

SIMULACION, ANALISIS Y COMPARACION DE UN PERFIL ALAR EN CONDICIONES DE FLUJO COMPRESIBLE

Adotti, Marcelo Italo ^{*1}, De Bortoli Mario Eduardo ¹ y Wittwer, Adrián Roberto ¹

^{*1} Lab. Aerodinámica Jacek Gorecki – Facultad de Ingeniería – Universidad Nacional del Nordeste
Av. Las Heras 727 Resistencia Chaco Argentina
italoadotti@gmail.com

RESUMEN

El escurrimiento externo del fluido sobre un cuerpo aerodinámico presenta comportamientos diferentes según la velocidad de escurrimiento del flujo. Para velocidades de flujo de hasta 0,3 Mach la distribución de presiones estáticas superficiales provoca los efectos de sustentación y arrastre característicos de superficies alares. Para relaciones de velocidades de Mach superiores la brusca variación de velocidad del aire genera la propagación de ondas de presión a la velocidad del sonido. El Laboratorio de Aerodinámica de la Facultad de Ingeniería de la UNNE dispone de un túnel de viento de baja velocidad donde se realizan ensayos con modelos reducidos. Un ensayo de laboratorio consiste en obtener la distribución del coeficiente de presión local sobre un perfil alar seccional reducido para posteriormente calcular por integración de las presiones estáticas en las áreas tributarias los coeficientes globales de arrastre y sustentación. La disponibilidad del equipamiento experimental restringe los ensayos a escurrimientos de baja velocidad. Así, para superar estas limitaciones y analizar fenómenos aerodinámicos a velocidades superiores es necesario recurrir a técnicas numéricas.

Este trabajo presenta la distribución de presiones estáticas superficial generadas por un escurrimiento de un fluido compresible viscoso obtenida mediante técnicas numéricas sobre un perfil alar bidimensional NACA 2411 para distintos números de Mach. Para obtener los coeficientes de arrastre y sustentación se adoptó un tipo de mallado que permita simular de manera eficiente las ondas de choque oblicuas separadas [2]. La simulación se realizó a 0,8 y 1,4 Mach obteniendo la distribución de presión estática sobre el perfil, denotando las ondas de choque oblicuas separadas para un perfil alar romo [3]. Los resultados de la simulación mostraron concordancia con fotografías de Schlieren [3] y coeficientes reportados en textos de bibliografía. [1]

Palabras Claves: CFD, FVM, Aerotermodinámica, Shock Stall

REFERENCIAS

- [1] Çengel, Yunus A.; Cimbala, John M. Mecánica de Fluidos: Fundamentos y Aplicaciones. México, D.F: McGraw-Hill, 2006.
- [2] Fluent User's Guide, 2006
- [3] Theodore von Karman. Aerodynamics. First McGraw-Hill Paperback Edition 1963

1. INTRODUCCIÓN

El Laboratorio de Aerodinámica de la UNNE posee un túnel de viento de capa límite de baja velocidad. Esta característica con las dimensiones transversales de la cámara de ensayo limita los ensayos que pueden realizarse manteniendo las leyes de semejanza para extrapolar los resultados de modelo a prototipo. En los ensayos para determinar las cargas provocadas por el viento sobre estructuras es imprescindible mantener la igualdad del número de Reynolds en modelo y prototipo. Sin embargo, en cuerpos angulosos con aristas vivas, característico en estructuras civiles, esta condición es satisfecha aún sin obtener la igualdad referida. Para cuerpos con superficies externas curvas, cuando no se consigue la igualdad dinámica entre modelo y prototipo, es necesario recurrir a técnicas experimentales para provocar un escurrimiento y distribución de presiones estáticas superficiales similar al que se obtendría al igualar los números de Reynolds. Sin embargo en perfiles aerodinámicos se debe respetar estrictamente la semejanza dinámica, es decir que el Número de Reynolds entre modelo y prototipo deben ser iguales. En estos casos, el túnel de viento de capa límite no tiene capacidad para realizar este tipo de ensayo, debido a las dimensiones de la cámara de ensayo y de la velocidad máxima del escurrimiento, de aproximadamente 68 Km/h.

Así, para ampliar el rango de análisis de fenómenos aerodinámicos del Laboratorio, se implementó el uso de métodos y herramientas numéricas (CFD), superando las limitaciones del equipamiento experimental al análisis de escurrimientos de flujo externo sobre superficies aerodinámicas con fluido compresible viscoso a velocidades del orden del Mach.

Este trabajo presenta la distribución de presiones y coeficientes de presión local sobre un perfil alar NACA 2411 obtenido mediante la utilización de técnicas numéricas considerando escurrimiento bidimensional y estacionario, fluido compresible y viscoso. Por integración de los coeficientes de presión local en sus áreas tributarias se obtuvieron los coeficientes globales de sustentación y arrastre. El campo de presiones superficiales y de (contornos de Mach y distribución de densidades) velocidades sobre el perfil alar obtenidas en las simulaciones para dos velocidades de Mach concuerdan con los resultados reportados en bibliografía. Además, entre ambas simulaciones se diferencian la generación de la propagación de ondas de choque oblicuas.

2. DESARROLLO

El análisis de flujo externo mediante la técnica de Volumen de Control aplicando los conceptos de Mecánica Euleriana generalmente es una herramienta útil, debido a que la solución analítica directa o aproximada por medio de métodos numéricos ofrece una descripción del campo analizado. En este trabajo se presenta mediante la aplicación de (método numérico de volumen finito FVM) métodos

numéricos, la determinación de las características del escurrimiento de un flujo viscoso y compresible sobre un perfil aerodinámico a velocidades de 0,8 y 1,4 Mach respectivamente. Se obtuvieron las fuerzas globales de arrastre y sustentación a las que se encuentra sometido el perfil y se visualizaron la generación de las ondas de choque de presión provocadas por las bruscas variaciones de velocidades, fenómeno de gran interés en aeronáutica y en el funcionamiento de turbinas de combustión interna.

Para escurrimiento con velocidades de flujo superiores a 0,3 Mach, los gradientes de presiones provocan variaciones en la densidad, viscosidad y conductividad térmica del flujo. Así, para analizar este tipo de fenómeno es necesario introducir ecuaciones que contemplen las variaciones en las propiedades del flujo al variar las presiones estáticas. Las ecuaciones que deben considerarse para determinar el campo de las variables en un escurrimiento estacionario con flujo estacionario compresible en el plano son las siguientes:

Principio de Conservación de Masa

$$\vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

Ley del gas ideal

$$P = \rho RT \quad (2)$$

Variación de cantidad de movimiento en dirección x

$$\rho \left(u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} \right) = \rho g_x - \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(2\mu \frac{\partial u}{\partial x} + \lambda \vec{\nabla} \cdot \vec{V} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] \quad (3)$$

Variación de cantidad de movimiento en dirección y

$$\rho \left(u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = \rho g_y - \frac{\partial P}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left(2\mu \frac{\partial v}{\partial y} + \lambda \vec{\nabla} \cdot \vec{V} \right) \quad (4)$$

Principio de Conservación de Energía

$$\rho c_p \left(u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} \right) = \beta_w T \left(u \frac{\partial P}{\partial x} + v \frac{\partial P}{\partial y} \right) + \vec{\nabla} \cdot (k \vec{\nabla} T) + \Phi \quad (5)$$

Las incógnitas del fenómeno desplazamiento del fluido para escurrimiento estacionario y compresible son cinco u, v, ρ, T y P . y se disponen de cinco ecuaciones. Por ser flujo viscoso y escurrimiento turbulento, para reproducir correctamente el desarrollo de la capa límite sobre la superficie alar a este conjunto de ecuaciones debe adicionarse otra que modele la turbulencia y así incorporar las dos fuentes de transferencia de cantidad de movimiento producidas por el gradiente

de velocidades medias y las provocadas por las correlaciones medias de las componentes instantáneas horizontales y verticales de velocidades respectivamente.

Las ecuaciones (6,7,8,9 y 10) que permiten obtener los parámetros pre y post ondas de choque oblicuo se basan en la hipótesis de calor específico constante para el aire y considerar al aire como un gas ideal. Estas poseen resolución analítica dentro de un rango de ángulos de deflexión que puede adoptar el aire, sin separarse del objeto sobre el que escurre. Estas describen el campo de flujo satisfaciendo las relaciones de velocidades, presiones y densidades pre y post onda de choque. Las mismas provienen de plantear el escurrimiento del flujo compresible, adicionando a la Ecuación de Bernoulli, los términos de entalpía de estancamiento, complementando con el análisis de una onda de presión desplazándose en un volumen de control dentro del cual, se producen cambios diferenciales de densidad y presión, debido a la brusca variación de velocidad, por el cual se obtiene la deducción del número de Mach, aplicando las hipótesis antes mencionadas [1,6].

$$Ma = \frac{V}{c} \quad (6)$$

$$c = \sqrt{\gamma RT} \quad (7)$$

$$Ma_2^2 = \frac{Ma_1^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} Ma_1^2 \sin^2 \beta - 1} + \frac{Ma_1^2 \cos^2 \beta}{\frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2 \sin^2 \beta + 1} \quad (8)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (Ma_1^2 \sin^2 \beta - 1) \quad (9)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{\frac{\gamma+1}{2} Ma_1^2 \sin^2 \beta}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2 \sin^2 \beta} \quad (10)$$

Donde Ma es el número de Mach, c es la velocidad del sonido, P es la presión, ρ densidad, γ relación de calores específicos, T la temperatura y β el ángulo de la onda de choque. Los subíndices 1 y 2 indican el estado del flujo pre y post onda de choque.

En este trabajo el perfil alar estudiado NACA 2411 posee un ángulo de nariz δ cercano a 90° , mayor al ángulo de deflexión máximo analítico de Figura 1 $\theta_{Máx} \cong 11^\circ$, correspondiente a velocidad de escurrimiento a 1,4 Mach. En estas condiciones se debería generar ondas de choques oblicuas separadas con un ángulo β de 90° en la nariz y disminuyendo hacia el borde de salida [1]. Por la complejidad de las Ecuaciones Constitutivas, la onda de choque oblicua separada no posee solución analítica [1,2], y al formar un sistema de Ecuaciones en Derivadas Parciales (PDE), para su solución se recurre a la técnica de dinámica de fluidos computacional (CFD), la cual mediante el uso de métodos numéricos (FVM), resuelve las ecuaciones constitutivas por aproximación, con un error

controlado. El error se produce al simplificar en el proceso de iteración para obtener la solución numérica al considerar la linealización de las ecuaciones PDE.

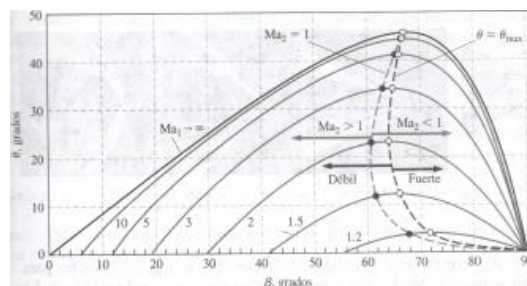


Figura 1. Gráfica límites teóricos de choque oblicuo recto [1]

3. MALLADO, CONDICIONES DE BORDE Y CONFIGURACION DEL SOLVER

Las coordenadas del perfil alar NACA 2411 son graficadas con el software mallador GAMBIT. Para reproducir el campo de presiones y las ondas de choque de manera confiable y con menores costos computacionales es necesario realizar un estudio del mallado más conveniente en el volumen de control. Así, en las Figuras 2.a) y b) se muestra el mallado estructurado adoptado, formado por celdas cuadrilaterales en función a la simpleza de la geometría del perfil y que la malla debe seguir la dirección de escurrimiento del flujo, con el fin de facilitar la velocidad de convergencia de las variables, específicamente en flujos compresibles. Para representar con mayor detalle los gradientes de presión y tensiones de corte en las regiones del escurrimiento donde se desarrolla capa límite se aumentó la densidad de malla, mejorando la precisión de los coeficientes aerodinámicos de Sustentación C_l , Arrastre C_d y Momento C_m .

3.1 Condiciones de Borde

Para determinar la condición de borde se optó por fijar como referencia la presión estática del flujo a varios órdenes de magnitud de la escala geométrica del perfil alar, donde el flujo no es perturbado por la presencia del objeto, mediante. Esta condición es adecuada para modelar objetos sumergidos en flujos de corriente libre en el infinito, caso de perfil alar, con flujo incidente sin turbulencias debido que se considera el modelo aislado. La utilización de esta condición de borde solo es posible cuando la densidad se calcula con la ley de gas ideal para flujos compresibles, válida para la simulación de flujos externos supersónicos.

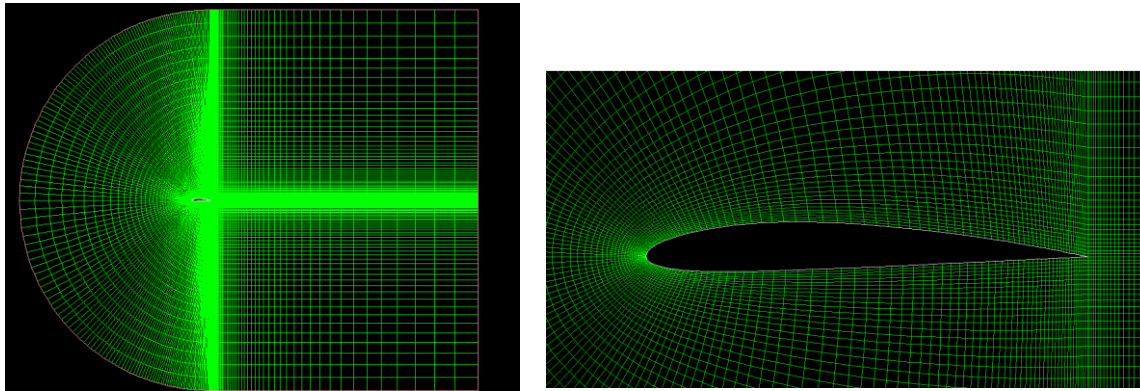


Figura 2. a) Dominio Computacional b) Mallado del Perfil NACA 2411

3.2 Configuración de las condiciones de borde

Las condiciones de borde fijan los valores donde las variables no son perturbadas por el problema que se analiza. En este caso las condiciones de borde refieren a las condiciones del flujo y del escurrimiento corrientes arriba del perfil alar a varias veces su escala geométrica, condiciones del escurrimiento en contacto con la superficie sólida y al modelo adoptado como turbulencia para incorporar la transferencia turbulenta de la cantidad de movimiento en la dirección perpendicular al escurrimiento medio.

3.2.1. Valores de Referencia respecto al Escurrimiento y el Flujo

Los valores de referencia respecto al flujo son presión atmosférica de 101325 Pa y temperatura del Aire de 300 °K y respecto al escurrimiento la velocidad es de 0,8 y 1,4 Ma y de dirección unidimensional, con dirección de flujo medio sobre el eje X.

3.2.2 Pared

Respecto a las condiciones de borde en contacto con la superficie alar se considera un movimiento estacionario Wall Motion= Stationary Wall y con flujo adherido a la superficie sólida, es decir, Shear condition= No slip

3.2.3 Modelo de Turbulencia Spallart-Allmaras

Este modelo relativamente simple reproduce el fenómeno de transporte de cantidad de movimiento en régimen turbulento resolviendo el campo de la viscosidad cinemática turbulenta. Esta ecuación fue planteada para aplicaciones aeroespaciales o escurrimientos con grandes gradientes de presión

negativo en contacto con los cuerpos sólidos, caso que se produce en perfiles alares. En comparación a los modelos de turbulencia k-e, k-w y RSM posee la ventaja de describir el campo turbulento con una calidad similar al modelo RSM, pero consumiendo menores recursos computacionales, resolviendo el campo de velocidades turbulento con valores promedios de velocidad (RANS). Al ser un flujo externo se adopta como condición de borde una relación de viscosidad turbulenta y viscosidad dinámica de 2, ecuación 11.

$$\frac{\mu_t}{\mu} = 2 \quad (11)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v \quad (12)$$

Para mayor información acerca de los modelos de turbulencia enunciados anteriormente y el significado de los términos de la ecuación 12, remitirse a la referencia [7]

3.3 Configuración del Solver

Para una velocidad de simulación a 0,8 Mach se utilizó una formulación basada en la presión acoplada e implícita, la cual modela el campo de flujo con sus respectivas condiciones de borde mediante la resolución de una ecuación de corrección de la presión obtenida de la solución acoplada de las ecuaciones de continuidad y momento, estos valores son utilizados para resolver las ecuaciones escalares adicionales de turbulencia y energía. Luego se verifica la convergencia de las ecuaciones, y de ser necesario se repite el loop. Esta formulación acoplada permite acelerar la convergencia de las ecuaciones, a costas de un consumo de memoria del orden de 1,5 a 2 veces mayor respecto de resolución desacoplada. A pesar de no ser la formulación más adecuada para resolver flujos a alta velocidad, para este caso es posible su utilización por el avance de los algoritmos que amplían el rango de velocidades de aplicación de ésta, y debido a que el escurrimiento en general es menor al mach, no se presentan grandes ondas de choque que deformen significativamente el patrón de escurrimiento de flujo de fluido sobre un perfil alar. Se consideró al flujo estacionario y bidimensional, lo que permite reducir los costos computacionales sin aumentar el error.

Para la simulación a 1,4 Mach debido al escurrimiento supersónico se utilizó una formulación basada en la densidad la cual es específica para flujos a muy alta velocidad. Esta resuelve simultáneamente las ecuaciones de continuidad, momento y energía. Secuencialmente son resueltas las ecuaciones escalares adicionales del modelo de turbulencia. Luego se verifica la convergencia de las ecuaciones, y de ser necesario se repite el loop. Cuando el escurrimiento es supersónico la

transferencia de energía es un factor preponderante debido a las altas temperaturas generadas por el efecto de la compresibilidad, además el patrón de flujo se vuelve más complejo al del escurrimiento de un perfil alar a velocidades sub-sónicas, por la aparición ondas de choque de gran magnitud, es por ello que para describir con mayor detalle el campo de flujo compresible debe ser resuelta la ecuación de energía de manera acoplada a las ecuaciones de continuidad y momento. De la ecuación de continuidad se obtiene el campo de densidades y de la de ecuación de estado el campo de presiones. Debido a que las ecuaciones que gobiernan el fenómeno a estas velocidades, son no lineales y acopladas, el costo computacional es elevado y se presenta cierta inestabilidad numérica, de forma oscilatoria en aumentando el número de iteraciones necesarias para alcanzar la convergencia de los residuos de algunas variables de control.

4. RESULTADOS

Luego de realizar las corridas con el software de CFD FLUENT, de mil doscientas y tres mil iteraciones para las velocidades de escurrimiento de 0,8 y 1,4 Mach respectivamente, se alcanzó la estabilización de los residuos de las variables de velocidad (x-y), energía, viscosidad turbulenta y continuidad, con un valor inferior a 1×10^{-4} , lo cual asegura la convergencia de éstas. Además para contrastar, se analizó la convergencia de los valores de los coeficientes aerodinámicos C_d , C_l y C_m , alcanzando la estabilización de los estos entre las cuatrocientas y las dos mil quinientas iteraciones para las velocidades de escurrimiento respectivamente. Los resultados obtenidos de estos coeficientes no se pudieron validar experimentalmente para este tipo de perfil no supersónico, debido a que no fue posible encontrar datos para escurrimientos con valores de Reynolds superiores a 1×10^6 [5]. Las simulaciones se realizaron con escurrimientos del orden de números de Reynolds de $2,78 \times 10^7$ y $4,86 \times 10^7$ respectivamente. La tabla 1 muestra los coeficientes aerodinámicos, resultado de las dos simulaciones a diferentes velocidades de escurrimiento y el valor experimental disponible para este tipo de perfil.

Tabla 1. Coeficientes Aerodinámicos

Coeficiente	Simulación Ma = 0.8	Simulación Ma=1.4	Experimental Ma=0.046
Cd	0.048	0.100	0.00538
Cl	0.38	-0.015	0.2835
Cm (x=0;y=0)	0.234	0.0501	-0.0610

A pesar de no contar con valores experimentales es posible corroborar que los coeficientes obtenidos en las simulaciones presentan similar comportamiento que los del texto de referencia [4], en el

desarrollo de los coeficientes aerodinámicos en función al número de Mach, para un perfil alar con ángulo de ataque constante.

Al realizar un análisis de los contornos de Mach, para la simulación a 0,8 Mach, no es posible definir con precisión la zona donde se origina la onda de choque debido a que ésta se produce en un tramo interior a la cuerda del perfil. El software de simulación FLUENT, no posee en su post-procesador un método para determinar ondas de choque.

Como solución se propone hacer el post – proceso de manera manual, aplicando de manera simplificada el Método del Gradiente Máximo de Densidad [6]. Para ello se grafica una serie de líneas paralelas a la cuerda del perfil, las que se utilizarán como sensor para graficar en correspondencia con ellas las densidades y así determinar la zona de gradiente máximo, y establecer la ubicación de la onda de choque (Figuras 3 y 4).

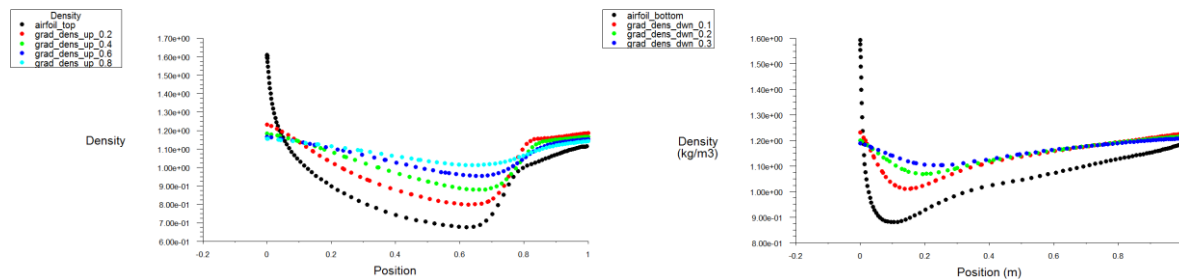


Figura 3. a) Distribución de Densidad Extrados a 0,8 Mach. b) Distribución de Densidad Intrados a 0,8 Mach

Se observa en la Figura 3.a) que la zona de mayor gradiente positivo de densidades en el extrados se presenta entre el 75 al 80% de la cuerda del perfil (longitud de cuerda de 1m). De igual modo al analizar la Figura 3.b) la zona de mayor gradiente positivo de densidades para el intradós se visualiza entre el 30 al 35% de la cuerda del perfil. La ubicación de las ondas de choques en Figura 4.a) concuerda con la referencia de la Figura 4.b) [6], la cual obtiene por post-proceso, la localización de éstas, para un perfil simétrico en condiciones de escurrimiento transónico.

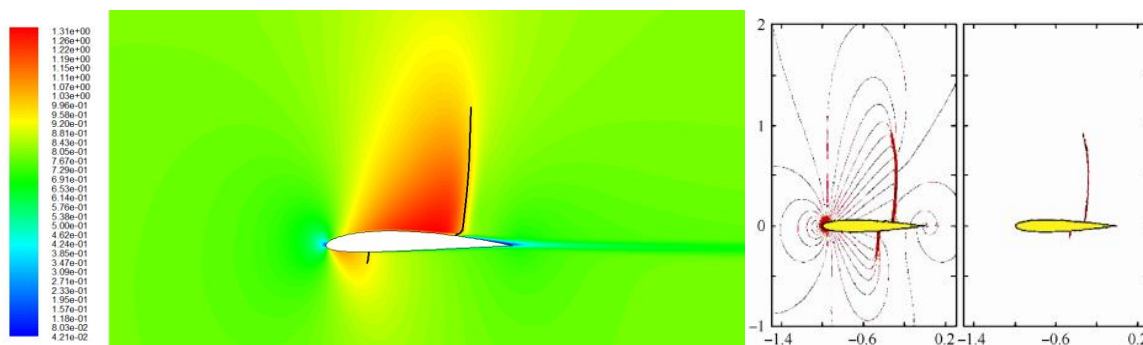


Figura 4. a) Contornos de Mach y Ondas de Choque Normal. b) Ondas choque referencia [6]

En la simulación a 1,4 Mach, Figura 5.a) se evidencia una onda de choque oblicua separada, lo cual concuerda con lo esperado debido al tipo de perfil alar similar al de referencia [4, 6] de Figura 6.a) y b). Se observa en la Figura 5.a) una región de onda de choque normal con valores de $\beta \cong 90^\circ$ en la nariz con valores de 0,09 a 1 Mach, y que luego al alejarse hacia el extremo opuesto el choque es oblicuo, el número de Mach aumenta y el ángulo β disminuye, alcanzando un máximo de 1,74 Mach, en la zona del centro de sustentación del perfil donde se verifican las menores presiones estáticas. Además se evidencia un corrimiento del centro de sustentación, hacia el borde de salida del perfil. De un análisis comparativo entre las Figuras 5.b) y 6.a), se verifica similar distribución de contornos de densidad para la simulación y la imagen de Schlieren. De igual manera queda demostrada la formación del cono del Mach en la simulación realizada Figura 5.a), respecto de la Figura 6.a) y b) de referencia [4, 6], para un perfil alar simétrico en condiciones de vuelo supersónico.

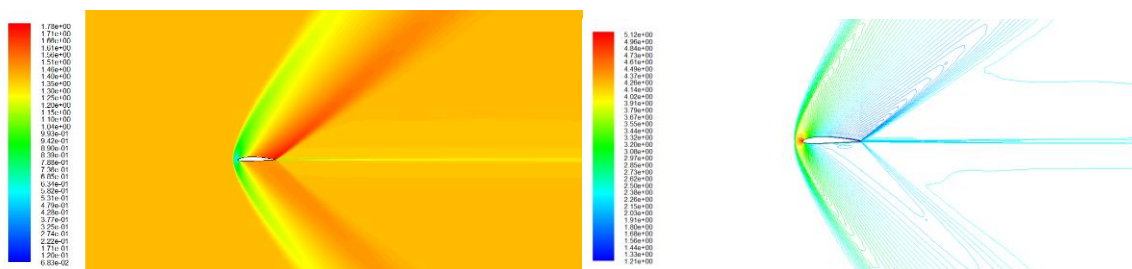


Figura 5. a) Contornos de Mach y Ondas de Choque a 1,4. b) Contornos de Densidad a 1,4 Mach

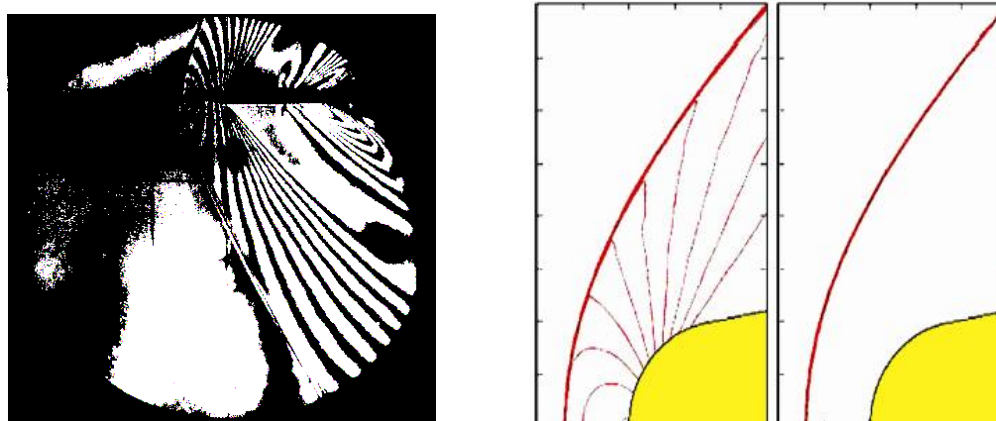


Figura 6. a) Imagen de Schlieren de un perfil a 1,32 Mach [4]. b) Cono Mach de referencia [6]

5. CONCLUSIONES

En el presente trabajo se expone mediante la técnica (CFD), la descripción de las características del flujo compresible para el escurrimiento bidimensional de un perfil alar NACA 2411. Se obtuvieron

resultados coincidentes con los reportados en libros de texto y publicaciones referidas al tema. Además se especifica una metodología de mallado, configuración de condiciones de borde y solver para reducir errores y costos computacionales.

Se explica la bondad de utilización un modelo de turbulencia que permite describir con mayor detalle el flujo turbulento y menores costos computacionales.

Se plantea un método de post-proceso simple para determinar la zona de existencia de ondas de choque en función al gradiente de densidades máximas para los contornos de Mach.

Se plantea a futuro escribir una (UDF) User Defined Function, a fin de agregar al software de simulación la capacidad de graficar su post-procesador las ondas de choque. También se plantea realizar el análisis del flujo compresible, transitorio y tridimensional.

6. REFERENCIAS

- [1] Çengel, Yunus A.; Cimbala, John M. Mecánica de Fluidos: Fundamentos y Aplicaciones. México, D.F: McGraw-Hill, 2006.
- [2] Merle C. Potter; David C. Wiggert. Mecánica de Fluidos. Tercera Edición, 2002
- [3] Fluent User's Guide, 2006
- [4] Theodore von Karman. Aerodynamics. First McGraw-Hill Paperback Edition 1963
- [5] Airfoil DataBase <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2411-il#polars>
- [6] Wu Ziniu *, Xu Yizhe, Wang Wenbin, Hu Ruifeng. Review of shock wave detection method in CFD post-processing. Chinese Society of Aeronautics and Astronautics & Beihang University Chinese Journal of Aeronautics. 14 May 2013
- [7] Adotti, Marcelo I. Simulación Numérica – Perfil NACA 2411 Modelos de Turbulencia. Poster Estudiantes de Grado. Tercer Congreso de Matemática Aplicada, Computacional e Industrial (MACI III). 9 Mayo de 2011

Agradecimientos

Al Dr. Ing. Hugo G. Castro – GIMeF – UTN FRRE