



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Validación de un modelo numérico CFD para el análisis de
vehículos lanzadores

Trabajo Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

AUTOR/A: Iglesias Fernandez, Sandra

Tutor/a: Hoyas Calvo, Sergio

Cotutor/a: Escartí Guillem, Mara Salut

CURSO ACADÉMICO: 2021/2022



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

**Validación de un modelo numérico CFD para el análisis de vehículos
lanzadores**



Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

Trabajo de Fin de Máster

Curso 2021/2022

Autor: Sandra Iglesias Fernández siglfer1@etsid.upv.es

Directores: Sergio Hoyas Calvo
Mara Salut Escartí Guillem

Valencia, 15 de Julio de 2022

Resumen

Validación de un modelo numérico CFD para el análisis de vehículos lanzadores

Uno de los factores clave que afecta a la integridad de la carga de pago de un vehículo lanzador es la generación de ruido en las primeras etapas que componen el lanzamiento. Este es producido por el chorro que forman los gases de salida del motor cohete en torno a tres campos: la mezcla turbulenta, las ondas de choque y la zona de impacto.

El objetivo de este proyecto es el estudio de la turbulencia generada en el chorro por medio de la aplicación de un modelo numérico CFD con la herramienta de uso libre OpenFOAM. Por otro lado, se busca la validación del método empleado a través de los resultados experimentales y numéricos llevados a cabo en el Langley Research Center de la NASA [1]. Para ello, se han realizado dos estudios diferentes a partir de una configuración de tobera subsónica: chorro frío y caliente.

Finalmente, para captar las componentes oscilatorias de la turbulencia se llevan a cabo una serie de simulaciones DES sobre los problemas de estudio. Se aplicarán tanto el modelo clásico como sus variaciones implementadas en el software de cálculo, DDES e IDDES.

Palabras clave: CFD, RANS, lanzamiento, cohete, OpenFOAM

Abstract

Validation of a CFD numerical model for launch vehicle analysis

One of the key factors that affect the integrity of the payload of a launch vehicle is the generation of noise in the early stages of launch. This is produced by the jet formed by the rocket engine exhaust gases around three fields: the turbulent mixture, the shock waves and the impact zone.

The objective of this project is to study the turbulence generated in the jet by the application of a CFD numerical model with the open-source software OpenFOAM. On the other hand, the validation of the method is sought through experimental and numerical results carried out at the NASA Langley Research Center [1]. For this purpose, three different studies have been performed from a subsonic nozzle configuration: cold and hot jet.

Finally, in order to capture the oscillatory components of the turbulence, a series of DES simulations are carried out. The classical model and its variations implemented in the calculation software, DDES and IDDES, will be applied.

Keywords: CFD, RANS, rocket launch, OpenFOAM

Resum

Validació d'un model numèric CFD per a l'anàlisi de vehicles llançadors

Un dels factors clau que afecta la integritat de la càrrega de pagament d'un vehicle llançador és la generació de soroll en les primeres etapes que componen el llançament. Aquest és produït pel doll que formen els gasos d'eixida del motor coet entorn de tres camps: la mescla turbulenta, les ones de xoc i la zona d'impacte.

L'objectiu d'aquest projecte és l'estudi de la turbulència generada en el doll per mitjà de l'aplicació d'un model numèric CFD amb l'eina d'ús lliure OpenFOAM. D'altra banda, es busca la validació del mètode emprat a través dels resultats experimentals i numèrics duts a terme en el Langley Research Center de la NASA [1]. Per a això, s'han realitzat tres estudis diferents a partir d'una configuració de tovera subsònica: doll fred i calent.

Finalment, per a captar les components oscil·latòries de la turbulència es duen a terme una sèrie de simulacions dones sobre els problemes d'estudi. S'aplicaran tant el model clàssic com les seues variacions implementades en el programari de càlcul, DDES i IDDES.

Paraules clau: CFD, RANS, vehicle llançador, OpenFOAM

Índice

1. Introducción	11
1.1. Introducción	11
1.2. Estudios previos	12
1.3. Motivación del proyecto	13
1.4. Objetivos	13
1.5. Estructura del trabajo	14
2. Fundamentos de chorros	15
2.1. Introducción a la termodinámica	15
2.1.1. Leyes del flujo fluido	15
2.1.2. Gas perfecto	16
2.2. Flujos compresibles	16
2.2.1. Propiedades	17
2.3. Toberas y Motor Cohete	18
2.3.1. Toberas: Definición y condiciones de operación	18
2.3.2. Tipos de toberas	19
2.3.3. Motor cohete	21
2.4. Chorro libre	22
2.5. Plumas de motor cohete	23
3. Modelado CFD	26
3.1. Introducción al CFD	26
3.1.1. Elementos principales	26
3.1.2. Propiedades de los métodos de resolución	28
3.1.3. Modelización de la turbulencia	29
3.2. Introducción al <i>software</i> OpenFOAM	38
3.2.1. Estructura y casos	38
3.3. Análisis de trabajos previos similares	40
3.3.1. Simulaciones de chorros 2D	40
3.3.2. Simulaciones de chorros 3D	41
3.3.3. Simulaciones de la pluma de motores cohete	43
4. Metodología	44
4.1. Simulación de un chorro 2D sin tobera	45
4.1.1. Descripción del problema y configuración	45
4.1.2. Validación del caso	46

4.1.3.	Estudio de independencia de malla	47
4.2.	Simulación de un chorro 2D con tobera	50
4.2.1.	Flujo subsónico	50
4.3.	Simulación de un chorro 3D con tobera	61
4.3.1.	Simulación RANS	61
4.3.2.	Simulación DES	69
5.	Análisis de los resultados	74
5.1.	Chorro 2D con tobera	74
5.1.1.	Caso frío	74
5.1.2.	Caso caliente	78
5.1.3.	Comparativa casos	82
5.2.	Simulaciones RANS chorro 3D con tobera	84
5.2.1.	Caso caliente 3D	84
5.2.2.	Geometría completa	88
5.3.	Simulaciones DES chorro 3D con tobera	90
5.3.1.	Simulación DES sobre 1/4 de la geometría	90
5.3.2.	Simulaciones DES sobre la geometría completa	93
5.3.3.	Comparativa modelos empleados: DES, DDES, IDDES	97
6.	Conclusiones	100
6.1.	Trabajos futuros	101
7.	Pliego de condiciones	102
7.1.	Condiciones del puesto de trabajo	102
7.1.1.	Equipo	102
7.1.2.	Entorno	103
7.1.3.	Interconexión ordenador/persona	103
7.1.4.	Condiciones constructivas	104
7.1.5.	Orden, limpieza y mantenimiento	104
7.1.6.	Servicios higiénicos y locales de descanso	104
7.2.	Condiciones de los recursos informáticos	104
7.2.1.	Condiciones de <i>hardware</i>	105
7.2.2.	Condiciones de <i>software</i>	105
8.	Presupuesto	107
8.1.	Actividades realizadas	107
8.2.	Recursos empleados	107

8.3. Desglose de costes	108
8.3.1. Personal técnico	108
8.3.2. Equipo	108
8.3.3. <i>Software</i>	109
8.3.4. Coste total	109
Referencias	113

Índice de figuras

1.	Instantes del lanzamiento del cohete VEGA. Fuente: [3].	11
2.	Diagrama T-s del proceso de expansión de una tobera real.	19
3.	Distribución de presiones en una tobera C-D para diferentes ratios P_s/P_{st} . Fuente: [9].	21
4.	Representación esquemática de la estructura de un chorro axisimétrico. Fuente: [10].	23
5.	Representación esquemática de la pluma de un cohete a baja altitud. Fuente: [2].	24
6.	Características de la pluma según la altitud. Rango de altitudes de izquierda a derecha: 0-20 km, 20-50 km y superior a 80 km. Fuente: [2].	25
7.	Evolución de la radiación de la pluma en función de la altitud. Fuente: [2]. . .	25
8.	Malla estructurada (a). Malla no estructurada (b). Fuente: [14]	27
9.	Diagrama de la descomposición de Reynolds. Fuente: [15].	30
10.	Esquema de las diversas formas de resolver/modelar la turbulencia. Fuente: [21].	32
11.	Distintos métodos de captar la turbulencia en las inmediaciones de la pared. Fuente: [23].	33
12.	Representación del perfil de velocidad en la capa límite y sus diversas aproxi- maciones. Fuente: [23].	34
13.	Diferentes diseños de malla en función del espaciado con respecto al grosor de la capa límite. Arriba: mallado RANS. Abajo izquierda: mallado DES. Abajo derecha: mallado LES. Fuente: [25].	36
14.	Estructura de los casos en OpenFOAM. Fuente: [28]	40
15.	Resultados campo de velocidades caso subsónico 2D sin tobera.	46
16.	Perfil de velocidades medio en un chorro autosimilar. Fuente: [37]	47
17.	Representación resultados independencia malla junto a validación del Pope en los distintos planos.	48
18.	Resultados del estudio de independencia de la malla.	49
19.	Plano de la tobera ARN2 expresado en pulgadas. Fuente: [40].	51
20.	Resultados de la creación del dominio y la malla con Ansys Workbench.	53
21.	Número de elementos vs Velocidad en un punto.	54
22.	Representación resultados independencia malla del chorro 2D subsónico. . . .	55
23.	Dominio geometría 3D dividido en 27 cuerpos.	62
24.	Imágenes de distintas partes del mallado 3D.	64
25.	Geometría 1/4 de cilindro junto a contorno simétrico.	65
26.	Resultados estudio de independencia de malla 3D. Velocidad en el eje del chorro.	66
27.	Resultados del estudio de independencia de la malla.	67
28.	Datos de interés del mallado RANS para simulación DES.	70
29.	Distribución función f en el dominio de cálculo, acotada entre 5 y 5.5.	71

30.	Distribución función f en el dominio completo de cálculo, acotada entre 0 y 6.	71
31.	Comparativa resultados chorro 2D frío con resultados NASA.	75
32.	Perfiles de velocidad adimensional en la línea central frente a las coordenadas axiales normalizadas con el valor de X_w obtenido. Chorro subsónico frío 2D.	77
33.	Comparativa u/U_{jet} chorro 2D frío. Fuente: [1].	78
34.	Comparativa resultados chorro 2D caliente con resultados NASA.	79
35.	Comparativa k chorro 2D caliente. Fuente: [39].	80
36.	Comparativa u/U_{jet} chorro 2D caliente. Fuente: [1].	81
37.	Representación del chorro en la línea central para los casos frío y caliente.	82
38.	Distribución de temperaturas.	83
39.	Comparativa resultados chorro 3D caliente con resultados NASA.	85
40.	Comparativa u/U_{jet} chorro 3D caliente. Fuente: [1].	86
41.	Representación k chorro 3D caliente.	87
42.	Campos de presión y temperatura del chorro 3D caliente.	87
43.	Comparativa campo de velocidades adimensional de las simulaciones con y sin simetrías.	88
44.	Comparativa resultados chorro 3D caliente con resultados NASA. Geometría completa.	89
45.	Zonas filtrado DES. 0: Modelización con RANS. 1: Resolución con LES.	91
46.	Ratio energía cinética turbulenta resuelta frente a la total. Acotado entre el 80-100 %.	91
47.	Comparativa campo de velocidad media	92
48.	Campos instantáneos de presión y temperatura para $t=0.4s$.	93
49.	Zonas filtrado DES. 0: Modelización con RANS. 1: Resolución con LES.	94
50.	Comparativa campo de velocidad media	95
51.	Campos fluctuantes DES cilindro completo.	96
52.	Comparación métodos por zonas de resolución-modelado. Rojo: LES. Azul: RANS	97
53.	Comparación distribución de energía cinética turbulenta según el método.	98
54.	Comparación distribución de temperaturas según el método.	99

Índice de tablas

1.	Discretización mallado 2D sin tobera.	45
2.	Datos del estudio de independencia de malla 2D.	54
3.	Datos de partida para el caso subsónico frío. Fuente: [1].	56
4.	Resultados ciclo termodinámico caso subsónico frío 2D.	57
5.	Condiciones de contorno del caso subsónico frío 2D.	58
6.	Condiciones del caso subsónico caliente 2D. Fuente datos de partida: [1].	58
7.	Configuración del archivo <i>fvSolution</i>	60
8.	Datos del estudio de independencia de malla 3D.	65
9.	Errores del estudio independencia de malla con respecto resultados experimentales.	67
10.	Condiciones de contorno del caso subsónico caliente 3D.	68
11.	Recursos empleados en este proyecto organizados en bloques.	108
12.	Cálculo de costes de personal.	108
13.	Cálculo de costes equipo material.	109
14.	Desglose de presupuesto total.	110

1. Introducción

1.1. Introducción

La industria de propulsión espacial ha sufrido notables cambios en los últimos años. Si bien en el pasado, dicho negocio estaba planificado, financiado y coordinado principalmente por los departamentos de defensa de los países o de asociaciones de ellos, como la Agencia Espacial Europea. Actualmente, nuevas empresas con financiación privada han conseguido ganarse un hueco en el sector, aportando sus propios sistemas de propulsión, vehículos lanzadores e incluso a través de instalaciones de prueba, desarrollo y lanzamiento propias. Algunas de ellas han desarrollado proyectos conjuntos con los órganos gubernamentales, pero también han propuesto y llevado a cabo novedosas ideas fuera de los planes de desarrollo preestablecidos [2].

Todos los desarrolladores aeroespaciales buscan obtener mayores rendimientos y altas fiabilidades en sus productos a un menor coste. Dado que actualmente las garantías de buenas prestaciones y seguridad se garantizan por medio de robustos procesos de fabricación y mantenimiento, la reducción de costes se ha convertido en uno de los móviles de los proyectos recientes.

En este contexto es donde tiene cabida la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) que, por medio del correcto desarrollo de modelos numéricos, permite aportar resultados fiables sin incurrir en los elevados costes que requieren los ensayos en vehículos lanzadores.



Figura 1: Instantes del lanzamiento del cohete VEGA. Fuente: [3].

Por otro lado, es sabido que una de las principales causas de daño y degradación sobre la carga de pago de un vehículo lanzador es la generación de ruido en los instantes del lanzamiento. Siendo el chorro de los gases de escape del motor cohete el principal productor del mismo. Puesto que se trata de un flujo a elevadas velocidades y temperaturas que genera

elevados gradientes de presión sobre la plataforma y el propio sistema propulsivo. Es por ello que, el estudio de la pluma de un motor cohete compone un activo de vital importancia para la industria aeronáutica.

En este Trabajo de Fin de Máster se pretende desarrollar una aproximación del chorro de salida de un vehículo lanzador lo más veraz y próxima a la realidad posible, por medio de la utilización de una herramienta de CFD de uso libre, conocida como OpenFOAM. El dominio de cálculo se trata de un modelo existente en la realidad, por lo que el objetivo recae en la validación del método numérico empleado a través de los resultados experimentales y numéricos aportados. Con ello se busca que sirva como base para la realización de simulaciones futuras que, por medio de reducir las simplificaciones vigentes o introduciendo ciertas variaciones, permita ampliar los conocimientos en la materia.

1.2. Estudios previos

En los momentos iniciales del lanzamiento de un vehículo espacial, la generación de ruido es crucial para la integridad de la carga de pago. Esta se produce en torno a dos campos: el ruido de mezcla turbulenta y las ondas de choque producidas por tratarse de un flujo supersónico [4]. Este Trabajo de Fin de Máster se enmarca en el estudio de la generación de turbulencia de diversas configuraciones de chorros, con el objetivo de aportar una nueva visión sobre los trabajos previos que aquí se presentan. Se trata de una serie de Trabajos de Fin de Máster desarrollados en el Instituto Universitario de Matemática Pura y Aplicada (IUMPA) de la Universitat Politècnica de València (UPV) en colaboración con la Agencia Espacial Europea.

El primer proyecto, desarrollado por Mara Salut Escartí Guillem [5], expone la utilización de un modelo numérico CFD con el *software* OpenFOAM para el estudio aeroacústico del cohete VEGA de la ESA, concretamente de la plataforma de despegue en el momento inicial del lanzamiento.

Posteriormente, Carlos García Melero en [6] estudió el movimiento del cohete por medio de la introducción de mallas *overset*. Además, del diseño de una capa límite a lo largo del suelo de la plataforma de lanzamiento.

Finalmente, Federico Nahuel Ramírez en su Trabajo de Fin de Máster [7], estudia la influencia de la superficie deflectora del chorro en el lanzamiento por medio de diversas configuraciones y tipos de mallado.

De esta manera, el presente proyecto busca aportar una nueva perspectiva a los estudios realizados con anterioridad, por medio del desarrollo y validación de un modelo numérico para el análisis de vehículos lanzadores.

1.3. Motivación del proyecto

Por medio de los conocimientos y aprendizajes adquiridos en los estudios realizados con anterioridad a este proyecto, se busca ofrecer una nueva perspectiva al estudio de la pluma de vehículos lanzadores. Todo ello con el objetivo último de obtener un estudio lo más completo posible de los mecanismos de generación de ruido en las primeras fases de lanzamiento.

Se tratará de alcanzar la meta fijada por medio de la aplicación de la Dinámica de Fluidos Computacional, una herramienta de cálculo eficaz, bajo coste y rápida de utilizar en comparación con su principal competidor. Esto es, los experimentos a escala real. Para ello, se aplicará un modelo numérico implementado en el *software* OpenFOAM, seleccionado por sus ventajas al tratarse de una herramienta de uso libre y de código abierto.

La configuración del modelo debe pasar por un proceso de validación que nos permita asegurarnos de la fiabilidad de los resultados obtenidos. Con ello, se podrá aplicar a las condiciones propias de vehículos lanzadores.

Por último, con el objetivo de captar correctamente la turbulencia en las zonas de interés, como es el núcleo del chorro, a parte de la simulaciones RANS realizadas para configurar el modelo numérico, se realizarán simulaciones DES. Es decir, se implementará un método híbrido que combina las ventajas de ambos modelos. Por un lado, la eficiencia computacional y la simplicidad del RANS y, por otro, la capacidad de resolución de los torbellinos de mayor tamaño propia de las simulaciones LES.

1.4. Objetivos

Una vez establecido el marco de acción de este proyecto, se presenta un listado detallado de los distintos objetivos a cumplimentar con el desarrollo del mismo. Cabe destacar que con su realización no solo se busca perseguir los propios de una simulación CFD, esto es, obtener unos resultados válidos, veraces y fiables. Sino también, se busca cumplimentar los conocimientos propios de las dos áreas principales que componen su ámbito teórico: la dinámica de fluidos y su tratamiento computacional.

El objetivo principal de este proyecto es validar el modelo numérico por medio del método descrito por la NASA en [1], debido a que resulta fundamental para garantizar la veracidad de los resultados obtenidos. Por otro lado, se busca estudiar la turbulencia de una forma más completa con la introducción de simulaciones DES, que permiten resolverla en las zonas de grandes escalas.

A continuación, se muestran los diversos objetivos en los que se desglosa el principal:

- Realizar una serie de simulaciones bidimensionales que sirvan de primera aproximación tanto a la herramienta empleada como al marco teórico.
- Configurar un modelo numérico CFD con el *software* OpenFOAM aplicable a las diversas

simulaciones de chorros que se plantean. Validarlo por medio del método descrito por la NASA en [1].

- Aplicación del modelo a simulaciones 2D de chorros con tobera convergente en diversos casos: chorro frío y caliente. Realización de un post-procesado de los resultados que nos permita proceder a su comparación y posterior extracción de las conclusiones pertinentes.
- Una vez validado el método bidimensional, incorporación de una nueva dimensión para caracterizar en mejor medida la generación de la turbulencia empleando simulaciones RANS. Sobre este conjunto de simulaciones, y tras realizar el estudio de independencia de malla requerido, aplicar el post-procesado de las simulaciones para lograr la validación del modelo.
- Ampliar los conocimientos obtenidos sobre los mecanismos de producción de turbulencia a través del desarrollo de simulaciones DES sobre el dominio tridimensional. Además, se busca obtener una mayor precisión de los resultados en comparación con los considerados reales.

1.5. Estructura del trabajo

En esta sección se muestra un desglose de los capítulos que componen el proyecto, así como un breve resumen de su contenido.

En los dos primeros capítulos se introduce el marco teórico que engloba el trabajo referido a los fundamentos de chorros y al modelado CFD, respectivamente. En el Capítulo 2 se presentan todos los contenidos necesarios para el entendimiento de los componentes de la pluma de un motor cohete y sus mecanismos de generación de ruido. Por otro lado, el Capítulo 3 se compone de los fundamentos de la dinámica de fluidos computacional, una descripción del funcionamiento de OpenFOAM, así como, una recopilación del estado del arte relacionado con simulaciones de chorros.

Posteriormente, se presenta la metodología necesaria para la realización del proyecto en el Capítulo 4 organizada en cuatro bloques: simulaciones bidimensionales con y sin tobera, simulaciones RANS 3D y aplicación del método DES a las mismas. Una vez presentado el *cómo se hace*, es el turno del análisis de los resultados obtenidos en el Capítulo 5, estructurados de manera análoga al anterior.

La realización de estos dos últimos pasos nos permite avanzar hacia el Capítulo 6 y obtener las conclusiones pertinentes con base en los objetivos descritos con anterioridad. Además, se presenta una breve sección destinada a establecer las posibles líneas futuras del proyecto.

Finalmente, en los Capítulos 7 y 8 se muestra el Pliego de Condiciones que conforma el trabajo, así como, el desglose de costes que componen su presupuesto.

Se incluye al final del documento la bibliografía consultada para la realización del mismo.

2. Fundamentos de chorros

A lo largo de este capítulo se introducirán de forma sistemática y sintetizada los conocimientos teóricos necesarios para comprender los problemas planteados en este Trabajo de Fin de Máster. Se comenzará, por tanto, con una introducción a la termodinámica y los flujos compresibles. Posteriormente, se incluirán los fundamentos de toberas y motores cohete. Se finalizará este capítulo con la descripción de chorros libres y plumas de motor cohete. La bibliografía consultada se corresponde con los libros *Elements of gas turbine propulsion* [8] y *Rocket propulsion elements* [2].

2.1. Introducción a la termodinámica

La operación de motores a reacción y motores cohete se encuentra gobernada por las leyes de la mecánica y la termodinámica, implicando la acción de flujos fluidos, por lo que se estudiará la dinámica de los gases.

El primer paso para solucionar un problema de fluidos consiste en seleccionar el volumen de control y sus fronteras. Se define un volumen de control como un volumen arbitrario limitado en el espacio por una superficie de control, pudiendo fluir materia por ella o ser atravesada para interactuar con sus alrededores.

2.1.1. Leyes del flujo fluido

Si se impone que dos de las tres coordenadas de un sistema 3D sean independientes frente a una tercera vinculada con una propiedad termodinámica, se tendrá una superficie donde las relaciones entre las tres propiedades podrán ser medidas y calculadas por medio de sus valores en estado de equilibrio. Se denomina ecuación de estado a la función que relaciona una magnitud termodinámica dependiente y dos independientes. Además, cuando estas tres se corresponden con presión, temperatura y volumen específico, la ecuación pasa a llamarse ecuación térmica de estado.

Las ecuaciones de la mecánica y termodinámica de los fluidos se aplican sobre un volumen de control arbitrario para estudiar el flujo en una región fija del espacio. Las principales leyes de interés aplicadas a un sistema cerrado son:

- Conservación de la masa:

$$\frac{dm}{dt} = 0 \quad (1)$$

- Primera ley de la termodinámica:

$$\frac{dQ}{dt} - \frac{dW}{dt} = \frac{dE}{dt} \quad (2)$$

- Segunda ley de la termodinámica:

$$\frac{dS}{dt} \geq \frac{1}{T} \frac{dQ}{dt} \quad (3)$$

- Segunda ley del movimiento:

$$\sum F_x = \frac{dM_x}{dt} \quad (4)$$

2.1.2. Gas perfecto

Puesto que el gas empleado en nuestros problemas de mecánica de fluidos es el aire, se asume la condición de gas perfecto cuyas ecuaciones de estado son $P = \rho RT$ y $u = u(T)$. Se define la R como la constante de los gases ideales definida a temperatura ambiente, y se establece γ como el ratio entre el calor específico a presión constante y el calor específico a volumen constante, $\gamma = \frac{C_p}{C_v}$. Este último es función de la temperatura y dichas variaciones deberán ser tenidas en cuenta para garantizar la fiabilidad de los resultados. Finalmente, se expone la relación entre dichas variables

$$\frac{R}{C_v} = \gamma - 1 \quad (5)$$

$$\frac{R}{C_p} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \quad (6)$$

El proceso de expansión de los gases en una tobera se considera isentrópico, esto es, la entropía del sistema es constante ($s_2 = s_1$), por lo que se presentan las principales relaciones isentrópicas del flujo

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (7)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1} \right)^{\gamma-1} \quad (8)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1} \right)^{\gamma} \quad (9)$$

2.2. Flujos compresibles

En un punto dado de un flujo compresible, el estado termodinámico queda fijado por medio de la definición de la velocidad del gas como variable dependiente y de su presión y temperatura como independientes. No obstante, definir la velocidad directamente no siempre resulta la mejor opción para representar las propiedades del flujo. Por ello, surgen otras magnitudes físicas como el número de Mach y la presión y temperatura totales.

2.2.1. Propiedades

En fluidodinámica, el principio de Bernoulli establece que un incremento en la velocidad de un fluido ocurre de manera simultánea al descenso de su presión estática o de su energía potencial. Es solamente aplicable a flujos isentrópicos y adiabáticos, esto es, considerados reversibles por sus escasas pérdidas. Se puede formular a partir de la conservación de masa siendo su expresión para flujos compresibles la siguiente

$$\frac{V^2}{2} + \left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right) \frac{p}{\rho} = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \left(\frac{P_t}{\rho_t} \right), \quad (10)$$

donde las variables con el subíndice t hacen referencia a las magnitudes totales, presión total y densidad total. Estas son el resultado de añadir al valor estático la acción dinámica, como se puede concretar en la expresión de temperatura: $T_t = T + \frac{V^2}{2C_p}$. De esta ecuación se puede extraer que para el caso de un flujo en remanso, es decir con $V = 0$, las magnitudes estática y total son coincidentes.

A partir de las relaciones isentrópicas definidas previamente y el número de Mach, relación entre la velocidad del flujo y la del aire para una temperatura dada ($a = \sqrt{\gamma RT}$), se pueden obtener la relaciones T_t/T y P_t/P

$$\frac{T_t}{T} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (11)$$

$$\frac{P_t}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (12)$$

Si se considera un proceso adiabático e isentrópico a temperatura ambiente con $\gamma = 1.4$ los puntos de estado que caracterizan los tres tipos de flujos en función del Mach son los siguientes:

- Subsónico: $T > 0.883T_t$ y $P > 0.528P_t$
- Sónico: $T = 0.883T_t$ y $P = 0.528P_t$
- Supersónico: $T < 0.883T_t$ y $P < 0.528P_t$

Es común referirse a las propiedades termodinámicas del flujo en el punto de estado con $M^* = 1$, denotados con el superíndice * de la siguiente manera: P^* , T^* , A^* . Utilizando los valores de flujo sónico se puede expresar la relación de áreas entre un punto cualquiera y la correspondiente a Mach la unidad

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (13)$$

2.3. Toberas y Motor Cohete

En este subapartado se introducen los principales elementos a tener en cuenta en este proyecto para simular correctamente los chorros, esto es, las toberas y los motores cohete.

2.3.1. Toberas: Definición y condiciones de operación

Se define tobera como aquel componente del motor en el que se produce la expansión de los gases con la energía excedente, transformando presión y temperatura en velocidad para la producción de empuje. Todo ello tras la turbina o la cámara de post-combustión según el tipo de motor. Desde el punto de vista de la mecánica de fluidos, su diseño es más sencillo que el del difusor de entrada, ya que, experimenta un gradiente de presiones favorable. Se trata de un proceso cuasi-isentrópico, teniendo valores habituales de eficiencia entre 0.95 y 0.98.

Este componente posee una serie de requisitos cuyo cumplimiento es necesario para aportar buenas prestaciones:

- Pocas pérdidas de presión total. El componente debe ser capaz de acelerar el flujo en la dirección adecuada, es decir, eliminando las velocidades radiales y tangenciales al flujo, con el fin de maximizar la eficiencia.
- Condición de diseño de tobera adaptada. Se da cuando la presión a la salida de la tobera es igual a la atmosférica, aportando el mayor empuje posible puesto que toda la energía es invertida en acelerar el flujo. Se suele imponer una relación de áreas que consigue dicha prestación en condiciones de diseño.
- Refrigeración del motor. En ocasiones se emplea la derivación del aire de las zonas frías del motor para facilitar la refrigeración de los materiales hasta su temperatura idónea.
- Reversa. Consiste en la inversión o anulación del flujo mediante la variación del área de garganta con el uso de compuertas móviles. Se emplea en el aterrizaje para frenar la aeronave. Se basan en el principio de que a mayor velocidad de vuelo, mayor gasto ingerido y mayor empuje de reversa.
- Vectorización del empuje. Se emplea principalmente en aeronaves militares que buscan obtener alguna prestación extra como despegue y aterrizaje vertical (VTOL, *Vertical Take-Off Landing*). Consiste en orientar los gases de salida para incrementar la maniobrabilidad.
- Permitir post-combustión. La tobera debe ofrecer espacio y tiempo suficiente para permitir la combustión completa.
- Eliminación del ruido y firmas infrarrojas. Según el tipo de misión a realizar puede requerir de unas condiciones de salida del flujo especiales.
- Mínimo coste, peso y resistencia aerodinámica.
- Máxima durabilidad y fiabilidad.

Cabe destacar que estas propiedades pueden ser excluyentes, esto es, a menudo conseguir una prestación requiere empeorar otras.

Aunque para los cálculos de ciclos termodinámicos involucrados en este proyecto se han supuesto condiciones ideales, las toberas reales se desvían de las condiciones de flujo ideal e isentrópico fundamentalmente en tres aspectos. Primero, surgen efectos no adiabáticos debido al desequilibrio térmico que surge de la adición de calor generada por recombinación de especies en la combustión, y de la extracción de calor por refrigeración en las paredes. Por otro lado, las altas temperaturas pueden ocasionar erosiones en las paredes de la garganta, variando la relación de áreas de diseño. Finalmente, la salida de los gases no es 100 % axial, si no que existen velocidades en otras direcciones que disminuyen la producción de empuje. Estas pérdidas son tenidas en cuenta a la hora de calcular la eficiencia de la tobera, obtenida a partir de las diferencias entre el proceso de expansión real frente al ideal.

$$\eta_{nozzle} = \frac{T_{5t} - T_s}{T_{5t} - T'_s} \quad (14)$$

donde la estación 5 se corresponde con la salida de la turbina, la s como la de salida de los gases y el superíndice T'_s hace referencia a las condiciones ideales. En la Figura 2, se presenta el ciclo termodinámico real de expansión de una tobera. A partir de él, se puede calcular la eficiencia tal como se indicó.

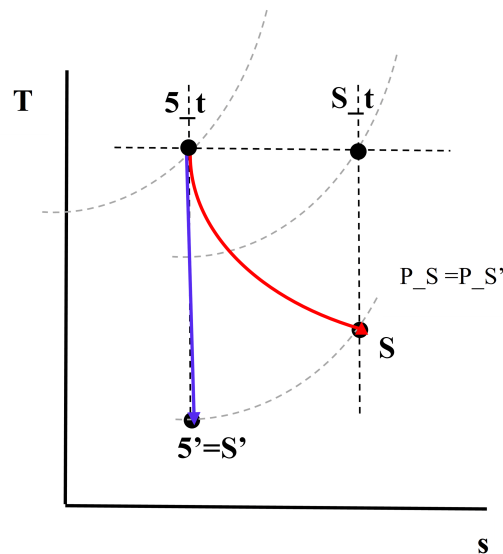


Figura 2: Diagrama T-s del proceso de expansión de una tobera real.

2.3.2. Tipos de toberas

Existen fundamentalmente dos tipos de toberas en función de su régimen de operación que se irán presentando a lo largo del subpartado.

Toberas convergentes

Las toberas convergentes están formadas por un conducto convergente cuyo uso está ligado al régimen subsónico de ahí que sean muy comunes en aviación comercial. Se emplean cuando el NPR, esto es, la relación entre la presión total y la de salida es menor a 4. Los conductos convergentes se caracterizan por acelerar el flujo en regímenes inferiores a la velocidad del sonido a partir de una disminución de la presión y temperatura estáticas.

Toberas convergente-divergentes

Unión de un conducto convergente con uno divergente por medio de una garganta intermedia, permite acelerar el flujo desde valores subsónicos, hasta obtener velocidades supersónicas a la salida del mismo. Debido a la condición de operación supersónica su uso está más extendido en aviación militar o en motores cohete. Para valores de NPR superiores a 6, puede ser necesaria la utilización de tobera de área variable para adaptar la tobera.

Presenta tres requisitos para alcanzar prestaciones óptimas. Primero, debe adaptar el flujo a salida. Por otro lado, debe choquear el flujo en la garganta ($M^* = 1$) para realizar el cambio de regímenes. Finalmente, la inclusión del área variable puede colaborar en reducir los tiempos de inercia del motor, permitiendo una respuesta rápida del mismo ante cambios en la palanca de gases.

La variación del área se puede obtener de dos formas: componentes mecánicos que, por medio de actuadores, producen cambios físicos en la tobera; y elementos eyectores de flujo secundario, que varían la misma por medio de la aerodinámica.

El régimen de funcionamiento de una tobera C-D a una presión de salida dada viene determinado por tres puntos críticos: la presión de bloqueo subsónico, la presión de bloqueo supersónico y la onda de choque normal en los labios. Se presenta de manera esquemática en la Figura 3 y se van a explicar cada uno de los casos representados.

- a) La presión de salida es igual a la total, es decir, el flujo se encuentra parado.
- b) La presión de salida es mayor a la del bloqueo subsónico, por lo que el flujo es enteramente subsónico.
- c) En este punto se alcanza la condición sónica con la tobera choqueada. No obstante, en el conducto divergente, el flujo vuelve a ser subsónico para garantizar que la presión a la salida es igual a la ambiental.
- d) El flujo es supersónico tras la garganta produciendo una onda de choque en el interior del conducto divergente. Esto genera grandes pérdidas que deceleran el flujo impidiendo la expansión completa. Se debe a que la presión de salida es mayor que la onda de choque normal en los labios.

- e) Igual que d), pero esta vez la onda de choque es mayor a la presión de salida. Se generan ondas oblicuas que también producen pérdidas.
- f) Se trata de la condición de diseño donde el flujo se expande completamente, alcanzando su máximo valor de velocidad. Esto se produce porque la onda de choque se coloca exactamente en los labios, sin generar pérdidas.
- g) Se dice que la tobera está subexpandida, ya que, se ha alcanzado una presión de salida inferior a la ambiental.

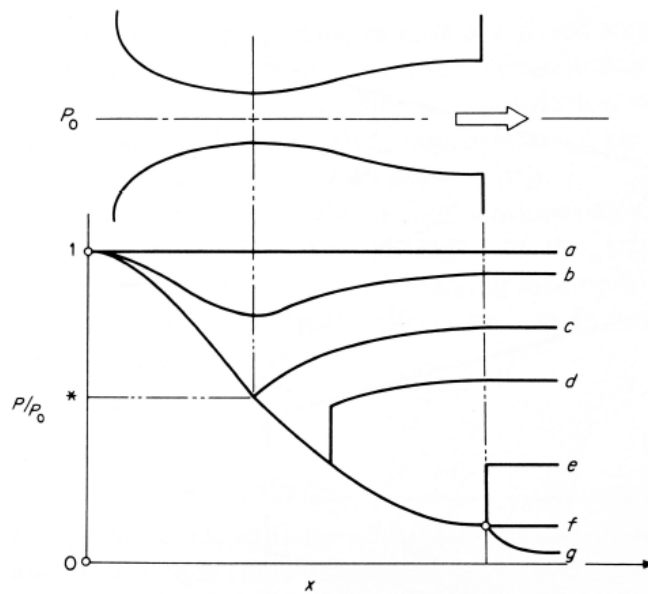


Figura 3: Distribución de presiones en una tobera C-D para diferentes ratios P_s/P_{st} . Fuente: [9].

2.3.3. Motor cohete

Los sistemas de propulsión no atmosféricos se caracterizan por cargar tanto el combustible como el oxidante en el interior del vehículo, ya que, deben ser capaces de funcionar en la atmósfera y en el espacio.

La gran mayoría de los motores cohete obtienen su fuente de potencia de la propulsión química. Esto es, se transforma la energía interna del propelente en una reacción de combustión llevada a cabo en una cámara de alta presión, donde se alcanzan altas temperaturas. Posteriormente, estos gases son expandidos en una tobera supersónica y acelerados a altas velocidades. Las altas temperaturas hacen necesaria la introducción de métodos de refrigeración o aislamiento de las partes calientes del motor. Existen diversos tipos de propulsión química, atendiendo al estado físico en el que el propelente es almacenado.

- Motores de combustible líquido. El propelente se encuentra almacenado en estado líquido en unos tanques de combustible que requieren de la acción de bombas de presión para conducirlo a la cámara de combustión. Los bipropelentes consisten en un oxidante líquido y un combustible líquido, mientras que, los monopropelentes, consisten en un único líquido que se descompone en gas cuando se cataliza correctamente. Su principal ventaja consiste en que admiten el apagado y puesta en marcha de forma repetitiva.
- Motores de combustible sólido. Los compuestos se encuentran directamente almacenados en la cámara de combustión, por lo que, no requieren de bombas de alimentación ni válvulas. El propelente sólido se denomina grano y constituye el conjunto de elementos químicos necesarios en la combustión. Se diseña para aportar un ratio de quema determinado en función de los requerimientos de la misión. No obstante, una vez se enciende no puede pararse.
- Motores de combustible gaseoso. Utilizan un gas almacenado a gran presión como fluido de trabajo. Se requieren tanques pesados para su almacenamiento, de ahí que su uso actual este en declive.
- Motores híbridos. Utilizan tanto propelente líquido como sólido.

2.4. Chorro libre

Los chorros axisimétricos han sido profundamente estudiados a lo largo de los años. Entre los principales motivos se encuentran su aparición en múltiples problemas ingenieriles, su fácil creación y que se trata de uno de los flujos turbulentos más sencillos. Esto se debe a su simetría axial, que solo se cumple estadísticamente pero, se asume para reducir complejidad al problema. No obstante, la presencia de turbulencia siempre aumenta el grado de dificultad, encontrándose concentrada en la salida y en la zona de desarrollo del chorro, [10].

El chorro emerge desde una fuente, generalmente una tobera, a elevadas velocidades en comparación con los flujos cuasi-laminares de los alrededores. Generando una capa de mezcla que evoluciona con el flujo que, tras una corta región de transición, se vuelve completamente turbulenta.

El desarrollo del chorro se muestra de manera esquemática en la Figura 4. El núcleo central del chorro se ve reducido por el continuo crecimiento de la capa de mezcla, hasta verse completamente reducido a una distancia $x/D_{jet} = 3$. A partir de este punto, perfil de velocidades deja de seguir una distribución plana, comúnmente denominada *top-hat profile*. Esta primera región dominada por la capa de mezcla, es altamente dependiente de las condiciones iniciales.

A partir de $x/D_{jet} = 5$, nos encontramos con la región de ajuste, que solo se manifiesta a bajos números de Mach. En ella la distribuciones de velocidades presenta un máximo en la línea central o eje de simetría axial.

Finalmente, al alcanzar una distancia aproximada de $x/D_{jet} = 30$, se considera que el flujo está completamente desarrollado con un perfil de velocidades similar a la región anterior,

al escalarlo con la velocidad en la línea central. Un análisis de similitud es necesario para la validación de los resultados.

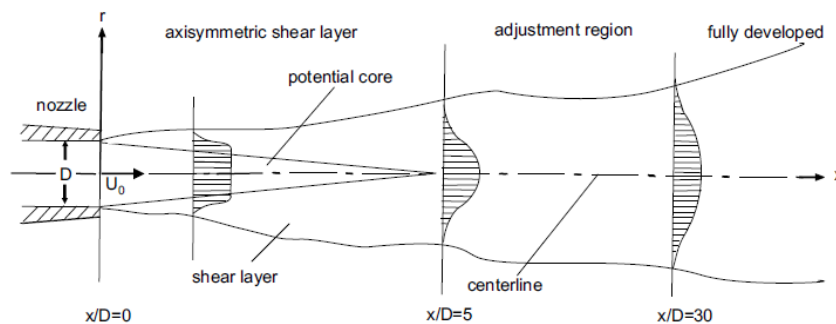


Figura 4: Representación esquemática de la estructura de un chorro axisimétrico. Fuente: [10].

En lo que se refiere a generación de ruido en chorros supersónicos, sus principales componentes son el ruido de mezcla turbulenta, la radiación de la onda de Mach, el ruido de banda ancha asociado a la onda de choque y los tonos de chirrido o *screech*, [11]. El *ruido de mezcla turbulento* se genera tanto por las grandes estructuras turbulentas cercanas al final del núcleo central y los pequeños remolinos de la capa de mezcla. En flujos supersónicos, son las grandes escalas las que dominan e irradian el ruido en un sector angular de entre 120 y 160 grados con respecto a la simetría axial. Las *radiaciones generadas por ondas de Mach*, como es lógico, solo están presentes en chorros supersónicos, y su alcance y dirección se pueden estimar con la teoría de ondas de choque, [12]. Por otro lado, el *ruido de banda ancha asociado a la onda de choque* se genera a partir de interacciones entre estructuras de choque cuasi-periódicas en la pluma del chorro y estructuras turbulentas de la capa de transición. Finalmente, los *tonos de chirrido* se caracterizan por ser fuertes y discretos. Se generan por un mecanismo acústico de retroalimentación de la capa de mezcla que incluye: vórtices turbulentos de los labios de la tobera aguas abajo y ondas acústicas generadas por diversas perturbaciones aguas arriba. El *screech* también se irradia aguas arriba.

2.5. Plumaz de motor cohete

La pluma de un motor cohete consiste en el conjunto de gases de escape a altas temperaturas procedentes de la tobera del mismo. Estas formaciones de gas no son uniformes en estructura, velocidad ni composición. Además, pueden incluir pequeñas partículas en estado sólido, como inquemados de la combustión de propelente sólido. Las plumas son visibles en la mayoría de las ocasiones, ya que, emiten una llama brillante, y son una gran fuente de ruido. Sus características dependen de múltiples factores. Por un lado, las propias del cohete, como, el sistema de propulsión, el combustible empleado o la configuración del vehículo. Y por otro lado, dependientes de las condiciones de la misión, esto es, la trayectoria, la velocidad, la altitud o las condiciones atmosféricas locales.

En lo que se refiere a la **estructura** y forma de la pluma, se presenta de manera esquemática en la siguiente Figura 5. Comienza tras la tobera, presentando su sección transversal más reducida, ya que, posteriormente se expande en dirección radial conforme se aleja del vehículo. Destacar que estos flujos no son uniformes y a menudo, subexpandidos, como se explicó en la Sección 2.2. Su núcleo se expande hasta que la presión dinámica del flujo externo lo fuerza a desviarse. Esto se consigue por medio de una onda de choque oblicua que curva la pluma hacia el eje central, donde seguidamente será interceptada por una onda de choque normal. Como es sabido, tras una onda de choque normal, el flujo se torna subsónico, y la energía cinética de los gases se convierte en térmica, generando un incremento local de temperatura y presión. Tras pasar la zona subsónica caliente, los gases son recomprimidos. De esta manera, se genera una serie de ondas oblicuas y normales que se repiten formando un patrón conocido como diamantes de Mach.

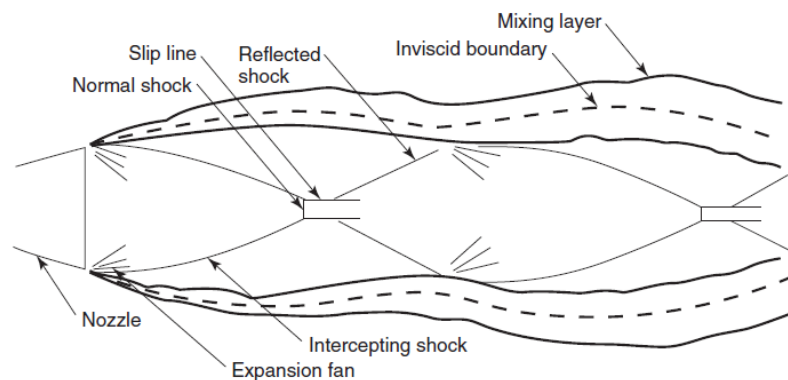


Figura 5: Representación esquemática de la pluma de un cohete a baja altitud. Fuente: [2].

En la capa de mezcla, los gases de escape se mezclan y combustiónan con el oxígeno presente, generando una segunda reacción con la consiguiente adición de calor y temperatura a la misma. Se convierte, por tanto, en una importante fuente de radiación. Los propelentes típicos de estado líquido generan una capa transparente, pero debido a los diamantes se torna visible. Por otro lado, la capa de mezcla formada por los sólidos es siempre visible, debida a la emisión y absorción de partículas en suspensión.

La estructura de la pluma depende de la posición de su eje con respecto al eje del vehículo. Si están alineados, se formará un chorro simétrico con un núcleo recto pero, de lo contrario, su forma presentará diferencias. En general, el largo y diámetro de la pluma crecen con la altitud, mientras que las temperaturas y presiones decrecen. Se presenta en la Figura 6 tres configuraciones distintas en función de la altura del cohete. En la *primera* se muestra la pluma para un cohete en la primera fase de lanzamiento, situado entre los 0 y los 20 km de altura. Tienen un núcleo de gran longitud y con muchas estructuras en diamante. La forma de la pluma es cuasi-cilíndrica y también la capa de mezcla. En la *segunda* imagen, altitud entre 20 y 50 km, se presentan tres zonas. Una zona de transición donde las ondas de choque y la radiación disminuyen con cada diamante de Mach y prácticamente todos los gases de salida se

mezclan con los ambientales. A mayores altitudes, 10 – 25 km, la presión de salida es mayor que la ambiental, agrandando la pluma. Mientras que por encima de los 35 km, la presión de salida es mucho mayor que la ambiental, por lo que la longitud de la pluma se puede extender kilómetros en diámetro. No obstante, solo tendrá uno o dos diamantes visibles. Finalmente, en la *tercera* se presentan dos ondas de choque de gran tamaño. Una situada delante del vehículo, denominada onda de proa; y la otra, ligada a la cola y llamada onda de choque de los gases de escape.

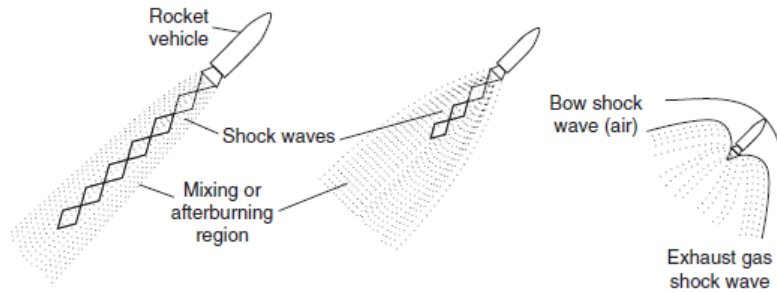


Figura 6: Características de la pluma según la altitud. Rango de altitudes de izquierda a derecha: 0-20 km, 20-50 km y superior a 80 km. Fuente: [2].

Para concluir, hablaremos de la *radiación* emitida por la pluma en cada etapa de vuelo, ya que, se encuentra estrechamente relacionada con la producción de ruido. En esta última no se entrará en detalle puesto que, las fuentes de ruido son análogas a las de los *chorros supersónicos* explicadas en el Subapartado anterior 2.4. Dicha distribución de radiación se observa en la Figura 7, donde las líneas a trazos representan la estimación de radiación total, y la discontinuidad de las líneas es debida a la separación de etapas. En la primera etapa o *booster*, se produce un incremento de la radiación debido al crecimiento de la pluma en dirección radial y a una disminución de la absorción atmosférica. El consiguiente decremento relacionado con la caída de la reacción química conforme se gana altitud. Posteriormente vuelve a aumentar gracias a que en la segunda etapa o *sustainer*, la pluma crece en volumen. Y finalmente, a muy elevada altura, solo el núcleo aporta suficiente radiación como para ser captada por los sensores. La diferencia entre la total estimada y la captada, es debida a la sensibilidad del sensor y a otras pérdidas no tenidas en cuenta en los cálculos.

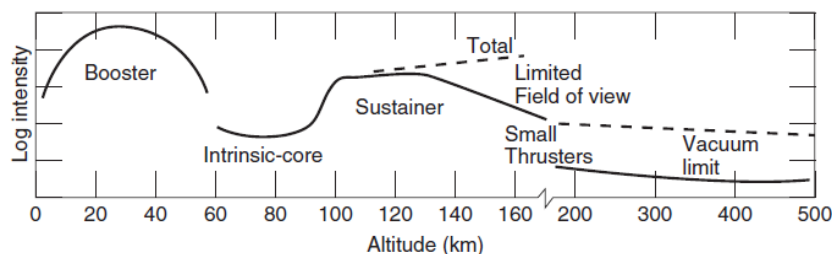


Figura 7: Evolución de la radiación de la pluma en función de la altitud. Fuente: [2].

3. Modelado CFD

En el presente capítulo se van a desarrollar los fundamentos teóricos de la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), que servirán de base para el entendimientos del *software* OpenFOAM. Debido a su utilización como herramienta de simulación en este Trabajo de Fin de Máster, se realizará una breve inmersión en el mismo. Finalmente, se comentará la bibliografía consultada, destacando los puntos de mayor importancia de trabajos previos similares.

3.1. Introducción al CFD

La dinámica de fluidos computacional (CFD) busca la resolución de problemas físicos relacionados con el movimiento de los fluidos por medio de la implementación en computadoras de métodos numéricos. Son las ecuaciones de Navier-Stokes las encargadas de describir el movimiento de los fluidos. No obstante, al tratarse de un sistema de cinco ecuaciones diferenciales en derivadas parciales no lineales, no existen soluciones algebraicas y/o analíticas. Por lo que se resuelven numéricamente por medio de una discretización espacial y otra temporal.

A continuación, se describen los pasos necesarios para resolver un problema de mecánica de fluidos mediante CFD. Se parte de un sistema de ecuaciones diferenciales parciales, EDP, definidas en un dominio continuo. Posteriormente, las EDPs se transforman en un sistema de ecuaciones algebraicas aproximadas por medio de la discretización espacial. Esto consiste en convertir una función continua en una lista discreta de valores. Como se trata de ecuaciones algebraicas, se puede obtener una solución aproximada en cada uno de los puntos que componen el dominio. Esta técnica recibe el nombre de método de volúmenes finitos. Las ecuaciones, al pertenecer al mismo sistema de ecuaciones, están acopladas entre sí existiendo una relación de dependencia intrínseca. De esta manera al hallar la solución en la primera y, por medio de un proceso iterativo, se procede con las siguientes. Además, gracias a la propagación temporal del problema, no es necesario volver al inicio porque las soluciones se combinan en el tiempo. El proceso finaliza cuando se alcanza la convergencia, es decir, cuando se halla una solución cuyo error está por debajo del óptimo preestablecido.

3.1.1. Elementos principales

Vamos a introducir brevemente los principales componentes de un problema CFD [13]:

- **Modelo matemático:** Se trata de las ecuaciones de Navier-Stokes encargadas de describir el movimiento del fluido. Se deben introducir a su vez las relacionadas con la resolución y/o modelización de la turbulencia, de las que se hablará más adelante. Dicho modelo matemático debe cumplir con las leyes y fundamentos físicos preestablecidos, esto es, la conservación de la masa, energía y momento en los tres ejes del sistema de referencia. Servirá como base a las futuras simplificaciones que permitirán la resolución del problema.

- **Método de discretización:** Se trata de la aproximación del sistema de EDPs a expresiones algebraicas por medio de la discretización del dominio espacial y temporal. De esta manera se puede obtener una solución algebraica para cada una de las incógnitas dadas. Existen tres técnicas de discretización: diferencias finitas, volúmenes finitos y elementos finitos. No obstante, por ser el más empleado en la Mecánica de Fluidos Computacional además del seleccionado en este Trabajo de Fin de Máster, nos centraremos en el método de volúmenes finitos (VM).

El método VM realiza una partición del dominio en volúmenes de control, donde las variables a calcular se almacenan en nodos constituyendo en su conjunto lo que se conoce como malla o *grid*. Esta técnica permite el cumplimiento de las leyes de conservación en cada uno de los elementos que componen la geometría de estudio.

- **Malla numérica:** Es la encargada de almacenar toda la información resultante de la discretización espacial del dominio, además de la definición de los diferentes contornos. Sobre ella se resolverá el problema en cuestión. Según su configuración se presentan ciertos tipos de mallas, que se pueden ver en más detalle en la Figura 8:
 - Malla estructurada: Sus elementos poseen una conectividad implícita que permite una rápida numeración, identificación y aplicación de los mismos. Pueden estar compuestos por un único bloque o por un conjunto denominado multibloque. Debido a su clara organización, aportan mayor precisión y menor tiempo de cálculo.
 - Malla no estructurada: Modo más flexible de particionar un dominio permitiendo su aplicación a geometrías complejas. El mallado en dominios 2D se puede realizar con triángulos, cuadriláteros o hexágonos, mientras que, en geometrías tridimensionales, se componen de elementos de forma poliédrica, tetraédrica o hexaédrica. En general, presentan una menor precisión y un mayor coste computacional.

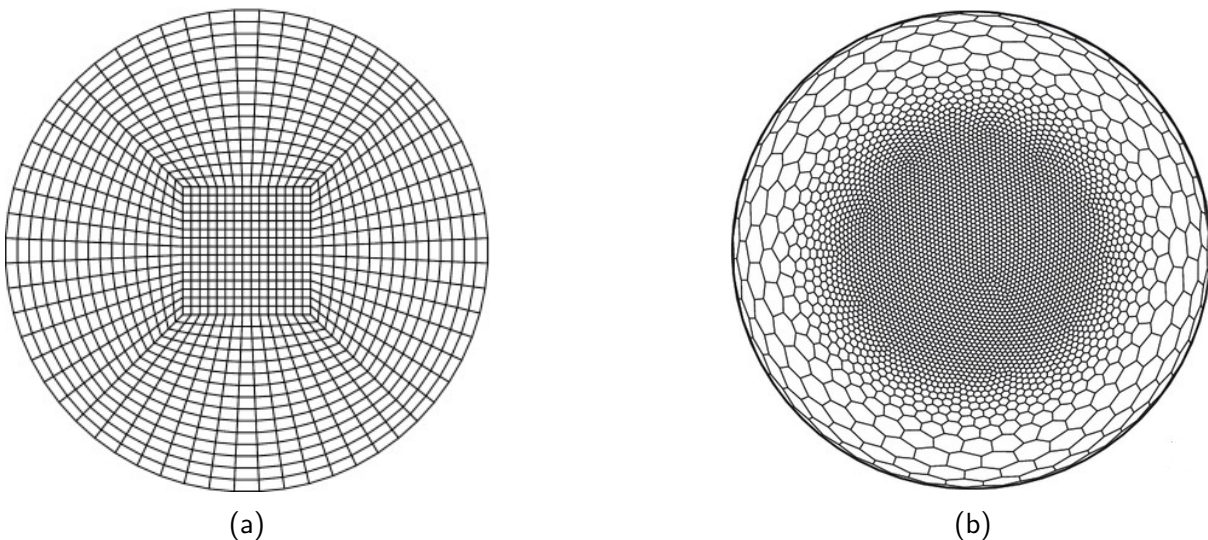


Figura 8: Malla estructurada (a). Malla no estructurada (b). Fuente: [14]

- **Esquemas de discretización:** Mediante su aplicación, transforman las variables de cada volumen de control en función de las variables conocidas en un punto dado, también conocido. Para ello, parten de la definición inicial de las condiciones de contorno. Buscan aproximar las integrales de superficie y de volumen que componen las ecuaciones de Navier-Stokes. Existen diversos esquemas de discretización cuya elección dependerá de factores tales como precisión, dificultad de aplicación, velocidad computacional o robustez. Se presentan los más comunes:
 - Interpolación *Upwind*: Aproximación del nodo central por el nodo aguas arriba de él. Se trata del equivalente a emplear una aproximación de diferencias finitas hacia atrás o hacia delante.
 - Interpolación Lineal (CDS): Aproximación mediante la interpolación de los dos nodos más cercanos al central.
 - Interpolación *Upwind* Cuadrática (QUICK): Se trata de una aproximación de segundo orden, donde se busca ajustar la curva mediante una parábola en vez de una recta como anteriormente. Requiere por tanto, de la inclusión de un tercer punto tomado de la zona aguas arriba
 - Esquemas de orden superior: Requieren de la utilización de polinomios de orden superior o de múltiples dimensiones. Se debe asegurar la continuidad de la función de interpolación.
 - Esquemas híbridos: Consisten en la utilización de diferencias centradas y aguas arriba a partir de un valor dado que prepondera un método sobre otro.

- **Método de resolución:** La discretización deja tras de sí un gran sistema de ecuaciones algebraicas no lineales. Cada una de ellas debe ser aproximada a una ecuación lineal a través de un método de resolución. El empleado dependerá del tipo de problema, la malla y el número de nodos. Para flujos no estacionarios, en cada paso temporal, se debe resolver un problema elíptico. Al tratarse de ecuaciones no lineales, se requiere de la utilización de métodos iterativos.

- **Criterio de convergencia:** Para finalizar el método iterativo es necesario imponer un criterio de convergencia tanto en el proceso de resoluciones de las ecuaciones lineales, como en el acople y resolución de las ecuaciones externas.

3.1.2. Propiedades de los métodos de resolución

Los métodos numéricos empleados para la resolución de problemas de mecánica de fluidos computacional deben poseer las siguientes características: [13]

- **Consistente:** La discretización del espacio debe aumentar su exactitud conforme el tamaño de elemento tiende a cero. Esto es, el error de truncamiento debe tender a cero si $\Delta t \rightarrow 0$ y/o $\Delta x_i \rightarrow 0$. Que se cumpla el criterio de consistencia no garantiza que la solución sea exacta, ya que para ello, es necesario que también sea estable.

- **Estable:** Un método es estable si no magnifica los errores a lo largo del proceso resolutivo. En problemas no estacionarios significa que la solución se encuentra acotada entre unos valores máximo y mínimo. Si hablamos del proceso iterativo se dice que es estable si no diverge.
- **Convergente:** Se dice que un modelo numérico es convergente si la solución de las ecuaciones discretizadas tiende a la solución exacta de las ecuaciones diferenciales conforme el espacio de la malla tiende a cero. En problemas no lineales, fuertemente influenciados por las condiciones de contorno, las propiedades de estabilidad y convergencia son difíciles de asegurar. Por ello, se comprueba con experimentos numéricos como repetir los cálculos para una serie de mallas cada vez más refinadas. Si el método es estable y las aproximaciones consistentes, se concluye que la solución converge hacia una *solución independiente del mallado*.
- **Conservativo:** Las ecuaciones de Navier-Stokes se basan en los principios físicos de conservación de la masa, momento y energía, por lo que, los métodos resolutivos también deben garantizar estas propiedades conservativas.
- **Acotado:** Las soluciones deben estar acotadas. Las variables calculadas que atienden a magnitudes físicas tienen que proporcionar valores lógicos y posibles en cada caso. Únicamente los esquemas de discretización de primer orden garantizan esta propiedad. No obstante, los de orden superior solo presentan problemas de divergencia en casos de mallas muy gruesas, por lo que, puede ser mitigado.
- **Realizable:** Existen ciertos fenómenos de naturaleza caótica o de elevada complejidad que no pueden ser tratados de forma directa. Se trata de un hecho a tener en cuenta antes de llevar a cabo un estudio CFD.
- **Preciso:** Como ya se ha comentado con anterioridad, se trata de un proceso aproximado donde se cometen una serie de errores a tener en cuenta:
 - Errores de modelado: Diferencia entre el modelo real del flujo y el modelo matemático.
 - Errores de discretización: Diferencia entre la solución exacta de las ecuaciones de Navier-Stokes y la solución del sistema de ecuaciones algebraicas procedentes de la discretización.
 - Errores de iteración: Diferencia entre la solución iterada y la exacta del sistema de ecuaciones algebraicas. También llamados errores de convergencia.

3.1.3. Modelización de la turbulencia

El número de Reynolds de un flujo aporta una medida de la importancia relativa de las fuerzas de inercia frente a las fuerzas viscosas. Cuando nos encontramos por valores por debajo del denominado Reynolds crítico, el flujo se encuentra ordenado en capas adyacentes sin fuertes irrupciones entre ellas. Además, si el flujo resulta ser estacionario, podemos denominar a este régimen flujo laminar.

No obstante, a valores superiores al $Re_{crítico}$, el flujo sufre un cambio brusco en su comportamiento, pudiendo ser definido como aleatorio y caótico. De esta manera, se vuelve inestable con unas propiedades muy diferentes a las de las condiciones de contorno iniciales. Este régimen es conocido como flujo turbulento.

Al tratarse de una oscilación discontinua y aleatoria, a menudo se estudia a partir de sus propiedades estadísticas. Se descompone la función de estudio (en este caso la velocidad) en dos términos: un valor medio y estable, U , junto a un término variable en el tiempo, $u'(t)$. Recibe el nombre de descomposición de Reynolds y se puede ver en la siguiente Figura 9.

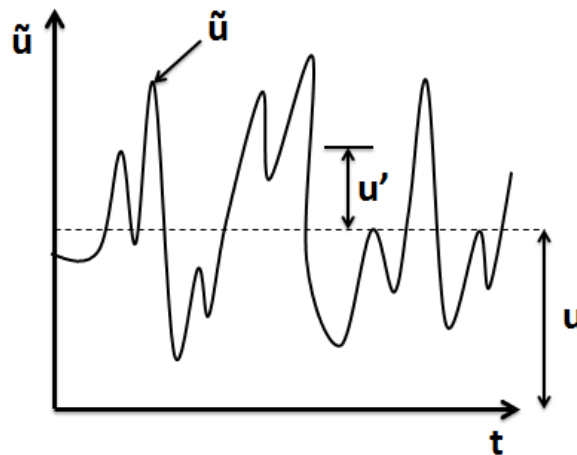


Figura 9: Diagrama de la descomposición de Reynolds. Fuente: [15].

A pesar de que las magnitudes físicas representadas varíen en una o dos dimensiones, sus componentes turbulentas son siempre tridimensionales. Se trata de estructuras de flujo rotacional denominadas torbellinos con un amplio rango de escalas.

Las partículas del fluido separadas inicialmente pueden ver su distancia reducida por los movimientos de los torbellinos. Esto trae consigo notables cambios en las ecuaciones de masa, momento y energía. Se trata de un efecto de mezcla que genera altos valores en los términos difusivos de las ecuaciones.

Por otro lado, los flujos turbulentos presentan mucha vorticidad, siendo el crecimiento de vórtices uno de las principales fuentes que alimentan la intensidad turbulenta. Los torbellinos de mayor tamaño interactúan y extraen energía del flujo medio para mantener la turbulencia en un proceso denominado *vortex stretching*. De esta manera, grandes remolinos albergan otros de menor tamaño que se alimentan de su velocidad, y estos pequeños remolinos a su vez, cobijan otros mínimos. Este proceso denominado cascada de energía, se repite hasta llegar a la viscosidad y viene dado en la escala de Kolmogorov. [16].

En conclusión, la turbulencia induce importantes variaciones en el comportamiento del flujo que deben ser tenidas en cuenta a la hora de estudiar un problema de CFD. Es por ello que, existen diversas formas de abordar el problema de resolución y/o modelización de la turbulencia.

- **Direct Numerical Simulation (DNS):** Se resuelven las ecuaciones de Navier-Stokes tanto para los valores medios, como para los valores fluctuantes turbulentos. Requieren de mallados altamente refinados, además de pasos temporales muy reducidos. Puesto que la turbulencia es resuelta y no modelada, el coste computacional demandado es muy elevado.
- **Large Eddy Simulation (LES):** Resuelve las ecuaciones junto a los torbellinos de tamaño mediano y grande por medio de un filtrado espacial. Por otro lado, los remolinos de menor tamaño se modelan. Esta técnica se basa en el principio de que los movimientos de mayor escala son mucho más energéticos y generan, por tanto, el mayor efecto de transporte en las variables del problema. Permiten obtener una buena aproximación a un coste computacional elevado, pero mucho menor que al utilizar DNS. En cuanto a su uso en la industria, las simulaciones LES sirven de sustituto a DNS en casos en los que se tengan elevados números de Reynolds o geometrías muy complejas.
- **Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS):** Resuelve las ecuaciones de Navier-Stokes para los valores medios de las magnitudes físicas para posteriormente, introducir los términos turbulentos modelizados con modelos clásicos. Al incorporar la turbulencia a las ecuaciones de conservación se presenta el denominado problema de cierre. Y es que se obtiene un mayor número de incógnitas que de ecuaciones. Según la aproximación introducida para cerrar el sistema, existen diversos modelos de turbulencia.

 - Modelo *Spalart-Allmaras*: Modelo de una única ecuación que resuelve la ecuación de transporte para la viscosidad turbulenta, ν_t . Esta a menudo recibe el nombre de variable de *Spalart-Allmaras*, y se establece su valor nulo en las paredes [17].
 - Modelo $k-\epsilon$: Modelo compuesto por dos ecuaciones de transporte que representa la energía cinética turbulenta, k , y la disipación turbulenta, ϵ . Esto permite la inclusión de los efectos convectivos y difusivos de la energía turbulenta. Se trata de un modelo muy extendido que aporta buenos resultados en flujos internos y delimitados por paredes, siempre que los gradientes de presión sean reducidos [18].
 - Modelo $k-\omega$: También incluye dos ecuaciones extra de transporte para hallar la energía turbulenta, k , además del ratio de disipación específica, ω . Se trata de un modelo menos rígido que el $k-\epsilon$ y presenta mejor comportamiento para gradientes de presión adversos y desprendimientos de flujo. No obstante, es muy dependiente de las condiciones del flujo libre pudiendo ser difícil de configurar con base en sus condiciones de contorno [19].
 - Modelo SST $k-\omega$: Modelo híbrido entre los dos anteriores que combina las ventajas de cada uno. Utiliza la formulación del $k-\omega$ para las regiones cercanas a la

pared, donde destaca la subcapa viscosa de la capa límite. Mientras que emplea el modelo $k-\epsilon$ para modelar el flujo libre. De esta manera, resuelve los problemas ocasionados en flujos desprendidos y con gradientes de presión adversos, a la vez que se vuelve menos dependiente de las condiciones de contorno. Además, puede funcionar como un modelo de turbulencia de bajo Reynolds, sin incluir funciones extra de amortiguamiento [20].

- **Detached Eddy Simulation (DES):** Técnica híbrida de RANS y LES donde cerca de las paredes, emplea la modelización de la turbulencia de RANS, mientras que en el resto del dominio resuelve las escalas turbulentas de tamaño mediano y grande. Su objetivo es por tanto, reducir el coste computacional de una simulación LES, pero manteniendo cierta precisión en las zonas consideradas de mayor importancia para el estudio.

En la Figura 10, se presentan de manera esquemática las diferentes maneras de enfrentarse a la resolución de problemas turbulentos, distinguiéndose por el tamaño de las escalas y las zonas del flujo.

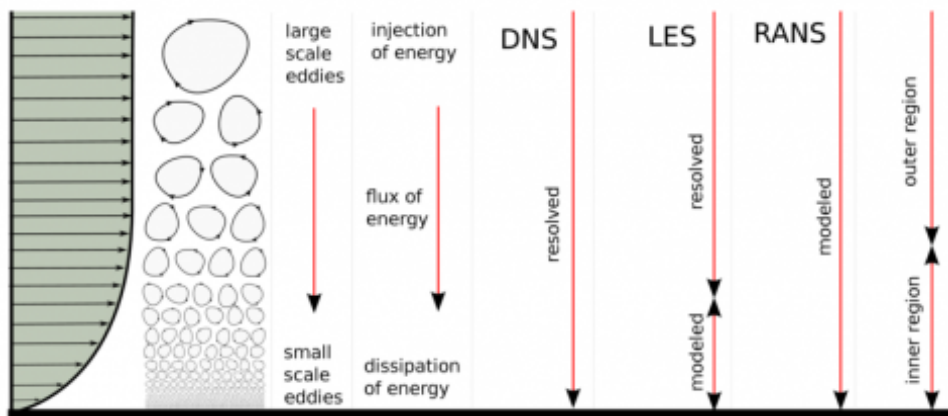


Figura 10: Esquema de las diversas formas de resolver/modelar la turbulencia. Fuente: [21].

Funciones de pared

Las inmediaciones de las paredes de un problema de mecánica de fluidos se caracterizan por tener elevados gradientes de velocidad y variables turbulentas entre otras. A su vez se trata de una variación no lineal, desde la superficie de la pared, donde se impone un valor nulo a la velocidad por la condición de no deslizamiento (*no slip*), hasta las condiciones de equilibrio del flujo libre [22].

Debido a los altos gradientes que se generan, la producción de turbulencia en la zona es intensa. Es por ello que, pese al reducido tamaño de la capa límite, su correcto modelado es fundamental para el desarrollo del problema.

Por otro lado, como ya se ha comentado, la velocidad es nula en la superficie por lo que las variables turbulentas también tienden a cero. No obstante, dicha atenuación no se cumple en todas las direcciones, incumpléndose la condición de flujo isentrópico sobre la cual se apoyan los modelos RANS.

Todo ello hace necesaria la correcta resolución del flujo en la capa límite, implicando el uso de mallas muy refinadas para capturar los gradientes. Esta solución no está exenta de nuevos problemas, tales como un elevado coste computacional, altas relaciones de aspecto o problemas de calidad del mallado. Como nueva solución surgen las funciones de pared, que permiten modelar los gradientes mediante funciones no lineales, con el fin de aumentar el tamaño de la última celda. Dicha explicación se presenta de forma esquemática en la siguiente Figura 11. En ella se puede observar, de izquierda a derecha: el perfil de velocidades en las inmediaciones de la pared; el mallado necesario para resolver los gradientes presentes; la interpolación lineal del perfil de velocidad en cada uno de los puntos que componen la malla; la malla propuesta por las funciones de pared; y la aproximación al perfil realizada por las mismas.

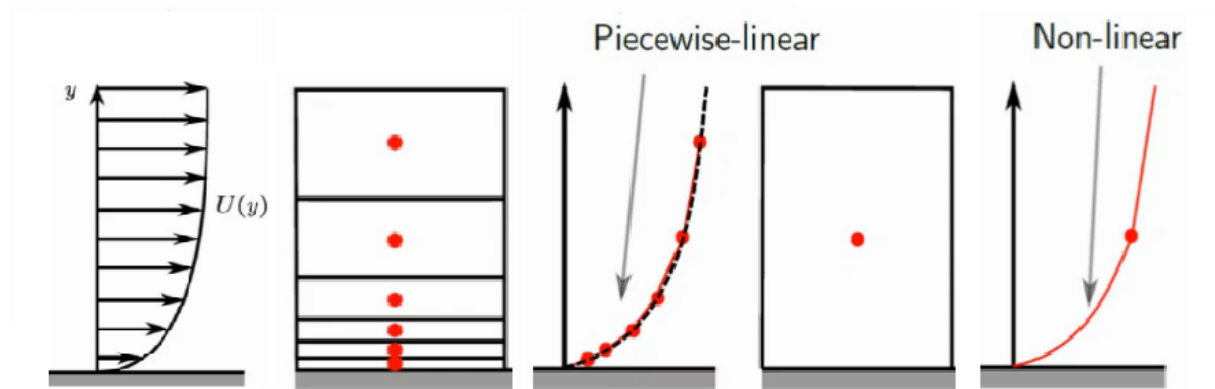


Figura 11: Distintos métodos de captar la turbulencia en las inmediaciones de la pared. Fuente: [23].

Con la realización de simulaciones DNS donde, como ya sabemos, se resuelve la turbulencia hasta su escala más pequeña, se han podido extraer los perfiles de velocidad del flujo en las inmediaciones de la pared con una precisión muy elevada. Además, se ha demostrado que las capas límites convencionales son autosimilares, por lo que, las variables medidas en simulaciones DNS se pueden extrapolar a otros escenarios, sirviendo como modelo. A este modelo se le denomina ley de la pared, y se basa en la adimensionalización de la velocidad y la distancia a la pared:

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau} \quad (15)$$

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu}, \quad (16)$$

donde u^+ y y^+ , representan la velocidad y distancia normal a la pared adimensionalizados; u_τ , la velocidad basada en el esfuerzo cortante de la pared; y ν , la viscosidad cinemática.

El modelo de pared de la capa límite se presenta dividido en 3 subcapas, tal como se muestra en la Figura 14, atendiendo cada una de ellas a una serie de características propias:

- Subcapa viscosa: Comprendida entre $0 < y^+ < 5$, zona donde los efectos viscosos dominan el flujo y el perfil de velocidades evoluciona linealmente, $u^+ = y^+$.
- Subcapa intermedia o *buffer layer*: Comprendida entre $5 < y^+ < 30$, se trata de una zona de transición entre la viscosa y la logarítmica donde el perfil de velocidades es difícil de aproximar. Se recomienda evitar esta zona por su inestabilidad y compleja predicción, además no se han obtenido óptimos resultados en estudios previos [24].
- Subcapa logarítmica: Mayor de las subcapas, en su rango $30 < y^+ < 300$, la velocidad sigue la ley logarítmica $u^+ = \frac{1}{\kappa} \log Ey^+ + C^+$.

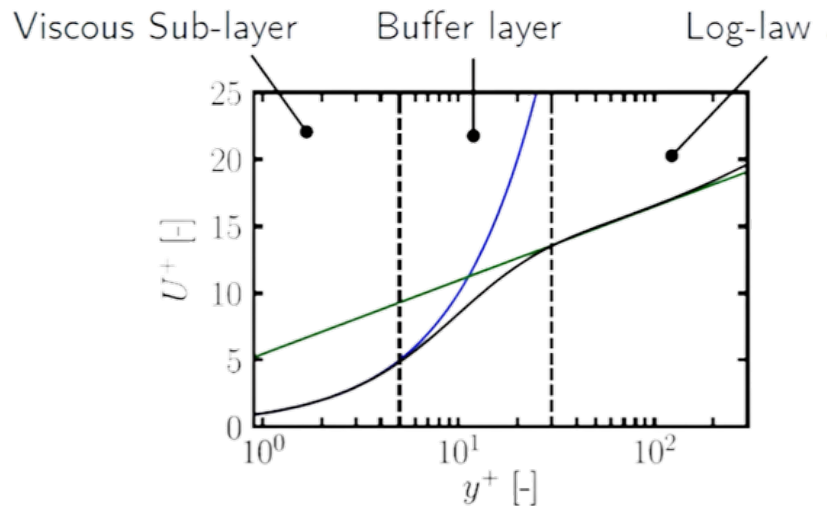


Figura 12: Representación del perfil de velocidad en la capa límite y sus diversas aproximaciones. Fuente: [23].

Basándose en las partes que componen la capa límite, existen dos formas de tratar la turbulencia cerca de la pared. La primera se basa en la resolución del perfil de velocidades sin añadir funciones de pared. Consiste, como ya se comentó, en la utilización de un mallado muy refinado, y^+ demandado cercano a la unidad, con el consiguiente coste computacional. Reciben en el nombre de modelos de bajo Reynolds. Por otra parte tenemos los modelos de elevado número de Reynolds, que se basan en la utilización de funciones de pared, válidas en la zona $30 < y^+ < 300$. Por consiguiente son menos precisos, pero también menos exigentes.

Simulaciones DES

Las simulaciones DES, siglas de *Detached Eddy Simulations*, surgen de la necesidad de obtener resultados más precisos que RANS, pero sin incurrir en el coste computacional de LES. El objetivo consiste en modelar la turbulencia en las zonas cercanas a la capa límite, donde domina la viscosidad, mientras que se resuelven los torbellinos en las zonas de separación de flujo. Se trata, por tanto, de un modelo híbrido que intercambia los modelos RANS-LES en función de la resolución del mallado a nivel local.

El DES original, creado para el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras define un limitador, $\tilde{d} = \min\{d_w, C_{DES}\Delta\}$, encargado de cambiar de un método a otro en función del refinamiento dado en la zona. En esta expresión, d_w es la distancia a la pared, $C_{DES} = 0.65$ se trata de una constante empírica, y Δ se corresponde con el mayor tamaño de celda tal que, $\Delta = \max\{\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z\}$. El limitador funciona de la siguiente manera:

- Si $d_w < C_{DES}\Delta$, el modelo DES emplea el método RANS cerca de la pared.
- Si $d_w > C_{DES}\Delta$, se emplea un modelo SGS (*Sub-Grid Scale*) en la zona de separación con el filtro $C_{DES}\Delta$.

A pesar de que el método DES se fundamenta sobre los principios de los modelos RANS y LES, validados en múltiples estudios. Puede presentar una serie de inconvenientes, uno relacionado con el mallado y otro con la obtención de los esfuerzos de Reynolds [25].

- GIS (*Grid Induced Separation*): Cuando tenemos flujos entre paredes con capas límites de cierto grosor a la vez de reducidas zonas de separación del flujo puede aparecer este fenómeno. En este caso, la separación paralela a la pared se vuelve menor que el grosor total de la capa. Entonces, el filtro DES empleará el método LES en esa zona. Como consecuencia se reducirá la viscosidad turbulenta por debajo del nivel RANS, pero las tensiones de Reynolds resueltas no incluirán las fluctuaciones de velocidad típicas del LES. Esto reduce la fricción en la pared.
- MSD (*Modeled Stress Depletion*): Se da en mallados ambiguos, como el de la Figura 13, donde la malla no es lo suficientemente fina para captar todas las fluctuaciones de velocidad. Y como consecuencia, se reduce la viscosidad turbulenta y las tensiones de Reynolds modeladas. Por otro, lado no se introducen las tensiones resueltas que restaurarían el equilibrio.

En la Figura 13 se pueden observar diversos tipos de mallados. El primero se correspondería al de una simulación RANS ($\tilde{d} = d_w$), donde el espaciado paralelo a la pared es mucho mayor que el espesor de la capa. El último se correspondería con una simulaciones LES, que requiere de un mallado muy fino y que activaría el filtro $\tilde{d} = C_{DES}\Delta$. Por último, la malla intermedia genera un compromiso entre ambos modelos, refiriéndose al método híbrido DES.

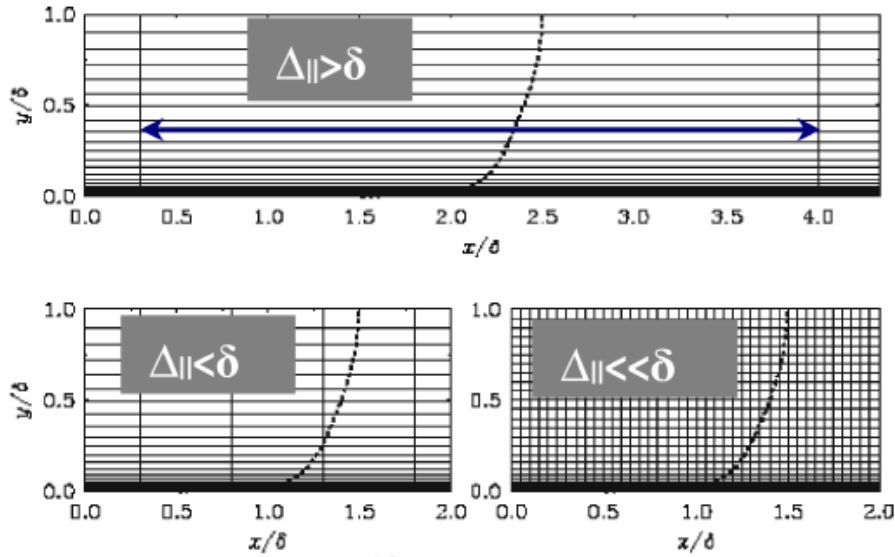


Figura 13: Diferentes diseños de malla en función del espaciado con respecto al grosor de la capa límite. Arriba: mallado RANS. Abajo izquierda: mallado DES. Abajo derecha: mallado LES. Fuente: [25].

Debido a que el problema a resolver en este proyecto se corresponde con la aerodinámica interna de un chorro, el modelo de turbulencia óptimo será el $k-\omega$ SST. Y es por ello que, a partir de ahora se presenta el desarrollo del método DES aplicado a este modelo y no al original para el que fue desarrollado (S-A). En lo que respecta al filtro empleado \tilde{d} , su expresión para el nuevo modelo de turbulencia será

$$\tilde{d} = \min \left(C_{DES} \Delta, \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega} \right) \quad (17)$$

Para solventar los problemas mencionados, se generaron diversas variaciones sobre el modelo clásico. Entre ellas cabe destacar dos, que por aportar resultados válidos además de estar implementadas en OpenFOAM, se explican a continuación.

Comenzamos con **DDES**, *Delayed Detached Eddy Simulation*, creada para evitar el efecto MSD. La idea consiste en usar unas funciones de mezcla para definir la escala turbulenta, \tilde{d} . De esta manera DDES detecta la capa límite y mantiene el modo RANS, incluso aunque el refinamiento ambiguo hubiera activado el modo LES. Este mecanismo de detección dependerá de la viscosidad turbulenta y de la propia solución. A pesar de la ventaja que supone, generará una transición RANS-LES más abrupta. La nueva escala turbulenta \tilde{d}_{DDES} será la siguiente

$$\tilde{d}_{DDES} = \tilde{d}_{RANS} - f_d \max(0, \tilde{d}_{RANS} - \tilde{d}_{LES}), \quad (18)$$

donde $\tilde{d}_{RANS} = \frac{\sqrt{k}}{\beta^*\omega}$ y $\tilde{d}_{LES} = C_{DES}\Delta$. Es en el factor de corrección, C_{DES} , donde se incluyen las funciones de mezcla F_1 y F_2 . Destacar que antes se trataba de una constante empírica, mientras que ahora se va a ajustar en función de la capa límite. El valor para C_{DES} se obtiene de la siguiente ecuación

$$C_{DES} = C_{DES1}F_1 + C_{DES2}(1 - F_1) \quad (19)$$

En este caso, C_{DES1} y C_{DES2} serán dos valores constantes e iguales a 0.78 y 0.61 respectivamente. Mientras que el desarrollo de las funciones de mezcla es más complejo y no se incluye en el documento. Para más información véase [26]. Por último, f_d se trata de otra función de mezcla cuya expresión se obtiene de forma empírica en función de los tensores de tensiones y vorticidad.

Posteriormente, surge **IDDES** para combinar las ventajas del modelado de pared de WMLES (*Wall Modeled LES*) y las capacidades de DDES. Este primer método surge para reducir la excesiva resolución del mallado que impone un LES clásico. No obstante, presenta un problema denominado desajuste de la capa logarítmica (LLM) en la zona de transición RANS-LES. De hecho este desequilibrio crea dos capas logarítmicas: una interior dada por el modelado RANS y otra exterior, donde los tamaños de celda locales son menores que la distancia a la pared. El resultado de este problema es una pérdida de precisión de entre el 15 – 20%. El IDDES, *Improved DDES*, busca solucionar el LLM y aportar un conjunto de funciones y fórmulas válidas para aplicaciones DES y el uso de WMLES. El rango de aplicaciones abarca diferentes regímenes, así como geometrías complejas.

Requiere por tanto, la inclusión de una serie de funciones de mezcla provenientes del modelado DDES, además de funciones de blindaje que permitan aplicar el modelado de pared LES sin incurrir en el problema de desajuste de la capa logarítmica. Se trata de una función, \tilde{f}_d , similar a la desarrollada en *Delayed DES* encargada de proteger al método del MSD mencionado con anterioridad. Y se le añade f_e , o función de elevación, cuyo objetivo es evitar la reducción excesiva de las tensiones de Reynolds en la zona de mezcla y que es la causante del LLM. Finalmente, se muestra la expresión de la nueva escala turbulenta \tilde{d}_{IDDES}

$$\tilde{d}_{IDDES} = \tilde{f}_d(1 + f_e)\tilde{d}_{RANS} + (1 - \tilde{f}_d)\tilde{d}_{LES}, \quad (20)$$

donde las escalas turbulentas RANS y LES son iguales que en DDES. La variación del método se encuentra en $\Delta = \min(C_w \max[d_w, h_{max}], h_{max})$, y en las funciones \tilde{f}_d y f_e que para más información véase [26].

Dado que un correcto mallado es fundamental para obtener resultados válidos en una simulación DES, vamos a presentar las **distintas zonas** [27] que componen el dominio computacional. Es importante conocer en cada caso concreto las dimensiones de cada una, con el objetivo de mallar de manera consecuente y tratar de ahorrar coste computacional.

- **Región de Euler:** Caracterizada por ser la zona externa donde no hay turbulencia. Las únicas estabilidades pueden ser ocasionadas por ondas de choque. Se malla de manera gruesa como la región de flujo libre de una simulación RANS.
- **Región RANS:** Zona cercana a la pared donde se modela la turbulencia, se compone a su vez de tres zonas. Su mallado debe hacerse de acuerdo con las normas RANS.
 - Región viscosa: Zona formada por la capa límite que, como sabemos, se compone de tres capas: viscosa, *buffer* y logarítmica.
 - Región externa: A menudo se mezcla con la zona LES, es por ello que la transición entre regiones debe ser suave y consecuente.
- **Región LES:** Es la parte del dominio computacional donde se procede a la resolución de los torbellinos de gran tamaño, el mallado en las zonas de interés debe ser muy fino para captar correctamente la turbulencia. Se divide en tres zonas.
 - Región viscosa: Mismos requerimientos que la zona viscosa en RANS, ya que, a menudo son coincidentes.
 - Región de influencia: Es la zona cercana al cuerpo donde se resuelve la turbulencia. En el caso de un chorro se corresponde con la zona de generación de ruido. En ella, el mallado debe ser muy fino y se recomienda sobre-estimar la zona para no perder regiones de interés.
 - Región de salida: En ella la transición entre zonas debe ser suave y progresiva.

3.2. Introducción al software OpenFOAM

OpenFOAM es un *software* de uso libre destinado a la Dinámica de Fluidos Computacional [28]. Posee una amplia base de usuarios en los campos de la ingeniería y la ciencia, tanto a nivel educativo como comercial. Está escrito en C++ y proporciona aproximadamente 250 aplicaciones pre-integradas que permiten su lectura directa. Se componen de un amplio rango de características para resolver todo tipo de problemas, desde flujos con la inclusión de reacciones químicas, turbulencia y transferencias de calor, hasta electromagnetismo o dinámicas de cuerpos rígidos.

Al tratarse de un programa de uso libre, los usuarios pueden modificar dichas aplicaciones preexistentes con el fin de adaptarlos para un caso específico. También se pueden incluir desde cero. Si bien, se debe tener en cuenta que, para realizar esta labor, se requieren de una serie de conocimientos en tres áreas: mecánica de fluidos, métodos de resolución y técnicas de programación.

3.2.1. Estructura y casos

Al igual que todo problema de CFD, la estructura general de un caso de OpenFOAM se divide en tres partes:

- **Pre-Procesado:** Incluye todos los elementos necesarios para proceder a la resolución del problema. En esta fase se incluye: la creación del mallado, comprobación de la calidad del mismo, definición de las condiciones de contorno y de las propiedades termodinámicas y turbulentas.
- **Procesado:** Es la fase en la que ejecuta el *solver* seleccionado para proceder a la resolución del problema. Por tanto incluye la elección y configuración del mismo, además de la definición de los esquemas de discretización. Los parámetros que controlan la simulación se configuran de manera previa y/o durante el proceso y son fundamentales para su correcto desarrollo. Finalmente, se selecciona si se va a proceder en serie o en paralelo y el número de procesadores empleados.
- **Post-Procesado:** En la fase final se analizan los resultados obtenidos, ya sea por la visualización de los mismos con ParaView [29], o por medio de los datos extraídos de la simulación. Se trata de una parte fundamental para validar las dos fases anteriores.

La metodología habitual en OpenFOAM consiste en tomar uno de los tutoriales existentes, eligiéndolo con base en la similitud a nuestro problema a resolver. Ya sea, por las condiciones de contorno, modelo de turbulencia o método de resolución empleado. Y, a partir de ahí, modificarlo atendiendo al caso particular. Los directorios se estructuran en torno a 3 carpetas principales:

- **Carpeta 0:** Incluye las condiciones de contorno que dependerán tanto del *solver* como del modelo de turbulencia seleccionado.
- **Carpeta *constant*:** Contiene la información referente a la malla y a las condiciones turbulentas y termodinámicas. Se compone fundamentalmente del subdirectorio *polyMesh*, y los archivos *turbulenceProperties* y *thermophysicalProperties*.
- **Carpeta *system*:** Por un lado, contiene los archivos necesarios para el proceso de resolución: *controlDict*, donde se define el *solver* y los parámetros de control; *fvSchemes*, en él se seleccionan los esquemas de discretización; y *fvSolution*, que incluye los métodos numéricos empleados y sus características. Por otro lado, en el caso de realizar el mallado con OpenFoam, incluirá los archivos *blockMeshDict*, para mallas estructuradas, y *snappyHexMeshDict*, destinado a mallar geometrías de mayor complicación. Finalmente, si se trata de una simulación en paralelo, incluirá el archivo *decomposeParDict*.

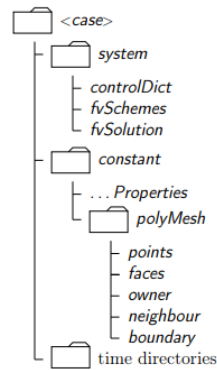


Figura 14: Estructura de los casos en OpenFOAM. Fuente: [28]

3.3. Análisis de trabajos previos similares

A lo largo de este apartado se van a presentar una serie de proyectos, desarrollados con anterioridad a este Trabajo de Fin de Máster, que se relacionan con la temática de estudio y, que han servido de base al desarrollo del mismo. Se considera, por tanto, de vital interés su inclusión en este documento.

La estructura del apartado guarda una cierta concordancia con la del Capítulo 4. Comenzamos presentado los documentos relacionados con simulaciones de chorros 2D; para posteriormente, pasar a los flujos tridimensionales. Finalmente, se exponen estudios sobre la aerodinámica y simulaciones de cohetes.

3.3.1. Simulaciones de chorros 2D

En 2018, **Yan** [30], llevó a cabo una evaluación de diversos modelos de turbulencia RANS y LES para simular un chorro 2D estacionario incidente contra una pared plana. El dominio computacional se generó a partir del parámetro de la altura a la entrada de la tobera (b). Se realizó un estudio de independencia del mallado sin notables diferencias entre tres mallas expuestas, por lo que se eligió la intermedia. Se trataban todas ellas de mallas estructuradas con un y^+ menor que 1 en la región de la pared. El modelo de turbulencia empleado, RSM (*Stress-omega Reynolds*), aportó los mejores resultados junto al caso LES. Como variable de control se utilizó la intensidad turbulenta. Finalmente, al tratarse de un caso estacionario se eligió el método de resolución SIMPLEC, por aportar residuales menores.

En los resultados se concluyó que los modelos de turbulencia basados en dos ecuaciones, $k-\epsilon$ y $k-\omega$, subestimaban la velocidad máxima radial un 5.6% en la zona de salida del flujo, mientras que, sobrestimaban la misma en la región cercana a la pared un 3.2%. Finalmente, conforme se alejaba de la pared, se obtenían mayores velocidad que las experimentales.

Un año más tarde, en 2019, **Darwish, Orazi y Angeli**, realizaron diversas simulaciones de chorros supersónicos con OpenFOAM [31]. Para estudiar los efectos de las condiciones de

operación de la tobera en las características de salida del chorro se simularon tres condiciones: tobera subexpandida, sobreexpandida y en condiciones óptimas de diseño (tobera adaptada, $P_s = P_0$). Se consideró un flujo bidimensional, compresible, adiabático e isentrópico, donde la velocidad solo fluía en dirección axial y sin incluir el término viscoso. Esto resultaba en un modelo dominado por la geometría de la tobera, las condiciones de gas perfecto del aire y una presión total definida a la entrada.

En lo que respecta a la simulación numérica, se realizó con el *software* OpenFOAM empleando el *solver* sonicFoam, apto para flujos tanto laminares como turbulentos, es decir, para elevados números de Mach. Los resultados fueron validados primeramente por un estudio de independencia de malla, y seguidos de la comparativa con resultados experimentales de la bibliografía consultada. Las conclusiones extraídas pasan por destacar la sensibilidad del método numérico en función de las condiciones de contorno, pudiendo variar la condición de funcionamiento de la tobera. En esta propiedad también juega un importante papel el mallado, requiriendo de gran precisión para definir la geometría de la tobera.

3.3.2. Simulaciones de chorros 3D

En 2002, el investigador **Lupoglazoff** presentó un análisis aerodinámico de simulaciones 3D transitorias de chorros calientes tanto subsónicas como supersónicas [32]. Omitieron la introducción de la tobera en el dominio de cálculo con el objetivo de no incluir fuerzas externas para permitir la desestabilización del chorro. Un proceso natural en flujos que debe ser simulado en el caso de incluir la geometría de la tobera. Además, al alejar las condiciones de contorno del origen del chorro, fuentes de inestabilidad como ondas de flujo, se desarrollaban de forma más natural, aportando mejores resultados.

En el caso supersónico, se obtuvieron los mejores resultados para un modelo $k-\epsilon$ modificado. Se incluyó la variación en el parámetro C_ϵ con el objetivo de cuidar la simetría axial del caso. Por otro lado, se realizó una simulación DNS 3D, cuyos resultados aportaban una longitud del núcleo del chorro un 30% menor que la de los modelos RANS.

Posteriormente, en 2008, el trabajo realizado por **Bodony y Lele** en [33], basado en diversas simulaciones LES para predecir las fuentes de producción de ruido de los chorros, aportó datos de interés a la hora de configurar los casos para la resolución de remolinos de gran tamaño. Se llevaron a cabo en un amplio rango de velocidades y temperaturas, para obtener el método adecuado en cada caso.

Como conclusiones alcanzadas, se observó que el factor limitante de LES es el grosor de la primera capa cortante, siendo un orden de magnitud mayor que lo determinado experimentalmente. Además, unas condiciones de entrada del flujo inexactas pueden impedir la correcta estimación de la longitud del chorro central. La velocidad axial a lo largo de la línea central también está fuertemente relacionada con el grosor de la primera capa. Por otro lado, las simulaciones LES realizadas en chorros calientes a baja velocidad aportaron pobres resultados,

mientras que al acelerarse, los resultados mejoraron tanto para temperaturas altas como bajas.

Unos años más tarde, **Chin** llevó a cabo un estudio en 2013 sobre las estructuras creadas en chorros supersónicos [34], tanto libres como incidentes contra una superficie (*impinging jet flows*). Comparó los resultados obtenidos de forma experimental con los modelados con OpenFOAM usando RANS.

Los resultados obtenidos para chorros libres supersónicos subestimaron el número de Mach para distancias posteriores al núcleo central del mismo. La causa se relacionó con el elevado ratio de difusión que generan los modelos de turbulencia, sobretodo $k-\epsilon$ (entre un 25 % y un 40 % de acuerdo a [19]). También se encontraron elevadas fluctuaciones de velocidad a la salida de la tobera debido a las estructuras en forma de diamante generadas en flujos supersónicos.

En 2018, **Chen** investigó en [11], las fuentes de producción de ruido en chorros supersónicos rectangulares para un amplio rango de temperaturas. Debido a valores tan elevados, la utilización de simulaciones LES frente a experimentación fue necesaria por limitaciones de los materiales.

Se empleó un método LES implícito sin filtros explícitos ni modelos de tipo Smagorinsky (SGS). En lo que respecta al dominio computacional, se parametrizó con base en la altura de la tobera. Al tratarse de una simulación LES, se requirió de la utilización de un $y^+ = 1$ en la capa límite. Finalmente, en los resultados se observó un incremento de la velocidad axial a la salida conforme se aumentaba la temperatura, a pesar de mantenerse el Mach constante. Además, se encontró una reducción del 30 % en la longitud del chorro central debida al decaimiento de los torbellinos.

Para finalizar cabe destacar el trabajo realizado en 2021 por **Weaver y Mišković** [24], donde se lleva a cabo un estudio RANS de diferentes modelos de turbulencia en chorros completamente desarrollados. Para conseguir estas condiciones a la salida de la tobera, se simula un chorro cargado de partículas (*particle-laden flow*), es decir, un flujo en dos fases en el que una es continua y la otra fase está formada por pequeñas partículas, inmiscibles y típicamente diluidas. Esto implica la utilización de una geometría basada en una tobera de gran tamaño, en torno a 100 veces el diámetro de salida. Supone una ventaja frente a simulaciones convencionales, ya que, si se busca desarrollar el flujo en la tobera se requiere el conocimiento de todos los puntos de la misma.

En lo que respecta al uso de diferentes modelos de turbulencia en el proyecto, se basa en el propio desarrollo de los mismos, basados en análisis dimensional e intuición teórica. Por lo que los coeficientes que los componen son precisos en la mayoría de casos, pero también presentan cierta dispersión en otros. Como ocurre en el caso de los chorros turbulentos. Por ello, parten de las modificaciones realizadas previamente para obtener las siguientes conclusiones:

1. En el modelo estándar $k-\epsilon$ desarrollado por Launder y Spalding (modelo implementado en OpenFOAM), la modificación de la constante $C_{\epsilon 1} = 1.5$, aportó los mejores resultados.

2. En el modelo SST $k-\omega$ v1/BSL con los cambios introducidos, $C_{\epsilon 1} = 1.5$ y $\gamma = 0.5$, también se obtuvieron buenas aproximaciones.
3. En lo que respecta al modelo SST $k-\omega$, su gran dependencia de las condiciones de contorno no lo hace óptimo para este tipo de simulaciones. Tampoco se encontraron evidencias de que variaciones en el modelo generen beneficios. Para la configuración de las condiciones de ω , la mejor solución pasa por simular primero con $k-\epsilon$ para después obtenerla con la expresión $\omega = \epsilon / (kC_{\mu})$
4. El núcleo central del chorro obtiene su correcta longitud con los modelos: SST $k-\omega$ v1/BSL, $k-\epsilon$ ($C_{\epsilon 1} = 1.6$) y estándar $k-\epsilon$.

3.3.3. Simulaciones de la pluma de motores cohete

En 2019, **Nonomura** [4], se analizaron los efectos de la temperatura de salida del chorro en las ondas acústicas generadas en chorros supersónicos por medio del uso de simulaciones LES. Se consideró un flujo idealmente expandido para minimizar las ondas de choque en la tobera, obteniendo fundamentalmente tres parámetros de control del chorro: Mach de salida, número de Reynolds del chorro y ratio de temperaturas entre la del chorro y la ambiental.

De manera previa se realizó un estudio de verificación y validación por medio de simulaciones frías a Mach 2 y elevado Reynolds, guardando cierta relación con los estudios de Seiner en toberas supersónicas [35]. Posteriormente, se realizaron las simulaciones LES a Mach de diseño de la tobera igual a 2 para tres rangos de temperaturas. Se concluyó la influencia de la temperatura en la longitud del núcleo central del chorro, a mayor valor menor longitud debido a un incremento de la turbulencia en la capa de cortadura.

Los investigadores **Salehian y Mankbadi** realizaron en 2020 diversas simulaciones LES para estudiar métodos de supresión de ruido por medio de la inyección de agua en la superficie de impacto del chorro [36]. Se trataba, por tanto, de una simulación bifase agua-aire que se llevó a cabo por medio de una simulación híbrida entre URANS (*Unsteady RANS*) y LES. El primero empleado cerca de las paredes y el segundo para el resto del dominio computacional.

En lo que se refiere a la discretización espacial, se optó por la utilización de mallas no estructuradas debido a la complejidad de la geometría de estudio. El método URANS requería de un y^+ comprendido entre 30 y 300 para permitir la aproximación de la turbulencia por funciones de pared. Las condiciones de contorno se definieron a partir de una relación de presiones totales en la tobera, esto es, del NPR (*Nozzle Pressure Ratio*), además de un ratio de temperaturas.

Se concluye que las ondas de choque generadas son débiles cuando la tobera trabaja en condiciones ideales de expansión, siendo las grandes escalas de la pluma la principal causa de ruido. En lo que se refiere a la inclusión de un impacto de agua para reducir la producción de ruido, el modelo numérico no es capaz de estimarlo de forma correcta debido a la dificultad de configurar un caso multifase.

4. Metodología

El objetivo de este capítulo consiste en describir el trabajo realizado en este Trabajo de Fin de Máster, estructurado en torno a tres grandes bloques o casos de estudio. Se incluyen los métodos empleados, la configuración de los problemas y las formas de proceder en su ejecución, todos ellos fundamentados en los contenidos teóricos descritos con anterioridad. Se suma a su vez la introducción de los problemas surgidos y las consiguientes soluciones tomadas que permitieron el avance del proyecto.

Estos tres bloques muestran la evolución lógica a seguir con base en los objetivos planteados en la Sección 1.4, y ordenados en grado ascendente de dificultad. Todos ellos, fueron realizados con el *software* OpenFOAM y validados por diversos métodos que se expondrán para cada caso concreto.

De esta manera, se comenzará con una *simulación de un chorro 2D sin tobera*, buscando una breve inmersión en los fundamentos de chorros y en el *software* empleado. Esto nos servirá de punto de partida, ya que, los métodos empleados harán de fundamento en los casos siguientes. Para garantizar la estabilidad del mismo, se incluirá un estudio de independencia de la malla, así como, la validación de los resultados expuesta por Pope para chorros en el libro *Turbulent flows* [37].

Una vez finalizado este período de aprendizaje, pasaremos a la segunda parte del proyecto que consistirá en la *inclusión de una tobera a los chorros bidimensionales*. Se trata a su vez de la reproducción de casos estudiados en gran detalle por el *Turbulence Model Benchmarking Working Group*, un grupo de trabajo del Comité Técnico de la Dinámica de Fluidos perteneciente al AIAA (*American Institute of Aeronautics and Astronautics*) [1]. Este grupo de investigadores realizó numerosos estudios en el área del CFD y validó sus resultados por medio de análisis experimentales en túneles de viento. Con esto, lo que se busca es comprobar la eficiencia de nuestro trabajo realizado con el *software* de uso libre OpenFOAM. Se empleará un mallado para los casos subsónicos, donde las toberas requeridas son de tipo convergente. Sobre ellos también, se realizarán variaciones en la temperatura del chorro.

El último bloque, consistirá en la simulaciones de estos mismos *chorros con tobera con mallados tridimensionales*. Se partirá de la reproducción de los mismos casos que en el bloque 2D pero añadiendo una dimensión más, realizando simulaciones RANS. Posteriormente, explicando las variaciones necesarias para llevarlas a cabo, se realizarán simulaciones DES del problema.

4.1. Simulación de un chorro 2D sin tobera

Como ya se comentó, la primera parte de este proyecto consiste en la simulación de un chorro 2D sin tobera mediante el *software* OpenFOAM.

4.1.1. Descripción del problema y configuración

Comenzaremos explicando el pre-procesado del caso, concretamente, por la definición del dominio de cálculo y la creación del mallado. La geometría del caso se trata de un rectángulo de dimensiones parametrizadas en función del diámetro del chorro, $D = 0.6$ m. De esta manera, se tiene: $L = 67D = 40$ m y $H = 33D = 20$ m. La altura se encuentra repartida de forma equidistante a ambos lados de la salida del chorro.

En lo que se refiere al mallado, se generó con la herramienta *blockMesh* de OpenFOAM, destinada a la creación de mallas paramétricas multi-bloque a partir de la definición de sus vértices, ejes y bloques con el archivo *blockMeshDict*, situado en el directorio *system*. Sabiendo el funcionamiento del *software*, aunque se trate de un problema bidimensional, se debe generar una malla con 3D y definir los planos frontal y trasero como tipo *empty*. Se discretizó en torno a tres zonas de refinamiento en dirección axial y dos en la radial de la siguiente manera:

	Zona de refinamiento	Longitud	Celdas
Dirección axial	Primer tramo	10 %L	24 %C
	Segundo tramo	40 %L	38 %C
	Tercer tramo	50 %L	38 %C
Dirección radial	Primer tramo	20 %L	50 %C
	Segundo tramo	80 %L	50 %C

Tabla 1: Discretización mallado 2D sin tobera.

En lo que respecta al ratio de crecimiento total de los tramos, necesario para crear la malla, se omite en los datos aportados porque su valor varía para cada una de las discretizaciones generadas en el estudio de independencia de malla. Además, se limitó el crecimiento entre celdas a un máximo de 1.2, utilizando siempre que era posible un valor de 1.05.

Los contornos se definieron también en este archivo, representando la entrada y salida del flujo, las paredes y los planos 2D mencionados previamente. En lo que respecta a las condiciones de los mismos, se impuso una velocidad a la entrada de 10 m/s, un flujo *freestream* en remanso, además de la condición de no deslizamiento en las paredes. Para evitar ondas reflejadas en la salida, que pueden generar inestabilidades, se emplea la condición *waveTransmissive*. En cuanto a la temperatura, se definió un valor ambiente de 293 K.

El modelo de turbulencia empleado fue SST $k-\omega$ por aportar mayor rigidez frente a las condiciones iniciales y un buen comportamiento en las paredes. Se fijó una intensidad de turbulencia $I = 1\%$ que, junto a la velocidad y el tamaño de la celda en la pared, permitió obtener los valores de configuración del modelo de la siguiente forma:

$$k = \frac{3}{2}(I|U_{ref}|)^2 \quad (21)$$

$$\omega_{inlet} = \frac{k^{0.5}}{C_{\mu}^{0.25}L} \quad (22)$$

$$\omega_{wall} = 10^6 \frac{\nu}{\beta_1 \Delta_y^2}, \quad (23)$$

donde $C_{\mu} = 0.09$, $\beta_1 = 0.075$ son constantes, L es la longitud turbulenta de referencia y Δ_y , el tamaño de la celda en la pared. Los valores empleados varían en cada mallado, por lo que no se incluyen.

Finalmente, se trata de un caso transitorio y compresible, por lo que el *solver* seleccionado es *rhoPimpleFoam*, válido para velocidades por debajo de $M = 0.3$.

Se adjunta en la Figura 15 el campo de velocidades obtenido en las simulaciones para la configuración descrita con anterioridad. En los próximos subapartados se describirá el proceso necesario para validar los resultados, por medio del estudio de similitud y el de independencia del mallado.

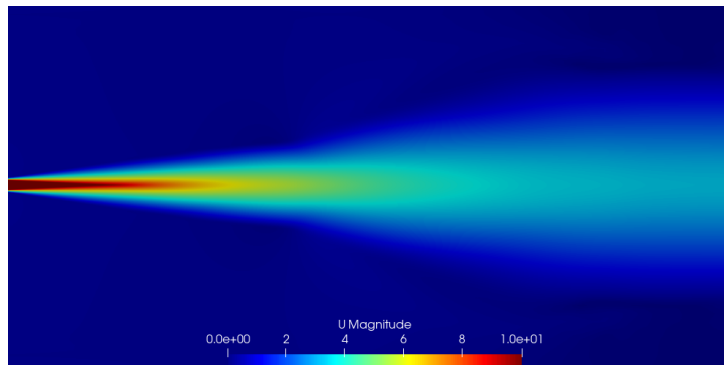


Figura 15: Resultados campo de velocidades caso subsónico 2D sin tobera.

4.1.2. Validación del caso

Una vez configurado el caso se procede a lanzar las simulaciones y realizar el post-procesado. Es necesario validar el método para verificar la fiabilidad de los resultados. Esto se realizará por medio del método que propone Pope basado en el principio de similitud en [37].

Para un chorro turbulento, su perfil de velocidades adimensionalizado, $U/U_{jet}(x)$, en función de un parámetro $\xi = r/r_{1/2}(x)$, se vuelve auto-similar. Esto es, independiente de x . A partir de las ecuaciones de contorno se puede denotar que este comportamiento se extiende linealmente a lo largo del chorro siguiendo la tendencia mostrada en la Figura 16.

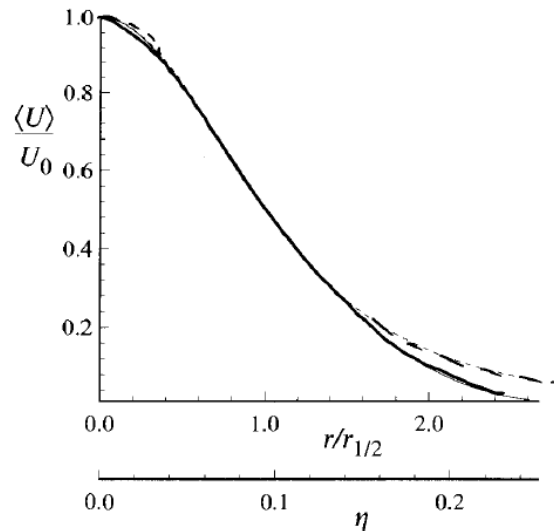


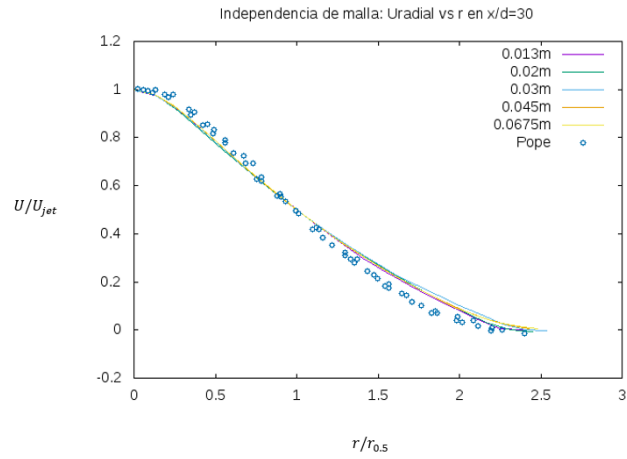
Figura 16: Perfil de velocidades medio en un chorro autosimilar. Fuente: [37]

La forma de proceder consiste en la representación del perfil de velocidades adimensionalizado en tres planos perpendiculares: $x/D_{jet} = 30$, $x/D_{jet} = 60$ y $x/D_{jet} = 90$. Se representa en el eje x , la distancia radial r en función de $r_{0.5}$. Siendo este último la medida de la distancia donde se encuentra un valor de velocidad igual a la mitad de U_{jet} . Y por otro lado, sobre el eje y , U/U_{jet} , donde U es la velocidad axial en el centro del chorro ($r = 0$) para cada plano. Puesto que este método fue empleado junto a la independencia de malla, los resultados obtenidos se presentan en el siguiente subapartado.

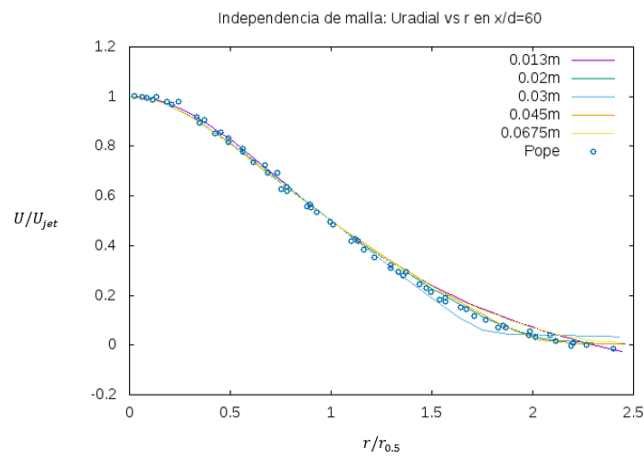
4.1.3. Estudio de independencia de malla

Para el estudio de independencia del mallado, se emplearon 5 discretizaciones diferentes, modificando el tamaño del elemento en la salida del chorro a partir de variar el número de celdas. Se tomó como valor de partida $\Delta_y = 0.03$ m y a partir de él, se generaron dos mallados con mayor número de elementos, y otro dos con menor, con una relación de proporcionalidad de 1.5. Los casos estudiados son, por tanto: 0.0675 m, 0.045 m, 0.03 m, 0.02 m y 0.013 m.

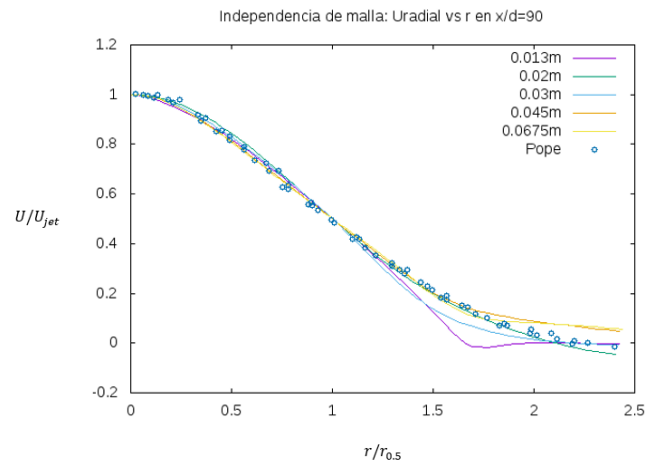
A continuación, se presentan los resultados obtenidos para cada plano perpendicular del flujo en los cinco mallados empleados junto a los resultados aportados del Pope [37]. En la Figura 17 se puede observar que conforme nos alejamos de la salida, el chorro se vuelve más estable pudiendo colapsar todos los puntos en una única recta para valores de x/D_{jet} superiores a 60. Se garantiza de esta manera la propiedad de autosimilitud del chorro. En lo que respecta a los diferentes niveles de discretización empleados, los resultados óptimos se encuentran para un tamaño de celda de $\Delta_y = 0.02$ m. Cabe destacar que no es el caso más refinado como puede esperarse. Esto puede deberse al y^+ obtenido en este caso, encontrándose en la capa de transición y siendo, por tanto, más difícil de configurar la turbulencia. También como es lógico, mallados más gruesos aportan resultados más inexactos.



(a) Plano $x/D_{jet} = 30$



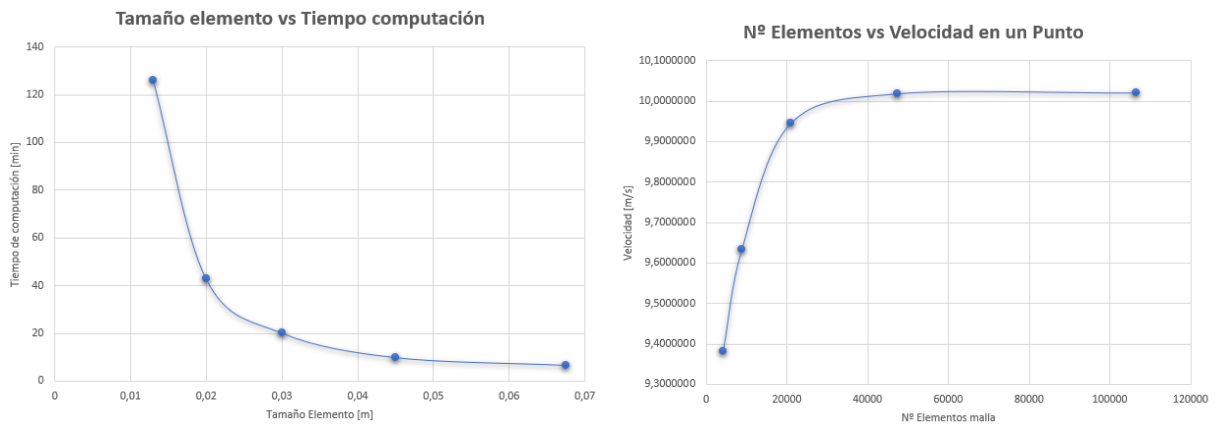
(b) Plano $x/D_{jet} = 60$



(c) Plano $x/D_{jet} = 90$

Figura 17: Representación resultados independencia malla junto a validación del Pope en los distintos planos.

Finalmente, se muestran las gráficas del estudio de independencia de malla en la Figura 18. Por un lado, se ha optado por representar el tiempo de computación requerido en función del tamaño de elemento. Una variable importante a tener en cuenta, ya que, el coste computacional puede suponer una limitación futura en el caso tridimensional. Se observa una tendencia decreciente conforme aumenta el número de elemento, con una ligera estabilización a partir de $\Delta_y = 0.045$ m. Por otro lado, se representó el valor de velocidad en un punto frente al número de elementos empleado. Como es lógico el mayor número de elementos, se corresponde con el mayor refinamiento y así sucesivamente. Resulta interesante monitorizar un valor de cierta magnitud de importancia, como puede ser la velocidad, a lo largo del tiempo, ya que, puede funcionar como indicativo de la convergencia de la solución. Se obtiene un valor estable a partir de los 50000 elementos aproximadamente, correspondiéndose con el caso óptimo de 0.02 m.



(a) Tamaño elemento vs tiempo de computación

(b) Nº de elementos vs velocidad

Figura 18: Resultados del estudio de independencia de la malla.

4.2. Simulación de un chorro 2D con tobera

La segunda parte de la metodología consiste en diversas simulaciones de chorros 2D, incluyendo la entrada del flujo desde una tobera. Para ello, se reproducirán los casos realizados en [1] para validar el método empleado en este proyecto. Dichos casos de interés son los siguientes:

■ Tobera convergente

Axisymmetric Subsonic Jet

Axisymmetric Hot Subsonic Jet

El objetivo del proyecto se basa en la **validación**, que compara los resultados CFD con los datos aportados para establecer la habilidad del modelo empleado para reproducir la física correctamente. La forma de proceder es la siguiente:

1. Se selecciona el caso de validación de interés junto al modelo requerido.
2. Se seleccionan y descargan la mallas del caso. Si se desea, se puede realizar un estudio de independencia de malla. Tras ello, se emplea la más refinada para correrla junto al método propio. Necesario comprobar la correcta aplicación de las condiciones de contorno, así como, asegurarse de la convergencia de la solución.
3. Comparar los resultados obtenidos con los aportados en la página de validación, la solución debería ser bastante cercana. Si no, comprobar la verificación del método.
4. Importante señalar que no todos los casos de validación han podido utilizar mallados muy refinados, o que también han experimentado ciertos problemas de convergencia. Es por ello que los resultados deben tomarse como representativos, pero no ciertos al 100 %.

En los casos subsónicos los datos experimentales utilizados en la validación provienen de los estudios llevados a cabo por Bridges y Wernet en [38] y [39].

4.2.1. Flujo subsónico

Se comienza el estudio reproduciendo los casos fríos, ya que, son más sencillos de configurar permitiendo un ascenso progresivo en la dificultad del problema a medida que se van incrementando los conocimientos en la materia. Posteriormente, se presenta la configuración del caso caliente.

Generación geometría y mallado

Cabe destacar que, a diferencia de los pasos a seguir para la validación de los resultados propuestos en [1], el dominio y el mallado del problema serán generados desde cero. Esto es debido a que se busca una mayor libertad a la hora de modificar el número de elementos y de que permitirá su utilización como base en los casos tridimensionales. Así bien, los *softwares* empleados serán Inventor professional para la generación de la geometría de la tobera, y Ansys

Workbench, tanto para la creación del resto del dominio, como del mallado.

El primer paso consiste en la generación de la geometría de la tobera. En este caso se trata de una tobera convergente empleada en multitud de casos subsónicos y perteneciente a la familia de toberas ARN (*Acoustic Reference Nozzle*). Concretamente se trata de la tobera ARN2, donde el dígito hace referencia al diámetro de salida expresado en pulgadas. Todas estas toberas poseen un conjunto de características comunes: largo total, sección final recta, grosor del labio, ángulo externo, y contracción del perfil cúbico. Se diferencian, por tanto, en el ratio de contracción. A continuación, se muestra en la Figura 19 el plano de la tobera empleada. A partir del mismo se creó su geometría en CAD por medio de una revolución del perfil, generado a través de un conjunto de puntos.

Una vez generada la geometría de partida, se importa como archivo de tipo STEP en el módulo *DesignModeler* del *software* Ansys Workbench. En él se genera el dominio computacional, tomando como referencia los valores empleados en las mallas aportadas por la web, y se divide en módulos de refinamiento. De esta manera se obtienen tres zonas donde el número de elementos se podrá variar en función de la relevancia de cada una. Estas zonas se pueden observar en la Figura 20 a), donde se muestra el dominio de cálculo.

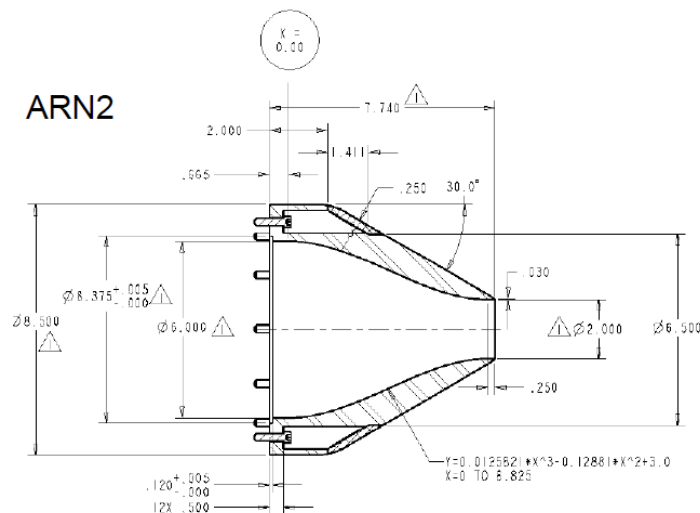
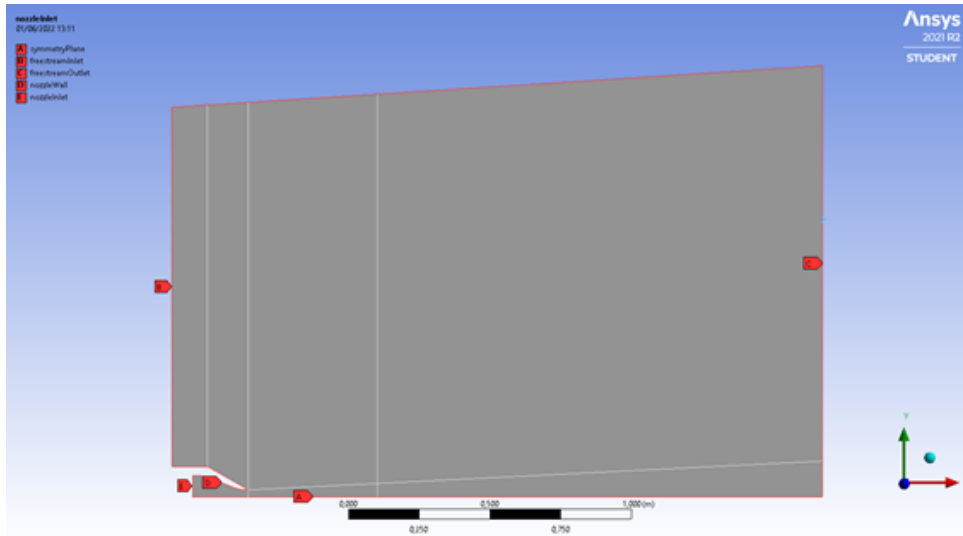


Figura 19: Plano de la tobera ARN2 expresado en pulgadas. Fuente: [40].

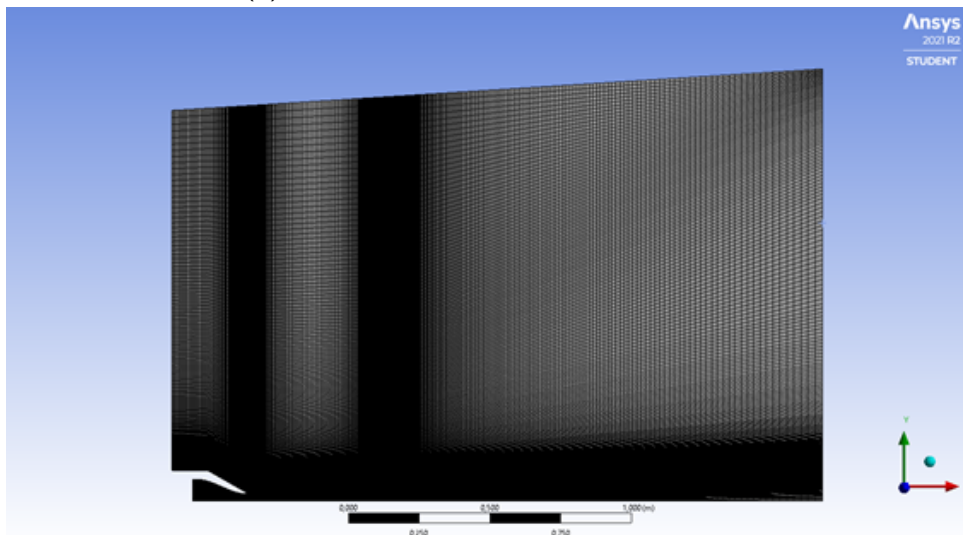
Posteriormente, se importa la geometría en el módulo de mallado de Ansys. Se busca una malla estructurada bidimensional, por lo que en los parámetros principales se define CFD como *Physics Preference* y se elige Fluent a modo de *solver*. El resto de controles se deja por defecto. Seguidamente, se incluye un mallado sobre las caras que componen la superficie, donde se impone que sea mapeada con cuadriláteros. Además, se incluye un método automático sobre el cuerpo de cálculo, definido por un dominio de cuadriláteros y un mallado libre de la misma

manera. Se emplea este método de mallado porque es el único válido para superficies 2D. El último paso consiste en definir el número de elementos que va a poseer cada borde. También se incluye el factor de crecimiento de las celdas a lo largo del eje, en caso necesario. Importante señalar que se debe imponer *hard behavior* para que se cumpla de forma estricta la condición fijada. Con todo ello, se puede proceder a la creación de la malla, cuyo resultado se presenta en la Figura 20 b).

Para finalizar, es necesario seleccionar los bordes que compondrán cada uno de los contornos. Se fija un plano de simetría a lo largo del eje x , ya que, solo se representa la mitad del dominio. Se define la entrada del flujo a la tobera en el radio de entrada donde se impondrán las condiciones iniciales. Por otro lado, se definen las paredes que componen la tobera. Y por último, los bordes para las fronteras donde entra y sale el flujo libre o *freestream*. Dichos contornos vienen indicados también en la Figura 20 a).



(a) Geometría 2D junto a los contornos



(b) Mallado 2D

Figura 20: Resultados de la creación del dominio y la malla con Ansys Workbench.

Estudio de independencia de malla

Tal como se indican en los pasos requeridos en la validación de los resultados, se debe llevar a cabo un estudio de independencia del mallado. Esto nos garantiza que la discretización empleada es la correcta y que no va a incluir nuevos errores de cálculo, además de permitir una correcta convergencia de los resultados.

Se presentan para ello tres mallas con distintos niveles de refinamiento sobre la configuración fría del problema. Se toma un mallado base que, de cumplir con el estudio de independencia, servirá para realizar el resto de simulaciones. Esto es, el caso caliente. A partir de él,

se crean una malla más refinada con un tamaño de elemento dividido por un factor de 1.5 con respecto al original, y una menos refinada, multiplicado su tamaño de elemento por 1.5. Dichos datos se exponen en la Tabla 2 de manera más clara.

Malla	Nº de Elementos	Tamaño de elemento mínimo [m]	Factor real
Menos refinada	108158	1.84e-3	1.323
Base	191600	1.39e-3	-
Más refinada	340851	1.05e-3	1.764

Tabla 2: Datos del estudio de independencia de malla 2D.

Los resultados del estudio se exponen por medio de la misma representación que se dará en el Capítulo 5 para validar las soluciones en comparativa con los datos aportados por la NASA en [1]. No obstante, ahora se presentarán únicamente los correspondientes a este análisis de independencia. Primero, se puede observar en la Figura 21 la variación en el cálculo de la velocidad en un punto en función del número de elementos. De aquí se extrae que se obtiene una tendencia lineal a partir del mallado base y camino al más refinado. El error de cálculo obtenido entre simulaciones es de 3.48 % para la malla con menor número de elementos, y menor del 0.12 % a partir del mallado base. Por otro lado, para un menor número de elementos se tiende a sobreestimar la velocidad. Esto puede ser debido a que los tamaños de celdas son demasiado elevados para modelar correctamente la turbulencia.

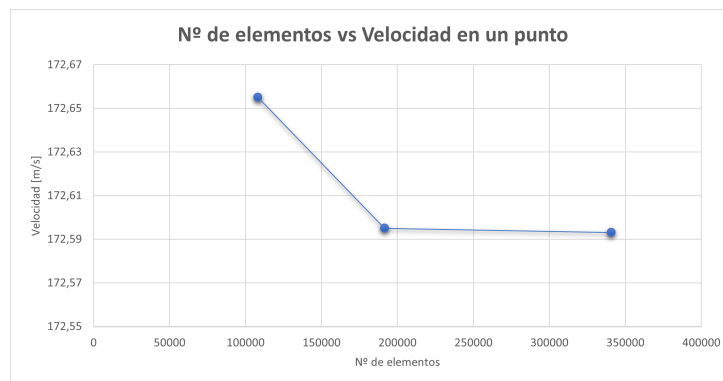


Figura 21: Número de elementos vs Velocidad en un punto.

A continuación, se exponen las comparativas entre los tres mallados. Las gráficas que se presentan son:

Figura 22 a) Representación de la componente x de la velocidad, adimensionalizada con la velocidad de salida de la tobera, a lo largo del eje y para distintos planos transversales al flujo del tipo x/D_{jet} .

Figura 22 b) Representación de la componente y de la velocidad, adimensionalizada con la velocidad de salida de la tobera, a lo largo del eje y para distintos planos transversales al

flujo del tipo x/D_{jet} .

Figura 22 c) Representación de la energía cinética turbulenta, k , adimensionalizada con la velocidad de salida de la tobera al cuadrado, a lo largo del eje y para distintos planos transversales al flujo del tipo x/D_{jet} .

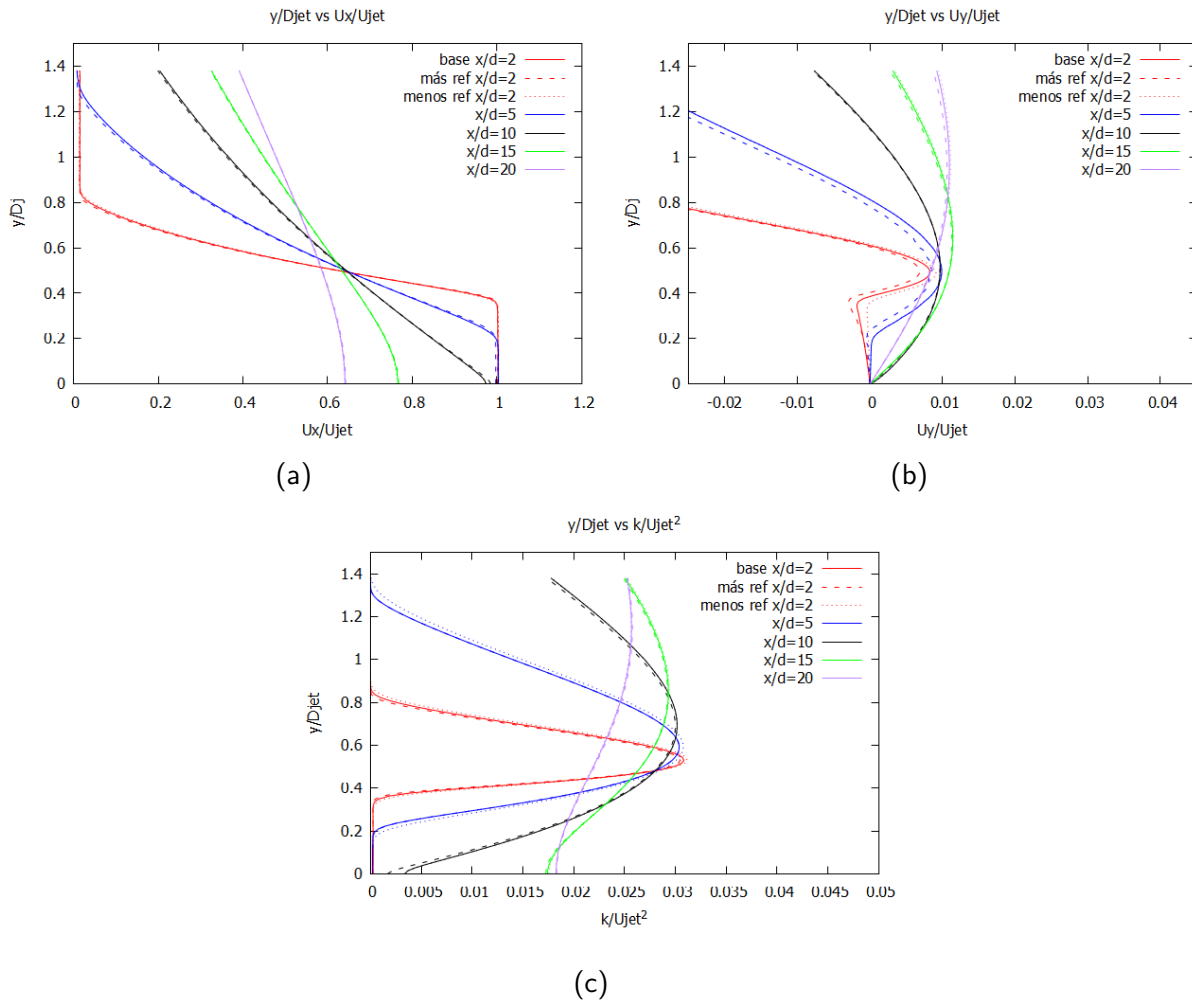


Figura 22: Representación resultados independencia malla del chorro 2D subsónico.

A modo de comentario final al estudio de independencia de la malla, se puede ver en la Figura 22, que los mejores y más estables resultados se aportan para el mallado base, siendo a menudo coincidentes con el mayor nivel de refinamiento. Se considera por tanto, válida la utilización de esta malla para el resto de casos que componen el problema bidimensional.

Configuración casos: frío y caliente

Una vez generado el mallado se procede a la configuración del caso, esto consiste princi-

palmente en la selección y definición de las condiciones de contorno, además de la inclusión de los modelos termodinámico y turbulento. Será por tanto, necesario el cálculo de las variables turbulentas.

La NASA en su página web [1] define una serie de condiciones para cada caso. Entre ellas se incluyen: el Mach de salida del flujo, $M_{jet} = U_{jet}/a_{jet}$; el Mach acústico, $M_a = U_{jet}/a_{ref}$; el NPR, P_t/P_{ref} ; el salto de temperaturas en la tobera, T_t/T_{ref} ; y las condiciones de referencia del flujo *freestream*, M_{ref} , T_{ref} y $Re_{ref,r}$. Se fija una condición del flujo libre cuasi-estática para obtener una mejor convergencia de los resultados frente a un flujo en remanso. En lo que respecta a las variables turbulentas, varían en función del modelo de turbulencia, pero suelen aportar la intensidad turbulenta, I , junto a la viscosidad turbulenta relativa a la laminar. Ambas referidas al flujo libre.

A continuación, se va a explicar el cálculo del ciclo termodinámico, necesario para conocer las condiciones a la entrada y salida de la tobera, así como las condiciones *freestream*. Se aportará el procedimiento para el caso frío, mientras que para los otros dos se indicarán los resultados directamente, por ser análogo.

Caso frío

Los datos de partida para el caso frío se presentan en la siguiente Tabla 3. A partir de ellos se obtienen, por un lado, las condiciones del contorno de entrada del flujo libre. La velocidad de referencia se calcula a partir del M_{ref} y de la velocidad del aire de referencia, $a_{ref} = \sqrt{\gamma RT_{ref}}$. Se toma un valor de $\gamma_{ref} = 1.4$ en función de la temperatura.

Condiciones freestream		Condiciones tobera	
M_{ref}	0.01	M_{jet}	0.513
T_{ref}	294.444 K	$M_{acoustic}$	0.5
Re_{ref}	5601	P_t/P_{ref}	1.19671
P_{ref}	101325 Pa	T_t/T_{ref}	1

Tabla 3: Datos de partida para el caso subsónico frío. Fuente: [1].

Para calcular el ciclo en la tobera se asume la condición de flujo isentrópico y adiabático sin pérdidas de presión total. A modo de facilitar la comprensión de los datos se crean dos estaciones: la número 1 que hace referencia a las condiciones en la entrada de la tobera y la número 2, también llamada *jet* a la salida. Además, se asume tobera en máximo rendimiento, esto es, adaptada con $P_2 = P_{ref}$. De esta manera se obtiene el Mach del chorro a partir del NPR:

$$NPR = \frac{P_{2t}}{P_2} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{jet}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \rightarrow M_{jet} = 0.513, \quad (24)$$

y con ello, el resto de variables del chorro a la salida. Para el cálculo del Mach de entrada se utiliza la ley de conservación de la masa, sabiendo que el gasto másico debe ser constante y expresado en función del Mach:

$$\dot{m} = cte \rightarrow A_1 \frac{M_1}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{1}{2}\left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)}} = A_2 \frac{M_2}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{1}{2}\left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)}} \quad (25)$$

Importante señalar que al tratarse del caso 2D, el área se corresponde únicamente con la medida del diámetro, luego $M_1 = 0.149$. A partir de ello y con las condiciones ideales supuestas al principio: $P_t = cte$ y $T_t = cte$; por medio de las relaciones isentrópicas, se obtiene el resto de datos de la estación 1. En la Tabla 4 se muestran los resultados obtenidos para el caso subsónico frío. Además se puede observar como se cumplen las condiciones de funcionamiento de una tobera convergente, presión y temperatura disminuyen en respuesta del aumento de velocidad.

Entrada tobera, 1				Salida tobera, 2 = jet			
P_{1t}	121256.6 Pa	P_1	119386.91 Pa	P_{2t}	121256.6 Pa	P_2	101325 Pa
T_{1t}	294.44 K	T_1	293.14 K	T_{2t}	294.44 K	T_2	279.6 K
M_1	0.149	a_1	343.19 m/s	M_2	0.513	a_2	335.20 m/s
U_1	51.19 m/s	$D_1 = A_1$	0.1524 m	U_2	171.98 m/s	$D_2 = A_2$	0.051 m

Tabla 4: Resultados ciclo termodinámico caso subsónico frío 2D.

Finalmente, se exponen en la Tabla 5 las condiciones de contorno empleadas en la simulación del caso subsónico frío. Añadir que los cálculos necesarios para la configuración del modelo de turbulencia, se realizan a partir de las ecuaciones descritas con anterioridad, véase ecuación 21. Por otro lado, se omite introducir la configuración de los contornos *symmetryPlane* y *frontAndBackPlanes* por redundancia. Esto es debido a que el primero funciona como plano de simetría al representar únicamente la mitad del chorro y se configura siempre utilizando la condición *symmetry*, mientras que el segundo representa la transformación del dominio a 2D, definiéndose como *empty*.

	freestreamInlet	freestreamOutlet	nozzleWall	nozzleInlet
P	waveTransmissive uniform 101325	waveTransmissive uniform 101325	zeroGradient	totalPressure uniform 121256.6
U	fixedValue uniform (3.44 0 0)	zeroGradient	noSlip	pressureInletVelocity uniform (51.19 0 0)
T	fixedValue uniform 294.44	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform 294.44
k	fixedValue uniform 1.92e-5	zeroGradient	kqRWallFunction uniform 1e-15	fixedValue uniform 9.827
ω	fixedValue uniform 8.41	zeroGradient	omegaWallFunction uniform 318000	fixedValue uniform 6014.54
ν_T	fixedValue uniform 0	zeroGradient	nutkWallFunction uniform 0	calculated uniform 0

Tabla 5: Condiciones de contorno del caso subsónico frío 2D.

Caso caliente

Para el caso caliente, la velocidad sigue siendo subsónica y por tanto, la geometría y el mallado son iguales. Es por ello que el ciclo se resuelve de la misma manera y se omitirá el procedimiento por ser análogo al caso frío. De esta manera, se muestran directamente en la Tabla 6 los datos de partida junto a los resultados. Puesto que las condiciones de contorno también son iguales y solo varían los valores, también se exponen en la tabla siguiente las variables turbulentas calculadas.

Datos de partida							
Condiciones freestream				Condiciones tobera			
M_{ref}	0.01			M_{jet}	0.376		
T_{ref}	294.44 K			$M_{acoustic}$	0.5		
Re_{ref}	5601			P_t/P_{ref}	1.10203		
P_{ref}	101325 Pa			T_t/T_{ref}	1.81388		
Cálculos ciclo							
Entrada tobera, 1				Salida tobera, 2 = jet			
P_{1t}	111663.19 Pa	P_1	110610.86 Pa	P_{2t}	111663.19 Pa	P_2	101325 Pa
T_{1t}	534.09 K	T_1	532.69 K	T_{2t}	534.09 K	T_2	516.88 K
M_1	0.1171	a_1	459.80 m/s	M_2	0.377	a_2	452.93 m/s
U_1	53.84 m/s	$A_1 = D_1$	0.1524 m	U_2	170.93 m/s	$A_2 = D_2$	0.051 m
Cálculos variables turbulentas							
Freestream				Entrada tobera			
k	1.9194e-5 m ² /s ²			k	10.8713 m ² /s ²		
ω_{inlet}	8.4057 s ⁻¹			ω_{inlet}	6326.02 s ⁻¹		
				ω_{wall}	318000 s ⁻¹		

Tabla 6: Condiciones del caso subsónico caliente 2D. Fuente datos de partida: [1].

Solver empleado y esquemas de discretización

El siguiente paso consiste en la elección del *solver* para realizar las diversas simulaciones. Este debe proveer unos resultados válidos y atender a las características propias del problema. En este caso se trata de un problema estacionario, compresible y con números de Mach superiores a 0.3. Es por ello que, el empleado en la primera parte del proyecto para las simulaciones 2D sin tobera, *rhoPimpleFoam*, no es válido al presentar buenos resultados únicamente para velocidades por debajo de $M = 0.3$.

La solución adaptada es la utilización del *solver rhoPimpleCentralFoam*, desarrollado por Kraposhin [41]. Es un método numérico capaz de simular flujos compresibles en fluidos no ideales unifase. Además, permite la inclusión de diversas ecuaciones de estado y es válido para un gran rango de números de Mach. El *solver* basado en presión utiliza la técnica de división de operadores y está basado en los algoritmos PISO/SIMPLE. De esta manera, los campos de velocidad, temperatura y densidad se calculan por medio de la versión linealizada de las ecuaciones de equilibrio, a través de los flujos convectivos previamente obtenidos en el anterior paso temporal. Por otro lado, la conservación de la masa se asegura al resolver la ecuación de presión de tres fuentes distintas: la ecuación de continuidad, la del momento y la ecuación de estado. En las zonas de discontinuidad surgen unas oscilaciones numéricas en las soluciones que son amortiguadas por medio de los esquemas Kurganov-Tadmor/Kurganov-Noelle-Petrova (KT/KNP) para flujos convectivos. Por otro lado, la discretización espacial es de segundo orden. Esta configuración permite obtener primeros órdenes de precisión para flujos muy compresibles, y de segundo orden para los de tipo viscoso incompresible. Se trata, por tanto, de un *solver* híbrido que aporta comportamiento similar a los métodos basados en los algoritmos PISO/SIMPLE para bajos regímenes de velocidad, y comportamiento basado en los esquemas KT/KNP para altas velocidades. El comportamiento híbrido permite la utilización de números de Courant superiores a la unidad para flujos incompresibles, no obstante, en casos transónicos y supersónicos, se requiere de valores $CFL < 0.5$.

Una vez seleccionado el método numérico es necesario configurar los archivos *fvSolution* y *fvSchemes* donde se seleccionan los *solvers* de cada ecuación, así como los esquemas de discretización.

Comenzamos con los **esquemas numéricos**. Se distinguen diversos términos en las ecuaciones de Navier-Stokes, siendo necesaria la elección del correcto para cada caso concreto [28].

- Esquemas temporales. Se emplean sobre las derivadas temporales de primer y segundo orden. El método seleccionado es Euler implícito de primer orden para casos transitorios.
- Esquemas de gradientes. El habitual es el sistema de integración gaussiano, pero para aportar mayor estabilidad se imponen ciertos límites. En este caso se impone por defecto *cellLimited Gauss linear 1*, que evita la extrapolación entre caras adyacentes fuera de los límites impuestos. El índice 1 garantiza la acotación.

- Esquemas de divergencia. Se basan todos en integración gaussiana variando su configuración para cada término concreto. Por norma general se define *Gauss limitedLinear 1* en las ecuaciones de momento, energía y continuidad, que impone una fuerte delimitación en el esquema *upwind* en aquellas zonas donde el gradiente sufre rápidas variaciones. En las variables turbulentas se empleó *Gauss upwind*, un esquema de primer orden.
- Esquemas de laplacianos. Se emplea por defecto una interpolación lineal gaussiana con *Gauss linear corrected*. El término *corrected* hace referencia a una corrección explícita de no-ortogonalidad y se emplea para mantener la precisión de segundo orden. Es recomendable su uso para valores de no-ortogonalidad de la malla inferiores a 70. De lo contrario, debe limitarse dicha corrección.
- Esquemas de interpolación. Se define *linear* por defecto en todos los términos de interpolación. Mientras que para aquellos campos que requieren reconstrucción, se emplea el método de Van Leer, conocido como interpolación MUSCL (*Monotone Upwind Schemes for Scalar Conservation Laws*).
- Esquemas de gradientes normales a la superficie. Se emplea la configuración del defecto con la corrección de no-ortogonalidad de la malla, *limited 0.333*.
- Esquemas de distancia a la pared. Se emplea *meshWave*, un método para calcular la distancia al *patch* más cercano para cada una de las celdas y contornos. Aporta buena precisión para mallas no distorsionadas, esto es, con bajo valor de no-ortogonalidad y oblicuidad. Si esto no se cumple, debe incluirse una corrección.

En lo que respecta a la configuración del archivo *fvSolution*, en él se configuran los **solvers lineales** de cada término de las ecuaciones de Navier-Stokes. En la Tabla 7 se pueden ver los escogidos para cada ecuación discretizada. Se emplea PBiCGStab para todas las variables al tratarse de un estabilizador precondicionado de gradientes conjugados, válido tanto para matrices simétricas como asimétricas. Además, aporta un buen escalado en simulaciones en paralelo. Como viene implícito en su definición, requiere de la utilización de un preconditionador siendo el seleccionado DILU (asimétrico). Para la p_{corr} , empleada en correcciones del flujo en aquellas zonas donde la malla sufre cambios, se utiliza PCG que es similar al anterior, pero sin la imposición de estabilidad en la solución. Esto aporta una mayor velocidad al método. Mientras como preconditionador, GAMG (*Geometric-Algebraic Multi-Grid*) que, pese a tener una eficiencia moderada en paralelo, aporta un eficiente transporte de la información a lo largo del dominio de cálculo. También es válido para todo tipo de matrices. En la tabla adjunta se incluyen también los valores de las tolerancias para cada ecuación que marcan el número de iteraciones internas del *solver*.

Término	Solver	Precondicionador	Tolerancia	Tol relativa
$U, p, k, h, \omega, e, \rho$	PBiCGStab	DILU	1e-10	0
p_{corr}	PCG	GAMG	1e-5	0.01
<i>cellDisplacement</i>	PCG	GAMG	1e-5	0.01

Tabla 7: Configuración del archivo *fvSolution*.

4.3. Simulación de un chorro 3D con tobera

Una vez asegurada la correcta configuración del modelo numérico mediante las simulaciones 2D, pasamos a la tercera fase del proyecto, considerada la de mayor importancia. Esto es debido a que las simulaciones llevadas a cabo en esta sección permitirán realizar una aproximación mucho más veraz siendo, por tanto, necesaria para validar el método empleado.

De esta manera, partimos de la aplicación inmediata de las condiciones bidimensionales al nuevo dominio de cálculo, es decir, comenzamos con simulaciones RANS del problema con tobera descrito en el apartado anterior. Una vez se haya alcanzado la independencia de la malla, así como, la validación de los resultados, se podrá pasar al desarrollo de simulaciones DES. Esta segunda fase requerirá de la utilización de una discretización espacial y temporal mucho mayor que antes. Ya que, los requisitos que induce este modelo híbrido entre RANS y LES son más exigentes. Sus características principales, así como las distintas formas de abordar un problema de esta índole, se explicaron en el Capítulo 3 en la sección de modelado de la turbulencia.

4.3.1. Simulación RANS

Comenzamos, por tanto, realizando simulaciones RANS sobre el modelo de estudio de un chorro 3D con tobera. Los casos de estudio serán los siguientes:

- **Tobera convergente**

Axisymmetric Hot Subsonic Jet

Y al igual que en el apartado anterior, los resultados se **validarán** junto a los aportados por la NASA en [1], tratando de reproducirlos en la mayor medida de lo posible. Se presentan a lo largo de este subapartado los pasos a seguir para lanzar correctamente estas simulaciones.

Generación geometría y mallado

Comenzamos con la generación de la geometría tridimensional para la posterior discretización del espacio. Al igual que el caso 2D, el dominio se genera desde cero por medio de los programas Inventor Professional y Ansys Workbench.

No se tomarán las mallas aportadas en [1] por diversos motivos. Primero, porque vienen dadas en formato PLOT3D, un código difícil de modificar y que, a la hora de pasarlo a OpenFOAM, no conserva la definición de los contornos. Segundo porque se trata de un mallado pseudo-3D, es decir, una cuña revolucionada 1° , donde el resto del dominio se calcula a partir de unas condiciones de contorno periódicas. Esto se rechaza para su aplicación en OpenFOAM, puesto que las condiciones *cyclic* y *cyclicAMI*, que definen la simetría descrita en este programa son muy exigentes. Esto es, requiere que los contornos de tipo cíclico ocupen el mismo área y estén mallados exactamente igual. Si bien su tolerancia se puede modificar, no aportaría buen comportamiento de periodicidad. Y como último motivo para su no utilización, los niveles de refinamiento aportados por la NASA no resultan suficientes para la posterior simulación DES

que se quiere llevar a cabo.

Así pues, comenzamos con la generación de la geometría en el módulo *DesignModeler* de Ansys. Esto a partir de una revolución de 360° sobre la generada para el caso 2D y aportada en la Figura 20 a). Puesto que la revolución solamente produce la geometría externa, para crear algunas zonas de refinamiento se realizan otras revoluciones o por medio de cortes interiores con *skin*, ambas herramientas en su opción de quitar material. Posteriormente, dado que se busca generar un mallado estructurado, es necesario dividirlo en cuerpos más sencillos para facilitar labores futuras. Para ello, se crean diversos planos para proceder a los cortes con la herramienta *slice*. Finalmente, la geometría resultante está compuesta por 27 cuerpos que se pueden observar en la Figura 23.

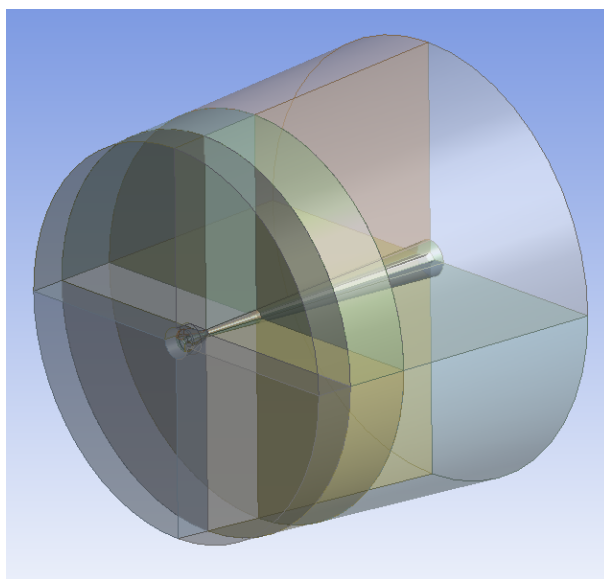


Figura 23: Dominio geometría 3D dividido en 27 cuerpos.

Importante destacar que antes de importar la geometría en el módulo de mallado, es necesario combinar todos los cuerpos en una única parte. Esto permitirá al mallador de Ansys considerarlos como un conjunto, compartiendo su topología. Esta es la única manera de obtener una malla conformada en aquellas zonas de contacto entre cuerpos. Además de ser la única forma para asegurarse de que la intersección entre cuerpos se malla perfectamente. Dicha topología conjunta, también se aplica sobre los cuerpos interiores, por los que se desplaza el fluido.

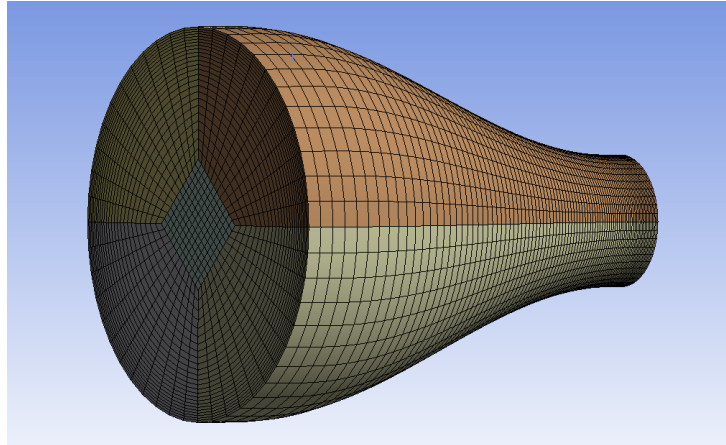
A continuación, introducimos el dominio generado en el módulo *mesh* de Ansys. Lo primero es configurar los parámetros generales de la simulación. Se escoge como *Physics Preference* CFD, y Fluent como *solver*. Seguidamente, se comprueba que todos los cuerpos sean *mappable sweepable* abriendo el desplegable de *mesh* y seleccionando *show*. Este paso es fundamental para obtener una malla estructurada, puesto que todos los métodos que desarrollan elementos

hexaédricos lo requieren. Entre ellos se emplearon:

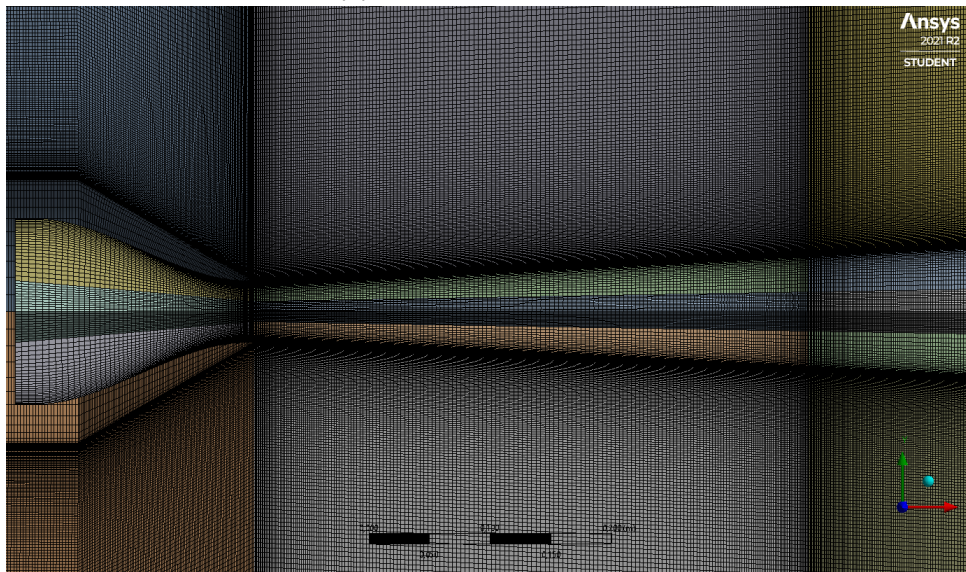
- *Sweep*: Su forma de proceder se basa en el mallado de una cara con el posterior barrido de la misma a lo largo del cuerpo. Es por ello que, debe ser de geometría sencilla guardando una cierta relación entre la cara de origen o *source* y la objetivo o *target*. Este método se empleó para mallar los cilindros externos.
- *MultiZone*: Estrategia de mallado que aporta distintos niveles de barrido a partir de una descomposición automática de la geometría en dos: mapeada, donde genera mallas estructuradas, y libre, donde será no estructurada. Se puede definir el tipo de mallado mapeado y libre. Para el estructurado se selecciona hexaédrico, y para el libre *not allowed*. De esta manera se garantiza que todo sea estructurado.

Finalmente, para controlar los niveles de refinamiento se impone el número de divisiones de todos los ejes que componen la geometría. La forma de proceder es la siguiente. Se inserta la opción *edge sizing*, se seleccionan los ejes que la conforman y en tipo se configura por número de divisiones y se da un valor. Luego, se impone comportamiento *hard*, esto es, que la condición se cumpla siempre. Y en caso que sea necesario, se escoge un tipo de BIAS junto al factor requerido. En esta última parte conviene comprobar que todos los ejes sigan la evolución predefinida y de lo contrario modificarlo, añadiéndolos a *reverse BIAS*.

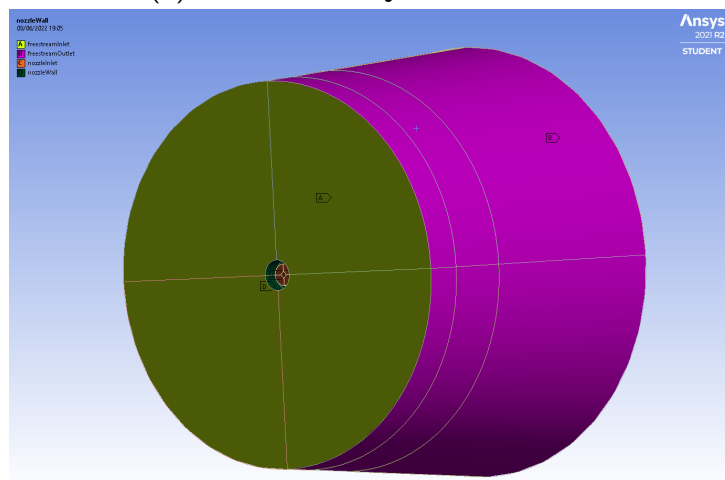
En la Figura 24 se puede observar la malla resultante para el caso 3D. No se muestra el dominio computacional al completo ya que, al poseer gran cantidad de elementos no se aprecia bien. Es por ello que, en a) se aporta una imagen del mallado de la tobera, mientras que en b), un corte transversal a la geometría, distinguiéndose así, las diferentes zonas de refinamiento. Antes de dar por finalizado el proceso de mallado, es también necesario mostrar las condiciones de contorno seleccionadas. Se definen cuatro zonas: entrada y pared de la tobera, y entrada y salida del flujo libre. En la Figura 24 c) se pueden ver.



(a) Mallado de la tobera



(b) Corte sobre el eje Z del mallado



(c) Contornos del dominio tridimensional

Figura 24: Imágenes de distintas partes del mallado 3D.

El elevado número de elementos obtenido (en torno a 6 millones para la malla base), incurre en un coste computacional muy alto. Es por ello que, se decide simular únicamente un cuarto del cilindro en la mayoría de simulaciones RANS. En él se introduce un nuevo contorno que funciona como plano de simetría. Se adjunta la Figura 25 donde se ve la nueva geometría además de la frontera denominada *symmetryPlanes*. Puesto que tanto la creación de la geometría como del mallado se realiza de manera análoga, se omitirá la explicación de dicho proceso. La discretización se realiza también igual al mallado base, obteniendo como es lógico 1/4 de los elementos del cilindro completo.

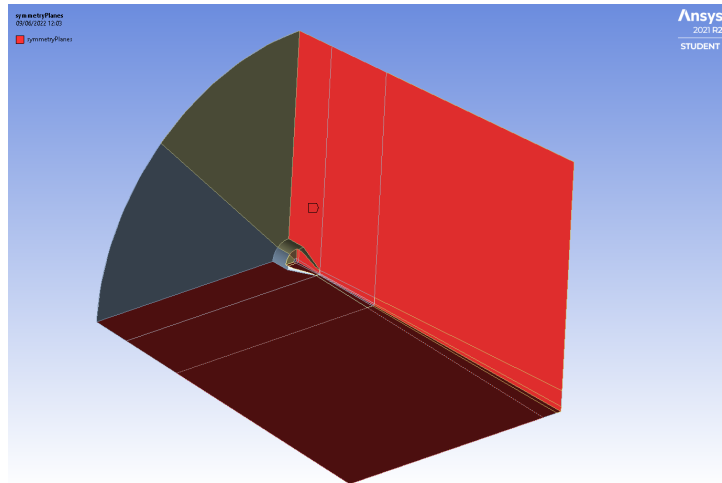


Figura 25: Geometría 1/4 de cilindro junto a contorno simétrico.

Estudio de independencia de malla

Se presenta a continuación el estudio de independencia de la malla, necesario para proceder en las simulaciones RANS y obtener la discretización óptima del dominio, que nos permitirá más adelante introducirnos en la resolución de los remolinos de gran tamaño con las simulaciones DES. Para ello se resolverá el mismo caso con cuatro mallados diferentes. Esto es, la configuración caliente. Se parte de uno considerado base y a partir de él, se presentan dos de menor refinamiento y otro de mayor. Los datos se presentan en la Tabla 8. Se busca multiplicar el tamaño de elemento base un factor de 1.5 y 2 en los casos de menor refinamiento, y dividir por un valor de 1.5 en el más refinado.

Malla	Nº de Elementos	Tamaño de elemento mínimo [m]	Factor real
Menos refinada II	762656	2.37e-3	2.12
Menos refinada I	1122945	1.56e-3	1.394
Base	1647840	1.12e-3	-
Más refinada	2561881	7.84e-4	1.429

Tabla 8: Datos del estudio de independencia de malla 3D.

Seguidamente, se muestran los resultados obtenidos del estudio de independencia. La presentación de los mismos es similar al caso 2D con tobera. Se representa la velocidad adimensionalizada a lo largo de la dirección axial en la línea central. Junto a los resultados obtenidos con los diferentes mallados, se añade en línea sólida azul los resultados experimentales de la NASA y en línea verde continua, los obtenidos por el modelo CFD de la NASA. Todo ello se aprecia en la Figura 26 de la cual se obtienen las siguientes conclusiones. Conforme se refina la malla, es decir, se reduce el tamaño de elemento, se obtienen unos resultados más afines a los considerados como válidos. Esto es, para tamaños elevados de elemento se tiende a subestimar la velocidad del chorro, aumentando el error con respecto a los datos de la NASA.

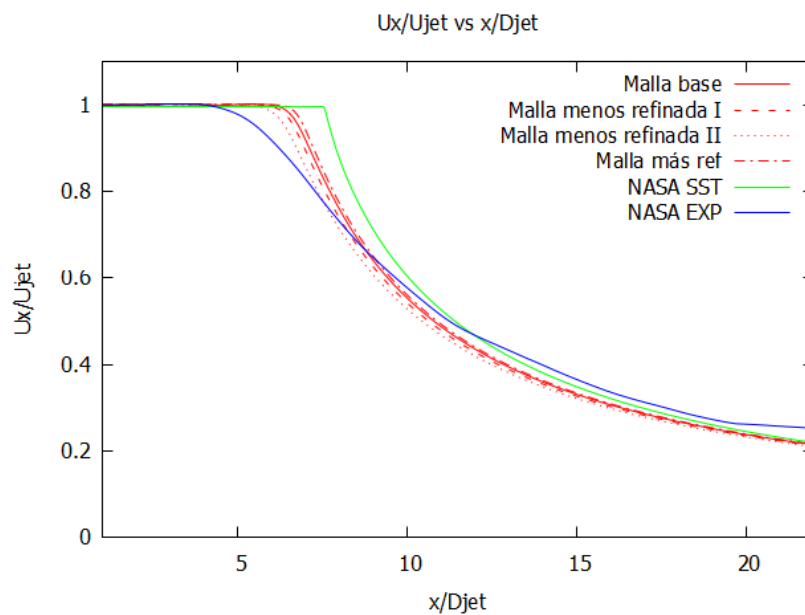
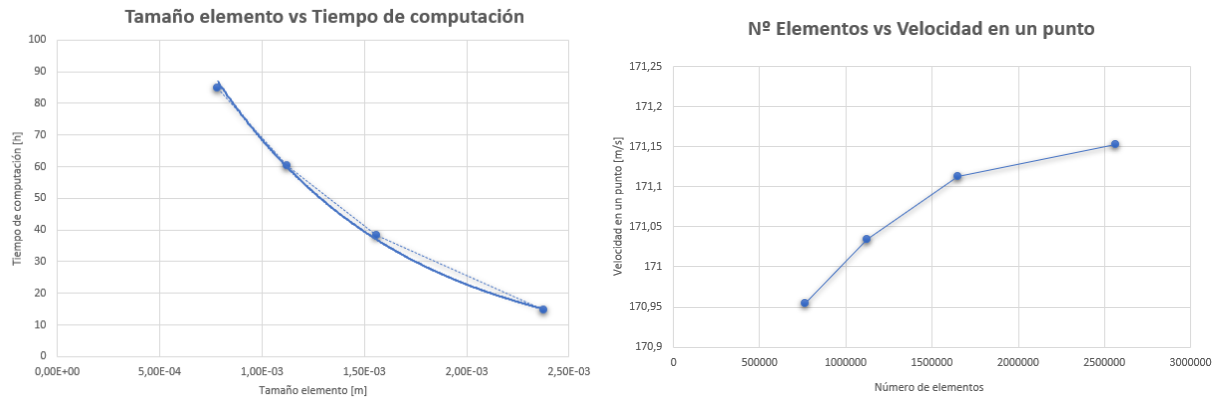


Figura 26: Resultados estudio de independencia de malla 3D. Velocidad en el eje del chorro.

Por otro lado, para monitorizar mejor la evolución de los resultados en función de la variación del tamaño de elemento, se presentan dos nuevas gráficas en la Figura 27. En a) la evolución del tiempo de computación en función del tamaño de elemento, así como en b), la evolución del valor de la velocidad en un punto en función del número de elementos. De la primera se extrae una evolución exponencial en el tiempo de computación, ya que, conforme reducimos el tamaño el tiempo de cálculo crece en gran medida. Esto es necesario tenerlo en cuenta a la hora de seleccionar la malla final. Por otro lado, atendiendo a la gráfica de la velocidad, se obtiene una ligera tendencia lineal entre la malla base y la más refinada.



(a) Tamaño elemento vs tiempo de computación

(b) Nº de elementos vs velocidad

Figura 27: Resultados del estudio de independencia de la malla.

Se debe destacar que los errores relativos entre los diferentes mallados con respecto al valor de la velocidad en un punto, son inferiores al 1 %. Además, en comparación con los resultados de la NASA los errores son los mostrados en la Tabla 9.

Malla	Velocidad [m/s]	Error NASA experimentales
Menos ref II	170.95	0.18 %
Menos ref I	171.03	0.13 %
Base	171.11	0.09 %
Más ref	171.15	0.06 %

Tabla 9: Errores del estudio independencia de malla con respecto resultados experimentales.

Se considera, por tanto, válido el estudio de independencia de malla, y por reducir el coste computacional, se selecciona el mallado **base de 1647840 elementos**.

Configuración caso caliente

Siguiendo el mismo procedimiento que el caso bidimensional, una vez generado y validado el mallado, se procede a la configuración de los casos de estudio. Esto se realiza por medio del cálculo del ciclo termodinámico y de las variables turbulentas a partir de los datos proporcionados por la NASA en [1]. Y posteriormente, se aplica a las condiciones de contorno que se definen en el directorio 0 de OpenFOAM. Se presentará la información correspondiente al casos caliente.

Dado que los datos de partida son iguales a los casos bidimensionales, se omitirá el procedimiento llevado a cabo con la siguiente excepción. Para el cálculo del Mach de entrada se emplea la misma expresión con la diferencia de que, esta vez se utilizarán los valores del área y no los diámetros:

$$\dot{m} = cte \rightarrow A_1 \frac{M_1}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{1}{2} \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)}} = A_2 \frac{M_2}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{1}{2} \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)}} \quad (26)$$

De esta manera, se obtiene un valor de M_1 mucho menor que el bidimensional. Esta importante variación se observará con más detalle en el Capítulo 5 referente al análisis de los resultados, dado que permitirá obtener una correcta estimación de las dimensiones del chorro.

Volviendo al pre-procesado del caso, se presentan en la Tabla 10 las condiciones de contorno calculadas para el caso subsónico caliente. Se omite la introducción de la configuración del contorno *symmetryPlane*, ya que, es la misma para todas las variables. Se define su tipo como *symmetry*, permitiendo la utilización del cuarto de cilindro frente al completo con el consiguiente ahorro computacional.

	freestreamInlet	freestreamOutlet	nozzleWall	nozzleInlet
P	waveTransmissive uniform 101325	waveTransmissive uniform 101325	zeroGradient	totalPressure uniform 111663.2
U	fixedValue uniform (3.44 0 0)	zeroGradient	noSlip	pressureInletVelocity uniform (17.91 0 0)
T	fixedValue uniform 294.44	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform 534.09
k	fixedValue uniform 1.92e-5	zeroGradient	kqRWallFunction uniform 1e-15	fixedValue uniform 1.2027
ω	fixedValue uniform 8.41	zeroGradient	omegaWallFunction uniform 10140.31	fixedValue uniform 2104.12
ν_T	fixedValue uniform 0	zeroGradient	nutkWallFunction uniform 0	calculated uniform 0

Tabla 10: Condiciones de contorno del caso subsónico caliente 3D.

Solver empleado y esquemas de discretización

El último paso del pre-procesado consiste en la elección del *solver* y la definición de los esquemas de discretización. Esto es, la configuración de los archivos del directorio *system*: *controlDict*, *fvSolution* y *fvSchemes*. La definición de estos archivos es idéntica al caso bi-dimensional, por lo que se omitirá el desarrollo de este apartado para evitar redundancias. Únicamente destacar que según el caso se puede reducir el máximo número de Courant en el archivo *controlDict*, para asegurar un resultado convergido y estable. En las simulaciones transitorias, se define un valor de $Co_{m\acute{a}x} = 1$ como método de selección del paso temporal. De esta manera, es el propio *solver* quien define el paso para captar correctamente los fenómenos transitorios.

4.3.2. Simulación DES

Tras haber configurado los modelos RANS de manera satisfactoria, pasamos al siguiente y último paso en la realización de este proyecto. Esto es, la realización de simulaciones DES. Para empezar hay que ajustar el mallado para este tipo de simulaciones que, como ya se comentó, al ser un modelo híbrido que resuelve la turbulencia en una parte, va a requerir de un mayor refinamiento. Posteriormente, se configuran los casos a realizar variando el tipo de simulación y el modelo de turbulencia. En lo que respecta al cálculo del ciclo, este es análogo a los casos 3D y, sobre los esquemas de discretización y el *solver*, tampoco se realizará ninguna modificación.

Refinamiento del mallado

En este apartado se explicará el procedimiento a seguir para mallar correctamente un caso en el que se van a realizar simulaciones DES. Se trata de un modelo híbrido entre RANS y LES, donde el paso de un método a otro viene determinado por el refinamiento local de cada zona. Así, en las zonas dominadas por las fuerzas viscosas y una baja escala turbulenta, se modelizará la turbulencia con el modelo RANS seleccionado. Mientras que, en las zonas de grandes remolinos alejadas de la pared, se resuelve la turbulencia por medio de un LES.

Para obtener un mallado óptimo se parte de una simulación RANS válida, como la presentada en el Capítulo 5 para el caso subsónico caliente 3D. Destacar que sobre las zonas RANS, es decir, cerca de la pared, no es necesario incurrir en nuevos refinamientos ya que, se seguirá empleando un modelo $k-\omega$ SST adaptado para DES. Por tanto, nos centraremos en refinar las zonas LES.

Tal como se comentó en el Capítulo 4 en la sección de modelado de la turbulencia, la región de influencia se concentra en torno al desarrollo del núcleo del chorro. Será por tanto, la región de refinamiento a tener en cuenta.

Por otro lado, Pope [37] considera una buena simulación LES cuando se resuelve un 80 % de la energía turbulenta. Además, en una simulación tridimensional usando el espectro de Kolmogorov para altos números de Reynolds, se cumple este requisito del 80 % resuelto cuando $\Delta \approx \lambda$. Es decir, cuando el tamaño de las celdas es aproximadamente igual a la longitud de la escala turbulenta. No obstante, debido a que esta condición puede ser muy exigente, se dan por válidas aproximaciones tales que

$$\frac{\lambda}{\Delta} < 5 \quad (27)$$

Esta relación se refiere a que 5 celdas a través de la escala integral se consideran suficientes para resolver el 80 % de la energía cinética turbulenta.

Como ya hemos dicho, la mejor forma de configurar una simulación DES es a partir de

una RANS validada. Se puede, por tanto, hacer el post-procesado del caso y comprobar si se cumple la condición descrita en la ecuación 27. Para ello es necesario extraer el campo de la longitud turbulenta sobre el dominio de cálculo por medio de la siguiente expresión, válida para modelos $k-\omega$.

$$\lambda = \frac{k^{0.5}}{C_{\mu}\omega} \quad (28)$$

No obstante, OpenFOAM incorpora por defecto una función objeto referente a esta variable, por lo que basta con hacer el post-procesado de dicha función. Por otro lado, con la herramienta *Phyton Calculator* de ParaView se puede calcular el volumen de las celdas que componen la malla. Y con ello obtener el tamaño de celda Δ , con la expresión $\Delta = (\text{cellVolume})^{1/3}$. En la Figura 28 se presentan ambas variables.

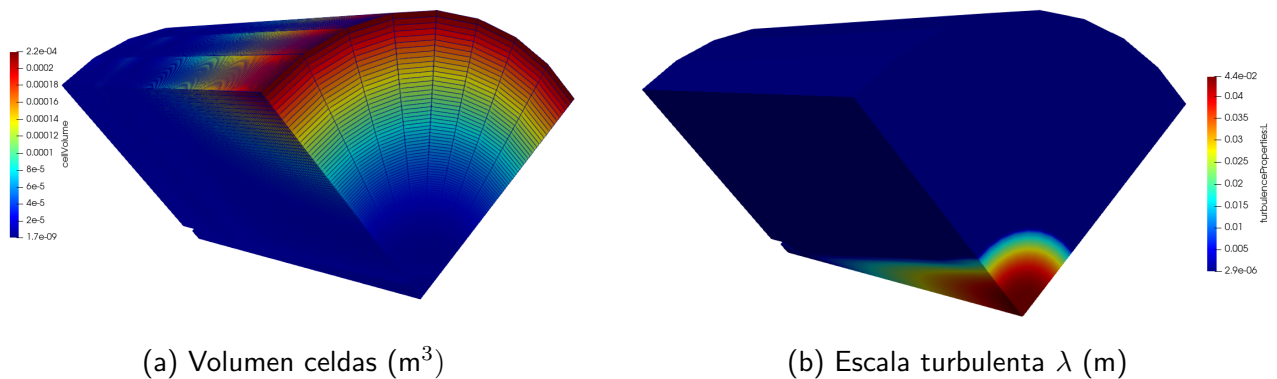


Figura 28: Datos de interés del mallado RANS para simulación DES.

Finalmente, también en ParaView se crea una función f que represente la relación λ/Δ para ver si cumple los requisitos impuestos. En las zonas en las que la función f sea menor que 5 se resolverá efectivamente un 80% de energía, en cambio en las zonas que sea mayor, hará falta más refinamiento. En la Figura 29 se muestra el campo f sobre el dominio, acotada entre 5 y 5.5. Es decir, se ven aquellas zonas donde el mallado no cumple de manera estricta con la condición de refinamiento DES. Serán por tanto, las zonas a fijar especial atención. No obstante, al tratarse de una diferencia pequeña, se utilizará este mallado en las simulaciones DES.

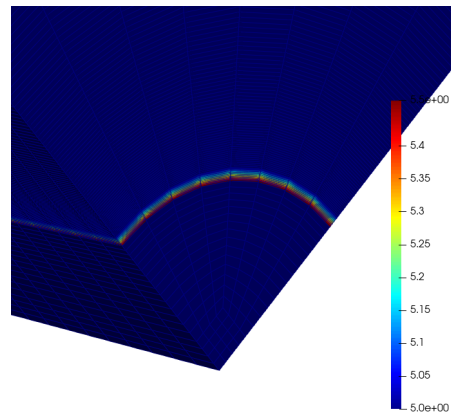


Figura 29: Distribución función f en el dominio de cálculo, acotada entre 5 y 5.5.

Debido a las propiedades aleatorias de la turbulencia, esta no posee ninguna simetría. Es por ello que, si se quieren simular correctamente los fenómenos turbulentos y obtener sus componentes transitorios, será necesaria la utilización del mallado completo del dominio en vez del cuarto que hemos venido utilizando en RANS. No obstante, se procederá con ambos casos para realizar una comparativa de los resultados que se presentará en el capítulo siguiente. Además, la simulación 1/4 de las celdas posee una velocidad de cálculo mucho mayor que nos permite configurar el caso de manera ágil.

A continuación se muestra la distribución de la función f sobre la malla del cilindro completo. Véase Figura 30. Se presenta la imagen por medio de un corte en el dominio, ya que, la mostrada en la figura es la única zona que no cumple con los requisitos de manera estricta. La zona fuera de límites está representada en color granate, siendo la acotación de la función f entre 5 y 6, por lo que, se considera válido el mallado para proceder en la simulación DES.

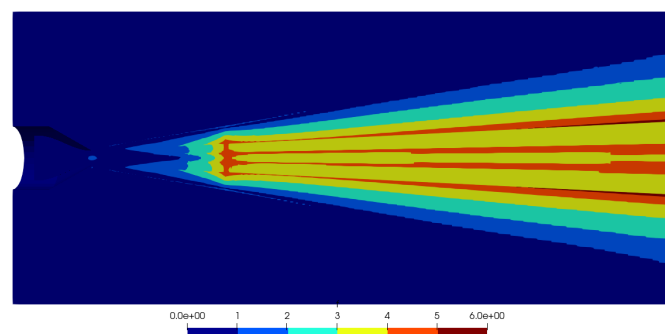


Figura 30: Distribución función f en el dominio completo de cálculo, acotada entre 0 y 6.

Configuración de la simulación DES

Una vez optimizado el mallado para el modelo híbrido, se avanza hacia la configuración de los casos a realizar. Esto es, el caso subsónico caliente presentando tres variaciones en función del modelo DES empleado.

La forma de proceder en este tipo de simulaciones es por medio de la utilización de un caso ya inicializado. Debido a que ya se ha tratado el chorro caliente 3D en simulaciones RANS, será el precursor que se seleccione. Además, estas simulaciones ya han sido validadas en el Capítulo 5, referente al análisis de las soluciones.

En el *software* OpenFOAM, las simulaciones DES se configuran en el archivo *turbulence-Properties* del directorio *constant*. Se trata de un modelo derivado de LES, por lo que en tipo de simulación se selecciona tal. En lo que se refiere a los parámetros de entrada del modelo dependerán del empleado en cada caso, pero poseen una base de partida común. Se emplearán los modelos de turbulencia derivados del clásico $k-\omega$ SST, por ser el empleado en RANS y óptimo para el estudio de flujos internos como chorros. En la configuración del archivo se debe incluir un término *delta* que actúa como filtro espacial y será el encargado de cambiar de RANS a LES según su criterio. Existen dos funciones:

- *Cube-Root Volume*: La longitud de escala turbulenta viene dada por la expresión $\Delta = c(V_c)^{\frac{1}{3}}$, donde c actúa como coeficiente del modelo. Se selecciona un valor de 2 en caso de celdas hexaédricas regulares y 1 en caso contrario. En términos generales actúa correctamente para mallados estructurados, pero puede resultar menos preciso para relaciones de aspecto distintas a la unidad. Esta será la función seleccionada para nuestro caso.
- *Van Driest*: Utiliza una función de amortiguamiento D para seleccionar la longitud de escala. No se entrará en más detalle puesto que solo se aplica en regiones con $y^+ > 500$ y dichas zonas no entran en nuestro dominio de cálculo.

En lo que respecta a las condiciones de contorno, no presentan ninguna variación con respecto a las empleadas en los casos RANS, por lo que se omite su introducción para evitar redundancia de información. Lo único comentar que para el caso del dominio completo, se omite el contorno de simetría denominado *symmetryPlanes*.

La configuración del archivo *controlDict* presenta una serie de cambios. Por un lado, el número de Courant máximo debe reducirse, dado que las simulaciones LES y DES requieren de un paso temporal mucho menor. Este se fija en un valor de $Co = 0.1$. Destacar que este cambio traerá consigo un incremento importante del tiempo de computación.

Por otro lado, se deben introducir una serie de funciones que permitirán el post-procesado de la solución. OpenFOAM incluye una serie de funciones objeto denominadas *fieldAverage*, que

calculan campos promediados en función del conjunto de datos o del tiempo. Esta herramienta resulta muy útil para simulaciones donde se resuelve la turbulencia, ya que, nos permitirá obtener la variable de interés descompuesta en sus partes media y fluctuante. Existen dos formas de obtener estos datos:

- Función *mean*: Con ella se obtendrá el campo de velocidades promediado. Calcula la media aritmética por medio de la siguiente expresión

$$\bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^N x_i \quad (29)$$

- Función *prime2Mean*: Calcula el promedio del producto de las fluctuaciones de la variable. Por ejemplo, en el caso de calcularlo sobre U, lo que se obtendría sería $\overline{u'u'}$. Esto se corresponde con cada uno de los componentes de la diagonal de la matriz simétrica del tensor, que nos permitirá obtener el valor de la energía cinética turbulenta resuelta. Y con ello, el ratio entre la cantidad resuelta y la modelada, necesaria para decidir la validez del método DES. La media cuadrática se calcula de la siguiente manera

$$\overline{x'^2} = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^N (x_i - \bar{x})^2 \quad (30)$$

En ambas expresiones la N se debe introducir como *input* y hace referencia a la base sobre la que se calcula la media. Puede obtenerse en función del tiempo o de las iteraciones. Como la turbulencia es un fenómeno transitorio, en este caso se calcularán los valores promediados en el tiempo.

Finalmente, se variará el modelo de turbulencia para poder realizar un estudio comparativo en el capítulo de resultados. Los disponibles en OpenFOAM desarrollados para el $k-\omega$ SST son: kOmegaSSTDES referido al DES clásico, kOmegaSSTDDES programado para el empleo del *Delayed* DES y kOmegaSSTIDDES o *Improved* DDES. Las diferencias entre ambos se encuentran explicadas en el Capítulo 3 en el apartado dedicado a la modelización de la turbulencia.

5. Análisis de los resultados

Una vez presentada la metodología empleada en la resolución de los casos de estudio, se procede a analizar los resultados obtenidos en los mismos. De esta manera, a lo largo del presente capítulo se exponen las soluciones obtenidas de las simulaciones, organizadas en torno a los tres grandes bloques que componen el proyecto: simulaciones de chorros bidimensionales, modelado RANS de los chorros 3D y simulaciones DES.

Sobre los tres grupos se tratarán de validar los resultados por medio de los datos experimentales y analíticos aportados por el Langley Research Center de la NASA [1]. Además de presentarse el post-procesado correspondiente en cada caso. En lo que respecta a las simulaciones DES, se incorpora además, la comparativa entre los tres modelos empleados: DES clásico, *Delayed* DES e *Improved* DDES.

5.1. Chorro 2D con tobera

Comenzamos con los resultados obtenidos de las simulaciones bidimensionales con configuración de tobera subsónica: caso frío y caliente. Dado que la independencia de malla, presentada en el capítulo anterior, se realizó sobre el caso frío, se exponen primero dichos resultados.

5.1.1. Caso frío

Tal como se comentó en la Sección de objetivos 1.4, una de las metas a alcanzar con la elaboración de este proyecto es la validación del modelo numérico empleado. Para ello, el procedimiento a seguir, concretado en la metodología, pasa por la elección del caso, seguido de la creación y obtención de la independencia de la malla, y por último, se comparan los resultados obtenidos con los considerados como correctos. En este caso son los aportados por la NASA en [1], obtenidos de resultados tanto experimentales como de simulaciones RANS y LES.

A continuación se presentan las siguientes gráficas que se pueden ver en la Figura 31:

- a) u/U_{jet} vs x/D_{jet} : Módulo de velocidad adimensionalizada con la velocidad del chorro a lo largo de la línea central del mismo. Este último eje adimensionalizado también con el diámetro de salida de la tobera.
- b) y/D_{jet} vs u_x/U_{jet} : Velocidad en dirección x adimensionalizada con U_{jet} dispuesta a lo largo del eje y, también adimensionalizado y/D_{jet} . Se representan sobre 5 planos x/D_{jet} , perpendiculares al eje axial.
- c) y/D_{jet} vs u_y/U_{jet} : Velocidad en dirección y adimensionalizada con U_{jet} dispuesta a lo largo del eje y, también adimensionalizado, y/D_{jet} . Se representan sobre 5 planos x/D_{jet} , perpendiculares al eje axial.
- d) y/D_{jet} vs k/U_{jet}^2 : k adimensionalizada con U_{jet}^2 dispuesta a lo largo del eje y, también adimensionalizado y/D_{jet} . Se representan sobre 5 planos x/D_{jet} , perpendiculares al eje axial.

e) k/U_{jet}^2 vs x/D_{jet} : Energía cinética turbulenta adimensionalizada con U_{jet}^2 y representado a lo largo de la línea central del chorro.

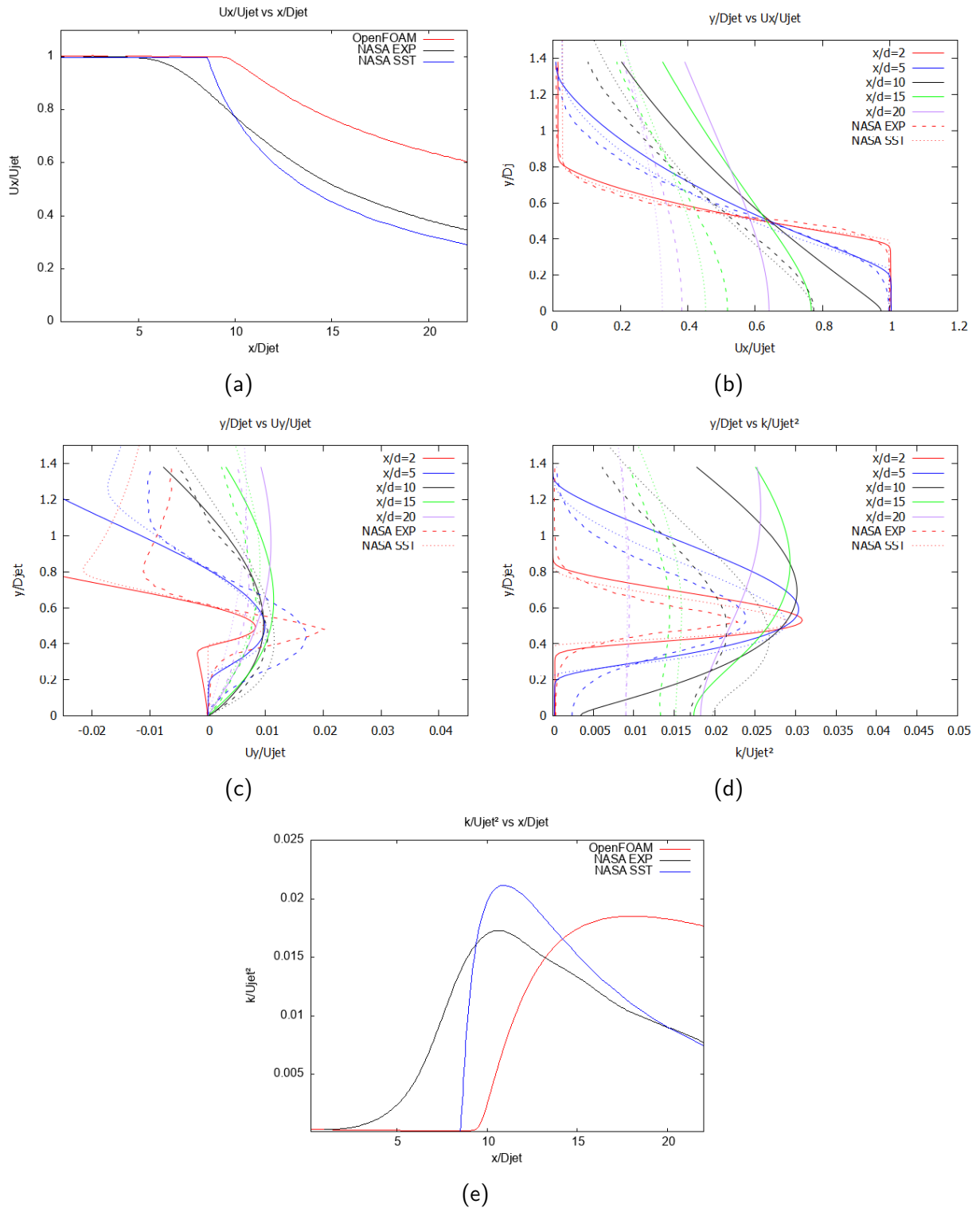


Figura 31: Comparativa resultados chorro 2D frío con resultados NASA.

Junto a los resultados obtenidos se representan los resultados experimentales aportados por la NASA en [39], así como los provenientes de un estudio CFD por medio de la aplicación del modelo de turbulencia SST-VM. Sendos resultados se exponen con líneas discontinuas para diferenciarlo de los propios obtenidos con OpenFOAM y representados con línea sólida. Se trata de un modelo de dos ecuaciones $k-\omega$ desarrollado por Menter, que se diferencia del clásico en la introducción del término de vorticidad Ω . Debido a que el modelo $k-\omega$ SST implementado por defecto en OpenFOAM no presenta grandes diferencias con el SST-VM, se pueden comparar ambos métodos.

A continuación se van a comentar los resultados obtenidos. Atendiendo a la Figura 31 a), donde se representa la velocidad a lo largo del eje de simetría del chorro, se puede observar el desarrollo de su núcleo. Esta zona se corresponde con aquella que posee un valor $U/U_{jet} = 1$. Comparando los resultados obtenidos con los aportados por la NASA, se concluye que el modelo dado tiende a sobreestimar en gran medida la longitud del chorro central. Además, también sufre un menor descenso de velocidad a lo largo del eje x, debido a una difusión de la energía turbulenta insuficiente. Esta última declaración se encuentra respaldada por la Figura 31 e), donde se ve que la k no alcanza los mismos máximos que los otros modelos. Por último, si atendemos a las gráficas de la Figura 31 b), c) y d), que representan las diversas magnitudes U_x , U_y y k en dirección radial por medio de diversos planos transversales al flujo, se puede apreciar que los resultados obtenidos se alejan más de los considerados válidos conforme nos alejamos del origen. Esto también apoya la conclusión de sobreestimación del modelo empleado con respecto a la longitud del *core*. Si bien, añadir que los resultados del modelo turbulento empleado por la NASA, esto es, el SST-VM, presentan mayores similitudes con nuestros resultados de CFD. Esto nos lleva a pensar que la configuración del modelo junto a las condiciones de contorno es válida y, por tanto, que los errores pueden deberse a otras causas, como el hecho de tratarse de un modelo bidimensional. No obstante, las conclusiones finales se expondrán en el Capítulo 6 una vez se haya concluido el estudio.

Para completar el estudio del núcleo central, se van a presentar los resultados obtenidos en comparación con los cálculos teóricos desarrollado por Witze en [42]. Se trata de unas ecuaciones válidas para todos los chorros compresibles subsónicos. En ellas, la velocidad media en la línea centrada viene dada por

$$\frac{U}{U_{jet}} = 1 - e^{\alpha/(1-\frac{x}{X_w})} \quad (31)$$

$$\frac{X_w}{D_{jet}} = \frac{4.375(\rho_{jet}/\rho_{\infty})^{0.28}}{1 - 0.16M_{jet}}, \quad (32)$$

donde α es un parámetro definido por Witze e igual a 1.43 y X_w representa la longitud del *core* potencial. En la Figura 32 se representa el perfil de velocidad teórico junto al obtenido en este proyecto, además de los aportados por la NASA. Se puede observar como los resultados propios también se alejan del desarrollo teórico, el cual se encuentra entre valores intermedios de los experimentales y del SST-VM. Esto nos indica que el cálculo analítico, puede sobrees-

timar en ligera medida el núcleo del chorro.

Por último, se aporta el campo de velocidades adimensional a lo largo del eje axial. Se encuentra en la Figura 33. Además, se compara con los resultados experimentales de la NASA. Esta imagen respalda una vez más los resultados anteriores, donde se concluyó que el modelo empleado aporta longitudes del *core* mucho mayores a las reales.

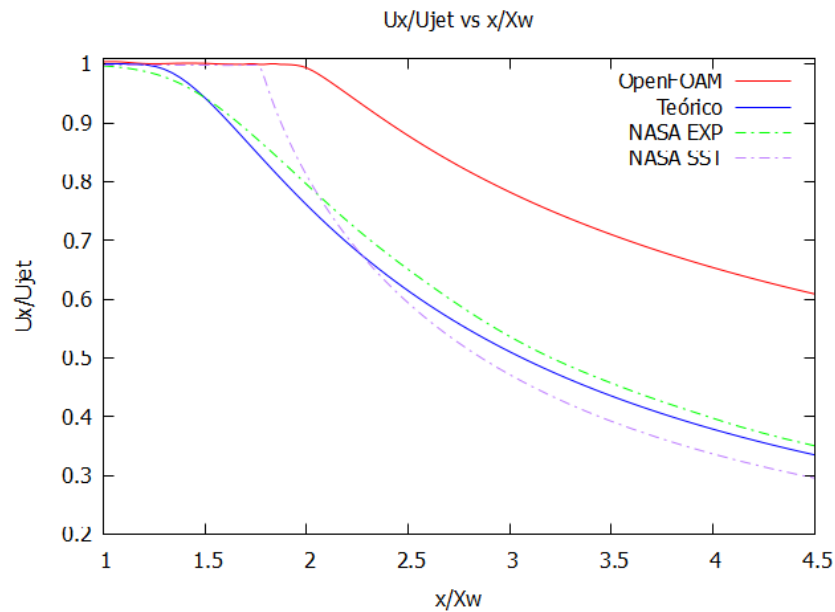
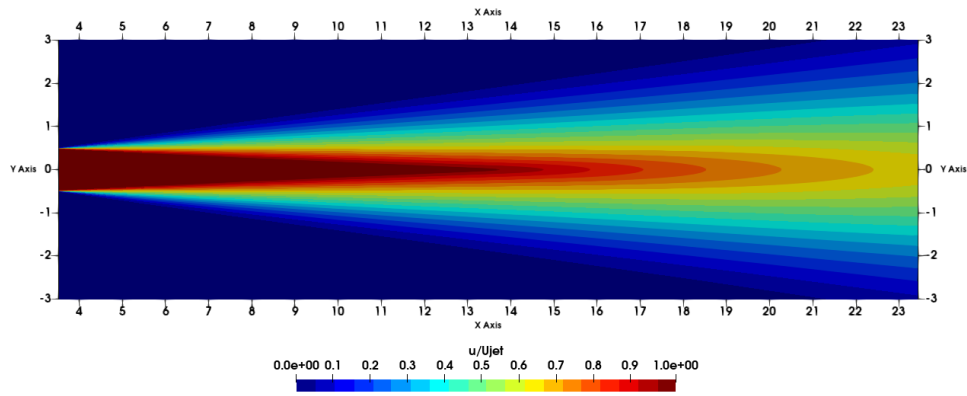
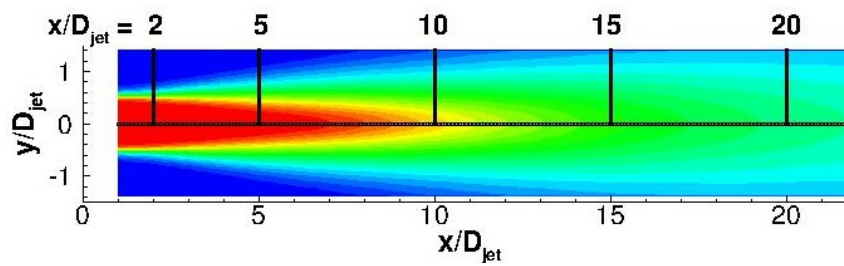


Figura 32: Perfiles de velocidad adimensional en la línea central frente a las coordenadas axiales normalizadas con el valor de X_w obtenido. Chorro subsónico frío 2D.



(a) Resultados OpenFOAM



(b) Resultados experimentales NASA

Figura 33: Comparativa u/U_{jet} chorro 2D frío. Fuente: [1].

5.1.2. Caso caliente

Para el caso caliente la representación de los resultados es análoga al frío, por lo que se omitirá la explicación de qué se va a representar y se avanzará directamente hacia el análisis de los mismos. En la Figura 34 se presentan las cinco gráficas comparando los obtenidos con los experimentales y del CFD de la NASA.

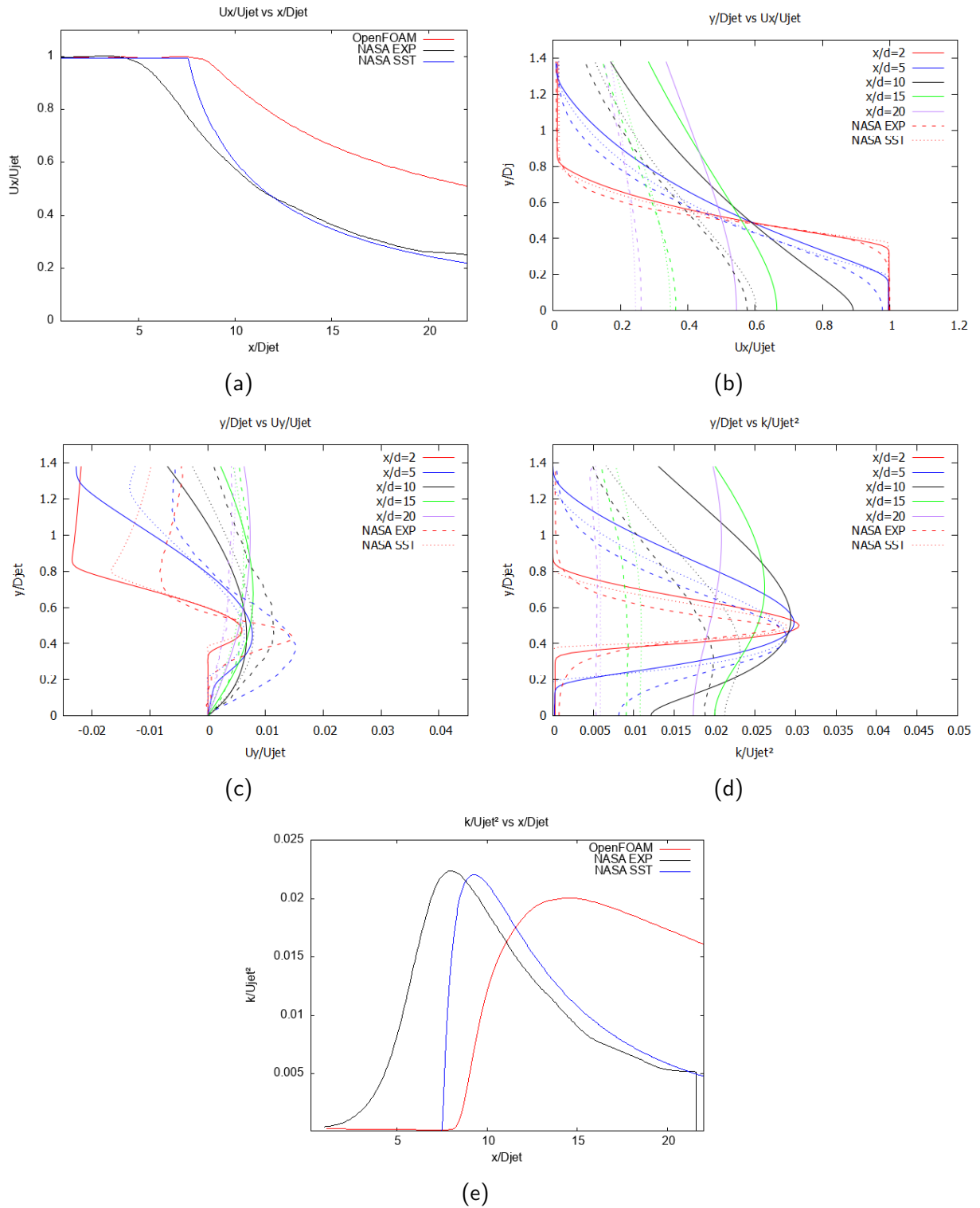


Figura 34: Comparativa resultados chorro 2D caliente con resultados NASA.

En la Figura 34 a), se puede apreciar que el fenómeno de sobreestimación del núcleo del chorro también se traslada al caso caliente. A pesar de que en esta ocasión, la longitud sea

menor y experimente un mayor descenso, la diferencia en los resultados sigue siendo muy elevada. Además, como se explicará a continuación, las dimensiones del *core* se ven reducidas con el aumento de temperatura.

Por otro lado, la energía cinética turbulenta experimenta una mayor subida aunque no alcanza la pendiente esperada, también con un mayor máximo. Esto es debido a la mayor temperatura obtenida a la salida del chorro. Por último, en las gráficas b), c) y d) de la Figura 34 se observa una buena similitud con el modelo SST-VM para los planos transversales $x/D_{jet} = 2$ y 5, pero conforme nos alejamos de la salida del chorro, las diferencias aumentan debido al excesivo desarrollo del núcleo.

Pasando al post-procesado con ParaView, se añade el campo de la energía cinética turbulenta adimensionalizada con el cuadrado de la velocidad a la salida de la tobera. Se añade a su vez en la Figura 35 los resultados para el chorro caliente obtenidos en [39]. Comparando ambos se aprecia una distribución similar de los máximos y mínimos, acorde a las dimensiones del chorro, presentes en la Figura 36. No obstante, existen grandes diferencias debidas a la sobreestimación del núcleo que también afecta a este campo de velocidades, como era de esperar conociendo la ecuación de k .

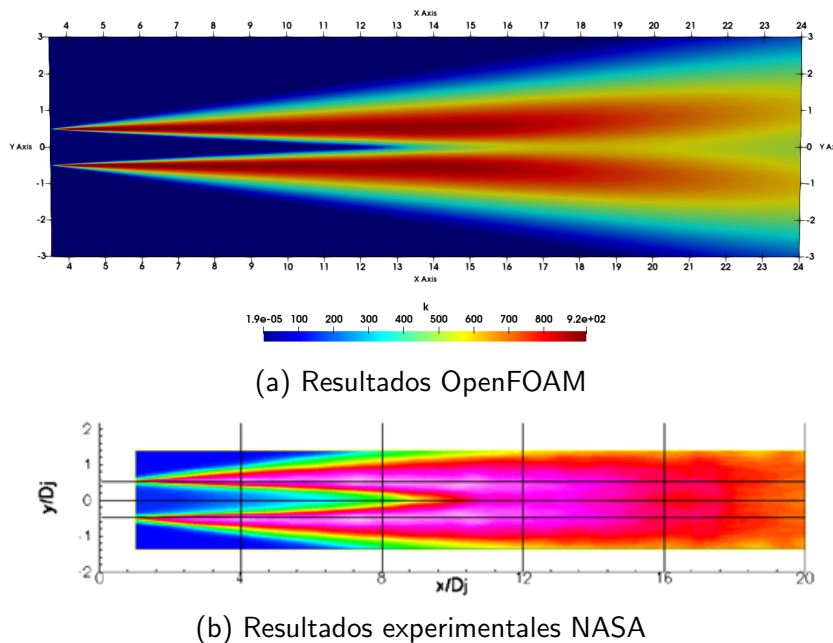
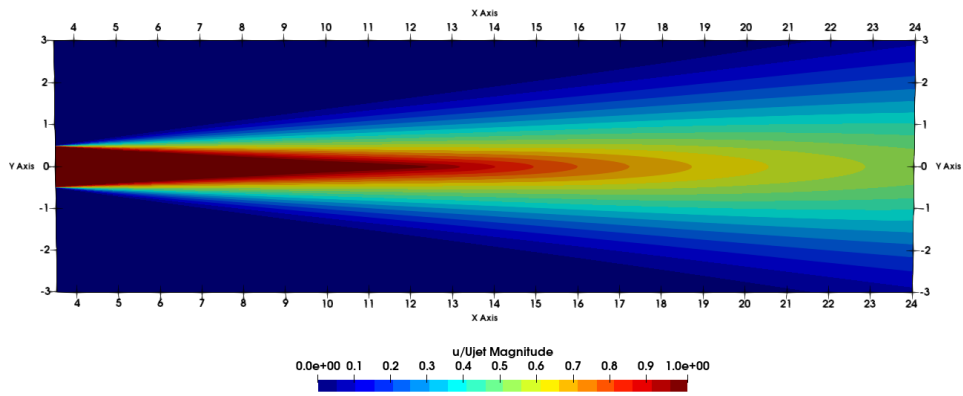
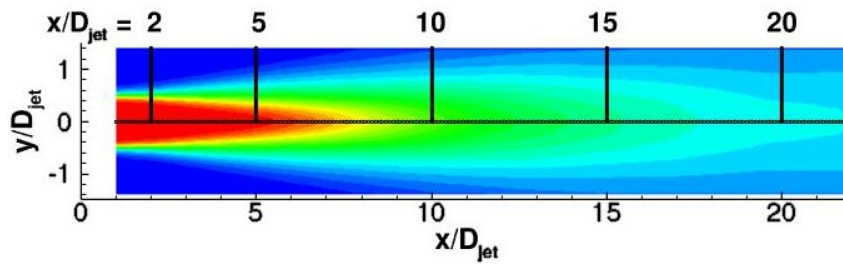


Figura 35: Comparativa k chorro 2D caliente. Fuente: [39].

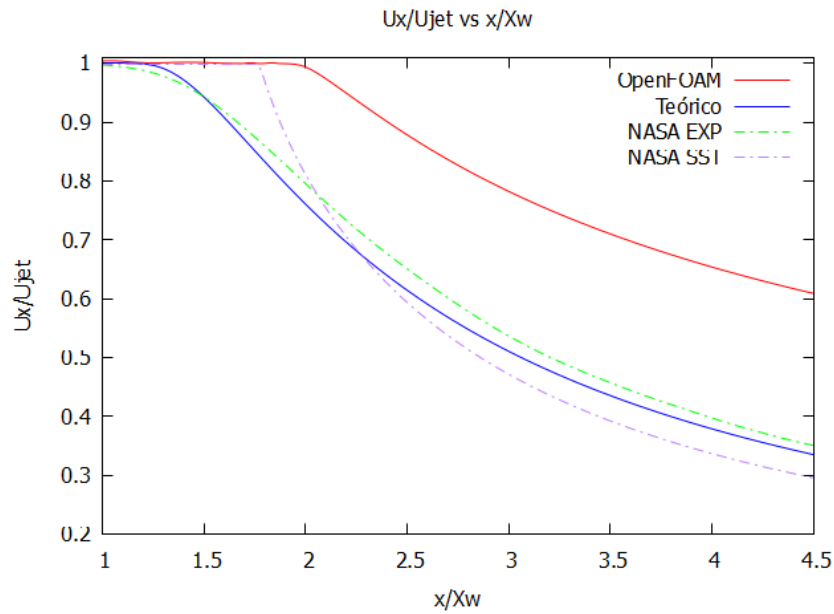
Finalmente, en la Figura 36 se muestra el campo de velocidades adimensional en dirección axial, tanto el obtenido a), como el experimental b): En ella se aprecia que el núcleo del chorro es menor para el caso caliente, aunque para el caso propio se sobre estima su longitud. Por otro lado, en la Figura 36 c) se incorpora el cálculo teórico del *core*, donde gracias a los datos experimentales se puede observar que sobreestima su resultado.



(a) Resultados OpenFOAM



(b) Resultados experimentales NASA



(c) Longitud del potencial del núcleo del chorro

Figura 36: Comparativa u/U_{jet} chorro 2D caliente. Fuente: [1].

5.1.3. Comparativa casos

A modo de conclusión del estudio bidimensional, se introduce una breve comparativa de los dos casos estudiados, el chorro frío y el caliente. El objetivo es encontrar la relación entre las condiciones de desarrollo del chorro en función de las condiciones de contorno. Más concretamente, la dependencia que existe entre la longitud de su núcleo central frente a la temperatura de salida de la tobera.

Tal como se comentó al presentarse el cálculo analítico del mismo, la longitud del núcleo del chorro tiende a reducirse con el incremento de la temperatura, al igual que se experimenta un mayor descenso de la velocidad a lo largo de la línea central. Se debe comentar que se tiene un M_{jet} mayor en el caso frío que en el caliente, siendo sus valores de 0.5 y 0.375, respectivamente. Estas afirmaciones se encuentran respaldadas por los estudios llevados a cabo por Truemner [43], donde dice que la región en la que la velocidad es constante, es decir, el núcleo potencial, se ve acortada por el incremento de la temperatura y el decremento de la velocidad del chorro. Además, se pueden trasladar al campo supersónico tal como demostró Seiner [35].

Los resultados aquí obtenidos respaldan las distintas teorías experimentales y analíticas presentadas, pudiéndose ver reflejados en la Figura 37.

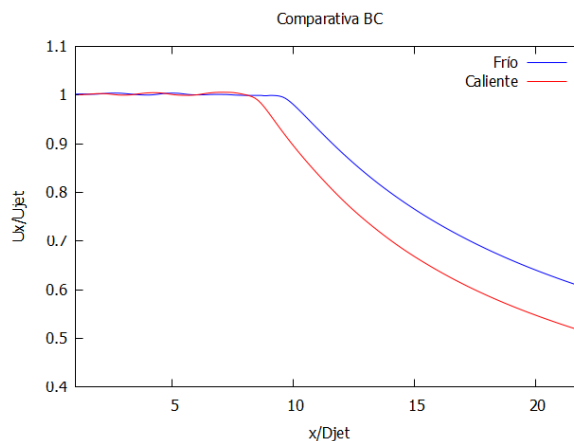
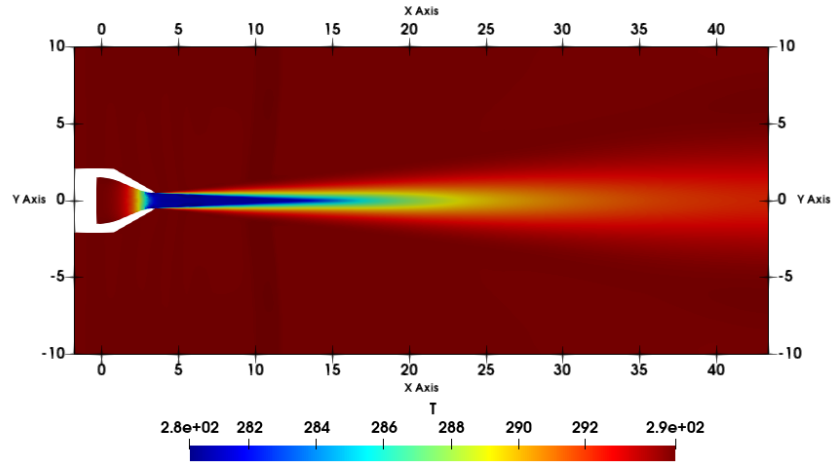


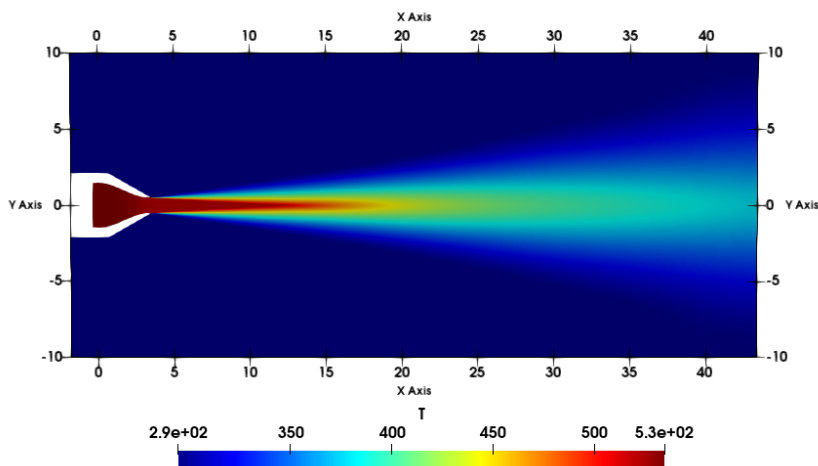
Figura 37: Representación del chorro en la línea central para los casos frío y caliente.

Para finalizar este apartado, se incluye en la Figura 38 los campos de velocidades de ambos chorros para proceder a su comparativa gráficamente. En ella se puede observar como en el caso frío la temperatura de entrada es igual a la del flujo libre. Además, a su paso por la tobera sufre esa consecuente pérdida de temperatura, necesaria para generar el aumento de velocidad. Esto es así al tratarse de una tobera convergente subsónica. Por otro lado, en el caso caliente, los valores máximos de temperatura los encontramos a la entrada de la tobera y podemos observar como sufre un descenso progresivo conforme se va desarrollando el

chorro. Mientras tanto, el valor del campo en el *freestream* es el propio de las condiciones atmosféricas. Si atendemos a la comparativa entre ambos, el caso caliente posee un núcleo menor además de una mayor difusión de la temperatura, tal como respalda la teoría presentada.



(a) Caso frío



(b) Caso caliente

Figura 38: Distribución de temperaturas.

5.2. Simulaciones RANS chorro 3D con tobera

Una vez finalizados los casos bidimensionales, pasamos a la exposición de los resultados de las simulaciones RANS realizadas para el 3D. Se trata del caso subsónico caliente. Comentar que el estudio de independencia del mallado, realizado en el capítulo anterior, se realizó sobre el cuarto de chorro caliente, por lo que comenzaremos mostrando dichos resultados.

5.2.1. Caso caliente 3D

Siguiendo el mismo procedimiento que en bidimensional, se muestran en la Figura 39 las 5 gráficas que describen el movimiento del flujo, tanto en dirección axial como transversal. Además, se incluyen los datos experimentales y numéricos aportados por la NASA en [1] y que permiten obtener unas conclusiones de validez en función de la similitud y acercamiento a los mismos.

Con respecto a la Figura 39 a), que representa la velocidad axial adimensionalizada sobre la línea central del flujo, se puede observar como los resultados obtenidos son mucho más próximos que en los casos 2D. Esto es debido a que al incorporar la tercera dimensión, el modelo numérico predice correctamente la longitud del núcleo del chorro y sufre una pendiente de descenso con respecto al avance en la línea central similar a los otros modelos. De hecho, es importante destacar que el modelo desarrollado aporta unos resultados intermedios entre los experimentales, considerados válidos, y los aportados por la NASA en el modelo SST-Vm. Por ello, concluimos que la aproximación aquí realizada mejora en cierta medida esta característica.

En lo que respecta a las gráficas b), c) y d) de la Figura 39, representantes del flujo en dirección radial, obtenemos mejoras claramente palpables con respecto a los casos 2D y unos resultados muy afines a los de CFD aportados a modo de comparación. Sin embargo, en relación con los experimentales, se plantean ciertas diferencias en los planos cercanos al origen a la hora de calcular la velocidad en y . También destacar que nuestro modelo continúa haciendo de puente entre los experimentales y los SST-Vm en las representaciones de U_y y k , pero se aleja en cierta medida en la Figura 39 e), donde se muestra U_x adimensionalizado. Los motivos encontrados pueden deberse a que al realizar una aproximación más veraz que el modelo SST-Vm de la velocidad en y , tiende a subestimar ligeramente la componente axial.

Finalmente, comentar que el modelo sobreestima la energía cinética turbulenta, alcanzando un máximo mayor que las otras dos fuentes de datos, tal como se puede apreciar en la gráfica e) de la Figura 39. Si bien, pese a experimentar una mayor subida en el núcleo del chorro, la pendiente de descenso se superpone a la del modelo SST de la NASA. No obstante, ambas aproximaciones CFD se alejan de los resultados experimentales por no mostrar una difusión eficaz de la turbulencia al finalizar el *core*. Se trató de ajustar dicho valor máximo a los de la NASA por medio de modificar una de las variables de entrada, la intensidad turbulenta I , de un valor $I = 5\%$ a $I = 3\%$. Sin embargo no se encontraron mejoras. El grado de libertad perteneciente a esta variable se debe a que en la página [1] no se aportan datos de configuración del modelo de turbulencia.

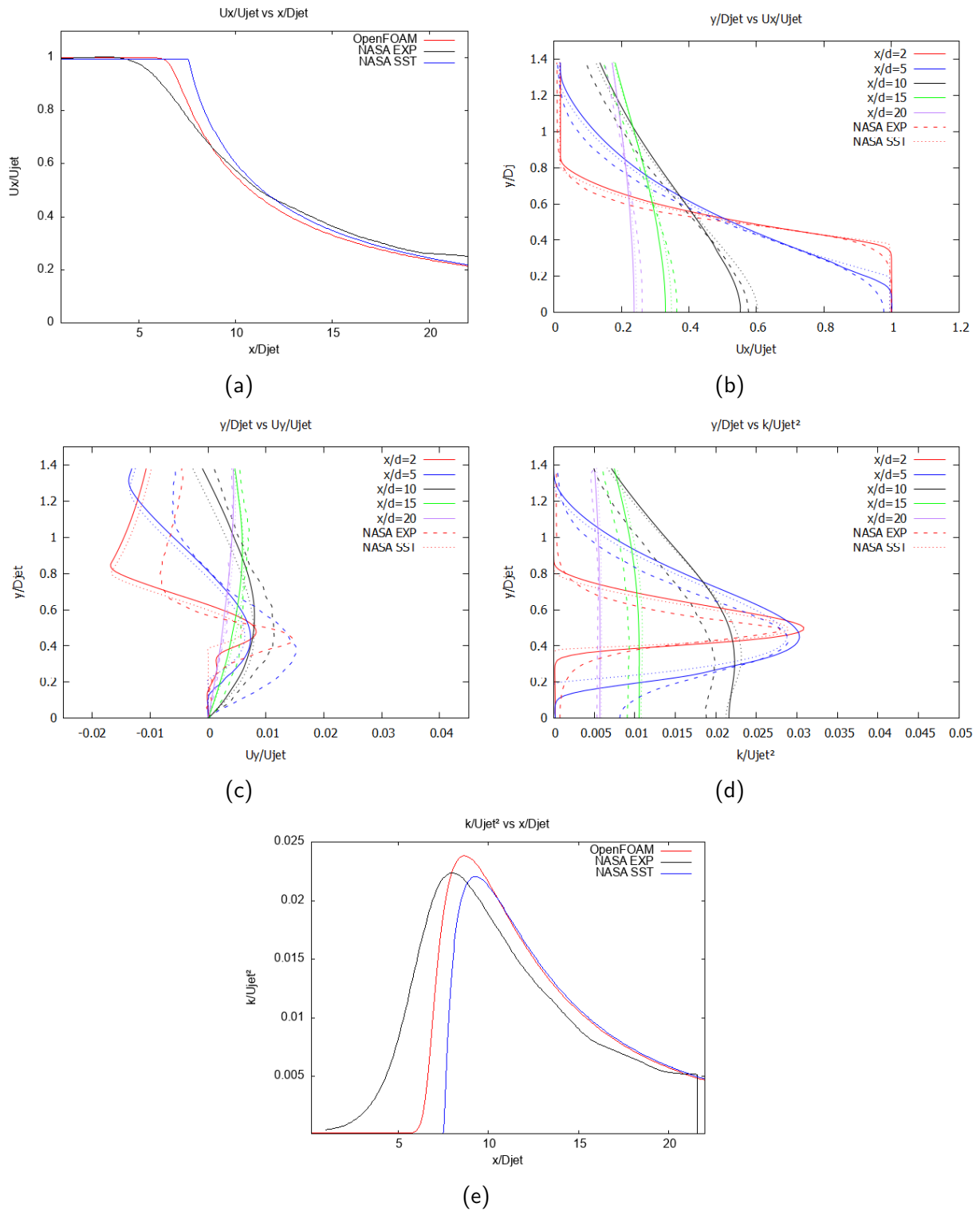
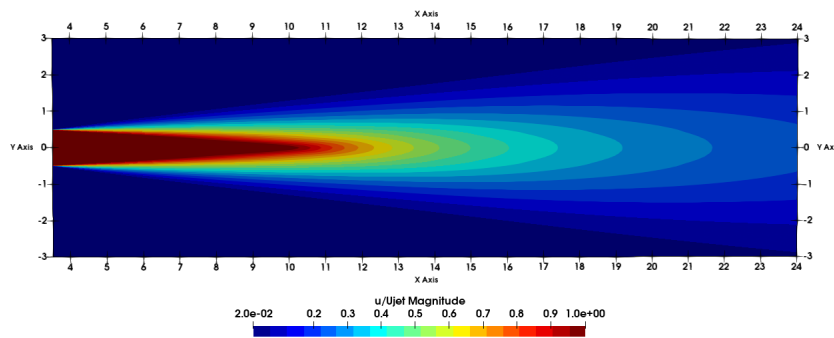
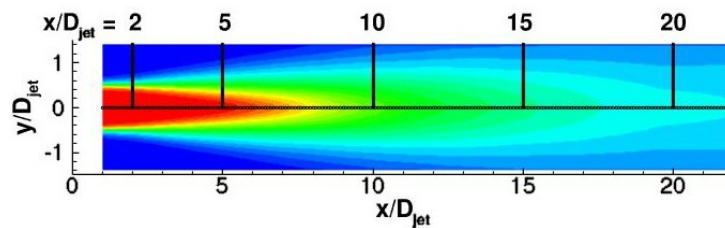


Figura 39: Comparativa resultados chorro 3D caliente con resultados NASA.

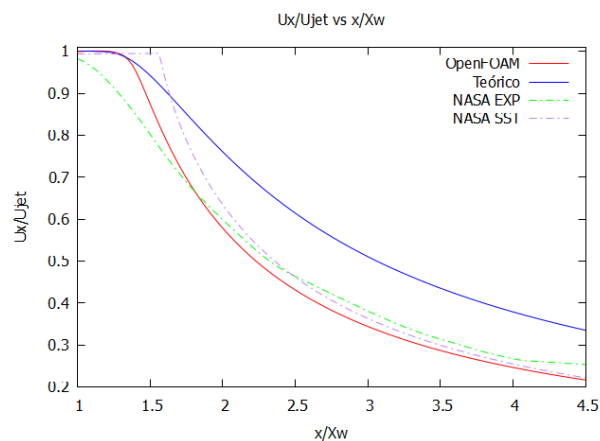
A continuación, en la Figura 40, se presentan tres imágenes relacionadas con el campo de velocidades y zonas de desarrollo del chorro. En a) y b) se aporta la comparativa entre la velocidad adimensional, U/U_{jet} , obtenida del ensayo CFD con respecto a los datos experimentales de la NASA. Como ya se comentó con la tabla de gráficas, la estimación del núcleo del chorro es correcta en el caso tridimensional, presentando grandes semejanzas en ambos casos. Finalmente en la Figura 40 c), se introduce el cálculo y representación de la longitud del chorro teórica, donde por observación se concluye lo siguiente. El modelo CFD aporta la misma extensión del *core* que el núcleo, pero muestra una pendiente de descenso de velocidad similar a los datos validados. Esto denota la buena aproximación realizada por el método desarrollado.



(a) Resultados OpenFOAM



(b) Resultados experimentales NASA



(c) Longitud del potencial del núcleo del chorro

Figura 40: Comparativa u/U_{jet} chorro 3D caliente. Fuente: [1].

Seguidamente se muestra la distribución de la energía cinética turbulenta en la Figura 41. Se ve que una vez superada la zona del núcleo, la difusión de la turbulencia es elevada provocando el descenso de la energía turbulenta hasta los valores de *freestream*. En comparativa con el caso bidimensional, presentado en la Figura 35, las diferencias son notables. Obviando la sobreestimación de la longitud del núcleo que caracteriza a las simulaciones 2D, podemos ver como no existe difusión de la turbulencia tras finalizar el *core* y el campo no llega a unificarse con respecto al eje axial, fenómenos que sí ocurren tanto en CFD 3D, como en los experimentales.

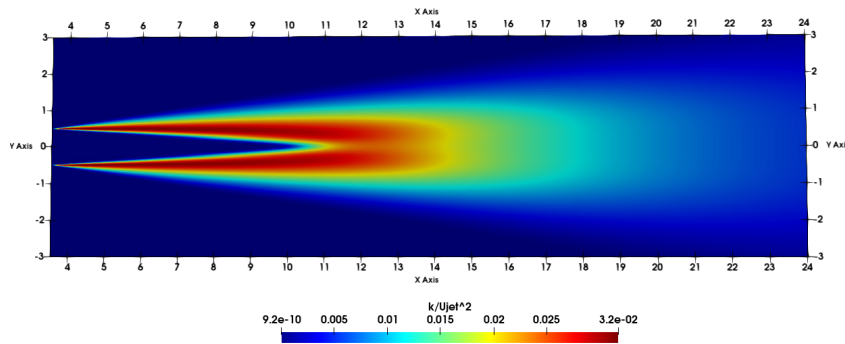
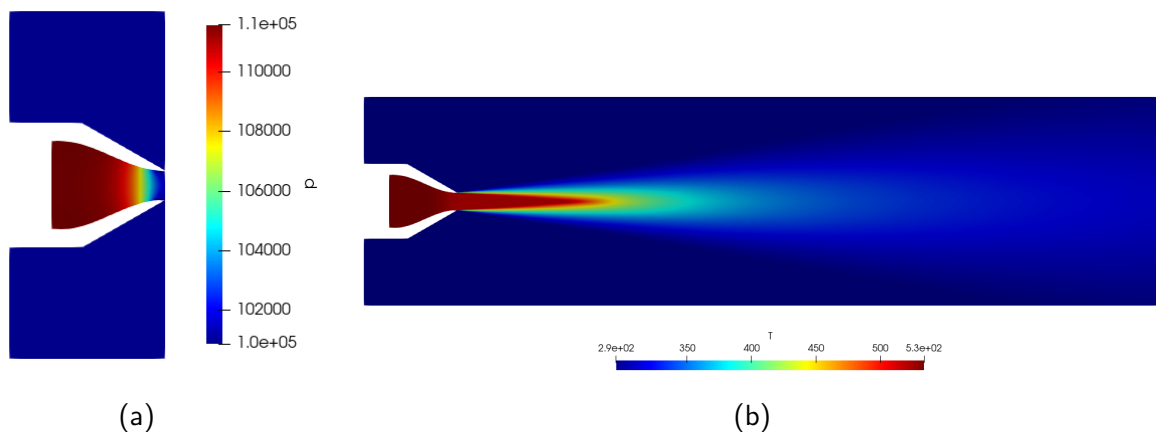


Figura 41: Representación k chorro 3D caliente.

Finalizamos con la representación de la distribución de presiones en la tobera, expandiéndose desde un valor inicial de 111663 Pa, hasta alcanzar la condición óptima de tobera adaptada con $P_2 = P_0 = 101325$ Pa. Por otro lado en la Figura 42 b), se pueden ver los distintos valores de temperatura obtenidos en el dominio principal de cálculo. Se trata del caso caliente, por lo que la única zona a temperaturas superiores a 500 K se corresponden con el núcleo del chorro. Seguidamente se aprecia la difusión de la temperatura hasta alcanzar el valor del flujo libre de alrededor.



(a)

(b)

Figura 42: Campos de presión y temperatura del chorro 3D caliente.

5.2.2. Geometría completa

Para finalizar con las simulaciones RANS, se incluyen los resultados del caso caliente para la geometría completa. Esto es, sin la inclusión de contornos simétricos. Los motivos para su realización son los siguientes.

Por un lado, nos servirá para validar el correcto funcionamiento de los planos de simetría definidos en OpenFOAM. Para ello, se comparan los campos de velocidades de ambas simulaciones para demostrar que no poseen diferencias notables. Se puede observar en la Figura 43, por lo que se considera válida la utilización de contornos de tipo *symmetry* en OpenFOAM para simulaciones RANS.

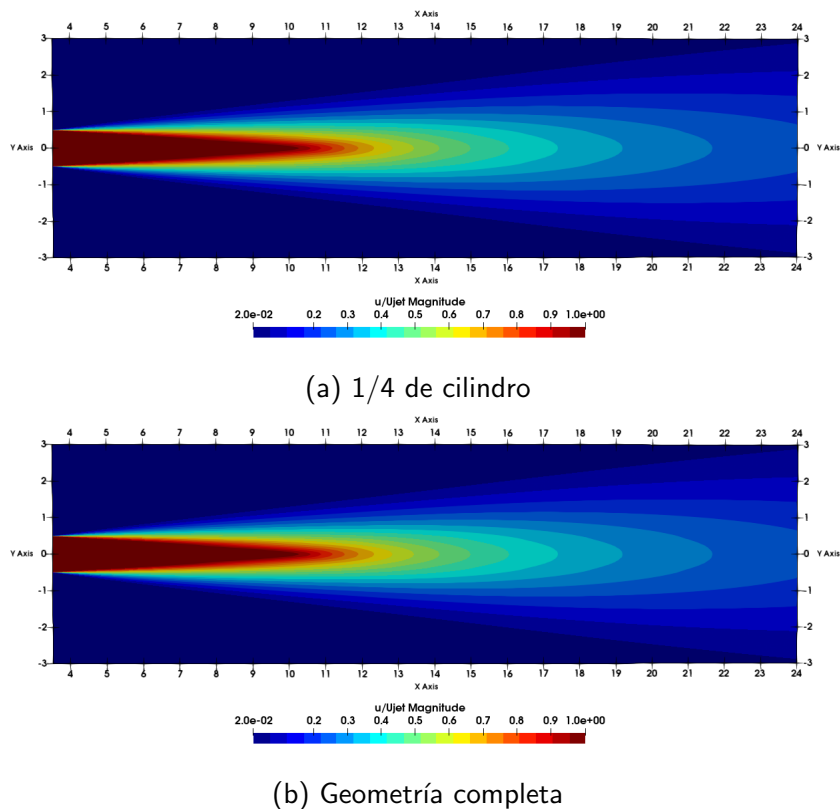


Figura 43: Comparativa campo de velocidades adimensional de las simulaciones con y sin simetrías.

Por otro lado, se relaciona con el siguiente paso a seguir en el proyecto, las simulaciones DES. Estas requieren de un caso RANS convergido para inicializarse. Por ello, se configura de manera análoga al caso 3D caliente descrito en el Capítulo 4 y los resultados se validan con el mismo método empleado hasta ahora y expuesto por la NASA en [1]. Las cinco gráficas se adjuntan en la Figura 44 y la explicación a las mismas es idéntica a la aportada para el cuarto de cilindro.

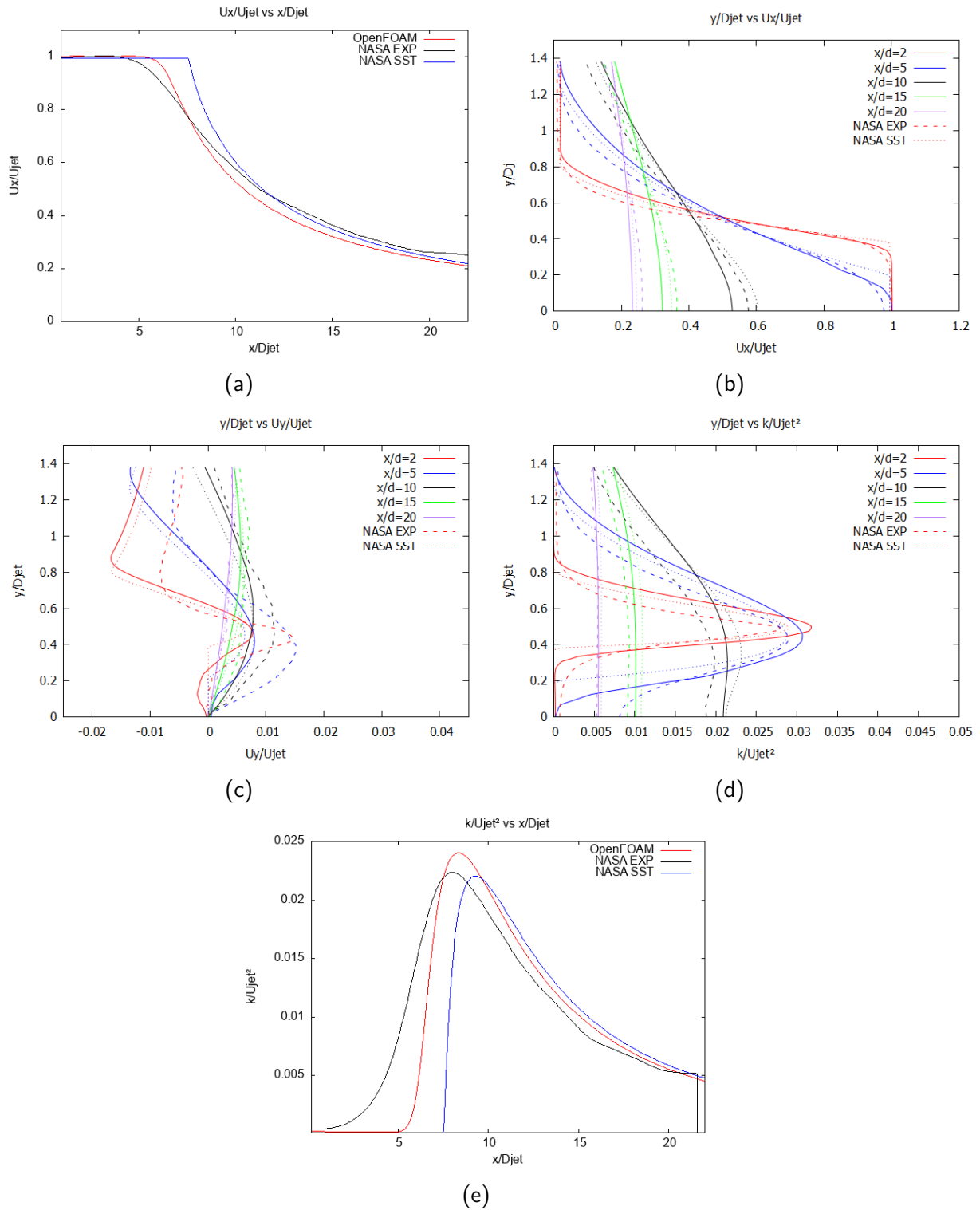


Figura 44: Comparativa resultados chorro 3D caliente con resultados NASA. Geometría completa.

5.3. Simulaciones DES chorro 3D con tobera

En el presente apartado se exponen los resultados obtenidos en las diversas simulaciones DES presentadas en el Capítulo 4 referente a la metodología. Todas ellas parten de casos RANS validados con anterioridad a partir del método descrito por la NASA [1]. De ahí el orden lógico en el que se estructura el capítulo. Comenzaremos con la configuración de un modelo DES clásico sobre un cuarto del dominio por medio del empleo de contornos simétricos. Posteriormente, se realiza la misma simulación sobre el cilindro completo. Por último, se comparan los resultados obtenidos de los tres modelos DES implementados por OpenFOAM para el modelo de turbulencia $k-\omega$ SST.

5.3.1. Simulación DES sobre 1/4 de la geometría

Comenzamos las simulaciones DES con el empleo de un dominio definido por dos simetrías, puesto que nos permite reducir el número de celdas de forma significativa. Concretamente, una reducción del 75 % con respecto al cilindro completo. Esto es importante dado que este tipo de simulaciones requieren de un paso temporal muy reducido imponiendo un número de Courant máximo de 0.1. Esto generó un incremento importante del coste computacional, por lo que esta primera aproximación sirve de base para configurar el caso sin incurrir en tiempos de cálculo muy elevados. Aún sabiendo que una simulación DES sobre un dominio de cálculo reducido y con simetrías no es el óptimo, ya que, la turbulencia es un fenómeno tridimensional y asimétrico, nos ha servido de base para ajustar el modelo y hacer comprobaciones iniciales.

Primero se van a presentar en la Figura 45 las dos zonas que componen la simulación DES. Por un lado, indicado con el índice 1 y de color rojo tenemos aquellas zonas donde se resuelve la turbulencia con el método LES. Por otro lado, a color azul y valor 0 en la leyenda, se muestran las partes del dominio de cálculo donde se modela la turbulencia por medio de una simulación RANS $k-\omega$ SST. Destacar que las zonas LES se corresponden con la de desarrollo del núcleo del chorro, es decir, las de mayor interés del dominio y, por tanto, aquellas donde queremos obtener las componentes fluctuantes de la turbulencia. Con respecto al RANS, este se emplea en las zonas cercanas a la pared y dominadas por las pequeñas escalas, además de las del flujo de corriente libre, caracterizadas por tener una intensidad de turbulencia reducida.

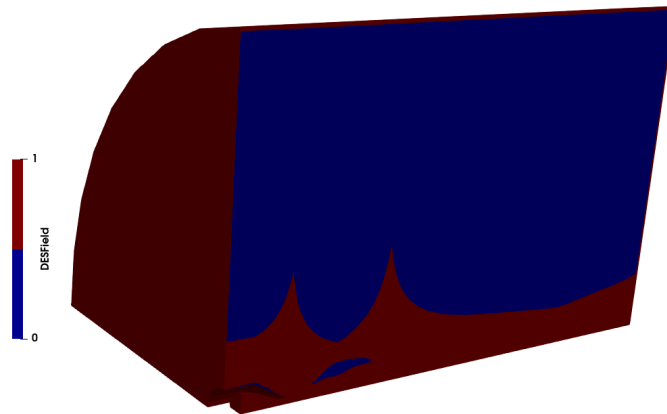


Figura 45: Zonas filtrado DES. 0: Modelización con RANS. 1: Resolución con LES.

Una vez conocemos aquellas zonas donde se resuelve la turbulencia, vamos a comprobar si se trata de una buena simulación LES. Según Pope [37], se considera una buena simulación LES cuando se resuelve un 80 % de la energía cinética turbulenta. A continuación, se presenta en la figura 46 el ratio de energía resuelta frente a la total, en escala de 0 a 1, siendo esta última la suma de la modelada y la resuelta. Tal como se puede observar, la energía cinética turbulenta resuelta alcanza valores superiores al 80 % en la mayor parte del dominio con una serie de excepciones. Por un lado, la zona de la tobera no alcanza el requisito impuesto. Esto es válido cerca de la pared donde se modela con un método RANS, pero no en las zonas alejadas de la misma. Por otro lado, se resuelve correctamente el núcleo del chorro, pero conforme nos alejamos los valores obtenidos son inferiores al límite. Además, destacar que se obtienen valores máximos de k_{total} inferiores a los obtenidos en las simulaciones RANS del apartado anterior. Esto resulta en una subestimación de las variables turbulentas que genera grandes diferencias entre los resultados de ambos métodos.

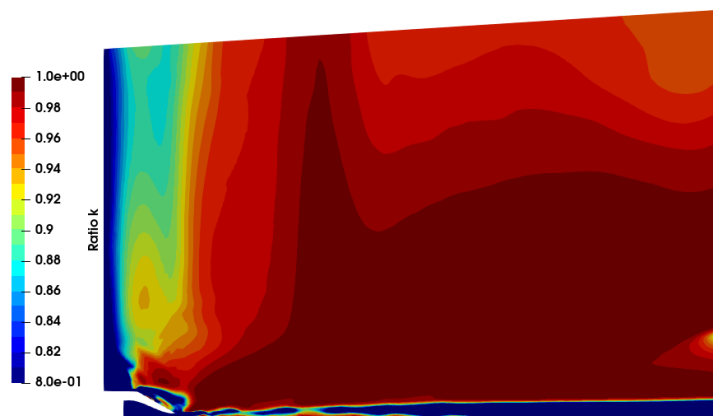
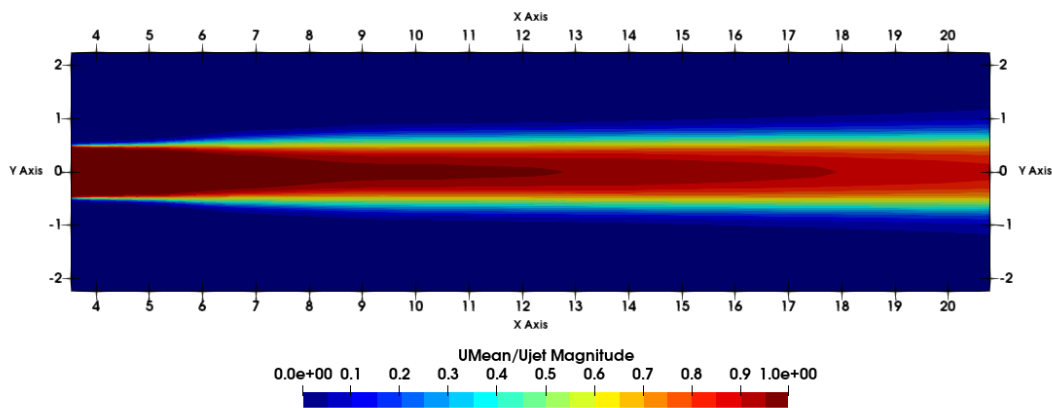
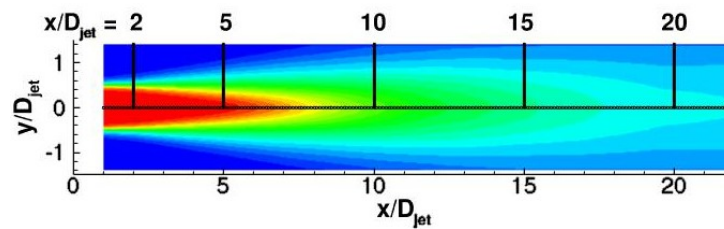


Figura 46: Ratio energía cinética turbulenta resuelta frente a la total. Acotado entre el 80-100 %.

Seguidamente, presentamos el campo de velocidad media adimensionalizada con respecto a U_{jet} en la Figura 47. Cabe añadir que se representa por medio de una simetría axial, ya que, se trata de un valor medio y no fluctuante. En ella se puede observar la sobreestimación de la longitud del chorro con respecto a los resultados experimentales aportados por la NASA. Se relaciona este problema con el empleo de contornos simétricos en una simulación DES, alejando los resultados obtenidos de la realidad y la veracidad.



(a) Resultados DES OpenFOAM 1/4 cilindro



(b) Resultados experimentales NASA

Figura 47: Comparativa campo de velocidad media

Por último, se adjuntan en la Figura 48 los campos de presión y temperatura instantáneos obtenidos de esta simulación DES. En este caso, debido a que son valores fluctuantes y no medios, no se puede presentar de forma simétrica puesto que incurriría en una representación errónea de los resultados. En ellas se refleja la sobreestimación de la longitud del núcleo del chorro debido a una menor difusión de la temperatura a lo largo del eje axial y a las fluctuaciones de presión presentes.

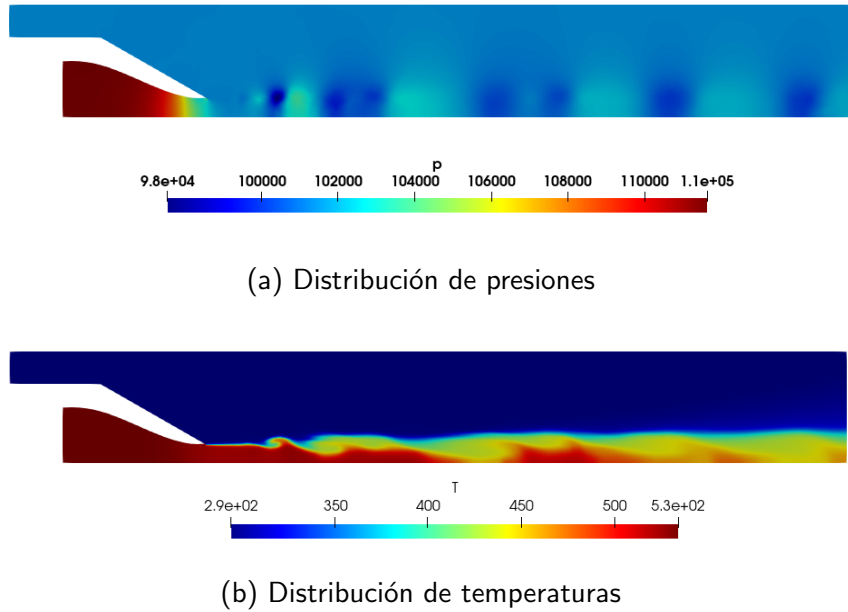


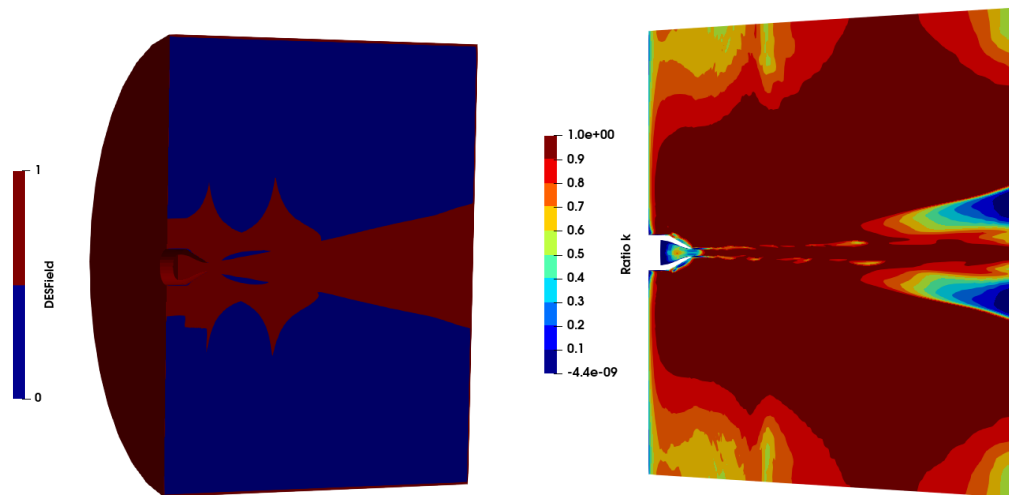
Figura 48: Campos instantáneos de presión y temperatura para $t=0.4s$.

5.3.2. Simulaciones DES sobre la geometría completa

En vista de los resultados obtenidos en la simulación DES con simetrías, nos centramos en el desarrollo del caso de manera correcta, por medio del empleo del dominio completo. Esto nos permitirá representar los campos fluctuantes sin incurrir en simetrías no válidas en la representación de la turbulencia que, como ya se comentó, es un fenómeno aleatorio, tridimensional y transitorio. Destacar que los tiempos de computación para este caso son muy elevados, lo que impidió alcanzar unos resultados completamente convergidos. Se tomaron a partir del completo desarrollo de las condiciones de contorno.

Primeramente se exponen las zonas de resolución-modelado de la turbulencia del método DES en la Figura 49 a). Al igual que el caso anterior, el 1 es indicativo del uso de LES y el 0 de RANS. En ella se puede observar una distribución similar al caso 1/4, debido a la semejanza de ambos mallados. Se resuelven las zonas dominantes del chorro y los contornos, mientras que se modelan en el *freestream*. Se presenta un corte sobre la geometría para observar las diversas zonas con detalle.

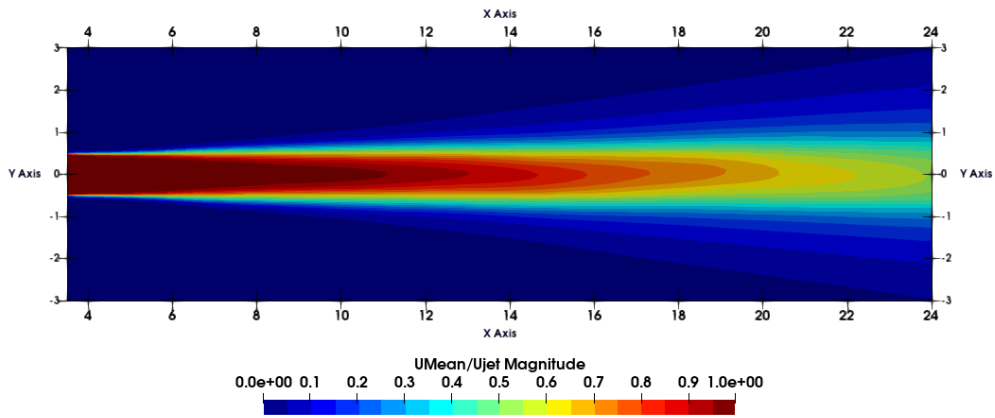
En lo que respecta a la Figura 49 b), se muestra el ratio de energía cinética turbulenta resuelta frente a la total. Se observa una mejora con respecto al caso anterior, obteniéndose más zonas de resolución superior al 80%. Sobre todo, en partes del dominio de interés como es la zona de desarrollo del chorro.



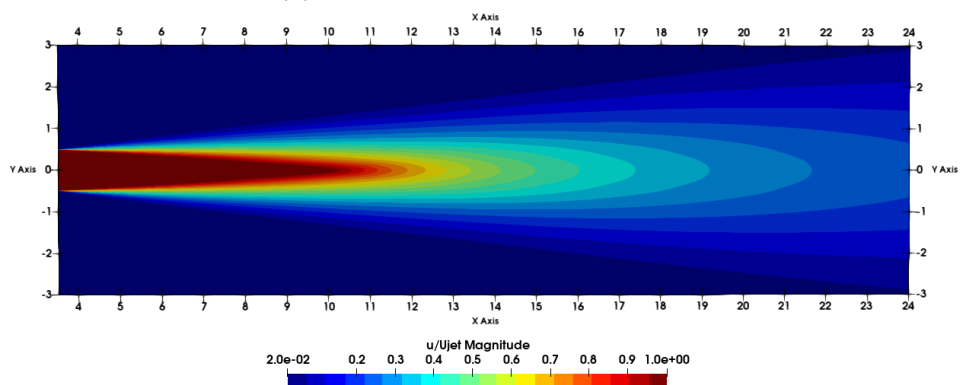
(a) Zonas filtrado DES cilindro completo (b) Ratio energía cinética turbulenta resuelta frente a la total

Figura 49: Zonas filtrado DES. 0: Modelización con RANS. 1: Resolución con LES.

Continuamos con la presentación del campo de velocidad medio obtenido para esta simulación. En la Figura 50 se muestra dicha variable adimensionalizada con la velocidad del *jet*. Atendiendo a los resultados, estos siguen estando alejados de los obtenidos y validados en las simulaciones RANS, debido a una sobreestimación de la longitud del núcleo del chorro. No obstante, los resultados están mucho más próximos que en la simulación DES con el cuarto de cilindro. Es por ello que, la falta de precisión obtenida se relaciona con una falta de convergencia de los resultados. Dado que se trata de valores promedios, se requiere de mayor tiempo de cálculo sobre el que hallar la media.



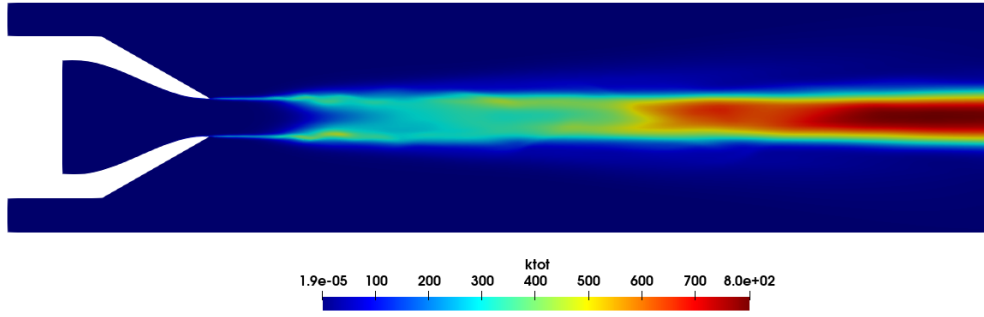
(a) Resultados DES OpenFOAM



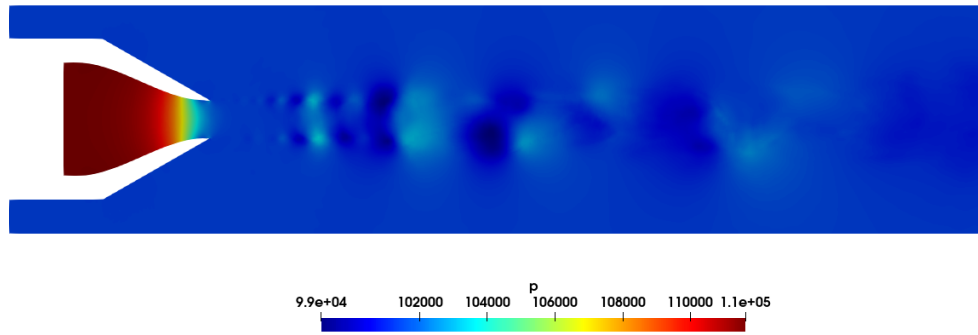
(b) Resultados RANS OpenFOAM

Figura 50: Comparativa campo de velocidad media

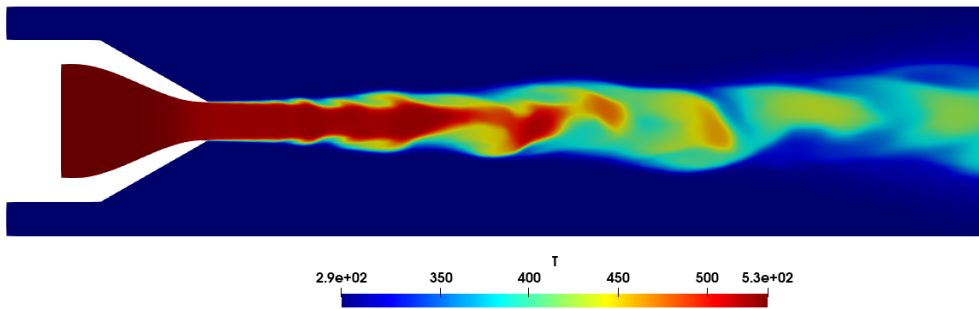
Finalmente se presentan en la Figura 51 los siguientes campos fluctuantes: energía cinética turbulenta total, presión y temperatura. Con respecto al valor máximo de energía turbulenta, este es más próximo al promediado en las simulaciones RANS que el caso 1/4. No obstante, el valor hallado sigue siendo menor. Esto puede deberse a que las condiciones de contorno necesitan un nuevo ajuste, dado que las simulaciones LES son más sensibles a las condiciones iniciales.



(a) Energía cinética turbulenta total



(b) Distribución de presión



(c) Distribución de temperatura

Figura 51: Campos fluctuantes DES cilindro completo.

5.3.3. Comparativa modelos empleados: DES, DDES, IDDES

Para finalizar el capítulo, se exponen los resultados del estudio comparativo de los tres métodos DES dados por defecto en OpenFOAM y válidos para el modelo de turbulencia aquí empleado, $k-\omega$ SST. Estos son: DES clásico, *Delayed* DES e *Improved* DDES. Destacar que la configuración de los casos es idéntica a excepción de la configuración de *turbulenceProperties*. De esta manera se emplean los mismos mallados, condiciones de contorno, *solver* y esquemas de discretización con el objetivo de no incurrir en ninguna diferencia adicional. Con ello se podrá realizar la comparativa únicamente sobre el modelo DES.

Comenzamos mostrando las distintas zonas de modelado-resolución que crea el modelo híbrido para cada caso. La existencia de diferencias es debido a que cada modelo emplea un filtrado espacial diferente para intercambiar entre los métodos RANS y LES, según corresponda. Para más detalle véase la sección de modelado de la turbulencia del Capítulo 3, concretamente las Ecuaciones 17, 18 y 20. En la Figura 52 se muestran los tres casos, donde el color rojo representa el método DES y el azul el RANS. Se puede observar que las mayores diferencias se encuentran en la región cercana a la pared. En ella, la zona RANS es mucho mayor para los métodos DDES e IDDES que para el clásico.

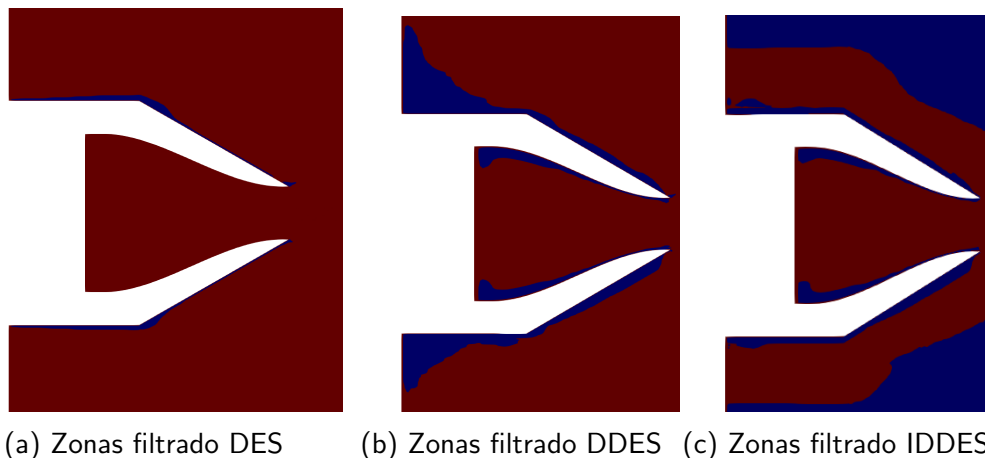


Figura 52: Comparación métodos por zonas de resolución-modelado. Rojo: LES. Azul: RANS

Por otro lado, se muestra la comparativa de los campos fluctuantes correspondientes a la energía cinética turbulenta, k . Resulta interesante su exposición dado que cada modelo resolverá la turbulencia de una forma distinta de acuerdo a sus ecuaciones, [25] y [26]. Además de los métodos RANS y LES trabajan en zonas diferentes según el modelo empleado. Dichos resultados se pueden ver en la Figura 53, donde es importante destacar que el método IDDES obtiene un máximo de k mucho mayor que los otros dos.

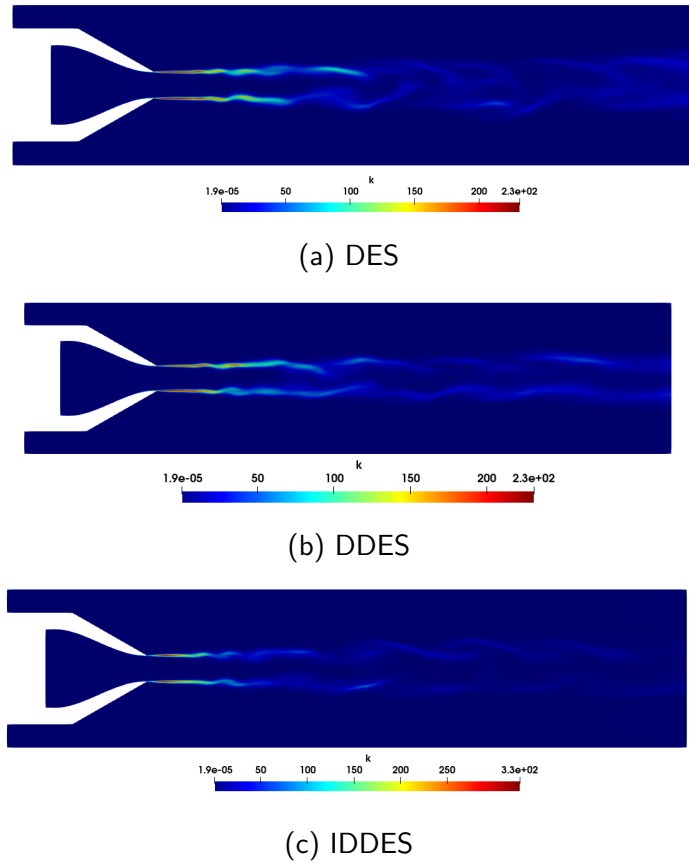
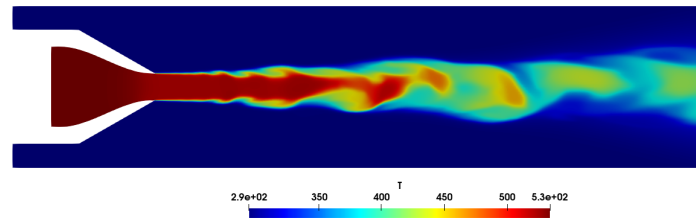
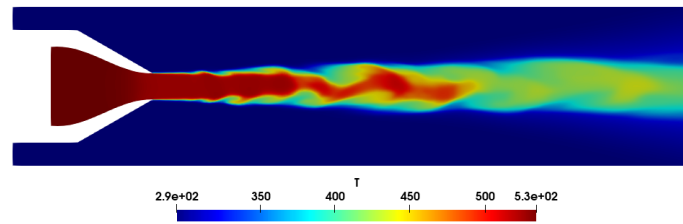


Figura 53: Comparación distribución de energía cinética turbulenta según el método.

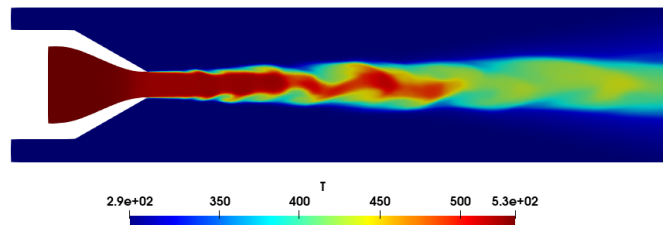
Seguidamente, se muestra en la Figura 54 las distintas distribuciones de temperatura obtenidas para cada uno de los métodos a comparar. En este caso, el campo de temperaturas de los métodos DDES e IDDES resulta muy parecido, presentando grandes diferencias con el hallado por el DES clásico.



(a) DES



(b) DDES



(c) IDDES

Figura 54: Comparación distribución de temperaturas según el método.

A modo de comentario final, añadir que las simulaciones no han alcanzado las características de convergencia deseadas debido al elevado coste computacional que incurren este tipo de simulaciones, donde se resuelve parte de las variables turbulentas. Una vía interesante a tomar en el futuro pasa por la finalización de estos cálculos, con una mayor capacidad de cálculo, y la correspondiente validación del método para casos DES.

6. Conclusiones

Este capítulo es el encargado de recoger las conclusiones extraídas de la realización de este Proyecto de Fin de Máster. Además, de crear una vía de acción futura a modo de continuación del trabajo presentado.

El principal objetivo del estudio, planteado en la Sección 1.4, se organizaba en torno a dos ramas. Por un lado, se buscaba la validación del método numérico empleado para garantizar los resultados obtenidos referentes a simulaciones de chorros de diversas características. Esto fue posible gracias a la aplicación del método de validación descrito por la NASA a nuestros cálculos. Mientras que, por otro lado, se buscaba una mayor precisión en el estudio de la turbulencia producida por los gases de escape de vehículos lanzadores. La forma de consecución de este último pasaba por la realización de diversas simulaciones DES.

Tras la realización del proyecto se obtuvieron las siguientes conclusiones. La forma de presentarlas se organiza de forma análoga a las partes que componen el trabajo: 2D, 3D RANS y 3D DES.

Las simulaciones realizadas sobre *chorros 2D sin tobera* nos permitieron realizar una primera aproximación a la mecánica de chorros, así como al *software* empleado. No obstante, cabe destacar la importancia del método utilizado para validar los resultados, siendo el expuesto por Pope en *Turbulence Flows* [37], donde se garantiza la convergencia de la simulación una vez se alcanza el principio de autosimilitud.

Seguidamente, se pasó a las simulaciones de *chorros bidimensionales con tobera*, tratando de reproducir los casos planteados por la NASA en [1]. Todo ello, para validar el método numérico desarrollado en el proyecto. Las conclusiones extraídas del estudio 2D fueron la sobreestimación de la longitud del núcleo del chorro debido a la ausencia de la tercera dimensión. Por otro lado, en la comparativa de los casos frío y caliente, los resultados obtenidos se vieron respaldados por la bibliografía consultada [35]. Dado que la longitud potencial del núcleo se reducía conforme se aumenta la temperatura de salida del chorro.

En lo que respecta a las *simulaciones RANS 3D*, se pudo validar el método gracias a los buenos resultados obtenidos para el caso caliente. Además cabe destacar que en el perfil de velocidades a lo largo del eje axial se obtuvo una mejora con respecto al modelo CFD aportado por la NASA. Todo ello, a partir de tomar como válidos los resultados experimentales dados. Por otro lado, el método presenta una ligera sobreestimación en el máximo de la energía cinética turbulenta. Finalmente, añadir que la realización de dos simulaciones para el caso caliente, una con 1/4 de la geometría y otra con ella completa, permitieron obtener la validación de los contornos simétricos aportados por OpenFOAM.

Por último, en lo referido a la simulaciones DES, se concluyó la necesidad de simular el dominio de cálculo de manera completa, sin incurrir en simetrías, debido a la naturaleza

oscilatoria y aleatoria de la turbulencia. Al emplear el mallado con el cilindro completo, se obtuvieron mejores resultados con una estimación del chorro más cercana a la realidad, pero el elevado coste computacional impidió la consecución de la convergencia del método. Por otro lado, se realizó un estudio comparativo entre los diversos métodos DES clásico, *Delayed* DES e *Improved* DDES, obteniendo las diferencias en las zonas de modelización-realización de la pared de la tobera.

En resumen, se han podido cumplimentar los objetivos del proyecto referentes a la validación del método numérico. Mientras que, los referentes a la simulaciones DES se han visto truncados por las limitaciones de capacidad de cálculo debidas al elevado coste computacional que este tipo de simulaciones requiere. Es por ello que, se plantea como una de las posibles ramas a tomar en estudios futuros.

6.1. Trabajos futuros

Una vez finalizado este proyecto, son diversas las mejoras que se pueden introducir. Algunas de ellas siguiendo líneas muy diversas entre sí.

Por un lado, resulta interesante la continuación de la validación del método por medio de la introducción de nuevos casos. Esto sería por medio de la realización del caso transónico presentado por la NASA en [1]. Se trata de un caso puente entre los resultados subsónicos y los correspondientes a velocidades por encima de $M = 1$. Además, la geometría de cálculo no requeriría de modificaciones.

Siguiendo con el objetivo principal del proyecto, que era la validación del método numérico y, tras realizar los casos con el mallado subsónico, se puede pasar a la creación y desarrollo del nuevo dominio de cálculo. Esto será, la creación de una geometría de tobera convergente-divergente, como la desarrollada por Seiner en sus experimentos [35].

Finalmente, también se plantea avanzar en el estudio de la turbulencia del chorro, pasando de las simulaciones DES a un modelo de resolución de los torbellinos de gran tamaño mucho más complejo y preciso. Es decir, al desarrollo y aplicación de un método LES que nos permita resolver un 80% de la energía cinética turbulenta.

7. Pliego de condiciones

En el presente capítulo se definen, de manera exhaustiva, las condiciones que deben cumplirse con obligatoriedad para garantizar la correcta labor en el desarrollo de este Trabajo de Fin de Máster. Se organizan en torno a dos grandes bloques. Por un lado, se definen las circunstancias relacionadas con el trabajo de oficina, que permiten que el trabajador realice su tarea sin incurrir en ningún riesgo sobre su salud. Por otro, se definen los requerimientos técnicos de carácter informático, necesarios para el desarrollo del proyecto. De esta manera el primer apartado busca cuidar la salud del trabajador, mientras que el segundo, impone las especificaciones de *software* y *hardware*.

7.1. Condiciones del puesto de trabajo

A continuación, se exponen las condiciones que garantizan las correctas praxis en la realización de un trabajo de oficina. El objetivo es, por tanto, la Prevención de Riesgos Laborales por medio del cumplimiento de la Ley 31/1995, poseedora del mismo nombre. Cuya labor es definir las garantías y responsabilidades requeridas para mantener un nivel adecuado de seguridad y protección de la salud del trabajador durante su función. Concretamente, nos referimos al Real Decreto 488/1997, de 14 de abril, sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización. También debe ser tenido en cuenta el Real Decreto 486/1997, de 14 de abril, por el que se establecen las disposiciones mínimas de seguridad y salud en los lugares de trabajo.

7.1.1. Equipo

Como observación general, se impone que la utilización en sí misma de un equipo no puede convertirse en una fuente de riesgo para los trabajadores. En lo que respecta a sus componentes, deben cumplirse las siguientes especificaciones:

- **Pantalla.** Los caracteres de la pantalla deben estar bien definidos y ser fácilmente legibles. La imagen deberá ser estable y cómoda de ver. La pantalla tiene que ser adaptable, esto es, orientable y reclinable según la necesidad.
- **Teclado.** Deberá ser independiente de la pantalla para permitir que el trabajador adopte una postura cómoda y evite cansancio en las articulaciones. Debe existir espacio suficiente de mesa para que el individuo apoye brazos y manos. El teclado debe poseer caracteres legibles.
- **Mesa o superficie de trabajo.** Debe poseer dimensiones suficientes para albergar la pantalla, el teclado, los documentos y demás materiales de oficina. El resto de materiales deben estar colocados de tal manera que permitan al trabajador reducir al mínimo movimientos incómodos de cabeza y ojos.
- **Asiento de trabajo.** Debe ser estable, con altura regulable y respaldo reclinable.

7.1.2. Entorno

El entorno de trabajo es fundamental para el correcto desempeño de las tareas, así como, para proveer una correcta salud del trabajador y evitar accidentes laborales. Se organiza en torno a los siguientes elementos:

- **Espacio.** El puesto de trabajo debe poseer las dimensiones suficientes y estar acondicionado de tal manera que permita cambios en la postura, así como movimientos.
- **Iluminación.** Se distingue la iluminación general de la especial, referida a lámparas, leds o flexos, pero ambas deben aportar niveles adecuados de iluminación, evitando la fatiga visual. Su configuración debe ser tal que evite deslumbramientos y reflejos molestos.
- **Reflejos y deslumbramientos.** Las fuentes de luz natural no pueden provocar deslumbramientos directos o reflejos en la pantalla. En caso de que ocurra, se introducirán dispositivos de cobertura regulables.
- **Ruido.** El ruido producido por los equipos presentes deberá tenerse en cuenta a la hora de diseñar el entorno de trabajo. No pueden perturbar la atención ni la palabra.
- **Calor.** Los equipos instalados no deberán producir un calor adicional que ocasione molestias en los trabajadores.
- **Emisiones.** La radiación, fuera del espectro visible, deberá mantenerse a niveles insignificantes y dentro de los límites permitidos en cuidado de la salud de las personas presentes.
- **Humedad.** Deberá mantenerse en niveles aceptables.

7.1.3. Interconexión ordenador/persona

A la hora de adquirir el equipo necesario, así como los programas empleados, se deberán tener en cuenta los siguientes factores.

1. El programa debe estar diseñado para la tarea a realizar.
2. Debe ser fácil de emplear y estratificado de tal manera que permita al usuario adaptarlo en función de sus conocimientos.
3. Deben aportar indicaciones sobre su desarrollo.
4. Deben mostrar la información en un formato y ritmo adecuado para los trabajadores.

7.1.4. Condiciones constructivas

El entorno de trabajo debe proveer a su vez, una serie de requisitos relacionados con el período de construcción o reforma del mismo.

- **Diseño y características constructivas.** Deben ser tales que ofrezcan seguridad frente a resbalones, caídas, choques o golpes contra objetos y derrumbamientos o caídas de materiales sobre los trabajadores.
- **Control de situaciones de emergencia.** Deben poseer salidas de emergencia correctamente indicadas y en total disponibilidad a la par de sistemas de prevención, alerta y extinción de incendios. Todos ellos en perfecto estado y habiendo superado los controles e inspecciones pertinentes.
- **Accesos.** Los accesos deben estar siempre disponibles y en buen estado, además de proveer vías de circulación, entradas, puestos de trabajo y aseos aptos para minusválidos.

7.1.5. Orden, limpieza y mantenimiento

Las zonas de paso, salidas y vías y, en especial, las previstas para la evacuación en casos de emergencia, deben permanecer libres de obstáculos. Por otro lado, toda la infraestructura destinada al trabajo se limpiará de manera periódica, realizando tareas de mantenimiento cuando sean requeridas. Las tareas de mantenimiento y de limpieza no pueden suponer en sí mismas una fuente de riesgos laborales. Si se utiliza una instalación de ventilación, deberá mantenerse en buen funcionamiento y un sistema de control deberá indicar toda avería siempre que sea necesario para la salud de los trabajadores.

7.1.6. Servicios higiénicos y locales de descanso

Los espacios de trabajo deben proveer las siguientes instalaciones a fin de garantizar una correcta estancia del trabajador durante su jornada laboral.

- Agua potable. Los lugares de trabajo dispondrán de agua potable en cantidad suficiente y fácilmente accesible. Se evitará toda circunstancia que posibilite la contaminación del agua potable.
- Vestuarios, duchas, lavabos y retretes. Los dos primeros en aquellos trabajos en los que un cambio de vestuario o actividad física sean requeridos.
- Locales o áreas destinadas al descanso. Cuando la seguridad o la salud de los trabajadores lo exijan, en función del tipo de actividad o del número de trabajadores, se dispondrá de un local de descanso. Estos espacios deben tener las dimensiones suficientes para albergar a todos los individuos, además de proveer el mobiliario adecuado.

7.2. Condiciones de los recursos informáticos

En este apartado se exponen las especificaciones técnicas requeridas para la realización de este proyecto. Debido al alto volumen de cálculo impuesto por las simulaciones llevadas a cabo, el equipo informático empleado es de altas prestaciones. Se pueden dividir en torno a dos grupos.

- **Hardware.** La elevada carga de trabajo computacional impuesta por este proyecto hace necesaria la utilización de equipos poseedores de gran potencia de cálculo, además de memoria. Por otro lado, una rápida conexión a internet por cable es requerida, puesto que, gran parte del trabajo con estos ordenadores se realiza en remoto. Esto hace que, la velocidad de descarga y subida de datos, es decir, la sincronización entre ordenadores se requiera eficaz.
- **Software.** En este grupo se incluyen todos los programas necesarios para la realización de las simulaciones organizadas en tres pasos: pre-procesado, procesado y post-procesado. De la primera parte se encargan los programas de CAD y de mallado, como Inventor Professional y Ansys. El procesado se realiza con el *software* de uso libre OpenFOAM. Y, por último, de la visualización de los resultados se encarga fundamentalmente ParaView.

7.2.1. Condiciones de hardware

Se han empleado diversos dispositivos a modo de hardware en este proyecto: un ordenador portátil, un ordenador de sobremesa y un clúster de alto rendimiento. A continuación, se presentan sus especificaciones técnicas.

- **Ordenador portátil: ThinkPad T14 Gen 2**
 - CPU: Intel Core i5-1135G7 con vPro de cuádruple núcleo a 2.4 GHz y Turbo Boost de hasta 4.4 GHz
 - RAM: 16 GB DDR4 a 3200 MHz
 - Tarjeta gráfica: Gráficos Intel Iris Xe
 - Almacenamiento: Disco sólido de 512 GB M.2 2280 SSD
- **Ordenador de sobremesa**
 - CPU: 2 x Intel Xeon CPU E5-2630 v4 2.2 GHz, 10 núcleos/procesador
 - RAM: 192 GB
 - Tarjeta gráfica: Intel HD Graphics 4000 1536 MB
 - Almacenamiento: 2 x SSD y 1 x HDD
- **Clúster de cálculo de la UPV**
 - Rigel: Clúster de cálculo destinado al procesamiento masivo de datos. Utilizados 128 procesadores en tandas de 15h, a lo largo del tiempo de realización del proyecto.

7.2.2. Condiciones de software

Se exponen los diversos programas empleados en la realización del proyecto estructurados en tres grupos.

- **Pre-Procesado:** Se incluyen los programas de diseño del dominio de cálculo y de creación del mallado.

- Inventor Professional: Programa de CAD 3D, empleado para la generación de las geometrías complejas. Se empleó la versión de estudiante, disponible por un período de tiempo.
- Ansys 2021 R2 versión de estudiantes: Se completó la generación del dominio con el módulo *DesignModeler* y el mallado con *Mesh*.
- **Procesado:** Se empleó el *software* de uso libre OpenFOAM, versión v1912.
- **Post-Procesado:** Programas destinados a la visualización de resultados y creación de gráficas.
 - ParaView: Su instalación se realiza de manera conjunta a OpenFOAM, siendo también de uso libre. Permite visualizar resultados por medio de diversas herramientas de representación.
 - Gnuplot: Empleado en la generación de gráficas.

8. Presupuesto

Se presenta a continuación el presupuesto de realización de este Trabajo de Fin Máster. Se trata de una estimación del coste que supondría haber realizado este proyecto por la vía privada. Para ello, primero es necesario dividirlo en bloques, asignado a cada actividad el número de horas correspondientes. También se deben contabilizar los recursos utilizados, tanto de personal como materiales, incluyendo el número de horas de uso, el coste de utilización y de adquisición si lo hubiese. Todo ello se expone a lo largo de este capítulo.

8.1. Actividades realizadas

Se exponen de manera breve y sintetizada las diversas actividades llevadas a cabo a lo largo del trabajo y que fueron necesarias para la cumplimentación del mismo.

- **Actividad 1:** Documentación del caso y primeros pasos con el *software*. Primeras semanas del proyecto destinadas a la familiarización con los chorros y plumas de cohetes, así como introducción al *software* de CFD empleado, OpenFOAM.
- **Actividad 2:** Desarrollo caso de introducción. Estudio de un chorro 2D sin tobera a modo de toma de contacto con el programa, donde se realizó el procedimiento completo: creación del dominio y mallado, configuración del caso, condiciones de contorno y elección del *solver*, validación de la malla y de los resultados y post-procesado.
- **Actividad 3:** Configuración, desarrollo y análisis de un chorro 2D con tobera. Mismo procedimiento que en la actividad anterior pero para casos existentes. Actividad necesaria para configurar las simulaciones 3D, y posteriormente el DES.
- **Actividad 4:** Estudio y validación de simulaciones RANS de chorros 3D. Aplicación de la configuración óptima desarrollada en la tarea anterior, pero para un caso tridimensional. Permite un mejor estudio de la turbulencia y una aproximación mayor a los resultados considerados como reales.
- **Actividad 5:** Aplicación modelado DES a chorros 3D. Una vez configurada y realizada la simulación RANS transitoria, esta sirve de base para una mayor resolución de la turbulencia. Se busca obtener resultados más precisos y un estudio en mayor detalle.
- **Actividad 6:** Post-Procesado de los resultados y extracción de conclusiones. Obtención de los datos de interés de las simulaciones, fundamentales para alcanzar los objetivos propuestos y con base en ellos, obtener las conclusiones pertinentes.
- **Actividad 7:** Redacción de la memoria y elaboración de la presentación. Desarrollo de la documentación técnica del proyecto que será entregada al tribunal para su valoración.

8.2. Recursos empleados

Los recursos empleados en este proyecto se pueden dividir en tres grupos: personal, material técnico y distintos *softwares* empleados. Se presenta un desglose de los mismos en la Tabla 11

Recursos empleados		
Personal	Equipo	Software
Ingeniera Doctoranda Doctor	Material de oficina Ordenador Portátil Ordenador de sobremesa Clúster de cálculo	OpenFOAM Inventor Professional Ansys ParaView

Tabla 11: Recursos empleados en este proyecto organizados en bloques.

8.3. Desglose de costes

Una vez presentados los recursos necesarios para el correcto desarrollo de la tarea, se procede a calcular los costes derivados de ellos en función del número de horas empleados, así como, del coste de adquisición en aquellas situaciones que fuese necesario.

8.3.1. Personal técnico

En este proyecto se considera la labor principal de un ingeniero junior junto a las labores de enseñanza, guiado y tutelaje de un doctor de la Universitat Politècnica de València (UPV) y una doctoranda de la misma entidad. En función del número de horas involucradas y del sueldo medio con base en su posición laboral, se presentan en la Tabla 12 los costes de personal.

Personal	Horas por actividad							Coste [€/h]	Importe [€]
	Act. 1	Act. 2	Act. 3	Act. 4	Act. 5	Act.6	Act.7		
Ingeniera	35	140	310	205	95	65	85	15	14025
Doctoranda	4	15	30	20	10	6	10	25	3000
Doctor	4	15	30	20	10	6	10	30	3600
COSTE TOTAL									20625€

Tabla 12: Cálculo de costes de personal.

8.3.2. Equipo

En lo que respecta a los costes asociados al equipo empleado se evalúan en tres grupos. Primero nos referimos al material informático empleado, seguidamente al material de oficina y por último, al entorno de trabajo. Este último no supone ningún coste adicional porque fue proporcionado de manera gratuita y a modo de Estancias en Centro de Investigación por la UPV. El material de oficina se adquirió al principio del proyecto con un valor de *veinte euros*.

Por otro lado, el equipo informático empleado tiene un desglose de costes más complejo por lo que se explicará a continuación. Al igual que se comentó en el Capítulo 7 en el pliego de condiciones, concretamente en la parte referida a las condiciones de *hardware*, el material técnico empleado es el siguiente:

- **Ordenador portátil.** Se adquirió en septiembre de 2021 con un coste de 1500€. Puesto

que no han pasado aún cinco años desde su compra, no se considera amortizado y, por tanto, se introduce en el presupuesto con un coste anual de 300€.

- **Ordenador de sobremesa.** Comprado por la UPV hace más de 5 años y con finalidad distinta a la realización de este proyecto, por lo que su coste no se considera como parte del presupuesto.
- **Clúster de cálculo de la UPV.** Se asume un coste de 1 céntimo la hora utilizada y por procesado. Con base en su utilización, se han empleado 128 procesadores durante dos meses, incurriendo un coste total de 1905€ aproximadamente.

Se exponen a modo de resumen y recopilación en la Tabla 13, los costes asociados al equipo empleado, incluyendo el cálculo del total.

Tipo de recurso material	Coste [€]
Lugar de trabajo	0
Material de oficina	20
Ordenador portátil	300
Ordenador de sobremesa	0
Clúster de la UPV	1905
COSTE TOTAL	2225€

Tabla 13: Cálculo de costes equipo material.

8.3.3. Software

Los programas empleados también vienen recogidos en el Capítulo 7 referido al pliego de condiciones. Para más información véase la parte referida a las condiciones de *software*. Estos son Inventor Professional, Ansys, OpenFOAM, ParaView y Gnuplot, donde los tres últimos son de uso libre siendo de coste cero. Y en lo que respecta a Inventor y Ansys, se emplearon las versiones de estudiante, por lo que, tampoco generaron gastos adicionales.

Por tanto, los gastos referidos al *software* son de *cero euros*.

8.3.4. Coste total

Finalmente, se recopilan en la Tabla 14, todos los costes necesarios para la financiación de este proyecto. Sobre el valor neto de costes, deben añadirse una serie de porcentajes. Se considera un 15 % de gasto adicional y un 6 % de beneficio industrial. Finalmente, sobre estos valores se debe añadir el Impuesto sobre el Valor Añadido, o IVA, igual al 21 %

Tipo de gasto		Coste [€]
Personal técnico		20625
Equipo		2225
Software		0
COSTE NETO		22850
Costes adicionales	Porcentaje [%]	Coste [€]
Gastos indirectos	15 %	3427.5
Beneficio industrial	6 %	1371
COSTE SIN IVA		27648.5
IVA	21 %	5806.185
COSTE TOTAL		33454.69

Tabla 14: Desglose de presupuesto total.

Por tanto, el presupuesto total para la realización de este Trabajo de Fin de Máster asciende a una cantidad de *TREINTA Y TRES MIL CUATROCIENTOS CINCUENTA Y CUATRO EUROS CON SESENTA Y NUEVE CÉNTIMOS*.

Referencias

- [1] *Turbulence Modeling Resource*, NASA Langley Research Center, 2022. dirección: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/index.html>.
- [2] G. P. Sutton y O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons, 2016.
- [3] *VEGA Rocket*, European Space Agency, 2022. dirección: <https://www.esa.int/>.
- [4] T. Nonomura, H. Nakano, Y. Ozawa y col., "Large eddy simulation of acoustic waves generated from a hot supersonic jet," *Shock Waves*, vol. 29, n.º 8, págs. 1133-1154, 2019.
- [5] M. S. E. Guillem, "Estudio aeroacústico del cohete VEGA," 2019.
- [6] C. G. Melero, "Estudio CFD del ascenso del cohete VEGA," 2020.
- [7] F. N. Ramírez, "Estudio CFD de la influencia del deflector sobre el campo aero-acústico en el despegue del cohete VEGA," 2021.
- [8] J. Mattingly, *Elements of Gas Turbine Propulsion*, ép. AIAA education series. American Institute of Aeronautics y Astronautics, 2005, ISBN: 9781563477782.
- [9] P. A. Thompson, "A fundamental derivative in gasdynamics," *The Physics of Fluids*, vol. 14, n.º 9, págs. 1843-1849, 1971.
- [10] B. Frohnäpfel, "Multi-point similarity of the axisymmetric turbulent far jet and its implication for the POD," *Master's thesis, Chalmers University of Technology/Friedrich-Alexander-University at Erlangen-Nuremberg, Gothenburg, Sweden and Erlangen, Germany*, 2003.
- [11] S. Chen, R. Gojon y M. Mihaescu, "High-temperature effects on aerodynamic and acoustic characteristics of a rectangular supersonic jet," en *2018 AIAA/CEAS aeroacoustics conference*, 2018, pág. 3303.
- [12] J. D. Anderson, "Fundamentals of aerodynamics," *McGraw*, 2009.
- [13] J. H. Ferziger, M. Perić y R. L. Street, *Computational methods for fluid dynamics*. Springer, 2002, vol. 3.
- [14] J. Tu, G.-H. Yeoh y C. Liu, "CFD Mesh Generation: A Practical Guideline," en *Computational Fluid Dynamics (Third Edition)*, Third Edition, Butterworth-Heinemann, 2018, págs. 125-154.
- [15] B. Landers, "Mixing Characteristics of Turbulent Twin Impinging Axisymmetric Jets at Various Impingement Angles," Tesis doct., jun. de 2016. DOI: 10.13140/RG.2.1.1028.2482.
- [16] H. K. Versteeg y W. Malalasekera, *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. Pearson education, 2007.
- [17] P. Spalart y S. Allmaras, "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows," en *30th aerospace sciences meeting and exhibit*, 1992, pág. 439.
- [18] J. Bardina, P. Huang, T. Coakley, J. Bardina, P. Huang y T. Coakley, "Turbulence modeling validation," en *28th Fluid dynamics conference*, 1997, pág. 2121.

- [19] D. C. Wilcox y col., *Turbulence modeling for CFD*. DCW industries La Canada, CA, 1998, vol. 2.
- [20] F. Menter, "Zonal two equation kw turbulence models for aerodynamic flows," en *23rd fluid dynamics, plasmadynamics, and lasers conference*, 1993, pág. 2906.
- [21] K. Hami, "Turbulence modeling a review for different used methods," *International Journal of Heat and Technology*, vol. 39, n.º 1, págs. 227-234, 2021.
- [22] T. Von Kármán, *Mechanical similitude and turbulence*, 611. National Advisory Committee for Aeronautics, 1931.
- [23] A. Wimshurst, *What are Wall Functions and How do they work?* YouTube Channel: Fluid Mechanics 101, 2019.
- [24] D. S. Weaver y S. Mišković, "A Study of RANS Turbulence Models in Fully Turbulent Jets: A Perspective for CFD-DEM Simulations," *Fluids*, vol. 6, n.º 8, pág. 271, 2021.
- [25] O. Verhoeven, "Trailing Edge Noise Simulations: Using IDDES in OpenFOAM," 2011.
- [26] M. S. Gritskevich, A. V. Garbaruk, J. Schütze y F. R. Menter, "Development of DDES and IDDES formulations for the $k-\omega$ shear stress transport model," *Flow, turbulence and combustion*, vol. 88, n.º 3, págs. 431-449, 2012.
- [27] P. R. Spalart y C. Streett, "Young-person's guide to detached-eddy simulation grids," *inf. téc.*, 2001.
- [28] *OpenFOAM User Guide. Version 9*, The OpenFOAM Foundation, 2021. dirección: <https://openfoam.org>.
- [29] *ParaView User Guide. Version 5.10.0*, Kitware, 2021. dirección: <https://paraview.org>.
- [30] Z. Yan, Y. Zhong, W. E. Lin, E. Savory e Y. You, "Evaluation of RANS and LES turbulence models for simulating a steady 2-D plane wall jet," *Engineering Computations*, 2018.
- [31] M. Darwish, L. Orazi y D. Angeli, "Simulation and analysis of the jet flow patterns from supersonic nozzles of laser cutting using OpenFOAM," *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, vol. 102, n.º 9, págs. 3229-3242, 2019.
- [32] N. Lupoglazoff, A. Biancherin, F. Vuillot y G. Rahier, "Comprehensive 3d unsteady simulations of subsonic and supersonic hot jet flow-fields: Part 1: Aerodynamic analysis," en *8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit*, 2002, pág. 2599.
- [33] D. J. Bodony y S. K. Lele, "Current status of jet noise predictions using large-eddy simulation," *AIAA journal*, vol. 46, n.º 2, págs. 364-380, 2008.
- [34] C. Chin, M. Li, C. Harkin y col., "Investigation of the Flow Structures in Supersonic Free and Impinging Jet Flows," *Journal of Fluids Engineering*, vol. 135, pág. 031202, mar. de 2013. DOI: 10.1115/1.4023190.
- [35] J. M. Seiner, M. K. Ponton, B. J. Jansen y N. T. Lagen, "The effects of temperature on supersonic jet noise emission," en *14th DGLR/AIAA aeroacoustics conference*, vol. 1, 1992, págs. 295-307.

- [36] S. Salehian y R. R. Mankbadi, "Simulations of rocket launch noise suppression with water injection from impingement pad," *International Journal of Aeroacoustics*, vol. 19, n.º 3-5, págs. 207-239, 2020.
- [37] S. B. Pope y S. B. Pope, *Turbulent flows*. Cambridge university press, 2000.
- [38] J. Bridges y M. Wernet, "Establishing consensus turbulence statistics for hot subsonic jets," en *16th AIAA/CEAS aeroacoustics conference*, 2010, pág. 3751.
- [39] J. Bridges y M. P. Wernet, "The NASA Subsonic Jet Particle Image Velocimetry (PIV) Dataset," 2011.
- [40] J. Bridges y C. Brown, "Validation of the small hot jet acoustic rig for aeroacoustic research," en *11th AIAA/CEAS aeroacoustics conference*, 2005, pág. 2846.
- [41] M. V. Kraposhin, M. Banholzer, M. Pfitzner e I. K. Marchevsky, "A hybrid pressure-based solver for nonideal single-phase fluid flows at all speeds," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, vol. 88, n.º 2, págs. 79-99, 2018.
- [42] P. O. Witze, "Centerline velocity decay of compressible free jets," *AIAA journal*, vol. 12, n.º 4, págs. 417-418, 1974.
- [43] J. Truemner y C. Mundt, "Total temperature based correction of the turbulence production in hot jets," en *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, American Society of Mechanical Engineers, vol. 50794, 2017, V02BT41A003.