

ANÁLISIS DE LA DESCARGA DE UNA TOBERA SUPERSÓNICA Y SU IMPACTO SOBRE UNA SUPERFICIE PLANA

Jaurequi Lorda, Matias, Scarabino, Ana

Grupo Fluidodinámica Computacional, Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, Calle 116 s/n, La Plata (1900),
matias.jaurequilorda@ing.unlp.edu.ar

INTRODUCCIÓN

El impacto de chorros supersónicos sobre objetos sólidos es de gran interés debido a su presencia en cantidad de aplicaciones, entre las que podemos citar separación de cohetes de múltiples etapas, operación de propulsores para control de vehículos espaciales, anclaje de satélites, deflectores de gases para el momento de lanzamiento de cohetes, entre otras. Un chorro turbulento impactando sobre un plato genera fluctuaciones importantes de presión que generan vibraciones en el mismo plato. Estas fluctuaciones dependen de varias características: si el chorro es subsónico o supersónico, la geometría de la tobera, la relación de presiones de la tobera (presión de salida de la tobera sobre presión ambiente), la distancia entre tobera y plato y la disposición y tamaño del plato u objeto que recibe el impacto [1].

Los fluidos que impactan sobre superficies generan fuertes ondas acústicas, usualmente con efectos negativos, como el hecho de niveles elevados de ruido y vibraciones mecánicas. Es por ello que es necesario entender como la presión sobre la superficie de impacto se ve afectada por cambios en la relación de presiones de la tobera, la distancia entre tobera y cuerpo y la geometría de la superficie de impacto.

Existen varias publicaciones en esta temática que contribuyeron a lograr un mayor entendimiento del fenómeno planteado. Las primeras publicaciones [2] se centraban en medir presión en varios puntos de la superficie impactada, y las discusiones no abordaban cómo variaban los patrones de flujo del chorro antes del impacto. Si bien el fenómeno del impacto de un chorro supersónico depende de varios parámetros, como la relación de presión RP, la distancia tobera-placa, y la geometría de la misma, los resultados experimentales no abarcaban todos los casos, especialmente los casos con alta relación de presión.

En los siguientes trabajos [3-4] se utilizaron nuevas técnicas de visualización para investigar el patrón de flujo de un chorro impactando contra una placa plana variando el ángulo de la placa, la distancia a la misma y la relación de presión RP. Los resultados mostraron que se podía clasificar el flujo en tres tipos, dependiendo de la conformación de las estructuras de ondas de choque.

Posteriormente hubo estudios numéricos computacionales [5-6] que utilizaron programas propios para intentar reproducir los resultados experimentales de la bibliografía. Estos pudieron concluir que la estructura de flujo para este problema es compleja y que existen diversos factores que influyen en la localización del punto de mayor presión sobre la placa.

Más actualmente, se realizaron estudios computacionales [7], con el software comercial ANSYS CFX, de ensayos experimentales de un chorro supersónico impactando sobre una placa plana inclinada. Para ello utilizó 4 modelos RANS de turbulencia: k- ω estándar, k- ϵ estándar, k- ω SST y k- ϵ RNG. Se concluye que los métodos RANS son adecuados para capturar los detalles del flujo supersónico de un jet impactando sobre un plano inclinado.

Otros modelos de deflectores han sido estudiados recientemente, como el caso de los deflectores axial simétricos, similares a un cono pero con punta y base redondeada. Estudios numéricos [8] con un modelo de volúmenes finitos centrado en las celdas y un modelo de turbulencia RANS $k-\epsilon$ muestra aceptables resultados versus resultados experimentales comparando algunos casos de interés. También se utilizó [9] el software comercial ANSYS Fluent con el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras para estudiar cómo la variación de la distancia entre tobera y deflector afecta el pico de presión máxima sobre el deflector.

La complejidad del estudio del impacto de un chorro supersónico sobre una superficie radica en que los flujos a elevado número de Mach y de Reynolds introducen una dificultad considerable en los análisis numéricos, debido a que hay que considerar los efectos de compresibilidad y las características turbulentas del flujo [10]. Por un lado, la densidad del fluido ya no puede considerarse constante y se debe resolver, además de las ecuaciones de conservación de masa y cantidad de movimiento (Navier-Stokes), la ecuación de conservación de energía y ecuaciones de estado adicional, con el fin de relacionar todas las variables fluidodinámicas y termodinámicas que intervienen en el problema. Por otra parte, el carácter matemático de las ecuaciones cambia de elípticas a hiperbólicas según el flujo sea subsónico o supersónico, lo que hace que los métodos más adecuados para flujo de un tipo no necesariamente reproduzcan bien el otro y viceversa.

El objetivo del trabajo es validar un modelo numérico frente a datos experimentales [2] estudiando dos casos: el chorro supersónico expandiéndose libremente en la atmósfera y el mismo impactando contra una placa plana perpendicular a la pluma.

METODOLOGÍA

Se realizó un análisis computacional con un algoritmo basado en densidad, con distintos modelos de turbulencia RANS: $k-\epsilon$ Realizable, $k-\omega$ SST y SpalartAllmaras. Los modelos a estudiar fueron 2D y axial simétricos, analizándose los valores de la presión sobre el dominio y la placa plana. El modelo cuenta con una tobera con Mach de salida de 2,2 y una relación de presiones (presión de salida sobre presión atmosférica) de 1,2.

La Figura 1 muestra la geometría de la tobera empleada con sus medidas. La misma se utilizó para los dos casos, y consta de una tobera convergente-divergente cónica de 15° de apertura.

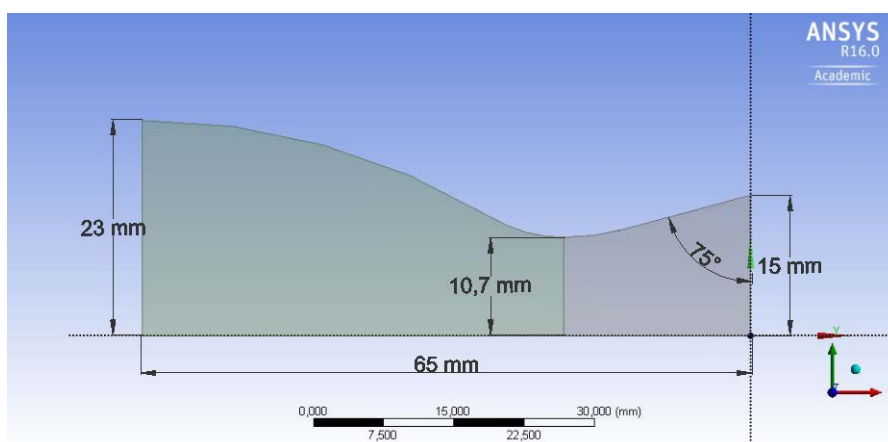


Figura 1. Geometría de la tobera [2].

Para el dominio del chorro libre se tomaron distancias relacionadas con el diámetro de salida de la tobera (D_s). La Figura 2 muestra las medidas tomadas para el dominio, utilizando los mismos valores que utilizaron otros autores [11].

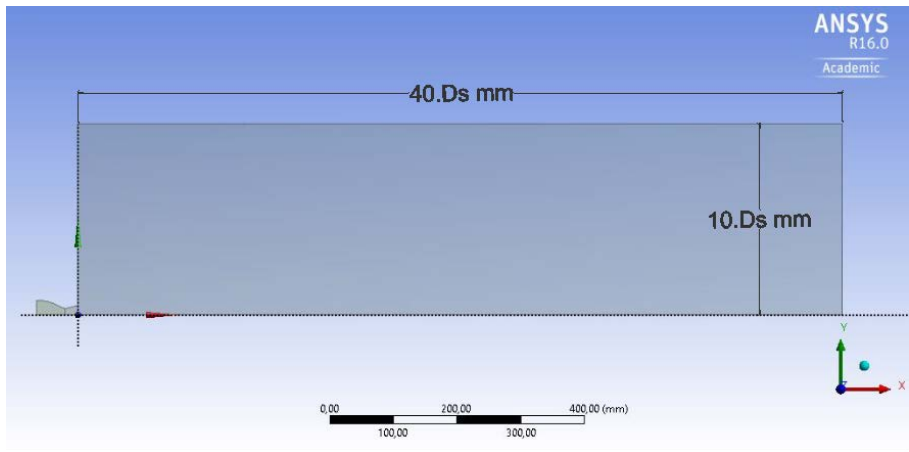


Figura 2. Dominio del chorro libre.

Se compararon los valores sobre el eje del chorro con los datos experimentales, en donde se midió la presión con un tubo Pitot. A raíz de esto, se debió utilizar la ecuación del tubo Pitot de Rayleigh[12], que resulta de comparar la presión de remanso medida en un tubo Pitot cuando se lo dispone en un flujo supersónico. La Figura 3 muestra cómo varían los parámetros característicos para este problema.

$$\frac{P_{02}}{P_1} = \left(\frac{(\gamma + 1)^2 M_1^2}{4\gamma M_1^2 - 2(\gamma - 1)} \right)^{\gamma / (\gamma - 1)} \frac{1 - \gamma + 2\gamma M_1^2}{\gamma + 1}$$

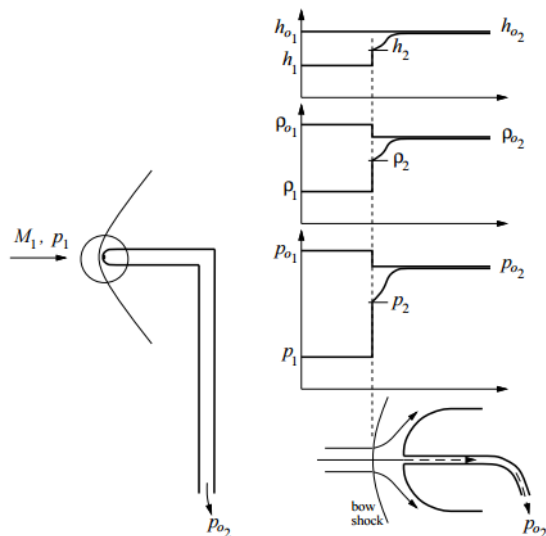


Figura 3. Tubo Pitot en flujo supersónico [12]

Se utilizó un mallado estructurado de 8,5.104 elementos cuadriláteros aproximadamente. Se emplearon elementos más pequeños en las cercanías de la salida de la tobera, de manera de tener un mallado más refinado en las zonas de mayor gradiente de presión. Esto se ve en la Figura 4.

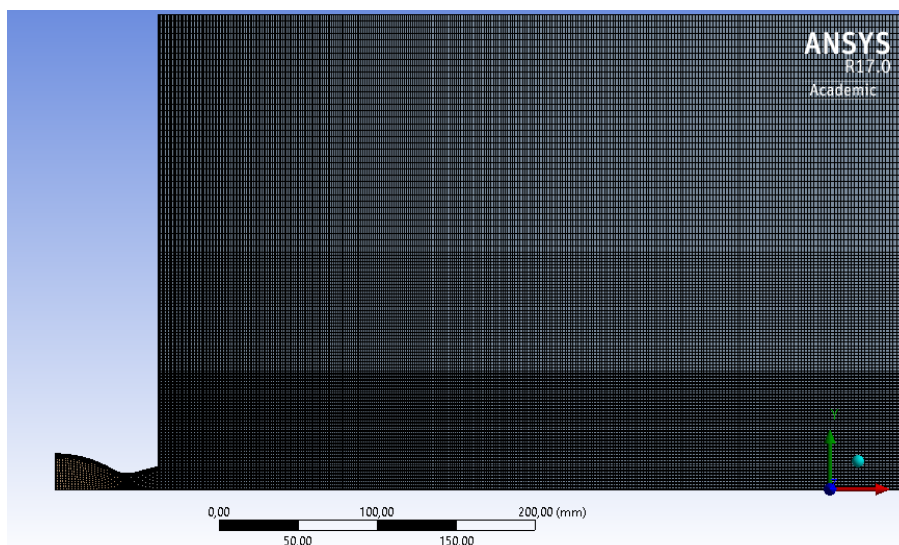


Figura 4. Mallado del caso del chorro libre.

El segundo caso de validación es el de un chorro impactando sobre una superficie plana a $x/D_s = 4$ [2]. El objetivo de esta comparación es demostrar que nuestro modelo reproduce de adecuada manera los datos experimentales cuando existe un impacto supersónico, que presenta mayor complejidad que un chorro libre, debido a los complejos patrones de onda de choque formados producto del impacto [3]. La geometría empleada es la visualizada en la Figura 5.

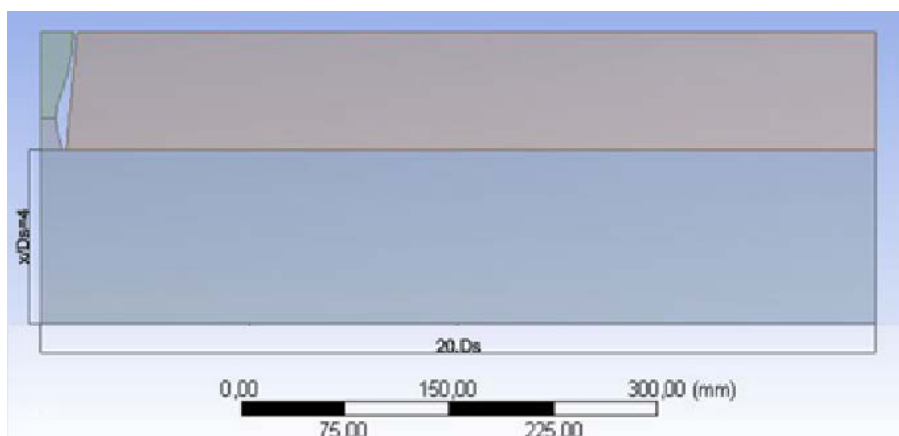


Figura 5. Dominio del chorro impactando contra una placa plana.

Se utilizaron tres mallados estructurados empleando elementos cuadriláteros. Estos cuentan con $1,5 \cdot 10^4$, $5,3 \cdot 10^4$ y $2,9 \cdot 10^5$, para los mallados “grueso”, “medio” y “fino”, respectivamente. Esto permitió una calidad de malla con un skewness inferior a 0,25, una relación de aspecto menor a 40 y una ortogonalidad mayor a 0,9.

RESULTADOS

En la Figura 6 se observa la comparación del campo de flujo para el CFD con los resultados experimentales a la derecha. A la izquierda se compara los valores de presión sobre el eje longitudinal del sentido del chorro, observándose la buena concordancia en las curvas.

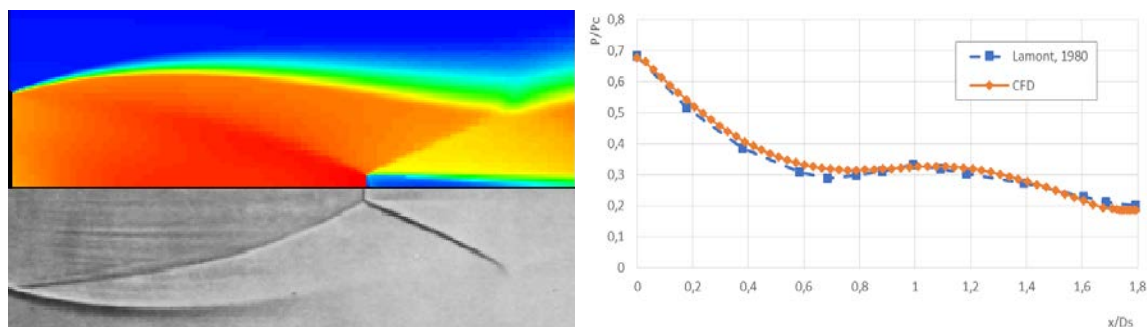


Figura 6. Comparativa de velocidad (Der.), P/P_c sobre el eje (Izq.), caso chorro libre.

En la bibliografía se establece a qué distancia se encuentran las sucesivas ondas de choque (“discos de Mach”) que se forman en un chorro supersónico libre. Comparando las distancias desde la salida de la tobera hasta donde se visualizan estas ondas, podemos completar la validación del modelo para un chorro libre. Esta comparación se detalla en la siguiente tabla.

<i>Disco de Mach</i>	Experimental	CFD	Error absoluto	Error relativo
1ero	1,78	1,82	0,04	2,25%
2do	4,2	4,33	0,13	3,10%
3ero	6,8	6,97	0,17	2,50%
4to	9,6	9,59	0,01	0,10%
5to	--	11,57	--	--
6to	--	13,62	--	--

Para el caso del chorro impactando contra una placa plana, los resultados muestran que el mallado grueso no reproduce la curva de presión sobre el deflector debido a que no se llega a captar la estructura de ondas de choque del problema. Para el mallado medio y fino hay una buena concordancia con los resultados experimentales (ver Figuras 7 y 8)

Cuando se varía el modelo de turbulencia, se observa que los modelos Spalart-Allmaras y k - ω SST no muestran el pico máximo local y la distribución es prácticamente constante hasta una distancia de $1,5.D_s$. La mejor distribución se observa con el modelo k - ϵ Realizable.

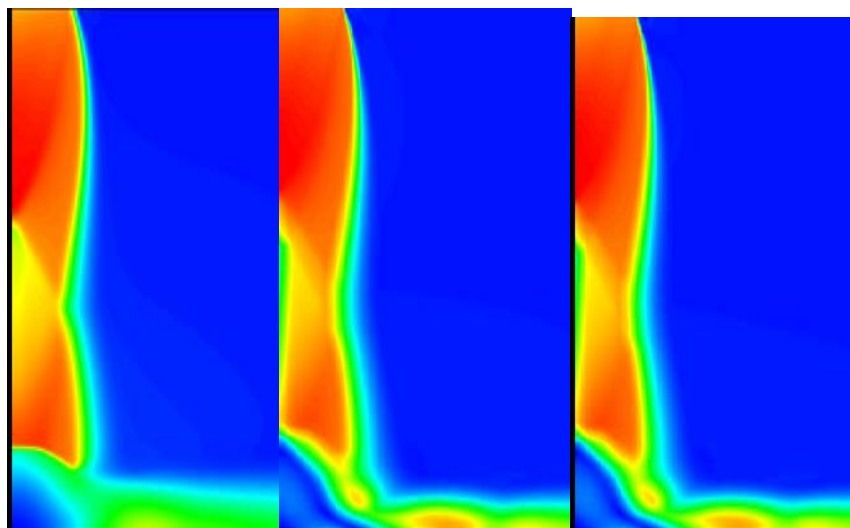


Figura 7. Campo de velocidad (m/s) para el mallado grueso (Der.), medio (Centro) y fino (Izq.)

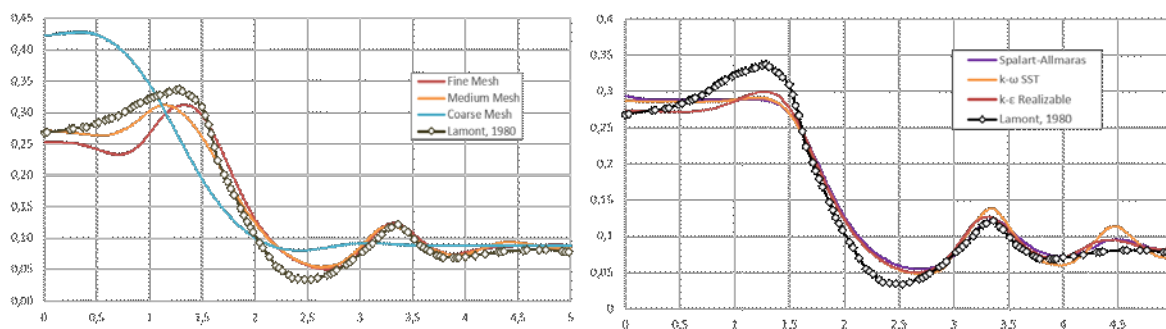


Figura 8. Comparación de distintos mallados (Der.), y distintos modelos de turbulencia (Izq.).

CONCLUSIONES

Se logró validar el modelo numérico tanto para el caso del chorro libre a la atmósfera, como el caso impactando contra una placa plana. Se observa buena concordancia con los datos experimentales, siempre y cuando se tenga un mallado lo suficientemente refinado que logre captar el patrón de ondas de choque de la pluma. El modelo de turbulencia óptimo observado es el k-epsilon Realizable.

Con este modelo, se puede estudiar a futuro distintos modelos de deflectores, de manera de poder estudiar el campo fluidodinámico para cada caso.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] G.P. Sutton, O. Biblarz, Rocket Propulsion Elements, 7th Edition, John Wiley & sons Inc, ISBN 0-471-32642-9, 2001.
- [2] P.J. Lamont, B.L. Hunt, The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates, Cambridge Journal of Fluid Mechanics vol. 100, part 3, pp. 471-511, 1980.
- [3] Y. Nakai, N. Fujimatsu, K. Fujii, Flow Classification of the Under-Expanded Super Sonic Jet Impinging on a Flat Plate, 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Orlando, Estados Unidos, Junio 2003.

- [4] Y. Nakai, N. Fujimatsu, K. Fujii, Experimental Study of Underexpanded Supersonic Jet Impingement on an Inclined Flat Plate, AIAA Journal Vol. 44, No. 11, Noviembre 2006.
- [5] K. Mcilroy, K. Fujii, Computational analysis of supersonic under-expanded jets impinging on an inclined flat plate – part I, 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Miami, Estados Unidos, 2007.
- [6] Y. Goto, T. Nonomura, K. Mcilroy, K. Fujii, Detailed Analysis of Flat Plate Pressure Peaks Created by Supersonic Jet Impingements, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Estados Unidos, 2009.
- [7] M. Dharavath, D. Chakraborty, Numerical Simulation of Supersonic Jet Impingement on Inclined Plate, Defence Science Journal, Vol. 63, No. 4, pp. 355-362, Julio 2013.
- [8] R.C. Mehta, Numerical Simulation of Supersonic Turbulent Jets Impinging on an Axisymmetric Deflector, Indian Journal of Engineering & Materials Science, Vol. 9, pp. 227-236, Agosto 2002.
- [9] A. Ahmed, A. Baig, S. Bilal, S. Zahir, CFD Analysis of Supersonic Jet Impingement on Axisymmetric Deflector Plate, 9th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology, Islamabad, Pakistan, 2012.
- [10] J.H. Ferziger, M. Peric, Computational Methods for Fluid Dynamics, 3rd Edition, Springer ISBN 3-540-42074-6, 2001.
- [11] Pundir, B., Surface Pressure Fluctuations due to an Impinging Underexpanded Supersonic Jet”, Tesis PhD, Florida Atlantic University, Estados Unidos, 2011.
- [12] Anderson, J. D., “Fundamental of Aerodynamics”, 5th Edition, McGraw-Hill, 2011.