



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Modelado de chorros líquidos en un quemador confinado
mediante dinámica de fluidos computacional

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Martín García, Daniel

Tutor/a: García Oliver, José María

Cotutor/a: Pastor Enguídanos, José Manuel

CURSO ACADÉMICO: 2022/2023

Resumen

El desarrollo de turbinas de gas en los últimos años se ha centrado en mejorar la eficiencia del ciclo, pero siempre buscando disminuir las emisiones contaminantes. Con estos objetivos en mente nacen nuevas estrategias de inyección, como es el caso de la inyección directa de mezcla pobre, Lean Direct Injection en inglés (LDI), en el cual se centra este trabajo.

Los quemadores LDI se caracterizan por tener un componente que torbellina de gran manera el aire que entra en la cámara de combustión, donde el combustible es inyectado en forma líquida en un punto muy cercano al de extinción de llama por mezcla pobre.

En este contexto, el uso de herramientas de dinámica de fluidos computacional (CFD) permiten un estudio tanto cualitativo como cuantitativo de los procesos que ocurren en estos quemadores. El CFD ofrece una aproximación barata y relativamente rápida que es crítica para las tecnologías LDI, ya que el éxito de funcionamiento depende en gran medida del nivel de turbulencia conseguido cerca de la zona de inyección, y consecuentemente, la calidad de la mezcla.

La motivación de este estudio nace de la futura creación de un modelo que se pondrá en marcha en el Departamento de Máquinas y Motores Térmicos (DMMT) de la UPV, con el objetivo de caracterizar el comportamiento de nuevos combustibles sintéticos en las condiciones de una turbina de gas.

Los resultados a lo largo de este estudio se verifican y concuerdan con los resultados experimentales obtenidos de la maqueta de estudio CORIA, instalado en la institución del mismo nombre, emplazada en Francia.

Abstract

The development of gas turbines in recent years has focused on improving the efficiency of the cycle, but always seeking to reduce pollutant emissions. With these objectives in mind, new injection strategies are born, such as Lean Direct Injection (LDI), which is the focus of this work.

LDI burners are characterized by having a component that strongly vortexes the air entering the combustion chamber, where the fuel is injected in liquid form at a point very close to the lean burner flame extinction point.

In this context, the use of computational fluid dynamics (CFD) tools allows both qualitative and quantitative study of the processes occurring in these burners. CFD offers an inexpensive and relatively fast approach that is critical for LDI technologies, since the operating success is highly dependent on the level of turbulence achieved near the injection zone, and consequently, the quality of the mixture.

The motivation of this study stems from the future creation of a model to be implemented in the Department of Thermal Engines and Machines (DMMT) of the UPV, with the aim of characterizing the behavior of new synthetic fuels in the conditions of a gas turbine. The results throughout this study are verified and agree with the experimental results obtained from the CORIA study model, installed at the institution of the same name, located in France.

*The mundanity
of excellence.*

DANIEL F. CHAMBLISS

Lista de símbolos

UE	Unión Europea
ACARE	Consejo Asesor para la Investigación Aeronáutica
CORIA	Complejo Interprofesional de Investigación Aerotermoquímica
DMMT	Departamento Máquinas y Motores Térmicos
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
NO_x	Óxidos de nitrógeno
CO	Monóxido de carbono
CO_2	Dióxido de carbono
HC	Hidrocarburos no quemados
$k-\omega$	Modelo de turbulencia k-omega
C_D	Coefficiente de arrastre
atm	Atmósfera
St	Número de Strouhal
Sw	Número de Swirl
We	Número de Weber
LDI	Inyección Directa Pobre
SWJ	Chorro torbellinado
DNS	Direct numerical simulation
LES	Large eddy simulation
RANS	Ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por Reynolds
CFD	Dinámica de Fluidos Computacional
EL	Euler-Lagrange
LDI	Inyección Directa Pobre
RQL	Rich Burn/Quick-Quench/Lean-Burn
TAB	Analogía de Ruptura de Taylor
DAC	Quemadores anulares dobles
TAPS	Torbellinadores de premezcla anulares gemelos

Índice general

I	MEMORIA	1
1.	Introducción	3
1.1.	Contexto y motivación	4
1.2.	Objetivos	6
1.3.	Metodología	6
2.	Marco teórico	9
2.1.	Dinámica computacional de fluidos	10
2.1.1.	Introducción	10
2.1.2.	Ecuaciones de Navier-Stokes	10
2.1.3.	Modelado de la turbulencia	11
2.2.	Sprays - Chorros	14
2.2.1.	Introducción	14
2.2.2.	Atomización y división	14
2.2.3.	Arrastre y deformación de gota	16
2.2.4.	Interacción gota-turbulencia	17
2.2.5.	Colisión y coalescencia de gota	17
2.2.6.	Proceso de evaporación	18
2.2.7.	Modelado de la inyección	19
2.3.	Quemadores de gas	20
2.3.1.	Estado del arte	20
2.3.2.	Lean Direct Injection (LDI)	22
3.	Mallado	27
3.1.	Geometría	28
3.2.	Configuración	29

3.2.1. Tamaños	30
3.3. Análisis de calidad de malla	31
4. Simulación de la fase gaseosa	33
4.1. Introducción	34
4.2. Configuración	34
4.2.1. Carpeta 0	34
4.2.2. Carpeta Constant	35
4.2.3. Carpeta System	35
4.3. Independencia de malla	36
4.3.1. Malla inicial (1M)	36
4.3.2. Mallas de 0.5M y 2M de elementos	37
4.4. Resultados	39
4.4.1. Características del flujo	39
4.4.2. Número de Swirl	40
4.4.3. Perfiles de Velocidad	41
5. Simulación de inyección líquida	45
5.1. Introducción	46
5.2. Configuración	47
5.2.1. Carpeta 0	47
5.2.2. Carpeta Constant	47
5.2.3. Carpeta System	47
5.3. Inyección a 1 atmósfera	48
5.3.1. Características del flujo	48
5.3.2. Número de Swirl	49
5.3.3. Spray	49
5.4. Inyección a 10 atmósferas	51
5.4.1. Características del flujo	51
5.4.2. Número de Swirl	51
5.4.3. Spray	52
6. Conclusiones	55

II	PRESUPUESTO	61
6.1.	Costes unitarios	63
6.1.1.	Equipo informático	63
6.1.2.	Software	63
6.1.3.	Electricidad	63
6.1.4.	Material de oficina	63
6.1.5.	Lugar de trabajo	63
6.1.6.	Personal	64
6.2.	Presupuesto total	64
III	RELACIÓN DEL TRABAJO CON LOS OBJETIVOS DE DESARROLLO SOSTENIBLE DE LA AGENDA 2030	65

Índice de figuras

1.1. Evolución de las emisiones de CO_2 en los últimos años y perspectivas de futuro.	4
1.2. Evolución de las emisiones de NO_X en los últimos años y perspectivas de futuro.	5
2.1. Comparación de metodologías empleadas para distintas escalas.	12
2.2. Evolución de la variable monitorizada con el tiempo para distintas metodologías.	13
2.3. Elección de modelo empleado dependiendo de la zona de la capa límite.	13
2.4. Etapas de la atomización.	15
2.5. Sprays para distintas velocidades de inyección.	15
2.6. Trayectoria de las gotas para distintos números de St.	18
2.7. Comportamiento de las gotas en función del número de We y parámetro de impacto.	19
2.8. Funcionamiento de la tecnología RQL.	20
2.9. Sistema DAC (izquierda) y TAPS (derecha).	21
2.10. Tipos de generador de turbulencia.	23
2.11. Estructuras de flujo presentes en un quemador.	25
2.12. Ampliación de las estructuras de flujo presentes en quemadores.	26
3.1. Dominio computacional.	28
3.2. Vista con corte del dominio computacional.	28
3.3. Volúmenes de control presentes.	29
3.4. Continuación de los volúmenes de control presentes.	29
3.5. Corte de la malla final.	30
3.6. Detalle del swirler en la malla final.	31
3.7. Representación de la calidad de malla en la zona del swirler.	32

4.1. Evolución temporal de los residuos.	36
4.2. Evolución temporal de los residuos.	37
4.3. Evolución de las componentes del número de Swirl	38
4.4. Evolución del número de Swirl para las 3 mallas.	39
4.5. Características del flujo representadas con la velocidad axial	40
4.6. Evolución del número de Swirl a lo largo de la cámara de combustión.	41
4.7. Esquema de las estaciones adimensionalizadas.	42
4.8. Distribución de la velocidad normalizada a lo ancho de la cámara de combustión.	43
5.1. Características del spray.	46
5.2. Velocidades axiales en la cámara de combustión.	48
5.3. Comparativa número de Swirl en caso gaseoso y líquido.	49
5.4. Temperaturas en cámara de combustión y diámetro de las gotas.	50
5.5. Velocidades axiales en la cámara de combustión.	51
5.6. Comparativa número de Swirl en los casos de 1 atm y 10 atm.	52
5.7. Temperaturas en cámara de combustión y diámetro de las gotas.	53
6.1. Grado de influencia de las distintas ODS	67

Índice de tablas

1.1. Especificaciones del ordenador	7
3.1. Parámetros de mallado	30
4.1. Condiciones de inicialización para el instante 0	34
5.1. Condiciones de inicialización para el instante 0	47
6.1. Desglose del presupuesto para una empresa	64

Documento I

MEMORIA

Capítulo 1

Introducción

Contenido

1.1. Contexto y motivación	4
1.2. Objetivos	6
1.3. Metodología	6

1.1. Contexto y motivación

El estudio de turbinas aeronáuticas está restringido severamente por las normativas medioambientales, la industria de la aviación está en constante expansión y continúa haciendo uso de combustibles con alta densidad energética [16]. La normativa actual apenas ha variado desde el comienzo de los años 2000 por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI). La agenda 2050 propuesta por el Consejo Asesor para la Investigación Aeronáutica (ACARE) propone una reducción del 75 % las emisiones de CO₂ por pasajero y kilómetro, 90 % de las emisiones de óxidos de nitrógeno (NO_x) y una reducción de ruido del 65 %. Otros contaminantes como monóxido de carbono (CO), hidrocarburos sin quemar y hollín también están en la mira de esta normativa [8].

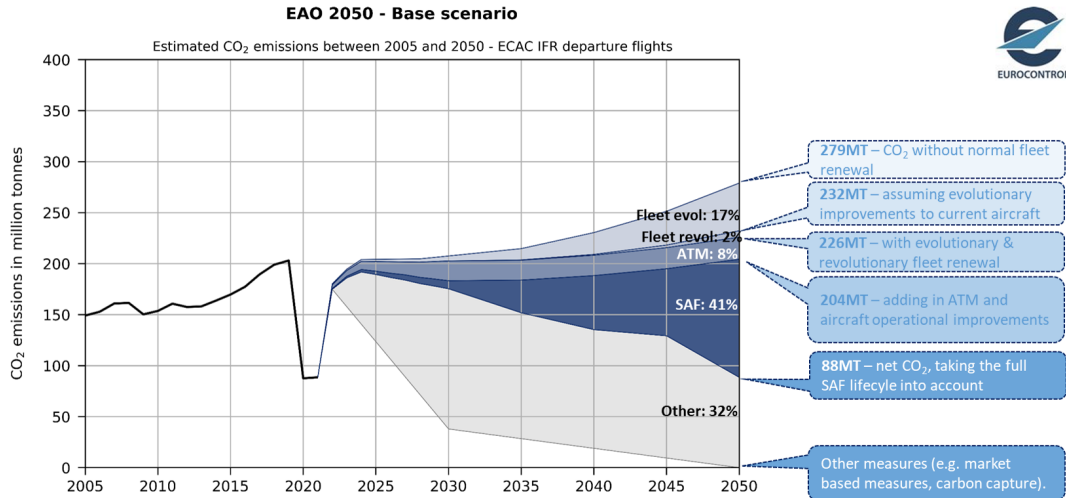


Figura 1.1: Evolución de las emisiones de CO₂ en los últimos años y perspectivas de futuro.

Cabe destacar que gran parte de los problemas de desarrollar un quemador para el campo aeronáutico nacen de necesitar lo siguiente: Ignición fácil, amplio rango de combustión, alta eficiencia a la vez que bajas emisiones empleando un único punto de inyección, el cual fija una única zona de combustión alimentada con combustible. Dado que varios de estos requerimientos son de naturaleza contraria, se persigue encontrar un compromiso global [19].

A pesar de que estas emisiones se han ido reduciendo a lo largo de las últimas décadas, los límites de NO_x se han endurecido en gran medida. Este contaminante se produce principalmente por las condiciones de operación del motor, es por ello que desarrollar una nueva

estrategia de inyección y quemado es primordial para poder cumplir con futuras regulaciones. La estrategia de combustión de este trabajo, Lean Direct Injection (LDI), se centra en reducir estas emisiones de NO_x mediante el uso de una mezcla de combustible muy pobre. Es este mismo factor el que genera una alta inestabilidad de la combustión, ya que se encuentra muy cercano al punto de apagado de llama. Por ello, el estudio de la dinámica de fluidos es crítico en estos quemadores.

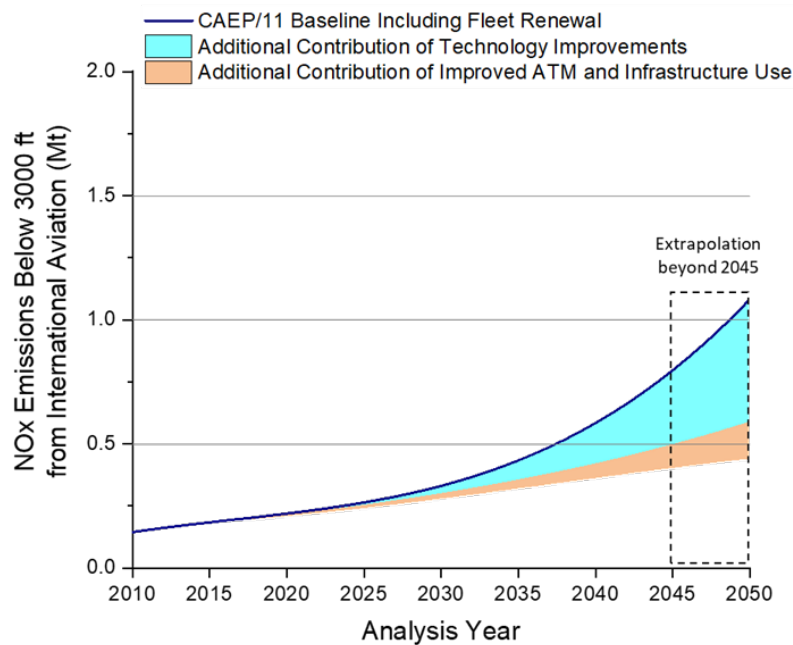


Figura 1.2: Evolución de las emisiones de NO_x en los últimos años y perspectivas de futuro.

Existen multitud de estudios y maquetas simplificadas referidas al LDI, para este estudio se toma como referencia el quemador CORIA [4], para el cual existen datos experimentales que serán de gran utilidad para validar los resultados obtenidos. Debido al alto coste de la experimentación en estas maquetas, el empleo de metodología CFD ha sido clave para poder avanzar con buen ritmo en este campo. Gracias al avance del software y el gran salto de rendimiento de potencia de cálculo en los últimos años cada vez es posible hacer simulaciones de alta fidelidad de manera más precisa y efectiva.

Dentro de las ramas de la simulación se emplea metodología con ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por Reynolds (RANS), donde el flujo promediado es modelado y posteriormente los efectos de la turbulencia son implementados mediante distintos modelos. Estos son útiles para observar los fenómenos de interacción de turbulencia y spray.

1.2. Objetivos

El principal objetivo de este trabajo es recopilar el conjunto de herramientas necesarias para modelar el flujo no reactivo de dos fases en un quemador académico con tecnología LDI mediante aproximación RANS y con software de código abierto. Posteriormente se caracterizan los modelos buscando las influencias en la generación de estructuras turbulentas, atomización del combustible y evaporación en la formación de la mezcla de combustible-aire.

Para poder llevar a cabo el estudio es necesario un previo y extenso trabajo de documentación, ya que la tecnología y el estado del arte es muy novedoso y está en rápida evolución. Asimismo, hay un importante trabajo de aprendizaje con el CFD, ya que, aun teniendo conocimiento adquirido a lo largo del grado, no era suficiente para realizar las áreas específicas requeridas por este trabajo.

Se profundiza en los objetivos en la sección 1.3, pero hay que notar que gran parte del enfoque se hace cara a la futura maqueta real del DMMT, la cual se necesita una metodología fiable de CFD, que va en paralelo siempre a los ensayos experimentales.

1.3. Metodología

La siguiente metodología se ordena de manera cronológica en función de su ejecución, aunque para el correcto cumplimiento de los objetivos establecidos ha sido necesario en varios casos volver atrás.

Preparación del entorno de trabajo

En primer lugar, sabiendo de los altos requerimientos que se necesitan para las simulaciones de CFD, el ordenador personal con el que se cuenta es actualizado en el campo del procesador. A efectos prácticos de rendimiento y de este trabajo, las especificaciones son:

Una vez la potencia de cálculo es establecida, se puede pasar a preparar el sistema operativo. Se comienza instalando la distribución de Ubuntu 22.04 en un Subsistema de Windows para Linux (WSL), esto permite convivir tanto Windows como Linux en la misma sesión del ordenador con una gran fluidez y flexibilidad. Una vez conseguido, se instala el software de OpenFOAM (V2212) y se verifica que todo funcione correctamente. En el apartado de Windows simplemente se instala ANSYS para estudiantes y Paraview, con la facilidad que caracteriza la interfaz de usuario de este sistema operativo.

Tabla 1.1: Especificaciones del ordenador

Componente	Modelo
Sistema Operativo	Windows 10 Home
Procesador	AMD Ryzen 7 5700X (16 hilos, Overclock 4.8 GHz)
RAM	Corsair Vengeance LPX DDR4 (2 x 16 GB, Overclock 3666 MHz)
Disco	Samsung SSD 970 PRO NVMe 512 GB

Toma de contacto con OpenFOAM

A pesar de contar con amplia experiencia en el ámbito del CFD gracias a las prácticas y algún trabajo realizado en el grado, el salto a código abierto es muy importante. Desde el manejo de todo a través de terminal, característico de Linux, a la gran flexibilidad que OpenFOAM ofrece, que dista ampliamente de los parámetros fijos que se pueden modificar en otros softwares comerciales más comunes, la curva de aprendizaje es bastante pronunciada.

Es necesario comenzar leyendo la ayuda del programa e inmediatamente realizar los tutoriales que incluye. Aun así, hay muchos campos que son confusos o asumen y, por lo tanto, saltan muchos pasos. Es aquí donde entra en juego la gran comunidad que OpenFOAM tiene detrás, donde la mayor parte de las dudas ya han sido planteadas o resueltas. Un simple error, que puede consistir únicamente en que un formato sea incorrecto, puede acarrear innumerables horas perdidas tratando de buscar el fallo.

Búsqueda y asimilación de literatura

El tiempo empleado para este apartado es bastante conciso, el tema tratado es muy específico y las directrices dadas por el tutor son muy claras, la información está dispuesta y lista desde el primer momento. Los campos estudiados han sido previamente vistos a lo largo de distintas asignaturas y únicamente se profundiza en los aspectos más complejos y punteros en lo que estado del arte se refiere.

Los datos del laboratorio CORIA, tesis previas del Departamento de Máquinas y Motores Térmicos (DMMT) y bibliografía a lo largo de la red de estrategias LDI son de gran ayuda y facilitan un rápido procesamiento de todo ello en conjunto.

Generación de la geometría del quemador

De los datos recibidos por DMMT únicamente es necesario realizar ligeras modificaciones para ayudar el posterior mallado y simulación. Una vez obtenido el archivo .STEP se exporta al Workbench de ANSYS. Mediante la herramienta SpaceClaim se define el dominio y volúmenes de control. Finalmente, con la herramienta Meshing se genera la malla.

Simulación de fase gaseosa

Con la malla generada, se transforma para Openfoam, se verifica su adecuada calidad en el propio software y finalmente se ejecuta el código. Este apartado requiere de muchas iteraciones y tiempo hasta que se consigue una simulación exitosa.

Dada la inexperiencia con el entorno de trabajo, es necesario volver a la documentación y foros de internet para lograr superar los incesantes errores que aparecen. Se reajusta el caso en múltiples ocasiones para conseguir un mejor funcionamiento y resultados fidedignos. Esto es algo recurrente a lo largo de todo el trabajo.

Tras un arduo trabajo, tanto por parte de máquina como humano, se llega a unos resultados que verifican los experimentales y se corrobora cualitativamente que todo es correcto.

Simulación de multifase (gas+líquido)

Se procede de manera similar a la simulación de fase gaseosa, se ajusta el solver y las condiciones de contorno de cara a replicar las encontradas en a la futura maqueta construida en el DMMT. El postprocesado de esta sección es muy amplio y complejo, por limitaciones de tiempo no se puede profundizar todo lo posible, ya que el aprendizaje de las herramientas para ello es nuevamente complejo.

Aparece en esta parte grandes problemas con el software. Distintas versiones tienen distinto funcionamiento y se realizan cambios de distribución para lograr el funcionamiento de la simulación.

Análisis y obtención de conclusiones

Con todos los cálculos realizados se realiza un exhaustivo análisis, tanto del trabajo realizado como de los resultados obtenidos. Asimismo, se tratan posibles y futuras líneas de trabajo, tanto con los datos obtenidos como siguientes etapas.

Capítulo 2

Marco teórico

Contenido

2.1. Dinámica computacional de fluidos	10
2.1.1. Introducción	10
2.1.2. Ecuaciones de Navier-Stokes	10
2.1.3. Modelado de la turbulencia	11
2.2. Sprays - Chorros	14
2.2.1. Introducción	14
2.2.2. Atomización y división	14
2.2.3. Arrastre y deformación de gota	16
2.2.4. Interacción gota-turbulencia	17
2.2.5. Colisión y coalescencia de gota	17
2.2.6. Proceso de evaporación	18
2.2.7. Modelado de la inyección	19
2.3. Quemadores de gas	20
2.3.1. Estado del arte	20
2.3.2. Lean Direct Injection (LDI)	22

2.1. Dinámica computacional de fluidos

2.1.1. Introducción

La dinámica de fluidos computacional (CFD) se encarga del análisis y resolución de sistemas donde están presentes la transferencia de calor, flujo de fluidos y fenómenos asociados a ellos. Un buen código de CFD permite investigar configuraciones donde un experimento convencional podría ser complejo o extremadamente complejo de realizar, rebajando a la vez el coste de desarrollo de nuevos diseños [26].

Es por estos motivos que la industria aeronáutica ha integrado esta metodología desde hace varias décadas, siendo actualmente una herramienta imprescindible para el desarrollo y análisis de rendimiento paramétrico de turbinas de gas.

2.1.2. Ecuaciones de Navier-Stokes

Estas ecuaciones gobiernan la conservación de masa, momento, energías y especies. Para el caso que nos concierne se tiene que estas son:

Ecuación de conservación de la masa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = T.F. \quad (2.1)$$

El término fuente ($T.F.$) se refiere a la rapidez neta de producción de masa por unidad de volumen como consecuencia como, por ejemplo, de reacciones químicas. En muchos problemas este término suele considerarse nulo.

Ecuación de conservación de la cantidad de movimiento

$$\rho \left(\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_i \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \left(\frac{\partial \tau_{ii}}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ji}}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ki}}{\partial x_i} \right) + \rho B_i \quad (2.2)$$

En estas ecuaciones aparece el término fuente ($T.F.$), que se refiere a la rapidez de producción de masa por unidad de volumen, y los esfuerzos de Reynolds (τ), asociados a las fuerzas

superficiales, los cuales necesitan ser modelados para obtener cierre del problema y tener en cuenta los efectos de turbulencia. Aparece también un término B, referido a las fuerzas másicas. Esta última ecuación se emplea también para flujos compresibles y no se limita a fluidos Newtonianos.

Ecuación de conservación de la energía

$$\rho C_p \left(\frac{\partial T}{\partial t} + u_i \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) - \left(\frac{\partial p}{\partial t} + u_i \frac{\partial p}{\partial x_i} \right) = k \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x_i^2} \right) - \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho T \sum_{I=1}^N C_{pi} Y_I V_{Ii} \right) + \phi + T.F. \quad (2.3)$$

Aquí el término fuente engloba las componentes en las que aparece la entalpía de formación de especies ($\Delta h_{I,i}^o$). Aparece también la función de disipación ϕ , representando el calor generado por disipación del trabajo de las fuerzas de rozamiento, proporcional a la viscosidad y al cuadrado de la rapidez de formación.

Ecuación de conservación de las especies

$$\rho \left(\frac{\partial Y_I}{\partial t} + u_i \frac{\partial Y_I}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho Y_I V_{Ii}) = T.F. \quad (2.4)$$

Esta ecuación se aplica para las especies que componen el problema y en las direcciones definidas. Acorde a la Ley de Fick de difusión másica se tiene: $V_{Ii} = -\frac{D}{Y_I} \frac{\partial Y_I}{\partial x_i}$.

2.1.3. Modelado de la turbulencia

La turbulencia aumenta significativamente el momento, la energía y la mezcla de especies a lo largo de los procesos convectivos generados en los vórtices, los cuales tienen una gran escala tanto temporal como espacial. Existen tres tipos de tratamientos para esto: RANS, LES y DNS. Para este trabajo se escoge la metodología de ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por Reynolds (RANS). Esto se debe principalmente a que el coste computacional del LES es muy elevado, sin mencionar DNS, que aun hoy en día es prácticamente prohibitivo incluso para las simulaciones más simples [24].

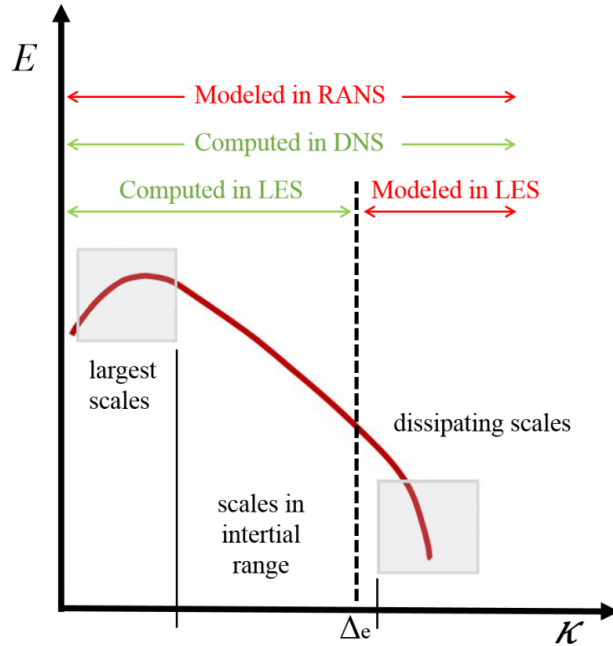


Figura 2.1: Comparación de metodologías empleadas para distintas escalas.

Profundizando en RANS, esta aproximación únicamente considera la influencia de la turbulencia de las propiedades medias del flujo. Debido a esto y como se puede observar en la imagen inferior, las variables se mantienen constantes para un tiempo dado. Las componentes instantáneas del flujo se descomponen en el valor medio y fluctuante, las cuales derivan en términos de ordenes superior que necesitan de ecuaciones de transporte adicionales para ser modelados. Como se ha mencionado antes, el bajo coste computacional de esta metodología la ha convertido en un pilar fundamental en las últimas cuatro décadas.

Existe una variación denominada U-RANS, la U denota que el caso no es estacionario, es decir, transiente. Esta aproximación se usa para la multifase como se ve más tarde en la ejecución de la simulación.

Modelo $k - \omega$ SST

En este subapartado se detalla el modelo de turbulencia empleado para este trabajo, el $k - \omega$ SST. Este consiste en un modelo lineal de dos ecuaciones. Los parámetros de estas son, como el propio nombre denota, k para la energía cinética y ω para la velocidad de disipación específica. La denominación SST se refiere al transporte de esfuerzo cortante en inglés.

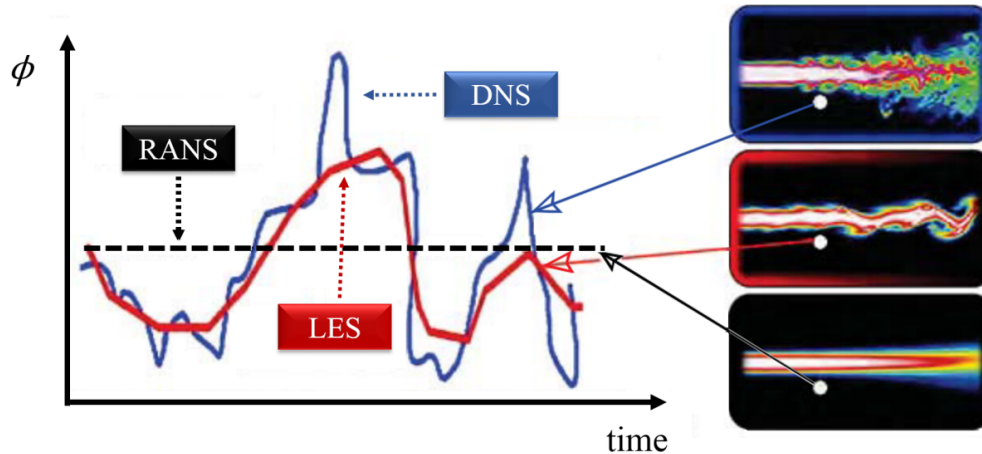


Figura 2.2: Evolución de la variable monitorizada con el tiempo para distintas metodologías.

Las ventajas de este modelo frente al $k - \omega$ estándar se focalizan en las condiciones de separación de la capa límite y de los gradientes de presión crítica, los cuales ocurren cuando la generación de energía cinética es superior a la disipación ($k > \omega$). Logra esto funcionando como un híbrido entre los modelos $k - \epsilon$ y $k - \omega$, empleando el primero para las partes más alejadas del flujo y el segundo para las zonas donde está presente la capa límite.

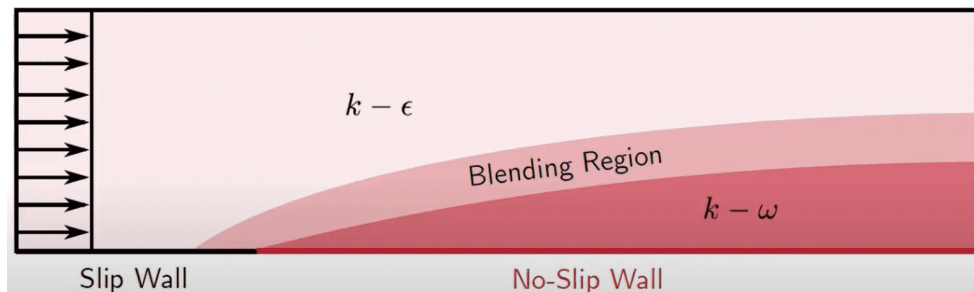


Figura 2.3: Elección de modelo empleado dependiendo de la zona de la capa límite.

Entrando más en la naturaleza de este modelo podemos observar las fórmulas que emplea: La Ecuación 2.5 corresponde al transporte de energía cinética turbulenta k , la Ecuación 2.6 define el transporte de disipación de la energía cinética turbulenta ω . Las últimas ecuaciones se refieren al tensor de esfuerzos de Reynolds y a la viscosidad turbulenta, respectivamente (2.7 y 2.8).

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i k}{\partial x_i} = \sigma_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{Pr_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) - \rho \epsilon + S \quad (2.5)$$

$$\frac{\partial \rho \epsilon}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i \epsilon}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{Pr_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) - c_\epsilon \rho \epsilon \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \frac{\epsilon}{k} \left(c_{\epsilon 1} \sigma_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - c_{\epsilon 2} \rho \epsilon + c_s S_s \right) - \rho R \quad (2.6)$$

$$\sigma_{ij} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3} \left(\partial_{ij} p k + \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \quad (2.7)$$

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k}{\omega} \quad (2.8)$$

2.2. Sprays - Chorros

2.2.1. Introducción

Aunque bien se puede incorporar parte de este apartado en CFD, debido a la especificidad del tema en general y en concreto en el estudio se trata a parte.

Los sprays se definen como flujos de dos fases, los cuales incluyen gotas (líquido) inmersos en un fluido (gas). En quemadores de gas, debido a la naturaleza poco volátil del combustible, estos chorros necesitan ser atomizados en un gran número de gotas de pequeño tamaño. Podemos entonces separar los procesos que atraviesa el líquido del spray en: Atomización y división, arrastre y deformación, interacciones gota-turbulencia, colisión y coalescencia de gotas y evaporación del spray.

2.2.2. Atomización y división

Existen dos etapas de atomización: Primaria y secundaria.

Primaria

La atomización primaria deriva en la formación de una lámina líquida, estos procesos están gobernados por la velocidad relativa entre el líquido y el gas circundante, junto a las propiedades físicas de ambos fluidos [32]. Cuando se incrementa la velocidad inicial de la lámina líquida, esta se expande formando un borde de ataque donde existe un equilibrio entre fuerzas de inercia y tensión superficial.

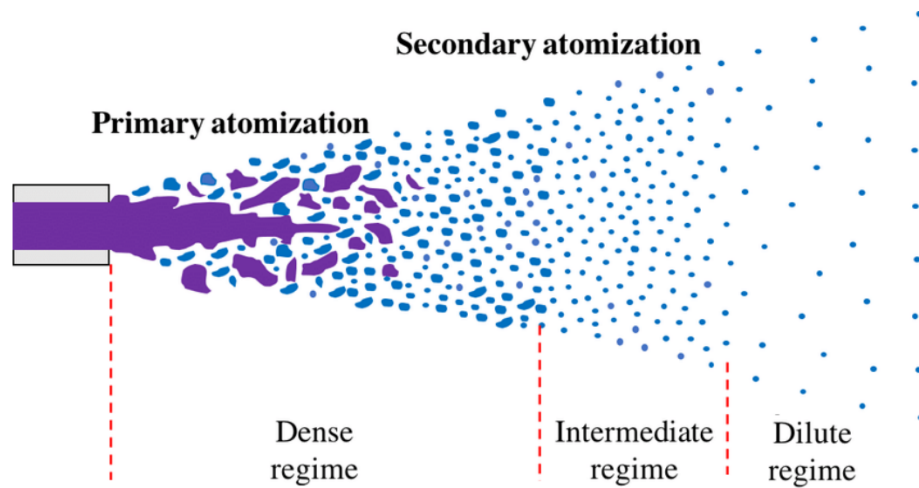


Figura 2.4: Etapas de la atomización.

Ahora, cuando las velocidades de inyección son bajas, la tensión superficial causa que este borde se retraiga a una lámina más gruesa, esto genera gotas de gran tamaño y algunas pequeñas. Cuando se incrementan estas velocidades, aparecen ondas en la lámina, lo cual conllevan una desintegración mas irregular, acarreado por lo tanto tamaños de gota muy dispares. Finalmente, para velocidades aun superiores de inyección, se generan muchos agujeros en la lámina y de nuevo tamaños variantes de gota. Los tres tipos de velocidades se muestran en la Figura 2.5.

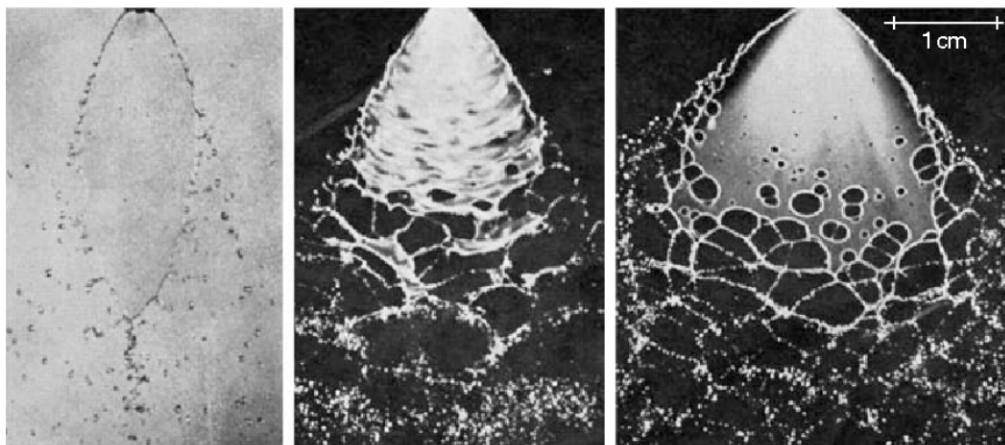


Figura 2.5: Sprays para distintas velocidades de inyección.

Secundaria

Una vez la lámina líquida se ha desintegrado la atomización sigue gobernada por los mismos balances de fuerza, sin embargo, esta fase es muy distinta a la anterior debido a la forma de las gotas [30]. La velocidad relativa entre las gotas y el aire circundante (fuerza aerodinámica) causa que estas se subdividan nuevamente en gotas más pequeñas, por otro lado, la tensión superficial causa que las gotas retengan su forma esférica [31].

Estos mecanismos se pueden caracterizar a través del número de Weber, que relaciona la fuerza disruptiva aerodinámica con la que consolida la tensión superficial [13]. De la siguiente manera:

$$We = \frac{\rho_g \|w\|^2 d_l}{\sigma_l} \quad (2.9)$$

Donde ρ_g es la densidad del aire, w es la velocidad relativa. Donde ρ_g es la densidad del aire, w es la velocidad relativa líquido-gas, d_l es el diámetro de gota y σ_l es la tensión en la frontera de la gota.

2.2.3. Arrastre y deformación de gota

Las propiedades del líquido como localización, velocidad, y penetración de las gotas en el medio están influenciadas por la aceleración experimentada, la cual depende en el arrastre de las gotas. Asimismo, las gotas están sujetas a cambios de forma durante el proceso de ruptura, lo cual también genera cambios en la fase gaseosa. Por ello, las variaciones de drag (arrastre) deben ser monitorizadas atentamente para predecir las propiedades resultantes.

La cuantificación del arrastre se determina en función del número de Reynolds de la gota [18]:

$$C_{D,Sphere} = \frac{24}{Re_d} (\theta_g^{-2,65} + \frac{Re_d^{\frac{2}{3}} \theta_g^{1,78}}{6}) \quad (2.10)$$

Con esto se puede calcular la siguiente fórmula:

$$C_D = C_{D,Sphere}(1 + 2,632y) \quad (2.11)$$

Donde y representa la distorsión de la gota: 0 cuando no existe y 1 cuando está completamente distorsionada. En estos casos el coeficiente de drag se asemeja al de un disco, el cual es 3.6 veces superior al de la esfera.

2.2.4. Interacción gota-turbulencia

La dispersión de las gotas en el gas turbulento genera una modulación de la intensidad de turbulencia que se asocia a las estructuras de vorticidad de gran escala. Las interacciones se causan principalmente por la modificación de las propiedades de turbulencia y el cambio en las velocidades de transporte entre especies. Visto de otra manera, parte de la energía cinética del gas es consumida en dispersar las gotas [11]. Asimismo, las estelas generadas por las gotas de mayor tamaño también pueden actuar como generadoras de energía turbulenta.

Para relacionar la magnitud de ambos fenómenos contrapuestos se emplea el número de Stokes, el cual relaciona el tiempo característico de una gota suspendida en el flujo y la escala temporal asociada a los vórtices:

$$St = \frac{\tau_m}{\tau_F} = \frac{\rho_l d_l^2}{18\mu\delta \|w_s\|} \quad (2.12)$$

Donde w es nuevamente la velocidad relativa gas-líquido y τ es el tamaño característico de la estructura. De esto se puede concluir que las gotas con bajo número de Stokes tienden a seguir las líneas de corriente y dispersarse, mientras que las que tienen un número alto están dominadas por la inercia, donde los vórtices no tienen tiempo para influenciarlas como se puede observar en la imagen.

2.2.5. Colisión y coalescencia de gota

Existen 4 mecanismos de colisión principales: rebote, coalescencia, separación y fragmentación. Los nombres son auto explicativos, pero recientes estudios han encontrado subcategorías en las cuales no se profundizará [2].

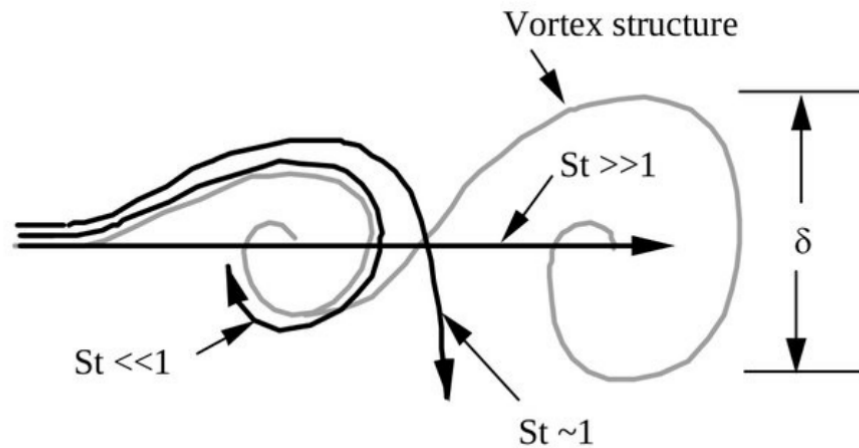


Figura 2.6: Trayectoria de las gotas para distintos números de St .

Los principales parámetros que caracterizan los fenómenos de colisión se categorizan con 5 números adimensionalizados: Reynolds (Re), Weber (We , de colisión y fase gaseosa), ratio del diámetro de gota (l) y parámetro de impacto (x). Resumiendo, las conclusiones en el gráfico inferior (siendo el eje x el número de Weber previamente visto y el eje Y el parámetro de impacto siendo 0 una colisión frontal y 1 una colisión tangencial) a menor velocidad relativa se tiene que la tensión superficial es mayor que la inercia, habiendo coalescencia para cualquier valor de impacto. Sin embargo, según se incrementa el número de Weber la inercia domina y por lo tanto las gotas se estiran o se reflejan, dependiendo nuevamente del parámetro de impacto. Finalmente, con números de Weber muy elevados las dos gotas chocantes se fragmentan en otras aún más pequeñas.

2.2.6. Proceso de evaporación

Esta categoría es la que más condiciona la ignición, combustión y generación de contaminantes, por lo tanto, no se estudia en profundidad en este trabajo. Basta con mencionar que la energía necesaria para el proceso se transfiere desde el gas en manera de calor por conducción, convección y radiación. Esto causa una transferencia de masa convectiva y difusiva del vapor del combustible en el gas. Durante la transferencia de calor, las gotas se calientan y pierden masa debido a la vaporización y difusión del gas circundante.

Los ratios de transferencia de calor y masa están afectados por el número de Reynolds

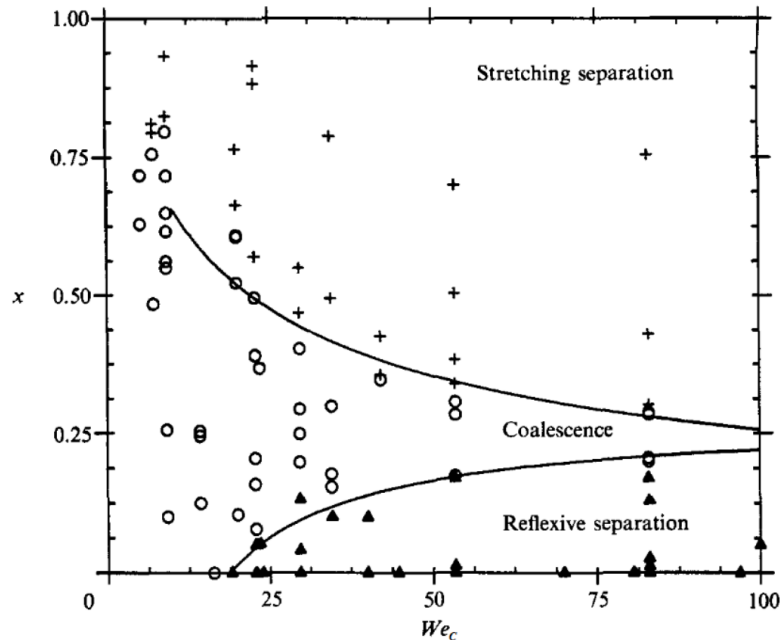


Figura 2.7: Comportamiento de las gotas en función del número de We y parámetro de impacto.

de gota como se ha analizado previamente en el trabajo. Debido al alto coste computacional para el CFD solo se tienen en cuenta dos modelos [25]: 1) Modelos de conductividad líquida infinita; la caída de temperatura varía en el tiempo, pero es uniforme y 2) Modelos de conducción límite; consideran el proceso de calentamiento transitorio en la gota.

2.2.7. Modelado de la inyección

Los fundamentos físicos y mecanismos detrás del modelado son complejos y aún en gran medida desconocidos, por lo tanto, fuera del ámbito de este trabajo. Únicamente se dan unas pinceladas de las estrategias y modelos usados, sin entrar en físicas.

La aproximación que se usa para este trabajo es la de Euler-Lagrange (EL), la cual es la más común en combustión de turbinas de gas para simular torbelliandores (swirlers). Con el método EL se realiza un seguimiento Lagrangiano de gotas discretas mientras que la fase portadora se computa mediante la estructura Euleriana convencional [12].

En lo referente al modelo empleado, se escoge el modelo de la Analogía de Ruptura de Taylor (TAB) [22]. Este se basa en la afinidad entre oscilación y deformación de una gota

con la de un sistema masa-muelle para modelar la ruptura y distorsión. De esta manera las fuerzas de tensión superficial, efectos de viscosidad y fuerzas aerodinámicas quedan reflejadas en sus análogos.

La ecuación básica que gobierna un oscilador armónico amortiguado es la siguiente:

$$m\ddot{x} = F - k_s x - d\dot{x} \quad (2.13)$$

Donde x es el desplazamiento de la gota con relación al punto de inicio, F representa las fuerzas de arrastre aerodinámico, k_s es la tensión superficial y d simboliza las fuerzas viscosas.

2.3. Quemadores de gas

2.3.1. Estado del arte

La tecnología que se emplea actualmente en los motores de avión es implementada hacia 1980 y está basada en la quema en régimen de mezcla rico, seguido de un apagado de llama rápido y finalmente otra combustión en régimen pobre (R-Q-L) [23].

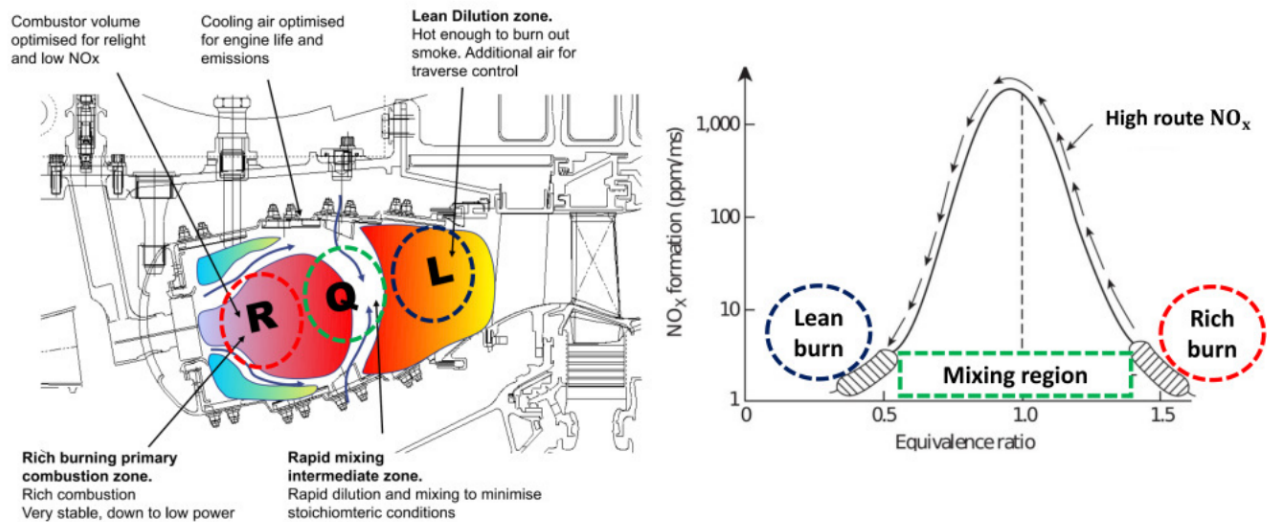


Figura 2.8: Funcionamiento de la tecnología RQL.

En estos sistemas la estabilidad de la combustión es generada por la región de quema rica en combustible, esta zona minimiza los NOx generados debido a las bajas temperaturas y concentraciones de oxígeno como se puede ver en la parte derecha de la imagen. Después, se fuerza una mezcla rápida en la región intermedia que evita ampliamente la generación de contaminantes (no es este el caso para los NOx) asociado a la formación local de una mezcla estequiométrica. Esta zona de transición se debe de monitorizar con cuidado para reducir los contaminantes de combustiones no terminadas como es el monóxido de carbono (CO), hidrocarburos no quemados (HC) y hollín. Finalmente, en la zona de quemado pobre el CO y HC son oxidados.

Esta tecnología ha sido muy útil a lo largo de los años y, aunque aún tiene margen de mejora, su potencial de reducir emisiones de NOx es limitada. Esto ha generado que se opte por otras estrategias de combustión basadas en quemado de dosado (mezcla combustible-aire) pobre, donde se trabaja con un exceso de aire para bajar la temperatura de llama. Dos de estos sistemas han sido los combustores anulares dobles (DAC) y los torbellinadores de premezcla anulares gemelos (TAPS).

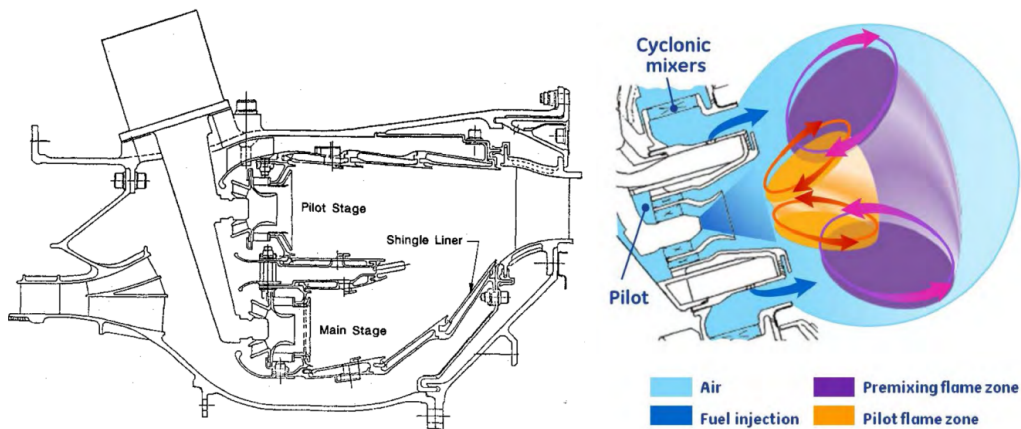


Figura 2.9: Sistema DAC (izquierda) y TAPS (derecha).

Los quemadores DAC, desarrollados por General Electric, se basan en tener dos zonas de combustión, una primaria optimizada para fases de alta potencia y otra gestionada por el piloto para el resto de las operaciones para baja potencia [3]. Esta tecnología tenía problemas en condiciones de operación mixtas, además la complejidad añadida al sistema hizo que se descartara rápidamente.

Los TAPS vuelven a la filosofía de un único combustor y actualmente existe algún modelo certificado que vuela con esta tecnología, la cual consiste en dos flujos remolinados co-anulares producidos por un inyector gestionado por el piloto y una inyección multipunto pobre [21]. Por un lado, la inyección del piloto sirve para el arranque y puntos de operación con baja potencia, mientras el mezclador principal consta de un ciclón y una cavidad con los distintos inyectores. La interacción de estos dos sistemas permite un amplio rango de operación [9].

Es por todo esto que se estudia una nueva estrategia, también de mezcla pobre, donde el aire altamente turbulento toma el protagonismo.

2.3.2. Lean Direct Injection (LDI)

Introducción

Como previamente se ha mencionado, LDI significa en inglés Inyección Directa Pobre, su esquema representa una de las principales alternativas para reducir los óxidos de nitrógeno (NOx) en los motores basados en turbinas de gas. En este esquema un flujo de aire altamente turbulento es introducido en la cámara de combustión, donde el combustible es inyectado en forma líquida y en una cantidad baja, cercana al límite de apagado de llama por dosado pobre. Debido a esto el líquido debe ser rápidamente atomizado, mezclado, vaporizado y encendido en la menor distancia posible.

La parte más crítica, y la que más está sujeta a análisis en este estudio, es la del torbellinador (swirler), ya que se encarga de generar toda la turbulencia. Es esa la que se encarga de parte del atomizado, la mezcla de las dos fases y la estabilidad de llama.

Concepto

El flujo turbulento en un quemador de gas convencional se genera principalmente por una inyección tangencial al flujo axial incidente o mediante álabes inclinados. Existen varios sistemas como se ven en la imagen inferior para generar esta turbulencia; inyectores con álabes helicoidales en el caso a, torbellinadores radiales en el caso b y swirlers tangenciales en el caso c [6].

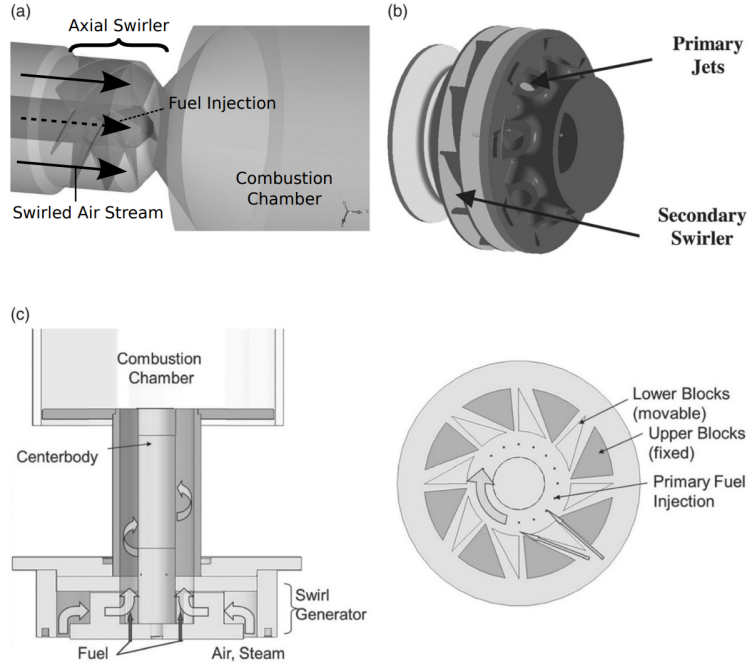


Figura 2.10: Tipos de generador de turbulencia.

En un quemador LDI el grado de mezcal se caracteriza mediante el número de Swirl(Sw), el cual se monitoriza exhaustivamente a lo largo de las simulaciones del trabajo [7]. Este número se define como la relación entre el flujo axial del momento tangencial con el momento axial del flujo junto al radio característico:

$$S_W = \frac{G_\theta}{G_x R} \quad (2.14)$$

Donde G_θ y $G_x R$ son respectivamente:

$$G_\theta = \int_0^R (U_\theta r) \rho U_x 2\pi r dr \quad (2.15)$$

$$G_x = \int_0^R \rho [U_x^2 - \frac{1}{2} U_\theta^2] 2\pi r dr \quad (2.16)$$

Con fines de simplificación y comparación se puede obtener el número de swirl definido a la salida del torbellinador como [15]:

$$S_w = \frac{2}{3} \tan \phi \quad (2.17)$$

Donde ϕ representa el ángulo de los álabes presentes.

Estructuras

Basados en el número de Swirl podemos encontrar dos tipos de flujo: aquellos con remolinos débiles ($S_w < 0.6$) incapaces de generar recirculación y flujos de remolinos fuertes ($S_w > 0.6$) donde se origina el fenómeno de ruptura de la burbuja de vórtice (Vortex Breakdown Bubble, VBB), el cual desencadena en la zona de recirculación central-toroidal (Central Toroidal Recirculation Zone, CTRZ).

Las principales ventajas de la generación de esta vorticidad son:

- Mejora del proceso de combustión por el flujo rotativo.
- Aumento de interacciones en los mecanismos de propagación de ignición.
- Desplaza el encendido aguas arriba, anclando la llama.
- Aumento del tiempo de residencia del flujo, ayudando la combustión y permitiendo reducir el tamaño de la cámara de combustión.

Por otro lado, las principales desventajas son:

- Demasiada rotación puede provocar efectos contrarios a los deseados perjudicando la periferia de la CTRZ.
- Cuando la CTRZ es demasiado amplia puede ocurrir el fenómeno de retroceso de llama en el sistema de inyección, el cual es extremadamente peligroso.
- A números de Swirl demasiado elevados pueden existir grandes perturbaciones que causen inestabilidades en la combustión.

Estudiando ahora las estructuras típicas generadas en la cámara de combustión, se pueden resumir en:

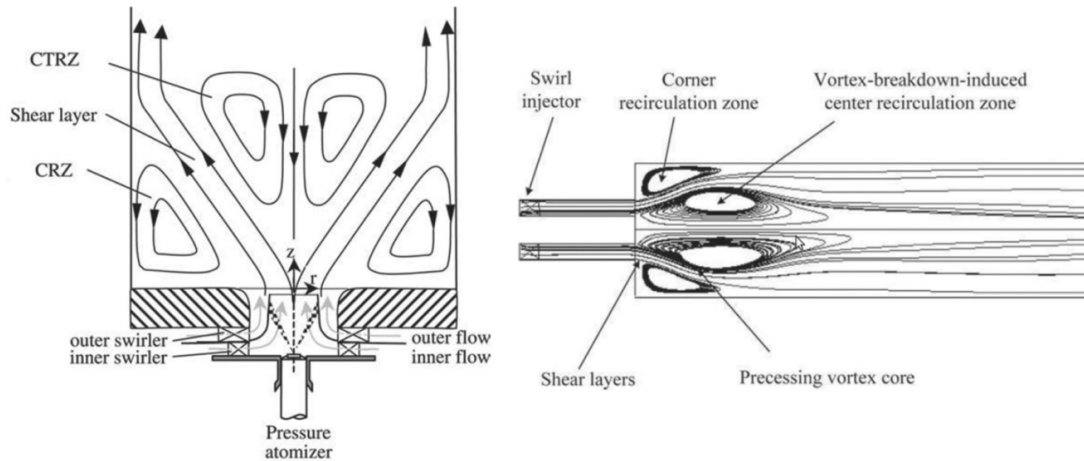


Figura 2.11: Estructuras de flujo presentes en un quemador.

Zona de Recirculación Central-Toroidal (CTRZ)

Esta región es la pieza fundamental para el funcionamiento de estos quemadores de gas. Esta CTRZ aparece para $Sw > 0.6$, es decir, alto número de vorticidad. La formación de esta zona es resultado tanto del gradiente de presiones formado por el swirller como de la expansión del flujo a través de la tobera de este. El conjunto de ambos fenómenos genera una disminución del gradiente de presiones radial y de la componente axial de la velocidad, lo que supone un gradiente axial negativo, con la consecuente recirculación. [17, 28].

Zona de Recirculación en Esquina (CRZ)

En quemadores confinados como es el caso LDI, la expansión abrupta en la tobera del swirller está parcialmente controlada por las burbujas de recirculación, que en la mayor parte de los casos están en las esquinas exteriores. [27, 14]

Núcleo del Vórtice de Precesión (PVC) y Burbuja de Rotura del Vórtice (VBB)

En el núcleo central del vórtice, tanto en la zona interna del swirller como en la CTRZ se generan perturbaciones, las cuales resultan en el PVC. La VBB se describe como la formación de un punto de estagnación libre y una zona de recirculación alrededor de un flujo en espiral en el núcleo, cuando este núcleo empieza a precesar alrededor del eje del quemador a una

cierta frecuencia, se generan inestabilidades hidrodinámicas. Esta frecuencia de precesión es función de la intensidad del remolino y el diseño del combustor.

El modo de inestabilidad asociado a la VBB se puede definir como el PVC. La estructura de este corresponde a un tubo de forma helicoidal localizado generalmente en la periferia de la CTRZ e induciendo una rotación del flujo local en la dirección del torbellino. Además, esta inestabilidad puede provocar oscilaciones significativas de la CTRZ, tanto en dirección axial como tangencial simultáneamente, altamente dependientes de las interacciones globales de la CTRZ y la CRZ [29].

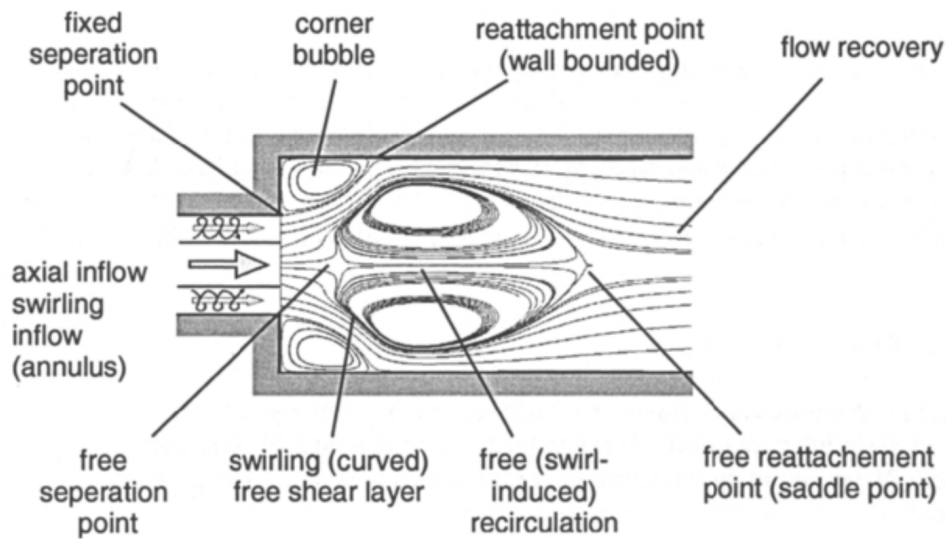


Figura 2.12: Ampliación de las estructuras de flujo presentes en quemadores.

Capítulo 3

Mallado

Contenido

3.1. Geometría	28
3.2. Configuración	29
3.2.1. Tamaños	30
3.3. Análisis de calidad de malla	31

3.1. Geometría

La geometría empleada, como ya se ha mencionado previamente, se basa en la del quemador CORIA [10], que posteriormente ha sido adaptado por el DMMT para replicar las condiciones exactas de la futura maqueta. El quemador consta de cuatro componentes principales: Un plenum que sirve para relajar el flujo, un sistema de swirler radial con inyector, una cámara de combustión de sección cuadrada (100 x 100 x 313 mm.) y finalmente una tobera de descarga convergente para evitar recirculaciones.



Figura 3.1: Dominio computacional.

El swirler radial cuenta con 18 conductos de inclinación 45° y un diámetro exterior de 20 mm. Este torbellinador se encarga de crear el flujo turbulento que ingresa en la cámara de combustión. La dirección axial es el eje z , mientras que los ejes x e y son las transversales.

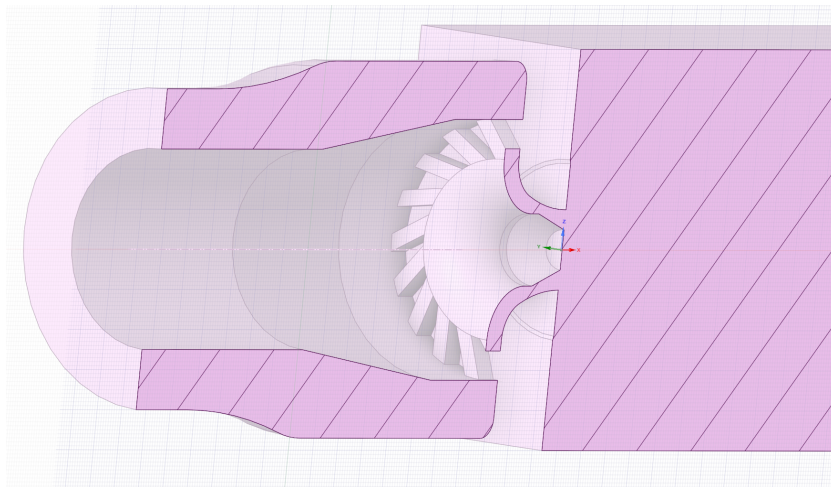


Figura 3.2: Vista con corte del dominio computacional.

3.2. Configuración

Siempre teniendo en cuenta la capacidad de cálculo se apunta a una malla de aproximadamente 1 millón de celdas, esto permite cierta agilidad con las simulaciones garantizando unos resultados fidedignos. La estrategia de mallado consiste en mallar todo el dominio con un tamaño base, pero teniendo 5 volúmenes de control donde se refina la malla.

Los volúmenes de control se muestran en las Figuras 3.3 y 3.4, en la que se puede ver el volumen rosa, que corresponde al plenum, el naranja al swirler y luego el verde a un cono para analizar con mayor detalle el efecto a la salida del swirler.

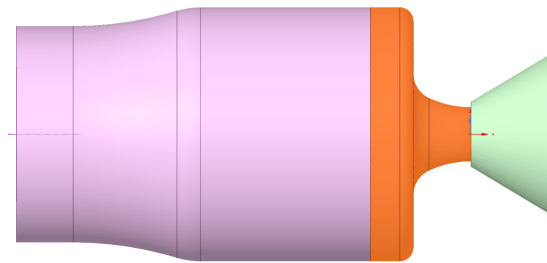


Figura 3.3: Volúmenes de control presentes.

Los dos volúmenes restantes corresponden al cubo verde de 40 mm, que se denomina CC y a la descarga, de color rosa.



Figura 3.4: Continuación de los volúmenes de control presentes.

3.2.1. Tamaños

Tabla 3.1: Parámetros de mallado

Zona	Tamaño (mm)	Factor Crecimiento (-)
Base	6	1.4
Plenum	3	1.2
Swirler	1.3	1.1
Cono	2	1.1
CC	3	1.2
Descarga	3	1.2

Las capas limites se deciden usar a lo largo de toda la geometría, ya que de otra manera OpenFOAM arrojaba problemas de calidad de malla. Para todas ellas se usa el parámetro de inflation de transición suave, un numero máximo de 4 capas y un factor de crecimiento de 1.2 con el algoritmo pre. Todo ello resulta en la siguiente malla.

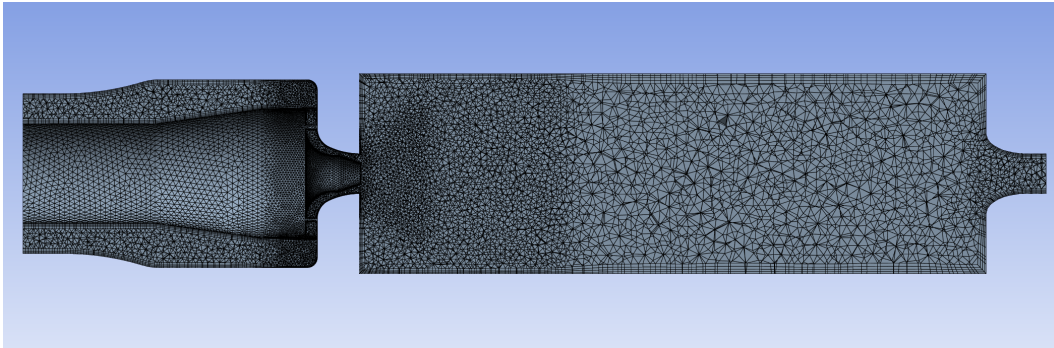


Figura 3.5: Corte de la malla final.

Cabe destacar que se usa Fluent como preferencia de solver, el orden de los elementos es lineal y el smoothing está configurado en alto. Todo esto de nuevo, para garantizar el éxito al exportar a OpenFOAM.

El número final de elementos es de 1 069 521 con 284 521 nodos, lo cual está muy cercano al número de 1 millón al que se apuntaba en primera instancia.

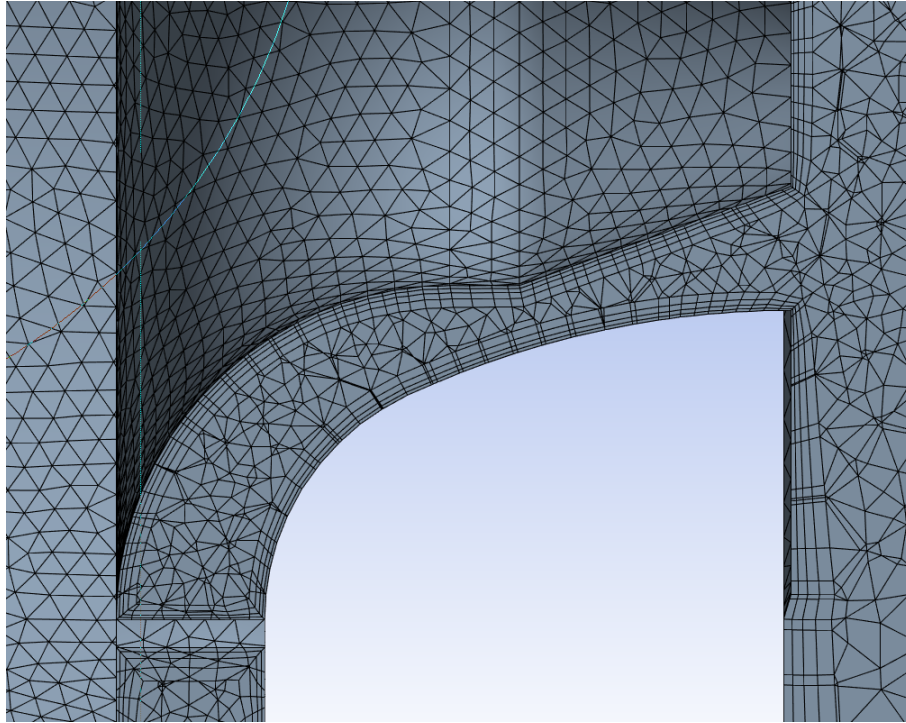


Figura 3.6: Detalle del swirler en la malla final.

3.3. Análisis de calidad de malla

Para comprobar que la calidad de malla es la adecuada se observan dos parámetros principalmente: Calidad ortogonal y asimetría (skewness). Se analizan ambos parámetros sobre todo en la sección del swirler, ya que es la más compleja desde un punto de vista geométrico, con muchas características pequeñas y aristas con ángulos afilados.

Siguiendo los parámetros de calidad de ANSYS se hacen ajustes de forma iterativa hasta que se alcanzan valores razonables para la zona complicada. Se obtiene un skewness máximo de 0.87, que entra dentro de la categoría aceptable y muy cercano a bueno. El valor de calidad ortogonal mínima es 0.15, que está de nuevo en la categoría aceptable.

Dentro ya de OpenFOAM se realiza otro análisis de calidad que arroja que todo es correcto, únicamente advirtiéndole que 24 caras exceden un ángulo superior a 70° , en este caso 70.6° , por lo que se concluye que la malla es correcta y la calidad adecuada. En un apartado posterior se realiza una independencia de malla para corroborar esto.

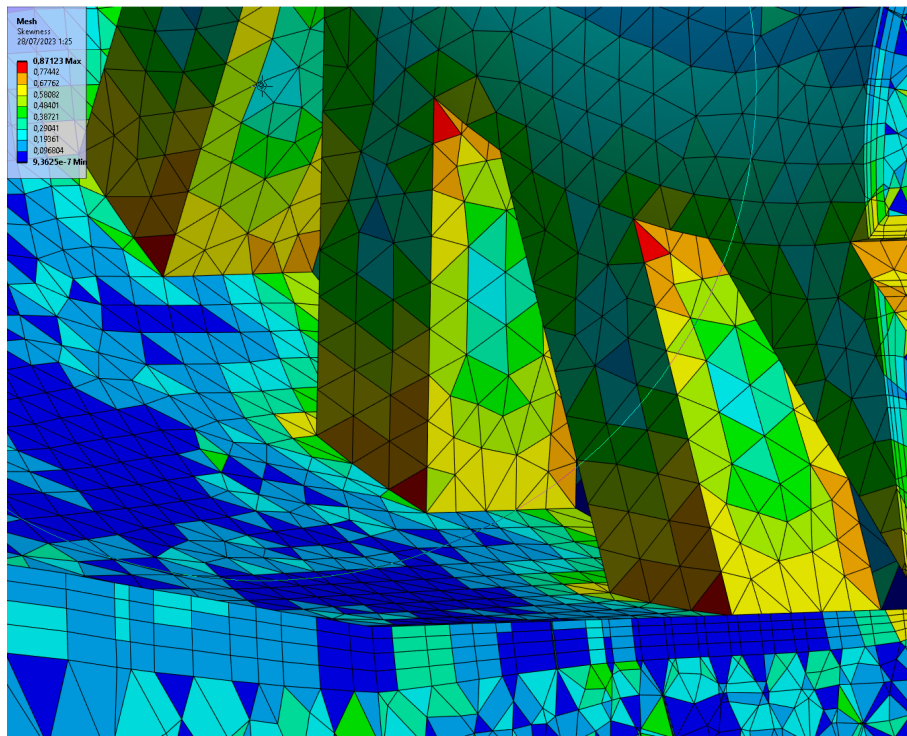


Figura 3.7: Representación de la calidad de malla en la zona del swirler.

Capítulo 4

Simulación de la fase gaseosa

Contenido

4.1. Introducción	34
4.2. Configuración	34
4.2.1. Carpeta 0	34
4.2.2. Carpeta Constant	35
4.2.3. Carpeta System	35
4.3. Independencia de malla	36
4.3.1. Malla inicial (1M)	36
4.3.2. Mallas de 0.5M y 2M de elementos	37
4.4. Resultados	39
4.4.1. Características del flujo	39
4.4.2. Número de Swirl	40
4.4.3. Perfiles de Velocidad	41

4.1. Introducción

La finalidad de esta simulación es la de poder comparar los resultados con los experimentales y calculados de la fase gaseosa en la tesis doctoral desarrollada en el DMMT [5].

El método empleado por OpenFOAM es el de volúmenes finitos y se aplicará el modelo de turbulencia k-w SST como ya se ha explicado previamente. La simulación es de régimen estacionario y se obtienen valores promediados. El modelo se implementa con alto número de Reynolds ya que la condición de y^+ de valor 1 no se consigue a lo largo de toda la geometría debido a su mallado, de todas maneras, los resultados gozan de validez debido a que se aproximan a las funciones de ley de pared.

4.2. Configuración

Los casos de OpenFOAM cuentan con 3 carpetas fundamentales: 0, Constant y System. La primera contiene las condiciones iniciales y de contorno del caso, la segunda las condiciones físicas y la tercera controla el proceso de solución.

4.2.1. Carpeta 0

Partiendo de las condiciones establecidas para la maqueta real, estas se replican para la simulación, siempre referenciándose a la wiki de OpenFOAM para emplear las condiciones mas óptimas. Las condiciones y valores son auto explicativas, por lo que para no extenderse se muestran en la Tabla 4.1:

Tabla 4.1: Condiciones de inicialización para el instante 0

Magnitud	Archivo en 0	internalField	inlet	outlet	walls
Presión	p	0	zeroGradient	fixedValue	zeroGradient
Velocidad	U	0.0082	flowRateInletVelocity rhoInlet 0.84	zeroGradient	noSlip
Energía cinética	k	0.11	fixedValue	zeroGradient	kqRWallFunction
Velocidad de disipación	omega	9	fixedValue	zeroGradient	omegaWallFunction
Viscosidad turbulenta	nut	0	calculated	calculated	nutkWallFunction

4.2.2. Carpeta Constant

En esta carpeta existen dos archivos; `transportProperties` y `turbulenceProperties`. En el primero se detalla el modelo de transporte, el cual es newtoniano debido a que el aire es un fluido con estas propiedades. En el segundo se escoge el tipo de simulación RAS, con el modelo k-w SST como ya se ha discutido previamente.

4.2.3. Carpeta System

Cuenta con 4 archivos, 3 de ellos son imprescindibles para que funcione el caso:

controlDict

Como el nombre indica controla la simulación, es aquí donde se escoge el solver, el formato de los datos o la forma de iniciar/parar la simulación.

Lo más destacable de este fichero es el solver empleado, `simpleFoam`, que deriva de sus siglas en inglés: Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations. Un solver no es más que un algoritmo que resuelve el problema de acople entre velocidad y presión. Atendiendo a las características del caso se escoge este ya que es el que mejor se adapta: incompresible, estacionario, turbulento y empleando volúmenes finitos.

decomposeParDict

Se encarga de dividir el caso en subcarpetas de tal manera que se pueda ejecutar de manera paralela. Para este trabajo se divide en 16, ya que corresponde al número de hilos del procesador.

fvSchemes

Define los esquemas de interpolación necesarios para resolver gradientes, divergencias, etc. Se emplean las del caso de referencia, salvo alguna excepción son todas del tipo `bounded Gauss upwind`. Cabe destacar que si la calidad de la malla fuera peor o excepcionalmente buena habría que cambiar los parámetros de corrección que vienen por defecto.

fvSolution

Especifica los algoritmos, especificaciones y tolerancias de cada uno de los solvers lineales, los cuales se encargan de la discretización. Lo más crítico de este archivo es el parámetro de

los factores de relajación, por defecto viene 0.9 pero para este trabajo se han bajado a 0.8, ya que con valores más altos la convergencia no era tan buena.

4.3. Independencia de malla

4.3.1. Malla inicial (1M)

Tras un tiempo de cálculo de 1.5 horas y 7850 iteraciones se llega a la convergencia. La validez de esta se comprueba con los parámetros aprendidos a lo largo del grado:

- Fenómenos espurios. Como se analiza más tarde en los resultados no se observa ningún fenómeno aerodinámico no esperado en las imágenes, por lo tanto, buen indicador.
- Variables monitorizadas. Se controlan los valores de gasto tanto a la entrada como a la salida del quemador, estos sufren una variación inferior al 1% en los últimos 250 steps monitorizados, otro buen indicador.
- Residuos. Como se aprecia en el gráfico debajo todos los valores de los residuales se encuentran en valores de 10^{-5} y se estabilizan al final, con una oscilación mínima, con esto se pudo finalmente corroborar la convergencia.

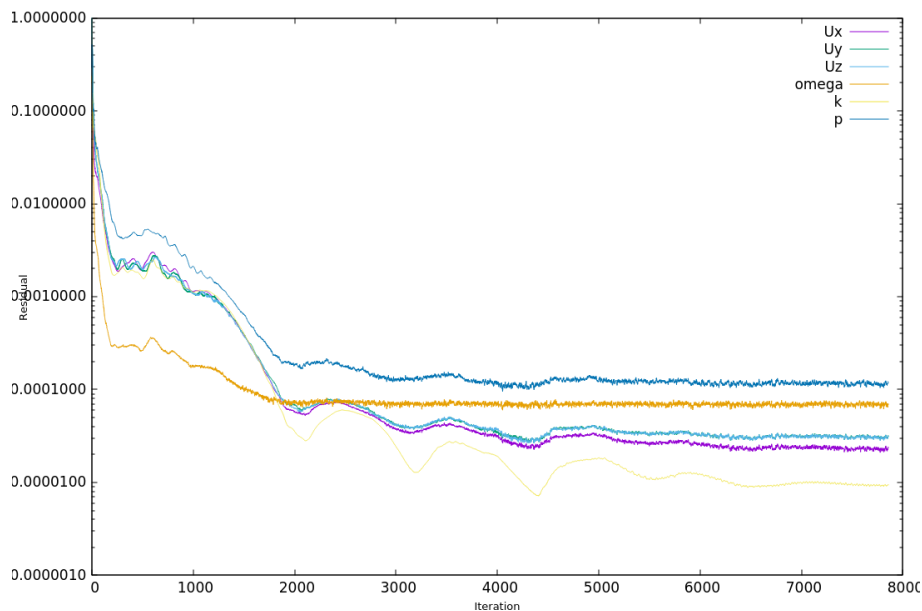


Figura 4.1: Evolución temporal de los residuos.

Gracias al postprocesado mediante el software Paraview se puede acceder a una representación gráfica de los resultados. Se emplea también MATLAB para el análisis de variables.

Una vez se da por satisfactoria la simulación de la malla original se pasa a realizar el estudio de independencia de malla. Este consiste en variar el tamaño de la malla, haciéndola más fina y gorda para comprobar que el tamaño de elemento no afecta al resultado, asegurando que los resultados obtenidos previamente y los futuros son fiables.

Siguiendo los criterios de la metodología CFD la malla se reduce en 0.5 veces y se aumenta en 2 veces respecto al número total de elementos, con esto se espera lograr mallas de 0.5 y 2 millones de elementos. Esto se logra escalando el tamaño de los elementos de manera proporcional. La malla de 0.5M tiene 517 684 elementos y la de 2M consta de 1 981 383 elementos.

4.3.2. Mallas de 0.5M y 2M de elementos

Se siguen los mismos parámetros que para la simulación 1M (1 millón de elementos). Cabe destacar que la simulación 0.5M tarda 8900 iteraciones en converger, con un tiempo de 0.62 horas, mientras que la de 2M finaliza con 30 200 iteraciones y demora 11.22 horas en completarse. Observando esta última se ve que hay cierto ruido cuando las variables se aplanan, esto se sospecha es debido a el exceso refinado en ciertas partes de la malla, ya que entraría en terreno de LES, con mayor número de elementos.

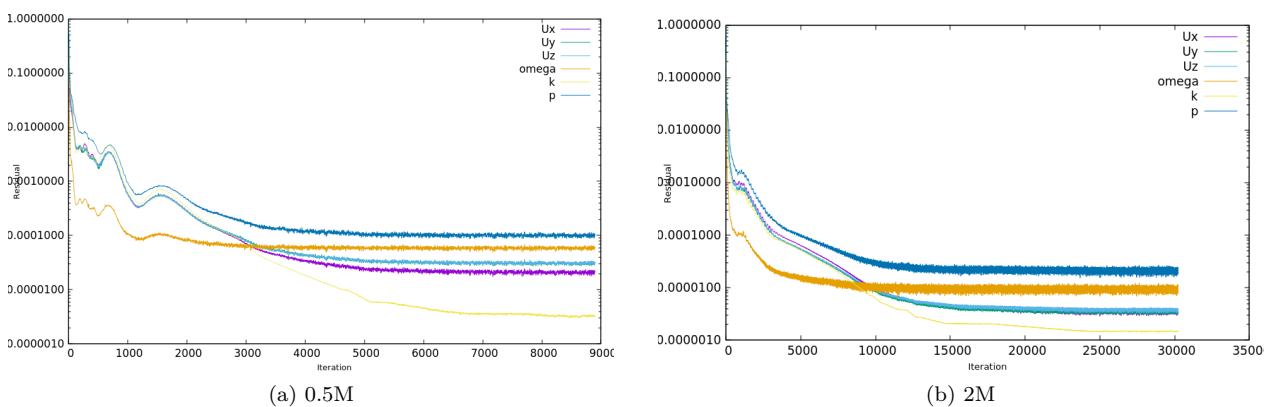


Figura 4.2: Evolución temporal de los residuos.

Se evalúan de nuevo los parámetros de: Características del flujo, número de Swirl y perfiles de velocidad. Con motivo de no extender en exceso la memoria y ya que los resultados son prácticamente idénticos a los mostrados en la sección 4.4, únicamente se estudia en detalle el número de Swirl.

En la la Figura 4.3 se plotea el numerador y denominador que componen el número de swirl, se aprecia que las magnitudes son superiores para los números de malla superiores como cabía esperar, esto es debido principalmente a que una malla mas fina capta mejor todas las características de la geometría. Aun así, es importante recalcar que los valores son del orden de 10^{-3} , por lo que las variaciones son ínfimas.

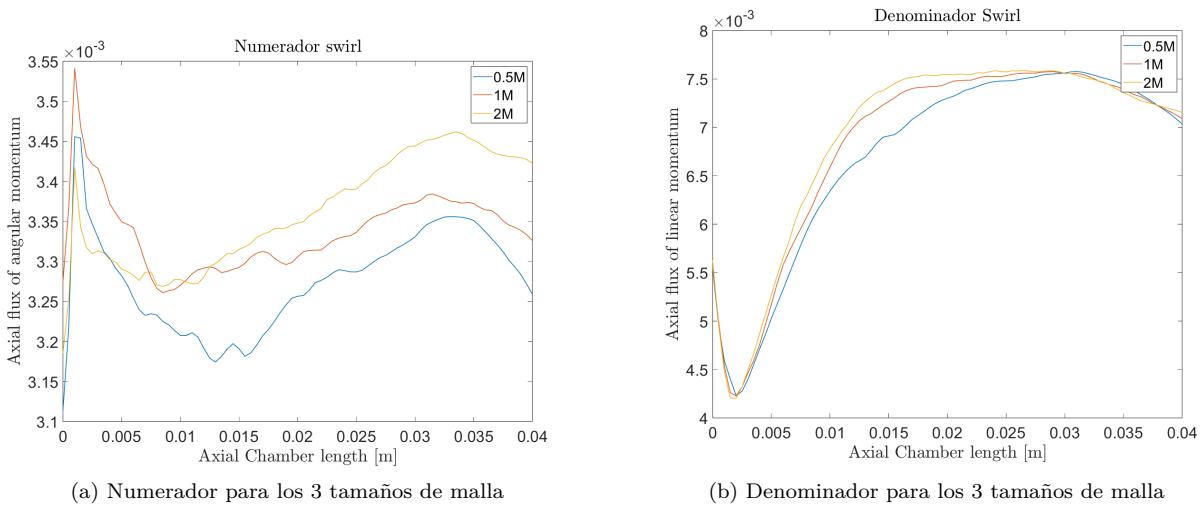


Figura 4.3: Evolución de las componentes del número de Swirl

Finalmente, representado el número de Swirl se ve que apenas hay cambio, las tendencias son las mismas y las magnitudes apenas sufren modificación. Con esto y los parámetros previamente analizados podemos concluir que la independencia de malla es válida y satisfactoria.

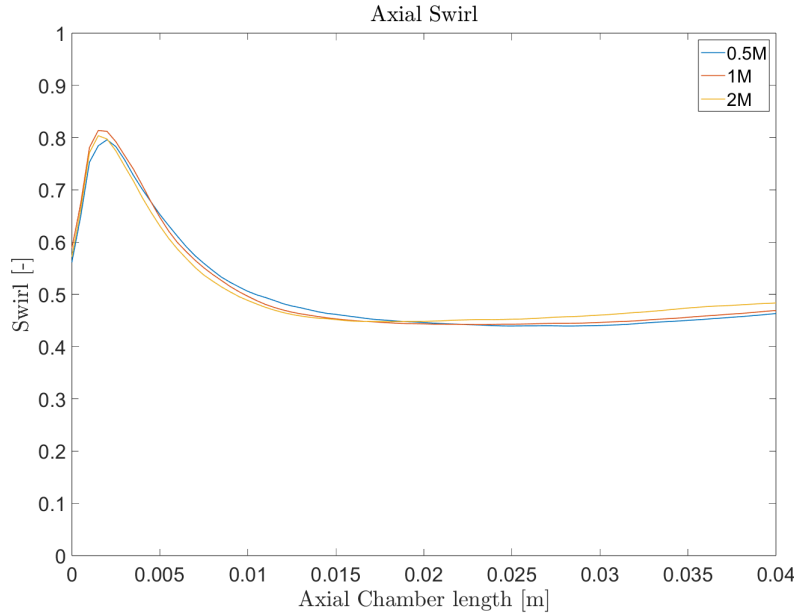


Figura 4.4: Evolución del número de Swirl para las 3 mallas.

4.4. Resultados

4.4.1. Características del flujo

Analizando las distribuciones de velocidad axial se encuentran similitudes con lo estudiado en la literatura previamente aparecen; 1) La burbuja de rotura del vórtice (VBB), que induce la zona de recirculación central-toroidal (CTRZ) con flujo invertido y un punto de estancamiento. 2) Zonas de recirculación en esquina (CRZ). 3) Fuertes capas de esfuerzos cortantes debidos al jet del torbellinador (SWJ) justo a la salida del swirler.

La VBB puede describirse como la formación de un punto estancamiento libre y una zona de recirculación con un flujo en espiral alrededor del núcleo. La ubicación axial del punto de estancamiento resulta del equilibrio entre el chorro central y el flujo inverso. El movimiento de swirl genera también un gradiente de presiones en dirección axial, el cual desencadena en la CTRZ. Con alto número de Swirl se desarrolla un fuerte acoplamiento entre las componentes axiales y tangenciales de la velocidad con el gradiente de presiones adverso [9].

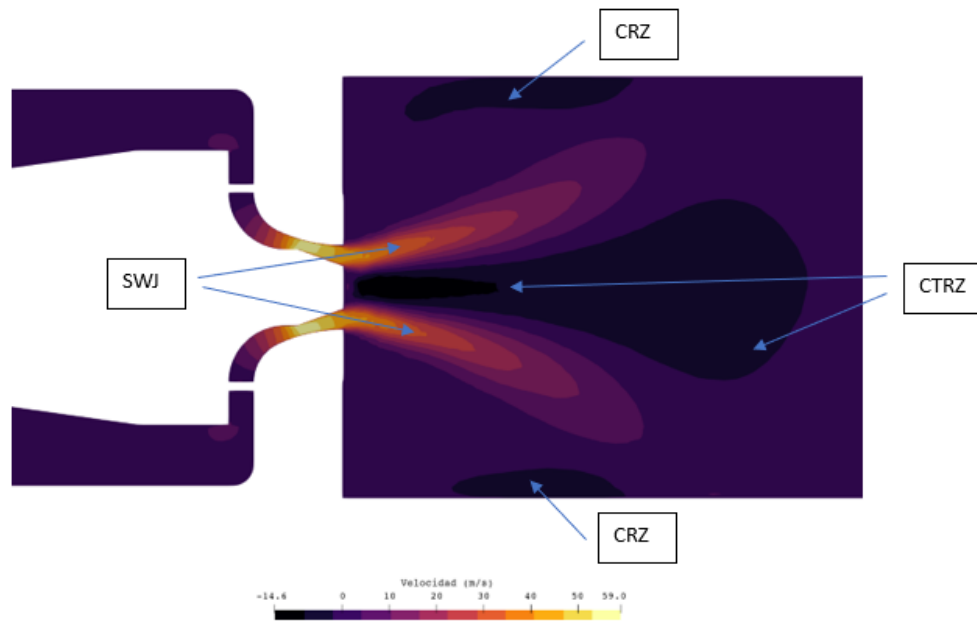


Figura 4.5: Características del flujo representadas con la velocidad axial .

A medida que las SWJ se expanden aguas abajo disminuye la velocidad tangencial como causa de la conservación del momento, esto genera una caída de la presión radial y el consecuente ensanchamiento de la CTRZ, la cual adquiere la forma de cuello de botella. En el caso de un quemador confinado como es el caso las SWJ también son las causantes de generar las CRZ.

4.4.2. Número de Swirl

Otro parámetro crítico para el análisis como se explica en el marco teórico es el número de Swirl, el cual representa el grado de turbulencia presente. A la salida del torbellinador se tiene un valor de 0.6 que aumenta rápidamente hasta 0.8, estos números superiores a 0.6 verifican la formación de la VBB. El valor sigue cayendo. El número de swirl se sigue evaluando hasta los 40 mm que, se recuerda, es donde termina el refinamiento del volumen de control CC. Cuando se rebasan aproximadamente los 7 mm el número de swirl ya no es suficiente para generar la VBB, pero sigue manteniendo un número alto de turbulencia como era esperado.

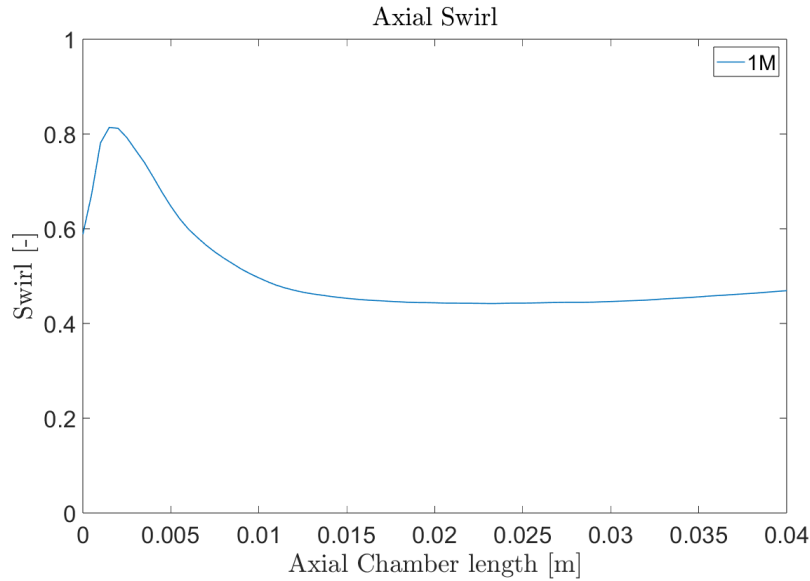


Figura 4.6: Evolución del número de Swirl a lo largo de la cámara de combustión.

4.4.3. Perfiles de Velocidad

Se seleccionan 5 estaciones para hacer un análisis de los perfiles de velocidad axial, radial y tangencial. Los valores para z/D (distancia axial adimensionalizada con el diámetro del swirler) escogidos son 0.25, 0.5, 1, 1.5 y 2. La velocidad para adimensionalizar los valores es de 59 m/s, que corresponde a la registrada a la salida del swirler. Finalmente, el valor x/D adimensionaliza la localización radial en la cámara de combustión.

En la Figura 4.8 se muestran las gráficas de cada estación, siendo la línea verde la velocidad axial, la roja velocidad radial y azul velocidad tangencial;

La velocidad axial presenta un pico para la estación 0.25, el cual se va aplanando a medida que avanzan las estaciones, esto se debe a expansión de la zona de recirculación en la región central. Los resultados muestran también velocidades negativas en las zonas de las esquinas y central, confirmando una vez más la recirculación.

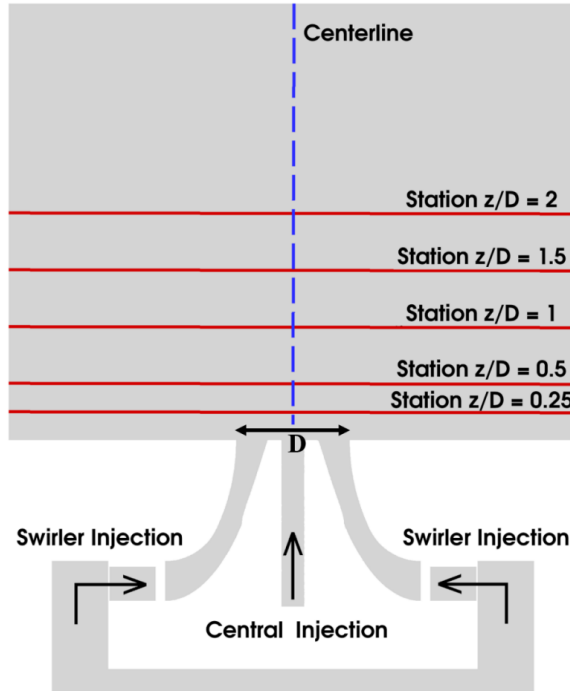


Figura 4.7: Esquema de las estaciones adimensionalizadas.

La siguiente velocidad mostrada es la radial, generada por el flujo entrante proveniente del torbellinador, propagándose desde el eje central al exterior por causa de la fuerza centrífuga. Esta velocidad presenta una magnitud menor a la axial y tangencial, lo cual implica que existe una expansión más rápida aguas debajo de la cámara de combustión.

Finalmente, la velocidad tangencial, el movimiento del flujo central en las primeras estaciones es similar a una rotación de cuerpo sólido y una estructura de vórtice libre. Aguas abajo el pico de velocidad se desplaza hasta el exterior, estableciendo un perfil de vórtice sólido. Se recalca de nuevo que la magnitud de la velocidad tangencial es mucho mayor que la radial, lo cual es esperado en quemadores con alto índice de turbulencia.

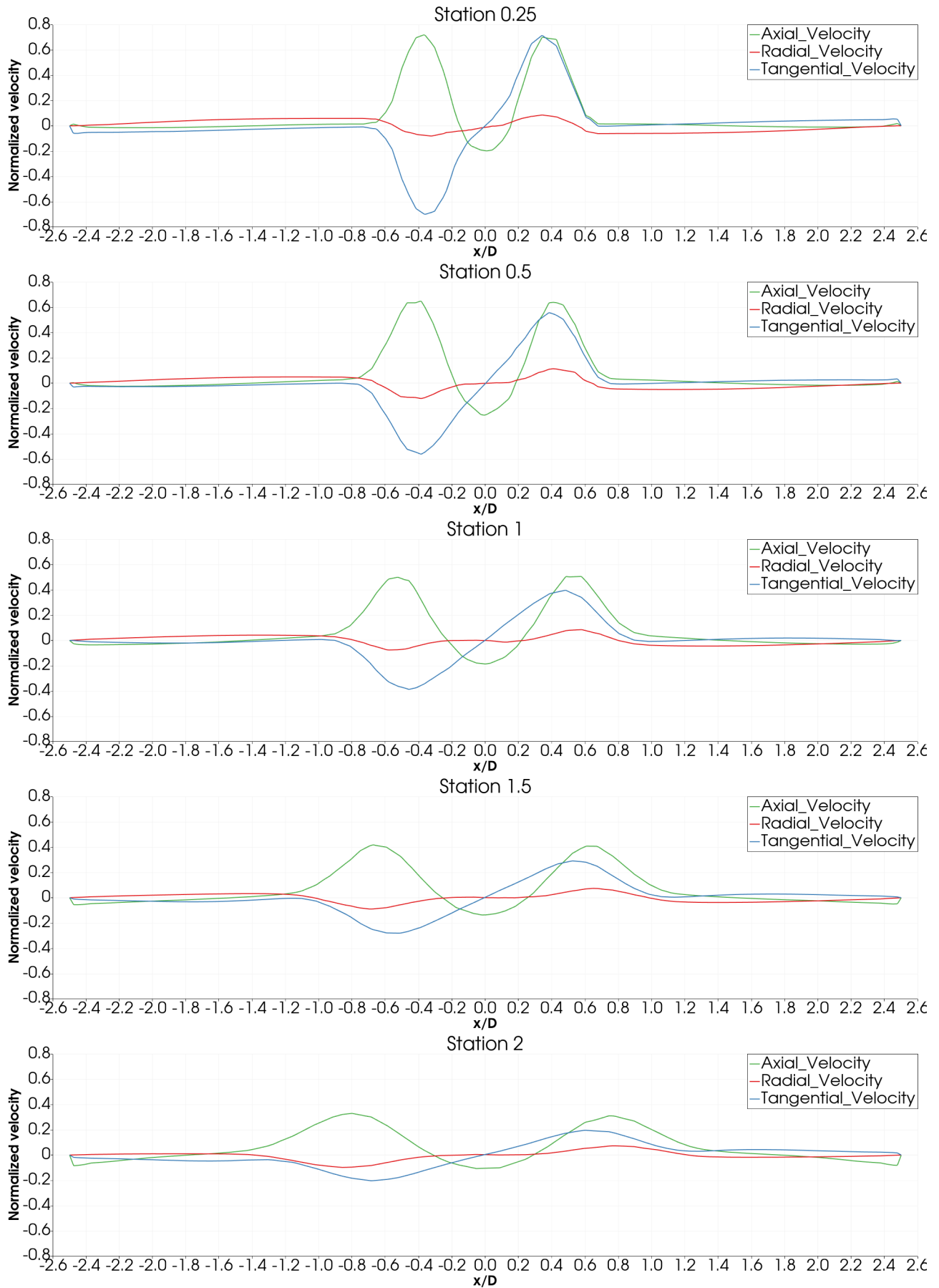


Figura 4.8: Distribución de la velocidad normalizada a lo ancho de la cámara de combustión.

Capítulo 5

Simulación de inyección líquida

Contenido

5.1. Introducción	46
5.2. Configuración	47
5.2.1. Carpeta 0	47
5.2.2. Carpeta Constant	47
5.2.3. Carpeta System	47
5.3. Inyección a 1 atmósfera	48
5.3.1. Características del flujo	48
5.3.2. Número de Swirl	49
5.3.3. Spray	49
5.4. Inyección a 10 atmósferas	51
5.4.1. Características del flujo	51
5.4.2. Número de Swirl	51
5.4.3. Spray	52

5.1. Introducción

En esta sección se calcula la inyección de un chorro líquido, primero a 1 atmósfera, de lo cual existen datos experimentales, y posteriormente a 10 atmósferas, que simula más cercanamente las condiciones a las que funciona la maqueta del DMMT. El líquido es un n-heptano, inyectado a través de un atomizador Danfoss, con capacidad de caudal de 1.46 kg/h y un patrón de cono hueco de 80° , el cual se encuentra en el centro del torbellinador. Las condiciones de operación corresponden a las de dosado ultra-pobre. Se emplea el modelo de transferencia de calor ORourke and Amsden para estimar la transferencia de calor fluido-pared.

Como se detalla en el marco teórico la formulación Lagrangiana es usada para para modelar el líquido ya que las escalas de partículas son de menor orden de magnitud que las de la turbulencia más pequeña. El spray de la inyección se describe como la inyección de paquetes (parcels) que contienen un número de gotas, estas gotas representan un grupo de partículas de tamaño, localización y propiedades similares.

Con la metodología TAB las partículas se inyectan directamente con la distribución de Rosin- Rammler, caracterizada por el diámetro medio de Sauter de $D_{32} = 31$ micrómetros y un parámetro de ancho $q = 2.3$ [20]. El número total de parcels inyectadas se decide en base a la literatura [1] de manera que todos los tamaños de gota estén representados, esto se hace dividiendo el gasto básico total entre el mayor tamaño de gota posible, lo que resulta en 3 millones de parcels.

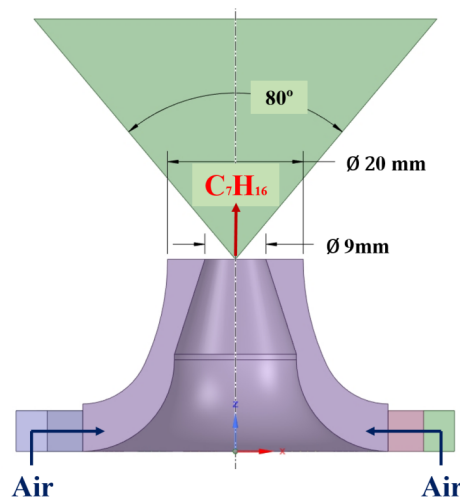


Figura 5.1: Características del spray.

5.2. Configuración

5.2.1. Carpeta 0

A lo establecido en la sección 4.2.1 hay que añadir las siguientes condiciones requeridas por el solver:

Tabla 5.1: Condiciones de inicialización para el instante 0

Magnitud	Archivo en 0	internalField	inlet	outlet	walls
Temperatura	T	387	416	fixedValue	387
Oxígeno	O2	0.234	fixedValue	fixedValue	zeroGradient
Nitrógeno	N2	fixedValue		fixedValue	zeroGradient
Difusividad térmica	alphan	0	calculated	calculated	compressible::alphanWallFunction

Para el caso de 10 atm únicamente habría que incrementar la presión y el gasto másico por un factor de 10, ya que se asume que no varía la temperatura, por lo tanto la relación mediante gases ideales es lineal.

5.2.2. Carpeta Constant

A pesar de que existen muchos archivos para esta sección, para este caso únicamente hay que añadir a lo presente en la sección 4.2.2: `chemistryProperties` y `sprayCloudProperties`. En la primera se detallan las características químicas de todos los reactivos presentes en la mezcla y en la segunda detalla todas las características del spray, tanto propiedades físicas de inyección como modelos empleados. Más información en secciones 2.2.7 y 6.1

5.2.3. Carpeta System

Siguiendo la tónica de estas secciones, muy similar a la monofase, los cambios realizados son:

controlDict

La simulación ya no se para por criterio de convergencia de residuos y monitorización de variable, sino que se ejecuta para un tiempo preestablecido, en este caso 0.15 segundos.

El solver que se emplea es `sprayFOAM`, basado en el algoritmo PISO, que significa algoritmo implícito de presión con separación de operadores (Pressure-Implicit with Splitting

of operators en inglés). Es una extensión del algoritmo SIMPLE empleado para la monofase, son cálculos de presión-velocidad desarrollado para la computación no iterativa de flujos compresibles no estacionarios. Simplificando el funcionamiento del solver, PISO incluye un paso predictivo seguido de dos pasos correctores, estando diseñado para satisfacer las ecuaciones de conservación de la masa a través de iteraciones predictivo-correctoras.

fvSchemes

Se elimina la categoría *bounded*, ya que la solución no es estacionaria. Se emplea por lo tanto: Gauss upwind.

5.3. Inyección a 1 atmósfera

5.3.1. Características del flujo

Los resultados de esta sección coinciden exactamente con los de la Sección 4.4.1. Se añade la representación del campo de velocidades por si se quisiera comparar los campos de velocidades y fenómenos aerodinámicos. Las partículas se analizan en la Sección 5.3.3.

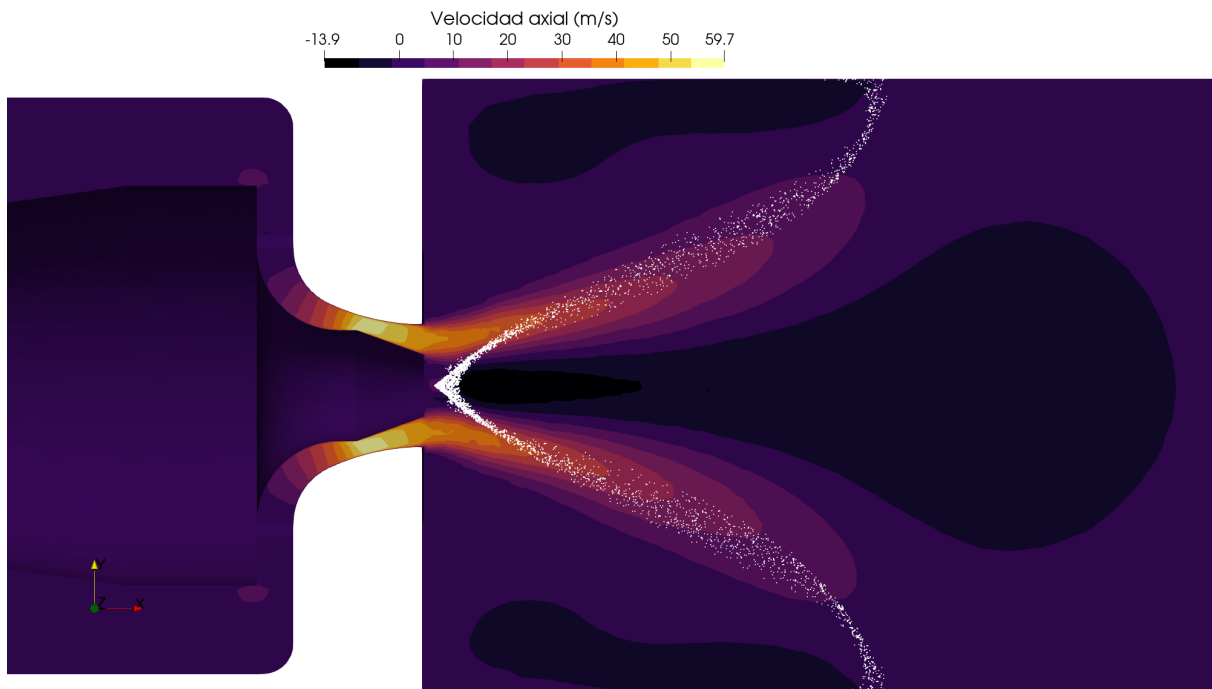


Figura 5.2: Velocidades axiales en la cámara de combustión.

5.3.2. Número de Swirl

Comparando el valor con el obtenido para la fase gaseosa se puede apreciar que existe un incremento de la magnitud máxima justo a la salida del swirler, llegando a 0.9, lo cual supone un incremento del 12 % aproximadamente.

Dado que la monitorización del valor es en el eje axial y que para este caso existe una inyección de líquido que perturba el campo a una velocidad de 70 m/s, el incremento está justificado. Se verifica por lo tanto que $Sw > 0.6$, que como se narra previamente es el valor de referencia para garantizar la turbulencia necesaria. La evolución a lo largo de la cámara de combustión continua de manera similar.

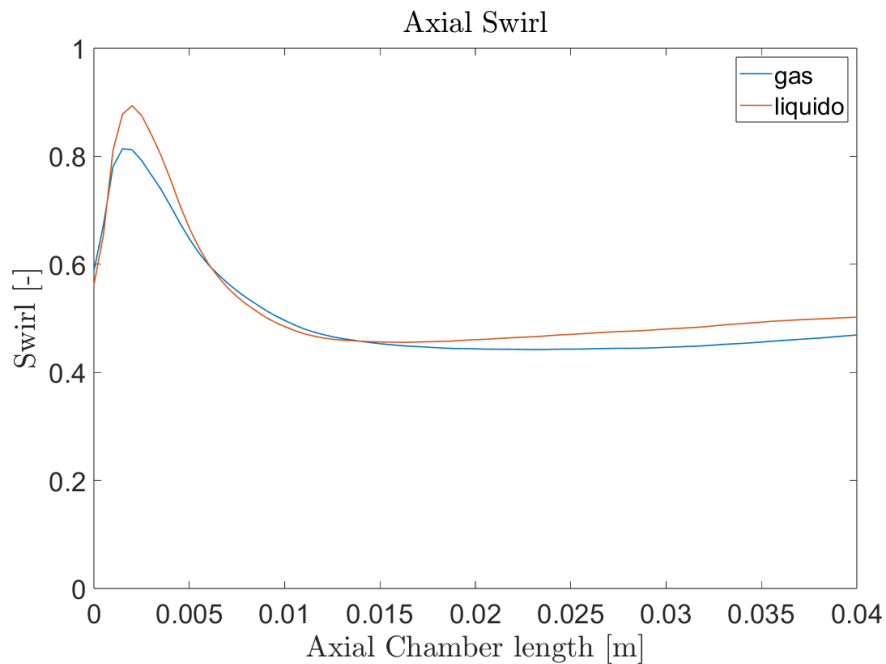


Figura 5.3: Comparativa número de Swirl en caso gaseoso y líquido.

5.3.3. Spray

La dispersión de la pulverización se rige en gran medida por las interacciones de la pulverización con el flujo de gas turbulento circundante, concretamente por el patrón VBB y el movimiento de rotación del PVC.

Se observa en la Figura 5.2 como las partículas se inyectan en la forma de cono hueco previamente establecidas para el caso. A medida que salen del inyector pierden el momento inicial y pasan a estar gobernadas por el campo de velocidades, en concreto por las estructuras de la capa de esfuerzos SWJ. Cuando el campo pierde intensidad las gotas se dispersan en mayor medida para posteriormente verse afectadas por las zonas de recirculación, es ahí donde se aprecia el giro que realizan para finalmente tocar la pared de la cámara de combustión.

En la Figura 5.4 se muestra como el aire caliente y el combustible frío ingresan en la cámara de combustión. Se produce un intercambio de calor el cual afecta a la atomización. A medida que la temperatura va subiendo el tamaño de gota se hace más pequeño por causa de la evaporación, el cambio de tamaño es de dos ordenes de magnitud. Así comienzan a la salida del inyector con un tamaño de en torno 10^{-5} y finalizan casi en la pared con un tamaño de 10^{-3} .

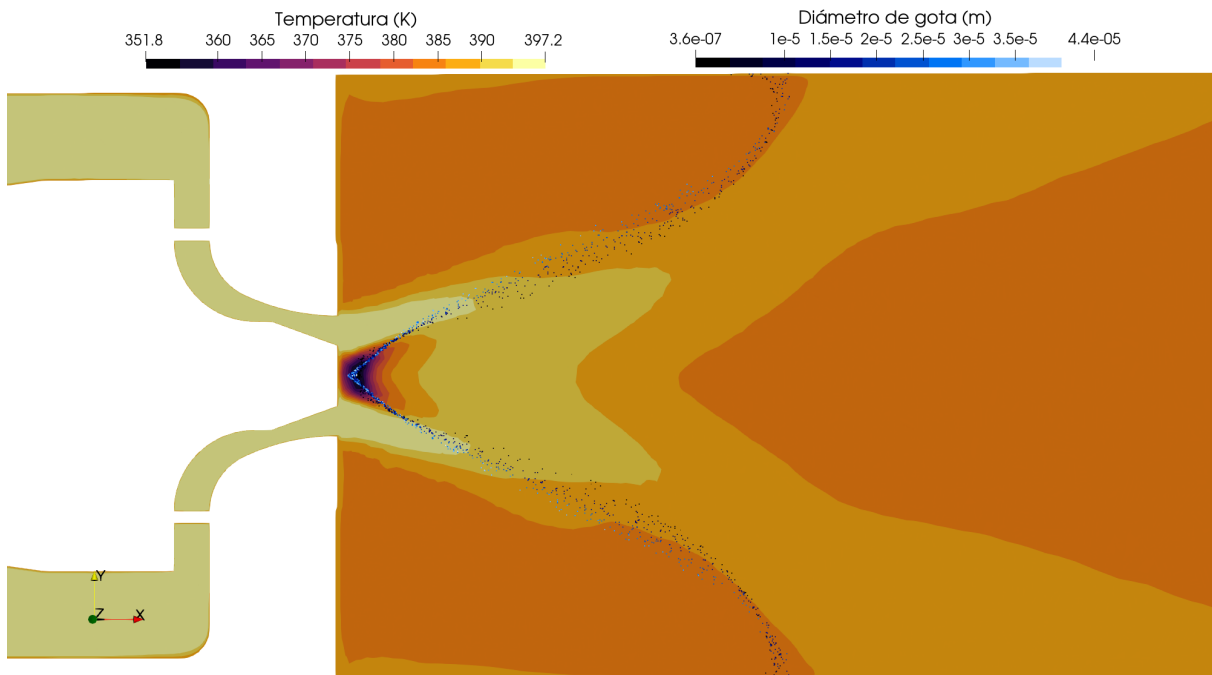


Figura 5.4: Temperaturas en cámara de combustión y diámetro de las gotas.

5.4. Inyección a 10 atmósferas

5.4.1. Características del flujo

Comparando los resultados con los de la Sección 5.3.1 se aprecia principalmente que las magnitudes permanecen relativamente parecidas pero los fenómenos aerodinámicos sufren modificaciones. Existen las mismas características pero la CTRZ está alargada, con más forma de cuello de botella y las zonas de recirculación de la esquina presentan mayor vigorosidad también. Todo esto tiene una importante repercusión en el spray como se detalla en la Sección 5.4.3.

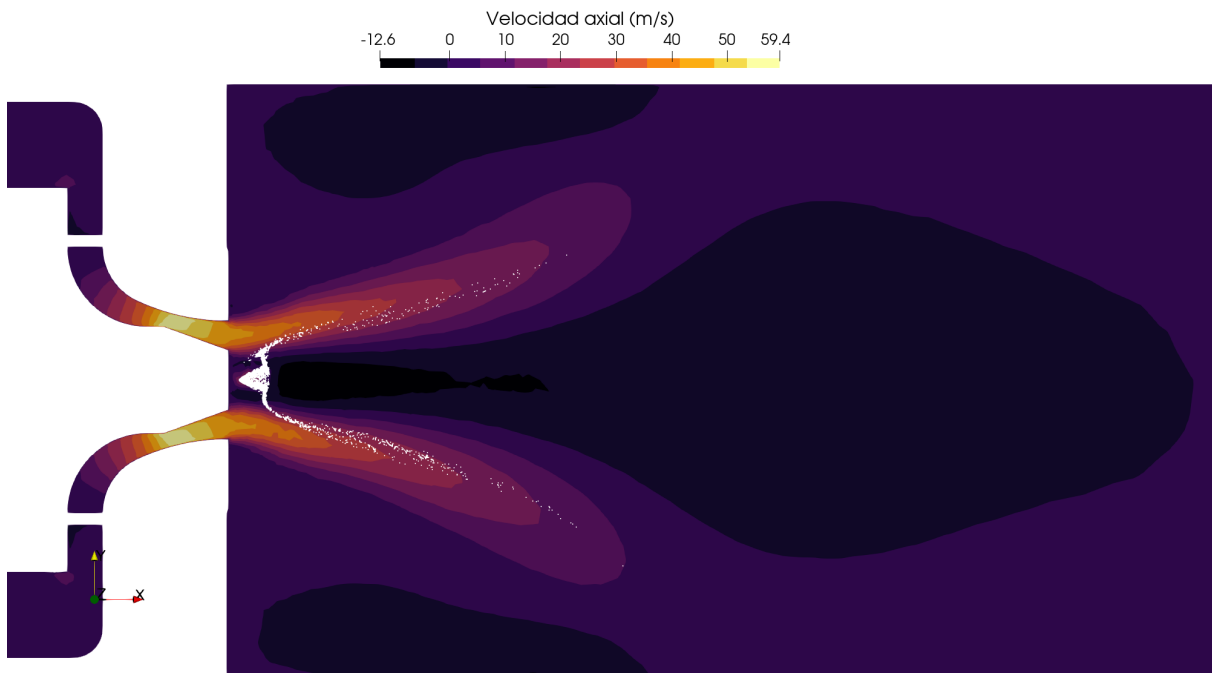


Figura 5.5: Velocidades axiales en la cámara de combustión.

5.4.2. Número de Swirl

El cambio radica justo en la salida del swirler, el incremento de presión causa que el efecto sea más intenso, con un incremento en la magnitud máxima del orden del 22%. Aguas abajo, a partir de los 10 cm axiales de cámara de combustión, el número de Swirl evoluciona de forma idéntica al caso de 1 atm.

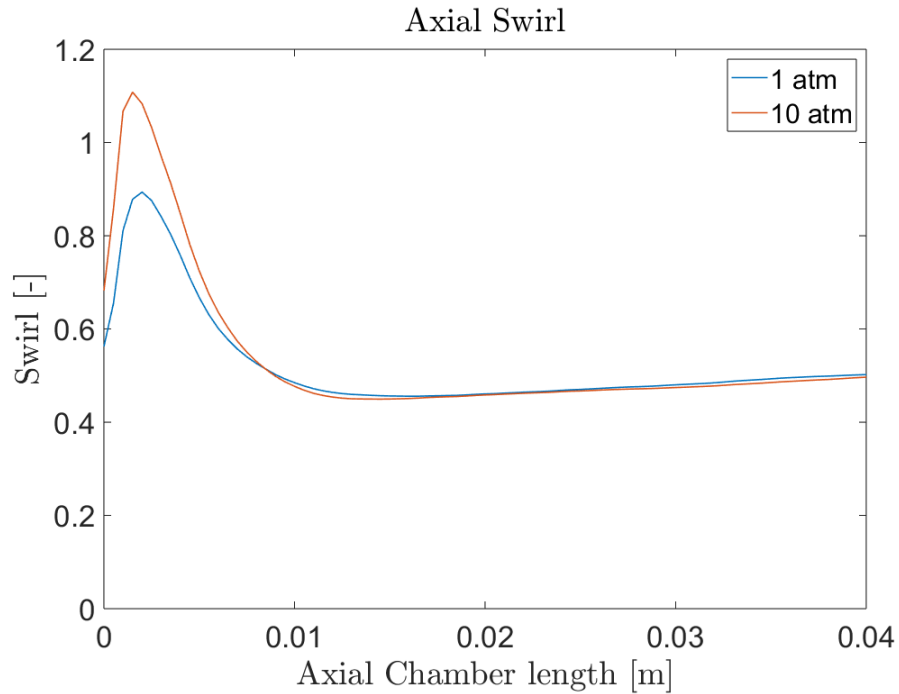


Figura 5.6: Comparativa número de Swirl en los casos de 1 atm y 10 atm.

5.4.3. Spray

El cambio en esta sección es muy notorio, el campo de temperaturas como se muestra en la Figura 5.7 es más irregular debido a que está más influenciado inicialmente por el efecto del remolino, como el número de Swirl demuestra. Por ello la CRZ superior cuenta con una mayor superficie a menor temperatura en ese instante que su homóloga inferior.

Respecto a las partículas, el incremento de la presión, y consecuentemente de la densidad, por un factor de 10 hace que el avance de las gotas sea mucho más complicado. Es por ello que se aprecia como todas las partículas grandes están retenidas en el cono inicial de la inyección, a medida que su tamaño disminuye se expanden radialmente y es entonces cuando son arrastradas por la SWJ. Es por esto que las gotas no viajan tan lejos si se compara con el caso de 1 atm, se observa también con detalle en la Figura 5.5 como el ángulo de las partículas es mucho más cerrado ya que el menor tamaño y peso de las gotas hace que permanezcan ligadas al jet del tobellinador.

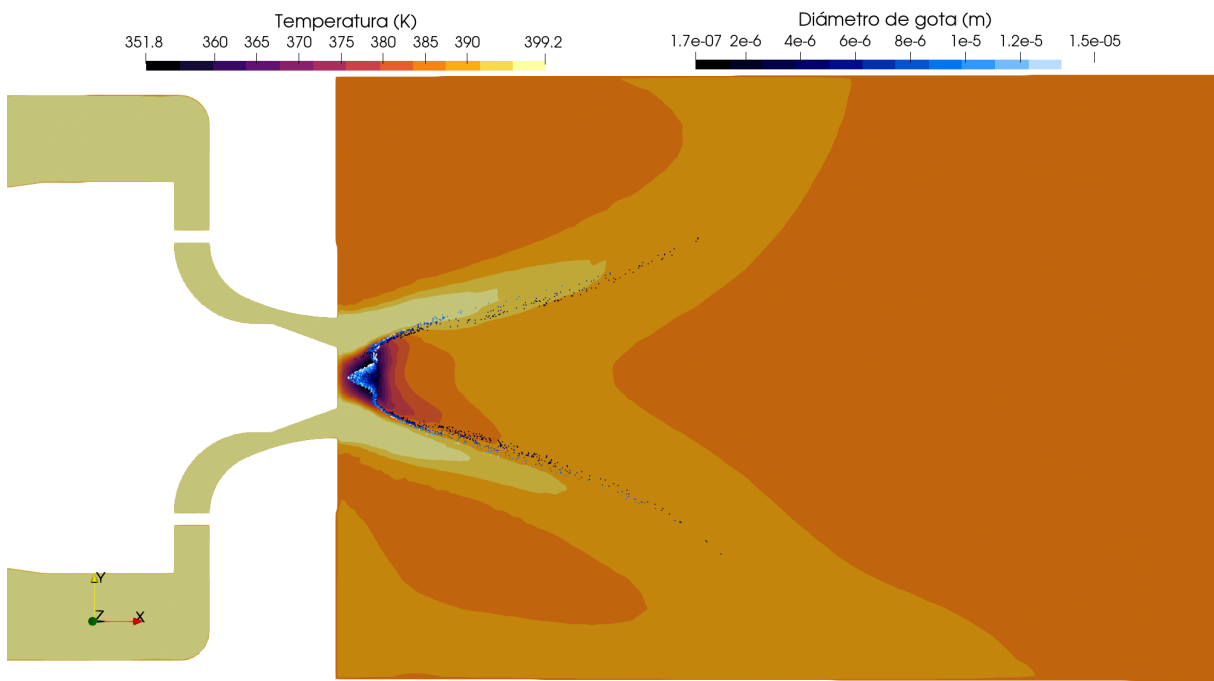


Figura 5.7: Temperaturas en cámara de combustión y diámetro de las gotas.

Capítulo 6

Conclusiones

Las conclusiones principales se resumen en este apartado, para resultados específicos referirse a las secciones finales de los apartados anteriores. Sintetizando en cuatro puntos el presente trabajo se concluye:

- La capacidad del software CFD para resolver flujos complejos, con alto nivel de turbulencia y recirculaciones es demostrada con una precisión razonable. Se encuentra concordancia entre los datos experimentales y los logrados en las simulaciones, tanto en características cuantitativas como cualitativas del flujo.
- Los softwares de código abierto aportan una gran flexibilidad a un coste 0, pero el tiempo que se ha de emplear para desenvolverse con ellos es muy elevado. La ayuda del programa pocas veces es de suficiente ayuda y se ha de recurrir a fuentes externas, ya sea foros o personal con más experiencia. Recalcar que el tiempo a asignar para aprender el funcionamiento es alto.
- Las simulaciones revelan un patrón de configuraciones con turbulencia elevada, similares al encontrado en los estudios experimentales. El análisis de las principales características el flujo permite identificar el núcleo del vértice de precesión en las capas de cizalladura, lo que resulta en perturbaciones de presión y campo de velocidades. Este modo de inestabilidad hidrodinámica origina tanto vórtices helicoidales simples como dobles que envuelven la burbuja de recirculación.

- El estudio paramétrico de la fase gaseosa permite crear una estrategia de mallado adecuada. Los refinamientos en zonas complejas, así como los tamaños de elemento definidos, ayudan a obtener resultados precisos, a la vez que se ahorran recursos computacionales.
- Finalmente, la metodología establecida se aplica satisfactoriamente para resolver el caso de simulación multifase. En lo referente a esto, se modelizan satisfactoriamente los fenómenos relevantes de la fase líquida tras una selección de modelos. El modelo TAB junto al seguimiento de partículas lagrangiano demuestran ser capaces de resolver el campo de fase dispersa en el quemador de manera precisa.

Por último, queda añadir que mediante este trabajo se logra crear un flujo de trabajo con herramientas de código libre, que posteriormente puede ser explotadas por el DMMT en el proyecto de la maqueta del quemador confinado que está en desarrollo actualmente. Esto permite fluidez y ahorro de recursos con una metodología fiable, que en un futuro puede ser extendida a próximas etapas del proyecto.

Bibliografía

- [1] D. Alessandro, I. Stankovic, and B. Merci. LES Study of a Turbulent Spray Jet: Mesh Sensitivity, Mesh-Parcels Interaction and Injection Methodology. 2019. doi: 10.1007/s10494-019-00039-7.
- [2] N. Ashgriz and J. Poo. Coalescence and separation in binary collisions of liquid drops. 1990. doi: 10.1017/S0022112090003536.
- [3] D Bahr. Technology for the design of high temperature rise combustors. 1987. doi: 10.2514/3.22971.
- [4] D. Barré. Flame propagation in aeronautical swirled multiburners: Experimental and numerical investigation. 2017. doi: 10.1016/j.combustflame.2014.02.006.
- [5] M. Belmar-Gil. Computational study on the non-reacting flow in Lean Direct Injection gas turbine combustors through Eulerian-Lagrangian Large-Eddy Simulations. 2020. doi: 10.4995/Thesis/10251/159882.
- [6] J. Beér and N. Chigier. *Combustion aerodynamics*. Applied Science Publishers, 1972. ISBN 9780853345138.
- [7] N. Chigier and J. Beer. Velocity and Static-Pressure Distributions in Swirling Air Jets Issuing From Annular and Divergent Nozzles. 1964. doi: 10.1115/1.3655954.
- [8] European Commission. Report of the High Level Group on Aviation Research. 2011. doi: 10.2777/50266.
- [9] J. Cooper. Fuel nozzle assembly for reduced exhaust emissions. 2002. doi: 10.2514/6.2003-2657.
- [10] M. Cordier, A. Vandell, G. Cabot, B. Renou, and A. Boukhalfa. Laser-Induced Spark Ignition of Premixed Confined Swirled Flames. 2013. doi: 10.1080/00102202.2012.725791.

-
- [11] G. Faeth. Evaporation and combustion of sprays. 1983. doi: 10.1016/0360-1285(83)90005-9.
- [12] G. Faeth. Mixing, transport and combustion in sprays. 1987. doi: 10.1016/0360-1285(87)90002-5.
- [13] G. Faeth, L. Hsiang, and P. Wu. Structure and breakup properties of sprays. 1995. doi: 10.1016/0301-9322(95)00059-7.
- [14] A. Gupta, D. Lilley, and N. Syred. *Swirl flows*. Abacus Press, 1984. ISBN 9780996100427.
- [15] Y. Huang and V. Yang. Dynamics and stability of lean-premixed swirl-stabilized combustion. 2009. doi: 10.1016/J.PECS.2009.01.002.
- [16] A. Lefebvre and D. Ballal. *Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions, 3rd Edition*. CRC Press, 2010. ISBN 9780429141041.
- [17] D. Lilley. Swirl Flows in Combustion: A Review. 1977. doi: 10.2514/3.60756.
- [18] A. Liu, D. Mather, and R. Reitz. Deformation and breakup of liquid drops in a gas stream at nearly critical Weber numbers. 1993. doi: 10.4271/930072.
- [19] Y. Liu. Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines. 2017. doi: 10.1016/j.paerosci.2017.08.001.
- [20] J. Marrero-Santiago. Experimental study of lean aeronautical ignition. Impact of critical parameters on the mechanisms acting along the different ignition phases. 2018. doi: 10.1080/00102202.2012.725791.
- [21] H. Mongia. TAPS: A Fourth Generation Propulsion Combustor Technology for Low Emissions. 2003. doi: 10.2514/6.2003-2657.
- [22] P. ORourke and A. Amsden. The tab method for numerical calculation of spray droplet breakup. 1987. doi: 10.4271/872089.
- [23] P. ORourke and A. Amsden. The tab method for numerical calculation of spray droplet breakup. 1987. doi: 10.4271/872089.
- [24] S. Pope. *Turbulent Flows*. 2000. doi: 10.1017/CBO9780511840531.
- [25] W. Sirignano. *Fluid Dynamics and Transport of Droplets and Sprays, 2nd Edition*. Cambridge University Press, 2010. ISBN 9780511806728.

- [26] W. Sirignano. *Fluid Dynamics and Transport of Droplets and Sprays, 2nd Edition*. Cambridge University Press, 2010. ISBN 9780511806728.
- [27] N. Syred and J. Beér. Combustion in swirling flows: A review. 1974. doi: 10.1016/0010-2180(74)90057-1.
- [28] N. Syred and K. Dahman. Effect of high levels of confinement upon the aerodynamics of swirl burners. 1978. doi: 10.2514/3.47950.
- [29] A. Valera-Medina, N. Syred, and A. Griffiths. Visualisation of isothermal large coherent structures in a swirl burner. 2009. doi: 10.1016/J.COMBUSTFLAME.2009.06.014.
- [30] A. Wierzba. Deformation and breakup of liquid drops in a gas stream at nearly critical Weber numbers. 1990. doi: 10.1007/BF00575336.
- [31] P. Wu and G. Faeth. Aerodynamic effects primary breakup of turbulent liquids. 1993. doi: 10.2514/6.1993-903.
- [32] Alexander L. Yarin, Ilia V. Roisman, and Cameron Tropea. *Collision Phenomena in Liquids and Solids*. Cambridge University Press, 2017. ISBN 9781316556580.

Documento II

PRESUPUESTO

6.1. Costes unitarios

6.1.1. Equipo informático

Para la ejecución del trabajo se emplea únicamente la estación de trabajo del alumno, cuyas prestaciones se detallan en la Sección 1.3. El precio de compra del equipo se sitúa en torno a los 1400€. Tras un uso de 5 años y la depreciación correspondiente se estima que la amortización es de 100€/año, lo que con uso de 25 horas semanales resulta en un coste de 0.07 €/hora.

6.1.2. Software

El precio de los programas utilizados es nulo, como se menciona a lo largo del trabajo, el uso de código abierto (OpenFOAM, Paraview, Overleaf) abarata notablemente el proyecto. Otras licencias de pago normalmente se acceden a través de versiones de estudiante, por lo que nuevamente no hay gasto. Como este presupuesto busca el enfoque empresarial se aplican los precios de licencia estipulados para ANSYS Workbench y MatLAB.

6.1.3. Electricidad

El coste eléctrico se calcula aproximadamente teniendo en cuenta todas las horas de simulación más un 50 % más del tiempo total del alumno, ya que las simulaciones requieren mucha más potencia que la edición de texto o búsqueda web (El consumo del ordenador a 100 % de utilización es de 300 vatios).

6.1.4. Material de oficina

Se incluye el gasto de misceláneos: bolígrafos, folios, carpetas... El uso de estos es muy limitado en un trabajo de este estilo, pero ha de contarse con ello igualmente.

6.1.5. Lugar de trabajo

El trabajo se lleva a cabo de manera remota, en el domicilio del alumno, por lo tanto los costes asociados no aplican para el cómputo monetario.

6.1.6. Personal

Estudiante

Se estima que el alumno emplea un total de 350 horas para la realización del trabajo. A este concepto se le atribuye el salario mínimo estipulado para el contrato de estudiante de prácticas por la UPV.

Tutores

El coste de la hora de trabajo de ingeniero senior se obtiene extrapolando datos de varios baremos encontrados. El tiempo total empleado por ambos se sitúa en torno a las 30 horas.

6.2. Presupuesto total

Añadiendo cada concepto de forma individual, el coste total del trabajo es de 2 960.48 €. A esto hay que añadirle el beneficio comercial fijado por la empresa, el cual se sitúa en el 7.5 %.

De este presupuesto se puede extraer que gran parte del coste, con una amplia diferencia sobre el siguiente ítem, viene de la parte humana, recalcando su importancia en cualquier proyecto ingenieril. Notar que si la unidad de cálculo fuera más potente la electricidad consumida, y por tanto su coste, pasaría a ser bastante más significativa. Esto para una empresa que provea mejores equipos, lo cual es habitual para simulaciones y casos de este carácter, se ha de tener en cuenta

Tabla 6.1: Desglose del presupuesto para una empresa

Categoría	Resumen	Cantidad	Precio	Importe
Equipo informático	Ordenador	750 h	0.07 €/hora	52.50€
Software	OpenFOAM, Paraview, Overleaf	700 h	0 €/hora	0 €
	ANSYS	45 h	0.64 €/hora	28.80€
	MatLAB	5 h	0.55 €/hora	2.75€
Electricidad	Potencia contratada	750 h	0.157€/kWh	117.75€
Material de oficina	Misceláneos	1 ud.	10€/ud.	10€
Personal	Estudiante	350 h	4.30 €/hora	1 505€
	Tutores	30 h	35 €/hora	1 050€
Subtotal				2 766.80 €
Beneficio (7.5 %)				193.68 €
TOTAL				2 960.48 €

Documento III

RELACIÓN DEL TRABAJO CON LOS OBJETIVOS DE DESARROLLO SOSTENIBLE DE LA AGENDA 2030

Objetivos de Desarrollo Sostenibles	Alto	Medio	Bajo	No Procede
ODS 1. Fin de la pobreza.				X
ODS 2. Hambre cero.				X
ODS 3. Salud y bienestar.		X		
ODS 4. Educación de calidad.				X
ODS 5. Igualdad de género.				X
ODS 6. Agua limpia y saneamiento.				X
ODS 7. Energía asequible y no contaminante.	X			
ODS 8. Trabajo decente y crecimiento económico.				X
ODS 9. Industria, innovación e infraestructuras.		X		
ODS 10. Reducción de las desigualdades.				X
ODS 11. Ciudades y comunidades sostenibles.			X	
ODS 12. Producción y consumo responsables.		X		
ODS 13. Acción por el clima.	X			
ODS 14. Vida submarina.				X
ODS 15. Vida de ecosistemas terrestres.			X	
ODS 16. Paz, justicia e instituciones sólidas.				X
ODS 17. Alianzas para lograr objetivos.			X	

Figura 6.1: Grado de influencia de las distintas ODS

Las estrategias de inyección en quemadores de gas para reducir las emisiones de NO_x en la industria aeronáutica tienen un impacto significativo en varios ODS de la Agenda 2030. En primer lugar, al mejorar la eficiencia de la combustión y reducir las emisiones, se contribuye al ODS 7 de energía asequible y no contaminante, promoviendo un uso más sostenible de los recursos energéticos y disminuyendo las emisiones. Además, esta medida está alineada con el ODS 13 de acción por el clima, ya que los NO_x son gases de efecto invernadero que contribuyen al cambio climático, por lo que su reducción es clave para combatir este problema.

Por otro lado, la implementación de estrategias de inyección más limpias en la aviación también impacta en el ODS 3 de salud y bienestar. Al reducir la contaminación atmosférica y mejorar la calidad del aire, se disminuyen los riesgos de enfermedades crónicas asociadas a la exposición a la contaminación. Asimismo, se relaciona con el ODS 11 de ciudades y comunidades sostenibles, ya que la reducción de las emisiones de NO_x en los aeropuertos y sus alrededores beneficia directamente a las comunidades locales, mejorando su calidad de vida y promoviendo un entorno más sostenible.

