



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Grado en Ingeniería Aeroespacial



Trabajo de Final de Grado

Análisis aerodinámico de diferentes geometrías para tubos de transportes tipo Hyperloop.

Autor:

Salvador Martínez, Diego

Tutores:

Navarro García, Roberto
Dolz Ruiz, Vicente

12 de Diciembre, 2021

Agradecimientos

Quiero agradecer a mi familia, en especial a mis padres, por confiar en mí, en que lograría mis objetivos. Por haber hecho que no me tuviera que preocupar de nada más que la carrera durante los años que ha durado.

A mis amigos, en especial a mi grupo de la universidad, por haber contribuido en gran medida a que estos años hayan sido inolvidables. Josemi, Ángel, Pau, Matías, Axel y Paco, gracias.

Por último a mis tutores, a Vicente y Roberto, pero en especial a Germán Torres, ingeniero de la empresa Zeleros que ha estado siempre ahí, con un trato impecable, por ser una ayuda imprescindible durante los meses que ha durado este proyecto, gracias.

Resumen

El sector del transporte está constantemente tratando de desarrollar tecnologías con el objetivo de reducir los tiempos de viaje, viajando cada vez más rápido pero asegurando a los pasajeros seguridad. En este contexto nace el concepto de Hyperloop, un nuevo tipo de transporte que se detallará posteriormente pero que consiste en un vehículo (pod) circulando por el interior de un conducto con un vacío parcial.

En este trabajo se analizarán tres diferentes formas de tubos (circular, cuadrada y hexagonal) para transportes de vehículos de tipo Hyperloop con el objetivo de identificar las principales diferencias y ventajas de cada uno. Dado que es una tecnología en desarrollo, la dificultad y el coste de realizar pruebas experimentales implica que el estudio se debe realizar mediante el uso de software CFD para simular la aerodinámica del pod cuando atraviesa los tres diferentes tubos objetivo de análisis.

En primer lugar, para familiarizarse con este nuevo modelo de transporte de alta velocidad, se describirá brevemente el concepto de Hyperloop.

A continuación, se presentará la herramienta con la que se ha realizado el análisis principal de este trabajo, el software CFD (Computational Fluid Dynamics), que se trata de un programa para simular la mecánica de fluidos sin necesidad de realizar pruebas experimentales. En concreto el programa que se ha utilizado es Siemens StarCCM+.

Una vez introducido el tema sobre el que se va a trabajar, se procederá a explicar paso por paso todo el trabajo realizado con el software StarCCM+ para finalmente mostrar los resultados obtenidos. Tras analizarlos se extraerán conclusiones acerca de las diferencias principales entre las diferentes formas de los tubos para transportes tipo Hyperloop.

Abstract

The transport sector is constantly trying to develop technologies with the aim of reducing travel times, travelling faster and faster but ensuring passenger safety. In this context, the Hyperloop concept was born, a new type of transport that will be detailed later but which consists of a vehicle (pod) circulating inside a conduit with a partial vacuum.

This paper will analyse three different shapes of tubes (circular, square and hexagonal) for Hyperloop type of vehicle transport in order to identify the main differences and advantages of each one.

As this is a developing technology, the difficulty and cost of experimental testing means that the study must be carried out using CFD software to simulate the aerodynamics of the pod as it passes through the three different tubes targeted for analysis.

First, in order to become familiar with this new high-speed transport model, the Hyperloop concept will be briefly described.

Then, the tool with which the main analysis of this work has been carried out will be presented, the CFD (Computational Fluid Dynamics) software, which is a programme for simulating fluid mechanics without the need to carry out experimental tests. Specifically, the program used is Siemens StarCCM+.

Once the subject to be worked on has been introduced, the work carried out with the StarCCM+ software will be explained step by step and finally the results obtained will be shown. After analysing them, conclusions will be drawn about the main differences between the different shapes of the tubes for Hyperloop type transport

Índice de Tablas

1.1	Nomenclatura de los casos del estudio	12
2.1	Resumen de áreas	18
2.2	Parámetros específicos de la malla	21
2.3	Parámetros específicos de la malla del caso base	22
2.4	Números de Mach y Reynolds equivalentes a cada velocidad	24
2.5	Flujo másico impuesto en el inlet en cada caso [kg/s]	28
3.1	Estudio independencia de malla	33
4.1	Presión en el inlet para cada caso	42
4.2	Comparativa C_D	45
6.1	Coste del personal implicado en el proyecto	48
6.2	Coste del personal implicado en el proyecto	49
6.3	Presupuesto total	49

Índice de Figuras

1.1	Ejemplo de Hyperloop desarrollado por Zeleros	10
1.2	Flujo alrededor de un coche calculado con CFD	11
1.3	Residuales	14
1.4	Convergencia de variables de interés	15
2.1	Vistas y proyección del pod	17
2.2	Secciones de los tres tubos a comparar	17
2.3	Vistas y proyección del tubo circular	17
2.4	Localización del pod y subvolúmenes en los que se divide el tubo	18
2.5	Dominio final del caso circular	19
2.6	Configuración de la malla en STARCCM+	19
2.7	Imagen de la malla en la zona inlet	20
2.8	Imágenes de la malla en la zona pod	20
2.9	Imagen de la malla en la zona outlet	21
2.10	Imagen de la malla en la superficie del pod (capa límite)	21
2.11	Imagen de la malla en la entrada del pod del caso base	23
2.12	Capa límite en el pod de la malla del caso base	23
2.13	Métodos de resolución de la turbulencia	25
2.14	Configuración del modelo físico en STARCCM+	26
3.1	Configuración del CFL por defecto	30
3.2	Evolución de la presión en la entrada con CFL 500	31
3.3	Evolución de la presión en la entrada con CFL 50	31
3.4	Evolución de la presión en la entrada con CFL 5	32
4.1	Escala utilizada en las escenas de Mach	35
4.2	Escenas de Mach del caso 1 ₁₀₀	35
4.3	Escenas de Mach del caso 1 ₁₅₀	36
4.4	Escenas de Mach del caso 1 ₂₀₀	36
4.5	Escena de velocidad en la sección del caso 2 ₂₀₀ en el centro del pod	37
4.6	Escenas de Mach del caso 2 ₁₀₀	37
4.7	Escenas de Mach de la sección del caso 2 ₁₀₀	37
4.8	Escenas de Mach del caso 2 ₁₅₀	38
4.9	Escenas de Mach de la sección del caso 2 ₁₅₀	38
4.10	Escenas de Mach del caso 2 ₂₀₀	38
4.11	Escenas de Mach de la sección del caso 2 ₂₀₀	38

4.12 Escenas de Mach del caso 3_{100}	39
4.13 Escenas de Mach de la sección del caso 3_{100}	40
4.14 Escenas de Mach del caso 3_{150}	40
4.15 Escenas de Mach de la sección del caso 3_{150}	40
4.16 Escenas de Mach del caso 3_{200}	40
4.17 Escenas de Mach de la sección del caso 3_{200}	41
4.18 Disminución de la velocidad respecto a la teórica en el inlet debido al aumento de presión en el caso 3_{200}	42
4.19 Presión adimensional en el inlet en cada caso	43
4.20 Coeficiente de resistencia aerodinámica de cada caso	44

Índice

1	Introducción	9
1.1	Concepto Hyperloop	9
1.2	Computational Fluid Dynamics (CFD)	10
1.3	Motivación	12
1.4	Metodología	12
2	Preparación del caso	16
2.1	Introducción	16
2.2	Geometría	16
2.3	Mallado	19
2.4	Modelo físico	23
2.4.1	Modelo de turbulencia	24
2.5	Solver	26
2.6	Condiciones iniciales	27
2.7	Condiciones de contorno	27
3	Solución	29
3.1	Análisis de la solución	29
3.2	Independencia de CFL	30
3.3	Independencia de malla	32
4	Resultados	34
4.1	Ondas de choque	34
4.1.1	Conducto circular	35
4.1.2	Conducto cuadrado	36
4.1.3	Conducto hexagonal	39
4.2	Presión aguas arriba	41
4.3	Resistencia aerodinámica	43
5	Conclusiones	46
6	Presupuesto	48
6.1	Costes de personal	48
6.2	Coste de equipo	48
6.3	Licencias	49
6.4	Presupuesto final	49

Capítulo 1

Introducción

1.1 Concepto Hyperloop

Durante toda la historia el ser humano ha tratado de desarrollar métodos de transporte para viajar en el menor tiempo posible de un lugar a otro. Desde la aparición del ferrocarril, una de las principales características que se buscan en un vehículo es que pueda desplazarse a alta velocidad, sin dejar de lado nunca la seguridad de los pasajeros. Es este contexto se ha podido observar el triunfo del transporte aéreo, que es actualmente el medio de transporte más rápido y seguro para viajar largas distancias, seguido de los trenes de alta velocidad, que son usados más en medias distancias.

Hyperloop es un modelo innovador de transporte, muy similar a los trenes de alta velocidad, que está formado por un tubo o un sistema de tubos sellados al vacío, por el interior de los cuales circula un vehículo (denominado pod), tal y como se muestra en la figura 1.1. El objetivo es lograr una mínima resistencia aerodinámica reduciendo la presión en el interior de los conductos pudiendo alcanzar de esta manera velocidades muy elevadas, lo que reduce drásticamente los tiempos del viaje.



Figura 1.1: Ejemplo de Hyperloop desarrollado por Zeleros

Para reducir aún más los rozamientos y explotar el potencial de esta tecnología, el vehículo se separa del tubo mediante levitación magnética y se impulsa mediante un compresor eléctrico; por lo que, si no tiene contacto con ninguna superficie y se encuentra en un entorno de presión similar o inferior al de un avión comercial, se puede esperar que las velocidades alcanzadas estén próximas a las de la propia aviación.

Debido a la naturaleza de conducto cerrado de los tubos, uno de los principales problemas de esta tecnología será el bloqueo del flujo en la sección en la que se encuentra el pod, lo que conllevará un límite de velocidad que aerodinámicamente no podrá ser superado sin un empuje adicional.

El fenómeno del bloqueo del flujo se ha observado durante la realización de este trabajo y se tratará posteriormente. El fenómeno transitorio de ondas de presión en el entorno del tubo, sin embargo, no es el objetivo de análisis de este documento, aunque debido a la relación con el método de cálculo, será brevemente comentado.

1.2 Computational Fluid Dynamics (CFD)

El movimiento de un fluido viscoso es descrito por las ecuaciones de Navier-Stokes. El problema es que estas ecuaciones son ecuaciones en derivadas parciales no lineales, que hoy en día no tienen una solución general. Únicamente en casos muy concretos y aplicando algunas hipótesis simplificaciones es posible llegar a una solución analítica.

Para poder obtener resultados en problemas reales aplicables a la

ingeniería, la mecánica de fluidos se estudia mediante métodos numéricos, con las ecuaciones de conservación (masa, cantidad de movimiento y energía) aplicadas sobre volúmenes de control. Cuanto más pequeños sean estos volúmenes de control, menos error se estará cometiendo en el método numérico y por tanto mayor precisión se obtendrá.

Precisamente ante esta dificultad de implementar métodos numéricos a mano, surge la disciplina CFD (Computational Fluid Dynamics), que es la rama de la mecánica de fluidos encargada de resolver y analizar problemas sobre flujos mediante algoritmos computacionales.

Estos programas en primer lugar dividen el problema en cientos de miles (o millones) de celdas, es decir, en dominios más pequeños, luego plantean las ecuaciones de conservación (masa, cantidad de movimiento y energía) en cada celda (volumen de control) y finalmente discretizan las ecuaciones en derivadas parciales para resolverlas iterativamente.

Un programa CFD resuelve millones de cálculos que simulan la interacción de fluidos con cuerpos sólidos para obtener datos sobre el propio fluido en cada punto, pero también las fuerzas que se producen debidas a dicha interacción. Por ejemplo: el estudio del flujo alrededor de un coche para calcular las zonas de mayor presión del fluido, la resistencia aerodinámica, o la estela que deja.

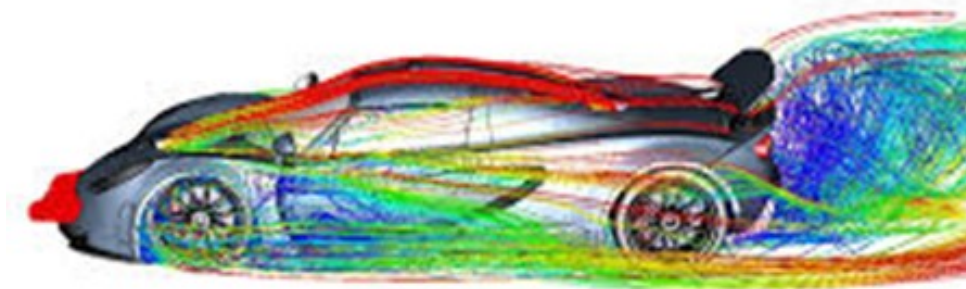


Figura 1.2: Flujo alrededor de un coche calculado con CFD

Por más que esta tecnología avanza en cuanto a velocidad de cálculo y precisión, sigue mostrando resultados aproximados debido al método utilizado. Es por esto por lo que se deben verificar los resultados comparándolos con experimentos reales en túneles de viento o con otros proyectos ya verificados para estar seguros de que los resultados no están

alterados por fallos en el programa informático o durante la implementación del caso.

En este proyecto el programa CFD utilizado es el Siemens Simcenter STAR-CCM+.

1.3 Motivación

La herramienta con la que se ha realizado este proyecto, el software CFD, es sin duda una de las más potentes que tiene hoy la ingeniería para estudiar la mecánica de fluidos, pues no existe solución analítica para las ecuaciones de Navier-Stokes, que resolverían el flujo sin necesidad de emplear métodos numéricos.

Hasta que no se encuentre una solución a dicho problema, aprender a dominar un programa CFD es una buena opción como ingeniero aeroespacial de cara a un futuro empleo en el sector. Es por ello por lo que se escoge este trabajo, porque se considera que los conocimientos adquiridos en él pueden ser muy útiles para una completa formación como profesional.

Además de todo lo expuesto, siempre es satisfactorio poder trabajar con una tecnología en desarrollo, como es el Hyperloop en este caso, en una empresa cercana como es Zeleros, y colaborar en su progreso.

1.4 Metodología

En este proyecto se planteará en primer lugar un caso base, al que se le realizarán todos los estudios de sensibilidad, análisis y modificaciones necesarias hasta que se obtenga un caso estable y convergido, para utilizarlo como referencia.

El estudio que se va a realizar consta de secciones diferentes de tubos: circular, cuadrada y hexagonal; que se simularán con tres velocidades diferentes (100, 150 y 200 m/s). El esquema de los casos y su la nomenclatura de cada uno para su mención en este documento se recoge en la tabla 1.1:

	Circular	Cuadrada	Hexagonal
100 m/s	1 ₁₀₀ (Caso base)	2 ₁₀₀	3 ₁₀₀
150 m/s	1 ₁₅₀	2 ₁₅₀	3 ₁₅₀
200 m/s	1 ₂₀₀	2 ₂₀₀	3 ₂₀₀

Tabla 1.1: Nomenclatura de los casos del estudio

Todos los casos se simularán con exactamente la misma configuración de modelos que el obtenido con el caso base a excepción de la geometría y la velocidad.

Los pasos a seguir en cualquier proyecto relacionado con el CFD son muy similares.

En primer lugar, se debe preparar la geometría del problema que se quiere estudiar y establecer el dominio computacional de cálculo, ya sea en un programa de diseño o en el propio programa CFD si la geometría no es demasiado compleja.

Una vez se tiene la geometría deseada, el siguiente paso es realizar el mallado, que consiste en descomponer el dominio en celdas en las que se resolverán las ecuaciones de forma discreta e iterativa. La malla es un elemento muy importante en este proceso, pues los resultados pueden depender fuertemente de ella. Una malla demasiado pobre, con las celdas demasiado grandes, realizará los cálculos más rápido, pero también cometerá un error mayor, pudiendo incluso mostrar resultados que nada tienen que ver con la realidad. Por el contrario, una malla demasiado elaborada calculará correctamente el resultado, pero es posible que los tiempos de cálculo no sean viables para el estudio (en ocasiones podrían ser de varios meses). Por esta razón debe realizarse un estudio de sensibilidad de malla, es decir, variar el tamaño de los elementos en diferentes mallas hasta encontrar una que cometa un error menor que el establecido como deseado, y a su vez minimice los tiempos de cálculo. Una forma de obtener precisión sin elevar demasiado el coste computacional es refinar más la malla en los principales lugares de la geometría que se deseen estudiar, como por ejemplo la estela en un estudio sobre un perfil alar. El análisis de sensibilidad de malla se realiza para un caso base y se presupone que, para el resto de los casos, es válido utilizar la misma malla, debido a la gran similitud entre los casos que se van a estudiar.

Tras la creación de la malla, se establece la física del problema, que definirá entre otras cosas, la forma de resolver las ecuaciones, o como será tratada la turbulencia.

Una vez se elige el modelo físico, el siguiente paso para poder resolver el problema, como en cualquier problema con ecuaciones diferenciales, es establecer las condiciones iniciales y las condiciones de contorno.

Las condiciones iniciales especifican los valores de algunas variables como presión, temperatura o velocidad, desde los que partirá el cálculo iterativo. Para las condiciones de contorno, existen diversas opciones. Puede imponerse el gasto másico, la presión, la velocidad, el número de Mach, u otras magnitudes en los contornos del dominio, como la condición de pared o de simetría si la hay. La elección de las condiciones de contorno depende en gran medida del tipo de flujo con el que se trabaja, y es importante escogerlas adecuadamente para llegar a una solución correcta.

Tras estos pasos iniciales el programa está listo para comenzar la simulación.

El problema se resuelve mediante iteraciones, y el cálculo finaliza cuando el caso converge, es decir, cuando las magnitudes de las variables de interés que se están calculando prácticamente no varían de una iteración a otra o presentan un patrón periódico.

El usuario debe ser capaz de identificar si el problema converge o si diverge, ya que esto diferencia si se está resolviendo bien o si se ha cometido algún error durante la preparación del cálculo.

Para determinar si el caso ha convergido se pueden seguir varios criterios:

- **Residuales:** Representan la máxima diferencia en el dominio mallado de las ecuaciones de conservación entre iteraciones. Típicamente se considera que el caso podría estar cerca de la convergencia cuando son de un orden menor que 10^{-3} , sin embargo no son un criterio demasiado sólido cuando se trata de geometrías complejas ya que el valor mostrado podría ser únicamente el de alguna celda no significativa para el análisis.

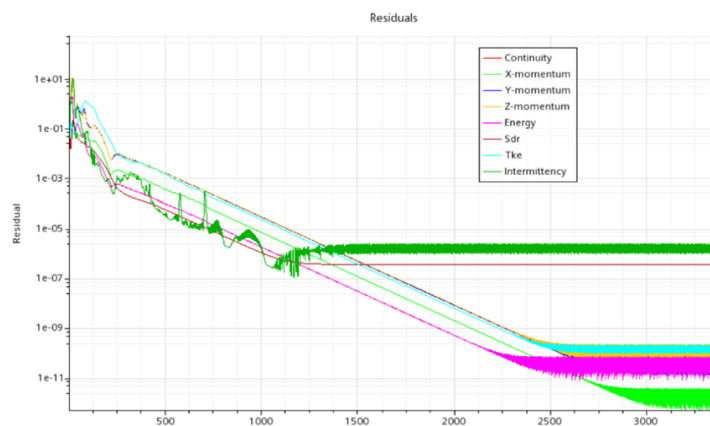


Figura 1.3: Residuales

- **Fenómenos espurios:** Consiste en observar el flujo y confirmar que no hay fenómenos extraños. Si se observan situaciones en las que el flujo es antinatural, o saltos extremos de las variables, el caso no ha convergido.
- **Tasa de variación de variables de interés:** Es un criterio similar a los residuales, pero basándose en las fuerzas, los coeficientes aerodinámicos, las variables termodinámicas o en cualquier otra variable que sea de interés para el caso a estudiar. Cuando el error relativo entre iteraciones sea menor que el valor establecido como aceptable, el caso podría estar convergido. En la figura 1.4 se muestra un ejemplo de dos variables convergidas.

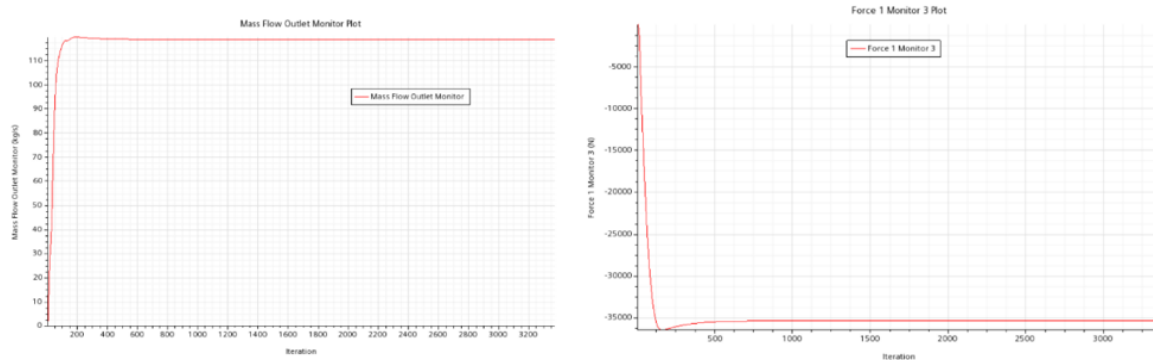


Figura 1.4: Convergencia de variables de interés

Si el caso no converge, se deben revisar los pasos previos para buscar posibles errores o incoherencias en el planteamiento.

Una vez el caso ha convergido se pueden analizar los resultados, que en definitiva es el objetivo inicial.

Finalmente, el último paso cuando se trabaja con CFD es validar los resultados. Esto es, comparar los datos obtenidos con experimentos reales o con otros trabajos ya validados para asegurarse de que son correctos, ya que en este tipo de programa es difícil intuir si se ha calculado bien, o si los resultados mostrados son erróneos, debido al gran número de motivos que pueden provocar errores.

Capítulo 2

Preparación del caso

2.1 Introducción

Antes de comenzar con todas las simulaciones de los casos de la tabla 1.1, se calculará un caso de referencia (caso base). Este caso servirá para estudiar la sensibilidad de malla, así como otros problemas que puedan surgir durante el proceso, para asegurar que en el momento en el que se modifique la geometría o la velocidad del pod no haya ningún problema.

2.2 Geometría

En primer lugar se presenta el pod, que es el vehículo que circula por el interior de los tubos, y que tiene unas dimensiones fijas para todo el proyecto aunque cambien los tubos. A pesar de que se espera que el pod contenga un compresor eléctrico, en este proyecto se estudiará la aerodinámica de un vehículo sin admisión, es decir, todo el flujo deberá pasar a través de la sección generada entre el tubo y el pod.

Se trata de un vehículo casi cilíndrico de 50m de longitud con radio de 1.9m. No es exactamente un cilindro pues en las caras paralelas hay unos salientes que tratan de representar el difusor del compresor que llevaría incorporado en la realidad y una tobera trasera. En la figura 2.1 se muestra el pod.



Figura 2.1: Vistas y proyección del pod

Los tres tubos tienen la misma longitud, 232.5 , y las secciones son las mostradas en la figura 2.2, en la que ya se puede predecir que no tendrán el mismo área de paso del flujo.

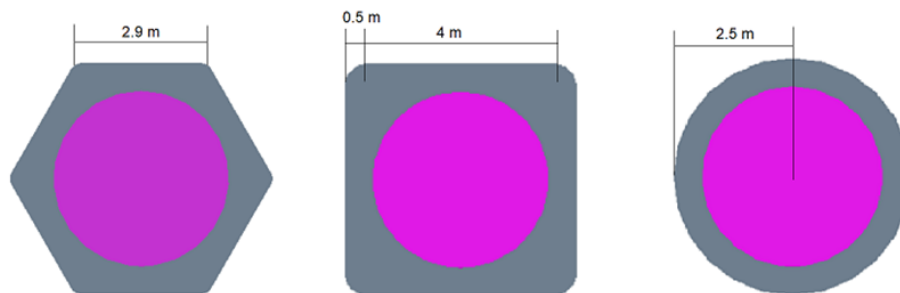


Figura 2.2: Secciones de los tres tubos a comparar



Figura 2.3: Vistas y proyección del tubo circular

La figura 2.3 muestra el tubo circular, que salvo la sección, es muy similar a los otros dos.

El área de paso que tiene el flujo es un dato muy importante en el estudio ya que para poder comparar bien los resultados, hay que tener en cuenta que las secciones no permiten el mismo paso de flujo.

En la tabla 2.1 se resumen los datos de áreas y áreas de paso de cada sección, que se muestran en la figura 2.2 en color gris y se utilizarán tanto para obtener las condiciones de contorno, como para ponderar los

resultados.

	Circular	Cuadrada	Hexagonal
Área del tubo	19.63 m ²	24.79 m ²	21.75 m ²
Área de paso	8.29 m ²	13.44 m ²	10.41 m ²
Relación de áreas	0.42	0.54	0.48

Tabla 2.1: Resumen de áreas

El pod se sitúa a 58m de la entrada del tubo, y a su vez el tubo se divide en tres subvolúmenes denominados como inlet, pod y outlet, tal y como se ve en la figura 2.4. El primer volumen se encuentra por delante del pod, el segundo contiene al pod y el tercero contiene la estela de flujo que deja el vehículo tras su paso. Estas divisiones serán útiles para poder diferenciar la malla haciéndola más precisa en aquellas zonas del dominio donde sea necesario, como ya se explicó en la metodología.



Figura 2.4: Localización del pod y subvolúmenes en los que se divide el tubo

Para las diferentes formas del tubo, se realizará exactamente la misma diferenciación de las zonas inlet, pod y outlet.

Para poder realizar el cálculo el primer paso es obtener un único cuerpo sobre el que realizar la malla, y mediante la operación “Substract” de STARCCM+, se logra extraer el pod del tubo, dejado en su lugar una zona por la que no circulará el fluido, ya que obviamente es un cuerpo sólido. Como el tiempo y el coste computacional son recursos muy valiosos en estos análisis, es una buena técnica aprovechar la simetría de la geometría para simplificarla.

Con este fin se modifica el dominio de cálculo, dejando únicamente el

medio tubo mostrado en la figura 2.5.

Para las otras dos formas de tubo se realizará el estudio sobre una cuarta parte de la geometría en lugar de sobre media, por motivos particulares.

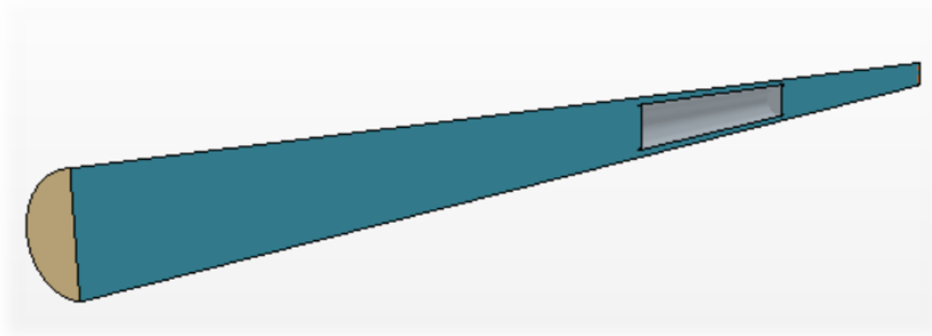


Figura 2.5: Dominio final del caso circular

2.3 Mallado

Una vez obtenida la geometría de los dominios de cálculo, el siguiente paso es la creación de la malla.

Se opta por una malla automática, con celdas poliédricas en el cuerpo y prismas en la capa límite, cuya configuración en STARCCM+ es la mostrada en la figura 2.6.



Figura 2.6: Configuración de la malla en STARCCM+

Como se ha comentado, se dará diferentes valores a los parámetros

de la malla en función de la zona. En concreto se personalizarán cuatro regiones que se detallan a continuación:

- **Zona inlet:** Esta zona del dominio es la que menos precisión requiere ya que el flujo es muy poco perturbado por el vehículo y por tanto es donde se trata de ahorrar costa computacional mediante tamaños de celda más grandes y menos detalle de la capa límite.

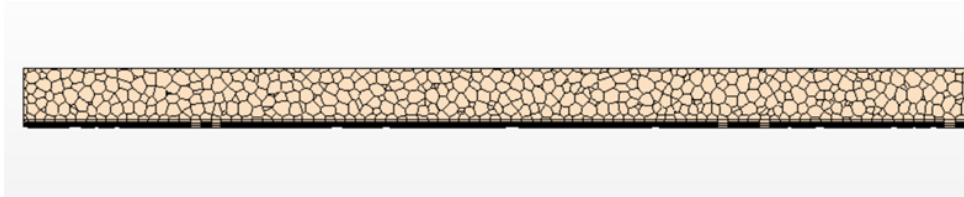


Figura 2.7: Imagen de la malla en la zona inlet

- **Zona pod:** Debido a la reducción de la sección de paso en esta zona, aquí se esperan los mayores gradientes y las posibles ondas de choque, por lo que el refinamiento en esta zona es el más significativo de todo el dominio, tanto en el tamaño de celda como en la capa límite del tubo (la del pod tendrá más refinamiento aún), para poder obtener flujo desarrollado en esta parte del dominio.

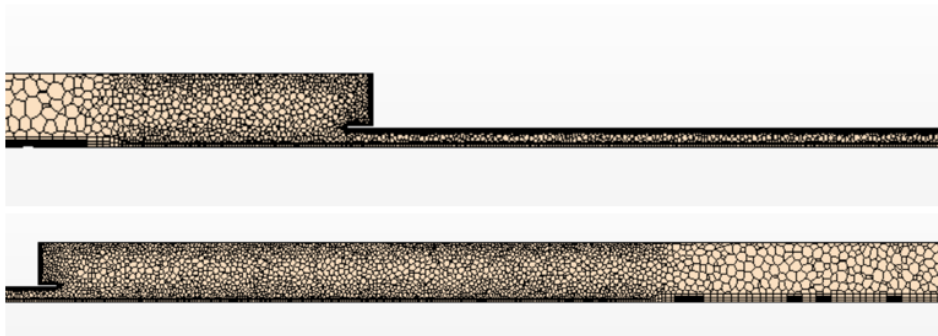


Figura 2.8: Imágenes de la malla en la zona pod

- **Zona outlet:** Es importante poder resolver correctamente la estela de flujo tras el paso del pod, por lo que esta zona tiene un refinamiento intermedio que permita al programa no perder datos de la estela sin que el coste computacional aumente demasiado.

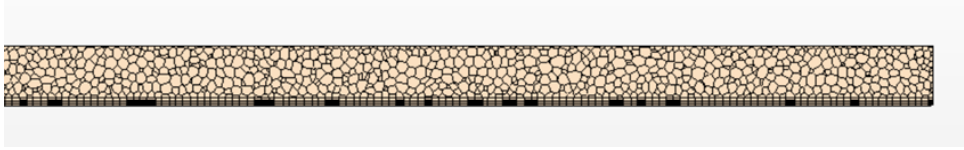


Figura 2.9: Imagen de la malla en la zona outlet

- **Superficie pod:** La capa límite del pod se refina por separado ya que el principal objetivo del proyecto es obtener los valores de resistencia aerodinámica sobre el pod. Se aumenta el número de celdas de la capa límite al doble de las que tiene la capa límite en el tubo.

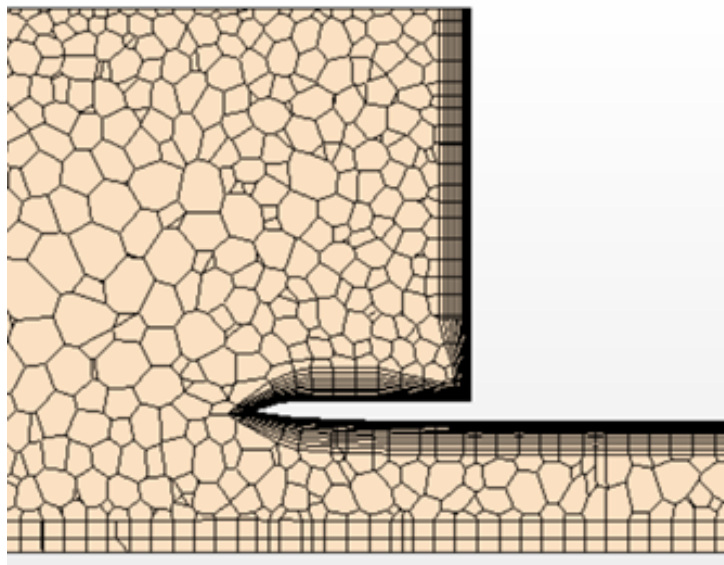


Figura 2.10: Imagen de la malla en la superficie del pod (capa límite)

En la tabla 2.2 se muestran los valores proporcionados a cada región de la malla. Los valores porcentuales son respecto al tamaño base, que en este caso es 1m. El stretching es un valor que controla cuan grande puede ser la diferencia de tamaño entre dos celdas contiguas, por lo que, al bajarlo, se obtiene una malla más progresiva.

	Zona inlet	Zona pod	Zona outlet	Superficie pod
Tamaño	50 %	10 %	30 %	-
Nº celdas capa límite	6	6	6	12
Grosor capa límite	33.33 %	15 %	33.33 %	15 %
Stretching capa límite	1.25	1.15	1.25	1.15

Tabla 2.2: Parámetros específicos de la malla

Para evitar que el programa construya capa límite en las superficies de simetría, en el inlet y en el outlet, también se ha modificado la malla en esas superficies para imponer 0 celdas de capa límite.

La obtención de una malla adecuada no es sencilla, pues las dimensiones del problema son grandes y se debe encontrar un compromiso entre precisión y coste computacional.

Para ello, se debe simular el caso con varias mallas manteniendo todas las elecciones restantes iguales (geometría, modelo físico, condiciones de cálculo) y se comparan los resultados. El objetivo es encontrar una malla que no requiera demasiado tiempo de cálculo y que obtenga unos resultados prácticamente iguales a las de otra que calcule con más precisión. La malla mostrada en la tabla 2.2 es la que ha sido utilizada en este proyecto tras realizar el estudio de independencia de malla que se explica más adelante en el apartado 3.3.

El caso base se ha tratado como el caso de referencia, y para poder comparar adecuadamente los resultados con él, se realizó una malla exageradamente refinada, cuyos parámetros se resumen en la tabla 2.3, para tener la certeza de que los resultados fueran correctos, y poder realizar así un buen análisis de sensibilidad de malla, comparando los resultados de las diferentes mallas con los resultados del caso base y encontrar una malla con un buen compromiso entre precisión y coste computacional.

	Zona inlet	Zona pod	Zona outlet	Superficie pod
Tamaño	33.33 %	6.66 %	20 %	-
Nº celdas capa límite	9	9	9	15
Grosor capa límite	33.33 %	15 %	33.33 %	10 %
Stretching capa límite	1.25	1.15	1.25	1.12

Tabla 2.3: Parámetros específicos de la malla del caso base

Con estos parámetros se obtiene una malla muy refinada que se muestra en las figuras 2.11 y 2.12 que se utilizarán de referencia para el futuro estudio de sensibilidad de malla.

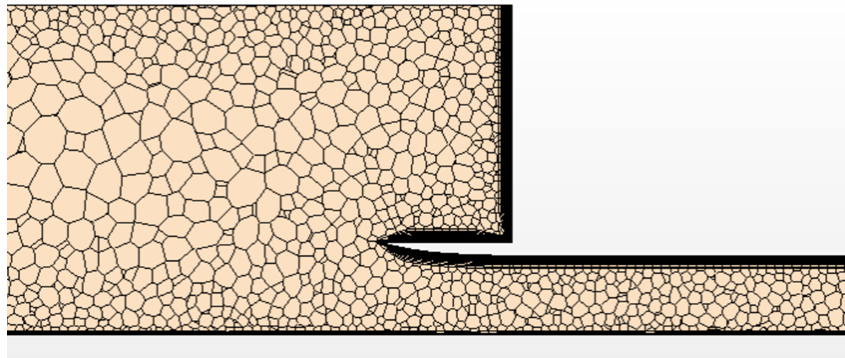


Figura 2.11: Imagen de la malla en la entrada del pod del caso base

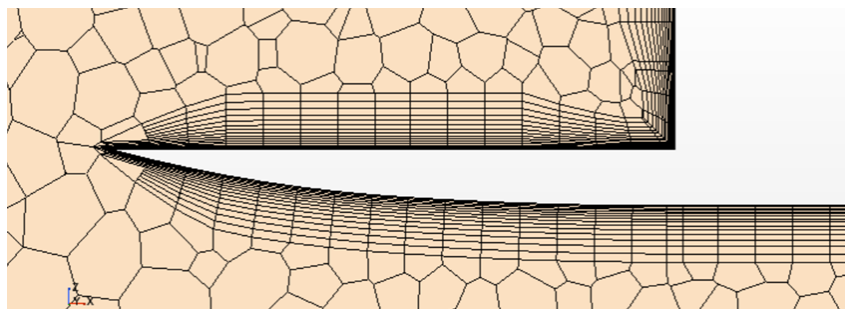


Figura 2.12: Capa límite en el pod de la malla del caso base

2.4 Modelo físico

Como se comentó en la introducción, una de las características principales de Hyperloop es que el tubo por el que circula va presurizado, a una presión inferior a la atmosférica para buscar una menor resistencia aerodinámica. Para garantizar la supervivencia de los pasajeros en caso de accidente, la presión del tubo no debe ser inferior a la de la línea de Armstrong, que simboliza la presión a la que el agua se convierte en vapor a la temperatura del cuerpo humano, es decir, a 37°C .

Dicha presión es 6260Pa , y para dar cierto margen, el valor que se le impone a la presión en el interior del tubo son 10000Pa . En cuanto a la temperatura, se supone una temperatura de 15°C (288K) que es la temperatura estándar a nivel del mar según el modelo de atmósfera de la OACI.

Aunque en el caso aparecen fenómenos no estacionarios, en la realidad el flujo alrededor del pod debe ser estacionario, ya que los fenómenos transitorios que aparecen son debidos a que la longitud del tubo en el dominio computacional está limitada, y en la realidad el tubo será de cientos de kilómetros de longitud. Por lo tanto, se trata de un problema tridimensional, estacionario, en el que el fluido es aire, y es claramente

compresible y turbulento debido a los números de Mach y Reynolds del caso.

$$Mach = \frac{v}{a}; a \approx 340[m/s] \quad (2.1)$$

$$Re = \frac{\rho * v * L}{\mu}; L = 2.5[m](\text{radio del tubo}) \quad (2.2)$$

Velocidad	100 m/s	150 m/s	200 m/s
Número de Mach	0.29	0.44	0.59
Número de Reynolds	$1.63 * 10^6$	$2.44 * 10^6$	$3.26 * 10^6$

Tabla 2.4: Números de Mach y Reynolds equivalentes a cada velocidad

Se considera flujo compresible por encima de $Ma=0.3$ y flujo turbulento en una tubería por encima de $Re=2900$, por lo que en todos los casos que se van a simular el flujo es compresible y turbulento, a pesar de que con velocidad 100 m/s el número de Mach es de 0.29, debido a la fuerte convergencia del tubo de corriente se esperan zonas con Mach más elevado.

2.4.1 Modelo de turbulencia

La turbulencia es un fenómeno complejo y difícil de estudiar, ya que un flujo turbulento es un estado del flujo caracterizado por variaciones caóticas de las variables del fluido. Existen multitud de escalas temporales y espaciales de estas variaciones.

Debido al carácter puramente no estacionario de la turbulencia, se han desarrollado métodos para estudiarla (teoría del caos, métodos estadísticos, modelos simplificados...), ya que resolver todas las escalas turbulentas conlleva un elevadísimo coste computacional, y las simulaciones se alargan mucho en el tiempo.

Principalmente existen tres grandes ramas del CFD, que se diferencian entre sí por el grado de simplificación con el que tratan el flujo turbulento. En la figura 2.13 se observa el mismo flujo empleando los tres métodos:

- **Direct Numerical Simulations (DNS):** Como su nombre indica resuelve directamente todas las escalas turbulentas, lo que se refleja en la figura 2.13 con todos los tamaños de torbellino. Es el método más costoso pero el que mayor precisión logra.
- **Large Eddy Simulation (LES):** Con el objetivo de abaratar el coste computacional, este método solamente resuelve las escalas grandes y emplea modelos para calcular las pequeñas, que conllevan una gran parte del esfuerzo computacional

- **Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS):** Se modelan todas las escalas mediante el promediado de Reynolds, lo que diferencia bastante el flujo del método DNS, pero que, si el objetivo del estudio no es la propia turbulencia, el resto de los resultados no se ven demasiado adulterados. Es el método más rápido y, por tanto, el menos preciso. También es el método que permite realizar simulaciones estacionarias debido a que promedia la turbulencia, logrando obtener un valor constante para la velocidad media del flujo. También puede ser usado en problemas transitorios en los que el flujo medio es no estacionario en naturaleza.

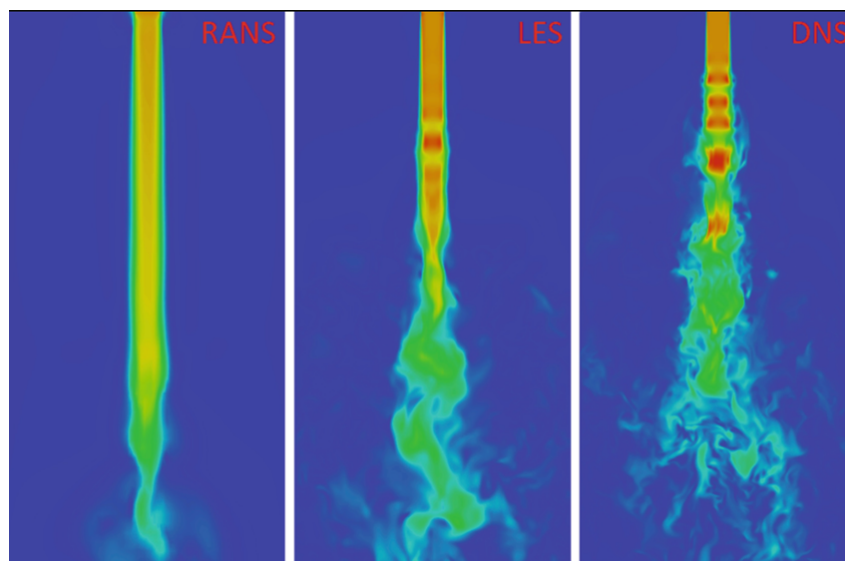


Figura 2.13: Métodos de resolución de la turbulencia

Se ha utilizado un método RANS debido a que se desea estudiar este caso como estacionario, además de que es el más acorde con los objetivos y las herramientas disponibles de este trabajo.

Para decidir qué modelo de turbulencia es mejor para este caso, se probaron con una misma malla simple (no la malla refinada del caso base) tres diferentes formas de tratar la turbulencia: k-epsilon, k-omega SST y el modelo de Spalart. Finalmente, se tomó la decisión de que, para este estudio, el modelo k-omega SST sería el más adecuado y el empleado para el resto de las simulaciones. Principalmente por la recomendación de los tutores, pero también por razones de tiempos de cálculo.

La configuración del modelo físico en STARCCM+ se muestra en la figura 2.14.

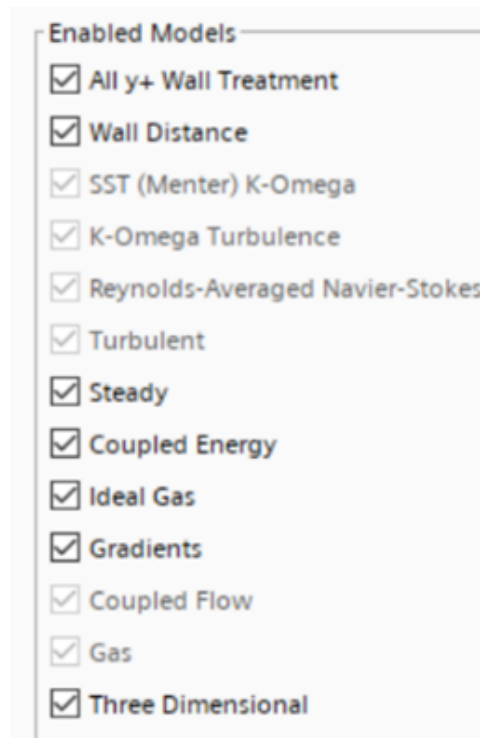


Figura 2.14: Configuración del modelo físico en STARCCM+

2.5 Solver

Existen diferentes maneras en las que los programas CFD resuelven el sistema de ecuaciones, una vez ya está discretizado y linealizado, en los elementos de malla.

- **Segregated Solver**
- **Coupled Solver**

En el segregated solver, basado en la presión, la presión se obtiene a partir de las ecuaciones de continuidad más momento, y la densidad mediante la ecuación de estado del fluido.

Las ecuaciones de transporte se resuelven de forma secuencial y permite una formulación puramente estacionaria al eliminar el término temporal.

Este tipo de solver es recomendado para flujos de bajo número de Mach ya que si existen grandes saltos de densidad (ondas de choque) no es capaz de calcularlos correctamente.

Por otro lado, el coupled solver está basado en la densidad por lo que será el adecuado para casos en los que existan ondas de choque próximas entre ellas y cerca de paredes, y será el escogido en este estudio

La presión se obtiene mediante la ecuación de estado y la densidad a partir de la ecuación de continuidad.

La principal diferencia con el otro modelo de cálculo es que las ecuaciones se resuelven todas a la vez, y al mantener el término temporal, es intrínsecamente transitorio. Para lograr casos estacionarios utilizando este método de cálculo es necesario darle mucho tiempo a la simulación para que se estabilice (siempre y cuando el problema tenga una solución estacionaria clara).

2.6 Condiciones iniciales

Las condiciones iniciales del cálculo serán las condiciones requeridas en el interior del tubo. Estas son:

- Presión = 10000 Pa
- Temperatura = 288 K

En cuanto a velocidad inicial, se opta por no darle ningún valor ya que, aunque darle valores cercanos al de estudio (impuesto en las condiciones de contorno) debería acelerar la convergencia del caso, existe el riesgo de que el caso diverja al no poder calcular correctamente la interacción con la zona del pod perpendicular al flujo.

2.7 Condiciones de contorno

Las condiciones de contorno utilizadas en este caso son flujo másico constante en el inlet y presión constante en el outlet.

Dado que el estudio propuesto consta de diferentes velocidades, se debe transformar estos valores a gasto másico para poder representar la velocidad deseada mediante esta condición de contorno. Para ello se hace uso de la ecuación que relaciona gasto másico con velocidad:

$$\dot{m} = \rho * v * A \quad (2.3)$$

Donde el área de cada tubo se mostró en la tabla 2.1.

Con esta simple ecuación se calcula el gasto másico equivalente a cada velocidad, y teniendo en cuenta que gracias al aprovechamiento de la simetría solo hay que considerar la mitad del gasto en el conducto circular y un cuarto en los otros dos, el valor de gasto másico a la entrada que será indicado en STARCCM+ para cada caso se muestra en la siguiente tabla:

	Circular	Cuadrado	Hexagonal
100 m/s	118.71	74.93	65.75
150 m/s	178.07	112.39	98.63
200 m/s	237.43	149.85	131.5

Tabla 2.5: Flujo másico impuesto en el inlet en cada caso [kg/s]

En el outlet se impone la condición de presión constante. Se considera que tras el paso del pod, cuando el flujo se estabiliza lo hace en las condiciones que había antes de la perturbación, por lo que, el valor de la presión con el flujo estabilizado en el outlet debe ser 10000Pa (la presión del interior del conducto).

La pared de simetría tiene condición de contorno de plano de simetría.

Un aspecto importante es que, a pesar de que en el programa se simula que el fluido se mueve respecto a los sólidos, en realidad únicamente se mueve el pod, por lo que la velocidad relativa entre el flujo y el tubo debe ser 0. Esto se logra imponiéndole a la condición de contorno de pared del tubo la misma velocidad que el flujo en cada caso.

En cuanto al pod, se considera un sólido sin admisión por lo que todas sus superficies son consideradas paredes.

Capítulo 3

Solución

3.1 Análisis de la solución

Durante el cálculo del caso base, se han observado varios fenómenos cuyo análisis ha resultado ser de mucho interés. Estos fenómenos se nombrarán en este apartado y se analizarán en profundidad en los siguientes.

En primer lugar, los criterios que se han usado para comprobar la convergencia del caso son los residuales, la fuerza que experimenta el vehículo en dirección del flujo (importante para comparar la resistencia aerodinámica de los diferentes tubos), y en especial el flujo másico en el outlet. El caso se considera convergido cuando el valor del gasto másico en la salida se estabiliza exactamente en el valor impuesto en la entrada, ya que si converge en un valor diferente significa que no está llegando todo el flujo al final del conducto y esto implica que no se está cumpliendo la conservación de la masa.

En una primera simulación se observó que el gasto en la salida convergía en un valor diferente al impuesto en la condición de contorno de la entrada, y esto sucede porque durante el proceso de cálculo, el flujo saltaba tantas celdas de golpe que se perdía la información de las ondas de presión que chocaban en la parte frontal del pod y se dirigían de nuevo a la entrada. Cada vez que estas ondas llegan a la entrada, interaccionan con la condición de contorno y rebotan de nuevo hacia el pod sumándose al flujo que sigue entrando.

La condición CFL (Courant-Friedrichs-Lewy) es un parámetro del coupled solver que controla el paso temporal, que es consecuencia de la velocidad y el tamaño de celdas. Si el CFL es demasiado elevado, puede implicar la pérdida de información sobre el flujo conforme avanzan las iteraciones, ya que, si no se evalúan ciertas celdas, todos los cálculos posteriores contendrán un error debido a esta pérdida de información.

El problema que se observó fue que con la configuración por defecto del CFL, el paso temporal superaba el tiempo que tardaba la información en llegar a la condición de contorno y a causa de ello la onda de presión desaparecía.

Tras detectar este fenómeno, se decidió realizar un análisis de independencia de número de CFL con el objetivo de encontrar un valor que

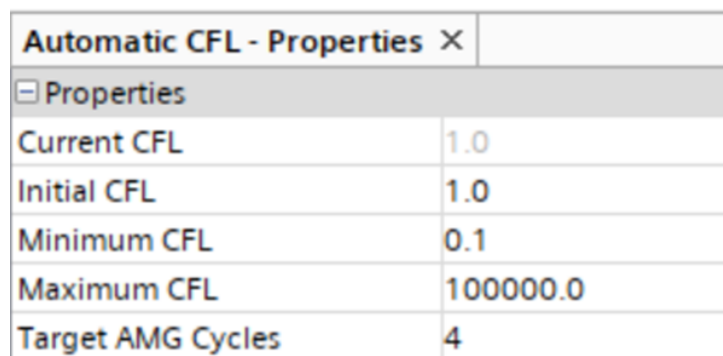
no perdiese la información de las ondas de presión sin aumentar demasiado el tiempo de cálculo.

El segundo fenómeno a destacar es el hecho de que, al ser una geometría cerrada en el que la sección de paso del flujo es altamente convergente cuando se encuentra con el pod, si la velocidad de avance del pod es suficientemente elevada, se produce una onda de choque plana que bloquea sónicamente el conducto alrededor del vehículo. En estas condiciones de bloqueo sónico, si no se aplica un empuje adicional, solo puede atravesar la sección del pod un gasto másico constante independientemente del que se imponga en la entrada del conducto como condición de contorno. La manera que tiene STARCCM+ de mantener el gasto másico en la condición de contorno a pesar de que el caso no es capaz de absorberlo, es aumentando la presión aguas arriba del pod, es decir que, para mantener el valor de gasto en la entrada, la densidad del fluido aumenta automáticamente. Eso físicamente se corresponde con que el flujo se acumula delante del pod. Cuanto más alta sea la velocidad, más se comprime el flujo delante del vehículo, sin embargo, se debe recordar que este es un caso particular en el que el pod no admite flujo. En el escenario real cuando en la parte delantera haya un compresor, éste se encargará de solucionar el problema de la sobrepresión aguas arriba del vehículo, lo que eliminaría el límite de velocidad que se ha calculado en estas simulaciones.

Este fenómeno de bloqueo se estudiará en el apartado de resultados ya que depende de las condiciones de cada caso.

3.2 Independencia de CFL

En STARCCM+, la configuración por defecto del CFL es la mostrada en la figura 3.1, y consiste en que su valor sea variable, partiendo desde 1 y variando valores de manera automática que van desde 0.1 a 100000.



Automatic CFL - Properties X	
[-] Properties	
Current CFL	1.0
Initial CFL	1.0
Minimum CFL	0.1
Maximum CFL	100000.0
Target AMG Cycles	4

Figura 3.1: Configuración del CFL por defecto

Ante el hecho de perder la información de las ondas de presión, se decidió cambiar el método de control del parámetro CFL e imponer un valor constante. Tras esto, se realizó un estudio de independencia de CFL para averiguar cuál era el valor constante óptimo de dicho parámetro en nuestro análisis.

Si el CFL es demasiado alto, la simulación no da valores correctos debido a que no tiene en cuenta correctamente fenómenos del flujo que realmente sí suceden, pero para una misma malla, a menor valor de CFL más tiempo tarda el caso en converger porque en cada iteración, el cálculo abarca un menor número de celdas.

Con el método de control de CFL en constante, se realizaron diferentes simulaciones con CFL de valores 5, 50 y 500 con el objetivo de medir la precisión de cada caso en los resultados, y el tiempo necesario para alcanzar la convergencia.

En las figuras 3.2, 3.3 y 3.4, se aprecia visualmente la diferencia en la evolución en la presión en la entrada del dominio conforme van llegando las ondas de presión que rebotan en el pod.

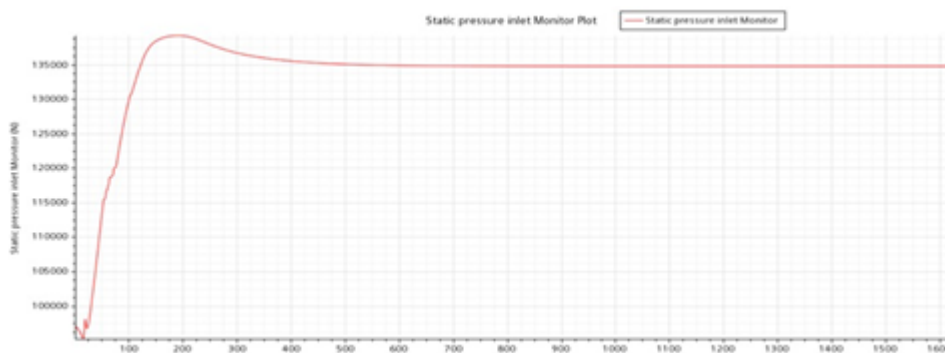


Figura 3.2: Evolución de la presión en la entrada con CFL 500

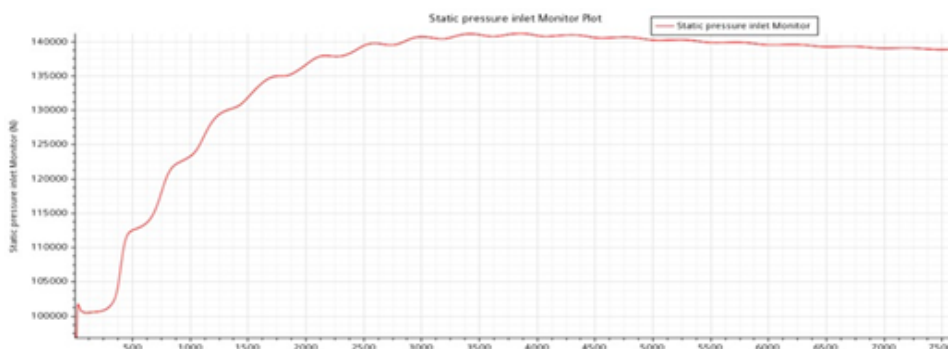


Figura 3.3: Evolución de la presión en la entrada con CFL 50

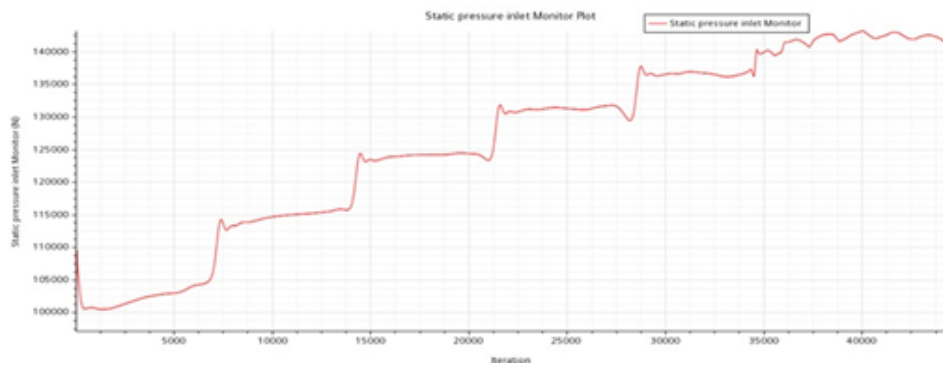


Figura 3.4: Evolución de la presión en la entrada con CFL 5

Cada vez que una nueva onda de presión vuelve a la entrada, la presión en esta región aumenta dando saltos. En el caso con menor CFL este fenómeno se aprecia con claridad, mientras que, en casos menos precisos, las oscilaciones de la variable hasta converger en el valor final son menores, debido a que no está recibiendo toda la información de las ondas de presión desplazándose por el dominio. Debido a que los tiempos de cálculo de los casos con CFL 5 y 50 son demasiado grandes como para ser viables en este trabajo (recordar que en total deben simularse tres geometrías para diferentes velocidades, 9 casos en total) se llega a la conclusión de que la manera adecuada de tratar este parámetro es imponer un CFL constante de valor 500, ya que el gasto másico converge en el valor correcto y el tiempo de cálculo está dentro de los valores aceptables.

3.3 Independencia de malla

En todo caso CFD es necesario realizar un estudio de sensibilidad de malla para asegurar que el mallado no influye en los resultados obtenidos.

Para este trabajo se han utilizado 5 mallas diferentes, siendo la primera más refinada y la quinta la más basta. La variación de los parámetros de la malla afecta tanto a los valores generales como a los adjudicados a los subvolumenes que se citaron en el apartado 2.2, siendo coherente esta variación en cada zona con la mostrada en la tabla 2.2.

En la tabla 3.1 se muestran las características principales de las mallas y como varía el resultado obtenido para la fuerza aerodinámica respecto a la malla más refinada, es decir, con respecto a la malla 1.

Como el criterio seguido es aceptar como máximo un 1% de variación en los resultados, la malla con la que se realizó finalmente el trabajo es la tercera, cuyo tiempo de convergencia aproximado era de unas 6 horas, logrando un compromiso aceptable entre precisión y coste temporal.

Malla	Celdas	Iteraciones	Tiempo	Variación resultados
1	2166304	1700	28 h	0.00 %
2	1451377	1500	16 h	0.57 %
3	878325	1200	6 h	0.95 %
4	412931	900	3 h	1.92 %
5	222404	700	1 h	3.35 %

Tabla 3.1: Estudio independencia de malla

Capítulo 4

Resultados

En este capítulo se analizarán los resultados obtenidos tras resolver los casos en STARCCM+.

Se comparará en primer lugar el fenómeno de bloqueo sónico mediante el análisis de las escenas del número de Mach, en las que se observan las ondas de choque y los cambios de régimen del flujo de subsónico a supersónico.

A continuación se dedicará un apartado al estudio de cómo STARCCM+ corrige automáticamente la presión en la entrada del dominio para adaptar el flujo a las condiciones de bloqueo, y por ello el programa no está realmente otorgando el valor deseado a la velocidad.

Finalmente se calcularán los coeficientes de resistencia aerodinámica de los diferentes conductos para las velocidades calculadas, para lo que habrá que tener en cuenta las condiciones con las que realmente el programa está simulando los casos .

4.1 Ondas de choque

En este apartado se mostrarán las escenas de Mach de cada caso, en las que se observan las zonas de flujo subsónico y supersónico, así como las ondas de choque que son las zonas de $Mach=1$ en las que el flujo cambia de régimen.

Dado que velocidad y presión están inversamente relacionadas según la ecuación de Benoulli, en las zonas de flujo más elevado la presión disminuirá, por lo que cuando exista una estela trasera supersónica, la baja presión en esta zona contribuirá de manera importante a la resistencia aerodinámica.

La escala de Mach utilizada es la misma para todas las imágenes y es la mostrada en la figura 4.1 (se puede observar también en algunas escenas).



Figura 4.1: Escala utilizada en las escenas de Mach

Cuando el color es azul el flujo es subsónico, pasando a representarse con color rojo cuando el flujo aumenta por encima de $Mach=1$. En el cambio de régimen, el color es negro y es donde se encuentran las ondas de choque planas.

4.1.1 Conducto circular

Debido a la total simetría de la sección circular, no es necesario estudiar los gradientes en la propia sección ya que la velocidad y por tanto el número de Mach será el mismo para las zonas con el mismo radio, que se representan adecuadamente en el plano longitudinal del dominio, que es el mostrado en las figuras 4.2, 4.3 y 4.4 .

- **Caso 1₁₀₀:**

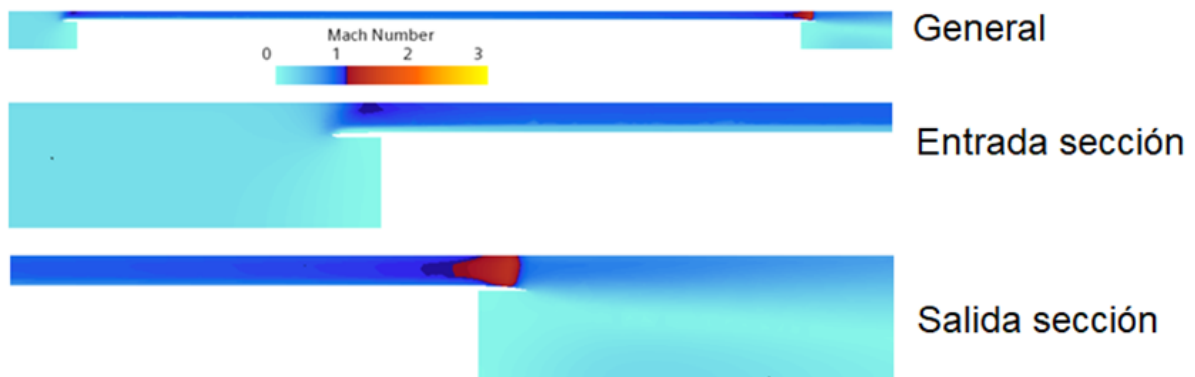


Figura 4.2: Escenas de Mach del caso 1₁₀₀

- **Caso 1₁₅₀:**

Figura 4.3: Escenas de Mach del caso 1₁₅₀

- **Caso 1₂₀₀:**

Figura 4.4: Escenas de Mach del caso 1₂₀₀

En el caso 1₁₀₀ (figura 4.2) se observa en la entrada a la sección una pequeña zona con flujo transónico y una onda de choque en la salida.

En el 1₁₅₀ (figura 4.3) ya se ha formado una pequeña onda de choque en la entrada, pero no bloquea totalmente el flujo debido a que no se encuentra en toda la sección. En la salida se propaga la estela en régimen supersónico y se aprecia el inicio de un conjunto de ondas de choque oblicuas que se desarrollarán a medida que aumente la velocidad.

En el caso 1₂₀₀ (figura 4.4) el flujo está totalmente bloqueado ya que la estela supersónica se mantiene durante decenas de metros, hasta que, en una onda de choque normal, el flujo vuelve a ser subsónico. Se observan claramente las ondas oblicuas que comienzan en la salida de la sección y se disipan en la estela. En la entrada de la sección aumenta la zona supersónica, pero sin fenómenos importantes que comentar.

4.1.2 Conducto cuadrado

En este caso al existir diferencias en la distancia que hay del pod al tubo a lo largo de la propia sección, además del plano longitudinal es interesante mostrar los gradientes de Mach en la propia sección. Se muestran en las figuras 4.7, 4.9 y 4.11, los tres planos correspondientes a la entrada a la sección, al centro y a la salida de la misma en el conducto cuadrado.

Además, hay que tener en cuenta que, debido a la forma de la sección, no hay únicamente un plano longitudinal. En los planos que pasan por los vértices del cuadrado la sección de paso será máxima, mientras que en los que atraviesan perpendicularmente las aristas será mínima.

Para ilustrar mejor este hecho se presenta la figura 4.5, en la que se muestra la escena de velocidad del caso 2_{200} en el centro del pod, que no tiene tanto interés como las escenas de Mach, pero es donde mejor se observa el hecho de que hay gradientes de velocidad en la propia sección y la necesidad de mostrar escenas longitudinales en los dos planos diferentes cuyo paso es máximo y mínimo.

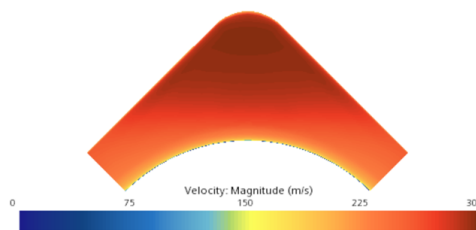


Figura 4.5: Escena de velocidad en la sección del caso 2_{200} en el centro del pod

- **Caso 2_{100} :**

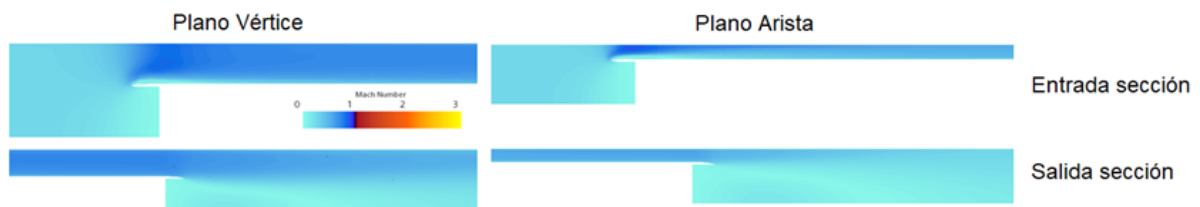


Figura 4.6: Escenas de Mach del caso 2_{100}

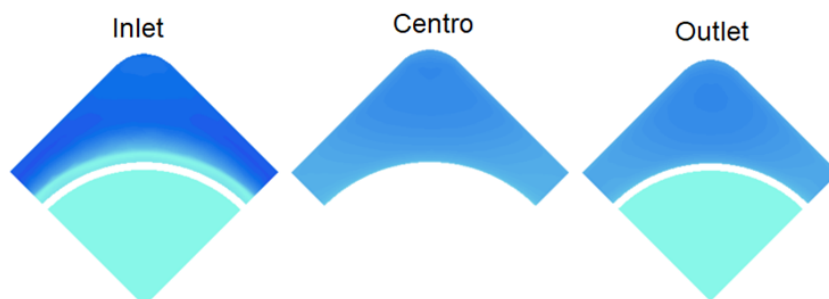


Figura 4.7: Escenas de Mach de la sección del caso 2_{100}

- **Caso 2_{150} :**



Figura 4.8: Escenas de Mach del caso 2₁₅₀

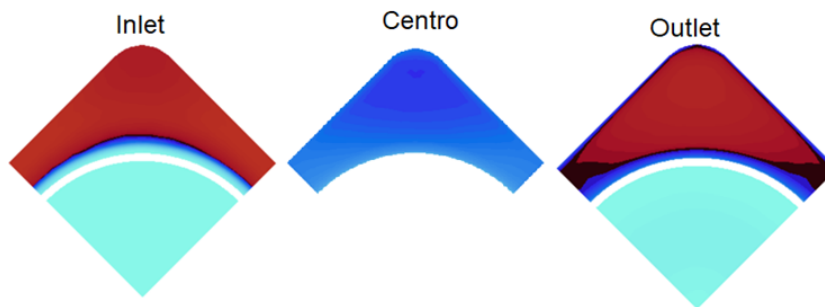


Figura 4.9: Escenas de Mach de la sección del caso 2₁₅₀

• **Caso 2₂₀₀:**



Figura 4.10: Escenas de Mach del caso 2₂₀₀

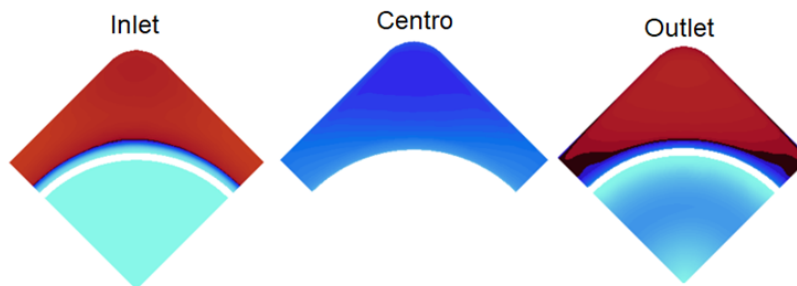


Figura 4.11: Escenas de Mach de la sección del caso 2₂₀₀

Como se aprecia en las figuras 4.6 y 4.7, cuando la velocidad es de 100 m/s no hay ni ondas de choque ni flujo supersónico en ningún punto del dominio, por lo que el flujo no está bloqueado en el caso 2₁₀₀. No ocurre lo mismo en los casos 2₁₅₀ y 2₂₀₀ donde la existencia de flujo

supersónico en la zona del pod implica la existencia de ondas de choque que bloquean el conducto.

Sobre los casos 2_{150} y 2_{200} , de la comparativa de las figuras 4.9 y 4.11, se puede concluir que apenas hay diferencias entre ambos casos en lo que refiere al régimen en los laterales del pod. El flujo es supersónico antes de la salida de la sección, cosa que no ocurría en el tubo circular.

No obstante, si se aprecia una diferencia importante en el desarrollo de la estela entre los dos últimos casos en los que, para el caso a mayor velocidad (figura 4.10), el flujo se mantiene por encima de $Mach=1$ en zonas más cercanas al eje de simetría principal y también perdura más hasta volver a régimen subsónico.

En cuanto a las diferencias entre los planos vértice y arista, se ha descubierto que, cuando el flujo es supersónico, se desacelera antes en aquellos lugares donde tiene más sección por la que pasar, es decir el plano vértice, por lo que se observa que en ese plano la línea que separa los regímenes de flujo es más perpendicular que en el plano arista, donde el flujo supersónico permanece más distancia en dicho régimen.

También es importante notar que en el caso 1_{200} (figura 4.4) existen ondas de choque oblicuas que se propagan durante mucha más distancia de lo que lo hacen el flujo supersónico en el caso 2_{200} . Esto es porque el área de paso del caso cuadrado es un 62% mayor que la del circular, lo que facilita un más rápido desarrollo del flujo subsónico. Es de esperar que, a igualdad de áreas de paso, el caso cuadrado presente ondas oblicuas de igual o incluso mayor magnitud tal y como se vio en el análisis de resistencia aerodinámica, la tendencia es que a mayor velocidad funcione mejor el caso circular.

4.1.3 Conducto hexagonal

De igual manera que en el caso cuadrado, se muestran los gradientes de la sección, y para ello se utilizan los mismos tres planos normales a la sección. De nuevo vuelven a haber diferencias entre los planos vértice y arista.

- **Caso 3_{100} :**



Figura 4.12: Escenas de Mach del caso 3_{100}

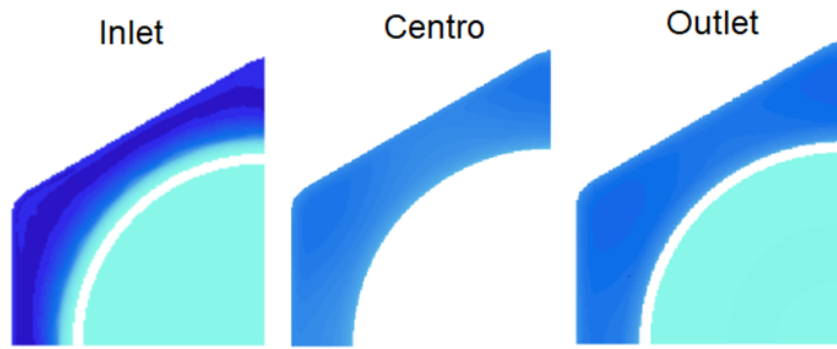


Figura 4.13: Escenas de Mach de la sección del caso 3₁₀₀

• **Caso 3₁₅₀:**



Figura 4.14: Escenas de Mach del caso 3₁₅₀

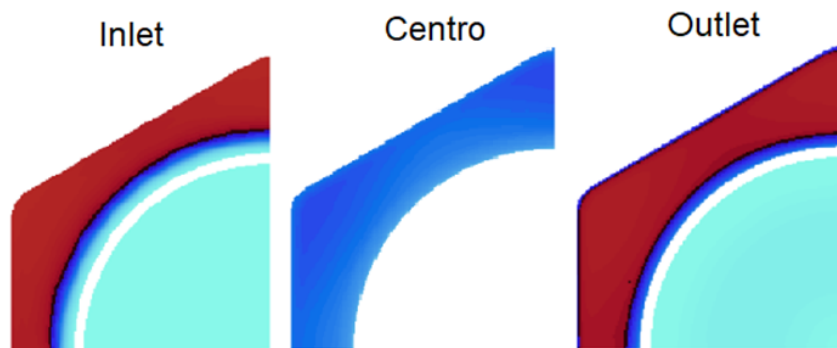


Figura 4.15: Escenas de Mach de la sección del caso 3₁₅₀

• **Caso 3₂₀₀:**



Figura 4.16: Escenas de Mach del caso 3₂₀₀

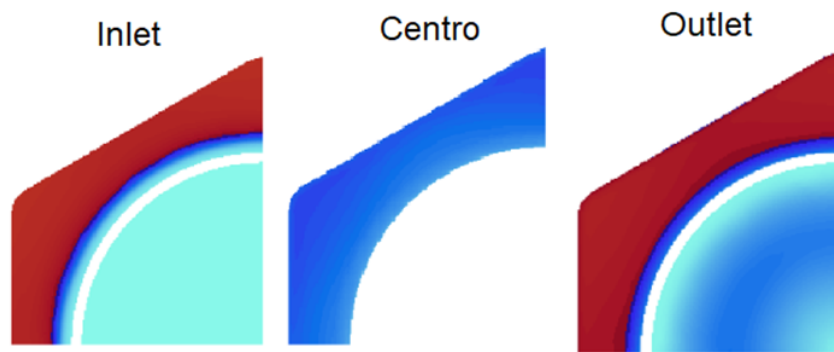


Figura 4.17: Escenas de Mach de la sección del caso 3₂₀₀

El conducto hexagonal no presenta ninguna región de flujo supersónico en el caso 3₁₀₀, cuando la velocidad es 100 m/s (véase figura 4.12). El flujo se acelera en el conducto que forman el pod y el tubo pero sin formarse ninguna onda de choque y sin bloquearse sónicamente. Cuando la velocidad es mayor, en el caso 3₁₅₀, aparecen zonas supersónicas importantes tanto a la entrada como a la salida, y además abarcan toda la sección como se muestra en la figura 4.15. En este caso el conducto ya puede tener problemas para dejar pasar todo el flujo másico que recibe. En el caso 3₂₀₀ el flujo se comporta prácticamente igual que en el 3₁₅₀ en lo que a la sección se refiere, pero sufre importantes cambios en la estela trasera, donde se encuentran ondas de choque oblicuas y zonas de Mach mayor que 2 en las que la presión caerá mucho.

4.2 Presión aguas arriba

Cuando el tubo se bloquea el flujo se acumula en la parte delantera del pod, por lo que al tubo ya no puede entrar el aire con la velocidad deseada para cada caso y entra a menos velocidad. Este fenómeno se muestra en la figura 4.18, del caso 3₂₀₀, en la que se aprecia claramente la diferencia entre la velocidad de la pared 200 m/s (impuesta para evitar velocidades relativas entre flujo y pared del tubo) y la velocidad del tubo 80 m/s.

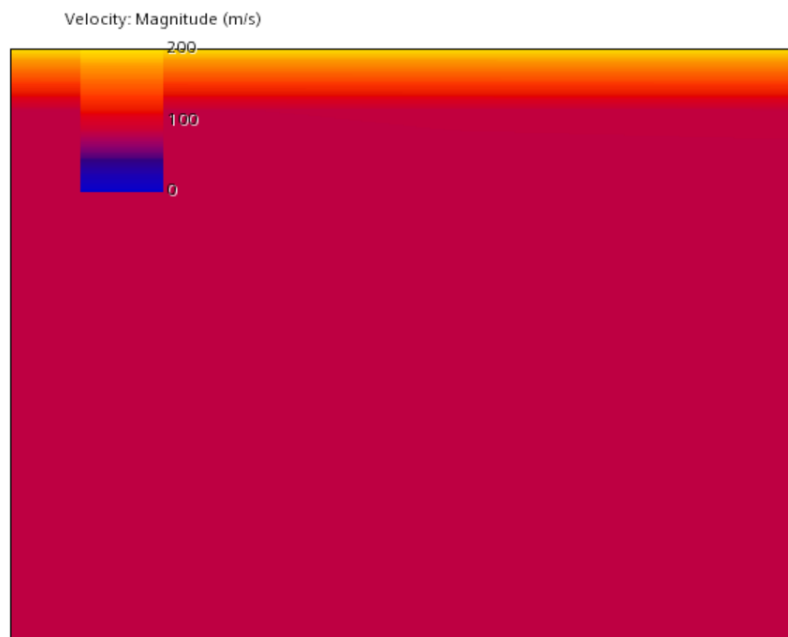


Figura 4.18: Disminución de la velocidad respecto a la teórica en el inlet debido al aumento de presión en el caso 3₂₀₀

Recordando que la condición de contorno impuesta en el inlet no es de velocidad, sino de gasto másico equivalente a cada velocidad, algo que se ha detectado durante la realización de este trabajo es que cuando la velocidad disminuye por el bloqueo del conducto, STARCCM+ corrige de manera automática la presión en el inlet del dominio para mantener el gaste másico entrante.

Se han recopilado en la tabla 4.1 los datos de presión en el inlet extraídos de las simulaciones, y posteriormente graficados en la figura 4.19 la presión adimensionalizada con respecto al valor base de 10000 Pa para observar como en cada caso el conducto experimenta un importante aumento de presión cuando se aproxima el pod respecto a la presión a la que está sometido cuando el pod no circula es sus inmediaciones.

	Circular	Cuadrado	Hexagonal
100 m/s	14020 Pa	11677 Pa	12616 Pa
150 m/s	20513 Pa	15435 Pa	18009 Pa
200 m/s	26770 Pa	20239 Pa	23572 Pa

Tabla 4.1: Presión en el inlet para cada caso

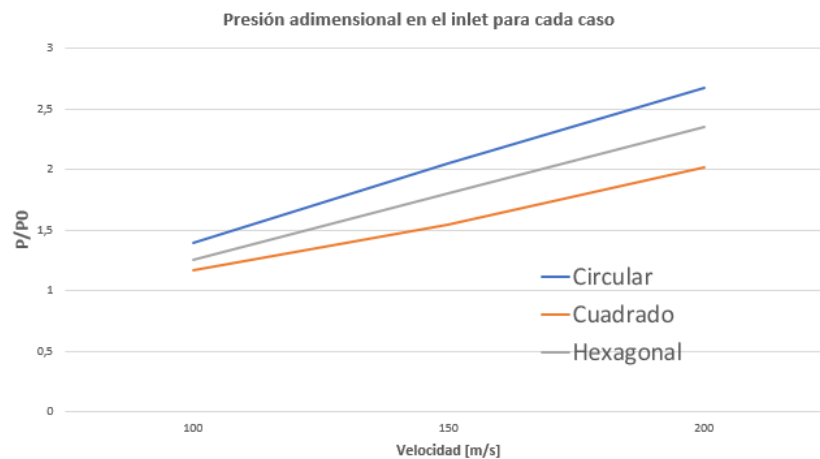


Figura 4.19: Presión adimensional en el inlet en cada caso

Como se ve en la figura 4.19, la presión aumenta más cuanto menor es el área de paso, por lo que el conducto circular es el más afectado por este fenómeno y el cuadrado el menos afectado.

En cuanto a la dependencia con la velocidad, es directamente proporcional al aumento de presión debido a que a mayor velocidad se bloquea el conducto, y una vez bloqueado, que entre más flujo que el que puede pasar la sección produce un aumento de presión en la zona previa al bloqueo.

Como conclusión de este estudio se puede afirmar que el área de paso es un parámetro muy importante para controlar la presión en el interior de los tubos, y que se deben tener en cuenta los gradientes de presión producidos por el avance del pod a la hora de diseñar los conductos para que estos no sufran esfuerzos no esperados que puedan entorpecer su correcto funcionamiento o incluso llegar a romperlos.

4.3 Resistencia aerodinámica

Finalmente se llega al que era el objetivo principal de este trabajo, comparar la resistencia aerodinámica que ofrecen los tres tubos.

Para ello se calculará el coeficiente de resistencia aerodinámica (C_D) de cada caso utilizando la siguiente ecuación:

$$C_D = \frac{2 * D}{\rho * S_w * v^2} \quad (4.1)$$

En la que D es la fuerza de resistencia aerodinámica, es decir la fuerza que experimenta el pod en dirección perpendicular al flujo. Este dato se extrae directamente de STARCCM+.

S_w es el área de referencia, que en este caso es la de cada tubo mostrada en la tabla 2.1. Se ha tomado la decisión de utilizar los datos de densidad

y velocidad con los que el programa realmente ha calculado la fuerza de resistencia aerodinámica, por lo que la densidad se ha calculado mediante la ecuación de estado mostrada, y la velocidad media en la cara inlet se ha calculado a raíz de la densidad corregida, y del gasto másico que se impuso en la condición de contorno en cada caso.

$$\rho = \frac{P}{287 * t} \quad (4.2)$$

$$v = \frac{\dot{m}}{\rho * A} \quad (4.3)$$

Los resultados del coeficiente C_D para cada caso se muestran en la figura 4.20.

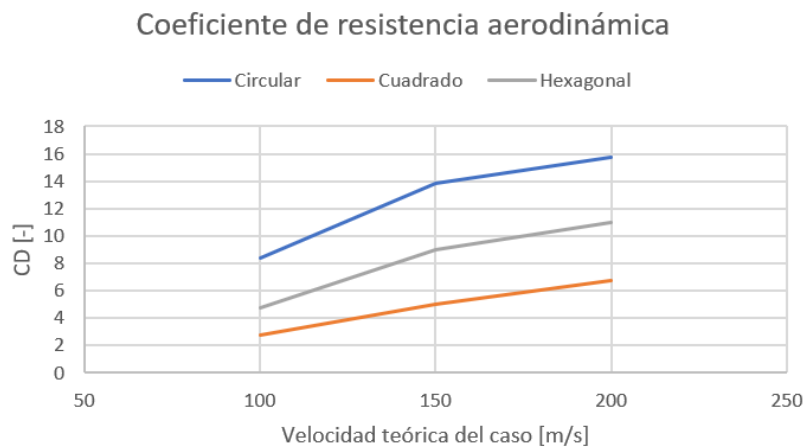


Figura 4.20: Coeficiente de resistencia aerodinámica de cada caso

El tubo circular es el que presenta una mayor resistencia aerodinámica al flujo, seguido del tubo hexagonal, y siendo el tubo cuadrado el que mejores características aerodinámicas posee.

Sin embargo, se debe tener en cuenta, una vez más, la diferencia de áreas de paso entre las diferentes secciones, por lo que se debe utilizar este dato para comparar adecuadamente los resultados de C_D .

Para ello se toma como referencia el valor del conducto cuadrado por ser el más bajo, y se compara la proporción entre el coeficiente de resistencia aerodinámica de los tubos circular y hexagonal con respecto al cuadrado, y la proporción de áreas de paso.

En la tabla 4.2 se compara el C_D de los casos circular y hexagonal respecto al caso cuadrado.

	Circular	Hexagonal
Área de paso respecto al cuadrado	62 %	77 %
C_D a 100 m/s	306 %	175 %
C_D a 150 m/s	278 %	181 %
C_D a 200 m/s	233 %	162 %
C_D ponderado con el paso a 100 m/s	188 %	136 %
C_D ponderado con el paso a 150 m/s	171 %	140 %
C_D ponderado con el paso a 200 m/s	144 %	126 %

Tabla 4.2: Comparativa C_D

La relación de C_D es directamente la división de los valores mostrados en la figura 4.20, mientras que los valores ponderados tienen en cuenta la diferencia de áreas de paso según la siguiente fórmula:

$$C_{D_ponderado} = C_D * \%A_{paso} \quad (4.4)$$

De los resultados obtenidos en la tabla 4.2 se concluye que el caso cuadrado es, a priori, el que mejores características aerodinámicas tiene en lo que a resistencia aerodinámica se refiere.

Los aspectos a comentar más importantes se desarrollarán en el punto de conclusiones generales a continuación.

Capítulo 5

Conclusiones

En este apartado se detallarán las conclusiones obtenidas durante y tras la realización de este Trabajo de Fin de Grado. Además se expondrán una serie de ideas sobre aspectos a mejorar y trabajos futuros sobre el tema tratado en este documento, que se pueden llevar a cabo para ampliarlo y mejorarlo.

Es importante destacar que un objetivo intrínseco del proyecto es el aprendizaje de una herramienta muy útil en el estudio de problemas aeronáuticos como es el cálculo computacional, y en especial el entorno de trabajo del STARCCM+. Este proyecto tiene un fin didáctico y académico al simular los casos de forma sencilla, asumiendo simplificaciones significativas y asumiendo en varias ocasiones comportamientos lineales, en lugar de un exhaustivo análisis de resultados realizado en trabajos con mayor presupuesto.

En primer lugar, se ha estudiado la aerodinámica de un pod sin admisión. Este factor es importante ya que los resultados y conclusiones obtenidas han estado muy condicionadas por el bloqueo que sufre el flujo al tener que atraviesa una sección estrecha, y en caso de poder repartir el flujo entre la misma sección y el aspirado por el pod, no se alcanzarían las mismas condiciones de velocidad ni de Mach por lo que sería viable que el vehículo viaje a mayor velocidad que la obtenida como máxima en este estudio (en torno a 90m/s) retrasando en gran medida la aparición de ondas de choque y bloqueos del conducto.

Además el hecho de no considerar el pod como un sólido que en lugar de aspirar flujo, choca contra él, hace que la resistencia aerodinámica sea exageradamente elevada. Sería inviable desarrollar un vehículo de estas características, es necesario implementar compresor eléctrico o cualquier otro tipo de sistema que permita pasa el flujo a través del propio pod.

A cerca del programa STARCCM+ y los estudios realizados sobre el CFL, se concluye que para obtener resultados precisos sobre este caso en concreto es necesaria una cantidad enorme de tiempo (aproximadamente 1 mes tarda en converger el caso con CFL 5). Por ello se recomendaría trabajar con una maqueta del pod y no con la escala real, o bien utilizar servidores

mucho más potentes para realizar los cálculos.

Sobre los resultados propios del trabajo, tras comparar los tubos se llega a la conclusión de que el tubo cuadrado es el que menos coeficiente de resistencia aerodinámica tiene, seguido del hexagonal, y siendo el circular el que peor actuaría.

Sin embargo cabe destacar que debido a la no linealidad de los fenómenos que calcula STARCCM+, es posible que a pesar de haber tratado de ponderar los valores con las áreas de paso, esta diferencia geométrica influya de manera más significativa en los valores obtenidos de fuerza aerodinámica, por lo que, si se deseara realmente desarrollar el tubo, se podría realizar un análisis a igualdad de áreas de paso para obtener resultados más precisos.

Otro posible estudio acerca de este tipo de transporte sería los esfuerzos que sufren los conductos debido a la diferencia de presiones entre el interior y la atmósfera, o bien debido a las ondas de choque formadas en el interior. Es posible que el criterio estructural tenga igual o incluso más peso que el aerodinámico a la hora de decidir que geometría se implementa en los tubos.

Resumiendo, la principal conclusión obtenida en este trabajo es que el conducto cuadrado es el óptimo en lo que a resistencia aerodinámica se refiere, pero se podría mejorar la fiabilidad de este resultado mediante las siguientes opciones:

- **Simular con pod con admisión.** Los resultados sin admisión son demasiada resistencia aerodinámica y velocidad limitada.
- **Simular en servidores de cálculo más potentes.** El tiempo necesario para obtener buenos resultados utilizando equipos personales es demasiado elevado, lo que no permite analizar todo lo que se debería analizar.
- **Realizar un estudio a igualdad de áreas de paso.** El comportamiento no lineal del flujo compresible hace difícil la comparativa entre secciones con área de paso distintas.
- **Realizar análisis estructural de los tubos.** En las condiciones realtivamente extremas en las que funciona Hyperloop, los esfuerzos estructurales tanto del pod como de los tubos pueden ser factores más importantes que los aerodinámicos para la elección de la geometría.

Este trabajo me ha servido a mí, Diego Salvador Martínez, para aprender a tratar con problemas reales de ingeniería, mejorar mis conocimientos sobre aerodinámica, mecánica de fluidos y sobre todo, CFD; y para aprender como manejan estos problemas los profesionales que se dedican a este sector, en mi caso principalmente Germán Torres, ingeniero de Zeleros.

Capítulo 6

Presupuesto

En este apéndice se calculará el coste económico total de este trabajo, dividiéndolo en costes de personal, equipos empleados y licencias de los programas utilizados, al que finalmente se le añadirá el impuesto del 21 % correspondiente al IVA.

6.1 Costes de personal

En la 6.1 se resumen los costes relacionados con el personal que ha intervenido en la realización de este trabajo.

Este proyecto ha sido una colaboración entre la Universidad Politécnica de Valencia y la empresa valenciana Zeleros, y en él han participado tres tutores (dos de ellos de la UPV y otro de Zeleros), y el autor, que es ingeniero técnico. Se considerarán como horas trabajadas las dedicadas a la búsqueda de información, la preparación del caso, parte de las horas de las simulaciones, las reuniones y la posterior redacción y corrección del proyecto.

	Tiempo [h]	Sueldo [€/h]	Coste total [€]
Tutores UPV	40	30	1200
Tutor Zeleros	80	30	2400
Autor	500	0	0
TOTAL			3600

Tabla 6.1: Coste del personal implicado en el proyecto

6.2 Coste de equipo

El equipo que se ha empleado para realizar este trabajo consta de un ordenador portátil Acer Swift con procesador Intel Core i5 y otro ordenador de torre montado por piezas.

Equipo	Valor [€]
Portátil Acer	900
Ordenador de torre	600
TOTAL	1500

Tabla 6.2: Coste del personal implicado en el proyecto

6.3 Licencias

El coste anual de la licencia STARCCM+ son 20000 € y se pueden emplear 20 licencias por ese precio. Teniendo en cuenta que se han requerido 4 licencias diferentes para plantear y simular todos los casos, el coste del uso del programa asciende a 4000 €.

6.4 Presupuesto final

Al coste total se le debe añadir un porcentaje de costes indirectos, y los beneficios industriales del mismo, que para este caso se estiman en un 15 % y en un 6% respectivamente, calculados respecto al coste total.

La tabla 6.3 recoge todos los costes del proyecto sumando todos los mostrados previamente. Añadiendo los porcentajes citados y aplicando un 21 % de IVA sobre el total, el presupuesto total es de **trece mil trescientos veintitres euros con treinta céntimos, 13323.30 €**.

Personal	3600 €
Equipos	1500 €
Licencia	4000 €
Coste directo total	9100 €
Costes indirectos	1365 €
Beneficio industrial	546 €
Subtotal	11011 €
IVA 21 %	2312.30 €
TOTAL	13323.30 €

Tabla 6.3: Presupuesto total

Pliego de condiciones

En este apartado se incluye la configuración del caso 2₁₀₀, es decir, la del tubo cuadrado a 100 m/s, en el lenguaje de STARCCM+ con el fin de que pueda ser replicado por quien quiera, ya sea para ampliar el estudio realizado en este proyecto o simplemente consultarlo.

Summary Report: cuadrado_100_solved

Session Summary

Date 12 dic. 2021 0:47:16
 Simulation C:\Users\Diego\Desktop\TFG\casos\cuadrado_100_solved.sim
 File size 4,6e+02 MB
 Number of Partitions 2
 Number of Restored Partitions 2

Software Summary

Version BuildArch: win64
 BuildEnv: intel20.1vc14.2-r8
 PresentationVersion: 2021.1.1
 ReleaseDate: Fri Mar 12 19:28:50 UTC 2021
 ReleaseNumber: 16.02.009
 MPI Version MS MPI-10.1

Hardware Summary

Hosts Number Processes: 2
 Rank[0]: LAPTOP-3TE4VBSV
 Rank[1]: LAPTOP-3TE4VBSV

Simulation Properties

1	cuadrado_100_solved		
+-1	Continua	Continua	2
+-1	Parts Meshes	Regions	[cuarto_de_tubo]
		Interfaces	[]
		Tags	[]
^-2	Physics 1	Regions	[cuarto_de_tubo]
		Interfaces	[]
		Point Sets	[]
		Active	true
		Tags	[]
+-1	Models		
+-1	Coupled Energy	Enthalpy Formulation	false
		Flow Boundary Diffusion	true
+-2	Coupled Flow	Integration	IMPLICIT
		Positivity Rate Limit	0.2
		Preconditioning Enabled	true
		Unsteady Low-Mach Preconditioning	true
		Unsteady Preconditioning Max Factor	0.95
		Pressure Difference Scale Factor	2.0
		Minimum Reference Velocity	1.0E-10 m/s
		Maximum Reference Velocity	1000000.0 m/s
		Flow Boundary Diffusion	true
		Secondary Gradients	On
		Coupled Inviscid Flux	Roe FDS
		Discretization	2nd-order
+-3	Gas		
^-1	Air	Database Material	Air (Air) [Standard/Gases]
		Tags	[]
^-1	Material Properties		
+-1	Dynamic Viscosity	Method	Constant
^-1	Constant	Value	1.85508E-5 Pa-s
+-2	Molecular Weight	Method	Constant
^-1	Constant	Value	28.9664 kg/kmol
+-3	Specific Heat	Method	Constant
^-1	Constant	Value	1003.62 J/kg-K
+-4	Thermal Conductivity	Method	Constant
^-1	Constant	Value	0.0260305 W/m-K
^-5	Turbulent Prandtl Number	Method	Constant

	^-1	Constant	Value	0.9
	+-4	Gradients	Limiter Method	Venkatkrishnan
			Custom Accuracy Level Selector	2.0
			Verbose	false
			Least-Squares Quality Criterion	true
			Flat Cells Curvature Criterion	true
			Cell Skewness Criterion	true
			Chevron-Cell Criterion	true
			Least-Squares Tensor Minimum Eigenvalues Ratio	0.1
			Normalized Flat Cells Curvature Factor	1.0
			Maximum Safe (Positive) Skewness Angle (deg)	75.0
			Minimum Unsafe (Positive) Skewness Angle (deg)	88.0
			Use TVB Gradient Limiting	false
			Acceptable Field Variation (Factor)	0.05
	+-5	Ideal Gas	Incompressible	false
			Density Limiting	false
	+-6	K-Epsilon Turbulence		
	+-7	Realizable K-Epsilon Two-Layer	Buoyancy Production of Dissipation	Boundary Layer Orientation
			Cmu	0.09
			C1e	1.44
			C2e	1.9
			Ct	1.0
			Sigma_k	1.0
			Sigma_e	1.2
			Sarkar	2.0
			Tke Minimum	1.0E-10
			Tdr Minimum	1.0E-10
			Secondary Gradients	On
			Convection	2nd-order
			Normal Stress Term	false
			Curvature Correction Option	Off
			Two-Layer Type	Shear Driven (Wolfstein)
			Two-Layer ReY*	60.0
			Two-Layer Delta ReY	10.0
Stokes	+-8	Reynolds-Averaged Navier-		
	+-9	Solution Interpolation	Per Part Mapping	false
			Interpolation Method	Nearest neighbor
			Legacy Method	false
			Conservation Correction	Disable
	+-10	Steady	Continuum Iteration	837
	+-11	Three Dimensional		
	+-12	Turbulent		
	+-13	Two-Layer All y+ Wall Treatment	Iterative Ustar	false
	^-14	Wall Distance	Wall Distance Method	Implicit Tree
	+-2	Reference Values		
	+-1	Reference Pressure	Value	0.0 Pa
	+-2	Minimum Allowable Wall Distance	Value	1.0E-6 m
Pressure	+-3	Maximum Allowable Absolute	Value	1.0E8 Pa
	+-4	Minimum Allowable Temperature	Value	10.0 K
Pressure	+-5	Minimum Allowable Absolute	Value	100.0 Pa
	^-6	Maximum Allowable Temperature	Value	5000.0 K
	^-3	Initial Conditions		
	+-1	Pressure	Method	Constant
		^-1 Constant	Value	10000.0 Pa
	+-2	Static Temperature	Method	Constant
		^-1 Constant	Value	288.15 K
	+-3	Turbulence Intensity	Method	Constant
		^-1 Constant	Value	0.01
	+-4	Turbulence Specification	Method	Intensity + Viscosity Ratio
	+-5	Turbulent Velocity Scale	Method	Constant

		^-1 Constant	Value	1.0 m/s
		+6 Turbulent Viscosity Ratio	Method	Constant
		^-1 Constant	Value	10.0
		^-7 Velocity	Method	Constant
			Coordinate System	Laboratory
		^-1 Constant	Value	[0.0, 0.0, 0.0] m/s
		+2 Regions	Part Selection Priority	[cuarto_de_tubo]
			Regions	1
		^-1 cuarto_de_tubo	Index	2
			Mesh Continuum	[Parts Meshes]
			Physics Continuum	[Physics 1]
			Parts	[cuarto_de_tubo]
			Type	Fluid Region
			Topology	VOLUME
			Allow Per-Part Values	false
			Tags	[]
		+1 Boundaries	Part Surface Selection Priority	[cuarto_de_tubo: outlet, cuarto_de_tubo: pod, cuarto_de_tubo: Corte XY, cuarto_de_tubo: Corte XZ, cuarto_de_tubo: tubo, cuarto_de_tubo: inlet]
			Boundaries	6
		+1 Corte XY	Index	9
			Interfaces	
			Part Surfaces	[cuarto_de_tubo.Corte XY.Default]
			Type	Symmetry Plane
			Allow Per-Surface Values	false
			Tags	[]
		+2 Corte XZ	Index	10
			Interfaces	
			Part Surfaces	[cuarto_de_tubo.Corte XZ.Default]
			Type	Symmetry Plane
			Allow Per-Surface Values	false
			Tags	[]
		+3 inlet	Index	12
			Interfaces	
			Part Surfaces	[cuarto_de_tubo.tubo.inlet]
			Type	Mass Flow Inlet
			Allow Per-Surface Values	false
			Tags	[]
		+1 Physics Conditions		
		+1 Flow Direction Specification	Method	Boundary-Normal
		+2 Mass Flow Option	Specification Option	Mass Flow Rate
		+3 Reference Frame	Option	Lab Frame
Specification				
		^-4 Turbulence Specification	Method	Intensity + Viscosity Ratio
		^-2 Physics Values		
		+1 Mass Flow Rate	Method	Constant
		^-1 Constant	Value	74.93 kg/s
		+2 Supersonic Static Pressure	Method	Constant
		^-1 Constant	Value	0.0 Pa
		+3 Total Temperature	Method	Constant
		^-1 Constant	Value	288.15 K
		+4 Turbulence Intensity	Method	Constant
		^-1 Constant	Value	0.01
		^-5 Turbulent Viscosity Ratio	Method	Constant
		^-1 Constant	Value	10.0
		+4 outlet	Index	7
			Interfaces	
			Part Surfaces	[cuarto_de_tubo.tubo.outlet]
			Type	Pressure Outlet
			Allow Per-Surface Values	false
			Tags	[]
		+1 Physics Conditions		
		+1 Backflow Specification	Direction	Boundary-Normal
			Pressure	Environmental

					Scalars	Specified
			+2	Pressure Outlet Option	Option	None
			+3	Reference Frame	Option	Lab Frame
Specification						
			-4	Turbulence Specification	Method	Intensity + Viscosity Ratio
			-2	Physics Values		
			+1	Pressure	Method	Constant
				-1 Constant	Value	10000.0 Pa
			+2	Static Temperature	Method	Constant
				-1 Constant	Value	288.15 K
			+3	Turbulence Intensity	Method	Constant
				-1 Constant	Value	0.01
			-4	Turbulent Viscosity Ratio	Method	Constant
				-1 Constant	Value	10.0
		+5		pod	Index	8
					Interfaces	
					Part Surfaces	[cuarto_de_tubo.pod.ColoredFace1]
					Type	Wall
					Allow Per-Surface Values	false
					Tags	[]
			+1	Physics Conditions		
Specification			+1	Reference Frame	Option	Region Reference Frame
			+2	Shear Stress Specification	Method	No-Slip
			+3	Tangential Velocity	Method	Fixed
Specification						
			+4	Thermal Specification	Condition	Adiabatic
			+5	User Wall Heat Flux	Method	None
Coefficient Specification						
			-6	Wall Surface Specification	Method	Smooth
			-2	Physics Values		
				-1 Blended Wall Function	E	9.0
					Kappa	0.42
			-6	tubo	Index	11
					Interfaces	
					Part Surfaces	[cuarto_de_tubo.tubo.tubo]
					Type	Wall
					Allow Per-Surface Values	false
					Tags	[]
			+1	Physics Conditions		
Specification			+1	Reference Frame	Option	Local Reference Frame
			+2	Shear Stress Specification	Method	No-Slip
			+3	Tangential Velocity	Method	Vector
Specification						
			+4	Thermal Specification	Condition	Adiabatic
			+5	User Wall Heat Flux	Method	None
Coefficient Specification						
			-6	Wall Surface Specification	Method	Smooth
			-2	Physics Values		
				+1 Blended Wall Function	E	9.0
					Kappa	0.42
			+2	Boundary Reference Frame	Reference Frame	Lab Reference Frame
Specification						
			-3	Relative Velocity	Method	Constant
					Coordinate System	Laboratory
				-1 Constant	Value	[-100.0, 0.0, 0.0] m/s
		+2		Feature Curves	Part Curve Selection Priority	[cuarto_de_tubo:Default Feature Curve]
					Feature Curves	1
			-1	Default Feature Curve	Part Curves	[cuarto_de_tubo.tubo.Edges, cuarto_de_tubo.pod.Edges, cuarto_de_tubo.Intersection]
					Tags	[]
			+3	Physics Conditions		
			+1	Energy Source Option	Energy Source Option	None
			+2	Initial Condition Option	Option	Use Continuum Values

		+ -3	Mass Source Option	Mass Source Option	false
		+ -4	Momentum Source Option	Momentum Source Option	None
		`-5	Turbulence Source Option	Turbulence Source Option	None
		`-4	Physics Values		
		+ -1	Axis	Coordinate System	Laboratory
				Origin	[0.0, 0.0, 0.0] m
				Direction	[0.0, 0.0, 1.0]
		`-2	Motion Specification	Motion	Stationary
				Reference Frame	Lab Reference Frame
		+ -3	Representations		
		+ -1	Latest Surface/Volume	Representation	Volume Mesh
				Tags	[]
		+ -2	Geometry	Tags	[]
		+ -1	Malla.Remesh	Tags	[]
		`-2	Latest Surface	Tags	[]
		`-3	Volume Mesh	Cells	936474
				Interior Faces	4382073
				Vertices	2958706
				Tags	[]
		+ -1	Finite Volume Regions		
		`-1	cuarto_de_tubo	Cells	936474
				Interior Faces	4382073
				Vertices	2958706
				Edges	0
		`-1	Finite Volume Boundaries		
		+ -1	Corte XY	Faces	33994
		+ -2	Corte XZ	Faces	33602
		+ -3	inlet	Faces	239
		+ -4	outlet	Faces	289
		+ -5	pod	Faces	16899
		`-6	tubo	Faces	74061
		`-2	Cell Sets		
		+ -4	Contacts		
		+ -5	Parts		
		+ -1	Corte XY	Metadata	{}
				Index	3
				Color	java.awt.Color[r=112,g=128,b=144]
				Region	[]
				Contacts	[]
				Descriptions	[Root]
				Face Count	12
				Tags	[]
		+ -1	Surfaces		
		`-1	Default	Index	3
				Metadata	{}
				Boundary	[]
				Color	java.awt.Color[r=112,g=128,b=144]
				Tags	[]
		`-2	Curves		
		`-1	Default	Index	3
				Feature Curve	[]
				Tags	[]
		+ -2	Corte XZ	Metadata	{}
				Index	4
				Color	java.awt.Color[r=112,g=128,b=144]
				Region	[]
				Contacts	[]
				Descriptions	[Root]
				Face Count	12
				Tags	[]
		+ -1	Surfaces		
		`-1	Default	Index	4
				Metadata	{}
				Boundary	[]
				Color	java.awt.Color[r=112,g=128,b=144]
				Tags	[]

-2	Curves		
-1	Default	Index	4
		Feature Curve	☐
		Tags	☐
+-3	cuarto_de_tubo	Metadata	{}
		Index	8
		Color	java.awt.Color[r=112,g=128,b=144]
		Region	[cuarto_de_tubo]
		Contacts	☐
		Descriptions	[Root, Malla.Remesh]
		Face Count	896
		Operation	Subtract
		Tags	☐
+-4	pod	Metadata	{}
		Index	2
		Color	java.awt.Color[r=152,g=170,b=175]
		Region	☐
		Contacts	☐
		Descriptions	[Root]
		Face Count	3216
		Tags	☐
+-1	Surfaces		
-1	ColoredFace1	Index	2
		Metadata	{}
		Boundary	☐
		Color	java.awt.Color[r=152,g=170,b=175]
		Tags	☐
-2	Curves		
-1	Edges	Index	2
		Feature Curve	☐
		Tags	☐
+-5	tubo	Metadata	{}
		Index	1
		Color	java.awt.Color[r=152,g=170,b=175]
		Region	☐
		Contacts	☐
		Descriptions	[Root]
		Face Count	204
		Tags	☐
+-1	Surfaces		
+-1	inlet	Index	25
		Metadata	{}
		Boundary	☐
		Color	java.awt.Color[r=112,g=128,b=144]
		Tags	☐
+-2	outlet	Index	1
		Metadata	{}
		Boundary	☐
		Color	java.awt.Color[r=152,g=170,b=175]
		Tags	☐
-3	tubo	Index	24
		Metadata	{}
		Boundary	☐
		Color	java.awt.Color[r=112,g=128,b=144]
		Tags	☐
-2	Curves		
-1	Edges	Index	1
		Feature Curve	☐
		Tags	☐
+-6	tubo_inlet	Metadata	{}
		Index	12
		Color	java.awt.Color[r=112,g=128,b=144]
		Region	☐
		Contacts	☐
		Descriptions	[Root]
		Face Count	204

			Tags	∅
		+-1	Surfaces	
			^-1 ColoredFace1	Index 22
			Metadata	{}
			Boundary	∅
			Color	java.awt.Color[r=152,g=170,b=175]
			Tags	∅
			^-2 Curves	
			^-1 Edges	Index 24
			Feature Curve	∅
			Tags	∅
		+-7	tubo_outlet	Metadata {}
			Index	11
			Color	java.awt.Color[r=152,g=170,b=175]
			Region	∅
			Contacts	∅
			Descriptions	[Root]
			Face Count	204
			Tags	∅
		+-1	Surfaces	
			^-1 ColoredFace1	Index 23
			Metadata	{}
			Boundary	∅
			Color	java.awt.Color[r=152,g=170,b=175]
			Tags	∅
			^-2 Curves	
			^-1 Edges	Index 25
			Feature Curve	∅
			Tags	∅
			^-8 tubo_pod	Metadata {}
			Index	9
			Color	java.awt.Color[r=152,g=170,b=175]
			Region	∅
			Contacts	∅
			Descriptions	[Root]
			Face Count	204
			Tags	∅
		+-1	Surfaces	
			^-1 ColoredFace1	Index 21
			Metadata	{}
			Boundary	∅
			Color	java.awt.Color[r=152,g=170,b=175]
			Tags	∅
			^-2 Curves	
			^-1 Edges	Index 23
			Feature Curve	∅
			Tags	∅
		+-6	3D-CAD Models	
			+-1 3D-CAD Model 1	Part Update Method UPDATE_GEOMETRY
			Tags	∅
			+-1 Body Groups	
			^-1 Body 1	Name Body 1
			Color	java.awt.Color[r=128,g=128,b=128]
			Opacity	1.0
			Tags	∅
			+-2 Features	
			+-1 XY	Error Message
			Origin	[0.0, 0.0, 0.0] m
			X-Axis	[1.0, 0.0, 0.0]
			Y-Axis	[0.0, 1.0, 0.0]
			Tags	∅
			+-2 YZ	Error Message
			Origin	[0.0, 0.0, 0.0] m
			X-Axis	[0.0, 1.0, 0.0]
			Y-Axis	[0.0, 0.0, 1.0]
			Tags	∅

++3	ZX	Error Message	
		Origin	[0.0, 0.0, 0.0] m
		X-Axis	[0.0, 0.0, 1.0]
		Y-Axis	[1.0, 0.0, 0.0]
		Tags	[]
++4	Global Origin	Error Message	
		Position	[0.0, 0.0, 0.0]
		Tags	[]
++5	Lab Coordinate System	Error Message	
		Origin	[0.0, 0.0, 0.0]
		X-axis Direction	[1.0, 0.0, 0.0]
		Y-axis Direction	[0.0, 1.0, 0.0]
		Tags	[]
^-6	ImportCad 1	Error Message	
		Exchange Settings	{STEP=0, NX=0, CATIAV5=0, SE=0, JT=0}
		File Name	
		Tags	[]
++3	Design Filters		
^-4	Design Parameters		
^-1	Length	Type	SCALAR
		Value	5.0 m
		Evaluated SI Value	5.0
		Tags	[]
++2	Corte XY	Part Update Method	UPDATE_GEOMETRY
		Tags	[]
++1	Body Groups		
^-1	Body 1	Name	Body 1
		Color	java.awt.Color[r=128,g=128,b=128]
		Opacity	1.0
		Tags	[]
++2	Features		
++1	XY	Error Message	
		Origin	[0.0, 0.0, 0.0] m
		X-Axis	[1.0, 0.0, 0.0]
		Y-Axis	[0.0, 1.0, 0.0]
		Tags	[]
++2	YZ	Error Message	
		Origin	[0.0, 0.0, 0.0] m
		X-Axis	[0.0, 1.0, 0.0]
		Y-Axis	[0.0, 0.0, 1.0]
		Tags	[]
++3	ZX	Error Message	
		Origin	[0.0, 0.0, 0.0] m
		X-Axis	[0.0, 0.0, 1.0]
		Y-Axis	[1.0, 0.0, 0.0]
		Tags	[]
++4	Global Origin	Error Message	
		Position	[0.0, 0.0, 0.0]
		Tags	[]
++5	Lab Coordinate System	Error Message	
		Origin	[0.0, 0.0, 0.0]
		X-axis Direction	[1.0, 0.0, 0.0]
		Y-axis Direction	[0.0, 1.0, 0.0]
		Tags	[]
++6	Sketch 1	Error Message	
		Tags	[]
^-7	Extrude 1	Error Message	
		Sketch	Sketch 1
		Method	Blind
		Direction Type	Normal
		Extrusion Options	OneWay
		Distance	10.0 m
		Asym. Distance	0.1 m
		Draft	None
		Draft Angle	10.0 deg

Offset Distance	0.1 m
Body Type	Solid
Body Interaction	Merge
Bodies To Interact	All
Tags	[]

+-3 Design Filters

`-4 Design Parameters

`-3 **Corte XZ**

Part Update Method	UPDATE_GEOMETRY
Tags	[]

+--1 Body Groups

`-1 **Body 1**

Name	Body 1
Color	java.awt.Color[r=128,g=128,b=128]
Opacity	1.0
Tags	[]

+--2 Features

+--1 **XY**

Error Message	
Origin	[0.0, 0.0, 0.0] m
X-Axis	[1.0, 0.0, 0.0]
Y-Axis	[0.0, 1.0, 0.0]
Tags	[]

+--2 **YZ**

Error Message	
Origin	[0.0, 0.0, 0.0] m
X-Axis	[0.0, 1.0, 0.0]
Y-Axis	[0.0, 0.0, 1.0]
Tags	[]

+--3 **ZX**

Error Message	
Origin	[0.0, 0.0, 0.0] m
X-Axis	[0.0, 0.0, 1.0]
Y-Axis	[1.0, 0.0, 0.0]
Tags	[]

+--4 **Global Origin**

Error Message	
Position	[0.0, 0.0, 0.0]
Tags	[]

+--5 **Lab Coordinate System**

Error Message	
Origin	[0.0, 0.0, 0.0]
X-axis Direction	[1.0, 0.0, 0.0]
Y-axis Direction	[0.0, 1.0, 0.0]
Tags	[]

+--6 **Sketch 1**

Error Message	
Tags	[]

`-7 **Extrude 1**

Error Message	
Sketch	Sketch 1
Method	Blind
Direction Type	Normal
Extrusion Options	OneWay
Distance	10.0 m
Asym. Distance	0.1 m
Draft	None
Draft Angle	10.0 deg
Offset Distance	0.1 m
Body Type	Solid
Body Interaction	Merge
Bodies To Interact	All
Tags	[]

+-3 Design Filters

`-4 Design Parameters

+-7 Operations

+--1 **Subtract**

Link Output Part Name	false
Input Parts	[Corte XY, Corte XZ, pod, tubo]
Target Part	[tubo]
Perform CAD Boolean	true
Output Parts	[cuarto_de_tubo]
Tags	[]

+--1 Tessellation Options

Tessellation Options	Medium
----------------------	--------

`-2 Tolerance Type

Tolerance Type	Precise
Tolerance	1.0E-5 m

^-2 Malla

Per-Part Meshing	false
Mesher Execution Mode	Serial
Input Parts	[cuarto_de_tubo]
Perform Local Surface Meshing	false
Preserve Surface Perimeters	None
Verbose Output	false
Tags	[]

+--1 Meshers

+--1 Surface Remesher

Meshing Method	Triangle
Perform Curvature Refinement	true
Perform Proximity Refinement	true
Perform Compatibility Refinement	false
Create Aligned Meshes	true
Minimum Face Quality	0.05

+--2 Automatic Surface Repair

Connected Surface Count Limit	None
Connected Surface Size Limit(s)	None
Minimum Face Quality	0.05

+--3 Polyhedral Mesher

Run Post Mesh Optimizer	true
-------------------------	------

+--4 Thin Mesher

Automatic Correction	true
Customize Thickness Threshold	false
Customize Surface Size Ratio Threshold	false
Automatic Thin/Bulk Shape Detection	false
Optimization Cycles	1
Quality Threshold	0.4
Force Thin # Layers	false

^-5 Prism Layer Mesher

Stretching Function	Geometric Progression
Distribution Mode	Stretch Factor
Boundary March Angle	50.0
Gap Fill Percentage	25.0
Minimum Thickness Percentage	10.0
Layer Reduction Percentage	50.0
Concave Angle Limit	0.0
Convex Angle Limit	360.0
Near Core Layer Aspect Ratio	0.0

+--2 Default Controls

+--1 Base Size

Base Size	1.0 m
Base Size	1.0 m

+--2 CAD Projection

Project to CAD	true
----------------	------

+--3 Target Surface Size

Size Type	Relative to base
Percentage of Base	100.0
Absolute Size	1.0 m

+--4 Minimum Surface Size

Size Type	Relative to base
Percentage of Base	10.0
Absolute Size	0.1 m

+--5 Surface Curvature

Enable Curvature Deviation Distance	false
# Pts/circle	36.0
Max # Pts/circle	200.0
Curvature Deviation Distance	0.01 m

+--6 Surface Proximity

Search Floor	0.0 m
# Points in gap	2.0
Enable Search Ceiling	false
Search Ceiling	1.0E10 m
Search Direction	INSIDE

+--7 Surface Growth Rate

Surface Growth Rate	DEFAULT
User Specified Value	1.3

+--8 Auto-Repair Minimum Proximity

Minimum Proximity	0.01
-------------------	------

+--9 Number of Thin Layers

Number of Layers	2
------------------	---

+--10 Number of Prism Layers

Number of Prism Layers	2
------------------------	---

+--11 Prism Layer Stretching

Prism Layer Stretching	1.5
------------------------	-----

+--12 Prism Layer Total Thickness

Size Type	Relative to base
Percentage of Base	33.33
Absolute Size	0.3333 m

+--13 Volume Growth Rate

Volume Growth Rate	1.2
--------------------	-----

+--14 Maximum Tet Size

Size Type	Relative to base
Percentage of Base	10000.0

			Absolute Size	100.0 m	
		+ -15	Core Mesh Optimization	Optimization Cycles	1
				Quality Threshold	0.4
		`-16	Post Mesh Optimization	Optimize Boundary Vertices	false
				Optimize Cell Topology	false
		`-3	Custom Controls		
		+ -1	inlet	Enable Control	true
				Controls Display Mode	All
				Part Surfaces	[cuarto_de_tubo.tubo.inlet]
				Apply Only to Contacting Area	false
				Tags	[]
		+ -1	Controls		
		+ -1	Target Surface Size	Target Surface Size	Parent
		+ -2	Minimum Surface Size	Minimum Surface Size	Parent
		+ -3	Surface Curvature	Curvature	Parent
		+ -4	Surface Proximity	Proximity	Parent
		+ -5	Edge Proximity	Proximity	Parent
		+ -6	Surface Growth Rate	Surface Growth Rate	Parent
		+ -7	Surface Remeshing	Surface Remeshing	Parent
		+ -8	Meshing Method	Meshing Method	Parent
		+ -9	Prism Layers	Prism Layers	Custom
			`-1 Customize	Customize Number of Layers	true
				Customize Total Thickness	false
				Customize Distribution	false
				Override Boundary Defaults	false
		`-10	Wake Refinement	Specify wake refinement options	false
		`-2	Values		
		`-1	Custom Prism Values		
			`-1 Number of Prism Layers	Number of Prism Layers	1
		+ -2	outlet	Enable Control	true
				Controls Display Mode	All
				Part Surfaces	[cuarto_de_tubo.tubo.outlet]
				Apply Only to Contacting Area	false
				Tags	[]
		+ -1	Controls		
		+ -1	Target Surface Size	Target Surface Size	Parent
		+ -2	Minimum Surface Size	Minimum Surface Size	Parent
		+ -3	Surface Curvature	Curvature	Parent
		+ -4	Surface Proximity	Proximity	Parent
		+ -5	Edge Proximity	Proximity	Parent
		+ -6	Surface Growth Rate	Surface Growth Rate	Parent
		+ -7	Surface Remeshing	Surface Remeshing	Parent
		+ -8	Meshing Method	Meshing Method	Parent
		+ -9	Prism Layers	Prism Layers	Custom
			`-1 Customize	Customize Number of Layers	true
				Customize Total Thickness	false
				Customize Distribution	false
				Override Boundary Defaults	false
		`-10	Wake Refinement	Specify wake refinement options	false
		`-2	Values		
		`-1	Custom Prism Values		
			`-1 Number of Prism Layers	Number of Prism Layers	1
		+ -3	pared_XY	Enable Control	true
				Controls Display Mode	All
				Part Surfaces	[cuarto_de_tubo.Corte XY, cuarto_de_tubo.Corte XY.Default]
				Apply Only to Contacting Area	false
				Tags	[]
		+ -1	Controls		
		+ -1	Target Surface Size	Target Surface Size	Parent
		+ -2	Minimum Surface Size	Minimum Surface Size	Parent
		+ -3	Surface Curvature	Curvature	Parent
		+ -4	Surface Proximity	Proximity	Parent
		+ -5	Edge Proximity	Proximity	Parent
		+ -6	Surface Growth Rate	Surface Growth Rate	Parent
		+ -7	Surface Remeshing	Surface Remeshing	Parent

		+8 Meshing Method	Meshing Method	Parent
		+9 Prism Layers	Prism Layers	Custom
		^-1 Customize	Customize Number of Layers	true
			Customize Total Thickness	false
			Customize Distribution	false
			Override Boundary Defaults	false
		^-10 Wake Refinement	Specify wake refinement options	false
		^-2 Values		
		^-1 Custom Prism Values		
		^-1 Number of Prism Layers	Number of Prism Layers	1
		+4 pared_XZ	Enable Control	true
			Controls Display Mode	All
			Part Surfaces	[cuarto_de_tubo.Corte XZ, cuarto_de_tubo.Corte XZ.Default]
			Apply Only to Contacting Area	false
			Tags	[]
		+1 Controls		
		+1 Target Surface Size	Target Surface Size	Parent
		+2 Minimum Surface Size	Minimum Surface Size	Parent
		+3 Surface Curvature	Curvature	Parent
		+4 Surface Proximity	Proximity	Parent
		+5 Edge Proximity	Proximity	Parent
		+6 Surface Growth Rate	Surface Growth Rate	Parent
		+7 Surface Remeshing	Surface Remeshing	Parent
		+8 Meshing Method	Meshing Method	Parent
		+9 Prism Layers	Prism Layers	Custom
		^-1 Customize	Customize Number of Layers	true
			Customize Total Thickness	false
			Customize Distribution	false
			Override Boundary Defaults	false
		^-10 Wake Refinement	Specify wake refinement options	false
		^-2 Values		
		^-1 Custom Prism Values		
		^-1 Number of Prism Layers	Number of Prism Layers	1
		+5 pod	Enable Control	true
			Controls Display Mode	All
			Part Surfaces	[cuarto_de_tubo.pod, cuarto_de_tubo.pod.ColoredFace1]
			Apply Only to Contacting Area	false
			Tags	[]
		+1 Controls		
		+1 Target Surface Size	Target Surface Size	Parent
		+2 Minimum Surface Size	Minimum Surface Size	Parent
		+3 Surface Curvature	Curvature	Parent
		+4 Surface Proximity	Proximity	Parent
		+5 Edge Proximity	Proximity	Parent
		+6 Surface Growth Rate	Surface Growth Rate	Parent
		+7 Surface Remeshing	Surface Remeshing	Parent
		+8 Meshing Method	Meshing Method	Parent
		+9 Prism Layers	Prism Layers	Custom
		^-1 Customize	Customize Number of Layers	true
			Customize Total Thickness	true
			Customize Distribution	true
			Override Boundary Defaults	true
		^-10 Wake Refinement	Specify wake refinement options	false
		^-2 Values		
		^-1 Custom Prism Values		
		+1 Number of Prism Layers	Number of Prism Layers	12
		+2 Override Boundary	Override Boundary Defaults	true
Defaults		+3 Prism Layer Stretching	Prism Layer Stretching	1.15
		^-4 Prism Layer Total	Size Type	Relative to base
Thickness			Percentage of Base	15.0
			Absolute Size	0.15 m
		+6 zona_inlet	Enable Control	true

			Controls Display Mode	All	
			Parts	[tubo_inlet]	
			Tags	[]	
		+-1 Controls			
		+-1	Surface Remesher	Customize Size	true
		+-2	Prism Layer Mesher	Customize Number of Layers	true
				Customize Total Thickness	true
				Customize Stretching	true
		^-3	Polyhedral Mesher	Customize Polyhedral Mesher	false
		^-2 Values			
		+-1	Custom Size	Size Type	Relative to base
				Percentage of Base	50.0
				Absolute Size	0.5 m
		^-2 Custom Prism Values			
		+-1	Number of Prism Layers	Number of Prism Layers	6
		+-2	Prism Layer Stretching	Prism Layer Stretching	1.25
Thickness		^-3	Prism Layer Total	Size Type	Relative to base
				Percentage of Base	33.33
				Absolute Size	0.3333 m
		+-7	zona_outlet	Enable Control	true
				Controls Display Mode	All
				Parts	[tubo_outlet]
				Tags	[]
		+-1 Controls			
		+-1	Surface Remesher	Customize Size	true
		+-2	Prism Layer Mesher	Customize Number of Layers	true
				Customize Total Thickness	true
				Customize Stretching	true
		^-3	Polyhedral Mesher	Customize Polyhedral Mesher	false
		^-2 Values			
		+-1	Custom Size	Size Type	Relative to base
				Percentage of Base	30.0
				Absolute Size	0.3 m
		^-2 Custom Prism Values			
		+-1	Number of Prism Layers	Number of Prism Layers	6
		+-2	Prism Layer Stretching	Prism Layer Stretching	1.25
Thickness		^-3	Prism Layer Total	Size Type	Relative to base
				Percentage of Base	33.33
				Absolute Size	0.3333 m
		^-8	zona_pod	Enable Control	true
				Controls Display Mode	All
				Parts	[tubo_pod]
				Tags	[]
		+-1 Controls			
		+-1	Surface Remesher	Customize Size	true
		+-2	Prism Layer Mesher	Customize Number of Layers	true
				Customize Total Thickness	true
				Customize Stretching	true
		^-3	Polyhedral Mesher	Customize Polyhedral Mesher	false
		^-2 Values			
		+-1	Custom Size	Size Type	Relative to base
				Percentage of Base	10.0
				Absolute Size	0.1 m
		^-2 Custom Prism Values			
		+-1	Number of Prism Layers	Number of Prism Layers	6
		+-2	Prism Layer Stretching	Prism Layer Stretching	1.15
Thickness		^-3	Prism Layer Total	Size Type	Relative to base
				Percentage of Base	15.0
				Absolute Size	0.15 m
+-8		Descriptions			
		+-1	Root	Number of Children	4
				Described Parts	[tubo, pod, Corte XY, Corte XZ, cuarto_de_tubo, tubo_pod, tubo_outlet, tubo_inlet]

+-2	Malla.Remesh	Described Parts	[cuarto_de_tubo]
		Faces	246710
		Vertices	123357
+-3	Latest Surface	Described Parts	[tubo, pod, Corte XY, Corte XZ, cuarto_de_tubo, tubo_pod, tubo_outlet, tubo_inlet]
		Faces	250766
		Vertices	125399
		Preview Mesh Operation Parts	false
^-4	Latest Surface/Volume	Described Parts	[tubo, pod, Corte XY, Corte XZ, cuarto_de_tubo, tubo_pod, tubo_outlet, tubo_inlet]
+-9	Coordinate Systems		
^-1	Laboratory	Tags	[]
^-1	Local Coordinate Systems		
+-10	Parameterizations		
+-11	Tables	Tables	0
+-12	Tags		
+-13	Units	Preferred System	Systeme Internationale
+-14	Custom Trees	Initial Tree View	[]
+-15	Filters		
+-16	Field Functions		
+-17	Simulation Operations	Selected	[]
+-18	Parameters		
+-19	Volume Shapes		
+-20	Data Set Functions	Data Directory	function_data
+-21	Update Events	Event Count	0
		Event Names	
+-22	Time Scales		
+-23	User Code		
+-24	Data Focus		
+-25	Layouts		
^-1	default		
+-26	Data Mappers	Use Legacy Volume Mapper	false
+-27	Motions		
^-1	Stationary	Tags	[]
+-28	Reference Frames		
^-1	Lab Reference Frame	Tags	[]
+-29	Screenplays		
+-30	Derived Parts	Derived Parts	4
+-1	Plano vértice	Origin	[0.0, 0.0, 0.0] m,m,m
		Coordinate System	Laboratory
		Normal	[0.0, 10.0, -10.0] m,m,m
		Parts	[cuarto_de_tubo]
		Section Mode	SINGLE
		Displayed Index	-1
		Tags	[]
^-1	Single section	Offset	0.0 m
+-2	pod_centro	Origin	[-25.0, 0.0, 0.0] m,m,m
		Coordinate System	Laboratory
		Normal	[1.0, 0.0, 0.0] m,m,m
		Parts	[cuarto_de_tubo]
		Section Mode	SINGLE
		Displayed Index	-1
		Tags	[]
^-1	Single section	Offset	0.0 m
+-3	pod_inlet	Origin	[-0.99, 0.0, 0.0] m,m,m
		Coordinate System	Laboratory
		Normal	[1.0, 0.0, 0.0] m,m,m
		Parts	[cuarto_de_tubo]
		Section Mode	SINGLE
		Displayed Index	-1
		Tags	[]
^-1	Single section	Offset	0.0 m
^-4	pod_outlet	Origin	[-49.0001, 0.0, 0.0] m,m,m
		Coordinate System	Laboratory

		Normal	[1.0, 0.0, 0.0] m,m,m
		Parts	[cuarto_de_tubo]
		Section Mode	SINGLE
		Displayed Index	-1
		Tags	[]
	^-1 Single section	Offset	0.0 m
	+--31 Summaries		
	+--32 Monitors	Monitors	16
		Monitors To Print	[Continuity, X-momentum, Y-momentum, Z-momentum, Energy, Tke, Tdr, CFL Number Monitor, Fuerza X Monitor, Mass Flow inlet Monitor, Mass Flow outlet Monitor, Pressure inlet Monitor, Pressure outlet Monitor, Force Coefficient Monitor]
		Output Direction	Horizontal
		Heading Print Frequency	10
	+--1 CFL Number Monitor	Report	[CFL Number]
		Enabled	true
		Value Type	Total Value
		Trigger	Iteration
		Normalization Option	Off
		Maximum Plot Samples	5000
		Tags	[]
	^-1 Iteration Frequency	Iteration Frequency	1
		Start Iteration	0
		Enable Stop	false
		Stop Iteration	0
	+--2 Force Coefficient Monitor	Report	[Force Coefficient]
		Enabled	true
		Value Type	Total Value
		Trigger	Iteration
		Normalization Option	Off
		Maximum Plot Samples	5000
		Tags	[]
	^-1 Iteration Frequency	Iteration Frequency	1
		Start Iteration	0
		Enable Stop	false
		Stop Iteration	0
	+--3 Fuerza X Monitor	Report	[Fuerza X]
		Enabled	true
		Value Type	Total Value
		Trigger	Iteration
		Normalization Option	Off
		Maximum Plot Samples	5000
		Tags	[]
	^-1 Iteration Frequency	Iteration Frequency	1
		Start Iteration	0
		Enable Stop	false
		Stop Iteration	0
	+--4 Iteration	Maximum Plot Samples	5000
		Tags	[]
	+--5 Mass Flow inlet Monitor	Report	[Mass Flow inlet]
		Enabled	true
		Value Type	Total Value
		Trigger	Iteration
		Normalization Option	Off
		Maximum Plot Samples	5000
		Tags	[]
	^-1 Iteration Frequency	Iteration Frequency	1
		Start Iteration	0
		Enable Stop	false
		Stop Iteration	0
	+--6 Mass Flow outlet Monitor	Report	[Mass Flow outlet]
		Enabled	true
		Value Type	Total Value

	Trigger	Iteration
	Normalization Option	Off
	Maximum Plot Samples	5000
	Tags	[]
^-1 Iteration Frequency	Iteration Frequency	1
	Start Iteration	0
	Enable Stop	false
	Stop Iteration	0
+7 Physical Time	Maximum Plot Samples	5000
	Tags	[]
+8 Pressure inlet Monitor	Report	[Pressure inlet]
	Enabled	true
	Value Type	Total Value
	Trigger	Iteration
	Normalization Option	Off
	Maximum Plot Samples	5000
	Tags	[]
^-1 Iteration Frequency	Iteration Frequency	1
	Start Iteration	0
	Enable Stop	false
	Stop Iteration	0
+9 Pressure outlet Monitor	Report	[Pressure outlet]
	Enabled	true
	Value Type	Total Value
	Trigger	Iteration
	Normalization Option	Off
	Maximum Plot Samples	5000
	Tags	[]
^-1 Iteration Frequency	Iteration Frequency	1
	Start Iteration	0
	Enable Stop	false
	Stop Iteration	0
+33 Reports	Reports	7
+1 CFL Number	Tags	[]
+2 Force Coefficient	Units	
	Coordinate System	Laboratory
	Direction	[-1.0, 0.0, 0.0]
	Force Option	Pressure + Shear
	Reference Pressure	0.0 Pa
	Number of Bands	0
	Reference Density	1.0 kg/m^3
	Reference Velocity	1.0 m/s
	Reference Area	1.0 m^2
	Parts	[]
	Representation	Volume Mesh
	Smooth Values	false
	Tags	[]
+3 Fuerza X	Units	N
	Coordinate System	Laboratory
	Direction	[-1.0, 0.0, 0.0]
	Force Option	Pressure + Shear
	Reference Pressure	0.0 Pa
	Number of Bands	0
	Parts	[cuarto_de_tubo.pod.ColoredFace1]
	Representation	Volume Mesh
	Smooth Values	false
	Tags	[]
+4 Mass Flow inlet	Units	kg/s
	Parts	[cuarto_de_tubo: inlet]
	Representation	Volume Mesh
	Smooth Values	false
	Tags	[]
+5 Mass Flow outlet	Units	kg/s
	Parts	[cuarto_de_tubo: outlet]
	Representation	Volume Mesh
	Smooth Values	false

Tags	[]
Units	N
Field Function	Static Pressure
Parts	[cuarto_de_tubo: inlet]
Representation	Volume Mesh
Smooth Values	false
Tags	[]
Units	N
Field Function	Static Pressure
Parts	[cuarto_de_tubo: outlet]
Representation	Volume Mesh
Smooth Values	false
Tags	[]

+-34 Solvers

+1 Steady

^-1 Stopping Criteria

+2 Partitioning

+-3 Wall Distance

+-4 Coupled Implicit

+1 Constant CFL

+2 Constant Relaxation

+-3 AMG Linear Solver

^-1 V Cycle

+-4 Expert Initialization

^-5 Convergence Accelerators

+-5 K-Epsilon Turbulence

+1 Under-Relaxation Factor Ramp

^-2 AMG Linear Solver

Verbose	false
Solver Frozen	false
Partitioning Method	Per-Continuum
Solver Frozen	false
Verbosity	0
Minimum Tree Size Threshold	500000
Freeze Flow	false
Pressure Reference Location	Automatic Selection
Reconstruction Frozen	false
Reconstruction Zeroed	false
Temporary Storage Retained	false
CFL Control Method	Constant
Explicit Relaxation Method	Constant
Enhanced Dissipation	false
Enhanced Dissipation Start Transition	1
Enhanced Dissipation End Transition	100
Unsteady Optimization Tolerance	1.0
Velocity Correction Limiting	On
Constant CFL	500.0
Explicit Relaxation	0.3
Max Cycles	30
Verbosity	NONE
Enable Direct Solver	false
Maximum Direct Solver Equations	32
Convergence Tolerance	0.1
Epsilon	0.0
Cycle Type	V Cycle
Group Size Control	Auto
Group Size	4
Relaxation Scheme	Gauss-Seidel
Acceleration Method	Bi Conjugate Gradient Stabilized
Scaling	Disabled
Pre-Sweeps	1
Post-Sweeps	2
Max Levels	50
Method	None
Convergence Accelerators	None
Solver Frozen	false
Reconstruction Frozen	false
Reconstruction Zeroed	false
Temporary Storage Retained	false
Under-Relaxation Factor	0.8
Boundary Layer Initialization	false
Ramp Method	No Ramp
Max Cycles	30
Verbosity	NONE
Enable Direct Solver	false
Maximum Direct Solver Equations	32
Convergence Tolerance	0.1
Epsilon	0.0
Cycle Type	Flex Cycle

	Group Size Control	Auto
	Group Size	4
	Relaxation Scheme	Gauss-Seidel
	Acceleration Method	None
	Scaling	Disabled
-1 Flex Cycle	Restriction Tolerance	0.9
	Prolongation Tolerance	0.5
	Sweeps	1
-6 K-Epsilon Turbulent Viscosity	Solver Frozen	false
	Under-Relaxation Factor	1.0
	Maximum Ratio	100000.0
+--35 Stopping Criteria	Verbose	false
-1 Maximum Steps	Enabled	true
	Maximum Steps	10000
	Logical Rule	Or
	Criterion Satisfied	false
	Tags	[]
-2 Stop File	Enabled	true
	Stop Inner Iterations	true
	Path	ABORT
	Logical Rule	Or
	Criterion Satisfied	false
	Tags	[]
+--36 Solution Histories		
+--37 Solution Views		
-1 Current Solution	Iteration	837
	Time Step	0
	Solution Time	0.0
	Tags	[]
+--38 Layout Views		

Solution

Accumulated CPU Time over all processes (s) 68961.32799999996
Elapsed Time (s) 34480.779461595
Iterations 837

Bibliografía consultada

Tae-Kyung Kim, Kyu-Hong Kim, Hyeok-Bin Kwon. :*"Aerodynamic characteristics of a tube train"*. 2011

Tian Li1, Xiaohan Zhang, Yao Jiang and Weihua Zhang. :*"Aerodynamic Design of a Subsonic Evacuated Tube Train System"*. 2020

Jae-Sung Oh, Taehak Kang, Seokgyun Ham, Kwan-Sup Lee, Yong-Jun Jang, Hong-Sun Ryou and Jaiyoung Ry. :*"Numerical Analysis of Aerodynamic Characteristics of Hyperloop System"*. 2019

Max M. J. Opgenoord and Philip C. Caplan. :*"Aerodynamic Design of the Hyperloop Concept."* . 2019

James Braun, Jorge Sousa, and Cem Pekardan. : *"Aerodynamic Design and Analysis of the Hyperloop"*. 2017

Yaoping ZHANG. :*"Numerical simulation and analysis of aerodynamic drag on a subsonic train in evacuated tube transportation"*. 2012

Jukun Wang, Yong Zhang, Xiao Hu, Penghui Wang, Haitao Li and Zigang Deng. :*"Aerodynamic Characteristics of High-Temperature Superconducting Maglev-Evacuated Tube Transport"* . 2020

Tianhao Ma, Bo Wang, Xiao Hu, Jukun Wang, Yingyu Rao, Jun Zheng, and Zigang Deng. :*"Aerodynamic Drag Characteristics of the HTS Maglev Vehicle Running in a Low Air-Pressure Tube"*. 2017

Kangyi Zhou, Guofu Ding, Yueming Wang, Jiqiang Niu. :*"Aeroheating and aerodynamic performance of a transonic hyperloop pod with radial gap and axial channel: A contrastive study"*. 2021

Jae-Sung Oh, Taehak Kang, Seokgyun Ham, Kwan-Sup Lee, Yong-Jun Jang, Hong-Sun Ryou and Jaiyoung Ryu :*"Numerical Analysis of Aerodynamic Characteristics of Hyperloop System"*. 2017