

# REDUCCIÓN DE RESISTENCIA AERODINÁMICA DE CUERPOS EN RÉGIMEN DE VUELO TRANSÓNICO CON TECNOLOGÍA BASE BLEED

NICOLÁS-PÉREZ F. <sup>(1)</sup>, GARCÍA-CASCALES J.R. <sup>(1)</sup>, VELASCO F.J.S. <sup>(2)</sup>, SERNA J. <sup>(2)</sup>, LOPEZ-BELCHÍ A. <sup>(2)</sup>, OTÓN-MARTÍNEZ R.A. <sup>(3)</sup>, REY F. <sup>(3)</sup>, LASO A. <sup>(3)</sup>, MUR R. <sup>(3)</sup>, MORATILLA D. <sup>(3)</sup>

francisco.nperez@upct.es

<sup>(1)</sup>Universidad Politécnica de Cartagena, ETSII, Dpto. de Ingeniería Térmica y de Fluidos, Cartagena.

<sup>(2)</sup>Centro Universitario de la Defensa de San Javier MDE-UPCT, Santiago de la Ribera.

<sup>(3)</sup>Expal Systems S.A. (Maxam Defence), Madrid.

## RESUMEN

La tecnología Base Bleed se encuentra en dispositivos ampliamente utilizados para la reducción de la resistencia aerodinámica que ofrece un cuerpo en movimiento en la atmósfera mediante la inyección de un fluido a baja velocidad a través de la base del mismo. Este tipo de tecnología se aplica tanto en vehículos a baja velocidad como automóviles como para cuerpos esbeltos en régimen supersónico o transónico. En este último caso se suelen inyectar los gases generados en la combustión de un propulsante para aumentar la presión en la base/popa del cuerpo. Este trabajo plantea el problema aerodinámico de estudio partiendo de la topología del campo fluido en régimen transónico y analiza la viabilidad de varios modelos de simulación mediante Mecánica de Fluidos Computacional (Computational Fluid Dynamics, CFD) para la estimación del coeficiente de resistencia de cuerpos en régimen transónico y en condiciones cuasi-estacionarias. Los resultados muestran que las mejores predicciones del coeficiente de resistencia se obtienen con modelos de turbulencia transitorios basados en LES (Large Eddy Simulation, [1]), y con modelos de combustión que tengan en cuenta la cinética-química del H<sub>2</sub> y CO como [2] pueden mejorar parcialmente los resultados

**Palabras clave:** Base Bleed, CFD, turbulencia, LES.

## 1. Introducción

Sobre un cuerpo en movimiento en la atmósfera aparece una fuerza de resistencia  $F_D$  debido a la fricción y, sobre todo, a la diferencia de presiones entre su parte delantera y trasera. Esto se caracteriza con el coeficiente de resistencia que se relaciona con la fuerza de resistencia a través de:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho A_S V_\infty^2} \quad (1)$$

Donde  $A_S$  representa la sección transversal al flujo y  $V_\infty$  la velocidad de la corriente no perturbada. Una manera de reducir la resistencia es inyectar gases a baja velocidad para aumentar la presión en la base del cuerpo: este mecanismo es conocido como Tecnología Base Bleed. Este tipo de tecnología se aplica tanto en vehículos a baja velocidad como automóviles como para cuerpos esbeltos en régimen supersónico o transónico. En este último caso se suelen inyectar los gases generados en la combustión de un propulsante para aumentar la presión en la base/popa del cuerpo.

Este trabajo plantea el problema aerodinámico de estudio partiendo de la topología del campo fluido en régimen transónico y analiza la viabilidad de varios modelos de simulación mediante Mecánica de Fluidos Computacional (Computational Fluid Dynamics, CFD) para la estimación del coeficiente de resistencia de cuerpos en régimen transónico y en condiciones cuasi-estacionarias.

Este trabajo forma parte de una colaboración entre EXPAL S.A. CUD y UPCT a través del proyecto PROBASE financiado por CDTI. REF<sup>a</sup>.: IDI-20151011

## 2. Campo fluido alrededor de un cuerpo esbelto en régimen transónico

En la figura 1 se puede observar un diagrama esquemático en el que se ha representado el campo fluido en torno a un cuerpo esbelto en su parte trasera. En ella, se identifican las regiones en las que el flujo evoluciona a lo largo de su paso sobre el sólido. Podemos identificar las siguientes regiones de interés:

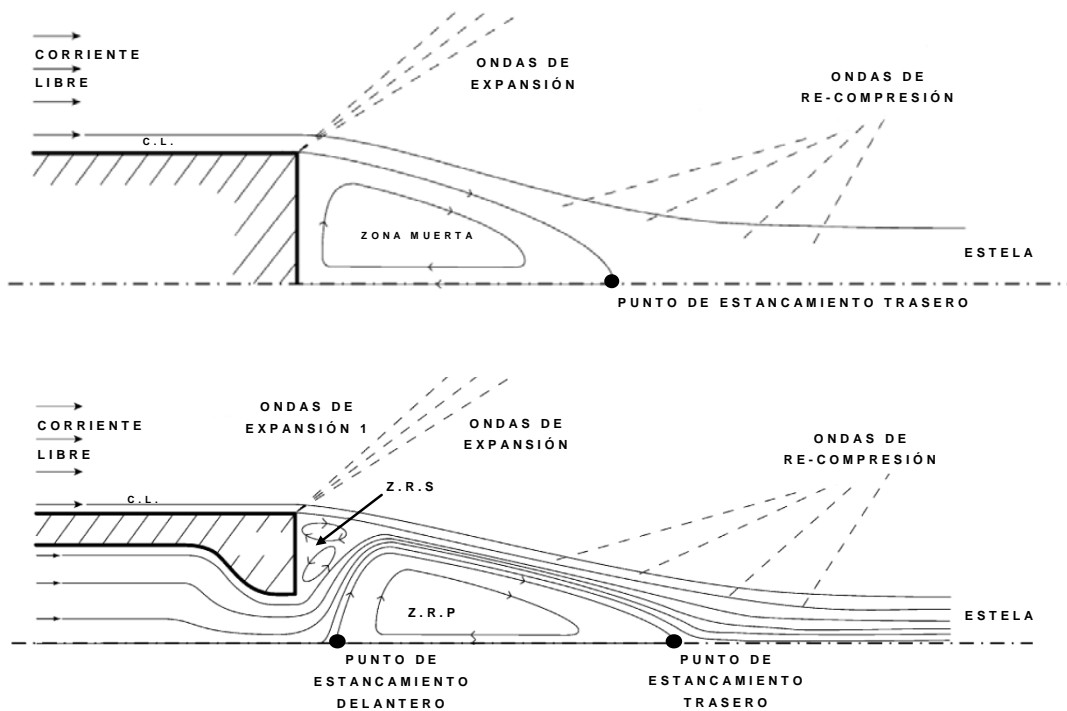


Figura 1: Flujo en base de un cuerpo esbelto en régimen transónico.  
Sin Base Bleed (esquemático superior), con Base Bleed (esquemático inferior)

- Corriente libre; en la zona exterior a la capa límite.
- Capa límite; es la región donde se dan los fenómenos de rozamiento fluido-sólido.
- Zona muerta o cavidad; región inmediatamente posterior al cuerpo, delimitada por la línea de corriente divisoria y cerrada por el punto de estancación trasero. Se denomina zona muerta porque en ella se genera una fuerte depresión a consecuencia del desprendimiento de la capa límite.
- Zona de la estela lejana; región en la que el fluido de la cavidad se re-comprime hasta recuperar la presión de la corriente libre, con la consecuente generación de turbulencias.

En la imagen también cabe destacar las ondas de choque representadas; las frontales forman una envolvente cónica cuya geometría varía en función del tipo de punta del cuerpo y la velocidad a la que este se desplaza. Las ondas de choque traseras, señaladas como zona de proximidad a la región de la estela, son ondas expansivas, donde la presión se reduce para posteriormente recuperarse y estabilizarse con la del flujo libre en la zona de la estela lejana.

En el esquemático inferior (Base Bleed), se observan dos zonas de recirculación, la zona muerta original, denominada como zona de recirculación primaria o “Z.R.P”, y desplazada parcialmente aguas abajo, y la zona de recirculación secundaria o “Z.R.S”, ubicada entre las líneas de corriente del flujo inyectado por el Base Bleed, y la base física del proyectil. Como la Z.R.P queda ahora desplazada de la base, y rodeada por el flujo de gases procedentes del Base Bleed, aparece un nuevo punto de estancamiento (delantero). Esta redistribución geométrica hace que se dupliquen las capas de mezcla (L.C.D), habiendo ahora dos líneas de corriente de división, separando la Z.R.P y la Z.R.S del flujo de corriente del Base Bleed. Estimando que el flujo del Base Bleed tiene mayores presiones que las registradas en ambas zonas de recirculación, se puede concluir que el efecto de vacío (y por tanto,

succión) ejercido por la Z.P.R sobre la base del proyectil es amortiguado y compensado por dichos gases de escape, reduciéndose su efecto.

### 3. Herramientas utilizadas para el estudio del problema

Como se ha indicado anteriormente, este trabajo plantea analizar la viabilidad de varios modelos de simulación mediante Mecánica de Fluidos Computacional (Computational Fluid Dynamics, CFD) para la estimación del coeficiente de resistencia de cuerpos en régimen transónico y en condiciones cuasi-estacionarias. Las simulaciones realizadas son validadas frente a datos experimentales de vuelo lo que permite evaluar la bondad de los modelos de manera cuantitativa.

Los modelos utilizados parten de las ecuaciones de Navier Stokes aplicadas a volúmenes finitos y cierran el problema con un modelo de turbulencia. Para ello se ha utilizado el software comercial ANSYS-FLUENT así como el software de código abierto OpenFOAM. El objetivo final es reproducir coeficiente de resistencia  $C_D$  en régimen de vuelo transónico entre Mach 2.3- 0.9. Para ello se han utilizado modelos 2D axilsimétricos y modelos 3D para estudiar los siguientes problemas:

- Cuerpo esbelto de calibre de 4.5" – 120 mm
- Cuerpo esbelto de calibre de 105 mm
- Cuerpo esbelto de calibre de 155 mm

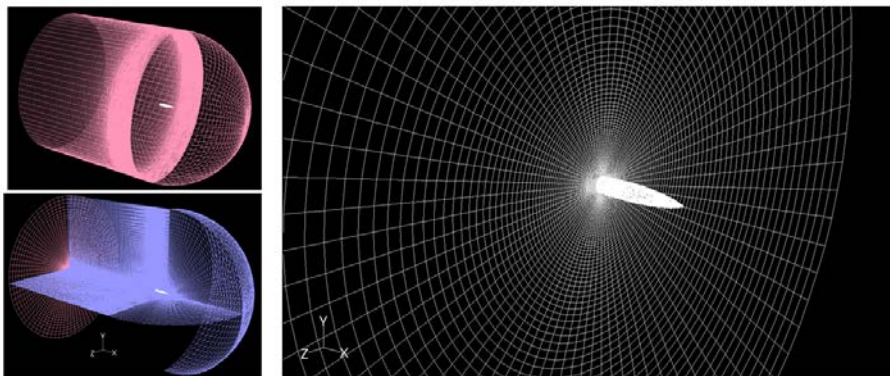


Figura 2: Ejemplo de mallado 3D utilizado.

Como se ha indicado anteriormente, las ecuaciones consideradas para este estudio son las ecuaciones de Navier-Stokes de flujo compresible:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \tau_{ij} \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[ \rho \left( e + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \rho u_j \left( e + \frac{V^2}{2} \right) + p + q_j - u_i \tau_{ij} \right] = 0 \quad (4)$$

Donde  $\rho$  es la densidad del gas,  $u_i$  es la componente  $i$  de la velocidad instantánea,  $p$  es la presión total del gas,  $\tau_{ij}$  es el tensor de esfuerzos de Reynolds,  $V$  el módulo de la velocidad y  $q_j$  son los términos fuente de calor, que procederán de la radiación y de la propia energía de combustión en los casos en que se encuentre modelada.

Respecto al modelado de la turbulencia, de donde se obtendrán los valores del tensor de esfuerzos viscosos, se han realizado dos aproximaciones:

#### Modelos clásicos estacionarios (RANS):

Se han utilizado modelos clásicos como  $k$ - $\epsilon$  RNG,  $k$ - $\epsilon$  Realizable,  $k$ - $\omega$  STANDARD y  $k$ - $\omega$  SST. En concreto estos últimos consideran las ecuaciones de transporte de la energía cinética turbulenta  $k$  y la disipación específica que determina la escala de la turbulencia  $\omega$ .

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\delta k}{\delta x_j} \right) + P_k - Y_k \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\delta \omega}{\delta x_j} \right) + P_\omega - Y_\omega \quad (6)$$

Los términos  $P_k$  representan la generación de energía cinética turbulenta debido a los gradientes del campo medio y  $P_\omega$  la generación de disipación específica  $\omega$ .  $Y_k$  y  $Y_\omega$  representan las disipaciones de ambas variables debidas a la turbulencia.,  $\sigma_k$  y  $\sigma_\omega$  son los números de Prandtl turbulentos para  $k$  y  $\omega$ . Aquí la viscosidad turbulenta se calcula como  $\mu_t = \alpha^* \rho k / \omega$ . Más detalles acerca estos modelos de turbulencia pueden ser consultados en [3].

#### Modelos transitorios (LES):

Se ha elegido el modelo de turbulencia LES (“Large-Eddy-Simulation”) Smagorinsky Lilly. Los modelos LES son modelos de turbulencia no estacionarios ampliamente utilizados que emplean las “Filtered local volumen-averaged Navier Stokes equations” para resolver directamente la zonas denominadas “large scales”, mientras que las llamadas “Kolmogorov scales” o escalas pequeñas son resueltas (modeladas) por medio de lo que se denomina “subgrid-scale model” (Nicoud F., Ducros F. 1999) [2].

### Modelado de la Combustión:

Las simulación de la combustión real de un propulsante doble base conlleva modelar más de 150 subreacciones químicas. Algo con elevado coste computacional para el régimen de Reynolds estudiado. Por ello, se han utilizado dos aproximaciones para modelar la combustión del propulsante en la unidad Base Bleed:

- No se modela la combustión. Se inyecta un gasto de gas o mezcla de gases a una determinada temperatura. Opción simulada mediante ANSYS-FLUENT
- Se modela la química de la combustión de H<sub>2</sub> y CO. Opción usada en OpenFOAM.

En el caso de modelos de química detallada se han considerado las reacciones mostradas en la tabla 1 [1]. Para la cinética se ha utilizado la ley de Arrhenius (7). Algunas de las reacciones son dependientes de la presión, para lo que se ha modelado considerando la aproximación de Lindenmann (8), junto con la formulación Troe (9), considerando coeficientes de Arrhenius para el límite de alta presión ( $k_\infty$ ) y de baja presión ( $k_0$ ). En este caso, la constante de reacción  $k$  viene dado por la ecuación (8). En la tabla 1 se muestran las reacciones modeladas con cada uno de los coeficientes utilizados para el modelado cinético de cada reacción.

$$k = AT^\beta e^{(-E/R_cT)} \quad (7)$$

$$k = k_\infty \frac{(k_0[M]/k_\infty)}{(1 + (k_0[M]/k_\infty))} F \quad (8)$$

$$\log F = \left[ 1 + \left[ \frac{\log(k_0[M]/k_\infty) + c}{n - d(\log(k_0[M]/k_\infty) + c)} \right]^2 \right]^{-1} \log F_c \quad (9)$$

En las simulaciones en las que la combustión es modelada se utilizan siendo los calores específicos variables temperatura según polinomios en forma Janaf, teniendo definidos distintos coeficientes para temperaturas bajas ( $300\text{K} < T < 1000\text{K}$ ) y altas ( $1000\text{K} < T < 5000\text{K}$ ). Para las propiedades de transporte del fluido, se ha considerado la ley de Sutherland (10), con los valores que se utilizan para el aire. En todas las simulaciones con modelado de combustión ha sido utilizada la ley de Sutherland.

$$\mu = A_s \frac{T^{1/2}}{(1 + T_s/T)} \quad (10)$$

Tabla 1. Reacciones químicas y coeficientes para reacciones de hidrógeno y monóxido de carbono

		A [mol/cm <sup>3</sup> ]	$\beta$ [s <sup>-1</sup> ]	E [J/mol]
H+O <sub>2</sub> =OH+O		3.52E16	-0.7	71400
H <sub>2</sub> +O=OH+H		5.06E04	2.7	26300
H <sub>2</sub> +OH=H <sub>2</sub> O+H		1.17E09	1.3	15200
H <sub>2</sub> O+O=OH+OH		7.60E00	3.8	53400
H+H+M=H <sub>2</sub> +M		1.30E18	-1.0	0.0
H+OH+M=H <sub>2</sub> O+M		4.00E22	-2.0	0.0
O+O+M=O <sub>2</sub> +M		6.17E15	-0.5	0.0
H+O+M=OH+M		4.71E18	-1.0	0.0
O+OH+M=HO <sub>2</sub> +M		8.00E15	0.0	0.0
H+O <sub>2</sub> +M=HO <sub>2</sub> +M	k <sub>∞</sub>	4.65E12	0.4	0.0
	k <sub>0</sub>	5.75E19	-1.4	0.0
	T <sub>ROE</sub>		Fc = 0.5	
HO <sub>2</sub> +H=OH+OH		7.08E13	0.0	1200
HO <sub>2</sub> +H=H <sub>2</sub> +O <sub>2</sub>		1.66E13	0.0	3400
HO <sub>2</sub> +H=H <sub>2</sub> O+O		3.10E13	0.0	7200
HO <sub>2</sub> +O=OH+O <sub>2</sub>		2.00E13	0.0	0.0
HO <sub>2</sub> +OH=H <sub>2</sub> O+O <sub>2</sub>		2.89E13	0.0	-2100
OH+OH+M=H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> +M	k <sub>∞</sub>	7.40E13	-0.4	0.0
	k <sub>0</sub>	2.30E18	-0.9	-7100
	T <sub>ROE</sub>		Fc = 0.2065exp(-T/94K)+0.735exp(-T/1756K)+exp(-5182K/T)	
HO <sub>2</sub> +HO <sub>2</sub> =H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> +O <sub>2</sub>		3.02E12	0.0	5800
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> +H=HO <sub>2</sub> +H <sub>2</sub>		4.79E13	0.0	33300
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> +H=H <sub>2</sub> O+OH		1.00E13	0.0	15000
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> +OH=H <sub>2</sub> O+HO <sub>2</sub>		7.08E12	0.0	6000
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> +O=HO <sub>2</sub> +OH		9.63E6	2.0	16700
CO+OH=CO <sub>2</sub> +H		4.40E6	1.5	-3100
CO+HO <sub>2</sub> =CO <sub>2</sub> +OH		6.00E13	0.05	96000
CO+O <sub>2</sub> =CO <sub>2</sub> +O		1.00E12	0.0	199400
HCO+M=CO+H+M		1.86E17	-1.0	71100
HCO+H=CO+H <sub>2</sub>		1.00E14	0.0	0.0
HCO+O=CO+OH		3.00E13	0.0	0.0
HCO+O=CO <sub>2</sub> +H		3.00E13	0.0	0.0
HCO+OH=CO+H <sub>2</sub> O		5.02E13	0.0	0.0
HCO+O <sub>2</sub> =CO+HO <sub>2</sub>		3.00E13	0.0	0.0

#### 4. Resultados

Los resultados muestran que para la configuración Base Bleed apagado, los modelos de turbulencia clásicos aportan resultados satisfactorios. Con modelos de turbulencia estacionarios (RANS) se calculan valores de coeficiente de resistencia con errores relativos por debajo del 10%.

Sin embargo para la configuración con Base Bleed encendido es necesario ir a modelos detallados en 3D. Los modelos LES son modelos de turbulencia no estacionarios. Emplean RANS para resolver directamente las escalas grandes mientras que las escalas pequeñas son resueltas con un modelo de turbulencia isotrópica. Se ha observado que este tipo de modelos predice mejor el comportamiento de la turbulencia y la resistencia en la base del proyectil para el caso de Base Bleed encendido. En la siguiente figura se muestra el modelado de una cámara de combustión de gases utilizando LES y química infinitamente rápida:

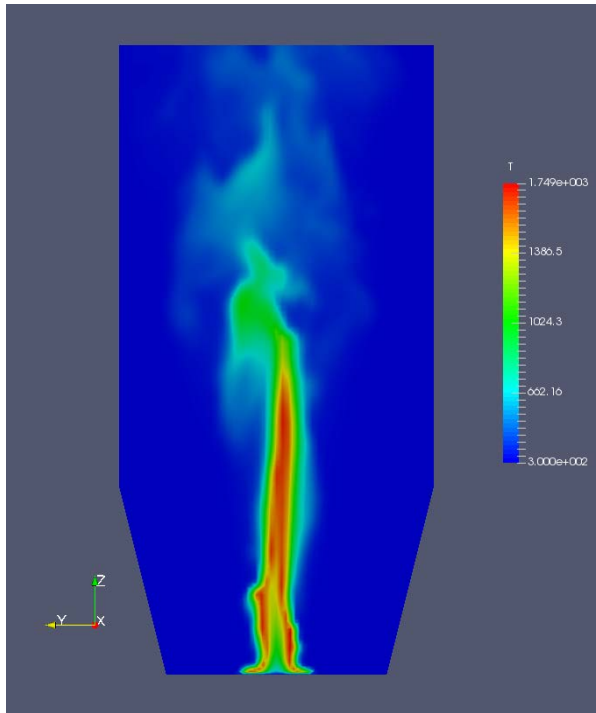


Figura 4: Campo de temperatura en 3.5s de simulación.

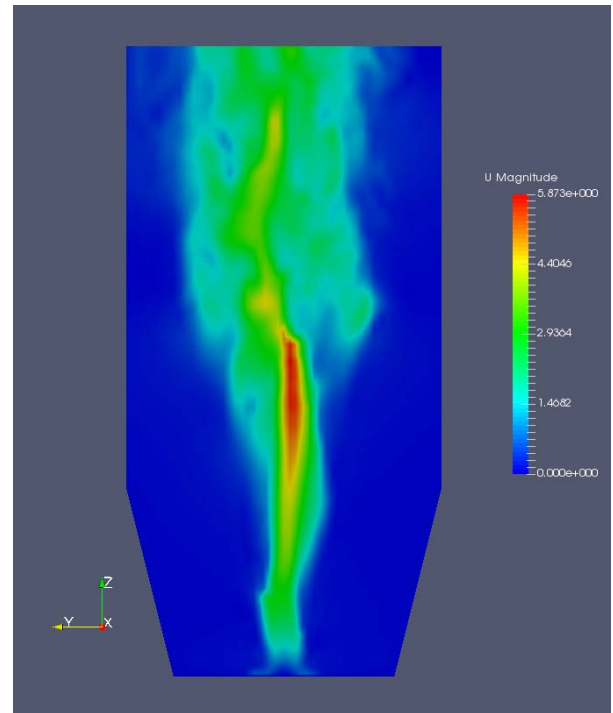


Figura 3. Campo de velocidades en 3.5s de simulación.

La siguiente figura muestra resultados para el caso de modelos LES y química detallada de  $H_2$  y  $CO$  para el caso de un cuerpo con Base Bleed encendido:

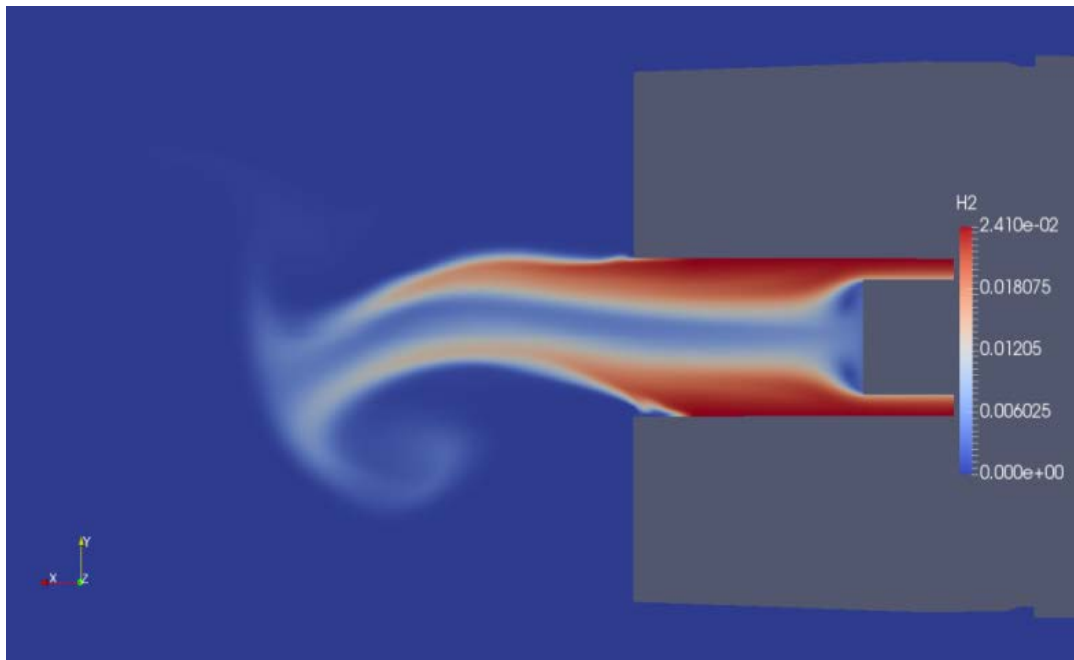


Figura 5. Contornos de Fracción másica de  $H_2$  en simulación con combustión modelada (Química detallada)



## 5. Conclusiones

En este trabajo se ha estudiado el modelo CFD para el estudio de la aerodinámica de cuerpos esbeltos en régimen transónico con unidades Base Bleed. Las principales conclusiones que se pueden resumir en los siguientes puntos:

- Los resultados muestran que la mecánica de fluidos computacional aparecen como una herramienta válida para la predecir la resistencia aerodinámica de vehículos en vuelo transónico con procesos de combustión y generación de gases en la estela (Tecnología Base Bleed).
- La predicción realista del comportamiento para un rango de Mach 0.9-2.3, requiere la utilización de mallados 3D y modelos de turbulencia avanzados k-w SST o LES.
- La utilización de modelos de química detallada mejora parcialmente las predicciones en las simulaciones. Este tipo de modelos supone un coste computacional muy elevado.
- A través de simulaciones mediante mecánica de fluidos computacional se pueden obtener predicciones de coeficiente de resistencia en vuelo con errores menores del 10% frente a datos experimentales.

## 6. Bibliografía

- [1] Nicoud F., Ducros F.. *Subgrid-Scale Stress Modelling Based on the Square of the Velocity Gradient Tensor*. Flow, Turbulence and Combustion. September **1999**.
- [2] Priyank Saxena, Forman A. Williams. *Testing a small detailed chemical-kinetic mechanism for the combustion of hydrogen and carbon monoxide*. Center of Energy Research, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, University of California, San Diego, La Jolla, CA 92093, USA. 2015.
- [3] Spalart, P. R., Jou, W.H., Stretlets, M., and Allmaras, S. R., (1997), "Comments on the feasibility of LES for wings and on the hybrid RANS/LES approach," Proceedings of the 1<sup>st</sup> AFOSR International Conference on DNS/LES, Ruston, LA.