

Trabajo Fin de Máster

Título del trabajo:
Simulación de la aerodinámica de proyectiles
mediante CFD

English title:
CFD simulation of projectile aerodynamics

Autor/es

Guillermo Herrero Peña

Director/es

Francisco Alcrudo Sánchez

Guillermo Hauke Bernardos

FACULTAD DE EDUCACIÓN EINA

Año 2017-2018





DECLARACIÓN DE
AUTORÍA Y ORIGINALIDAD

(Este documento debe acompañar al Trabajo Fin de Grado (TFG)/Trabajo Fin de Máster (TFM) cuando sea depositado para su evaluación).

D./D^a. Guillermo Herrero Peña

con nº de DNI 76919194H en aplicación de lo dispuesto en el art. 14 (Derechos de autor) del Acuerdo de 11 de septiembre de 2014, del Consejo de Gobierno, por el que se aprueba el Reglamento de los TFG y TFM de la Universidad de Zaragoza,

Declaro que el presente Trabajo de Fin de (Grado/Máster) Máster _____, (Título del Trabajo)

Simulación de la aerodinámica de proyectiles mediante CFD

es de mi autoría y es original, no habiéndose utilizado fuente sin ser citada debidamente.

Zaragoza, 20 Abril de 2018

Fdo: Guillermo Herrero Peña



RESUMEN

El presente trabajo se encuadra en el área de la mecánica de fluidos computacional que será empleada como herramienta para la simulación tridimensional de la aerodinámica de proyectiles de pequeño calibre.

El objetivo principal reside en el cálculo de los coeficientes aerodinámicos que caracterizan a un proyectil y cuyo conocimiento permite optimizar y estabilizar su trayectoria, caracterizando el movimiento de rotación con el que se debe dotar al proyectil en el cañón del arma.

El trabajo realizado ha consistido en primer lugar en el modelado de la geometría de proyectiles comerciales, para ello ha sido necesario el trazado de su geometría y los cálculos necesarios para ello.

Mediante un software de desarrollo interno del departamento se ha simulado el vuelo de los proyectiles, resolviendo el campo fluido en el que se encuentran y sus correspondientes variables mecánicas y termodinámicas. Previamente a estas simulaciones se realizó la introducción de las condiciones de contorno y mallado adecuados, definidas tras un estudio de sensibilidad y dependencia.

Los datos obtenidos con el programa de cálculo fueron post-procesados para calcular los coeficientes aerodinámicos y sus derivadas respecto al ángulo de vuelo. Los datos obtenidos con las simulaciones fueron comparados con la literatura y catálogos de fabricante obteniendo resultados satisfactorios.



ABSTRACT

The present work is framed within computational fluid dynamics area that can be used as a tool for the three-dimensional simulation of small arms projectiles aerodynamics.

The main objective of the project is the calculation of the aerodynamics coefficients that characterize a projectile. This knowledge is required to optimise its required spinning in order to stabilize its trajectory.

First of all, the modelling of the projectile geometry is needed with its corresponding calculations.

Using an in house developed software the fluid flow around various projectile in flight have been simulated. This entails solving the fluid field and its respective mechanical and thermodynamical variables. Previous to the simulations boundary conditions and meshing had to be studied in order to ensure their correctness in a sensitivity analysis.

The results provided by the solver were post-processed in order to calculate the aerodynamic coefficients and their derivatives with respect to the total angle of attack. The results obtained with the simulations were compared with data retrieved from the specialized literature and manufacturer catalogues obtaining satisfactory results.



9.	CONCLUSIONES.....	34
10.	BIBLIOGRAFÍA.....	35

ANEXO I. GEOMETRÍA DETALLADA DE PROYECTILES

1.	COMPONENTES DEL CARTUCHO.....	
2.	GEOMETRÍA DEL PROYECTIL.....	
3.	CLASIFICACIÓN DE LOS PROYECTILES.....	

ANEXO II. CÁLCULOS

1.	INTRODUCCIÓN.....	8
1.1.	BALÍSTICA.....	8
1.2.	BALÍSTICA EXTERNA.....	8
1.3.	OBTENCIÓN EXPERIMENTAL DE DATOS AERODINÁMICOS.....	9
1.4.	ALCANCE Y OBJETIVOS.....	9
2.	AERODINÁMICA EXTERNA.....	10
2.1.	RÉGIMEN.....	10
2.2.	FUERZAS Y COEFICIENTES.....	12
3.	GEOMETRÍA.....	14
3.1.	PROYECTILES ESTÁNDAR.....	14
3.2.	PROYECTILES VLD (Very Low Drag).....	14
3.3.	PROYECTILES MATCH.....	15
4.	MODELO.....	16
4.1.	HIPÓTESIS.....	16
4.2.	ECUACIONES.....	17
4.3.	ANÁLISIS DIMENSIONAL.....	19
5.	CONDICIONES DE CONTORNO.....	20
5.1.	ENTIDADES DEL PROBLEMA.....	20
5.2.	TIPOS DE CONDICIONES.....	21
6.	MALLADO.....	22
6.1.	CARACTERÍSTICAS DEL DOMINIO.....	22
6.2.	PARÁMETROS DE LA MALLA.....	22
6.3.	ANÁLISIS DE DEPENDENCIA DE LA MALLA.....	23
7.	CÁLCULO.....	25
7.1.	PRE-PROCESO.....	25



ÍNDICE

1.	INTRODUCCIÓN.....	7
1.1.	BALÍSTICA.....	7
1.2.	BALÍSTICA EXTERNA	7
1.3.	OBTENCIÓN EXPERIMENTAL DE DATOS AERODINÁMICOS.....	8
1.4.	ALCANCE Y OBJETIVOS.....	8
2.	AERODINÁMICA EXTERNA	9
2.1.	RÉGIMEN	9
2.2.	FUERZAS Y COEFICIENTES.....	11
3.	GEOMETRÍA.....	13
3.1.	PROYECTILES ESTÁNDAR.....	13
3.2.	PROYECTILES VLD (Very Low Drag).....	13
3.3.	PROYECTILES MATCH.....	14
4.	MODELO.....	15
4.1.	HIPÓTESIS	15
4.2.	ECUACIONES.....	16
4.3.	ANÁLISIS DIMENSIONAL	18
5.	CONDICIONES DE CONTORNO	19
5.1.	ENTIDADES DEL PROBLEMA.....	19
5.2.	TIPOS DE CONDICIONES	20
6.	MALLADO.....	21
6.1.	CARACTERÍSTICAS DEL DOMINIO.....	21
6.2.	PARÁMETROS DE LA MALLA	21
6.3.	ANÁLISIS DE DEPENDENCIA DE LA MALLA	22
7.	CÁLCULO.....	24
7.1.	PRE-PROCESO	24
7.2.	RESOLUCIÓN DEL CAMPO (ENSA)	25
7.3.	POST-PROCESO (MATLAB)	26
8.	RESULTADOS.....	27
8.1.	COEFICIENTE CD_0	27
8.2.	COEFICIENTE CD_{α^2}	29
8.3.	COEFICIENTE CL_{α_0}	30
8.4.	COEFICIENTE CM_{α_0}	31
8.5.	VARIABLES DE CAMPO.....	32



7.2.	RESOLUCIÓN DEL CAMPO (ENSA)	26
7.3.	POST-PROCESO (MATLAB)	27
8.	RESULTADOS.....	28
8.1.	COEFICIENTE CD_0	28
8.2.	COEFICIENTE $CD_{\alpha 2}$	30
8.3.	COEFICIENTE $CL_{\alpha 0}$	31
8.4.	COEFICIENTE $CM_{\alpha 0}$	32
8.5.	VARIABLES DE CAMPO	33
9.	CONCLUSIONES.....	35
10.	BIBLIOGRAFÍA.....	36

ANEXO III. CÓDIGOS INFORMÁTICOS

1.	RESOLUCIÓN DE GEOMETRÍAS.....	
1.1.	PROYECTIL M168.....	
1.2.	PROYECIL M180	
1.3.	PROYECIL VLD 168.....	
1.4.	PROYECIL M180	
2.	LECTURA DE ARCHIVOS	
3.	POST-PROCESADO	

ANEXO IV. RESULTADOS

1. INTRODUCCIÓN

1.1. BALÍSTICA

La balística se define como la disciplina que estudia los diferentes tipos de proyectiles empleados en armas de fuego, analizando su trayectoria, alcance y efectos producidos en un blanco.

Se puede dividir en tres ramas. La balística interna, que se encarga de estudiar los fenómenos que suceden en el interior del arma, desde que se inicia el fulminante hasta que el proyectil abandona la boca del arma.

La balística externa, que analiza el movimiento del proyectil en su vuelo en el aire, estudiando la trayectoria que describe y fuerzas sobre el mismo. Esta rama se puede beneficiar de la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD en inglés) que es el propósito de este trabajo.

Finalmente, la balística terminal, que estudia el comportamiento y efectos del proyectil en el blanco. Para estudiarla son necesarios los métodos pertenecientes a la mecánica de medios continuos y sólidos deformables.

1.2. BALÍSTICA EXTERNA

El movimiento del proyectil puede descomponerse en el movimiento de su centro de masas más el movimiento relativo a éste como un sólido rígido. A efectos del cálculo de la trayectoria es necesario resolver las ecuaciones de movimiento, compuesto por un sistema de 6 ecuaciones diferenciales acopladas no lineales [1].

El punto de aplicación de la resultante de las fuerzas aerodinámicas no coincide con el centro de masas del proyectil. Esto provoca un momento aerodinámico de volcado que tiende a desestabilizar el proyectil y voltearlo con lo que se pierde toda su eficacia. Para evitar este efecto se imprime a los proyectiles un movimiento de rotación en torno a su eje longitudinal que le proporciona rigidez giroscópica, estabilizando su trayectoria. De esta forma el proyectil vuela alineado con el viento relativo.

La velocidad de rotación del proyectil necesaria para un vuelo estable depende del momento producido por las fuerzas aerodinámicas, lo que justifica la necesidad de cuantificar las fuerzas y momentos actuantes así como sus derivadas respecto al ángulo de ataque.

La aproximación de tiro rasante supone que la trayectoria presenta una curvatura pequeña, es decir, que la flecha máxima dividida por el alcance no supera algunos tantos por ciento. Esto simplifica notablemente el cálculo de la misma porque se puede considerar el proyectil como una masa puntual (con algunas correcciones en algunos casos) lo que reduce a 3 las ecuaciones diferenciales a resolver [1]. Para poder aplicar la aproximación de tiro rasante el vuelo del proyectil debe ser estable lo que conecta de nuevo con los coeficientes aerodinámicos del proyectil.

1.3. OBTENCIÓN EXPERIMENTAL DE DATOS AERODINÁMICOS

La obtención experimental de los coeficientes aerodinámicos requiere el disparo del proyectil bajo unas condiciones determinadas.

El proceso consiste en realizar el seguimiento del proyectil a lo largo de su trayectoria de vuelo (unos 100 m) y mediante cronógrafos y cámaras de alta velocidad, determinar con la mayor precisión posible:

- o Posición
- o Tiempo de paso (por cada cronógrafo)
- o Ángulo de cabeceo
- o Ángulo de guiñada

Con los tiempos de paso por cada cronógrafo y la distancia entre los mismos es posible calcular la velocidad. Sabiendo la velocidad entre las distintas posiciones, se puede calcular la deceleración, con la que se pueden determinar algunos coeficientes aerodinámicos.

Es habitual modificar la carga de propulsante para lograr que el proyectil abandone el cañón a distintas velocidades. Las medidas para velocidades próximas a la sónica son difíciles, por lo que no es habitual encontrar datos experimentales en este rango de velocidades.

En la bibliografía encontrada se dispone de un análisis detallado de dos familias de proyectiles:

Proyectiles tipo Match de 7.62 mm de calibre, cuyo estudio fue llevado a cabo y publicado entre los años 1975 y 1980. Este conjunto de datos es el más completo, mostrando todos los coeficientes aerodinámicos y sus derivadas.

Proyectiles del fabricante Berger tipo VLD (Very Low Drag), publicado en el año 2008, proporciona información de los coeficientes pero no de sus derivadas. Al ser más actual, el equipo de medida es de mayor calidad y los datos parecen más fiables.

1.4. ALCANCE Y OBJETIVOS

El objetivo del presente trabajo es la simulación computacional en vuelo, de distintos proyectiles para un rango amplio del número de Mach que abarque las condiciones usuales de utilización.

Para cada proyectil se determinará la curva de los coeficientes aerodinámicos, en función de la velocidad de vuelo.

Además, con el fin de obtener las derivadas de los mismos respecto del ángulo de ataque del proyectil, se obtendrán las curvas para tres ángulos de vuelo diferentes (0, 1 y 2°), definiendo una ley que permita extrapolar el cálculo de los coeficientes aerodinámicos y de sus derivadas para cualquier ángulo.

Existen otros parámetros, como el coeficiente de Magnus, que no serán objeto de análisis en el presente estudio por ser de mucha menor magnitud y por tanto de mucha menor influencia para el cálculo del factor de estabilidad giroscópica.

2. AERODINÁMICA EXTERNA

La balística externa es el estudio de las fuerzas y momentos aerodinámicos que actúan sobre un proyectil a lo largo de su trayectoria a través del aire hasta llegar al blanco.

El aire debe considerarse un fluido compresible en un régimen que va de subsónico a altamente supersónico con números de Reynolds comprendidos entre 10^5 y 10^6 para pequeñas armas. Las fuerzas y momentos son debidas a la gravedad y a las actuaciones del campo fluido sobre la superficie del proyectil o fuerzas aerodinámicas.

En tiro rasante la fuerza más importante es el arrastre o resistencia aerodinámica, F_D , que actúa en dirección opuesta a la de avance del proyectil. Sin embargo para ángulos de ataque no nulos, la fuerza de sustentación, F_L , es la que más contribuye al momento de volcado. Por esta razón es también necesario conocerla para calcular la velocidad de rotación requerida para estabilizar el proyectil.

2.1. RÉGIMEN

El régimen de flujo corresponde en general a fluido compresible y alto número de Reynolds. El número de Mach abarca un rango considerable, variando entre subsónico y altamente supersónico.

El patrón de flujo presenta cambios considerables en función del número de Mach lo que lleva a la siguiente clasificación:

- o Régimen subsónico ($Mach < 0,8$)
Rango de velocidades inferior a la velocidad del sonido. En este régimen no existen ondas de choque en ningún punto de la geometría. En las simulaciones se observa una estela inestable tras el proyectil que provoca una oscilación temporal de las fuerzas aerodinámicas alrededor de un valor medio.
- o Régimen transónico ($0,8 < Mach < 1,2$)
Corresponde al rango de números de Mach desde que aparece flujo supersónico en algún punto del dominio hasta que aparece una onda de choque desprendida delante del cuerpo.
El desplazamiento de las líneas de corriente por la presencia del proyectil conlleva una aceleración del flujo que provoca la aparición de burbujas de flujo supersónico alrededor del cuerpo aunque el viento incidente sea subsónico.
Las zonas de flujo supersónico suelen terminar en ondas de choque de intensidad débil que va aumentando conforme aumenta el número de Mach del flujo incidente.
En este régimen las simulaciones muestran una estabilización de la estela, que puede atribuirse bien a efectos de compresibilidad [5] o a los efectos del operador numérico de captura de las ondas de choque.

o Régimen supersónico (Mach > 1,2)

Para números de Mach mayores de 1,2 se produce una onda choque en forma de arco separada delante de la nariz del proyectil.

La onda de choque se cierra y aproxima al cuerpo conforme el Mach aumenta hasta adoptar una forma cónica para Mach superiores a 2,5.

La alta presión que aparece en la parte delantera del proyectil tras la onda de choque es responsable del incremento de la resistencia al avance en flujo supersónico. Este fenómeno se conoce como resistencia de onda.

En la siguiente figura se pueden apreciar los tres regímenes descritos en la curva de resistencia en función de la velocidad.

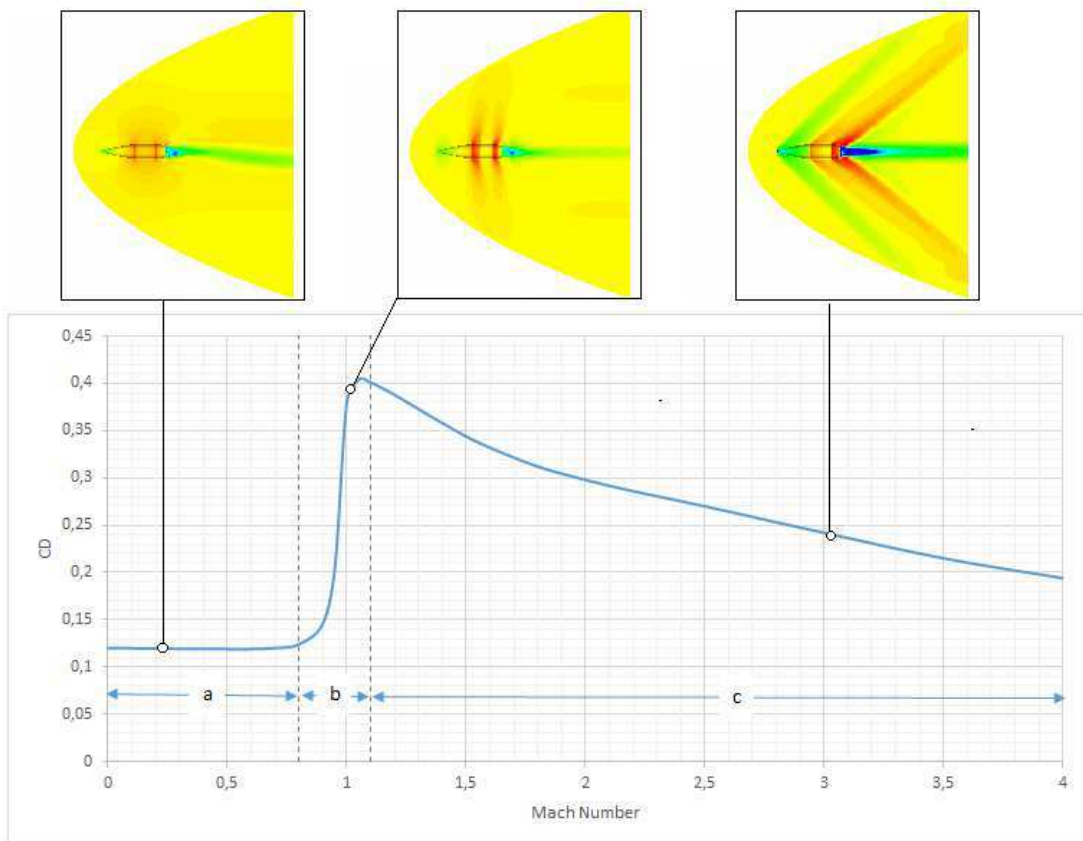


Figura 1: Regímenes subsónico (a), transónico (b) y supersónico (c)

2.2. FUERZAS Y COEFICIENTES

La fuerza ejercida por el aire sobre la superficie del proyectil es la integral de la presión (P) y de los esfuerzos viscosos (τ) sobre la misma. Para altos números de Reynolds como los que se dan en el campo de la balística, la fuerza resultante debida a la presión es varios órdenes de magnitud mayor que la debida a los esfuerzos cortantes en la pared, por lo que estos últimos pueden despreciarse.

Las fuerzas aerodinámicas deben descomponerse para su estudio en tres sistemas de ejes:

o Ejes locales en la superficie

- Fuerza normal o perpendicular a la superficie (F_p), siendo los términos de presión los responsables de esta fuerza.
- Fuerza tangencial o paralela a la superficie (F_t), siendo los términos viscosos los responsables de esta fuerza. Se despreciará en este trabajo.

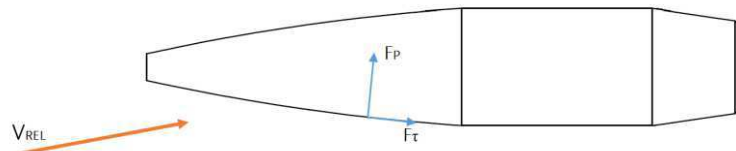


Figura 2: Descomposición de fuerzas en ejes locales de la superficie

o Ejes alineados con el flujo

- Fuerza de arrastre (F_D , drag en inglés), en la dirección paralela a la velocidad incidente o viento relativo.
- Fuerza de sustentación (F_L , lift en inglés), en dirección perpendicular al viento relativo. Es la principal responsable del momento de volcado.

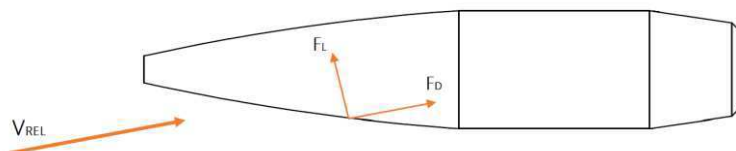


Figura 3: Descomposición de fuerzas en ejes alineados con el flujo

o Ejes ligados al proyectil

- Fuerza axial (F_A) en la dirección del eje longitudinal del proyectil,
- Fuerza normal (F_N) en un eje transversal. Dada la simetría de revolución del problema cualquier dirección radial es válida.

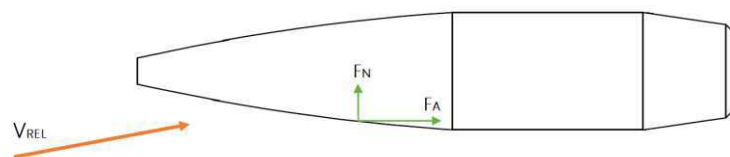


Figura 4: Descomposición de fuerzas en ejes ligados al proyectil

En general se prefiere trabajar con los coeficientes adimensionales, siendo los ejes preferidos los alineados con el flujo. Se toma como variables de referencia la densidad y velocidad del viento relativo, ρ_∞ , u_∞ , y la sección normal del proyectil, A .

Estos coeficientes dependen del ángulo de ataque y el número de Mach. La definición de cada coeficiente y la aproximación usual de los mismos en función del ángulo de ataque, α , se muestra a continuación:

o Coeficiente de arrastre (C_D)

Cuantifica la oposición del proyectil a avanzar en la dirección de la corriente fluida, cuanto menor sea este coeficiente, mejor será el proyectil aerodinámicamente.

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot u_\infty^2 \cdot A} = \frac{F_x \cdot \cos \alpha + F_y \cdot \sen \alpha}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot u_\infty^2 \cdot A}$$

En la literatura se asume una dependencia cuadrática con el seno del ángulo de ataque (en la práctica con el propio ángulo ya que se trabaja siempre a ángulos de ataque muy pequeños, del orden de unos pocos grados). La resistencia asociada al término cuadrático en alfa es usualmente muy pequeña comparado con el término constante.

$$C_D = C_{D0} + C_{D\alpha} \cdot (\sen \alpha)^2$$

o Coeficiente de sustentación (C_L)

Cuantifica la tendencia del proyectil a desplazarse en dirección perpendicular a la corriente fluida. Si el proyectil viaja alineado con el flujo este coeficiente es nulo.

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot u_\infty^2 \cdot A} = \frac{F_x \cdot \sen \alpha + F_y \cdot \cos \alpha}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot u_\infty^2 \cdot A}$$

Se considera una dependencia lineal y cúbica con el seno del ángulo de ataque mediante la siguiente expresión obtenida de la literatura:

$$C_L = C_{L\alpha} \cdot \sen \alpha$$

$$C_L = (C_{L\alpha_0} + C_1 \cdot (\sen \alpha)^2) \cdot \sen \alpha$$

$$C_L = C_{L\alpha_0} \cdot \sen \alpha + C_1 \cdot (\sen \alpha)^3$$

o Coeficiente de momento (C_M)

Cuantifica el momento o par de volcado al que está sometido el proyectil. Puede estar referido a la punta de la nariz o al centro de masas, siendo el último caso el más habitual.

$$C_M = \frac{-F_x \cdot y + F_y \cdot x}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot u_\infty^2 \cdot A \cdot D}$$

De la misma manera que en el coeficiente anterior, se asume una dependencia lineal y cúbica con el seno del ángulo de ataque.

$$C_M = C_{M\alpha} \cdot \sen \alpha$$

$$C_M = (C_{M\alpha_0} + C_2 \cdot (\sen \alpha)^2) \cdot \sen \alpha$$

$$C_M = C_{M\alpha_0} \cdot \sen \alpha + C_2 \cdot (\sen \alpha)^3$$

3. GEOMETRÍA

3.1. PROYECTILES ESTÁNDAR

Existen varias geometrías de proyectil estandarizadas que se pueden encontrar en [1], como los perfiles G1 y G7, siendo este último el mejor, aerodinámicamente hablando.

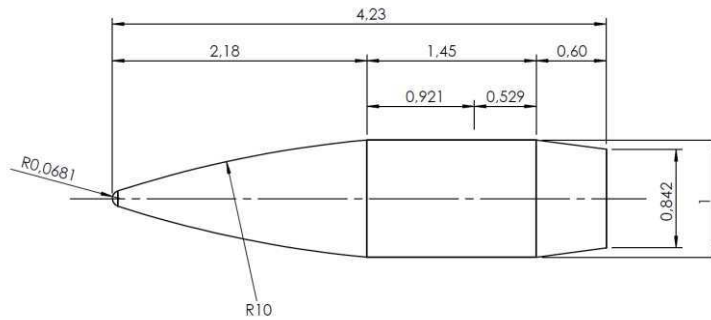


Figura 5: Proyectil G7

3.2. PROYECTILES VLD (Very Low Drag)

Cada fabricante desarrolla sus propios modelos, con supuestas mejoras respecto al perfil G7. Un ejemplo son los proyectiles VLD (Very Low Drag) [2], con mejor aerodinámica debida a su alargada nariz y el gran radio del arco que la conforma.

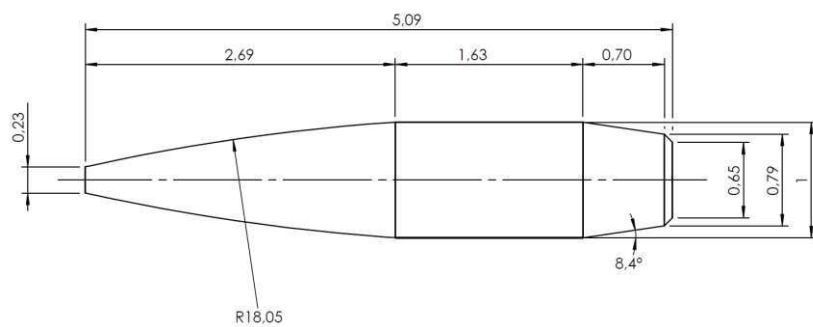


Figura 6: Proyectil VLD 168 grain

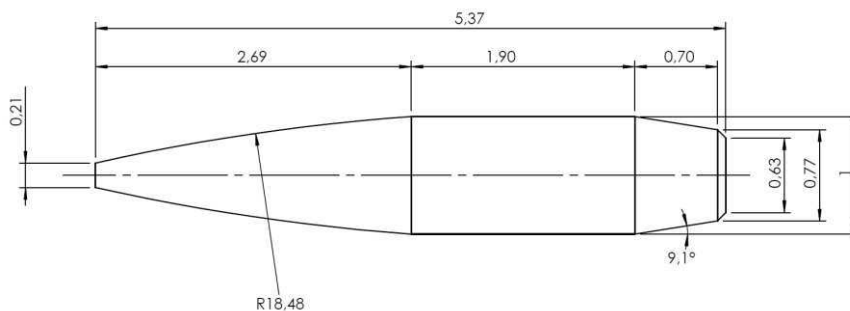


Figura 7: Proyectil VLD 180 grain

3.3. PROYECTILES MATCH

Debido a la gran información proporcionada por artículos especializados [3], incluyendo la influencia del ángulo de ataque en los coeficientes aerodinámicos, se ha optado por realizar la simulación de proyectiles Match, en concreto los dos que se muestran a continuación:

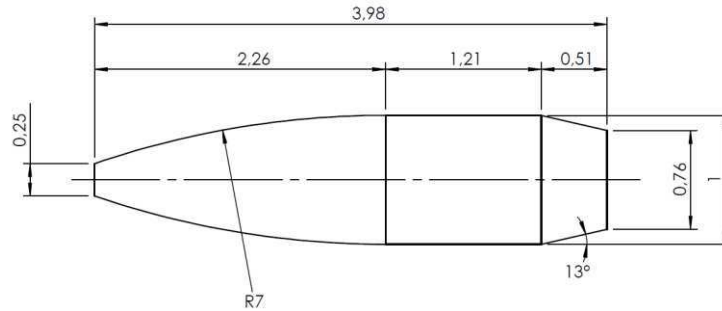


Figura 8: Proyectil Match 168 grain (Sierra International)

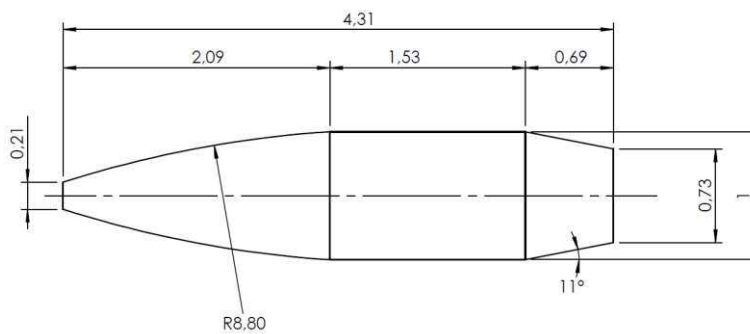


Figura 9: Proyectil Match 190 grain (Sierra Matchking)

Todos los perfiles mostrados se han adimensionalizado, siendo unitario su calibre.

Resulta de interés el parámetro denominado factor de forma, que nos indica su aerodinámica respecto al proyectil G7, el cual es habitualmente proporcionado por los fabricantes.

$$i_7 = \frac{C_D}{C_{D|G7}}$$

4. MODELO

4.1. HIPÓTESIS

A efectos de realizar un modelo manejable desde el punto de vista computacional ha sido necesario realizar algunas hipótesis y simplificaciones.

o Flujo No viscoso

Al despreciar la viscosidad la condición de no deslizamiento en las paredes se relaja a una condición de resbalamiento de forma que cuando la corriente fluida entra en contacto con una superficie sólida se verifica:

- La velocidad del fluido en la dirección perpendicular a la superficie es nula (condición de no penetración).
- La velocidad del fluido en la dirección paralela a la superficie puede no ser nula (se admite deslizamiento del fluido por la superficie).
- Las fuerzas del fluido sobre el proyectil tienen exclusivamente componente normal a la superficie (presión) siendo nulas las componentes en la dirección de la superficie (esfuerzos viscosos).

Esta simplificación se justifica por las siguientes razones:

- Para los números de Reynolds típicos en balística (del orden de 10^5 y superiores) el espesor de la capa límite, δ/D , es del orden de 10^{-2} lo que obliga a disponer elementos de un tamaño del orden de $10^{-3} \cdot D$ en la superficie. Esto conllevaría un tamaño de malla muy superior al abordable con los medios disponibles en el departamento.
- Se desconoce el número de Reynolds al que fueron realizadas las medidas experimentales de los proyectiles con las que se han comparado los cálculos.
- La fuerza debida al rozamiento viscoso es al menos dos órdenes de magnitud inferior a la fuerza debida a la presión
- Al no tratarse de cuerpos fuselados, el punto de desprendimiento de la capa límite no depende apreciablemente del desarrollo de la misma ya que se produce forzosamente en la cola del proyectil que es de geometría roma y aristas vivas.
- La introducción de las condiciones de contorno es más compleja y el tiempo de cálculo necesario para lograr la convergencia del método es más elevado en el software empleado.

o Compresible

El fluido de trabajo considerado es aire que a las velocidades consideradas se comporta como compresible.

o Simetría

Se ha optado por simular únicamente la mitad de la geometría debido a:

- La axisimetría de la geometría del proyectil
- La simetría especular del flujo entre ángulos de vuelo positivo y negativos
- El ahorro en coste computacional al reducir el número de elementos y nodos.

4.2. ECUACIONES

El sistema de ecuaciones que describe el movimiento de fluidos compresibles e incompresibles, empleado para la resolución del problema y denominado de Navier-Stokes, se compone de las cinco ecuaciones que se muestran a continuación:

- o Ecuación de conservación de la masa (escalar, 1 ecuación)

$$\rho_{,t} + [\rho u_i]_{,i} = 0$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{\partial u}{\partial x} + \rho \frac{\partial v}{\partial y} + \rho \frac{\partial w}{\partial z} = 0$$

- o Ecuaciones de conservación de movimiento (vectorial, 3 ecuaciones)

$$[\rho u_i]_{,t} + [\rho u_i u_j]_{,j} = [-P\delta_{ij} + \tau_{ij}]_{,j} + \rho b_i$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u^2) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho uv) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho uw) &= \frac{\partial}{\partial x}(\tau_{xx}) + \frac{\partial}{\partial y}(\tau_{xy}) + \frac{\partial}{\partial z}(\tau_{xz}) + \rho b_x \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho vu) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v^2) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho vw) &= \frac{\partial}{\partial x}(\tau_{yx}) + \frac{\partial}{\partial y}(\tau_{yy}) + \frac{\partial}{\partial z}(\tau_{yz}) + \rho b_y \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho w) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho wu) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho wv) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w^2) &= \frac{\partial}{\partial x}(\tau_{zx}) + \frac{\partial}{\partial y}(\tau_{zy}) + \frac{\partial}{\partial z}(\tau_{zz}) + \rho b_z \end{aligned}$$

- o Ecuación de conservación de la energía (escalar, 1 ecuación)

$$[\rho e_{tot}]_{,t} + [\rho u_i e_{tot}]_{,i} = [-Pu_i + \tau_{ij}u_j - q_i^{heat}]_{,i} + \rho(b_i u_i + r)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho e_{tot}) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u e_{tot}) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v e_{tot}) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w e_{tot}) &= \frac{\partial}{\partial x}[-Pu + \tau_{xx}u + \tau_{xy}v + \tau_{xz}w - q_x] + \\ &+ \frac{\partial}{\partial y}[-Pv + \tau_{yx}u + \tau_{yy}v + \tau_{yz}w - q_y] + \\ &+ \frac{\partial}{\partial z}[-Pw + \tau_{zx}u + \tau_{zy}v + \tau_{zz}w - q_z] + \\ &+ \rho(b_x u + b_y v + b_z w + r) \end{aligned}$$

En el sistema de ecuaciones anterior se definen:

- o Fuerzas másicas y fuente de calor por unidad de masa
 b_i r

- o Flujos de calor

$$\vec{q} = q_x + q_y + q_z$$

$$\vec{q} = \left(-k \frac{\partial T}{\partial x}\right) + \left(-k \frac{\partial T}{\partial y}\right) + \left(-k \frac{\partial T}{\partial z}\right)$$

- o Energía total (interna y cinética)

$$e_{tot} = e_{interna} + e_{cinética}$$

$$e_{tot} = e + \frac{|\vec{u}|^2}{2}$$

Además, el sistema de Navier-Stokes se puede expresar matricialmente, de manera más compacta como un sistema advectivo-difusivo.

$$U_{,t} + F_{i,i}^{adv} = F_{i,i}^{dif} + S$$

$$\begin{bmatrix} 1 \\ u \\ v \\ w \\ e_{tot} \end{bmatrix}_{,t} + \left(\rho u_i \begin{bmatrix} 1 \\ u \\ v \\ w \\ e_{tot} \end{bmatrix}_{,i} + P \begin{bmatrix} 0 \\ \delta_{1j} \\ \delta_{2j} \\ \delta_{3j} \\ u_i \end{bmatrix}_{,i} \right) = \left(\begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{1i} \\ \tau_{2i} \\ \tau_{3i} \\ \tau_{ij} u_j \end{bmatrix}_{,i} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ q_i^{heat} \end{bmatrix}_{,i} \right) + \begin{bmatrix} 0 \\ b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ b_i u_i + r \end{bmatrix}$$

Las incógnitas en este problema son:

- Tres termodinámicas (P , ρ y T)
- Seis mecánicas (u , v , w)
- Seis esfuerzos (τ_{xx} , τ_{yy} , τ_{zz} , τ_{xy} , τ_{xz} , τ_{yz})

Para poder resolver será necesario introducir, además de las ecuaciones ya mencionadas:

o Relaciones constitutivas

Expresan los esfuerzos cortantes τ en función de las velocidades de la siguiente manera para un fluido Newtoniano:

$$\tau_{ij} = \mu(u_{i,j} + u_{j,i}) + \lambda(u_{i,i})$$

$$\tau = \mu \begin{pmatrix} 2 \frac{\partial u}{\partial x} & \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} & 2 \frac{\partial v}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} & \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} & 2 \frac{\partial w}{\partial z} \end{pmatrix} + \lambda \begin{pmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial v}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial w}{\partial z} \end{pmatrix}$$

o Ecuación de estado

Proporciona una relación entre las tres variables termodinámicas.

$$P = \rho r T$$

4.3. ANÁLISIS DIMENSIONAL

Debido al diseño del software de cálculo y con el objetivo de realizar un cálculo genérico, no adaptado para unas condiciones climáticas o un calibre concretos, se adimensionalizaron la velocidad y densidad del aire y las longitudes de la forma que se muestra a continuación:

$$u' = \frac{u}{u_\infty}$$

$$\rho' = \frac{\rho}{\rho_\infty}$$

$$x' = \frac{x}{D}$$

Donde se toma como referencia la velocidad y densidad de la corriente de aire (u_∞ y ρ_∞) y el calibre del proyectil (D).

Reduciéndose el problema a un proyectil de calibre $D' = 1$ en una corriente de aire con las siguientes características:

$$u_\infty' = 1$$

$$\rho_\infty' = 1$$

$$r = \frac{8314 \frac{J}{K \text{ kmol}}}{28,97 \frac{\text{kmol}}{kg}} = 288,29 \frac{J}{K \text{ kg}}$$

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} = 1,4$$

Además, para que exista semejanza dimensional con la realidad, es necesario conservar los números adimensionales.

o Número de Mach

Con el número de Mach se puede calcular la temperatura necesaria de la corriente de fluido en el modelo simulado para que el proyectil viaje a una velocidad dada respecto al límite sónico.

$$\left. \begin{aligned} M_\infty &= \frac{u_\infty}{\sqrt{\gamma r T_\infty}} \\ M_\infty &= \frac{u_\infty'}{\sqrt{\gamma r T_\infty'}} \end{aligned} \right\} \rightarrow T_\infty' = \frac{(u_\infty')^2}{\gamma r (M_\infty)^2} = \frac{1}{\gamma r (M_\infty)^2}$$

o Número de Reynolds

Con este número es posible calcular la viscosidad μ' del modelo para que sea dimensionalmente equivalente a los experimentos realizados, de los cuales se desconoce el calibre empleado, aunque como se ha explicado anteriormente, con las hipótesis de partida escogidas, no fue necesario el cálculo de la viscosidad.

$$\left. \begin{aligned} Re &= \frac{\rho u_\infty D}{\mu} \\ Re &= \frac{\rho' u_\infty' D'}{\mu'} = \frac{1}{\mu'} \end{aligned} \right\} \rightarrow \mu' = \frac{1}{Re}$$

5. CONDICIONES DE CONTORNO

5.1. ENTIDADES DEL PROBLEMA

En este apartado se va a proceder a listar las superficies y líneas de interés del problema sobre las que se impondrán las condiciones de contorno necesarias.

- o Superficies
 - Entrada (A)
 - Salida (B)
 - Proyectil (C, D)
 - Simetría (E, F)
- o Líneas
 - Entrada (1, 2)
 - Proyectil (3,4,5)

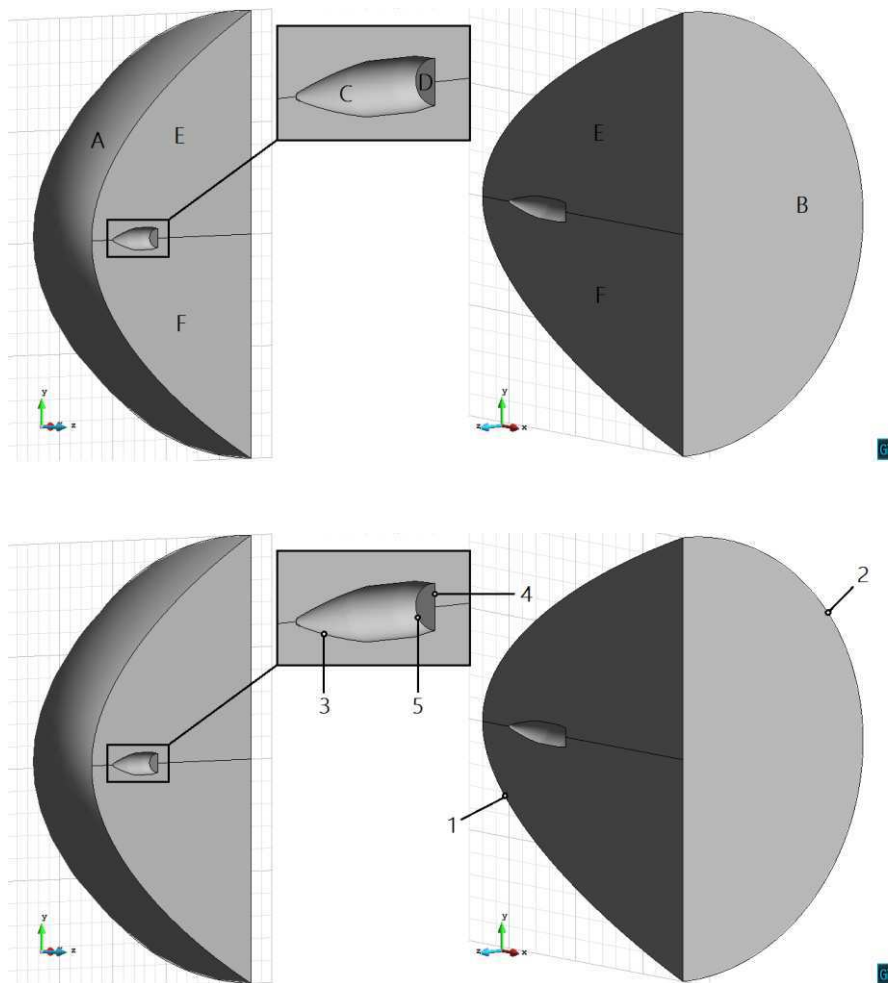


Figura 10: Superficies y líneas de la geometría

5.2. TIPOS DE CONDICIONES

Las condiciones de contorno impuestas en las superficies fueron las siguientes

o Entrada y salida

Estas condiciones han de ser escogidas cuidadosamente en cada régimen para la correcta resolución del problema matemáticamente, en la siguiente tabla se muestran las variables impuestas en cada superficie en los distintos casos:

		u	v	w	ρ	P	T
Subsónico	Entrada (A)	✓	✓	✓	✓		
	Salida (B)					✓	
Supersónico	Entrada (A)	✓	✓	✓	✓		✓
	Salida (B)						

Tabla 1: Condiciones de contorno impuesta en cada régimen de trabajo

o Euler

Esta condición permite que exista velocidad en la dirección tangencial a la superficie pero no en la dirección normal (el fluido no penetra en el sólido). Fue asignada en:

- Las superficies C y D por pertenecer al proyectil.
- Las superficies E y F por poseer simetría el problema respecto a dichas superficies.

o Flux

El software de cálculo imprimirá un archivo (flux) con los esfuerzos de las superficies de interés que marquemos con esta condición. Para este problema nos interesarán los esfuerzos de las superficies C y D pertenecientes al proyectil

Para asegurar un cálculo adecuado fueron impuestas además las siguientes condiciones en las líneas:

o Entrada

Asignada en las líneas 1 y 2 por estar contenidas además en superficies de simetría y salida respectivamente, de esta manera se fuerza a que la condición de entrada sea dominante en ellas.

o Euler línea

Esta condición impone que la velocidad en todos los nodos pertenecientes a la línea tenga componente exclusivamente en la dirección de la misma.

Esta condición fue asignada en las líneas 3 y 4.

Además se dejó libertad para que la velocidad en el anillo formado por la línea 5 tuviera la dirección pertinente.

Finalmente se impuso en todo el volumen una condición inicial, donde para el instante inicial de la simulación, todos los nodos del dominio tenían fijadas las velocidades (u, v, w) y dos variables termodinámicas (ρ, T)



6. MALLADO

6.1. CARACTERÍSTICAS DEL DOMINIO

El dominio empleado en las simulaciones debe ser lo suficientemente grande para capturar todos los fenómenos físicos que ocurren en torno al proyectil (ondas de choque, estela, abanicos de expansión...) y lo suficientemente pequeño para no elevar demasiado el coste computacional.

El volumen de control escogido para las simulaciones está formado por una parábola de revolución. Esta geometría representa un ahorro notable de volumen en las esquinas delanteras respecto a un hexaedro y posee una forma ideal en la que capturar adecuadamente las ondas de choque de forma cónica que presenta el problema.

El proyectil se ubica en la parte delantera del volumen de control, reduciendo el volumen delante del proyectil al necesario para capturar la onda de choque. De esta manera se dispone de más espacio en la parte trasera para definir completamente la estela detrás del cuerpo.

Dada la simetría del problema, las simulaciones fueron llevadas a cabo con la mitad del proyectil y del volumen de control únicamente, reduciendo a la mitad el número de nodos y elementos y a la cuarta parte la duración del cálculo de las simulaciones.

El mallado fue realizado con el programa comercial GiD, optando por una malla no estructurada formada por tetraedros.

6.2. PARÁMETROS DE LA MALLA

El software de mallado dispone de varios parámetros que el usuario puede modificar a voluntad para obtener una malla lo más adecuada posible a las necesidades del usuario.

Los parámetros de mayor importancia que se han considerado para este caso en particular son los siguientes:

- o Tamaño global
Tamaño máximo permitido en cualquier zona de la malla.
- o Tamaño en superficies
Tamaño máximo de los elementos que poseen nodos en contacto con la superficie o línea seleccionada. Se asignó un tamaño en las superficies pertenecientes al proyectil (C y D).
- o Factor de crecimiento
Determina el porcentaje de crecimiento entre el tamaño de un elemento y los adyacentes, cuanto mayor sea este porcentaje, más brusco será el crecimiento del tamaño de los elementos.

6.3. ANÁLISIS DE DEPENDENCIA DE LA MALLA

Existen dos zonas de interés principal en el flujo fluido: por un lado la punta del proyectil (donde se formará la onda de choque) y por otro lado la cola (tras la cual se formará una estela). La diferencia del campo de presiones en entre estas dos zonas será fundamental para determinar la resistencia con el aire. Por esta razón es necesario que estas zonas posean una resolución adecuada en el mallado.

Antes de llevar a cabo la batería de casos para distintos números de Mach y ángulos de ataque, se consideró necesario optimizar los parámetros de mallado para lograr una adecuada resolución de la punta y la estela. Para ello, se trabajó con cuatro mallas diferentes, cuyos parámetros se recogen en la siguiente tabla.

	Superficie	Línea	Global	Factor	Nodos	Elementos	Flux
Malla 1	0,01	-	1,0	10%	104.742	368.609	63.475
Malla 2	0,03	-	0,3	50%	96.400	516.060	7.156
Malla 3	0,1	0,1	1,0	10%	50.848	280.145	667
Malla 4	0,03	0,1	1,0	10%	172.936	965.787	7.156

Tabla 2: Parámetros y características de las mallas empleadas

La malla 4 ha sido inicialmente descartada debido al elevado número de elementos y nodos, lo que implica un coste computacional inasumible.

o Malla 1

Posee elementos de gran tamaño y gran resolución en la geometría del proyectil. Su diseño está orientado a simulaciones de flujo viscoso dada su alta resolución en los alrededores del proyectil. Con ella se captura con gran precisión la sobrepresión de la punta pero es insuficiente para capturar adecuadamente la estela, por lo que no se ha considerado adecuada.

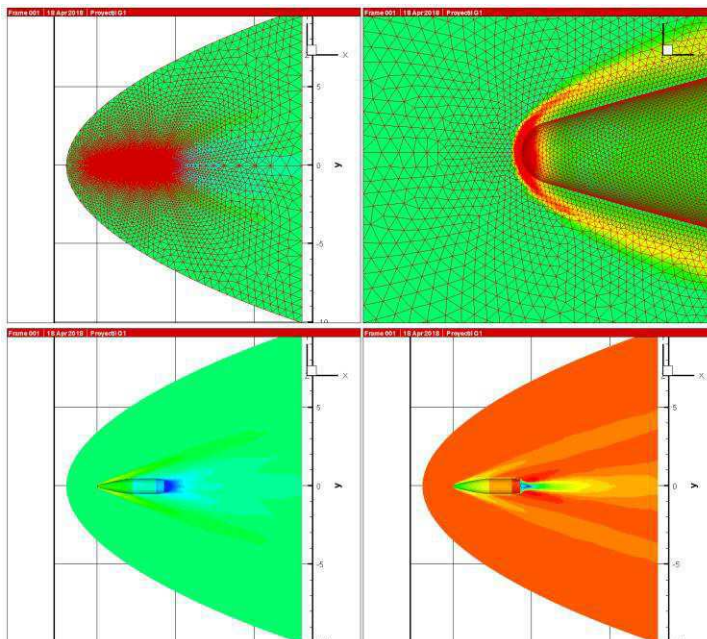


Figura 11: Resultados de las pruebas con la malla 1

o Malla 2

En esta malla el tamaño global máximo se ha reducido a la tercera parte respecto a la primera malla, lo que favorece que la onda de choque y la estela sean capturadas perfectamente.

Esta malla presenta los coeficientes aerodinámicos más cercanos a los datos experimentales, siendo finalmente la malla escogida.

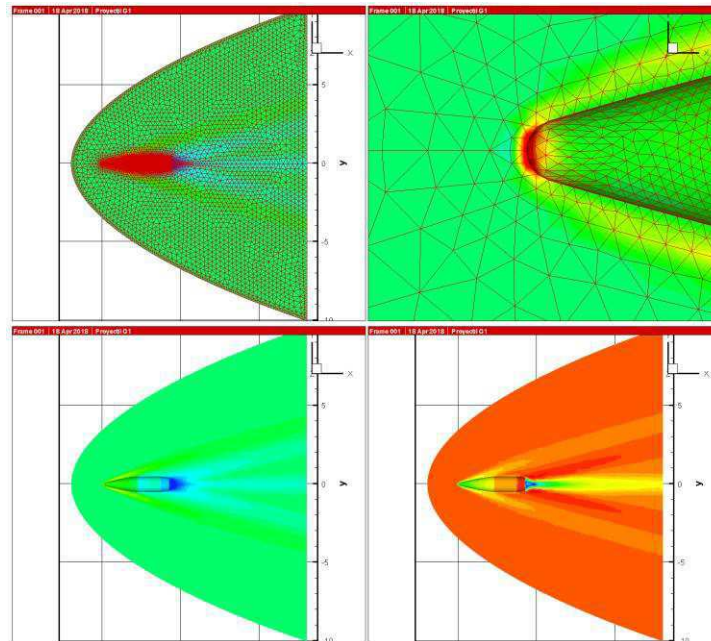


Figura 12: Resultados de las pruebas con la malla 2

o Malla 3

Como se observó la determinante influencia de la estela en los resultados, se intentó minimizar el tamaño de la malla en esta zona, pero no se adapta correctamente a la geometría por lo que esta malla también fue descartada.

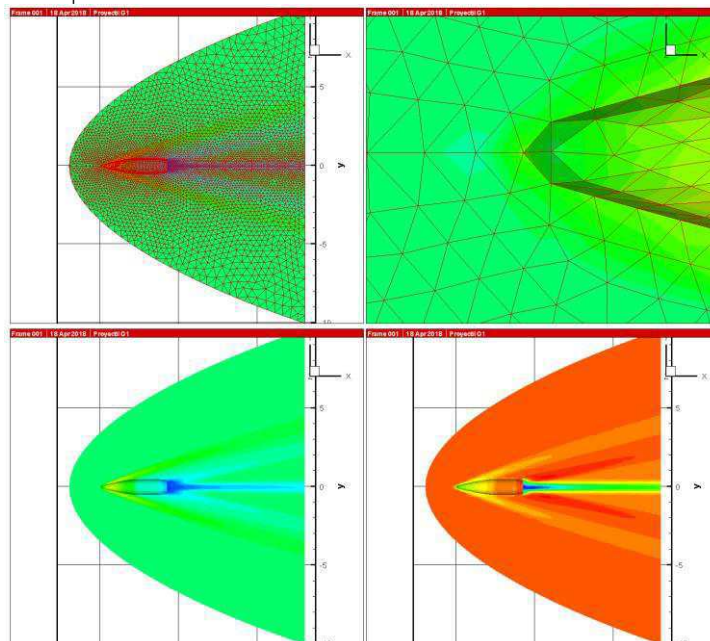


Figura 13: Resultados de las pruebas con la malla 3

7. CÁLCULO

El proceso seguido para la realización de una simulación completa se muestra en el diagrama de flujo en la siguiente figura:

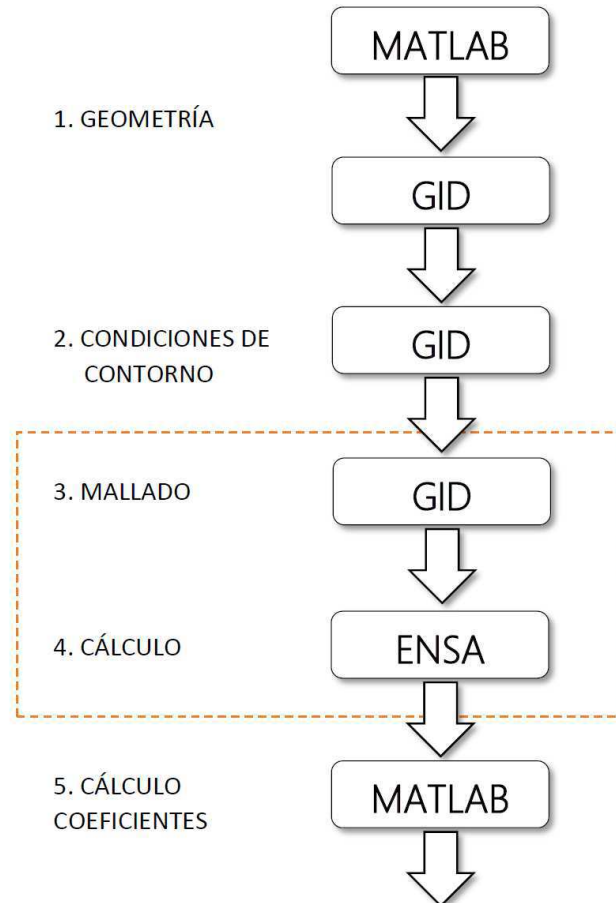


Figura 14: Diagrama de flujo del proceso de cálculo

7.1. PRE-PROCESO

Las operaciones de pre-proceso comprenden los puntos 1, 2 y 3 del diagrama de la figura.

Para el trazado de los arcos de la ojiva del proyectil es necesario plantear las ecuaciones no lineales de los arcos de las circunferencias que la forman y sus correspondientes tangencias, estas ecuaciones se muestran detalladamente en el Anexo II de esta memoria.

La resolución dichas ecuaciones se ha programado en Matlab. Los códigos programados se adjuntan en el Anexo III.

Una vez obtenidos los parámetros necesarios, se procede al modelado tridimensional del proyectil y el volumen de control correspondiente al dominio de la solución mediante el software comercial de mallado GiD.

7.2. RESOLUCIÓN DEL CAMPO (ENSA)

El programa de cálculo ENSA, de desarrollo interno del departamento, resuelve las ecuaciones de mecánica de fluidos descritas anteriormente, de manera Euleriana, mediante el método de elementos finitos.

En el proceso de resolución de un cálculo completo con dicho programa, encontramos:

o Información de entrada (input)

Por una parte se dispone de los ficheros generados por el programa de dibujo, que dan información relativa a la malla y las condiciones de contorno:

- Nodos (índice y 3 coordenadas espaciales)
- Elementos (índice y conectividad; 4 nodos que forman el elemento)
- Condiciones de contorno (Nodos sobre los que se aplican y variables impuestas)

Por otra parte se dispone de un fichero en el que se indican los parámetros de control del problema, donde el usuario puede modificar:

- Tipo de resolución. Se debe indicar si las ecuaciones a resolver han de ser discretizadas de forma explícita o implícita. Se ha optado por resolver de manera implícita ya que dicho modelo de discretización es incondicionalmente estable para pasos temporales más elevados.
- CFL, parámetro que indica el paso temporal en cada iteración del programa (la mayor parte de las simulaciones se han realizado con CFL entre 5 y 10. En general este método permite trabajar a CFL muy altos (del orden de 1000), pero la estabilidad depende del problema. Se realizó un estudio que demostró la independencia de la solución obtenida respecto del CFL, siempre y cuando se haya alcanzado la convergencia.
- Número de pasos, que deben de ser los necesarios para lograr la convergencia de la solución (para este problema han sido necesarios del orden de 1000 pasos).
- Capturador de ondas de choque. El método de discretización dispone de varios tipos de viscosidad artificial que es necesario añadir al operador de convección para capturar adecuadamente la discontinuidad que representa una onda de choque.

o Información de salida (output)

Una vez realizado el cálculo con el solver, este devuelve la información detallada a continuación:

- En todos los nodos del dominio
Índice, coordenadas (x, y, z) , densidad (ρ) , velocidades (u, v, w) y temperatura (T) .
- En todos los nodos de la superficie de interés, se proporciona además los vectores normales a la superficie (n_1, n_2, n_3) y la presión (P) .
- Datos adicionales del proceso como el residuo o archivos para el re-arranque del cálculo desde la solución obtenida en lugar de empezar en la condición inicial.

7.3. POST-PROCESO (MATLAB)

Una vez obtenida la información descrita en el apartado anterior con el software de cálculo, es necesaria su lectura y el post-procesado de la misma para calcular los coeficientes aerodinámicos. Se ha optado para ello por la utilización del programa informático Matlab. El proceso empleado para ello consta de los siguientes pasos:

1. Inspección de la matriz de nodos, se añade una columna
 - Si el nodo no pertenece a la superficie del proyectil se marca un 0 en la columna.
 - Si el nodo pertenece a la superficie del proyectil se marca un 1 en la columna.
2. Inspección de la matriz de elementos y su conectividad. Se buscan los cuatro nodos pertenecientes a cada elemento y se analiza su posición relativa respecto a la superficie del proyectil, pudiendo encontrar:
 - Pertenecen 0 nodos a la superficie. El elemento no está en contacto con la superficie de la bala.
 - Pertenecen 1 nodo a la superficie. El elemento está apoyado con un vértice en la superficie.
 - Pertenecen 2 nodos a la superficie. Una arista del elemento está apoyada en la superficie.
 - Pertenecen 3 nodos a la superficie. Una de las caras del elemento está apoyada en la superficie. Estos serán los elementos de interés para el cálculo, marcaremos un 1 en una columna añadida al elemento.
 - Pertenecen 4 nodos a la superficie. Significa que el elemento está deformado y es plano. Se ha comprobado que ninguna de las mallas empleadas tenían elementos de este tipo.
3. En todos los elementos que poseen 3 nodos, y por tanto una superficie coincidente con la superficie del proyectil, se realiza una media aritmética obteniendo las coordenadas $(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z})$ y presión (\bar{P}) y medias en la superficie.
4. En todos los elementos con 3 nodos pertenecientes a la superficie del proyectil, se busca el cuarto nodo no perteneciente y se renombran todos para colocar dicho nodo en cuarto lugar. Posteriormente se procede al cálculo y escritura de:
 - Dos vectores contenidos en la superficie (\vec{u}_1, \vec{u}_2) y otro vector que irá del primer nodo al cuarto (no perteneciente) (\vec{u}_3) .
 - Producto vectorial $(\vec{u}_1 \times \vec{u}_2)$ con el que se obtendrá el vector normal a la superficie (\vec{n}) . La mitad del módulo de este vector se almacenará como la superficie del triángulo perteneciente al proyectil.
 - Producto escalar $(\vec{u}_3 \cdot \vec{n})$. Si el producto obtenido es negativo indica que el sentido del vector normal es hacia el interior de la superficie por lo que será necesario cambiarle el signo.
 - Por último se calcula la fuerza actuante en cada superficie como la presión media por el vector normal $\vec{F} = \bar{P} \cdot \vec{n}$
5. Se procede a la suma integral, para cada coordenada, de las fuerzas en todos los elementos pertenecientes a la superficie. Con la suma de las fuerzas se calculan los coeficientes de fuerzas y momentos definidos previamente.

8. RESULTADOS

8.1. COEFICIENTE C_{D0}

Este coeficiente define la resistencia aerodinámica del proyectil a su avance en la dirección de la corriente fluida para ángulo de ataque nulo.

En la realidad el proyectil viaja con ángulo no nulo por lo que es habitual en los casos experimentales medir el ángulo de vuelo y extrapolar los resultados a ángulo cero.

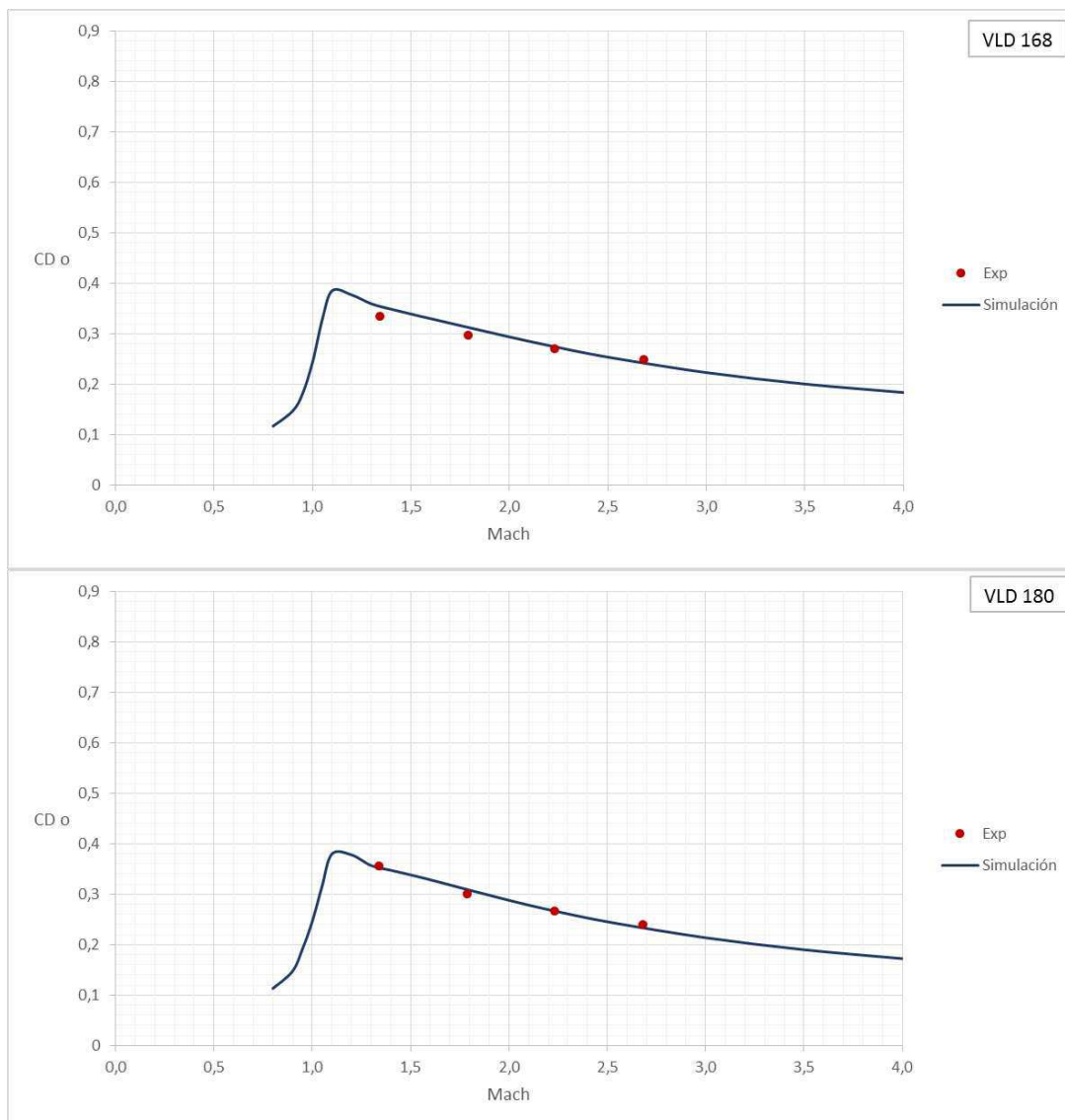


Figura 15: Coeficiente C_{D0} de los proyectiles VLD

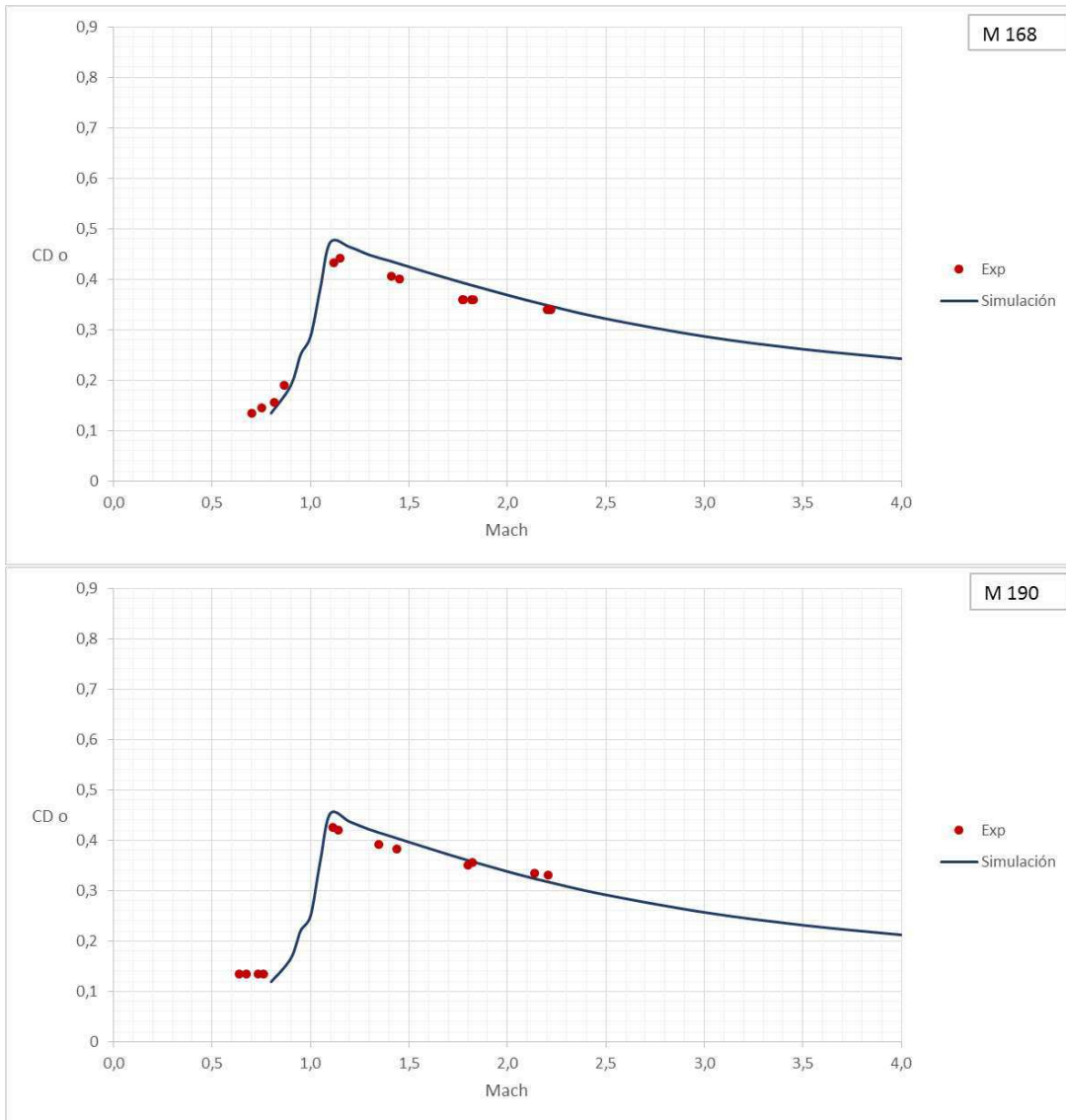


Figura 16: Coeficiente C_{D0} de los proyectiles Match

Con los resultados experimentales y simulados se puede apreciar que este coeficiente es menor para los proyectiles VLD lo que indica su mejor aerodinámica respecto a los Match.

8.2. COEFICIENTE $C_{D\alpha^2}$

Como se ha comentado, el coeficiente C_D , en función del ángulo presenta una simetría par aumentando para ángulos positivos y negativos.

Debido a que la resistencia asociada al término cuadrático en alfa es mucho menor que la correspondiente a ángulo cero la obtención del segundo coeficiente es mucho más delicada. Esto explica la dispersión de los datos experimentales y la mayor discrepancia entre éstos y los obtenidos de la simulación. Pese a lo anteriormente mencionado, hay buena concordancia en la tendencia y orden de magnitud entre los resultados simulados y experimentales.

Solo se dispone de datos experimentales del coeficiente cuadrático para los proyectiles Match.

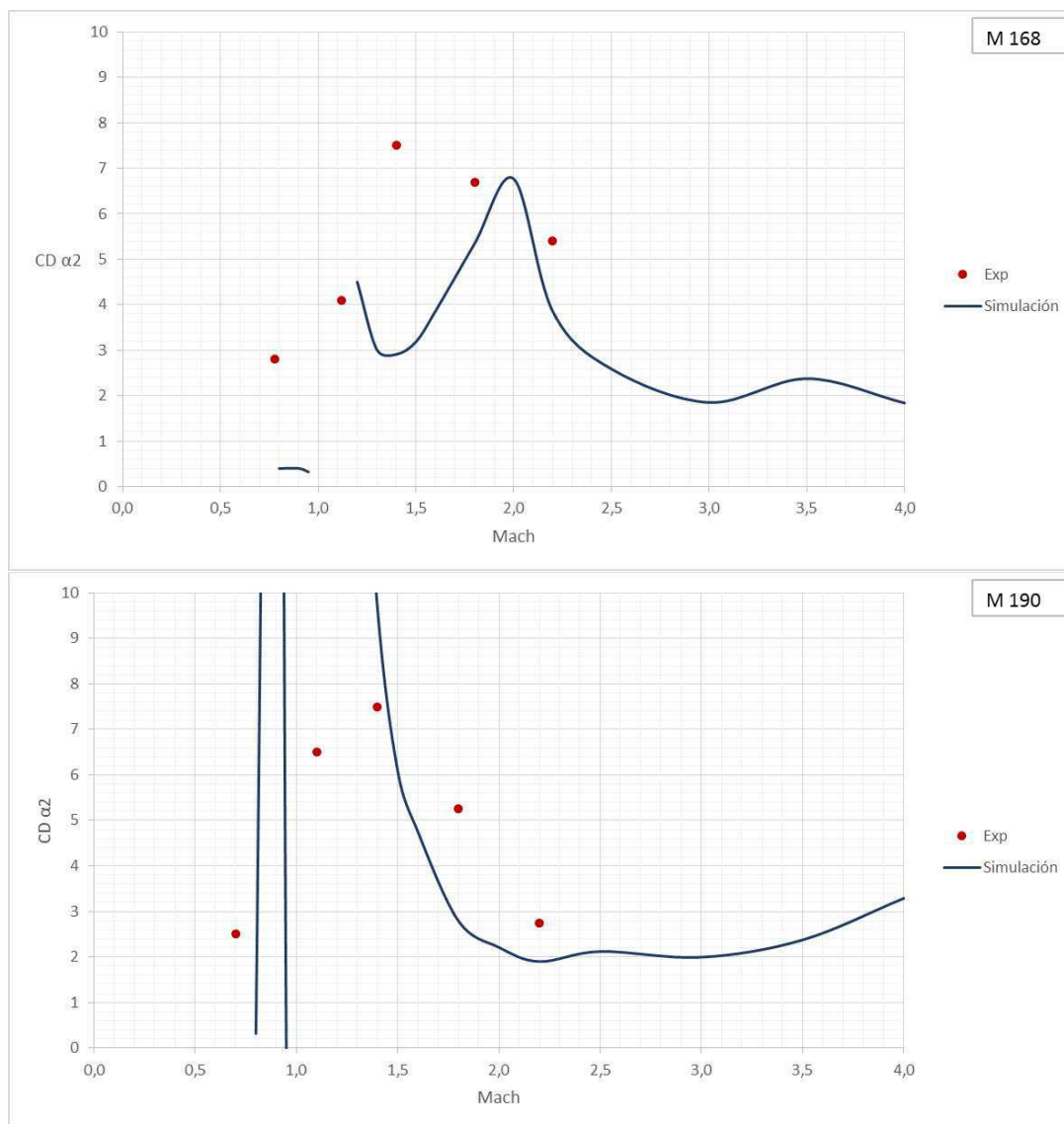


Figura 16: Coeficiente $C_{D\alpha^2}$

8.3. COEFICIENTE $CL_{\alpha 0}$

El coeficiente C_L presenta una simetría impar en función del ángulo, siendo $C_{L\alpha 0}$ el término lineal de la evolución.

A continuación se muestra dicho término para los proyectiles Match, comparado con los datos experimentales, la tendencia de este coeficiente parece ser creciente con el número de Mach.

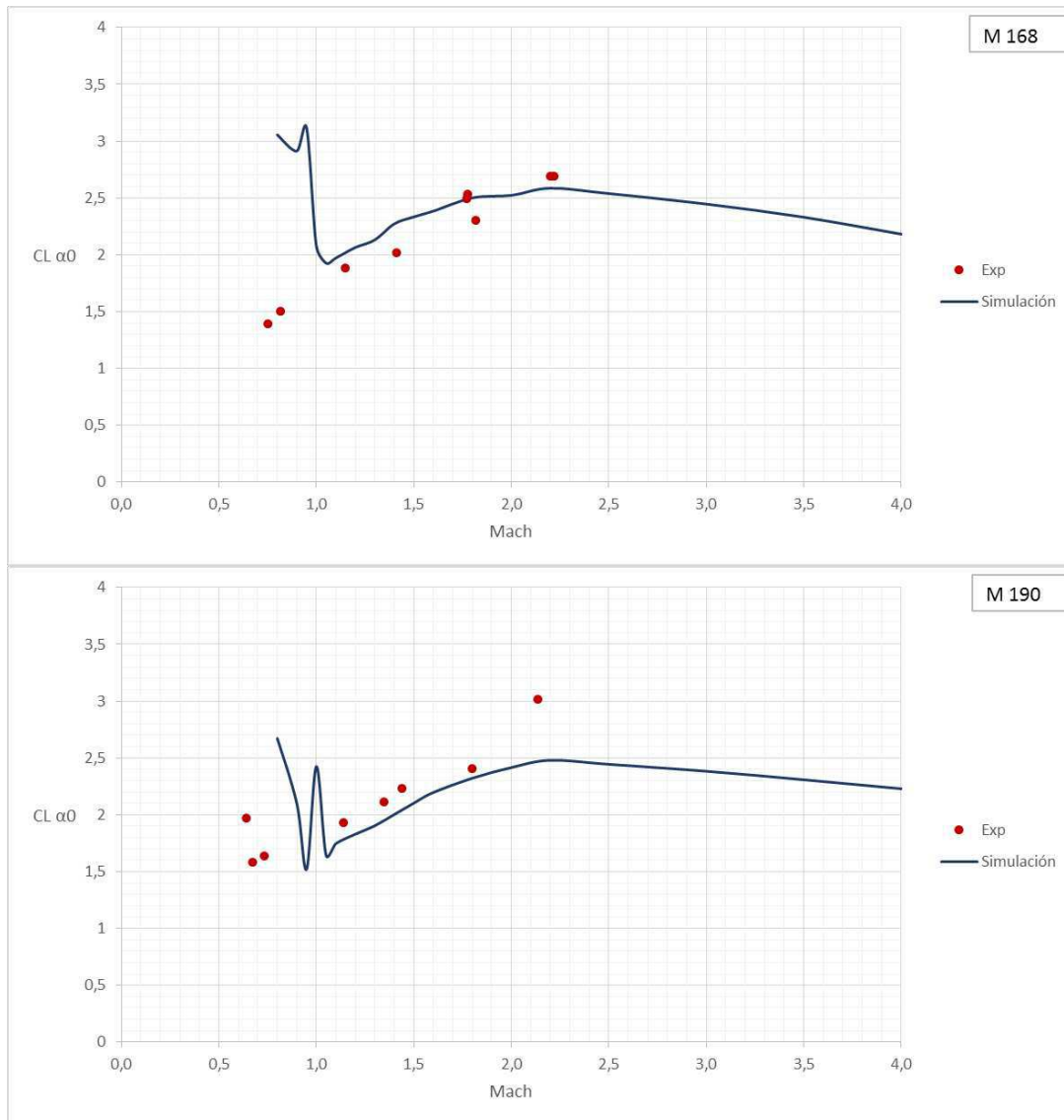


Figura 17: Coeficiente $CL_{\alpha 0}$

8.4. COEFICIENTE $C_{M\alpha}$

El coeficiente C_M presenta una simetría impar en función del ángulo, el momento para su cálculo ha sido tomado respecto al centro de gravedad del proyectil. Se denomina $C_{M\alpha}$ al término lineal de la evolución.

La tendencia es decreciente con el número de Mach, lo que implica que aumentar la velocidad de vuelo del proyectil conlleva una disminución del riesgo de volcado.

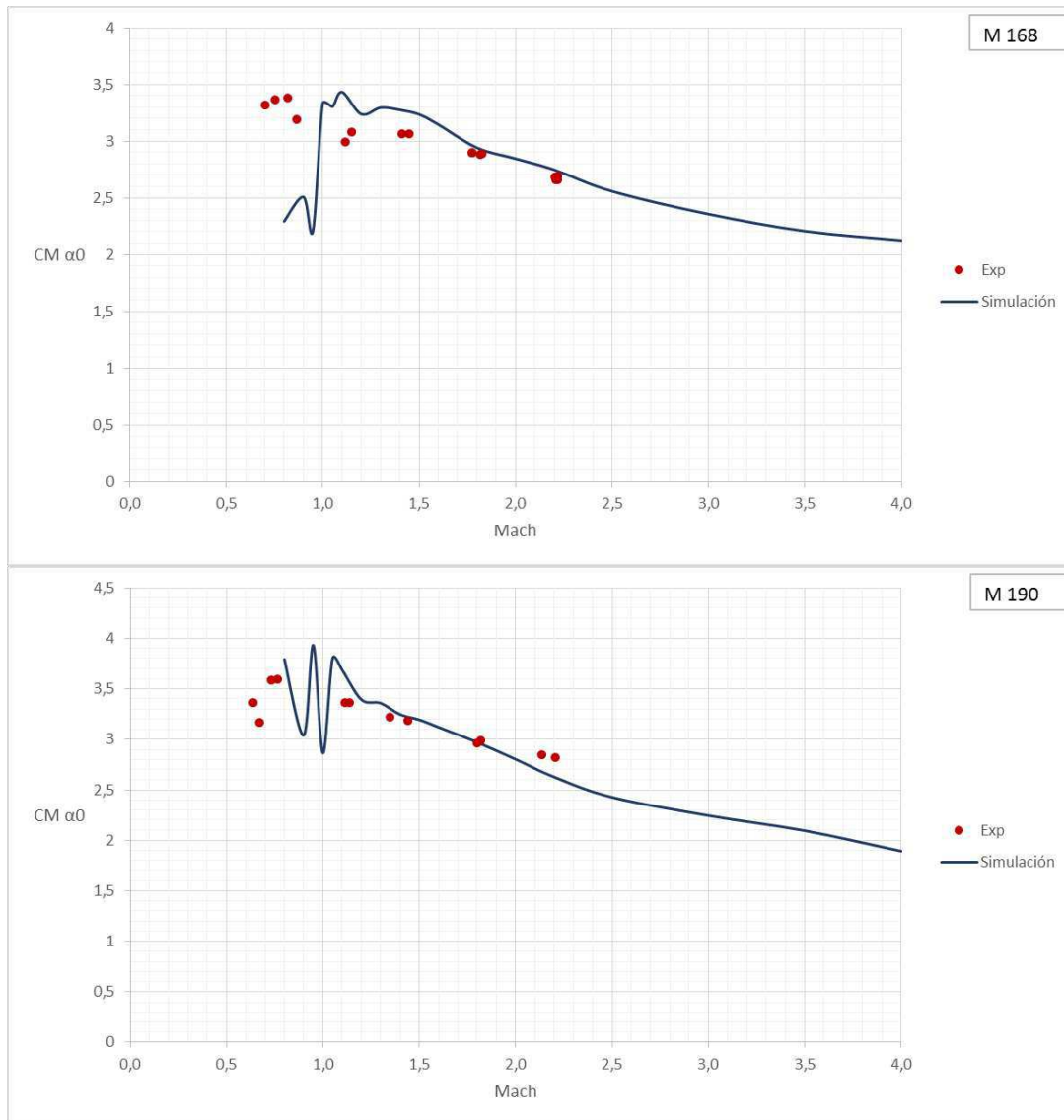


Figura 18: Coeficiente $C_{M\alpha}$

8.5. VARIABLES DE CAMPO

En las siguientes imágenes se muestra el campo obtenido para una de las simulaciones a modo representativo de todos los las realizadas.

La variable representada es el número de Mach para el caso $M_\infty=2,2$, se pueden observar la onda de choque, la estela y los abanicos de expansión.

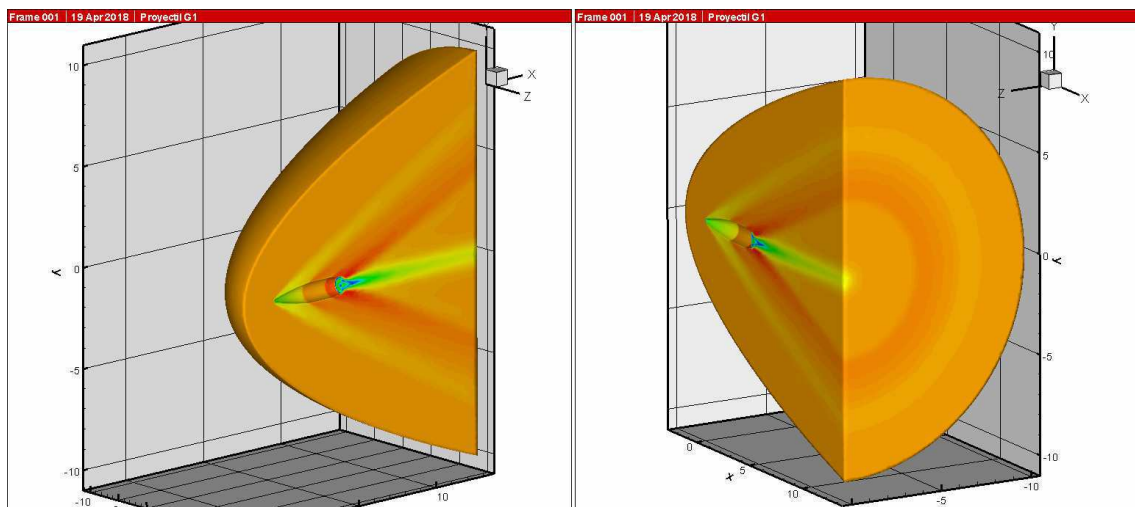
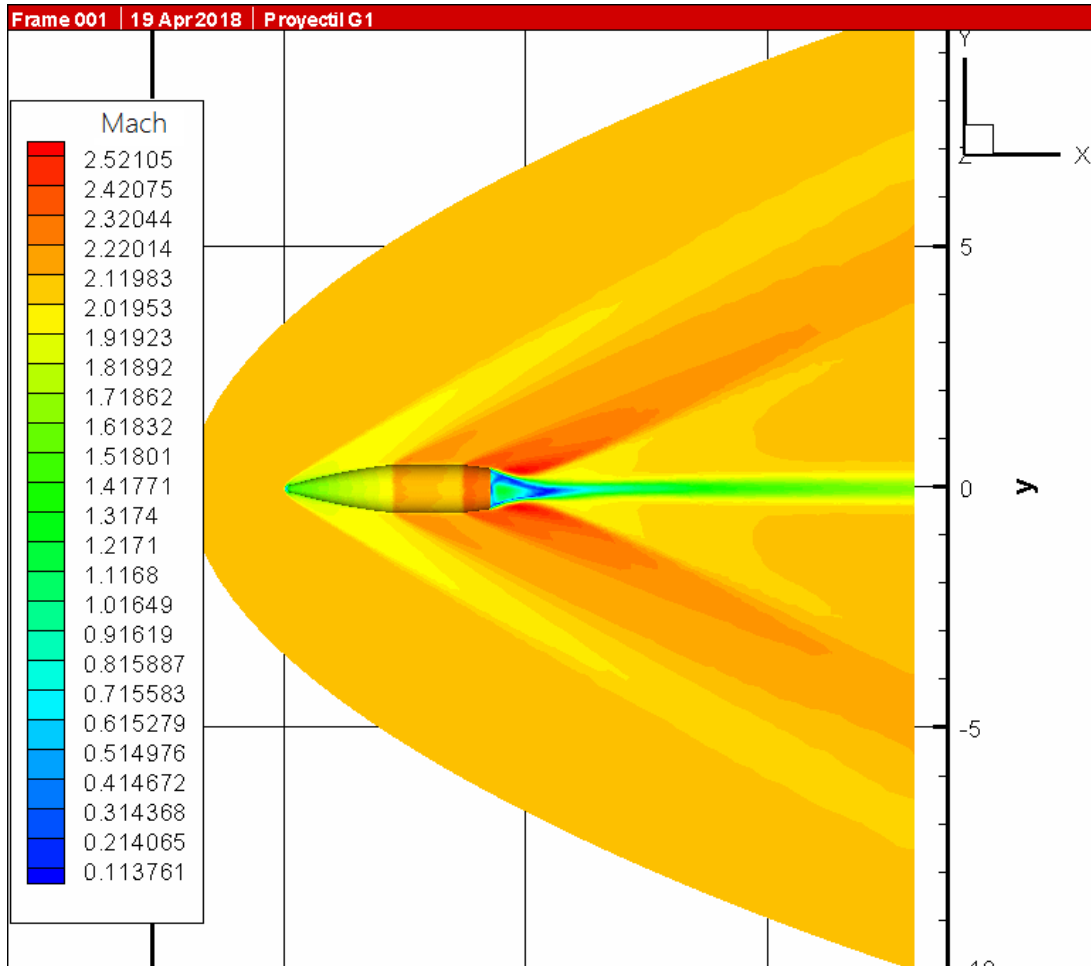


Figura 19: Representación del número de Mach en el dominio fluido

El programa de visualización posee opciones para la representación de vectores y línea de corriente como se muestra a continuación.

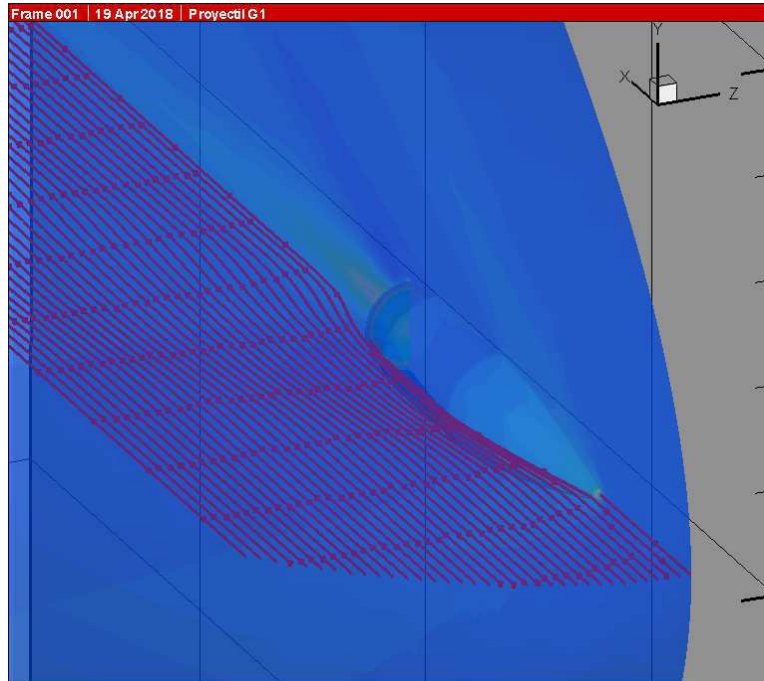


Figura 20: Líneas de corriente en un plano radial del dominio

En las simulaciones llevadas a cabo en régimen subsónico se ha observado una estela oscilante, denominada en mecánica de fluidos como calle de Von Karman. Para estos casos ha sido necesario realizar varias simulaciones en distintos instantes de tiempo y calcular la media de los coeficientes

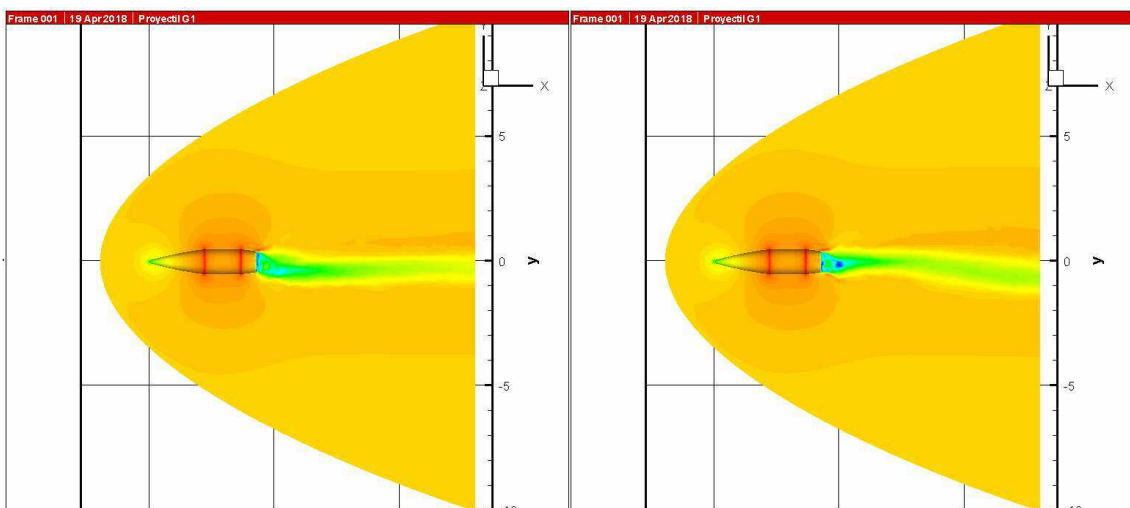


Figura 21: Oscilaciones del campo en la estela.

9. CONCLUSIONES

El presente estudio busca el cálculo computacional de los coeficientes aerodinámicos asociados a las fuerzas de arrastre y sustentación y del momento de volcado de proyectiles de pequeñas armas. Ello requiere la simulación del campo fluido alrededor del proyectil. Se han realizado simulaciones con distintos ángulos de ataque con el fin de obtener las derivadas de dichos coeficientes.

Los primeros pases han sido realizados con el proyectil estándar G7, para asegurar la validez de las condiciones de contorno y mallado para posteriormente ser empleadas en el cálculo de proyectiles comerciales.

Los resultados obtenidos son satisfactorios en el cálculo de coeficientes, así como en los términos lineales y cuadráticos de las funciones. Esta semejanza con los datos experimentales demuestra que los cálculos computacionales, a pesar de las simplificaciones consideradas, reproducen con exactitud la realidad, motivando el uso de CFD como herramienta para cálculos prácticos, como alternativa a su obtención experimental que conlleva una elevada complejidad y coste material.

La limitación más importante encontrada se encontró en el mallado y a pesar de que la malla empleada ha proporcionado resultados satisfactorios, no es adecuada para cálculos con flujo viscoso. Sería necesaria para ello una malla mucho más fina en torno al cuerpo y la estela lo que aumentaría el coste computacional hasta límites inabordables con las herramientas disponibles.

Una posible solución consistiría en realizar un programa de adaptatividad de la malla en el que disponiendo de los cálculos realizados, detectara las zonas de interés y redujera el tamaño de la malla únicamente en ellos. Esta opción ha sido ensayada sin éxito durante la realización de este trabajo pero representa una vía muy prometedora para futuros trabajos.

El empleo de mallas de alta resolución con adaptatividad permitiría, además de simulaciones con flujo viscoso, tener en cuenta la rotación del proyectil y el cálculo de los coeficientes de Magnus. Debe tenerse en cuenta que la rotación del proyectil rompe la simetría axisimétrica y requiere el cálculo de la geometría tridimensional completa.



10. BIBLIOGRAFÍA

- [1] **Robert L. McCoy**, «Modern Exterior Ballistics: The launch and flight dynamics of symmetric projectiles» 1999.
- [2] **Bryan Litz**, «Berger's 7mm VLD Bullets. Part 1 Properties and test results» 2008.
- [3] **Robert L. McCoy**, «The aerodynamic characteristics of 7.62mm Match bullets» December, 1988.
- [4] **Guillermo Hauke**, «A unified approach to compressible and incompressible flows and a new entropy-consistent formulation of the k-epsilon model» February, 1995.
- [5] **Izaskun Jaca**, «Simulación 3D de flujos aerodinámicos con adaptatividad y estimación de error con el VMS» Septiembre, 2014.
- [6] **Guillermo Hauke, Daniel Fuster, Fernando Lizrraga**, «Variational multiscale a posteriori error estimation for systems: The Euler and Navier-Stokes equations» November, 2014.
- [7] **Philippe Meliga, D. Sipp, Jean-Marc Chomaz**, «Effect of compressibility on the global stability of axisymmetric wake flows» Journal of Fluid Mechanics, Cambridge University Press, October, 2008.