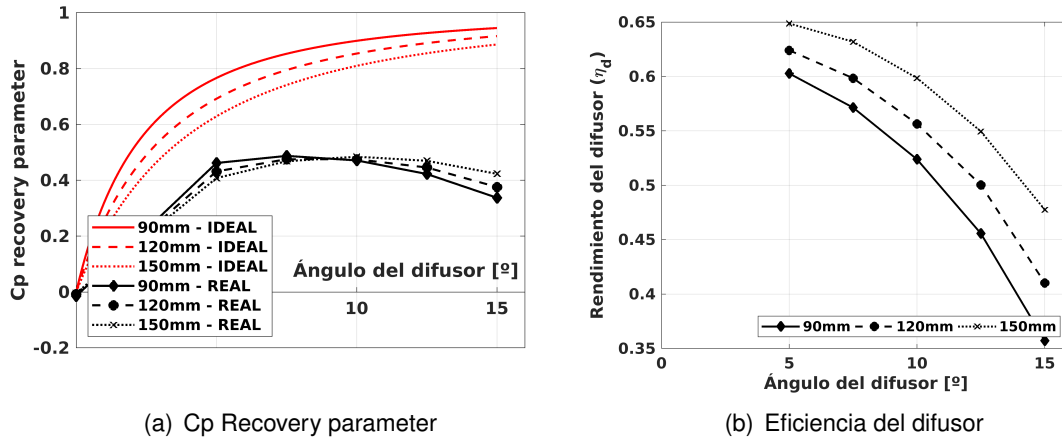


Figura 4.16: Prestaciones del difusor para distintos ángulos y alturas

En el 'Pressure Recovery Coefficient' se puede apreciar que a partir del ángulo óptimo de diseño (10°) dicho parámetro sufre una reducción de su valor para 'gcl' inferiores, tal y como sucedía en el coeficiente de sustentación del estudio realizado por Kevin M. Peddie y Luis F. Gonzalez (figura 4.14 b). Este hecho está directamente relacionado con el mecanismo fluido-mecánico 'Efecto Suelo' y la viscosidad del aire. En flujo no viscoso el 'Efecto Suelo' generaría mayor downforce a medida que la altura fuese menor, en cambio cuando se considera la viscosidad del flujo, la reducción del área transversal por el cual puede circular el fluido produce que los efectos viscosos se incrementen (figura 4.17).

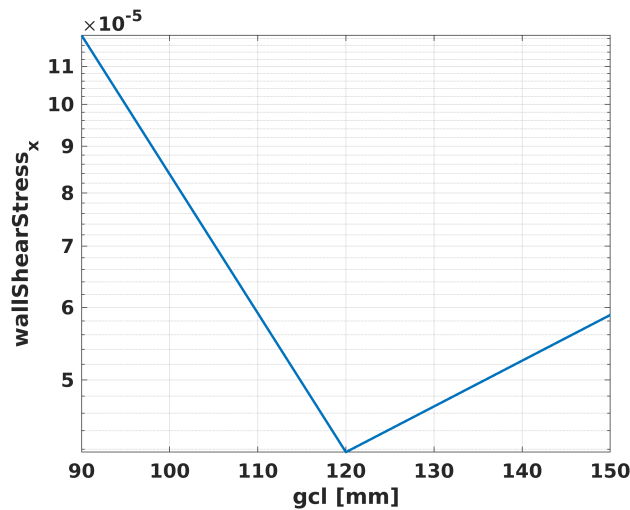


Figura 4.17: Componente 'x' esfuerzos viscosos - $\alpha = 10^\circ$

4.2.1.1. Influencia de la longitud del difusor

Aumentar la longitud del difusor implica que la expansión del fluido se produzca antes.

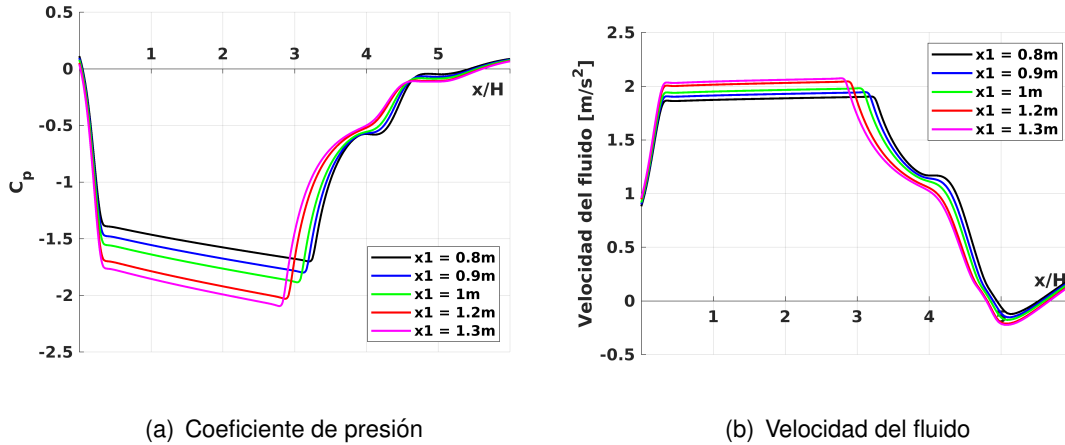


Figura 4.18: Parámetros fundamentales del fluido a lo largo del difusor optimizado ($gcl = 150\text{mm}$ y $\alpha = 10^\circ$)

Además, induce un aumento en el downforce que se genera mientras que la resistencia aumenta ligeramente debido a que existe una mayor superficie de contacto sobre la que el fluido viscoso desliza, ver figura 4.19.

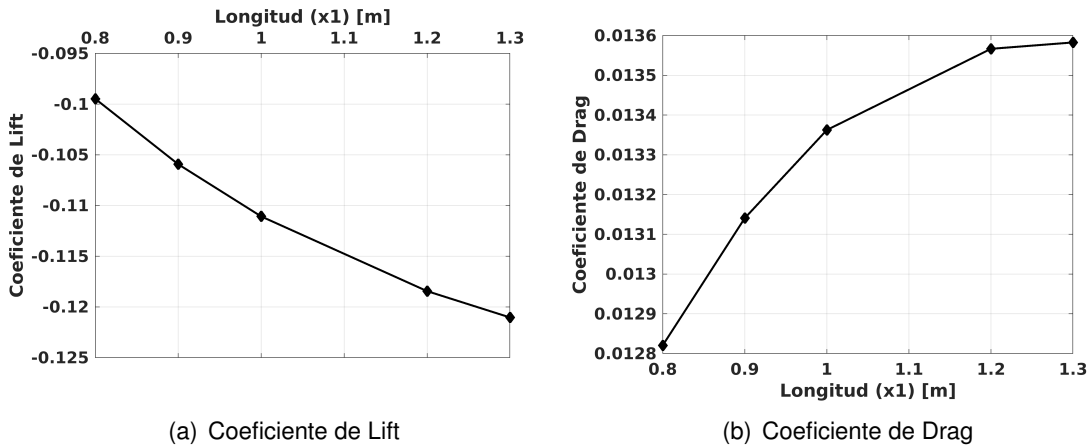


Figura 4.19: Coeficientes aerodinámicos para distintas longitudes del difusor - $gcl = 150\text{mm}$ y $\alpha = 10^\circ$ ($A_{ref} \simeq 9,5$, $U_{ref} = 25\text{m/s}$)

4.2.1.2. Efectos en la presión

Teniendo en cuenta la distribución de presiones a lo largo de la sección del difusor obtenemos que para los ángulos inferiores al óptimo (10°), el fluido no se ha expandido lo suficiente como para igualar las condiciones del entorno por lo que reduce el coeficiente de sustentación obtenido. Para el caso óptimo, 10 grados, la presión a la salida del vehículo se ha igualado con la atmosférica, caso adaptado; a pesar de no tener una disminución del valor de la presión en la zona inferior con respecto a los caso anteriores, la diferencia entre la parte superior e inferior del vehículo se ha visto aumentada debido a un aumento en la presión en la zona superior. Por último, encontramos el caso en que se ha sobreexpansionado el difusor, produciendo de este modo un gradiente adverso que provoca el desprendimiento de la capa límite (ver figura 4.9).

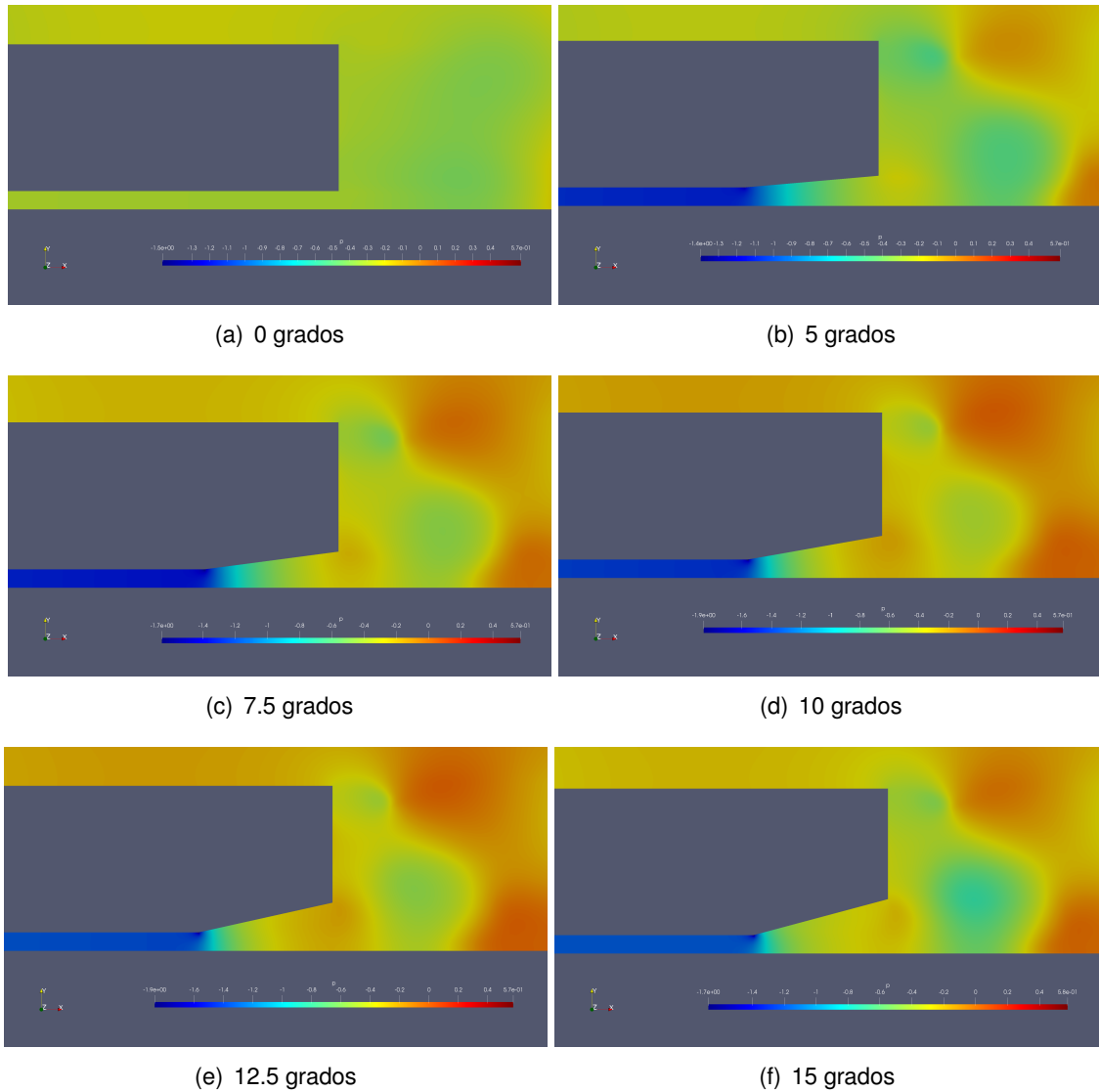


Figura 4.20: Contorno de presiones

4.2.2. Influencia de la velocidad

Como ya se indicó en la sección 1.3, el rango de velocidad que se estudiará estará comprendido entre los 36km/h y los 170km/h. Para ello, se ha variado la viscosidad dinámica (ν) del fluido para variar el Reynolds manteniendo la velocidad en 1m/s y simplificar el análisis,

Velocidad del caso real [km/h]	Reynolds a simular	ν [m^2/s]	k [m^2/s^2]	ϵ [m^2/s^3]	δ/H teórica
3.60e+01	8.0e+05	1.2500e-06	1.2839e-03	4.4365e-05	0.0056
8.95e+01	2.0e+06	5.0000e-07	1.0211e-03	3.1464e-05	0.0035
1.20e+02	2.6e+06	3.7500e-07	9.5025e-04	2.8246e-05	0.0031
1.70e+02	3.8e+06	2.6315e-07	8.6973e-04	2.4733e-05	0.0026

Tabla 4.3: Propiedades del fluido para las distintas simulaciones con la velocidad fijada a 1m/s

La comparativa desde el punto de vista de coeficientes aerodinámicos se muestra en la figura 4.21. Como se puede apreciar en la figura 4.21, el Reynolds en los coeficientes de fuerzas tiene un impacto notorio en sus valores,

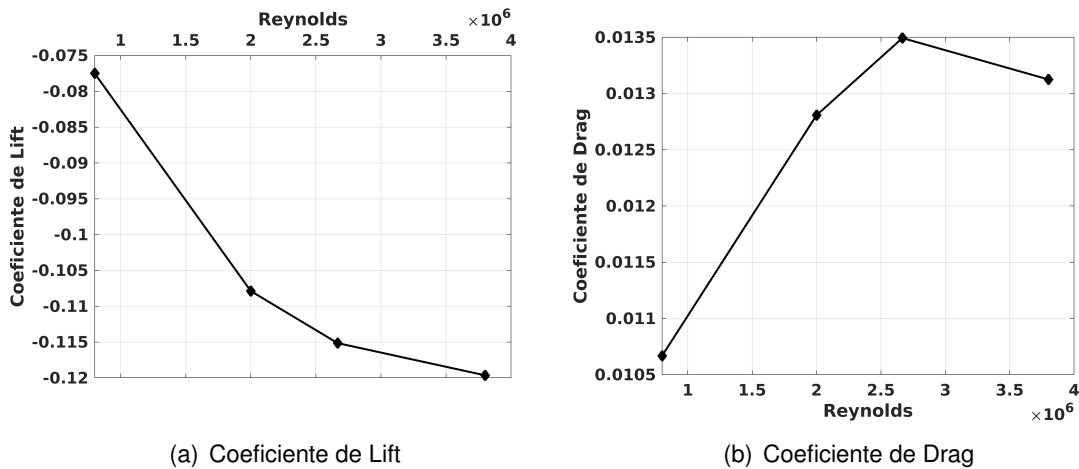


Figura 4.21: Coeficientes aerodinámicos en función del Reynolds - $\alpha = 10^\circ$, ' gcl ' = 150mm, $x_1 = 1.1\text{mm}$ ($A_{ref} \simeq 9,5$, $U_{ref} = 1\text{m/s}$)

En cuanto a los efectos más significativos en la generación de dichos coeficientes, en la figuras 4.22 y 4.23 se observa que los efectos de presión son los que gobiernan. Es necesario recordar que el desprendimiento de la capa límite es el responsable de la distribución de presiones. Además se observa, que los efectos viscosos disminuyen su efecto tal y como se adelantó en la sección 4.1.1.1..

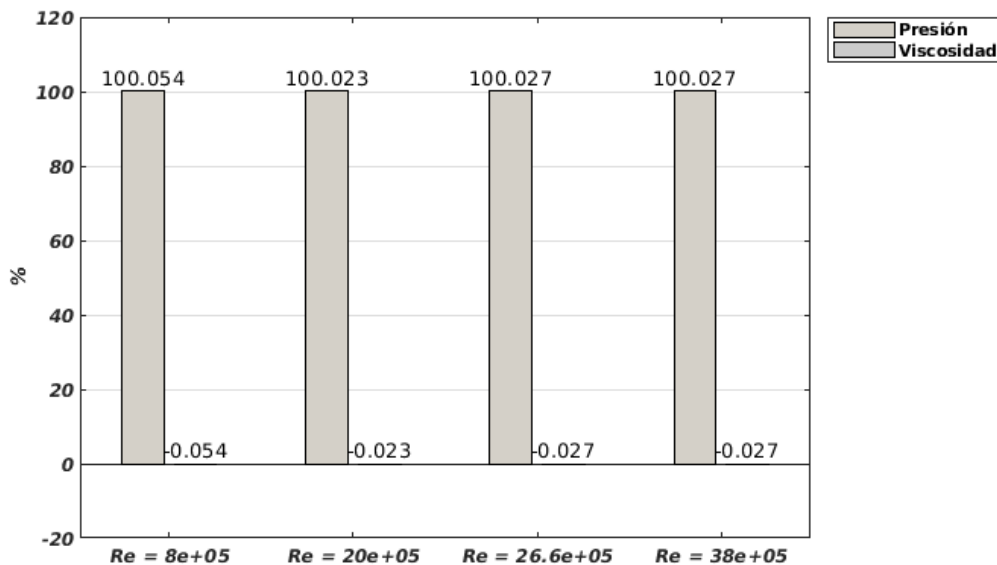


Figura 4.22: Distribución porcentual del CL entre efectos viscosos y de presión en función del Reynolds

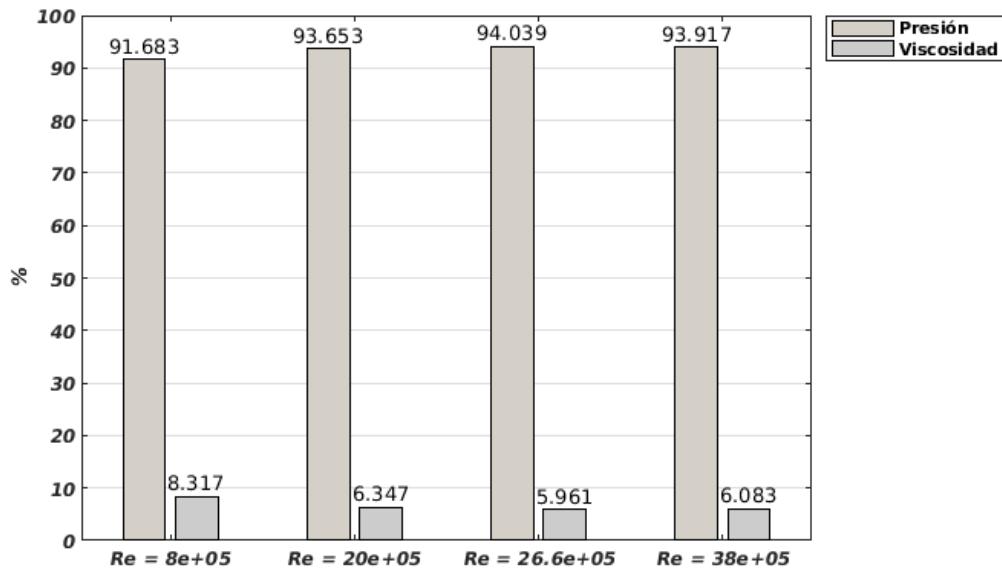


Figura 4.23: Distribución porcentual del CD entre efectos viscosos y de presión en función del Reynolds

Según la ecuación del rendimiento y del 'Cp Recovery coefficient' la velocidad no debería influir de manera alguna en sus valores, dado que depende exclusivamente de su geometría (figura 4.24).

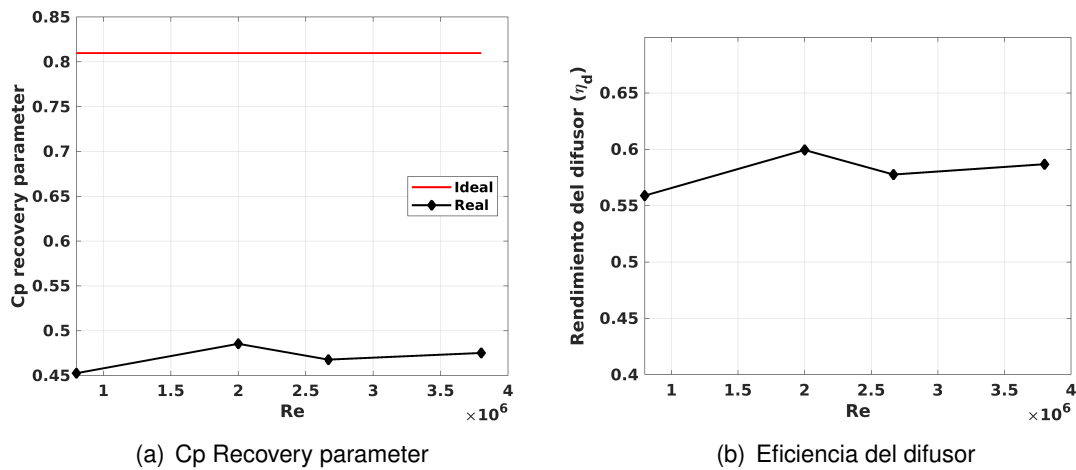


Figura 4.24: Prestaciones del difusor para distintos Reynolds - $\alpha = 10^0$, $'gcl' = 150\text{mm}$, $x_1 = 1.1\text{mm}$ ($A_{ref} \simeq 9,5$, $U_{ref} = 1\text{m/s}$)

4.2.2.1. Influencia en la capa límite

Con el fin de estudiar el espesor de la capa límite se ha observado a que distancia de la pared se alcanza un valor de $0.99U_\infty$ (figura 4.25).

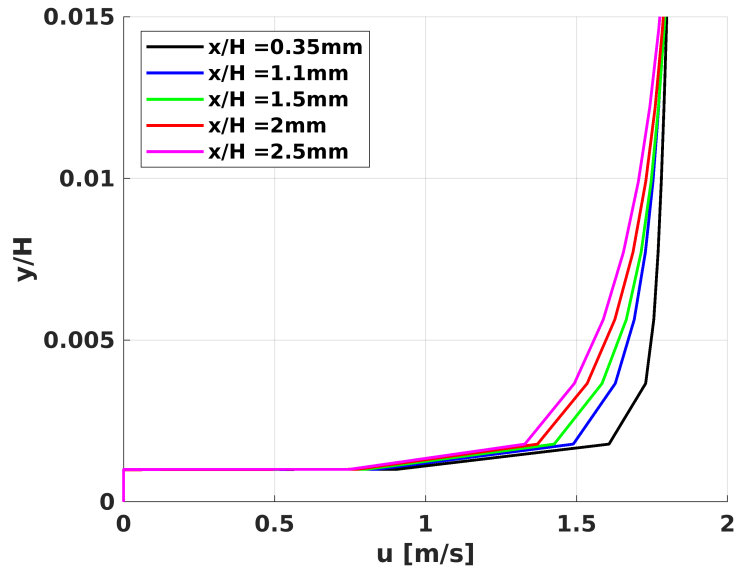


Figura 4.25: Evolución de la capa límite para $x/H=0.35$ ($\alpha = 10^\circ$, $gcl = 150\text{mm}$ y $x_1 = 1.1\text{m}$ - $Re = 8e+05$)

Por último, aumentar el número de Reynolds disminuye el espesor de capa límite (figura 4.26) según la aproximación de Blassius de placa plana en régimen turbulento (ecuación 1.14)

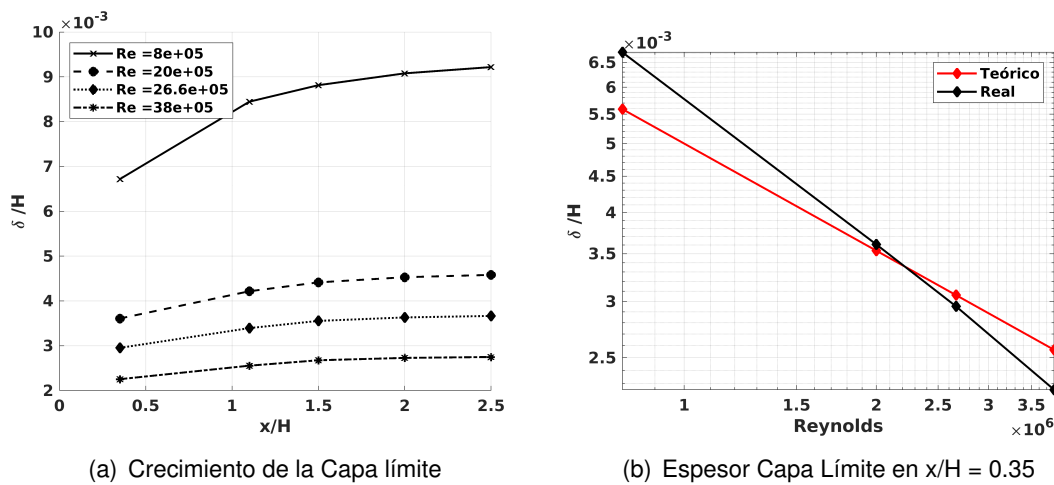


Figura 4.26: Dependencia de la Capa Límite con el Reynolds

Otro efecto que se observa en la figura anterior es el crecimiento de la capa límite a lo largo de la pared del difusor. Este fenómeno se produce ya que los efectos del flujo turbulento genera cambios en los gradientes de velocidad.

CAPÍTULO 5. INFLUENCIA DEL DIFUSOR OPTIMIZADO EN EL VEHÍCULO

Una vez estudiado y optimizado el difusor, es necesario relacionar los resultados antes logrados con algún elemento que permita observar como mejora el uso de estos en la conducción. Para ello se ha decidido observar dos aspectos importantes en la conducción, el confort a la hora de trazar las curvas y, lo más importante, la reducción del consumo.

5.1. Prestaciones de conducción en curva

Mejorar las prestaciones en curva puede significar un aumento en el confort de la conducción, dado que puede permitir reducir el número de veces que se deba desacelerar en ellas, al poder tomarlas a mayor velocidad.

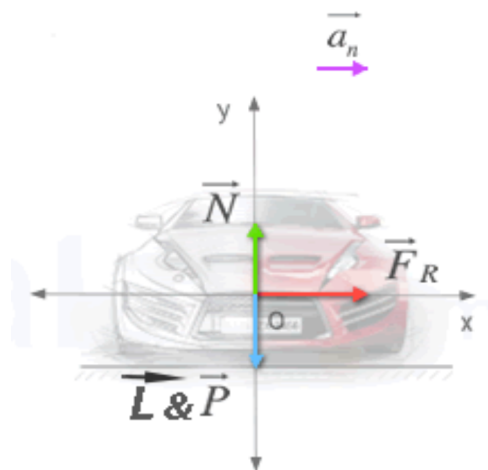


Figura 5.1: Esquema de fuerzas en curva

Del esquema de fuerzas se obtiene,

$$OX : F_r = m \cdot a_n = m \cdot \frac{v^2}{R} \quad (5.1)$$

$$OY : N - W - L = 0; \quad (5.2)$$

Teniendo en cuenta que la fuerza de fricción con el asfalto, F_r , es proporcional a la normal, se obtiene la siguiente relación entre la velocidad y el downforce que generado,

$$\mu_r \left(g + \frac{L}{m} \right) = \frac{v^2}{R} \quad (5.3)$$

De la expresión anterior se puede observar que para una masa, un coeficiente de fricción de lo neumáticos y un radio de curvatura dados, un incremento en el downforce puede conllevar a un aumento en la velocidad a la cuál podría circular por la curva el vehículo.

Comparando los casos sin difusor, el del ángulo optimizado para producir mayor downforce, $\alpha = 10^\circ$, $'gcl' = 150\text{mm}$ y $x_1 = 1.3\text{m}$, y el de minimización de la resistencia, $\alpha = 6^\circ$,

	Downforce [N]
Sin difusor	-5.8234
Difusor óptimo en downforce	388
Difusor óptimo en Drag	222.9887

Tabla 5.1: Comparativa de prestaciones para $v = 89.5\text{km/h}$

5.2. Reducción del consumo

El otro aspecto importante en la conducción, es la cuestión económica. Por lo tanto, lo que interesaría es que el motor deba usar la menor potencia necesaria para mover el vehículo, lo que conllevaría una reducción en el consumo.

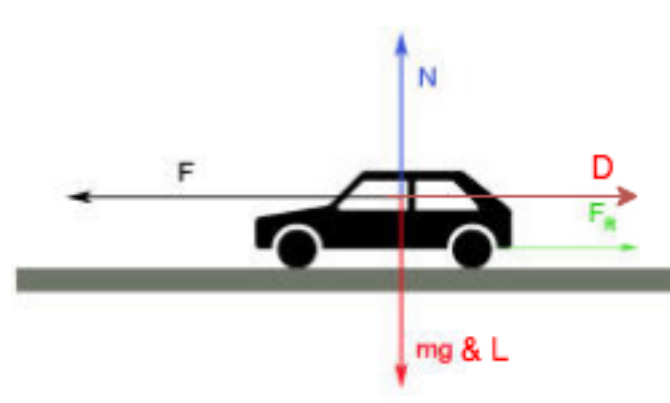


Figura 5.2: Esquema de fuerzas en recta

Del esquema de fuerzas se obtiene,

$$OX : F = m \cdot a + D + F_r \quad (5.4)$$

$$OY : N - W - L = 0; \quad (5.5)$$

Arreglando los términos de fricción, obtenemos la dependencia directa entre la fuerza que debe desempeñar el motor del vehículo y la resistencia aerodinámica,

$$F = m \cdot a + D + \mu_r(W + L) \quad (5.6)$$

Como se puede observar, una disminución en la resistencia aerodinámica reduciría la potencia necesaria. Además, se puede apreciar que el downforce contribuiría negativamente, dado que aumenta la fricción de los neumáticos, pero su contribución es mínima, comparada con el Drag, dado los bajos valores del coeficiente de rozamiento del asfalto [0.5~0.8].

	Resistencia aerodinámica [N]
Sin difusor	42.1536
Difusor óptimo en downforce	46.0643
Difusor óptimo en Drag	41.1417

Tabla 5.2: Comparativa de resistencia aerodinámica para $v = 89.5\text{km/h}$

La reducción en Drag, del caso óptimo en Drag, implicaría una reducción del 2.4005% en la fuerza motora necesaria, reduciendo a su vez el consumo. En cambio, para maximizar el downforce estaríamos gastando un 9.2772% más.

CAPÍTULO 6. IMPACTO AMBIENTAL Y ECONÓMICO

Este proyecto solo ha requerido del uso de energía eléctrica para realizar las distintas simulaciones. Atendiendo al número de horas total de simulación y generación de mallas (450h) y el consumo medio de un ordenador (0.4 KW) se obtiene que el consumo total ha sido de 180KWh. De este consumo se puede extraer,

- el coste económico de la computación. Asumiendo que el coste de la energía eléctrica, según las tarifas de ENDESA, es de 0,145777€/kWh, el coste económico será de 26.23986€.
- las emisiones de CO2. Asumiendo un factor de emisión de 0.649KgCO2/KWh, el total emitido será de 116.82 kg CO2

Ahora bien, por lo que respecta a la cuantía total del proyecto es necesario incluir la energía total usada, el material y los costes humanos,

	Elemento	Gastos por hora	Horas	Coste
<i>Recursos Humanos</i>	Ingeniero Junior	12 €/h	576 h	6.912 €
<i>Recursos Materiales</i>	Laptop HP			567,89 €
	HP - PC + pantalla			400,00 €
<i>Recursos Energéticos</i>	Electricidad	0,145777€/kWh	576h x 0.4KW + variables	80 €
	TOTAL			7.959.89 €

Tabla 6.1: Resumen del coste del proyecto

Como se puede apreciar no ha habido coste alguno de *software* dado que todos los usados son de acceso libre o con licencia de estudiante.

CONCLUSIONES

En este estudio se ha observado la existencia de una dependencia directa entre los parámetros geométricos del difusor y la generación de carga aerodinámica, con unos reajustes debido a la proximidad con el suelo. Por un lado, se ha visualizado que el ángulo de la rampa del difusor repercute notablemente en la depresión generada en la estela. Por otro lado, que la distancia respecto al suelo regula la cantidad de flujo másico que atravesará el fondo plano hasta el difusor, así como también incrementa la tasa de recuperación del coeficiente de presiones haciendo aumentar el downforce, obteniendo las mejores prestaciones a una distancia de 150mm. Y por último, que la longitud de la rampa solo influye en un aumento de los coeficientes aerodinámicos.

Por lo que atañe al efecto del Reynolds, se ha observado de su importancia en la convergencia, logrando llegar antes a una solución estable cuando su valor aumenta. Además, se ha demostrado su efecto directo en la capa límite, disminuyendo su espesor cuando aumenta el Reynolds. En cuanto a los coeficientes aerodinámicos se observa que un aumento más o menos cuadrático. Dado que a bajas velocidades no se logran unas ganancias excesivas en downforce, podemos entender que su uso en turismos convencionales no se encuentre tan extendido como en las competiciones automovilísticas, dónde se logran unas mayores velocidades.

Finalmente, se observa una relación de compromiso entre optimizar el downforce y la reducción de resistencia aerodinámica. Esto induce a pensar en el estudio de implementación de un sistema de control activo que permita regular el ángulo de la rampa del difusor entre 6 y 10 grados, según las prestaciones que se desee lograr en cada instante de la conducción.

En lo concerniente al desarrollo del proyecto, este estudio ha reportado una cantidad de conocimientos muy grande en lo que respecta a la técnica CFD. La compleja aplicación de dichas técnicas ha requerido de muchas horas de estudio previo antes de ser ejecutadas las primeras simulaciones. OpenFOAM es un paquete de herramientas extremadamente complejo por su alto número de librerías. Tras los primeros intentos de simulaciones frustradas, durante aproximadamente dos meses, se comprendió de la importancia de tener en todo momento presente que tipos de esquemas numéricos se están usando para asegurar una convergencia estable de la solución del problema. Ese tiempo perdido, imposibilitó la realización de la última etapa de estudio relacionada con los efectos tridimensionales. Una vez ejecutadas correctamente las simulaciones se ha adquirido experiencia y una mejor comprensión de cómo se comporta un fluido al pasar a través de un obstáculo, como puede ser un vehículo.

Finalmente, se han adquirido conocimientos sobre modelos de turbulencia existentes para las ecuaciones gobernantes y sus algoritmos de resolución (como SIMPLE o PISO). Además de comprobar que el parámetro de calidad de la capa límite es el Y^+ , dado que permite controlar que las *'wall function'* modelen con buena fiabilidad los esfuerzos cortantes y las fuerzas de rozamiento derivadas. La reformulación RANS escogida, junto con el modelo de turbulencia k-epsilon, ha contribuido a la obtención de dichos resultados ahorrando el coste computacional de tener que ir a modelos DNS o LES.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] Han, T. Hammond Jr., D.C. and Sagi, C.J. "Optimisation of Bluff-Body Rear End Shape for Minimum Drag in Ground Proximity". *Vehicle Aerodynamics, PT-49*, Edited by Dr. V. Sumantran and Dr. G. Sovran, pp-341, 1, 6
- [2] Cooper, K. R. Bertenyi, T. Dutil, G. Syms, J. Sovran, G. "The Aerodynamic Performance of Automotive Underbody Diffusers", SAE 980030, 1998 1, 6, 33
- [3] Blevins, R.D. "7.4.-Theoretical Diffuser Performance". *Applied Fluid Dynamics Handbook*, Edited by Van Nostrand Reinhold Company, 1984. 6
- [4] D.Anderson, John. "Introduction to Boundary Layers". *Fundamentals of Aerodynamics - Third Edition*. (McGrawHill. New York. 2001): 787-801. 10
- [5] Rajnandan, Borthakur (2017). "Boundary Layer detachment" [Figura]. Recuperado de <https://www.quora.com/Whats-the-difference-between-flow-separation-and-boundary-layer-separation> xi, 9
- [6] Walter, Frei (2017). "Boundary Layer regions" [Figura]. Recuperado de <https://www.comsol.com/blogs/which-turbulence-model-should-choose-cfd-application/> xi, 10
- [7] M.White, Frank. "Incompressible turbulent mean flow". *Viscous Fluid Flow - Third Edition*. (McGrawHill. New York. 2006): 398-504. 10
- [8] Corral, Roque. "Numerical Analysis of the JST Scheme" (School of Aeronautics, CFD Lab, Universidad Politécnica de Madrid, 2017) 22
- [9] Xingjun HU, Rui ZHANG, Jian YE, Xu YAN y Zhiming ZHAO. - "Total drag and lift coefficient versus diffuser angle" [Figura]. Recuperado de "Influence of Different Diffuser Angle on Sedan's Aerodynamic Characteristics". *Physics Procedia*. **volumen**(22), 239 - 245. (2011) xi, 33
- [10] Kevin M. Peddie, Luis F. Gonzalez. - "Drag & Coefficient for Varying Ramp Angles and Ride Heights" [Figura]. Recuperado de "CFD Study on the Diffuser of a Formula 3 Racecar". **volumen**(1), (2009) xi, 34
- [11] Sovran, G. Klomp, E.D. – "Experimentally Determined Optimum Geometries for Rectilinear Diffusers with Rectangular Conical or Annular Cross-Section". *Synopsium on Fluid Mechanics of Internal Flow*, (Elsevier Publishing. Amsterdam.1967)
- [12] Tomi Petteri Mäkelä. "Experimental study of the ow around the Ahmedbody". Universidad de Granada-Universidad de Málaga (Julio2013)
- [13] Perez García, Ivan. "ESTUDIO AERODINÁMICO DEL FLUJO ALREDEDOR DE UN AHMED BODY MEDIANTE OPENFOAM" *TFG* (Terrassa. 2016)

APÉNDICES

APÉNDICE A. ARCHIVOS OPENFOAM

A.1. /0

A.1.1. initialConditions

```
flowVelocity      (1 0 0);
pressure         0;

// I = 0.16*Re**(-1/8) — [0-1] -> low intensity [0]
// k = (3/2)*((v/3.6)*I)**2

// epsilon = (0.164 * k**1.5)/(0.07*L) —> L = H = 1m

turbulentKE      0.0012839813855834148;    %valor variable para cada caso
turbulentepsilon 0.00004436534103343093;    %valor variable para cada caso

// ***** //
```

A.1.2. P, U, k, epsilon, nut

A.1.2.1. P

```
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        volScalarField;
  location     "0";
  object       p;
}
// ***** //
#include       "include/initialConditions"
dimensions   [0 2 -2 0 0 0];
internalField uniform $pressure;
boundaryField
{
  inlet
  {
    type       zeroGradient;
  }
  outlet
  {
    type       fixedValue;
    value      $internalField;
  }
  frontandback
  {
    type       empty;
  }
  AhmedWall
  {
    type       zeroGradient;
  }
  top
  {
    type       slip;
  }
  bottom
  {
    type       zeroGradient;
  }
}
// ***** //
```

A.1.2.2. U

```
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        volVectorField;
  location     "0";
  object       U;
}
// *****
#include        "include/initialConditions"
dimensions     [0 1 -1 0 0 0];
internalField  uniform (1 0 0);
boundaryField
{
  inlet
  {
    type        fixedValue;
    value       uniform $flowVelocity;
  }
  outlet
  {
    type        inletOutlet;
    inletValue  uniform (0 0 0);
    value       $internalField;
  }
  frontandback
  {
    type        empty;
  }
  AhmedWall
  {
    type        noSlip;
  }
  top
  {
    type        slip;
  }
  bottom
  {
    type        fixedValue;
    value       uniform $flowVelocity;
  }
}
// *****
```

A.1.2.3. k

```
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        volScalarField;
  location     "0";
  object       k;
}
// *****
#include        "include/initialConditions"
dimensions     [0 2 -2 0 0 0];
internalField  uniform $turbulentKE;
boundaryField
{
  inlet
  {
    type        fixedValue;
    value       $internalField;
  }
  outlet
  {
    type        inletOutlet;
    inletValue  $internalField;
    value       $internalField;
  }
}
// *****
```

```

frontandback
{
    type            empty;
}
AhmedWall
{
    type            kqRWallFunction;
    value           $internalField;
}
top
{
    type            slip;
}
bottom
{
    type            kqRWallFunction;
    value           $internalField;
}
}
// ***** //

```

A.1.2.4. *epsilon*

```

{
    version         2.0;
    format          ascii;
    class           volScalarField;
    location        "0";
    object          epsilon;
}
// ***** //
#include           "include/initialConditions"
dimensions         [0 2 -3 0 0 0];
internalField      uniform $turbulentepsilon;
boundaryField
{
    inlet
    {
        type            fixedValue;
        value           $internalField;
    }
    outlet
    {
        type            inletOutlet;
        inletValue      $internalField;
        value           $internalField;
    }
    frontandback
    {
        type            empty;
    }
    AhmedWall
    {
        type            epsilonWallFunction;
        value           uniform $turbulentepsilon;
    }
    top
    {
        type            slip;
    }
    bottom
    {
        type            epsilonWallFunction;
        value           uniform $turbulentepsilon;
    }
}
// ***** //

```

A.1.2.5. *nut*

```

{

```

```

    version    2.0;
    format     ascii;
    class      volScalarField;
    location   "0";
    object     nut;
}
// ***** //

// viscosidad de turbulencia

dimensions   [0 2 -1 0 0 0];

internalField uniform 0;

boundaryField
{
    inlet
    {
        type          calculated;
        value          uniform 0;
    }

    outlet
    {
        type          zeroGradient;
    }

    frontandback
    {
        type          empty;
    }

    AhmedWall
    {
        type          nutkWallFunction;
        value          uniform 0;
    }

    top
    {
        type          slip;
    }

    bottom
    {
        type          nutkWallFunction;
        value          uniform 0;
    }
}

// ***** //

```

A.2. /constant

A.2.1. transportProperties

```

{
    version    2.0;
    format     ascii;
    class      dictionary;
    location   "constant";
    object     transportProperties;
}
// ***** //
transportModel Newtonian;
nu              [0 2 -1 0 0 0] 0.00000125;    %valor variable para cada caso

```

A.2.2. turbulenceProperties

```
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    location     "constant";
    object       turbulenceProperties;
}
// *****
simulationType RAS;
RAS{
    RASModel      kEpsilon;

    turbulence    on;
    printCoeffs   on;
}
// *****
```

A.3. /system

A.3.1. controlDict

```
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    location     "system";
    object       controlDict;
}
// *****
application     pisoFoam;
startFrom       latestTime;
startTime       0;
stopAt          endTime;
endTime         10;
deltaT          1e-3;           %valor variable para cada caso
writeControl    timeStep;
writeInterval   100;           %valor variable para cada caso
purgeWrite      0;
writeFormat     binary;
writePrecision  6;
writeCompression off;
timeFormat      general;
timePrecision   6;
runTimeModifiable yes;
functions
```

A.3.1.1. functionObjects para el Posprocesado

```
{
    Coeficientes
    {
        type          forceCoeffs;
        functionObjectLibs ( "libforces.so" );
        patches       (AhmedWall);
        writeControl   timeStep;
        writeInterval  100;
        directForceDensity no;
        log            on;
        p              p;
        U              U;
        rho            rhoInf;
        rhoInf         100000; %openFoam usa p/rho en vez de p
        pRef           0;
        porosity       no;
        liftDir        (0 1 0);
        dragDir        (1 0 0);
    }
}
```

```

        CofR      (0 0 0);
        pitchAxis (0 1 0);
        magUInf  1;
        IRef     1;
        Aref     9.5;
    }
    residuales
    {
        type      residuals;
        functionObjectLibs ( "libutilityFunctionObjects.so" );
        writeControl  timeStep;
        writeInterval 100;
        fields (p U k epsilon);
    }
    CFL
    {
        type      CourantNo;
        functionObjectLibs ( "libfieldFunctionObjects.so" );
        field      phi;
    }
    turbulencia
    {
        type      turbulenceIntensity;
        functionObjectLibs ( "libfieldFunctionObjects.so" );
    }
    wallShearStress
    {
        type      wallShearStress;
        functionObjectLibs ( "libfieldFunctionObjects.so" );
    }
    yplus
    {
        type      yPlus;
        functionObjectLibs ( "libfieldFunctionObjects.so" );
        patches (AhmedWall);
    }
}
// ***** //

```

A.3.2. fvSchemes

```

{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    location     "system";
    object       fvSchemes;
}
// ***** //
ddtSchemes
{
    default      Euler;
}
gradSchemes
{
    default      cellMDLimited Gauss linear 0.5;
    grad(U)      cellMDLimited Gauss linear 0.5;
}
divSchemes
{
    div(phi,U)   Gauss linearUpwind grad(U);
    div(phi,k)   Gauss linearUpwind default;
    div(phi,epsilon) Gauss linearUpwind default;
    div(phi,omega) Gauss linearUpwind default;
    div(phi,nuTilda) Gauss linearUpwind default;
    div((nuEff*dev2(T(grad(U)))) Gauss linear;
}
laplacianSchemes
{

```



```

    default      Gauss linear limited 1.0;
}
interpolationSchemes
{
    default      linear;
}
snGradSchemes
{
    default      limited 1.0;
}
// ***** //

```

A.3.3. fvSolution

```

{
    version      2.0;
    format        ascii;
    class         dictionary;
    location      "system";
    object        fvSolution;
}
// ***** //
solvers
{
    p
    {
        solver      GAMG;
        tolerance    1e-05;
        relTol      0.05;
        smoother     GaussSeidel;
        nPreSweeps   0;
        nPostSweeps  2;
    }
    pFinal
    {
        solver      GAMG;
        tolerance    1e-05;
        relTol      0.0;
        smoother     GaussSeidel;
        nPreSweeps   0;
        nPostSweeps  2;
    }
    "(U|k|epsilon|omega|R|nuTilda)"
    {
        solver      smoothSolver;
        smoother     symGaussSeidel;
        tolerance    1e-06;
        relTol      0.1;
    }
    "(U|k|epsilon|omega|R|nuTilda) Final"
    {
        solver      smoothSolver;
        smoother     symGaussSeidel;
        tolerance    1e-06;
        relTol      0.0;
    }
}
PISO
{
    nCorrectors      3;
    nNonOrthogonalCorrectors 2; %dependiente de la calidad de la malla en ortogonalidad
    pRefCell          0;
    pRefValue         0;
}
relaxationFactors
{
    p 0.3;
    U 0.7;
    k 0.7;
    epsilon 0.7;
}
// ***** //

```


APÉNDICE B. PARAMETRIZACIÓN DE LA GEOMETRIA

```

%Gmsh project created on Mon Feb 19 18:05:01 2018

%***** Parametros geometricos cuerpo *****

%Lon  —> Longitud total del cuerpo
%x1   —> Longitud del divergente
%H    —> Altura del cuerpo (longitud de referencia)
%D    —> Longitud del morro
%R    —> Radio de curvatura morro
%alpha —> Ángulo del divergente
%gcl  —> Ground clearance

Geometry.Tolerance = 1e-12;

% (*) valores en m

Lon = 4.7; H = 1.4; D = 0.4; R = (H - D)/2;

%parámetros variables en función de la simulación

gcl = ; x1 = ; alphas = ;
alphar = alphas*Pi/180;

%Espesor de la capa limite (CPL)

nu = ; %variable para cada simulación
Re = ; %variable para cada simulación
CPL = H/(Sqrt(Re)); %Espesor capa limite
BL = CPL*50; %esta región coje una zona 50 veces más grande a la CPL

%***** Cotas de las coordenadas *****

Input = 10*H; Output = 20*H; Up = 10*H;

%***** Cotas del cuerpo *****

%cotas verticales

Ax = Input/H;
Bx = ((Input + R) - R*Cos(Pi/4))/H;
Cx = (Input + R)/H;
Dx = (Input + R + (Lon - R - x1))/H;
Ex = (Input + Lon)/H;
Fx = (Input + Lon + Output)/H;

%cotas horizontales

Ay = gcl/H;
By = ((gcl + R) - R*Sin(Pi/4))/H;
Cy = (gcl + R)/H;
Dy = (gcl + x1*Tan(alphas))/H;
Ey = (gcl + R + D)/H;
Fy = (gcl + R + D + R*Sin(Pi/4))/H;
Gy = (gcl + R + D + R)/H;
Hy = (gcl + R + D + R + Up)/H;

ly = (gcl + x1*Tan(alphas) + (H - x1*Tan(alphas))/2)/H;

%***** Cotas Capa límite *****
%cotas verticales

Ax_bl = (Input - BL)/H;
Bx_bl = ((Input + R) - (R + BL)*Cos(Pi/4))/H;
Cx_bl = (Input + R)/H;
Dx_bl = (Input + R + (Lon - R - x1))/H;
Ex_bl = (Input + Lon)/H;

```

% cotas horizontales

```
Ay_bl = (gcl - BL)/H;  
By_bl = ((gcl + R) - (R + BL)*Sin(Pi/4))/H;  
Cy_bl = (gcl + R)/H;  
Dy_bl = (gcl + x1*Tan(alphar) - BL)/H;  
Ey_bl = (gcl + R + D)/H;  
Fy_bl = (gcl + R + D + (R + BL)*Sin(Pi/4))/H;  
Gy_bl = (gcl + R + D + R + BL)/H;
```

%***** Geometria Ahmed *****

%—— BODY ——

```
Point(1) = {Ax, Cy, 0, 1.0};  
Point(2) = {Ax, Ey, 0, 1.0};  
Point(3) = {Bx, Fy, 0, 1.0};  
Point(4) = {Cx, Gy, 0, 1.0};  
Point(5) = {Ex, Gy, 0, 1.0};  
Point(40) = {Ex, ly, 0, 1.0};  
Point(6) = {Ex, Dy, 0, 1.0};  
Point(7) = {Dx, Ay, 0, 1.0};  
Point(8) = {Cx, Ay, 0, 1.0};  
Point(9) = {Bx, By, 0, 1.0};
```

%—— Auxiliares para los arcos ——

```
Point(10) = {Cx, Cy, 0, 1.0};  
Point(11) = {Cx, Ey, 0, 1.0};
```

```
Line(1) = {1,2};  
Circle(2) = {2,11,3};  
Circle(3) = {3,11,4};  
Line(4) = {4,5};  
Line(5) = {5,40};  
Line(61) = {40,6};  
Line(6) = {6,7};  
Line(7) = {7,8};  
Circle(8) = {8,10,9};  
Circle(9) = {9,10,1};
```

%—— Body + BL ——

```
Point(12) = {Ax_bl, Cy_bl, 0, 1.0};  
Point(13) = {Ax_bl, Ey_bl, 0, 1.0};  
Point(14) = {Bx_bl, Fy_bl, 0, 1.0};  
Point(15) = {Cx_bl, Gy_bl, 0, 1.0};  
Point(16) = {Ex_bl, Gy_bl, 0, 1.0};  
Point(17) = {Ex_bl, Dy_bl, 0, 1.0};  
Point(18) = {Dx_bl, Ay_bl, 0, 1.0};  
Point(19) = {Cx_bl, Ay_bl, 0, 1.0};  
Point(20) = {Bx_bl, By_bl, 0, 1.0};
```

```
Line(10) = {12,13};  
Circle(11) = {13,11,14};  
Circle(12) = {14,11,15};  
Line(13) = {15,16};  
Line(14) = {5,16};  
Line(15) = {17,6};  
Line(16) = {17,18};  
Line(17) = {18,19};  
Circle(18) = {19,10,20};  
Circle(19) = {20,10,12};
```

%—— Contornos ——

```
Point(21) = {0, 0, 0, 1.0};  
Point(22) = {0, Hy, 0, 1.0};  
Point(23) = {Fx, Hy, 0, 1.0};  
Point(24) = {Fx, 0, 0, 1.0};
```

% Input

```
Point(25) = {0, By_bl, 0, 1.0};
Point(26) = {0, Cy_bl, 0, 1.0};
Point(27) = {0, Ey_bl, 0, 1.0};
Point(28) = {0, Fy_bl, 0, 1.0};
```

```
%Output
```

```
Point(29) = {Fx, Dy_bl, 0, 1.0};
Point(30) = {Fx, Dy, 0, 1.0};
Point(41) = {Fx, ly, 0, 1.0};
Point(31) = {Fx, Gy, 0, 1.0};
Point(32) = {Fx, Gy_bl, 0, 1.0};
```

```
%Bottom
```

```
Point(33) = {Bx_bl, 0, 0, 1.0};
Point(34) = {Cx_bl, 0, 0, 1.0};
Point(35) = {Dx_bl, 0, 0, 1.0};
Point(36) = {Ex_bl, 0, 0, 1.0};
```

```
%Top
```

```
Point(37) = {Bx_bl, Hy, 0, 1.0};
Point(38) = {Cx_bl, Hy, 0, 1.0};
Point(39) = {Ex_bl, Hy, 0, 1.0};
```

```
%Antes del body (horizontales)
```

```
Line(20) = {21,33};
Line(21) = {25,20};
Line(22) = {26,12};
Line(23) = {27,13};
Line(24) = {28,14};
Line(25) = {22,37};
```

```
%Después del body (horizontales)
```

```
Line(26) = {36,24};
Line(27) = {17,29};
Line(28) = {6,30};
Line(62) = {40,41};
Line(29) = {5,31};
Line(30) = {16,32};
Line(31) = {39,23};
```

```
%Parte inferior e superior del body (horizontales)
```

```
Line(32) = {33,34};
Line(33) = {34,35};
Line(34) = {35,36};
```

```
Line(35) = {37,38};
Line(36) = {38,39};
```

```
%Input (verticales)
```

```
Line(37) = {21,25};
Line(38) = {25,26};
Line(39) = {26,27};
Line(40) = {27,28};
Line(41) = {28,22};
```

```
%Output (verticales)
```

```
Line(42) = {24,29};
Line(43) = {29,30};
Line(44) = {30,41};
Line(63) = {41,31};
Line(45) = {31,32};
Line(46) = {32,23};
```

```
%Verticales — inferior y superior
```

```
Line(47) = {33,20};
Line(48) = {34,19};
Line(49) = {35,18};
Line(50) = {36,17};
```

```
Line(51) = {14,37};
Line(52) = {15,38};
Line(53) = {16,39};
```

— Bloques computacionales Capa Límite —

```
Line(54) = {12,1};
Line(55) = {13,2};
Line(56) = {14,3};
Line(57) = {15,4};
Line(58) = {18,7};
Line(59) = {19,8};
Line(60) = {20,9};
```

******* Grading conditions *******

— Capa límite —

```
yPlus = 100;
rho = 1.225;

Rex = Re^(1/7);
Cf = 0.026/Rex;
tau = (Cf*rho)/2;
ufricc = Sqrt(tau/rho);
delta = (yPlus*nu)/(ufricc);

BL_grad = Round((BL/H)/delta) + 1;
BL_grad_prog = 0.95;
```

```
Transfinite Line {54} = BL_grad Using Progression BL_grad_prog;
Transfinite Line {55} = BL_grad Using Progression BL_grad_prog;
Transfinite Line {56} = BL_grad Using Progression BL_grad_prog;
Transfinite Line {57} = BL_grad Using Progression BL_grad_prog;
Transfinite Line {58} = BL_grad Using Progression BL_grad_prog;
Transfinite Line {59} = BL_grad Using Progression BL_grad_prog;
Transfinite Line {60} = BL_grad Using Progression BL_grad_prog;

Transfinite Line {14} = BL_grad Using Progression 1/BL_grad_prog;
Transfinite Line {15} = BL_grad Using Progression BL_grad_prog;

Transfinite Line {43} = BL_grad Using Progression BL_grad_prog;
Transfinite Line {45} = BL_grad Using Progression 1/BL_grad_prog;
```

— Cola Body —

```
%cola_grad_x = Round((Output/H)/delta);
cola_grad_x = 150;
cola_grad_prog_x = 1/0.97;
```

```
Transfinite Line {28} = cola_grad_x Using Progression cola_grad_prog_x;
Transfinite Line {29} = cola_grad_x Using Progression cola_grad_prog_x;
Transfinite Line {62} = cola_grad_x Using Progression cola_grad_prog_x;

Transfinite Line {26} = cola_grad_x Using Progression cola_grad_prog_x;
Transfinite Line {27} = cola_grad_x Using Progression cola_grad_prog_x;
Transfinite Line {30} = cola_grad_x Using Progression cola_grad_prog_x;
Transfinite Line {31} = cola_grad_x Using Progression cola_grad_prog_x;
```

```
cola_grad_y = Round(0.5/delta);
cola_grad_prog_y = 0.999;
```

```
Transfinite Line {5} = cola_grad_y Using Progression 1/cola_grad_prog_y;
Transfinite Line {61} = cola_grad_y Using Progression cola_grad_prog_y;
Transfinite Line {63} = cola_grad_y Using Progression cola_grad_prog_y;
Transfinite Line {44} = cola_grad_y Using Progression 1/cola_grad_prog_y;
```

```

%—— Bottom ——

    bottom_grad_y = Round( ( (gcl-BL) / H ) / delta) + 1;
    bottom_grad_prog_y = 1;

        Transfinite Line {37} = bottom_grad_y Using Progression 0.965;%
bottom_grad_prog_y;
        Transfinite Line {47} = bottom_grad_y Using Progression 0.965;%
bottom_grad_prog_y;
        Transfinite Line {48} = bottom_grad_y Using Progression bottom_grad_prog_y
;
        Transfinite Line {49} = bottom_grad_y Using Progression bottom_grad_prog_y
;
        Transfinite Line {50} = bottom_grad_y Using Progression bottom_grad_prog_y
;
        Transfinite Line {42} = bottom_grad_y Using Progression bottom_grad_prog_y
;

    bottom_grad_x = 200;
    bottom_grad_prog_x = 1;

        Transfinite Line {6} = bottom_grad_x Using Progression bottom_grad_prog_x;
        Transfinite Line {7} = bottom_grad_x Using Progression bottom_grad_prog_x;

        Transfinite Line {8} = 50 Using Progression bottom_grad_prog_x;

        Transfinite Line {16} = bottom_grad_x Using Progression bottom_grad_prog_x
;
        Transfinite Line {17} = bottom_grad_x Using Progression bottom_grad_prog_x
;
        Transfinite Line {18} = 50 Using Progression bottom_grad_prog_x;

        Transfinite Line {32} = 50 Using Progression bottom_grad_prog_x;
        Transfinite Line {33} = bottom_grad_x Using Progression bottom_grad_prog_x
;
        Transfinite Line {34} = bottom_grad_x Using Progression bottom_grad_prog_x
;

%—— Top ——

    top_grad_x = 200;
    top_grad_prog_x = 1;

        Transfinite Line {3} = 50 Using Progression top_grad_prog_x;
        Transfinite Line {4} = top_grad_x Using Progression top_grad_prog_x;

        Transfinite Line {12} = 50 Using Progression top_grad_prog_x;
        Transfinite Line {13} = top_grad_x Using Progression top_grad_prog_x;

        Transfinite Line {35} = 50 Using Progression top_grad_prog_x;
        Transfinite Line {36} = top_grad_x Using Progression top_grad_prog_x;

    top_grad_y = 75;
    top_grad_prog_y = 1/0.94;

        Transfinite Line {51} = top_grad_y Using Progression top_grad_prog_y;
        Transfinite Line {52} = top_grad_y Using Progression top_grad_prog_y;
        Transfinite Line {53} = top_grad_y Using Progression top_grad_prog_y;

        Transfinite Line {41} = top_grad_y Using Progression top_grad_prog_y;
        Transfinite Line {46} = top_grad_y Using Progression top_grad_prog_y;

%—— Inlet ——

    inlet_grad_x = 200;
    inlet_grad_prog_x = 0.98;

        Transfinite Line {20} = inlet_grad_x Using Progression inlet_grad_prog_x;
        Transfinite Line {21} = inlet_grad_x Using Progression inlet_grad_prog_x;
        Transfinite Line {22} = inlet_grad_x Using Progression inlet_grad_prog_x;
        Transfinite Line {23} = inlet_grad_x Using Progression inlet_grad_prog_x;
        Transfinite Line {24} = inlet_grad_x Using Progression inlet_grad_prog_x;
        Transfinite Line {25} = inlet_grad_x Using Progression inlet_grad_prog_x;

```

```

inlet_grad_y = 50;
inlet_grad_prog_y = 1;

Transfinite Line {9} = inlet_grad_y Using Progression inlet_grad_prog_y;
Transfinite Line {1} = inlet_grad_y Using Progression inlet_grad_prog_y;
Transfinite Line {2} = inlet_grad_y Using Progression inlet_grad_prog_y;

Transfinite Line {19} = inlet_grad_y Using Progression inlet_grad_prog_y;
Transfinite Line {10} = inlet_grad_y Using Progression inlet_grad_prog_y;
Transfinite Line {11} = inlet_grad_y Using Progression inlet_grad_prog_y;

Transfinite Line {38} = inlet_grad_y Using Progression inlet_grad_prog_y;
Transfinite Line {39} = inlet_grad_y Using Progression inlet_grad_prog_y;
Transfinite Line {40} = inlet_grad_y Using Progression inlet_grad_prog_y;

```

%***** Superficies *****+

```

%— Boundary Layer bloques —
Line Loop(64) = {10, 55, -1, -54};
Plane Surface(65) = {64};
Surface {65};
Transfinite Surface {65} = {12,1,2,13}; Recombine

Line Loop(66) = {11, 56, -2, -55};
Plane Surface(67) = {66};
Surface {67};
Transfinite Surface {67} = {13,2,3,14}; Recombine

Line Loop(68) = {12, 57, -3, -56};
Plane Surface(69) = {68};
Surface {69};
Transfinite Surface {69} = {14,3,4,15}; Recombine

Line Loop(70) = {13, -14, -4, -57};
Plane Surface(71) = {70};
Surface {71};
Transfinite Surface {71} = {15,4,5,16}; Recombine

Line Loop(72) = {6, -58, -16, 15};
Plane Surface(73) = {72};
Surface {73};
Transfinite Surface {73} = {6,17,18,7}; Recombine

Line Loop(74) = {7, -59, -17, 58};
Plane Surface(75) = {74};
Surface {75};
Transfinite Surface {75} = {7,18,19,8}; Recombine

Line Loop(76) = {8, -60, -18, 59};
Plane Surface(77) = {76};
Surface {77};
Transfinite Surface {77} = {8,19,20,9}; Recombine

Line Loop(78) = {9, -54, -19, 60};
Plane Surface(79) = {78};
Surface {79};
Transfinite Surface {79} = {9,20,12,1}; Recombine

%— Cola bloques —
Line Loop(80) = {14, 30, -45, -29};
Plane Surface(81) = {80};
Surface {81};
Transfinite Surface {81} = {5,16,32,31}; Recombine

Line Loop(82) = {29, -63, -62, -5};
Plane Surface(83) = {82};
Surface {83};
Transfinite Surface {83} = {5,31,41,40}; Recombine

Line Loop(84) = {61, 28, 44, -62};
Plane Surface(85) = {84};
Surface {85};
Transfinite Surface {85} = {40,41,30,6}; Recombine

Line Loop(86) = {28, -43, -27, 15};
Plane Surface(87) = {86};
Surface {87};
Transfinite Surface {87} = {6,30,29,17}; Recombine

%— Inlet bloques —
Line Loop(88) = {25, -51, -24, 41};
Plane Surface(89) = {88};
Recombine Surface {89};
Transfinite Surface {89} = {22,37,14,28};

Line Loop(90) = {24, -11, -23, 40};
Plane Surface(91) = {90};
Recombine Surface {91};
Transfinite Surface {91} = {28,14,13,27};

Line Loop(92) = {23, -10, -22, 39};
Plane Surface(93) = {92};
Recombine Surface {93};
Transfinite Surface {93} = {27,13,12,26};

Line Loop(94) = {19, -22, -38, 21};
Plane Surface(95) = {94};
Recombine Surface {95};
Transfinite Surface {95} = {26,12,20,25};

Line Loop(96) = {21, -47, -20, 37};

```



```

Plane Surface(97) = {96};
Recombine Surface {97};

%—— Outlet bloques ——
Line Loop(98) = {53, 31, -46, -30};
Plane Surface(99) = {98};
Recombine Surface {99};

Line Loop(100) = {27, -42, -26, 50};
Plane Surface(101) = {100};
Recombine Surface {101};

%—— Top bloques ——
Line Loop(102) = {12, 52, -35, -51};
Plane Surface(103) = {102};
Recombine Surface {103};
Line Loop(104) = {13, 53, -36, -52};
Plane Surface(105) = {104};
Recombine Surface {105};

%—— Bottom bloques ——
Line Loop(106) = {32, 48, 18, -47};
Plane Surface(107) = {106};
Recombine Surface {107};
Line Loop(108) = {48, -17, -49, -33};
Plane Surface(109) = {108};
Recombine Surface {109};
Line Loop(110) = {16, -49, 34, 50};
Plane Surface(111) = {110};
Recombine Surface {111};

Transfinite Surface {97} = {25,20,33,21};
Transfinite Surface {99} = {39,23,32,16};
Transfinite Surface {101} = {17,29,24,36};
Transfinite Surface {103} = {14,37,38,15};
Transfinite Surface {105} = {15,38,39,16};
Transfinite Surface {107} = {33,20,19,34};
Transfinite Surface {109} = {34,19,18,35};
Transfinite Surface {111} = {35,18,17,36};

```

%—— Extruir superficies ——

```

Extrude {0, 0, 1} {
  Surface{65,67,69,71,73,75,77,79,81,83,85,87,89,91,93,95,97,99,101,103,105,107,109,111};
  Layers{1};
  Recombine;
}

```

%—— Declaración de los contornos

```

Physical Surface("inlet") = {484,458,440,418,396};
Physical Surface("outlet") = {502,304,322,348,366,520};
Physical Surface("top") = {384,546,568,498};
Physical Surface("bottom") = {480,582,616,634,524};
Physical Surface("frontandback") =
  {65,67,69,71,73,75,77,79,81,83,85,87,89,91,93,95,97,99,101,103,105,107,109,111,
  397,551,573,507,419,441,463,485,133,155,177,287,595,265,617,243,639,221,309,331,353,375,529,199};

Physical Surface("AhmedWall") = {172,150,128,274,252,230,208,330,340,194};

Physical Volume("internal") = {1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11,12,13,14,15,16,17,18,19,20,21,22,23,24};

```