

# ESTUDIO DE PLUMA DE MOTOR COHETE IMPACTANDO SOBRE DIFERENTES SUPERFICIES DEFLECTORAS DE GASES

## ROCKET ENGINE PLUME IMPINGING OVER DIFFERENT DEFLECTOR SURFACES

M. Jáuregui Lorda <sup>a b \*</sup>, A. Scarabino <sup>a</sup>

<sup>a</sup> Unidad de Investigación y Desarrollo Grupo de Fluidodinámica Computacional - Universidad Nacional de La Plata  
Calle 116 e/47 y 48 - (1900) La Plata - Argentina, gfc@ing.unlp.edu.ar, http://www.gfc.ing.unlp.edu.ar

<sup>b</sup> Comisión de Investigaciones Científicas - Ministerio de la Producción, Ciencia y Tecnología - Provincia de Buenos Aires  
Calle 526 esquina 10 - (1899) La Plata - Argentina

Recibido: 17/12/2012; aceptado: 05/03/2013

Se analiza numéricamente el chorro de descarga de un motor cohete, consistente en una tobera supersónica convergente-divergente, impactando sobre diferentes superficies redireccionadoras de los gases de combustión. Se estudia mediante un modelado CFD el campo fluidodinámico generado por los diferentes deflectores planteados, analizando el campo de temperaturas, presión, velocidad y acústica de cada uno de los mismos y comparándolos entre sí. En el presente trabajo se utiliza una simulación que contempla la turbulencia mediante el modelo k-ε Realizable y un modelo multiespecie entre los gases de combustión y el aire. Este trabajo permitirá un análisis preliminar de la influencia de la geometría de los deflectores y orientará el diseño de un deflector optimizado.

*Palabras clave: tobera, CFD, deflector*

This work analyzes numerically the fluid dynamic field of a rocket engine plume in launching conditions, impinging on different deflector surfaces. A CFD model allows the study of temperature, pressure, velocity and acoustic fields for the different considered geometries. Turbulence is included through the k-ε Realizable model and a multispecies model takes into account the mixing of combustion gases and ambient air. Results of this work allow a preliminary analysis of the influence of the deflector geometry and will contribute to an optimized design of a jet deflector system.

*Keywords: nozzle, CFD, deflector*

### I. INTRODUCCIÓN

La condición de despegue de un vehículo espacial es una condición particular para los gases de escape de su motor. El chorro de descarga se modifica por la presencia de diversos elementos, como ser el suelo, las estructuras de soporte, los instrumentos, etc. Se debe entonces estudiar la interacción entre las partes para evitar que el efecto producido por la pluma afecte los equipos e instrumentos de las cercanías. En la actualidad existen numerosos trabajos que estudian el comportamiento de estos sistemas para la condición de despegue [1] [2] [3].

Es por ello que el presente trabajo surge de la necesidad de diseñar un deflector óptimo para la descarga de un motor cohete en su condición de despegue. De esta manera analizamos la influencia de contar con un deflector que canalice el chorro de descarga en una dirección.

### II. METODOLOGÍA

#### Geometría

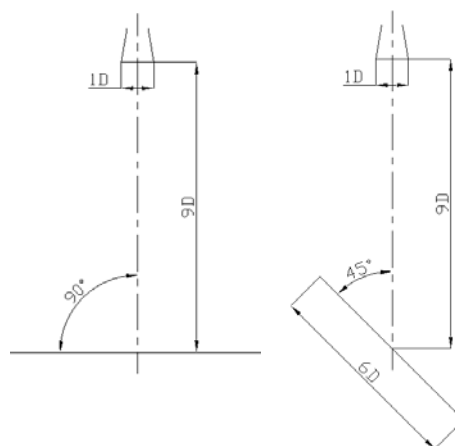


Figura 1. Geometría en plano del MSD y MCD

\*matias.jaureguilorda@ing.unlp.edu.ar

Se plantearon dos casos, un modelo sin deflector (MSD), o también llamado deflector a 90°, y un modelo con deflector (MCD) consistente en una placa plana, con una inclinación a 45° (ver figura 1).

Se define una distancia de 9D (D=diámetro de salida de la tobera) desde la tobera hasta el punto de impacto con el suelo o el deflector. Este último posee una dimensión de 6D por 4D de ancho.

Para el primer caso se realizó un modelo 2D axial simétrico y otro 3D. Y para el segundo caso, el modelo fue tridimensional

### Mallado

Los mallados se realizaron con el software ANSYS Gambit y tuvieron elementos de diferentes formas, pero todos de tipo "Cooper". Luego de varios refinamientos en zonas de alto gradiente de presión o en zona de capa límite, se llegó a la cifra de  $2.10^6$  elementos aproximadamente para los casos 3D. En la figura 2 se observa el mallado para la condición sin deflector en una vista tridimensional.

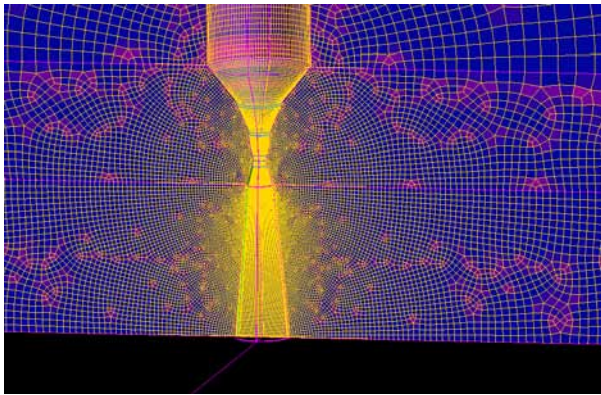


Figura 2. Mallado del MSD

### Simulación y modelos utilizados

Se corrió el modelo en una computadora de escritorio de 2 núcleos de 2,85 GHz con 8 Gb de RAM. Se realizó la simulación con el software comercial Fluent 14, planteando un modelo no estacionario con un solver basado en densidad inicialmente y luego en presiones. Para el modelado de la turbulencia se utilizó el modelo k-ε Realizable; para la mezcla del aire con los gases de combustión, un modelo multiespecie; y un modelo Broadband Noise Source para la acústica.

### III. RESULTADOS

Para el MSD se tuvo una distribución simétrica en el eje de impacto del chorro de descarga con el suelo, dispersándose el flujo en todas las direcciones, como se observa en la figura 3.

Si comparamos los modelos 2D y 3D, observamos una similitud en el patrón de flujo del chorro de descarga. Las pequeñas diferencias pueden deberse a una diferencia en el mallado, ya que para el caso 3D la cantidad de elementos se veía limitada por la capacidad

de cómputo de la máquina en donde se simuló (ver figura 4).

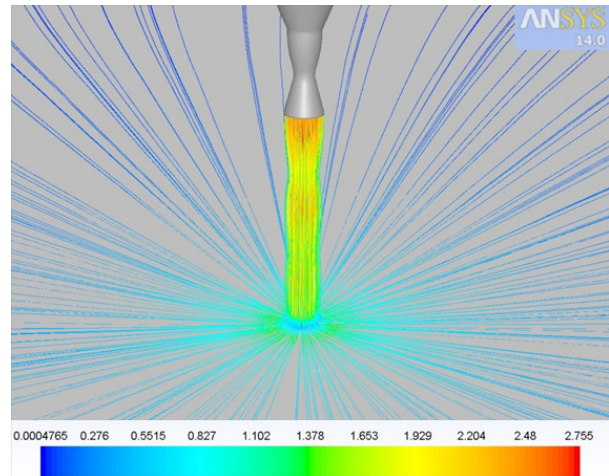


Figura 3. Líneas de corriente de Mach - MSD.

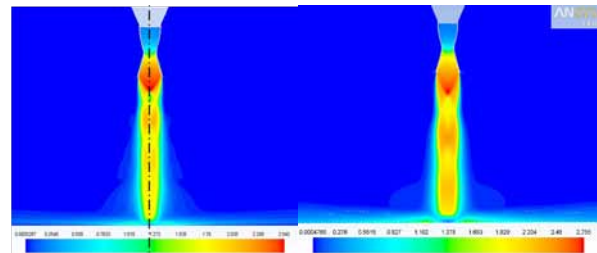


Figura 4. Comparación modelo 2D y 3D - MSD.

En la zona del impacto de la pluma con el suelo la velocidad disminuye lo que trae aparejado un aumento de presión en dicho lugar. El chorro se condice con los resultados teóricos (ver figura 5), si bien no se tiene una velocidad supersónica uniforme. [4]

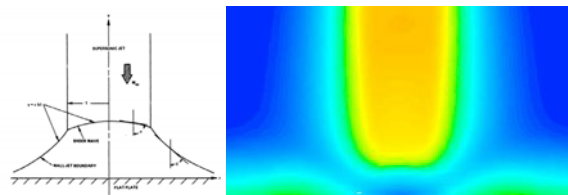


Figura 5. Comparación con modelo teórico - MSD.

La gráfica de presiones (figura 6) muestra el patrón característico de ondas de choque con forma de diamantes [5] (diamond shocks), lo cual también fue observado para la condición en la que la pluma podía expandirse libremente [6]. En la gráfica de presiones se saturó el valor para una mejor visualización de las ondas de choque.

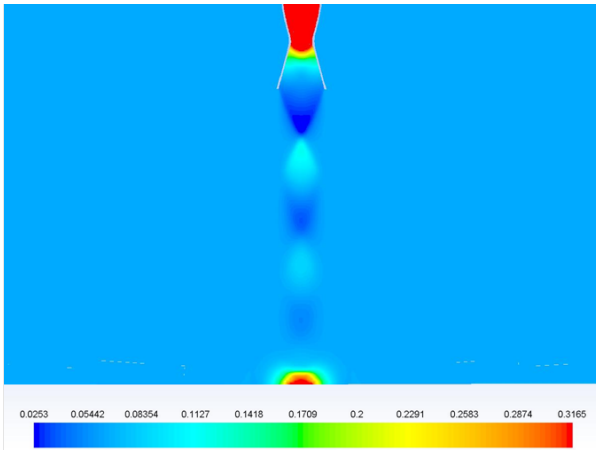


Figura 6. Gráfica de presiones ( $P/P_0$ ) - MSD.

El chorro de descarga alcanza, como es de esperar, la temperatura de remanso en la zona de impacto con el suelo (ver figura 7).

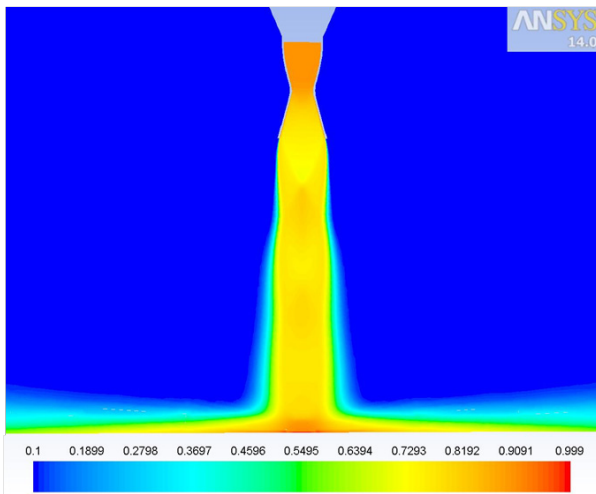


Figura 7. Gráfica de temperatura ( $T/T_0$ ) - MSD.

La potencia acústica tiene un máximo esperable cuando se produce el impacto (ver figura 8), pero también en la zona de valores elevados de energía cinética turbulenta, en los límites del chorro.

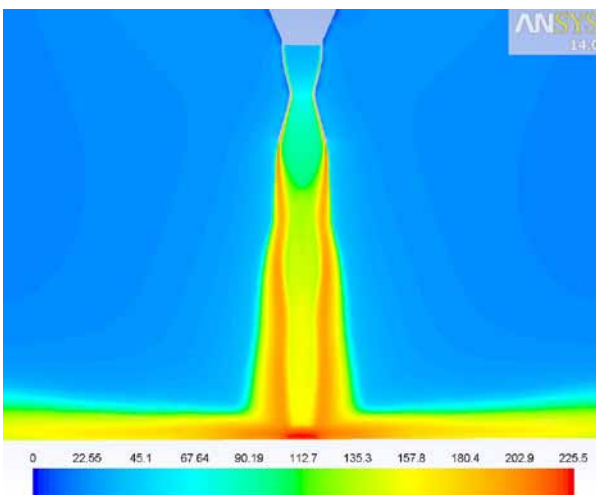


Figura 8. Gráfica de potencia acústica (dB) - MSD.

El modelo con deflector a  $45^\circ$  muestra un chorro direccionado en un sentido, pero debido a perturbaciones de las paredes del pozo generado para la implementación del deflector y al suelo, se generan zonas de recirculación (ver figura 9)

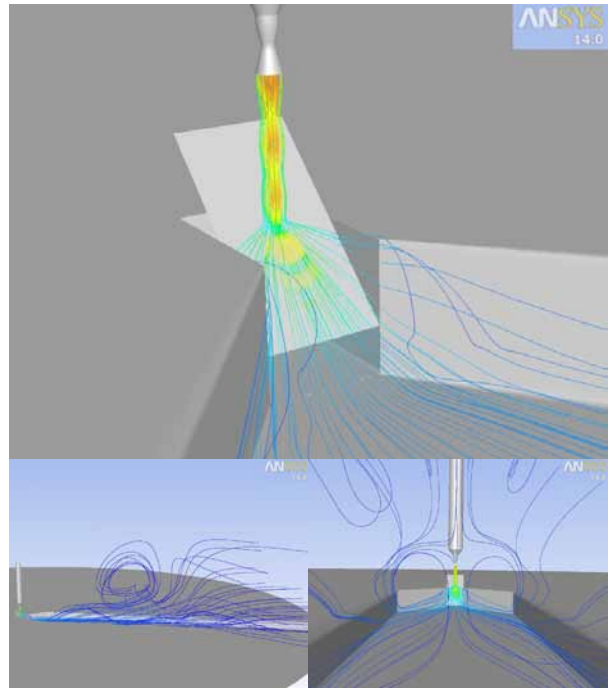


Figura 9. Visualización de patrón de flujo - MCD

Para este caso también se observa el patrón del estilo diamante, con una zona de alta presión en el momento en que se produce el impacto con el deflector (ver figura 10, primera gráfica). La onda de choque oblicua genera que el chorro impacte contra las paredes del pozo, generando una alta presión en el lugar. También se ve la zona de impacto de la pluma con el suelo, lugar en donde existe una disminución de velocidad y alta presión. En la segunda gráfica de la figura 10 se observa lo anterior desde una vista superior.

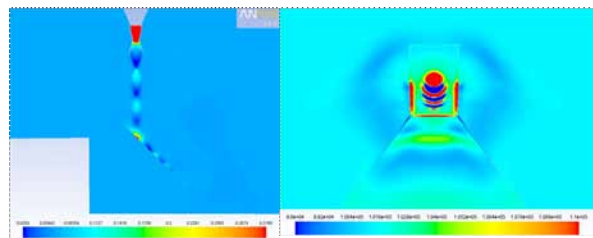


Figura 10. Gráfica de presiones ( $P/P_0$ ) - MCD

En la figura 11 se muestra cómo la temperatura alcanza valores más altos en la zona del pozo, indicando que el mismo sirve para el encauzamiento de la pluma en dicha dirección. Sin embargo, sobre las paredes del pozo se alcanzan valores de  $0,7 T/T_0$ , lo que significa valores altos de esta variable en dicho lugar, a tener en cuenta para el diseño de esta estructura.

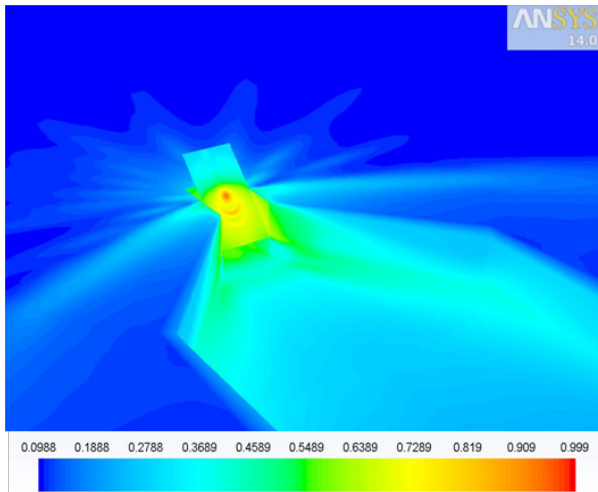


Figura 11. Temperatura ( $T/T_0$ ) sobre deflector y pozo - MCD.

Si comparamos los valores de temperatura para los dos modelos en un plano de corte en el sentido de la descarga de los gases de combustión (ver figura 12, primera gráfica), observamos valores más altos de dicho valor para el modelo con deflector. Haciendo un análisis para una distancia fija desde el eje de la tobera de 20 D y buscando valores máximos para diferentes ángulos desde el plano de corte anterior, se aprecia que el modelo con deflector solo presenta valores mayores al modelo sin deflector en el sentido de descarga del motor (ver figura 12, segunda gráfica), pero con una alta direccionalidad.

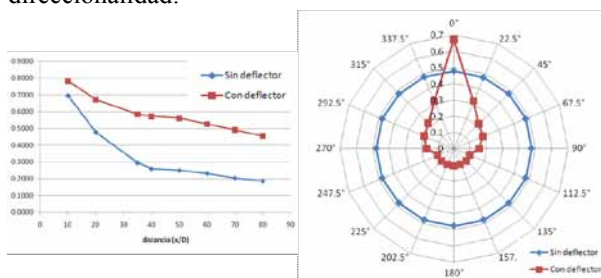


Figura 12. Comparación de temperatura estática ( $T/T_0$ ) entre los dos modelos

Analizando lo mismo que anteriormente, pero para el caso de la potencia acústica, también observamos un comportamiento similar al anterior. Tenemos valores mayores de potencia acústica del modelo con deflector frente al modelo sin deflector, pero únicamente en el sentido que buscamos direccionar los gases (ver figura 13).

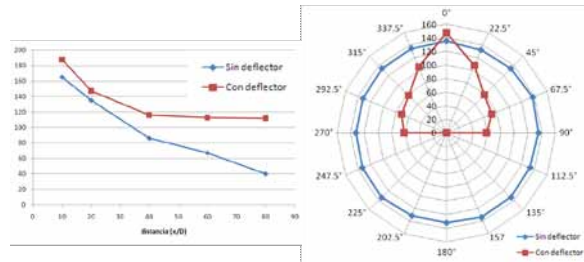


Figura 13. Comparación de potencia acústica (dB) entre los dos modelos

#### IV. CONCLUSIONES

Se visualiza que la implementación de una placa plana direcciona el chorro de descarga en un sentido, aumentando los valores de temperatura y potencia acústica en dicho sentido del chorro, pero disminuyendo notablemente las mismas en las otras direcciones. Esto es favorable porque permite resguardar los equipos que se estarán utilizando en el momento del despegue posicionando el deflector de manera que queden en una zona de resguardo.

El chorro de descarga sobre el deflector a  $45^\circ$  genera una onda de choque oblicua muy fuerte, lo que produce valores de temperatura elevados sobre las paredes del pozo.

Como trabajo a futuro se implementará un deflector de otras características. El mismo consistirá de dos secciones, una parte plana inicial con un ángulo menor de inclinación al propuesto en este trabajo y una segunda parte curvada, de manera de minimizar el efecto del choque de los gases con el suelo.

#### V. REFERENCIAS

- [1] Safronov, A.V., Kudryavtsev, V.V., "Noise at a Supersonic Jet Interaction with a Deflector", West-East High Speed Flow Field Conference, Rusia (2007).
- [2] Tsutsumi, S. et al, "Analysis of Acoustic Wave from Supersonic Jets Impinging to an Inclined Flat Plate", ICCFD7, Hawaii (2012).
- [3] Ghanegaonkar, P.M., Ramunujachari, V., Vijaykant, S., "Experimental investigation on the supersonic jet impingement", Indian Journal of Engineering & Materials Sciences (2004).
- [4] Chien, K.Y., "Normal Impingement of a Supersonic Jet on a Plane", NSWC Technical Report (1975).
- [5] Sutton, G.P., Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements", 7th ed., John Wiley & Sons (2001).
- [6] Bacchi F., Scarabino A., Jáuregui Lorda M., "Estudio numérico del flujo de gases de combustión en una tobera convergente-divergente y su descarga en la atmosfera", ENIEF 2011, Rosario, 1-4 de noviembre de 2011