

## ESTUDIO NUMÉRICO DEL FLUJO EN TOBERAS SUPERSÓNICAS DE DISTINTA GEOMETRÍA

Ho, Yen K., Jauregui Lorda, Matías\*, Santoiani, Gastón E., Bacchi, Federico A. y Scarabino, Ana E.

Grupo de Fluidodinámica Computacional, GFC, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, Calle 116 e/ 47 y 48, 1900 La Plata, Argentina, [matias.jaureguilorda@ing.unlp.edu.ar](mailto:matias.jaureguilorda@ing.unlp.edu.ar)

\* Comisión de Investigaciones Científicas, Ministerio de la Producción, Ciencia y Tecnología, Provincia de Buenos Aires, Calle 526 esquina 10, 1899 La Plata, Argentina

Palabras Claves: CFD, Tobera, Pluma

### INTRODUCCIÓN

En este trabajo se analiza en forma numérica el flujo de gases de combustión en una tobera supersónica cónica de radio corto; y su descarga, expansión y mezcla en la atmósfera para una relación de presiones correspondiente a la condición de diseño. A raíz de estos valores se rediseña la geometría de la misma y se comparan los resultados obtenidos para dos formas de las toberas: cónica de paredes rectas, y acampanada. También se realizan simulaciones comparativas entre un modelo bidimensional con axialsimetría y uno tridimensional completo.

El estudio de la pluma de una tobera de un motor tiene por objetivo no solamente conocer la evolución de ciertos parámetros a la salida de la tobera, sino que también es una manera de establecer criterios para aumentar la eficiencia de la misma, desde el punto de vista del empuje, temperaturas, concentración de presiones en las inmediaciones de la campana, detectar problemas de desprendimientos de flujo dentro de la misma, estudiar el efecto de la temperatura en el entorno del motor, etc. (Rao, 1958; O'Leary et al, 1992) Estas variaciones de temperatura en esa zona pueden afectar componentes mecánicos y de aviónica que se encuentran en las inmediaciones (Simmons, 2000). También genera cambios en la densidad y viscosidad del aire circundante, lo que implica cambios en la resistencia de base de la zona en cuestión.

El contorno de una tobera divergente tiene una gran importancia para la performance de una tobera debido al campo de altas velocidades involucradas. La selección de una óptima geometría, para una relación de áreas en particular, se ve influenciada por diversos factores: flujo paralelo, axial y uniforme en el plano de salida de la tobera para obtener un vector de empuje máximo, mínima separación y pérdidas por flujos turbulentos dentro de la tobera, mínima longitud posible de la tobera que determina menor peso, pérdidas por fricción en la pared y requerimientos de enfriamiento. (Huzel et al, 1992)

### METODOLOGÍA

La longitud de una tobera acampanada generalmente se da como un porcentaje de la tobera cónica de referencia, la cual deberá tener misma relación de áreas. Rao (1958) determinó, mediante el método de las características, que una parábola es una buena aproximación a la curva de las toberas acampanadas y que se puede graficar curvas en donde se aprecia el incremento del factor de corrección al empuje, que es la relación entre el empuje de dicha tobera y el empuje de una tobera ideal adaptada.

Tomando la longitud de la tobera cónica con  $15^\circ$  se calculó una tobera acampanada con la misma longitud y relación de áreas de la cónica. Esto nos determinó una geometría acampanada de la tobera que se muestra en la Figura 1, contrastándola con la tobera cónica de referencia a  $15^\circ$ .

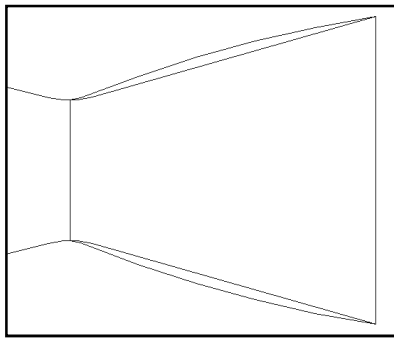


Figura 1 – Geometría de la tobera cónica y la acampanada

La expansión en una tobera con forma de campana es más eficiente debido a que se diseña para minimizar las pérdidas. En este tipo de tobera se tiene, luego de la garganta, un gran ángulo de expansión seguido de una disminución del ángulo de la pared del contorno. Este gran ángulo de expansión luego de la garganta se puede lograr gracias a que la gran presión relativa, gran gradiente de presión y la rápida expansión del fluido, no permite separaciones en esta región exceptuando que haya discontinuidades en el contorno de la tobera.

Por este motivo se decide investigar el flujo en las dos geometrías de tobera, para comparar no sólo el empuje sino también posibles variaciones en la configuración de la pluma que puedan afectar las características de vuelo y la estructura del vehículo.

Las simulaciones se realizaron con el software Ansys Fluent 13, en particular para los casos 2D se contó con una malla de 167000 elementos aproximadamente. En el interior de las toberas el mallado fue estructurado y se realizó con elementos de aproximadamente 1 mm de lado, refinando el mallado en la pared. El mallado de la zona de la pluma y en la zona exterior se realizó con elementos triangulares. La Figura 2 muestra la malla utilizada en la tobera acampanada. La discretización fue similar en la tobera cónica.

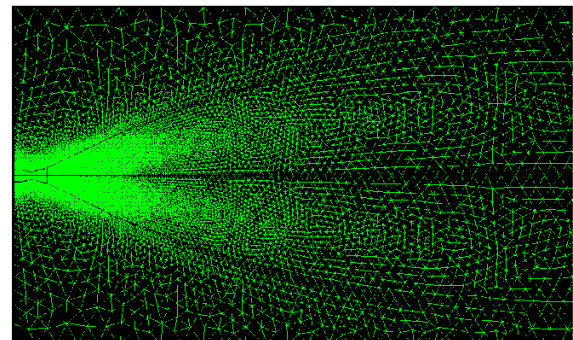


Figura 2 – Vista del dominio mallado completo para la tobera tipo campana

El modelo 3D incluye en su dominio de cálculo el motor con su respectiva estructura de empuje. Dicho dominio está constituido por un cilindro con un diámetro de unos 180 metros y se extiende unos 300 metros hacia atrás del motor. El mallado tiene un total de 2.700.000 elementos distribuidos con una mayor densidad en la zona del motor y la pluma, de manera de optimizar el aprovechamiento de los recursos computacionales y poder modelar satisfactoriamente la estela generada aguas abajo. Este mallado se utilizó para inicializar los cálculos numéricos y se efectuarán posteriores refinamientos de mallas en el caso de que éstos mismos sean necesarios.

Se emplearon tres modelos de turbulencia para el caso de estudio: k-epsilon (Realizable), k-omega (SST - Shear Stress Transport) y Spalart-Allmaras (Vorticity-Based Production). A diferencia de los dos primeros, que modelan la turbulencia a través de dos ecuaciones adicionales de transporte, el modelo de Spalart-Allmaras utiliza sólo una, por lo que el tiempo de cómputo es menor y es por ello que este modelo ha adquirido popularidad en la resolución de problemas de flujo compresible.

La simulación se realizó para  $\frac{P_{amb}}{P_0} = 0,031$ ,  $\frac{T_{amb}}{T_0} = 0,086$  y  $\frac{A_{descarga}}{A^*} = 4,785$ .

Para la simulación se empleó el solver basado en presiones en régimen estacionario con discretizaciones espaciales de segundo orden y un acoplamiento presión-velocidad “coupled”. Además de esto, se verificó la independencia de malla y se utilizó el modelo multiespecie “Species Transport” para definir la interacción de los gases de combustión y el aire.

Una vez realizadas las simulaciones, se efectuó un análisis unidimensional teórico en la tobera considerando al flujo como isoentrópico, pero modificando la relación de calores específicos para cada punto estudiado sobre el eje de la tobera. Las conocidas ecuaciones de este modelo son las correspondientes a flujo isoentrópico unidimensional de un gas perfecto. (Shapiro, 1953). A raíz de esto, se compararon las gráficas obtenidas mediante el análisis 1D del número de Mach, temperatura y presión en la tobera acampanada con las gráficas obtenidas mediante los tres modelos de turbulencia utilizados en la simulación.

## RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Las diferencias observadas entre los tres modelos de turbulencia concuerdan con lo visto en trabajos previos (Bacchi et al, 2011). Es por ello que debido a las similitudes observadas anteriormente, compararemos los resultados obtenidos solamente con el modelo k-omega.

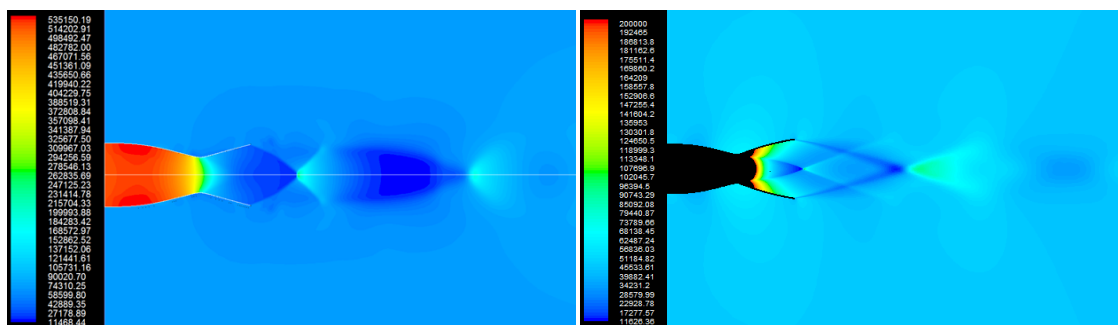


Figura 3 - Comparación del campo de presión estática para tobera cónica (der.) y acampanada (izq.)

Comparando el flujo de la pluma de la tobera acampanada con el de la tobera cónica a 15°, se observa en la Figura 3, en el chorro de descarga de la tobera acampanada, una estructura formada por las ondas de choque cónicas y discos de Mach generados cuando estas ondas convergen. Estos patrones se denominan “shock diamonds” debido a su geometría. Debe señalarse que en dicha figura, para la tobera acampanada, la escala de colores se modificó para resaltar las bajas presiones, de manera de poder visualizar estos patrones característicos de una descarga supersónica. Podemos ver que la estructura es similar a la formada en la descarga de la tobera cónica, sin embargo, la intensidad de las compresiones y expansiones sucesivas en el chorro es mucho menor en el caso de la tobera acampanada. La Figura 4, que muestra la distribución de temperatura en el chorro de descarga con escalas de temperaturas comparables para ambas toberas, resalta la mayor homogeneidad del campo de flujo de la tobera acampanada, donde las variaciones debidas a la estructura del chorro son mucho menores. De esta manera se verifica que con la tobera acampanada se obtiene una descarga más uniforme, por lo que la misma se diseña para minimizar las pérdidas y maximizar la eficiencia en el empuje.

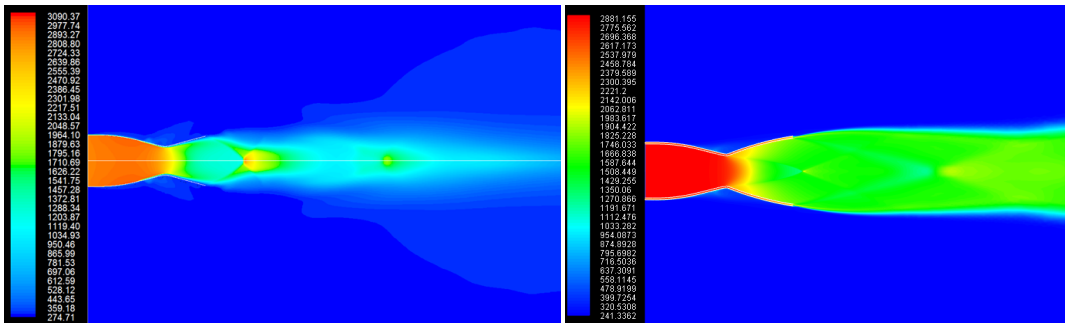


Figura 4 - Comparación del campo de temperatura estática para tobera cónica (der.) y acampanada (izq.)

En la región convergente, de flujo subsónico, se observa que la aproximación 1D concuerda de forma notable con los resultados del modelo numérico axialsimétrico sobre el eje de la tobera. Las diferencias en los resultados se hacen manifiestas en la región divergente, donde el flujo es supersónico. Cabe aclarar que la garganta de la tobera se encuentra en  $x/L = 0.5$ .

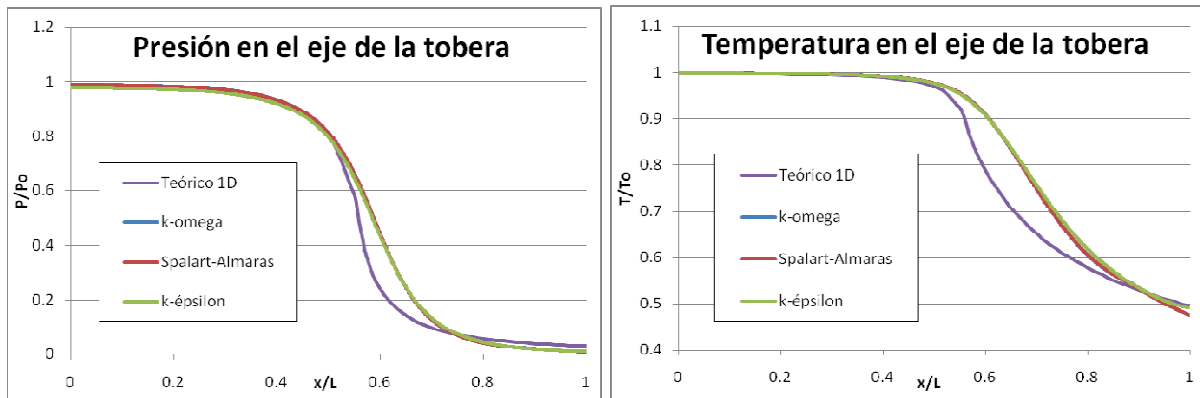


Figura 5 - Presión y Temperatura en el eje de la tobera para la geometría con forma de campana.

En la Figura 5 se observa, para la tobera acampanada, cómo una vez pasada la garganta, el modelo ideal unidimensional predice un aumento de la velocidad y disminución de la presión y temperatura más rápidos inicialmente y más lentos después que los modelos numéricos. Esto se debe a que dicho modelo teórico no contempla las ondas de expansión bidimensionales producidas dentro de la tobera y solamente calcula las variables en función del área de la sección normal al flujo medio.

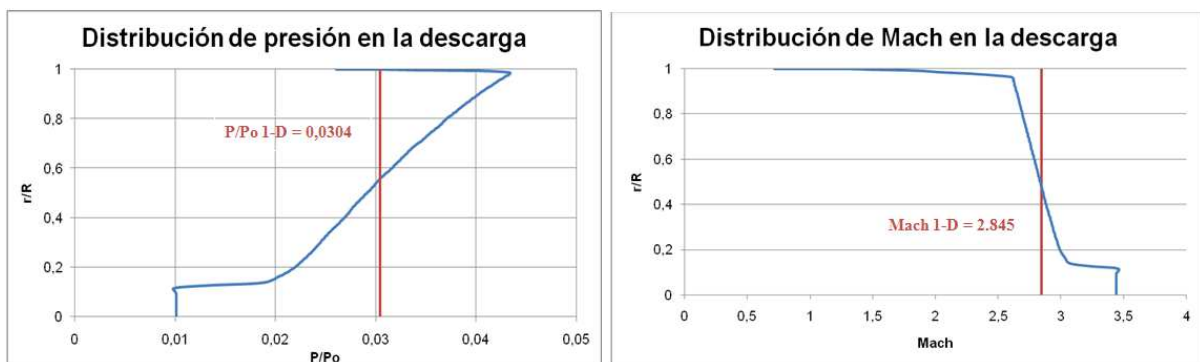


Figura 6 – Distribución de presión y Mach en la sección de salida.

La Figura 6 muestra la variación radial de la presión y el número de Mach en la sección de salida. Es evidente que tanto la presión como el Mach varían localmente y se apartan considerablemente del valor único predicho por la teoría 1D, la que, sin embargo, brinda una aproximación razonable a los valores promedio en la sección.

El salto de presión en la posición  $r/R = 0.1$  es producido por el cono de ondas de expansión originadas al inicio de la sección divergente. Además de este efecto característico de desvíos de corriente axialsimétricos, se observa que el perfil de  $P/P_0$  muestra variaciones de hasta un 100 % (entre 0.02 y 0.04), por lo que el modelo 1D no es aplicable fuera de una simple aproximación integral para el diseño. La disminución brusca de presión que se observa en la región inmediata a la pared está originada por el segundo cono de expansión (visible en la Figura 3), al descargar el flujo a la atmósfera. La forma de la distribución del número de Mach en la sección de descarga se explica por las mismas razones en la región interior: la expansión sobre el eje, hasta  $r/R = 0.1$  produce el incremento de 3 a 3.4 y la expansión bidimensional axialsimétrica en la tobera explica la variación gradual entre  $r/R = 0.1$  y la cercanía de la pared. Sobre esta última, los efectos de fricción en la capa límite generan la reducción de velocidad observada, que tampoco contempla la aproximación de flujo isoentrópico ideal 1D.

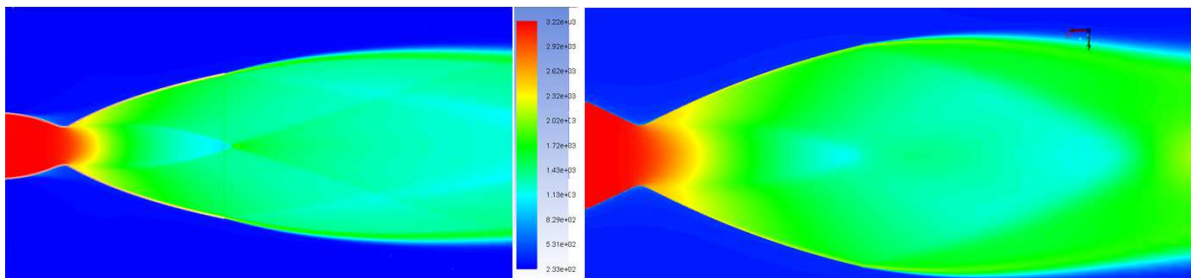


Figura 7 - Comparación de la temperatura de gases de escape entre modelo bidimensional axialsimétrico (izq.) y modelo 3D (der.)

En la Figura 7 se presenta una comparación del campo de temperaturas de la pluma del motor entre el modelo bidimensional axialsimétrico y el modelo tridimensional. Puede observarse, en general, una importante similitud entre ambos resultados, difiriendo especialmente en lo abrupto de los saltos de temperatura y presión que se dan en las ondas de choque del modelo bidimensional. En el modelo 3D se observan ondas de choque con distribuciones similares pero mucho menos marcadas, lo cual estamos analizando que se debe principalmente a que en un modelo 2D la expansión de una onda está limitada a una línea de manera que es mucho más notoria que en el caso tridimensional donde una onda debe desarrollarse en el espacio.

## CONCLUSIONES

Al comparar los resultados de la simulación 2D axial simétrica con los teóricos del modelo de flujo ideal isoentrópico 1D, se detectan las discrepancias debidas a la configuración bidimensional con ondas de expansión en la sección divergente y en la descarga. El modelo 2D pone en evidencia estas ondas, las ondas de compresión y de choque en la pluma, que conforman la configuración clásica con forma de diamante de las ondas de choque típica de toberas supersónicas. La simulación numérica con el modelo multiespecie fue capaz de reproducir estas estructuras.

La tobera con forma de campana genera un campo de flujo mucho más uniforme a la salida del motor que la equivalente con forma cónica, como se observa en las imágenes tomadas, tanto del campo de velocidades, como los correspondientes de temperatura y presión. De igual manera se verifica, como era de esperarse, una expansión más gradual de los gases de

combustión en la sección divergente de la tobera con forma acampanada en relación a la cónica, esperándose así una notable mejora en la performance de la tobera.

En un trabajo a futuro se buscará optimizar el diseño de la tobera acampanada, debido a que si bien se obtuvo una mejora notable en el impulso, en esta instancia se realizó una aproximación mediante una parábola, lo cual nos brinda la incógnita de si se puede lograr aún un mejor ajuste. También se investigarán los efectos de transferencia térmica en la capa límite de la tobera y el flujo de descarga.

Los resultados de la simulación 3D son todavía preliminares, ya que al momento de realizar este informe aun es necesario realizar algunos ajustes al modelo y refinamientos de mallado en las zonas donde existen gradientes de presión y temperatura altos.

## BIBLIOGRAFÍA

- Bacchi, F., Suarez, S., Scarabino, A., Análisis Numerico del flujo en una tobera supersónica. Primeras Jornadas de Investigación y Transferencia - Facultad de Ingeniería-UNLP. Abril 2011.
- Britton, J. O., 2-D Nozzle Design. *Department of Aero/Astro, Stanford University*. 2007.
- Ferziger J.H. y Peric M, Computational Methods for Fluid Dynamics, 3rd ed. Springer, 2002.
- Hagemann, G., Immich, H., Van Nguyen, T., Dumnov, G. E., Advanced Rocket Nozzles. *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, Septiembre 1998.
- Huzel, D. K., Huang, D. H., Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines. *AIAA, American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Washington, USA. 1992.
- O'Leary, R. A., Beck, J. E., Nozzle design. *Rocketdyne's engineering journal of power technology, Pratt and Whitney*, No. 8, 1992.
- Rao, G. V. R., Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust. *Jet Propulsion*, Vol. 28, pp. 377-382, Junio 1958.
- Rao, G. V. R., Recent Developments in Rocket Nozzle Configurations. *ARS Journal*, Vol. 31, No. 11, pp. 1488-1494, Noviembre 1961.
- Shapiro, A. The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow, Vol I, *Wiley*, 1953.
- Shapiro, A. Dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow, Vol II, *Krieger Pub Co*, 1983.
- Simmons, F. S., Rocket Exhaust Plume Phenomenology. *The Aerospace Press, American Institute of Aerospace and Astronautics*, 2000.
- Sutton, G. P., Biblarz, O., Rocket Propulsion Elements. *John Wiley & Sons*. 2001.
- Wilcox, D. C., Turbulence Modeling for CFD. *DCW Industries, La Cañada, USA*, 2nd ed., 1998