Evento: XXIII Jornada de Pesquisa - Participante ESTRANGEIRO

SIMULACIÓN COMPUTACIONAL DEL FLUJO DE AIRE SOBRE UN PERFIL ALAR NACA 0012[1]
SIMULATION STUDIES OF AIR FLOW AROUND A NACA 0012 AIRFOIL

Corina Maria Feltan[2], Aldo Luis Caballero[3], Clara Záccaro[4], Cristian Meinl[5], Eugenio Cruz[6], Sebastian Kolodziej[7]

[1] Proyecto de Investigación de la Universidad Nacional de Misiones
[2] MsC. en Ingeniería Eléctrica. Profesora e Investigadora de la Universidad Nacional de Misiones UNaM. feltan@fio.unam.edu.ar
[3] Dr en Ciencias Técnicas. Profesor de la Universidad Nacional de Misiones. UNaM -CONICET. Director del proyecto de Investigación. aldoluiscaballero@gmail.com
[4] MsC. Licenciada en química. Profesora de la Universidad Nacional de Misiones. zaccaro@fio.unam.edu.ar
[5] Profesor de la Universidad Nacional de Misiones. Becario Doctoral del CONICET
[6] Magister Ingeniero. Profesor de la Universidad Nacional de Misiones. cruz@fio.unam.edu.ar
[7] Ingeniero Industrial. Docente de la Facultad de Ingenieria. UNaM. kolodz@fio.unam.edu.ar

Resumen

El presente trabajo tiene como objetivo la simulación de un perfil NACA 0012 utilizando el software ANSYS CFD con el fin de estudiar el comportamiento aerodinámico del perfil, variando el ángulo de ataque, se pretende asimismo explorar la capacidad del software. El perfil alar escogido tiene la característica de tener una geometría sencilla que obstaculiza el desprendimiento de la capa límite. Se utilizó el método K-ω SST para la modelización de la turbulencia. Los resultados de la simulación son los coeficientes de sustentación y arrastre que fueron validados con la bibliografía consultada. Los perfiles de presión y velocidad en función del ángulo de ataque también fueron objeto de estudio y pudo comprobarse los efectos en la sustentación del ala para diferentes ángulos de ataque.

Abstract

The aim of this work is to use computational fluid dynamics as a method of simulation for a study of an airfoil deign with relation to its angle of attack and also to explore the capabilities of the ANSYS software as a CFD tool. The NACA 0012 airfoil is a simple geometric model to overcome the boundary layer separation. K-ω SST (Shear-stress transport) turbulence model is used for the analysis. The results are lift and drag coefficients which will be compared to published experimental data to validate the results. Also of interest are the velocity and pressure profiles of each angle of attack which will demonstrate the changes in lift produced at different angles of attack.

Palabras clave: Dinámica de fluidos computacional (CFD), fluidos, perfil alar, coeficiente

aerodinámico. Flujo turbulento.

Keywords: Computational fluid dynamics (CFD), airfoil, aerodynamic coefficients, turbulence models.

1. INTRODUCCIÓN

En la práctica con mucha frecuencia se encuentran situaciones de flujo de fluidos sobre cuerpos sólidos, como la fuerza de arrastre que actúa por ejemplo sobre automóviles, árboles, edificios, líneas de transmisión eléctrica, conductos sumergidos en agua, etc. Por ende la compresión del comportamiento del fluido y sus efectos es muy importante en el diseño de un gran número de sistemas en ingeniería. Las ecuaciones de Navier – Stokes son ecuaciones diferenciales parciales no lineales y tienen solución analítica sólo para algunos casos determinados. Para el estudio de problemas que son gobernados por esta ecuaciones se utilizan ensayos experimentales de alto costo.

La principal ventaja de la simulación CFD es que mediante un análisis teórico permite realizar estudios del comportamiento físico de un cuerpo sumergido en un fluido estableciendo las cualidades determinantes, pudiendo reducir el número de experimentos y explorar fenómenos que no podrían ser estudiados en el laboratorio de forma experimental. Una desventaja de las simulaciones es que existen fenómenos, como los flujos turbulentos que son difíciles de modelar, además requiere de un software especializado y un alto conocimiento del mismo por parte del usuario

2. MÉTODOS Y TÉCNICAS EMPLEADOS

2.1 Modelo físico

Un perfil aerodinámico es una sección del mismo que se diseña con el fin de estudiar sus características aerodinámicas y perfeccionarlo. En dicho perfil se genera una fuerza de sustentación por diferencia de presiones entre el extradós y el intradós, debido a su curvatura, la longitud del primero es mayor que la del segundo, por lo que las moléculas de aire deben recorrer una mayor distancia lo que genera una mayor presión.

Para caracterizar geométricamente el perfil aerodinámico se utiliza la nomenclatura establecida por NACA (National Advisory Comimitee for Aeronautics) actualmente NASA, mostrada en la Figura 1.

Evento: XXIII Jornada de Pesquisa - Participante ESTRANGEIRO

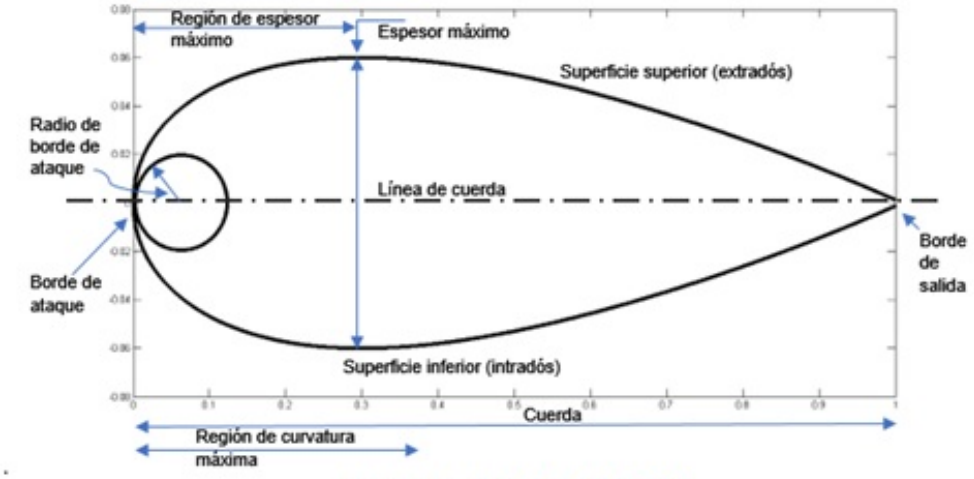

Figura 1: Perfil NACA 0012

En estos perfiles el primer digito especifica la combadura máxima (m) en porcentaje de la cuerda (longitud del perfil), el segundo indica la posición de la combadura máxima (p) en décimas de cuerda, y los dos últimos números indican el espesor máximo (t) del perfil en porcentaje de la cuerda. El perfil NACA 0012 tiene un espesor máximo del 12%, sin combadura máxima y localizada detrás del borde de ataque del perfil. Utilizando estos valores de m, p y t, se puede calcular las coordenadas para un perfil completo para una cuerda de 1m utilizando la ecuación (1)

$$\mp y_t = \frac{t}{0{,}2} \cdot \left(0{,}2069 \cdot x^{\frac{1}{2}} - 0{,}1260 \cdot x - 0{,}2516 \cdot x^2 + 0{,}2843 \cdot x^3 - 0{,}1015 \cdot x^4\right) \qquad (1)$$

2.2 Modelo matemático

La fuerza resultante que actúa sobre un perfil se puede descomponer en dos, la de sustentación que se presenta cuando hay diferencias de presión entre los lados de succión y de presión aplicada en el punto del centro de presión y la de arrastre que es provocada principalmente por la distribución de esfuerzos cortantes a bajos ángulos de ataque y por la distribución de presiones para ángulos de ataque elevados como puede verse esquemáticamente en la Figura 2, donde se especificaron las dimensiones del dominio computacional

Evento: XXIII Jornada de Pesquisa - Participante ESTRANGEIRO

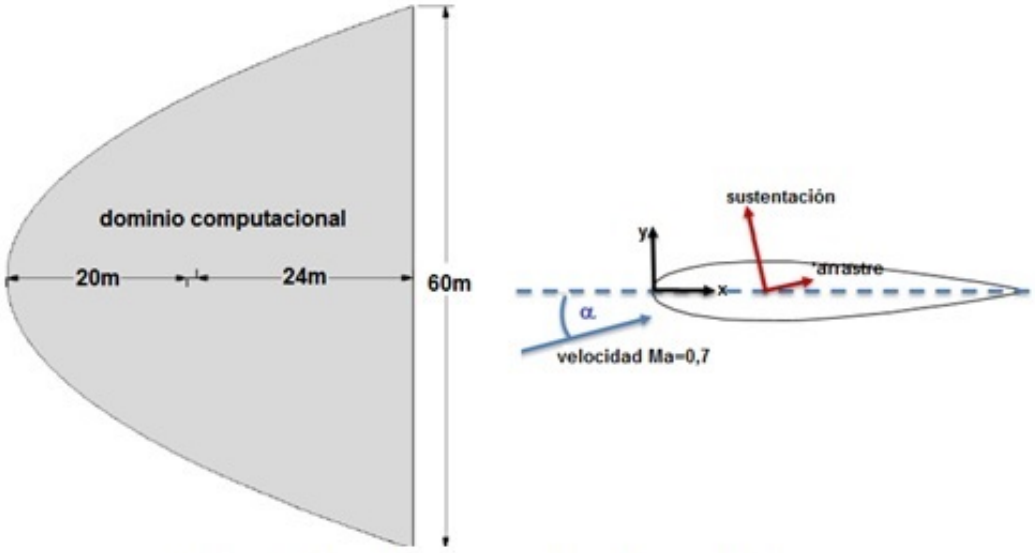

Figura 2: Dominio computacional y modelo

La simulación se caracterizó por emplear una malla estructurada de aproximadamente 5000 elementos. El dominio computacional empleado consistió en 20 veces la longitud de la cuerda aguas arriba del perfil aerodinámico y 24 veces la longitud de la cuerda aguas abajo. En la zona superior e inferior del perfil aerodinámico se usó 30 veces la longitud de la cuerda como se muestra en la Figura 2.

Las ecuaciones de Navier - Stokes definen en cualquier punto del espacio la presión *p* y velocidad de un fluido *u*. Estas ecuaciones se derivan directamente de las leyes del movimiento de Newton. Las ecuaciones son las mismas si se trata de flujos estacionarios o turbulentos. La particularización de casos concretos viene definida por las condiciones de contorno y los valores iniciales. La mayoría de los problemas de ingeniería que involucran flujos en movimiento están relacionados con flujos turbulentos. La modelación de estos flujos es compleja y se hace necesario utilizar una solución numérica a través de la técnica CFD, a diferencia del flujo laminar que sus ecuaciones pueden escribirse fácilmente mediante las ecuaciones de continuidad y momento.
La condición de turbulencia ocurre cuando existen pequeñas perturbaciones en el flujo que se van amplificando produciendo un estado de movimiento aleatorio y caótico. En estos casos, el fluido se vuelve inestable y las propiedades de flujo varían de forma aleatoria.
Considerando una propiedad de flujo, como es la velocidad, se deben ocupar las ecuaciones gobernantes utilizando una velocidad instantánea que es imposible de predecir debido a que se halla en una condición de constante fluctuación. Para salvar esto, la velocidad puede descomponerse como $u(t) = u'(t) + \overline{u}$, con un valor medio constante $\overline{u}$ y una componente

fluctuante *u'(t)*. Las visualizaciones de flujos turbulentos han revelado la presencia de remolinos turbulentos que son estructuras de flujo rotativo con diferentes longitudes y velocidades. Se requieren esfuerzos computacionales extremadamente altos para resolver las ecuaciones de Navier-Stokes para flujos turbulentos en una solución numérica directa (DNS). Entonces la técnica de CFD tiene la capacidad de suministrar información adecuada sobre procesos turbulentos pero evitando predecir el efecto asociado. Entonces la solución se encuentra enfrascándose en las cantidades medias. Este proceso que produce ecuaciones de gobierno promediadas en el tiempo se conoce comúnmente como ecuaciones de Navier-Stokes de Reynolds promedio (RANS) que contiene valores medios de la componente estable u y valores medios de la turbulencia fluctuacional u '. Entonces, las ecuaciones gobernantes se pueden escribir como sigue, donde $\overline{u}$ y $\overline{v}$ son velocidades medias, $\overline{p}$ es la presión media, ρ densidad y μ la viscosidad dinámica:

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0$$

$$\rho\left(\bar{u}\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v}\frac{\partial \bar{v}}{\partial y}\right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \mu\nabla^2\bar{u} + \bar{f}_{turb,x} \qquad (2)$$

$$\rho\left(\bar{u}\frac{\partial \bar{v}}{\partial x} + \bar{v}\frac{\partial \bar{u}}{\partial y}\right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial y} + \mu\nabla^2\bar{u} + \bar{f}_{turb,y}$$

Dado que se introduce dos términos que representan la turbulencia y son variables desconocidas, se hace necesario, a fin de poder resolver el problema, adicionar ecuaciones.

Se han desarrollado varios modelos de turbulencia con el fin de resolver el sistema de las ecuaciones gobernantes. Los modelos de viscosidad de remolinos (eddy-viscosity) se clasifican de acuerdo con el número de ecuaciones de transporte que utiliza. Los modelos de dos ecuaciones incluyen dos ecuaciones de transporte extra para representar las propiedades turbulentas del flujo. El modelo de turbulencia más popular es el modelo k-ε estándar, donde ε es el índice de disipación turbulenta de remolinos y k es la energía cinética turbulenta. El modelo SST k-ω (Shear-Stress Transport) donde ω representa la tasa específica de disipación de la turbulencia, fusiona la gran precisión del modelo k-ω en la zona cercana a la pared, con la independencia entre los flujos planteada por el modelo k-ε en la zona lejana a la pared. Para esto, se reformula el modelo k-ε como k-ω. Esto propicia que el modelo SST k-ω resulte más efectivo para un mayor abanico de flujos que el standard.

En la capa límite, al acercarse a la superficie el fluido su velocidad disminuye progresivamente hasta anularse al llegar a la pared como se muestra en la Figura 3

Evento: XXIII Jornada de Pesquisa - Participante ESTRANGEIRO

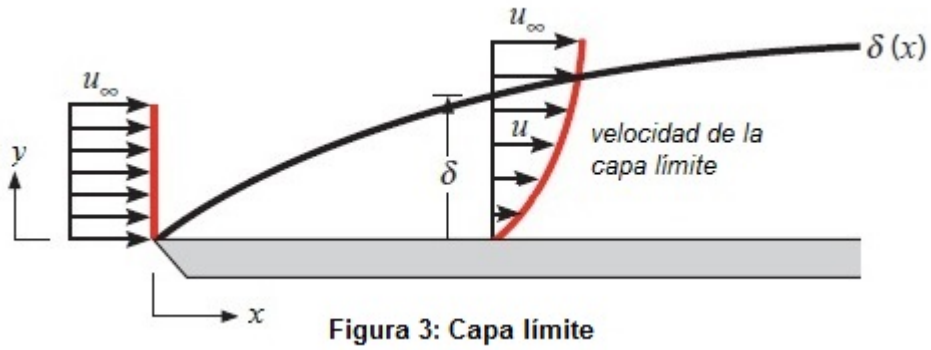

Figura 3: Capa límite

Las partículas tienen un efecto de retardo y va incrementando la velocidad hasta llegar a una distancia δ donde adquiere la velocidad de nucleo fluido. La formulación de la capa limite es uno de los parámetros más críticos en el planteamiento y resolución del modelo, por lo que se hace necesario formular de manera precisa esta capa límite con el fin que los resultados obtenidos mediante simulación numérica se correspondan con la realidad. ANSYS CFD posee una herramienta denominada y+ que permite determinar el refinamiento de la malla en la zona cercana a la pared. Al ser este un valor adimensional se independiza de las condiciones del flujo o del espesor de la capa límite. Se utilizó el tratamiento de función de pared (wall-function) el cual no resuelve la subcapa viscosa ni la de transición, sino que utiliza formulas semi-empíricas que vincula los efectos de la superficie con la subcapa turbulenta totalmente desarrollada. Este tratamiento es adecuado por el alto número de Reynold que produce que la zona afectada por la viscosidad se vea reducida, lo que también reduce los errores que introduce este tratamiento pero la ventaja es que reduce el tiempo de cómputo.

3. RESULTADOS

Para predecir las condiciones principales del flujo de aire interior a través del perfil, velocidades, presiones y los coeficientes de sustentación y arrastre se realizaron simulaciones en estado estable y bidimensional utilizando ANSYS CFD v.17.1. Se eligió un esquema de diferenciación de segundo orden para lograr una mayor precisión de las soluciones.
El algoritmo SIMPLE (semi implicit-method for pressure linked equation), es elegido para el acoplamiento presión-velocidad. La Tabla 1 resume los principales parámetros CFD establecidos para el modelo k-ω SST.

Evento: XXIII Jornada de Pesquisa - Participante ESTRANGEIRO

General		**Factor de relajación**	
Tiempo	Estable	Energía cinética turbulenta	0.8
Modelos		Tasa de disipación específica	0.8
Energía	On	Viscosidad Turbulenta	1
Viscoso	K – ω SST	Factor de relajación explícito	0.5
Materiales		Relación de calor específico	1.4
Fluido	Aire		
Densidad	Gas ideal		
Métodos de solución			
Presión	Estándar		
Densidad	Segundo orden (upwind)	**Flujo**	
Energía Cinética	Segundo orden (upwind)	Tasa de viscosidad turbulenta	1
Tasa de disipación específica	Segundo orden (upwind)	Intensidad Turbulenta	1%
Esquema	Simple	Velocidad del flujo	Mach 0.7
Energía	Segundo orden (upwind)		

Tabla 1: Parámetros CFD

Los residuos son una de las herramientas más importantes a la hora de controlar la convergencia durante el proceso iterativo. Éstos, de modo general, representan la diferencia entre los valores de las variables a resolver entre dos iteraciones. Si un código converge, estas diferencias tienden a reducirse hasta alcanzar un valor muy pequeño en el que se estabilizan. En la Figura 4 puede apreciarse los valores teóricos obtenidos con ANSYS CFD.

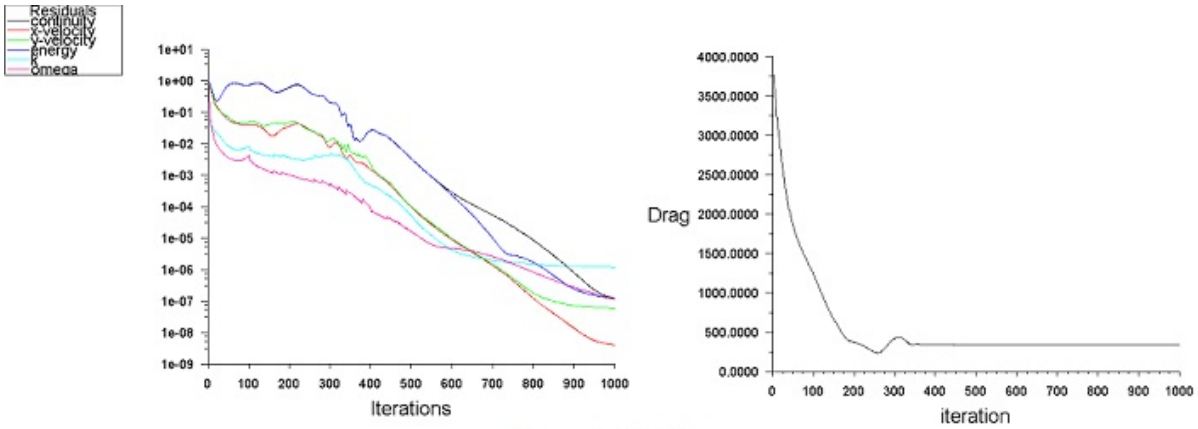

Figura 4: Residuos

En la tabla 2 se muestra el formato de salida de los coeficientes de sustención y arrastre

Evento: XXIII Jornada de Pesquisa - Participante ESTRANGEIRO

Console

4e-07	4.2899e-09	6.0972e-08	1.2535e-07	1.2086e-06	1.2597e-07	8.2949e-03	8.2949e-03	2.3981e-01	2.3981e-01
nuity	x-velocity	y-velocity	energy	k	omega	arrastre-r	drag-rep	empuje-rep	lift-rep
7e-07	4.2737e-09	6.0885e-08	1.2482e-07	1.2079e-06	1.2495e-07	8.2949e-03	8.2949e-03	2.3981e-01	2.3981e-01
5e-07	4.2580e-09	6.0798e-08	1.2430e-07	1.2071e-06	1.2393e-07	8.2949e-03	8.2949e-03	2.3981e-01	2.3981e-01
5e-07	4.2427e-09	6.0711e-08	1.2378e-07	1.2063e-06	1.2292e-07	8.2949e-03	8.2949e-03	2.3981e-01	2.3981e-01
8e-07	4.2279e-09	6.0625e-08	1.2327e-07	1.2055e-06	1.2192e-07	8.2949e-03	8.2949e-03	2.3981e-01	2.3981e-01
5e-07	4.2134e-09	6.0540e-08	1.2276e-07	1.2048e-06	1.2093e-07	8.2949e-03	8.2949e-03	2.3981e-01	2.3981e-01
4e-07	4.1994e-09	6.0454e-08	1.2226e-07	1.2040e-06	1.1995e-07	8.2949e-03	8.2949e-03	2.3981e-01	2.3981e-01
6e-07	4.1857e-09	6.0369e-08	1.2177e-07	1.2033e-06	1.1898e-07	8.2949e-03	8.2949e-03	2.3981e-01	2.3981e-01
0e-07	4.1724e-09	6.0285e-08	1.2129e-07	1.2025e-06	1.1802e-07	8.2949e-03	8.2949e-03	2.3981e-01	2.3981e-01
7e-07	4.1594e-09	6.0200e-08	1.2081e-07	1.2017e-06	1.1706e-07	8.2949e-03	8.2949e-03	2.3981e-01	2.3981e-01
6e-07	4.1468e-09	6.0116e-08	1.2034e-07	1.2010e-06	1.1612e-07	8.2949e-03	8.2949e-03	2.3981e-01	2.3981e-01

Tabla 2: Datos obtenidos de Cl y Cd

La verificación de la independencia del mallado se realizó para los tamaños de malla de 5000, 18000 y 76000 elementos. Las Tabla 3 muestra los valores obtenidos. Se observó que todos los tamaños de mallas predecían bien los coeficientes de sustentación (Cl) y arrastre (Cd). La diferencia máxima entre los datos simulados y los experimentales es de 3,8% en el cálculo de Cl y 0,83% Cd para la malla de 5000. Para las mallas refinadas es de 1,27% en el cálculo de Cl y 0,41% Cd lo que puede considerarse una buena aproximación.

Cd				
	T. Coakley	malla original	malla media	malla fina
1,49	0,0081	0,0083	0,0082	0,0082
1,86	0,0079	0,0082	0,0080	0,0080
3	0,0139	0,0142	0,0140	0,0140
5	0,0411	0,0414	0,0412	0,0412
6	0,0570	0,0572	0,0571	0,0571

Cl				
	T. Coakley	malla origina	malla media	malla fina
1,49	0,253	0,251	0,252	0,252
1,86	0,241	0,239	0,240	0,24
3	0,497	0,495	0,496	0,496
5	0,743	0,741	0,742	0,743
6	0,795	0,791	0,794	0,794

Tabla 3: Valores de Cl y Cd

En la figura 5 puede apreciarse la presión estática. Se verifica una alta presión estática en el borde de ataque y bajas presiones en el borde de salida. Esto es de esperarse ya que el perfil está generado sustentación.

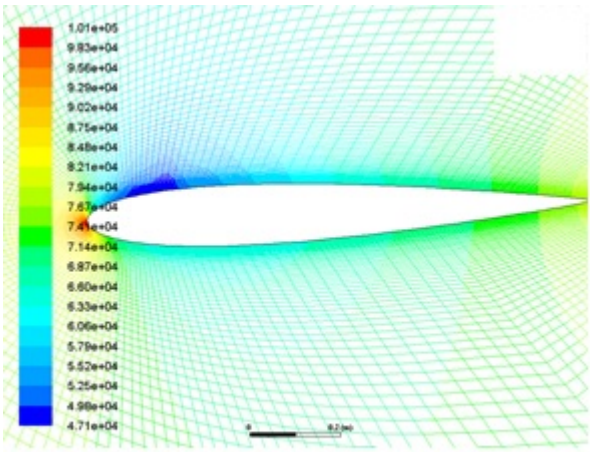

Figura 5: Presión estática

4. CONCLUSIONES

La validación CFD se realiza comparando los resultados de la simulación para tres casos de refinamiento de malla de los coeficientes Cl y Cd y los datos experimentales informados en y Coakley (1987). En general, la tabla 2 y 3 muestran que se predicen muy bien los coeficientes.
La modelación CFD no es un proceso intuitivo y requiere tomar decisiones sobre diversos parámetros tales como geometría representativa, tamaño y topología de la malla, criterios de convergencia, factores de relajación, modelo de turbulencia, etc. La principal fuente de errores en la modelación CFD es la falta de experiencia del usuario. El principal objetivo de este trabajo de investigación fue la de proveer información más completa sobre la modelación CFD para modelos de flujos turbulentos.

BIBLIOGRAFÍA CONSULTADA

ALBRECHT, Mark C., et al. Experimental design for engineering dimensional analysis. Technometrics, 2013, vol. 55, no 3, p. 257-270.
AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS. AIAA guide for the verification and validation of computational fluid dynamics simulations. American Institute of aeronautics and astronautics, 1998.
ANSYS-CFD®, 2017. Desingn Modeler User's Guide. V 17.1
AVILA, Matthew R. Computational and experimental investigation of the aerodynamic characteristics of a windsurfing sail section. Naval postgraduate School Monterey CA. 1992.
BAILEY, C., et al. Discretisation procedures for multi-physics phenomena. Journal of Computational and Applied Mathematics, 1999, vol. 103, no 1, p. 3-17.

CABALLERO, Aldo; FELTAN, Corina. Introducción al análisis dimensional y la teoría de modelos físicos en ingeniería. [En línea]. [fecha de consulta: 15 junio 2018]. Disponibleen:http://www.academia.edu/7575032/introducci%c3%93n_al_an%c3%81lisis_dimensional_y_la_teor%c3%8da_de_modelos_f%c3%8dsicos_en_ingenier%c3%8da.

COAKLEY, Thomas. Numerical simulation of viscous transonic airfoil flows. En 25th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 1987. p. 416.

FLORES GALINDO, Diego Rodrigo. Determinación analítica de las características geométricas y aerodinámicas de un perfil aerodinámico sometido en un flujo ideal incomprensible mediante transformación conforme. Tesis de Maestría. Instituto Politécnico Nacional. México. 2006.

HARRIS, Charles D. Two-dimensional aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil in the Langley 8 foot transonic pressure tunnel. 1981.

JASAK, Hrvoje. Multi-physics simulations in continuum mechanics. En Proceedings of 5th International Conference of Croatian Society of Mechanics, Trogir, page. 2006.

KOROVKIN, Nikolay; GRESHNYAKOV, George; DUBITSKY, Simon. Multiphysics approach to the boundary problems of power engineering and their application to the analysis of load-carrying capacity of power cable line. En Electric Power Quality and Supply Reliability Conference (PQ), 2014. IEEE, 2014. P. 341-346.

MATAIX, Claudio. Mecánica de fluidos y máquinas hidráulicas. Oxford University Press:, 1982.

OBERKAMPF, William L.; TRUCANO, Timothy G.; HIRSCH, Charles. Verification, validation, and predictive capability in computational engineering and physics. Applied Mechanics Reviews, 2004, vol. 57, no 5, p. 345-384.

PARXOTOMO, Divyes. Estudo numérico de uma técnica de redução de esforços numa estrutura cilíndrica circular. 2011. Dissertações de Mestrado. Faculdade de Ciências e Tecnologia. Universidade Nova de Lisboa.

STREETER, Victor L., et al. Mecánica de los fluidos. McGraw-Hill, 1988.

ZAMORA PINA, María, et al. Simulación numérica de la inyección de gas en columnas de flujo oscilatorio. Tesis de grado. Universidad Politécnica de Cartagena. 2016.