

# SIMULACIÓN NUMÉRICA DEL FLUJO DE AIRE CON ONDA DE CHOQUE EN UN DIFUSOR TRANSÓNICO

San Luís Tolentino y Simón Caraballo

Departamento de Ingeniería Mecánica, UNEXPO Vice-Rectorado Puerto Ordaz, Estado Bolívar, Venezuela.

Recibido (30/01/17), aceptado (29/03/17)

**Resumen:** En el presente trabajo, se realizan dos simulaciones 2D del flujo de aire en un difusor transónico: la primera con relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.82$  para una onda de choque débil, y la segunda con relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.72$  para una onda de choque fuerte. El dominio del difusor transónico fue considerado con paredes adiabáticas, mallado con 17900 celdas cuadriláteras, y simulado con el código ANSYS-Fluent que aplica el método de volumen finito. Las ecuaciones fundamentales aplicadas en el código son: la ecuación de la conservación de la masa, de cantidad de movimiento, de la energía, y la ecuación de estado. Se consideró el análisis basado en densidad para un fluido compresible. Se empleó el modelo de turbulencia de Menter, y para la viscosidad la ecuación de Sutherland. De los resultados obtenidos, para el primer caso: la mayoría de las trayectorias de las curvas numéricas de presión y de velocidad quedan superpuestas con los datos experimentales de presión y de velocidad de los trabajos de Bogar y Salmon, excepto ciertos tramos cortos de las curvas numéricas están separadas de los datos experimentales. Para el segundo caso: las trayectorias de las curvas numéricas de velocidad, número de Mach, presión, temperatura y densidad, a lo largo del difusor en dirección del eje  $x$ , muestran sus valores máximos y mínimos; y se observa en el perfil de temperatura cómo desciende la temperatura del fluido hasta un valor mínimo, y cómo se incrementa durante la onda de choque. Se concluye que el modelo de turbulencia de Menter presenta resultados satisfactorios. Donde se produce la onda de choque débil y choque fuerte, existen algunos puntos de referencia donde la velocidad máxima del flujo es supersónica. Para una región del fluido que está ligeramente alejado de la pared del difusor, su temperatura estática durante la onda de choque débil y choque fuerte es menor de  $273.15\text{ K}$  ( $0.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ ).

**Palabras Clave:** Difusor transónico, Modelo de turbulencia, Onda de choque, Temperatura estática

## NUMERICAL SIMULATION OF THE AIR FLOW WITH SHOCK WAVE IN A TRANSONIC DIFFUSER

**Abstract:** In the present paper, two 2D simulations of the air flow are made in a transonic diffuser: the first with pressure ratio  $P_{sal}/P_{ent}=0.82$  for a weak shock wave, and the second with pressure ratio  $P_{sal}/P_{ent}=0.72$  for a strong shock wave. The domain of the transonic diffuser was considered with adiabatic walls, meshed with 17900 quadrilateral cells, and simulated with the ANSYS-Fluent code that applies the finite volume method. The fundamental equations applied in the code are: the equation of conservation of mass, amount of movement, energy, and the equation of state. The density-based analysis for a compressible fluid was considered. The Menter turbulence model was used, and for the viscosity the Sutherland equation. From the results obtained, for the first case: most of the trajectories of the pressure and velocity numerical curves are superimposed with the experimental pressure and velocity data of the Bogar and Salmon works, except certain short sections of the numerical curves are separated from the experimental data. For the second case, the trajectories of the numerical curves of velocity, Mach number, pressure, temperature and density, along the diffuser on the  $x$ -axis direction, show their maximum and minimum values; and it is observed in the temperature profile how the fluid temperature drops to a minimum value, and how it increases during the shock wave. It is concluded that the Menter turbulence model presents satisfactory results. Where the weak shock wave and strong shock occur, there are some reference points where the maximum velocity of the flow is supersonic. For a region of the fluid that is slightly away from the diffuser wall, its static temperature during the weak shock wave and strong shock is less than  $273.15\text{ K}$  ( $0.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ ).

**Key words:** Transonic diffuser, Turbulence model, Shock wave, Static temperature

## I. INTRODUCCIÓN

Cuando el flujo de aire pasa por una sección convergente-divergente, sus propiedades varían a consecuencia de la compresión y descompresión, siendo algunas de estas propiedades: la presión, temperatura, velocidad y densidad. En el análisis de este tipo de flujo compresible, el número de Mach es el parámetro dominante.

Estudios experimentales del comportamiento del flujo de aire con presencia de onda de choque en difusores de diferentes modelos, se registran en el trabajo de Sajben [1]. De sus investigaciones, observó una distorsión dinámica en el comportamiento del flujo con alta velocidad, el cual, registró imágenes fotográficas mediante la técnica Schlieren. También registró lecturas experimentales de presión para cada modelo de difusores.

La geometría del equipo experimental del difusor transónico que se muestra en la Figura 1, ha sido utilizado por Bogar [2, 3] y Salmon [4] para realizar estudios experimentales. Bogar [2, 3] obtuvo el número de Mach en secciones transversales a lo largo del difusor para un flujo inducido a separarse, por una fuerza de choque, así como, las presiones en la pared inferior y superior del difusor. Además, midió en la sección divergente del difusor, las oscilaciones del flujo donde se produce una separación supercrítica. Salmon [4] obtuvo los perfiles de velocidad para el flujo con onda de choque en la sección divergente del difusor, donde registró, magnitudes negativas de la velocidad hacia la pared superior, consecuencia de la recirculación del flujo en esa región.

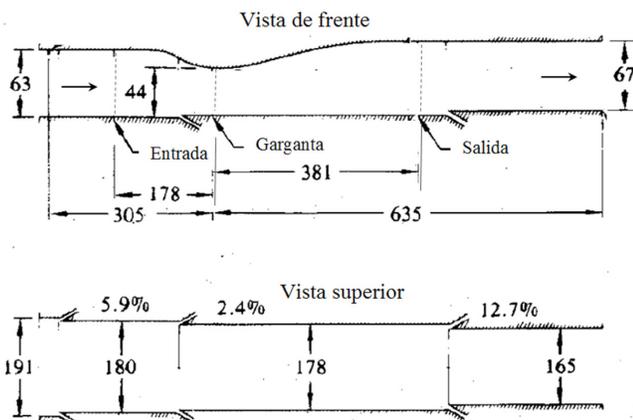


Figura 1. Dimensiones del equipo experimental: Difusor transónico [2]. Dimensiones en mm.

La Figura 2 corresponde al trabajo de Bogar [2], en la cual se ilustra la imagen de dos fotografías captada con la técnica Schlieren de la compresión del flujo de

aire donde se produce una onda de choque. La imagen de arriba corresponde para onda de choque débil, y la de abajo para choque fuerte.

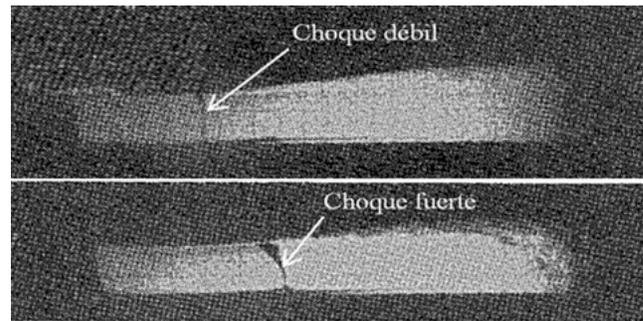


Figura 2. Imagen captada con técnica Schlieren. Flujo con Mach = 1.235 (arriba), y Mach = 1.353 (abajo) [2].

Una región de la geometría del difusor transónico mostrado en la Figura 1, la sección de longitud 178+381, ha sido utilizada por diferentes autores para realizar simulaciones numéricas en 2D con diferentes códigos de simulación computacional; para obtener curvas de presión, velocidad, y número de Mach, y posteriormente comparar las curvas numéricas obtenidas con los resultados experimentales [2, 3, 4]. Algunos de estos autores y los códigos empleados por ellos son: Hsieh [5] empleó el código NASA-ARC-Cray/XMP, Georgiadis [6] el código PARC, Casalis [7] el código FLU3M, Bush [8] el código NPARC Alliance, Stanley [9] el código WIND-US, Wu Thrich [10] el código Open FOAM, Cary [11] el código ONERA M6, y Liu [12] el código ANSYS-Fluent. Un caso de simulación numérica en tres dimensiones del flujo de aire en el difusor transónico [2] fue desarrollado en el trabajo de Biswas [13].

Otros modelos de difusores experimentales con diferentes geometrías a la mostrada en la Figura 1, han sido empleado por Ono [14], y Ota [15]. Ono [14] obtuvo resultados de la forma de onda de choque inducida, por medio experimental, la cual, comparó con sus resultados numéricos obtenidos en 3D. Y Ota [15], comparó sus resultados experimentales de la onda de choque normal obtenida, con sus resultados numéricos en 2D.

La validación de códigos de simulación de la dinámica de fluidos computacional (DFC) con datos experimentales [2, 3, 4], se puede consultar en <https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid>.

En este trabajo, se presentan dos simulaciones numéricas del comportamiento del flujo de aire en 2D para la geometría del difusor transónico mostrado en la Figura 1: la primera con onda de choque débil y la segunda con onda de choque fuerte. En la sección II se presenta el fundamento matemático y las ecuaciones

gobernantes empleadas por el código ANSYS-Fluent. Entre ellas: las ecuaciones de conservación de la masa, de la energía, de la cantidad de movimiento, y la ecuación de estado. Además, se presentan la ecuación del modelo de turbulencia de Menter [16] y la Ley de Sutherland [17] para la viscosidad en función de la temperatura. Se exponen los resultados y sus respectivos análisis de las curvas numéricas de presión y velocidad obtenidas, y se comparan con los datos experimentales. Además, se presentan los resultados y análisis de las curvas numéricas de velocidad, de número de Mach, presión, temperatura, y densidad, obtenidas en el eje  $x$  a lo largo del difusor, para cada 5 distancias definidas en dirección del eje  $y$ . En la sección III se exponen las conclusiones del análisis realizado de la comparación de las curvas numéricas con datos experimentales de presión y velocidad, y de otras curvas numéricas (Mach y temperatura) obtenidas en la dirección del eje  $x$  del difusor.

## II. DESARROLLO

### 2.1 Fundamento matemático

#### A) Ecuaciones gobernantes

Las cuatro ecuaciones fundamentales de la dinámica de fluidos en su forma diferencial, aplicadas en el código ANSYS-Fluent son las siguientes: la ecuación (1) de la conservación de la masa, la ecuación (2) de conservación de cantidad de movimiento, la ecuación (3) de conservación de la energía, y la ecuación (4) de estado.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho \vec{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot \left( \mu \left[ \nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} \mathbf{I} \right] \right) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{v} (\rho E + p)) = \nabla \cdot \left( k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\vec{\tau}_{eff} \cdot \vec{v}) \right) + S_h \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial P} = \frac{1}{RT} \quad (4)$$

La energía está dada por  $E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2}$  donde  $h$ :

entalpía,  $p$ : presión,  $\rho$ : densidad,  $v$ : velocidad. Para flujo compresible, el parámetro dominante es el número de Mach  $M=v/c$ . La velocidad del sonido se expresa como

$c = \sqrt{\gamma RT}$ . Siendo la velocidad del fluido  $v$ , constante del gas  $R$ , temperatura  $T$ , relación de calor específico  $\gamma=C_p/C_v$ .

La relación de presión total, ecuación (5), y temperatura total, ecuación (6), se expresan como

$$\frac{P_0}{P} = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (5)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (6)$$

Las consideraciones para definir el tipo de flujo según el número de Mach ( $M$ ) son las siguientes: para flujo incompresible  $M < 0.3$ ; flujo subsónico  $0.3 < M < 0.8$ ; flujo transónico  $0.8 < M < 1.2$ ; flujo supersónico  $1.2 < M < 3.0$ ; y flujo hipersónico  $3.0 < M$  [17]. Cuando el flujo de aire se estrangula en condición isoentrópico, se tiene  $M=1$ . La relación de presión, temperatura y densidad, son:  $P/P_0 = 0.5283$ ,  $T/T_0 = 0.8333$ ,  $\rho/\rho_0 = 0.6339$  [17].

La variación de la viscosidad en función de la temperatura para gases se aproxima mediante la ley Sutherland [17], y está dada por la ecuación (7).

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (7)$$

Siendo la viscosidad de referencia  $\mu_0 = 1.716 \text{ kg/ms}$ , temperatura de referencia  $T_0 = 273.11 \text{ K}$ , temperatura efectiva  $S = 110.56 \text{ K}$ .

#### B) Modelo de turbulencia SST $k-\omega$

El modelo de turbulencia de transporte de esfuerzos cortantes (*Shear Stress Transport (SST)  $k-\omega$* ) [16], emplea la ecuación de la energía cinética turbulenta  $k$ , y de la disipación específica de la energía cinética turbulenta  $\omega$ . El modelo de turbulencia SST  $k-\omega$  fue propuesto por Menter [16], y obtenido a partir del modelo estándar  $k-\omega$  propuesto por Wilcox [18]. El modelo de turbulencia SST  $k-\omega$  de Menter [16], dado por las ecuaciones (8) y (9), es aplicado para flujos viscosos que se comprimen. Este modelo es más preciso para los cálculos de los esfuerzos cortantes en las superficies de las paredes.

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho k u_i)}{\partial x_i} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (8)$$

$$\frac{\partial (\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\gamma}{v_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (9)$$

## 2.2 Procedimiento

### A) Dominio del modelo geométrico

La Figura 3 muestra el dominio geométrico del difusor transónico sometido a estudio, el cual fue obtenido a partir de la Figura 1.

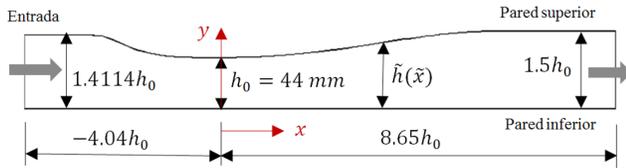


Figura 3. Dominio del difusor transónico.

El dominio geométrico del difusor transónico está proyectado en el plano cartesiano  $xy$ . En la pared inferior tiene una base recta en toda su longitud, en la pared superior es recta en los extremos y en la parte media es curva. La geometría se construye usando las siguientes ecuaciones (10) y (11), las cuales han sido obtenidas del trabajo de Bogar [2],

$$\tilde{h}(\tilde{x}) = \frac{\alpha \cosh(\xi)}{(\alpha - 1) + \cosh(\xi)} \quad (10)$$

donde  $\tilde{h} = h/h_0$  es adimensional, y  $\xi$

$$\xi = \frac{C_1(\tilde{x}/\tilde{l})(1 + C_2(\tilde{x}/\tilde{l}))^{C_3}}{(1 - \tilde{x}/\tilde{l})^{C_4}} \quad (11)$$

Las constantes de las ecuaciones (10) y (11) varía de acuerdo a la sección convergente y divergente. Estas constantes se muestran en la Tabla I, también tomadas del trabajo de Bogar [2]. La constante  $C_3$  no existe en la sección divergente, porque  $C_2=0$ , por lo tanto  $(1 + C_2(\tilde{x}/\tilde{l}))^{C_3} = 1^{C_3} = 1$ .

Tabla I. Valores de constantes para construir la curva de la pared superior del difusor transónico [2].

Constante	Sección convergente	Sección divergente
$\alpha$	1.4114	1.5
$\tilde{l}$	-2.598	7.216
$C_1$	0.81	2.25
$C_2$	1.0	0.0
$C_3$	0.5	---
$C_4$	0.6	0.6

La entrada y salida del dominio geométrico ilustrada en la Figura 3, está definido como  $\tilde{x}_i = -4.04$  y  $\tilde{x}_e = 8.65$ , siendo ambos valores adimensionales. En la sección curva, se tiene el rango de  $-2.598 \leq \tilde{x} \leq 7.216$ . Para la región constante se tiene que  $\tilde{h}(\tilde{x} < -2.598) = 1.4114$ , y  $\tilde{h}(\tilde{x} > 7.216) = 1.5$ .

### B) Mallado del dominio

El dominio con malla estructurada y celdas cuadriláteras que se muestra en la Figura 4, está formado por 100 divisiones en la dirección vertical y 179 en la dirección horizontal. La malla es refinada en la parte media, debido a la presencia de la onda de choque. También, la malla es refinada hacia las paredes superior e inferior por la presencia de los esfuerzos cortantes.



Figura 4. Dominio mallado del difusor transónico. División vertical: 100; horizontal: 179.

### C) Condiciones iniciales y de borde

La relación de presión entre la salida y entrada del flujo en el difusor transónico; para la onda de choque débil es  $P_{sal}/P_{ent} = 0.82$  y para la de choque fuerte es  $P_{sal}/P_{ent} = 0.72$ , obtenidas del trabajo de Salmon [4]. Las condiciones de entrada del flujo de aire al difusor son establecidas como: presión total  $P_{ent} = 135004.1 Pa$  (19.58 psi) de acuerdo con Bush [8] y Stanley [9]; y temperatura total  $T_{ent} = 300 K$  (540 R) según Georgiadis [6]. La condición de salida del flujo del difusor, se establece para dos presiones estática de salida: la primera, para el flujo con onda de choque débil  $P_{sal} = 110664.8 Pa$  (16.05 psi) según Bush [8], y la segunda, para choque fuerte con  $P_{sal} = 97219.5 Pa$  (14.1 psi) de acuerdo con Stanley [9].

En las paredes de la superficie inferior y superior las velocidades del fluido son nulas, por la presencia de los esfuerzos cortantes. Además, se consideran paredes adiabáticas.

Cabe señalar, las ecuaciones (1) a (4), (8) y (9), son adaptadas y simplificadas al ser aplicadas a las condiciones iniciales y de borde del dominio geométrico del difusor transónico, el cual se proyecta en 2D en el plano cartesiano  $xy$ , tal como se muestra en la Figura 3.

### D) Método de solución computacional y equipo

Para la simulación en el código ANSYS-Fluent, se seleccionó la opción de análisis basado en densidad para

un fluido compresible, simulando el comportamiento del flujo de aire en 2D. Se seleccionó el modelo de turbulencia SST  $k-\omega$  [16], y la Ecuación de Sutherland [17]. Para el flujo; para la turbulencia de la energía cinética y para el tipo de disipación específica, se seleccionó la opción: Second Orden Upwin. Para la solución de control, se determinó el valor de Courant de 50, manteniendo por defecto los factores de relajación. Para el monitor residual se determinó un valor fijo de 0.00001, tanto para continuidad, velocidad, y energía. Se realizaron 3000 iteraciones, para obtener los resultados finales de velocidad, número de Mach, presión, temperatura, y densidad.

Para el procesamiento de datos se utilizó un equipo que tiene las siguientes características: Laptop marca Siragon, modelo M54R, Intel Core 2 Duo, dos procesadores de 1.8 GHz, y memoria RAM de 3 GB.

## 2.3 Resultados y discusión

### 2.3.1 Primer caso: comparación de curvas numéricas con datos experimentales de presión y velocidad

Los autores que emplearon la geometría del difusor transónico que se muestra en la Figura 1, tales como: Hsieh [5], Georgiadis [6], Casalis [7], Bush [8], Stanley [9], Wu Thrich [10], Cary [11], Liu [12], Biswas [13], Xiao [19], y Vlahostergios [20], para simular el comportamiento del flujo de aire con diferentes códigos de simulación computacional, han obtenidos curvas numéricas de presión en la superficie de la pared superior e inferior, velocidad del flujo y número de Mach en secciones transversales a lo largo de la sección divergente del difusor. Sus resultados numéricos han sido comparado con los datos experimentales de los trabajos de Bogar [2, 3] y Salmon [4]. Además, han comparado las curvas numéricas de presión y velocidad, entre ellas mismas, que han sido obtenidas con diferentes modelos de turbulencia; siendo el modelo de turbulencia SST  $k-\omega$  de Menter [16] el que ha tenido mayor aceptación.

En esta sección del trabajo, se emplea el modelo de turbulencia de Menter [16] para la simulación numérica del flujo de aire para obtener las curvas numéricas con relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.82$  para choque débil, y  $P_{sal}/P_{ent}=0.72$  para choque fuerte, con el código ANSYS-Fluent versión 12.1. Y comparar las curvas numéricas obtenidas con los datos experimentales de los trabajos de Bogar [2] y Salmon [4].

En los trabajos [5, 7-13, 19, 20], aunque han comparado sus resultados numéricos con los mismos datos experimentales de Bogar [2, 3] y Salmon [4], las curvas

numéricas obtenidas han sido calculadas con valores de temperatura del flujo de aire a la entrada del difusor diferente a la usada en el presente trabajo. Cabe señalar, el valor de la magnitud de temperatura del presente trabajo es la misma magnitud empleado por Georgiadis [6].

#### A) Onda de choque débil con relación de presión

$$P_{sal}/P_{ent}=0.82$$

La Figura 5 muestra el comportamiento del flujo de aire para el gradiente de presión estática, para la relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.82$ , y donde se ubica la onda de choque débil; el cual, tiene un perfil perpendicular con las paredes, y se aprecia cómo se distribuye mediante las líneas de contorno el gradiente de presión. Las presiones de líneas de contorno tienden a ser paralelas en los extremos donde se produce la onda de choque débil. También, se observa el comportamiento de la línea de contorno en el tramo recto y curva de la pared superior. En la barra de colores; la magnitud de mayor valor es de color rojo, y de menor magnitud azul.

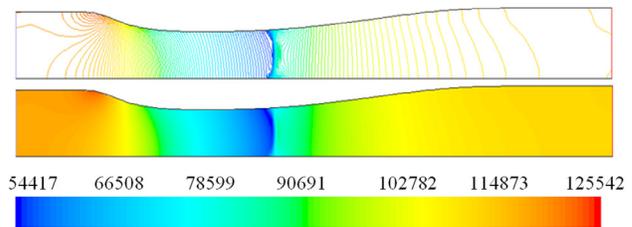
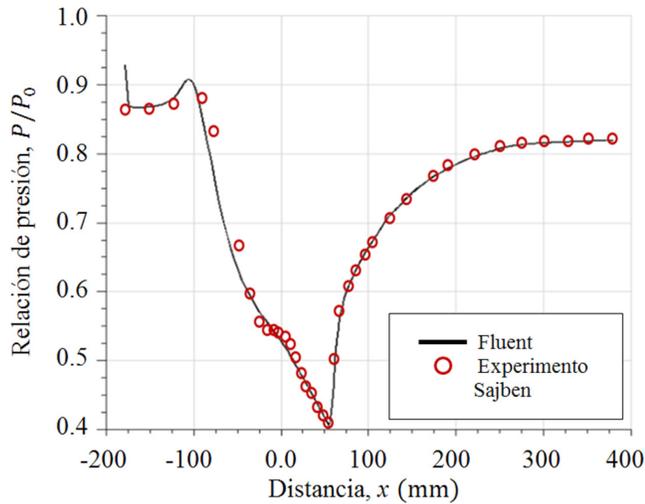


Figura 5. Gradiente de presión estática. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.82$ .

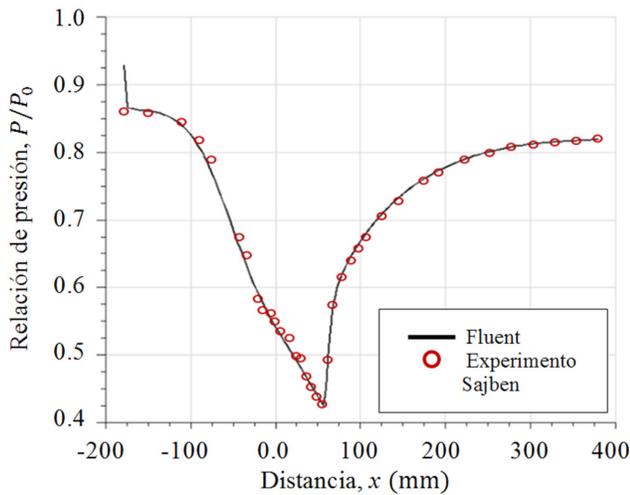
La curva numérica de presión estática en la pared superior, está superpuesta con los datos experimentales, tal como se ilustra en la Figura 6. Se observa en la trayectoria de la curva numérica el incremento de la presión hasta un valor máximo, lo cual se da inicio de la caída de presión entre la sección recta y curva de la pared superior, así como la caída de presión hasta un valor mínimo, consecuencia de la desaceleración del flujo, y de allí se incrementa la presión hasta cierto tramo, para luego mantenerse la presión casi con trayectoria horizontal hasta la salida del difusor. En la distancia de referencia 0.0 mm, se observa que los datos experimentales se encuentran en el extremo izquierdo y derecho, sin embargo, el tramo hacia la caída de presión mínima, los datos experimentales están sobre la curva numérica. Algunos datos experimentales están ligeramente separados de la curva numérica donde se produce la caída de presión.

La trayectoria de la curva numérica de la presión estática en la pared inferior se muestra en la Figura 7. La caída de presión comienza desde el inicio cuando el flujo de aire ingresa al difusor, luego a cierta distancia

dentro del difusor, el flujo tiene una presión mínima producto de la presencia de la onda de choque, luego, se incrementa casi de forma similar para la presión en la pared superior. La curva numérica esta superpuesta sobre la mayoría de los datos experimentales.



**Figura 6. Curva de presión estática, pared superior. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.82$ .**

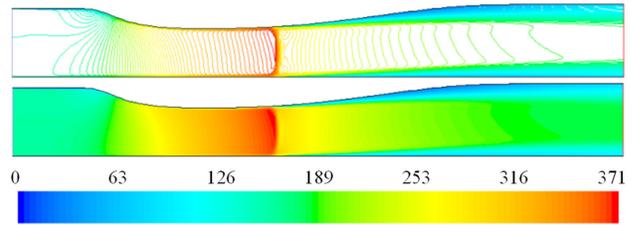


**Figura 7. Curva de presión estática, pared inferior. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.82$ .**

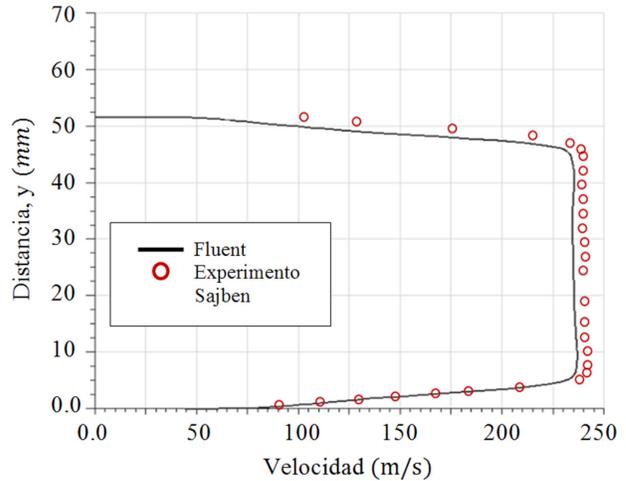
El comportamiento del gradiente de velocidad de flujo se observa con más detalle a través de las líneas de contorno, de cómo se distribuye antes y después de la onda de choque débil, tal como se muestra en la Figura 8. Después de la onda, se observa la separación del flujo en ambas paredes, teniendo mayor incidencia en la pared superior, donde se une la pared curva y recta, lo cual, en esa región es donde la velocidad del flujo tiende a disminuir.

Las trayectorias de las curvas numéricas de velocidad en las distancias de referencia  $x/h_0 = 2.822$ ,  $x/h_0 = 4.611$ ,  $x/h_0 = 6.34$ , y  $x/h_0 = 7.493$ , se muestran en la Figuras del 9 al 12, donde se observa cómo es el comportamiento de

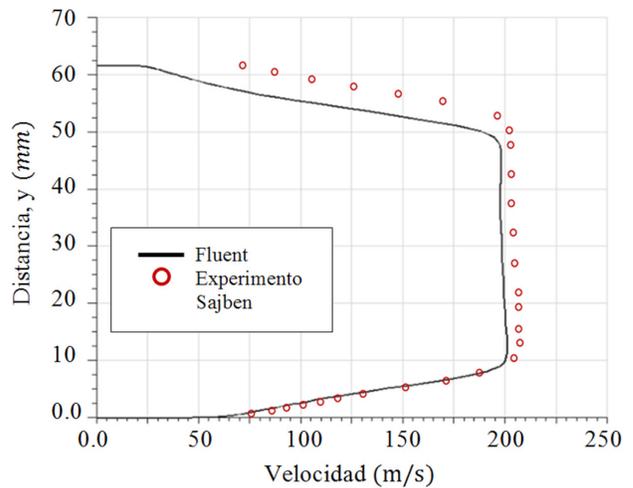
las trayectorias de las curvas numéricas con respecto a los datos experimentales de velocidad. El tramo superior de la trayectoria de la curva numérica corresponde al flujo que se encuentra hacia la pared superior después de la onda de choque, y es donde se produce la separación del flujo con mayor intensidad. Mientras que, en el tramo vertical, la velocidad del flujo tiende a disminuir después de la onda de choque, tal como se aprecia en los valores de la magnitud para cada distancia de referencia.



**Figura 8. Gradiente de velocidad. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.82$ .**



**Figura 9. Curva de velocidad,  $x/h_0 = 2.822$ . Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.82$ .**



**Figura 10. Curva de velocidad,  $x/h_0 = 4.611$ . Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.82$ .**

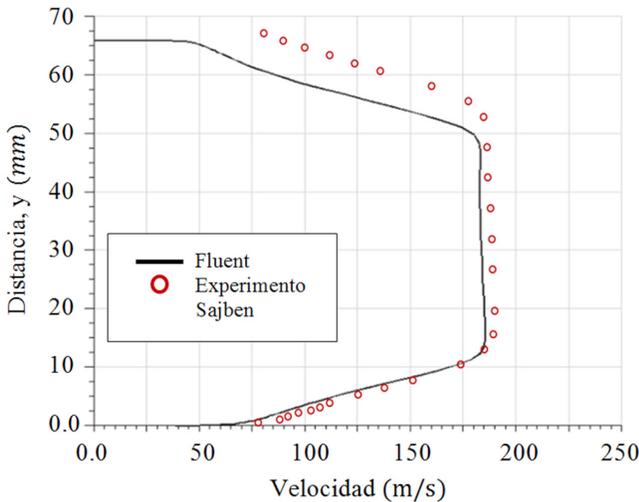


Figura 11. Curva de velocidad,  $x/h_0=6.34$ . Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.82$ .

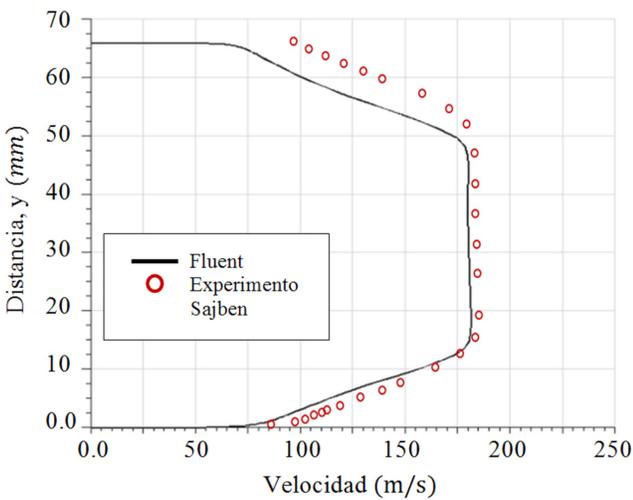


Figura 12. Curva de velocidad,  $x/h_0=7.493$ . Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.82$ .

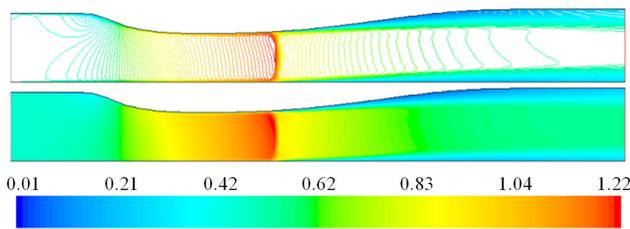


Figura 13. Gradiente de número de Mach. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.82$ .

El comportamiento del flujo, así como donde se produce la onda de choque, y la magnitud de la misma, se muestra en la Figura 13. El comportamiento del choque débil es normal. Esta forma de la onda de choque débil obtenida por simulación numérica, al compararla con la imagen mostrada en la Figura 2, se encuentra que

son semejantes. Además, se observa cómo evoluciona el gradiente de la línea de contorno del número de Mach en los extremos de la onda, desde la entrada hasta la salida del difusor.

B) Onda de choque fuerte con relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.72$

Para la relación de presión del flujo  $P_{sal}/P_{ent} = 0.72$ , lo cual produce una onda de choque fuerte, tal como se muestra en la Figura 14, el perfil de la onda de choque fuerte es curvado hacia las paredes. Siendo la curvatura con mayor incidencia hacia la pared superior. Las líneas de contorno de presión tienden a ser perpendicular con respecto a la pared, en dirección aguas abajo hasta la salida del difusor.

La curva numérica de presión estática en la pared superior se superpone con los datos experimentales, tal como se muestra en la Figura 15. Se incrementa la presión y luego se produce una caída consecuencia de la presencia de la onda de choque fuerte, luego se incrementa la presión producto de la desaceleración del flujo, hasta la salida del difusor. Un tramo de la trayectoria de la curva en la sección divergente del difusor se desvía y luego se interceptan con los datos experimentales de presión.

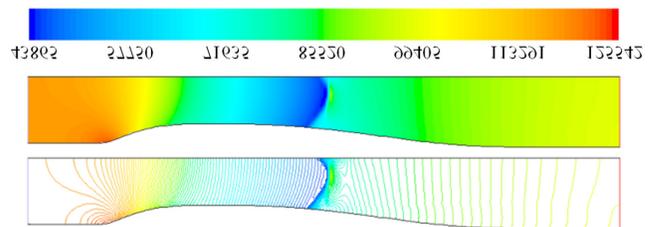


Figura 14. Gradiente de presión estática. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.72$ .

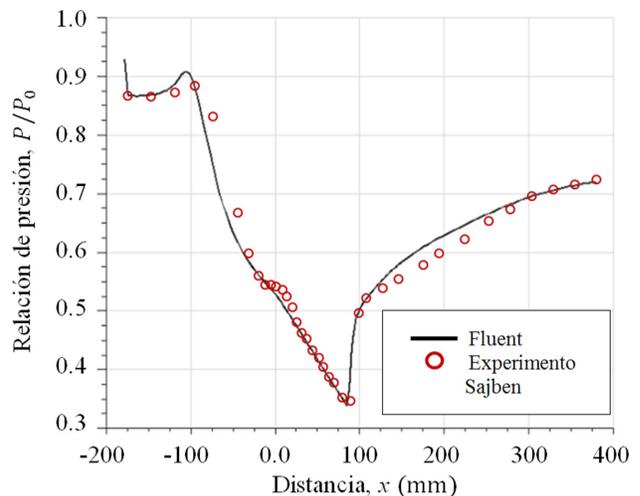
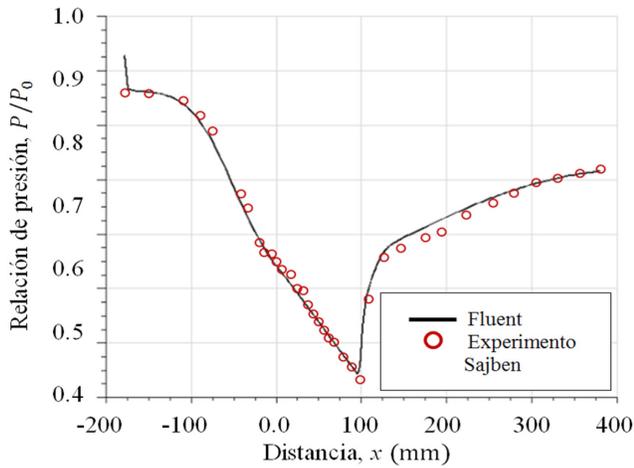


Figura 15. Curva de presión estática, pared superior. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.72$ .

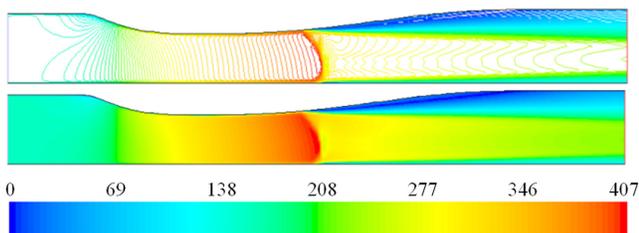


**Figura 16. Curva de presión estática, pared inferior. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.72$ .**

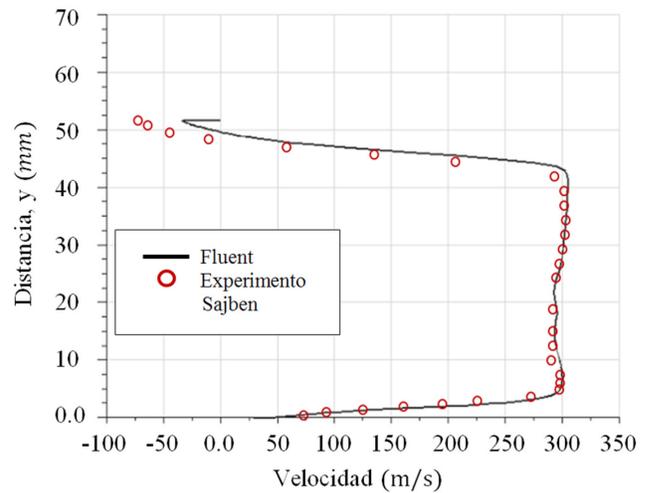
En la trayectoria de la curva numérica de la presión estática en la pared inferior, el cual se muestra en la Figura 16, se produce una caída hasta una presión mínima, y luego se incrementa. Donde la trayectoria de la curva numérica se intercepta con la mayoría de los datos experimentales.

El gradiente de velocidad de flujo muestra con más detalle cómo se comporta la velocidad a través de las líneas de contorno, y cómo se distribuyen antes y después de la onda de choque fuerte, tal como se muestra en la Figura 17. Después de la onda, se observa la separación del flujo en ambas paredes, teniendo mayor incidencia en la pared superior.

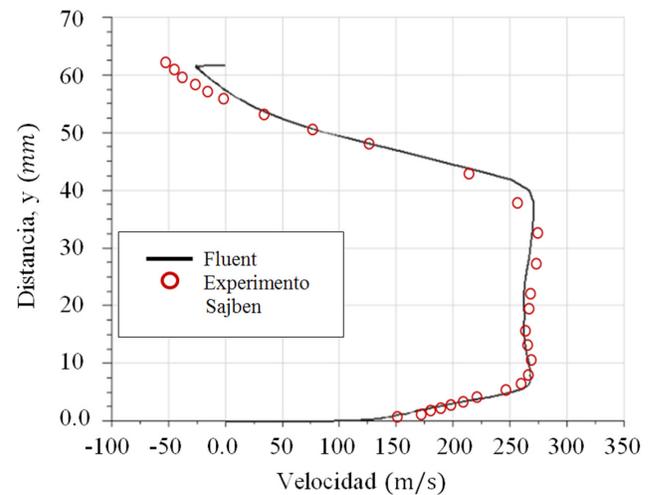
Las trayectorias de las curvas numéricas de velocidad en las distancias de referencia  $x/h_0 = 2.822$ ,  $x/h_0 = 4.611$ ,  $x/h_0 = 6.34$ , y  $x/h_0 = 7.493$ , se ilustran en las Figuras 18-21, las cuales tienen superpuestos los datos experimentales. En cada Figura 18-21, se observa cómo ciertos tramos de la curva numérica se interceptan con los datos experimentales de velocidad. El tramo superior corresponde al flujo que se encuentra hacia la pared superior después de la onda de choque fuerte, y es donde se produce la separación del flujo. En las Figuras 18 y 19, en cierta sección la velocidad es negativa, en la región junto a la pared superior donde se produce recirculación del flujo y en sentido contrario al flujo que viene de aguas arriba.



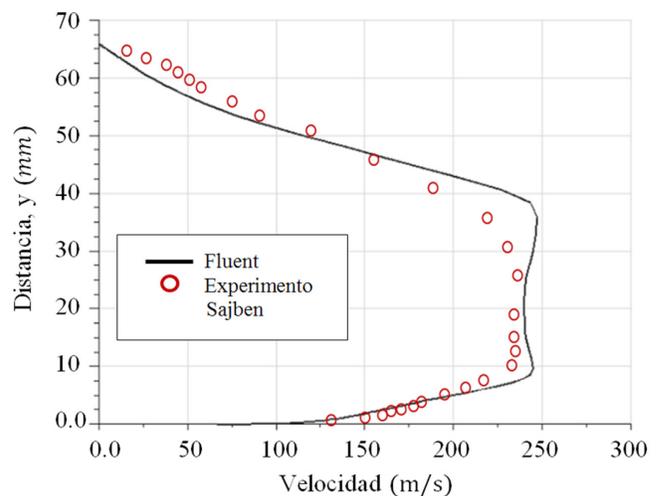
**Figura 17. Gradiente de velocidad. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.72$ .**



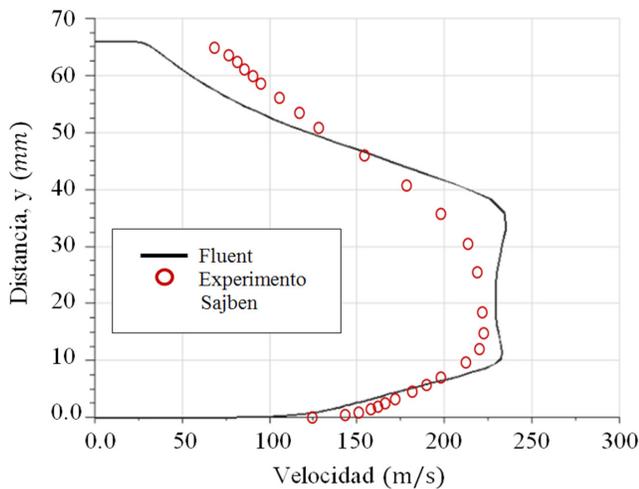
**Figura 18. Curva de velocidad,  $x/h_0 = 2.822$ . Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.72$ .**



**Figura 19. Curva de velocidad,  $x/h_0 = 4.611$ . Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.72$ .**

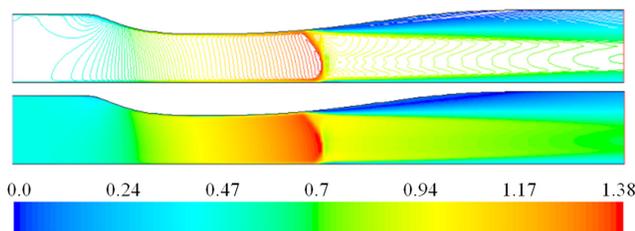


**Figura 20. Curva de velocidad,  $x/h_0 = 6.34$ . Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent} = 0.72$ .**



**Figura 21. Curva de velocidad,  $x/h_0=7.493$ . Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.72$ .**

El comportamiento del flujo, así como donde se produce la onda de choque, y su magnitud, se muestra en la Figura 22. El comportamiento de la onda de choque fuerte tiende a ser curva. Esta forma de la onda de choque fuerte obtenida por simulación numérica, al compararla con la imagen mostrada en la Figura 2, se encuentra que son semejantes. Además, se observa cómo evoluciona el gradiente de la línea de contorno del número de Mach en los extremos de la onda, desde la entrada hasta la salida del difusor.



**Figura 22. Gradiente de número de Mach. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.72$ .**

### 2.3.2 Segundo caso: curvas numéricas en la dirección del eje x del difusor

En los trabajos de Hsieh [5], Georgiadis [6], Casalis [7], Bush [8], Stanley [9], Wu Thrich [10], Cary [11], Liu [12], Biswas [13], Xiao [19], y Vlahostergios [20], no han incluido en sus trabajos perfiles de curvas numéricas del comportamiento del flujo de aire a lo largo de todo el difusor. Por lo tanto, en esta sección del presente trabajo empleando el modelo de turbulencia de Menter [16], se realiza un estudio numérico del comportamiento del flujo, con respecto a los perfiles obtenidos de curvas numéricas de velocidad, número

de Mach, presión, temperatura, y densidad, a lo largo del difusor transónico, evaluados en la dirección del eje  $x$ , para cada referencia de altura en dirección del eje  $y$ :  $y=1.0;11.0;22.0;33.0;43.0 \text{ mm}$ , para el flujo de aire con relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.82$  para choque débil, y  $P_{sal}/P_{ent}=0.72$  para choque fuerte.

Las curvas numéricas obtenidas de velocidad, número de Mach, presión, temperatura y densidad, son mostradas en las Figuras 23, 25, 27, 29, y 31, que corresponden para el flujo de aire con onda de choque débil. Y, las mostradas en las Figuras 24, 26, 28, 30, y 32, para el flujo de aire con onda de choque fuerte, respectivamente.

Las Figuras 23 y 24, muestran hasta donde se acelera el flujo, y donde se alcanza la velocidad máxima para cada curva numérica. Y donde se producen las caídas bruscas de velocidades producto de la presencia de la onda de choque, lo cual, ocasiona una desaceleración brusca del fluido a medida que la densidad del fluido se incrementa, tal como se muestran en las Figuras 31 y 32. Además, después de la onda de choque, se muestra una pequeña aceleración, y luego, el flujo sigue desacelerando hasta la salida del difusor. Para estas velocidades de cada trayectoria de las curvas numéricas, se tienen las curvas de número de Mach mostradas en las Figuras 25 y 26, donde se aprecia el comportamiento del flujo cuando tiene una velocidad subsónica, transónica, sónica, y supersónica. La Tabla II muestra la magnitud máxima del número de Mach para el flujo con onda de choque débil y choque fuerte, con sus respectivas coordenadas.

Además, para cada curva numérica de velocidad (Figuras 23 y 24), donde se tiene la velocidad máxima, habrá una disminución brusca de la magnitud de la presión (Figuras 27 y 28), temperatura (Figuras 29 y 30) y densidad (Figuras 31 y 32). En un tramo muy corto donde se produce la onda de choque (Figuras 25 y 26), el fluido se frena bruscamente, por lo tanto se incrementan las magnitudes de las propiedades de presión, temperatura y la densidad. Para el caso del fluido con onda de choque débil y choque fuerte, se tienen unos picos al final de la onda, siendo los picos más pronunciados para el flujo con onda de choque fuerte.

En las Figuras 29 y 30, se observa cómo disminuye la temperatura estática muy por debajo de  $273.15 \text{ K}$  ( $0.0 \text{ }^\circ\text{C}$ ) a medida que el flujo se acelera hasta una velocidad máxima. Donde se produce la compresión del fluido por la presencia de la onda de choque, la magnitud de la temperatura se incrementa. De las curvas numéricas de temperatura obtenidas, la onda de choque débil y choque fuerte se producen por debajo de la temperatura estática de  $273.15 \text{ K}$  ( $0.0 \text{ }^\circ\text{C}$ ).

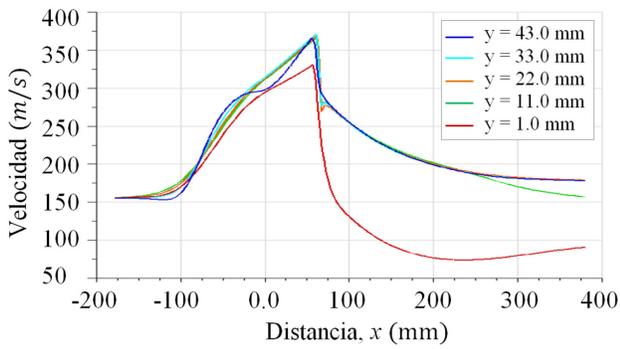


Figura 23. Curvas de velocidad. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.82$ , para onda de choque débil.

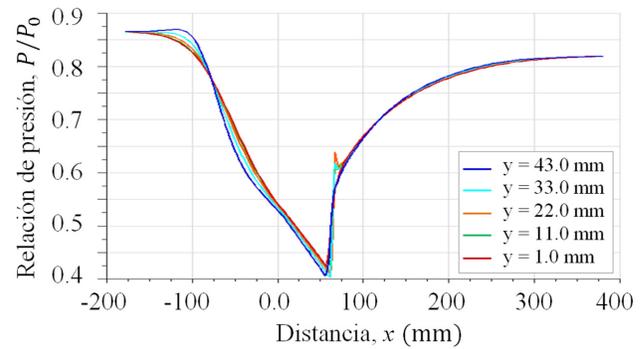


Figura 27. Curvas de presión. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.82$ , para onda de choque débil.

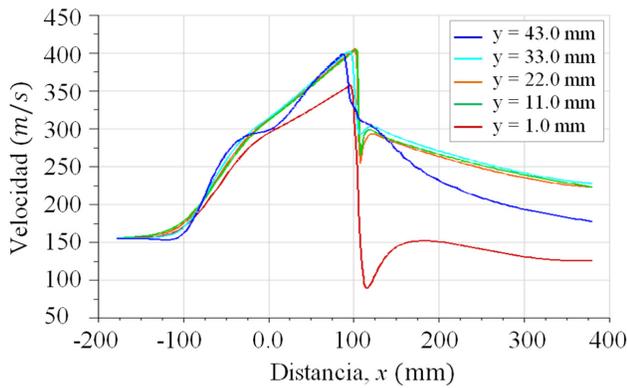


Figura 24. Curvas de velocidad. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.72$ , para onda de choque fuerte.

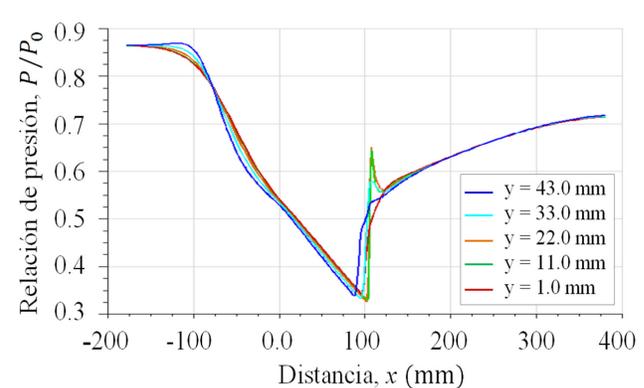


Figura 28. Curvas de presión. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.72$ , para onda de choque fuerte.

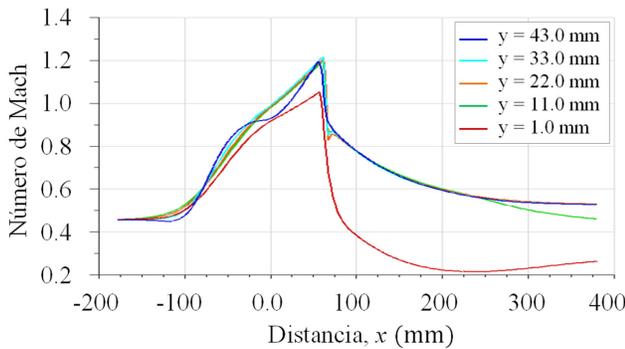


Figura 25. Curvas de número de Mach. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.82$ , para onda de choque débil.

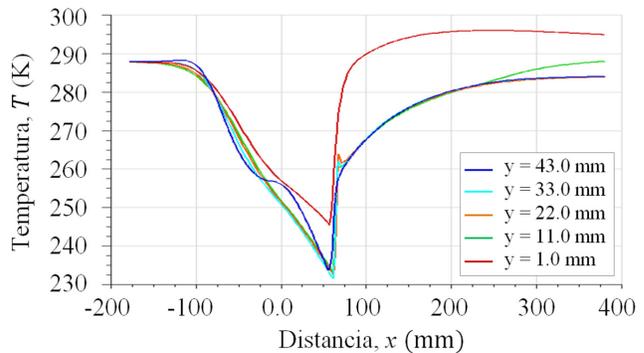


Figura 29. Curvas de temperatura estática. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.82$ , para onda de choque débil.

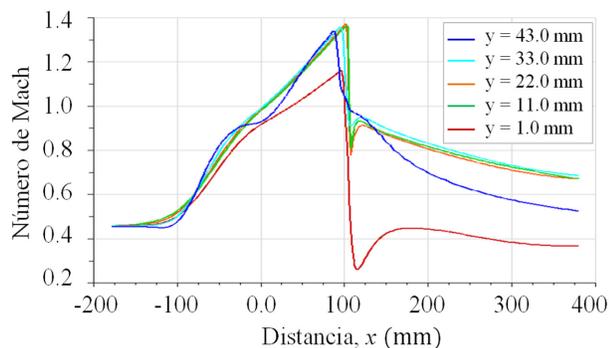


Figura 26. Curvas de número de Mach. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.72$ , para onda de choque fuerte.

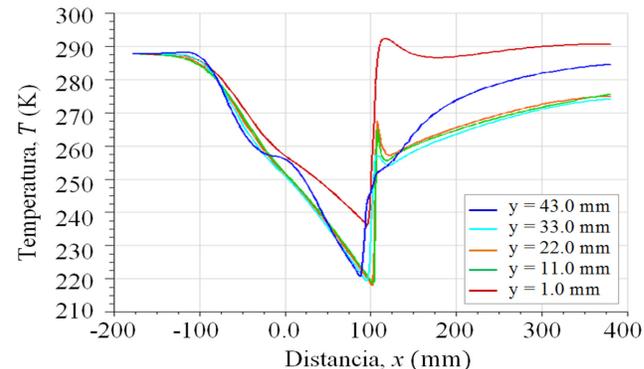
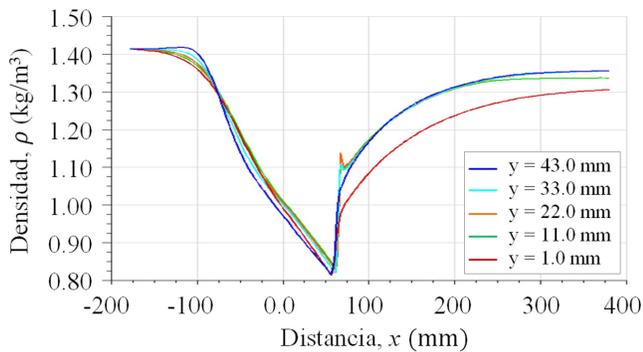
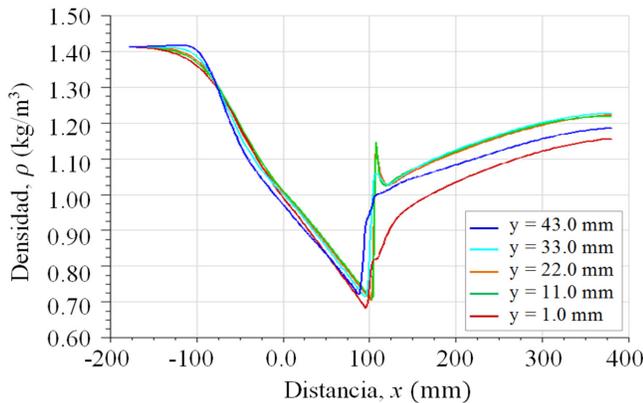


Figura 30. Curva de temperatura estática. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.72$ , para onda de choque fuerte.



**Figura 31. Curvas de densidad. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.82$ , para onda de choque débil.**



**Figura 32. Curvas de densidad. Relación de presión  $P_{sal}/P_{ent}=0.72$ , para onda de choque fuerte.**

**Tabla II. Valores máximo de número de Mach para onda de choque débil y choque fuerte, en las coordenadas (x, y).**

y (mm)	Choque débil		Choque fuerte	
	x (mm)	Mach	x (mm)	Mach
1.0	57.0240	1.05556	95.744	1.16512
11.0	60.5441	1.19455	102.784	1.36660
22.0	62.3040	1.21053	102.784	1.37339
33.0	60.5443	1.21559	95.7444	1.35816
43.0	55.2643	1.19386	86.9445	1.34055

### III. CONCLUSIONES

Las curvas numéricas de relación de presión simuladas en las superficies de las paredes superior e inferior para la condición de onda de choque débil y choque fuerte, se superponen con la mayoría de los datos experimentales de presión. Por lo tanto, El modelo de turbulencia de Menter presenta resultados satisfactorios.

Las curvas numéricas de velocidad para la condición de onda de choque débil y choque fuerte, obtenidas en

las secciones transversales y con distancias de referencia  $x/h_0=2.822$ ,  $x/h_0=4.611$ ,  $x/h_0=6.34$ , y  $x/h_0=7.493$ , la mayoría de las trayectorias de las curvas numéricas de velocidad quedan superpuestas con los datos experimentales de velocidad, excepto ciertos tramos cortos de las curvas numéricas están separadas de los datos experimentales.

De las curvas numéricas de número de Mach para el fluido con onda de choque débil, la magnitud del número de Mach máximo es  $M=1.21559$  en la coordenada  $x=60.5443\text{ mm}$ ,  $y=33.0\text{ mm}$ ; para un flujo con velocidad supersónica. Sin embargo, para el fluido con onda de choque fuerte, la magnitud del número de Mach máximo es  $M=1.37339$  en la coordenada  $x=102.784\text{ mm}$ ,  $y=22.0\text{ mm}$ ; también para un flujo con velocidad supersónica.

La onda de choque débil y choque fuerte obtenido por métodos numéricos, son semejantes a las imágenes de las ondas de choque mostradas en la Figura 2.

De las curvas numéricas de temperatura obtenidas en dirección del eje x del difusor transónico, para una región del fluido que está alejado de la pared del difusor, su temperatura estática durante la onda de choque débil y choque fuerte es menor de  $273.15\text{ K}$  ( $0.0\text{ }^\circ\text{C}$ ).

### IV. REFERENCIAS

- [1] Sajben M., Kroutil J.C., Chen C.P., "A High-Speed Schlieren Investigation of Diffuser Flows with Dynamic Distortion", AIAA/SAE 77-875, Propulsion Conference, Orlando, 1977, pp.1- 9.
- [2] Bogar T.J., Sajben M., Kroutil J.C., "Characteristic Frecuencias of Transonic Diffuser Flow Oscillations", AIAA Journal, Vol. 21, no 9, 1983, pp. 1232-1240.
- [3] Bogar T.J., McDonnell Douglas, "Structure of Self-Excited Oscillations in Transonic Diffuser Flows", AIAA 84-1632, Fluid Dinamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, 1984, pp. 1-8.
- [4] Salmon J.T., Bogar T.J., Sajben M., "Laser Doppler Velocimeter Measurements in Unsteady, Separated, Transonic Diffuser Flows", AIAA Journal, Vol. 21, no 12, 1983, pp. 1690-1697.
- [5] Hsieh T., Wardlaw A.B., Collins P., "Numerical Investigation of Unsteady Inlet Flowfields", AIAA Journal, Vol. 25, no 1, 1987, pp. 75-81.
- [6] Georgiadis N.J., Drummod J.E., Leonard B.P., "Evaluation of Turbulence Models in the PARC Code for Transonic Diffuser Flows", AIAA NASA, 94-0582, 1994, pp. 1-11.
- [7] Casalis G., Robinet J.Ch., "Linear Stability Analisis in Transonic Diffusor Flows", Aerospace Science and Technology 1270-9638, no 1, 1998, pp. 37-47.
- [8] Bush R.H., Power G.D., Towne C.E., "WIND:

- The Production Flow Solver of the NPARC Alliance”, AIAA 98-0935, 1998, pp. 1-14.
- [9] Stanley R., Mohler Jr., “Wind-US Unstructured Flow Solutions for a Transonic Diffuser”, AIAA 2005-1004, 2005, pp. 1-11.
- [10] Wu Thrich B., “Simulation and Validation of Compressible Flow in Nozzle Geometries and Validation of Open FOAM for this Application”, Master Thesis SS 07, Institute of Fluid Dynamics ETH Zurich, 2007, pp. 1-89.
- [11] Cary A.W., Dorgan A.J., Mani M., “Unstructured Grid Solution Accuracy and Mesh Dependency”, AIAA 2010-28, 2010, pp. 1-20.
- [12] Liu Y., Wu J., Lu L., “Performance of Turbulence Models for Transonic Flows in a Diffuser”, World Scientific, Vol. 30, no 25, 2016, pp. 1-14.
- [13] Biswas D., Jimbo T., “Studies on Characteristics Frequency and Length scale of Shock Induced Motion in Transonic Diffuser Using a High Order Les Approach”, ASME GTINDIA 2015-1225, 2015, pp. 1-11.
- [14] Ono D., Handa T., Masuda M., “Three-Dimensional Normal Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction in a Diffuser”, Journal of Fluids Engineering, Vol. 135, 2013, pp. 041105 1-8.
- [15] Ota T., Nakao Sh., Ono D., Miyazato Y., “Optical Measurements of Shock Wave Oscillations in Transonic Diffusers by High-Speed Mach-Zehnder Interferometers”, AIAA 2016-1764, 2016, pp. 1-9.
- [16] Menter F., “Two Equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications”, AIAA Journal, Vol. 32, 1994, pp. 1598-1605.
- [17] White F., “Mecánica de Fluidos”, Mc Graw-Hill, 2008.
- [18] Wilcox D., “Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models”, AIAA Journal, Vol. 26, no 11, 1988, pp. 1299-1310.
- [19] Xiao Q., Tasai H., “Computation of Transonic Diffuser Flows by a Lagged  $k-\omega$  Turbulence Model”, Journal of Propulsion and Power, Vol 19, no 3, 2003, pp. 473-483.
- [20] Vlahostergios Z., Yakinthos K., “Modelling the Flow in a Transonic diffuser with One Reynolds-Stress and Two Eddy-Viscosity Models”, Flow Turbulence Combust, Springer, 2015, pp. 1-24.

## AGRADECIMIENTOS

A Jehová nuestro Dios, nuestra fuente de sabiduría e inspiración.

Al Departamento de Ingeniería Mecánica, y a la Dirección de Investigación y Postgrado de la UNEXPO Vice-Rectorado Puerto Ordaz, Venezuela.