



Estudio de diferentes modelos de turbulencia para obtener las curvas características de un perfil naca 2415 mediante la simulación tridimensional de flujos de fluidos

Study of different turbulence models to obtain the curves characteristics of a naca profile 2415 through the three-dimensional simulation of fluid flows

Mendoza L.D¹; Vera L.E²

¹ Universidad Nacional Experimental del Táchira, Laboratorio de aerodinámica, Decanato de investigación. E-mail: lmendoza@unet.edu.ve

² Universidad Francisco de Paula Santander. E-mail: luisemiliovd@ufps.edu.co

Resumen

Se realizó un análisis computacional, mediante la técnica del CFD, del perfil NACA 2415, con los modelos de turbulencia Realizable K- ϵ y el modelo de turbulencia K- ω SST para obtener sus curvas aerodinámicas. El software utilizado fue el ANSYS FLUENT V14. La simulación se realizó con mallas no estructuradas y bidimensionales, en un dominio computacional cuyas dimensiones corresponden al túnel de viento AF6109 de la Universidad Nacional Experimental del Táchira, Venezuela. Las curvas aerodinámicas se realizaron para diferentes ángulos de ataque, los cuales consistieron en 0°, 4°, 8°, 12° y 16° respectivamente. Las condiciones de borde usadas están basadas en el túnel de viento AF6109. La simulación computacional se validó con las curvas aerodinámicas obtenidas mediante el diseño experimental realizado en el túnel de viento. Se concluye que el modelo de turbulencia K- ω SST predice mejor los gradientes adversos de presión.

Palabras clave Dinámica de fluidos computacional (CFD), perfiles aerodinámicos.

Abstract

A computational analysis was performed, using the CFD technique, of the NACA 2415 profile, with the K- ϵ Realizable turbulence models and the K- ω SST turbulence model to obtain its aerodynamic curves. The software used was the ANSYS FLUENT V14. The simulation was performed with unstructured and two-dimensional meshes, in a computational domain whose dimensions correspond to the AF6109 wind tunnel of the National Experimental University of Táchira, Venezuela. The aerodynamic curves were made for different angles of attack, which consisted of 0°, 4°, 8°, 12° and 16° respectively. The edge conditions used are based on the AF6109 wind tunnel. The computational simulation was validated with the aerodynamic curves obtained by the experimental design carried out in the wind tunnel. It is concluded that the turbulence model K- ω SST better predicts the adverse pressure gradients

Keywords: Computational fluid dynamics (CFD), aerodynamic profiles

1. Introducción

En la historia de la aviación los nuevos diseños de aeroplanos han experimentado cambios, estos se enfocan en mejorar las características aerodinámicas dependiendo de la función que cumpla la aeronave. Según Boschetti (2006) "el conjunto de mejoras técnicas se traduce en mayor seguridad y menor costo por mayor beneficio". Además, para poder mejorar dichas características los nuevos diseños se basan en la aerodinámica, que; según Romero (1961) "Es la rama de la mecánica de los fluidos que estudia las leyes que regulan los movimientos de los gases, y especialmente del aire, y las fuerzas o reacciones".

Las características aerodinámicas de una aeronave pueden mejorarse al disminuir su resistencia parásita y aumentar la relación sustentación – eficiencia, lo que trae consigo mayor productividad en el sistema. Lo anterior se logra gracias al estudio de los perfiles aerodinámicos. Boschetti (2006) señala que existen varios métodos de evaluación, entre los cuales están: simulación numérica, aproximación teórica, y el estudio de un prototipo en túnel de viento. Además, afirma que este último es el más usado por ofrecer mejores resultados en menor tiempo.

Es por esto que la simulación computacional de flujos de fluidos cobra cada día más importancia en la investigación aerodinámica, ya que permite visualizar fenómenos a un nivel que de manera convencional no se observarían. Además, ofrece la posibilidad de un laboratorio virtual, el cual conlleva a minimizar los costos de investigación.

El perfil aerodinámico NACA 2415 se usa popularmente en el aeromodelismo a escala 1: 0,25. Mendoza L. (2015), de lo cual surge el interés de realizar un estudio de los modelos de turbulencia Realizable K- ϵ y el de turbulencia K- ω SST mediante la técnica del CFD, para obtener las curvas aerodinámicas en dicho perfil.

La simulación computacional se validó a su vez con los datos obtenidos en el laboratorio de aerodinámica de la Universidad Nacional Experimental del Táchira. Venezuela.

El diseño experimental consistió en realizar ensayos en el túnel de viento AF6109 con una velocidad del aire de 20 m/s a 25 °C para diferentes ángulos de ataque (0°, 4°, 8°, 12° y 16°).

2. Metodología

El túnel de viento AF6109 de la Universidad Nacional Experimental del Táchira (UNET) es de circuito abierto. La cámara de prueba está hecha de plexiglás, lo que permite visualizar el modelo durante las pruebas de experimentación. Las dimensiones de la cámara son 200 mm de ancho, 500 mm de largo y 300 mm de alto, ver figura 1, por lo cual el modelo de prueba fue fabricado con 200 mm de envergadura y 150 mm de cuerda. Estas dimensiones aseguran que no se produzcan efectos de compresibilidad en la cámara, durante los ensayos experimentales, Cengel y Cimbala (2006). Los modelos de prueba se diseñaron con el software Solid Edge v20 y luego fueron impresos en 3D con plástico ABS (Acrilonitrilo Butadieno Estireno), ver figura 2.



Figura. 1. Túnel de viento AF6109



Figura. 2. Perfil NACA 2415

Los instrumentos utilizados en el ensayo experimental fueron un anemómetro de molinete Testo 4160, un tubo Pitot conectado a un manómetro de presión diferencial Testo 5128 estableciendo la velocidad del flujo de aire dentro de la cámara de prueba en 20 m/s. Una balanza electrónica BE3S, la cual puede registrar la fuerza de sustentación, la de arrastre y el momento.

3. MODELOS DE TURBULENCIA

3.1 Modelo de turbulencia K-ε

ANSYS (2011) explica que en los modelos de turbulencia de 2 ecuaciones se determinan una longitud turbulenta y una escala de tiempo para la resolución de dos ecuaciones de transporte separadas. El modelo k - ϵ es utilizado en la práctica de ingeniería para el cálculo de flujos en el tiempo. La robustez, la economía y la precisión razonable para una amplia gama de flujos turbulentos explican su popularidad en simulaciones de flujo industrial y transferencia de calor. Es un modelo semi empírico y la derivación de las ecuaciones modelo se basa en consideraciones fenomenológicas y empirismo.

Por otro lado, el modelo k - ϵ estándar es un modelo basado en las ecuaciones de transporte modelo para la energía cinética turbulenta (k) y la tasa de disipación (ϵ). La ecuación de transporte modelo para k es derivada de la ecuación exacta, mientras la ecuación de transporte modelo para ϵ se obtuvo utilizando razonamiento físico y tiene poca semejanza con su contraparte matemáticamente exacta.

En la derivación del modelo k - ϵ , se supone que el flujo es totalmente turbulento, y los efectos de la viscosidad molecular son despreciables. El modelo k - ϵ estándar solo es válido para flujos totalmente turbulentos.

3.2 Modelo de turbulencia Realizable K-ε

El modelo Realizable k - ϵ difiere del modelo k - ϵ estándar en 2 aspectos:

- El modelo Realizable k - ϵ contiene una formulación alternativa para la viscosidad turbulenta.
- Introduce una ecuación de transporte modificada para la tasa de disipación, ϵ , la que se deriva de una ecuación exacta para el transporte de la fluctuación y la vorticidad media cuadrada.

El término Realizable significa que el modelo satisface ciertas limitaciones matemáticas sobre los esfuerzos de Reynolds, consistente con la física de flujos turbulentos.

3.2.1 Ecuaciones de transporte para el modelo Realizable k - ϵ

Las ecuaciones de transporte en el modelo k - ϵ realizable son:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (1)$$

y

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b + S_\epsilon \quad (2)$$

Donde:

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right] \quad (3)$$

$$\eta = S \frac{k}{\epsilon} \quad (4)$$

$$S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (5)$$

En estas ecuaciones, G_k representa la generación de energía cinética turbulenta debido a los gradientes de velocidad media.

G_b es la generación de energía cinética turbulenta debido a empuje.

46

Y_M representa la contribución de la dilatación fluctuante en la turbulencia compresible a la tasa de disipación global.

C_2 y $C_{1\varepsilon}$ son constantes.

σ_k y σ_ε son los números de Prandtl turbulentos para k y ε respectivamente.

S_k y S_ε son términos fuente definidos por el usuario.

3.3 Modelo $k - \omega$ estándar

Según ANSYS (2011), los modelos $k-\omega$ estándar y SST (shear-stress transport), son similares con ecuaciones de transporte para k y ω . Las formas en que el modelo SST difiere del modelo estándar son:

- Cambio gradual del modelo $k-\omega$ en la región interna de la capa límite a una versión numérica a alto número de Reynolds del modelo $k-\omega$ en la parte exterior de la capa límite.
- Formulación de viscosidad turbulenta modificada para tener en cuenta los efectos de transporte de los esfuerzos de cizallamiento turbulentos principales.

Además ANSYS (2011), agrega que “el modelo $k-\omega$ estándar en ANSYS Fluent está basado en las ecuaciones del modelo $k-\omega$ de Wilcox, con modificaciones incorporadas para efectos de bajo número Reynolds, compresibilidad, y dispersión de flujos cortantes. Una de las debilidades del modelo de Wilcox es la sensibilidad de la solución a los valores de k y ω fuera de la capa límite (sensibilidad a la corriente libre), mientras la nueva formulación implementada por ANSYS Fluent reduce esta dependencia, aunque puede tener un efecto significativo en la solución, especialmente para flujos de cizallamiento libre.

El modelo $k-\omega$ estándar es un modelo empírico basado en las ecuaciones de transporte modelo para energía cinética turbulenta (k) y la tasa de disipación

específica (ω) que también se puede considerar como la relación de ε a k .”

3.4 Modelo $k - \omega$ SST

ANSYS (2011), explica que “este modelo ha sido desarrollado por Menter, para combinar la precisión del modelo $k-\omega$ en la región cercana a la pared con la independencia de corriente libre del modelo $k-\varepsilon$ en el campo lejano. Para lograr esto, el modelo $k-\varepsilon$ es convertido a formulación $k-\omega$, el modelo $k-\omega$ SST es similar al modelo $k-\omega$ estándar, pero incluye las siguientes mejoras.

- El modelo $k-\omega$ estándar y el modelo $k-\varepsilon$ transformado son multiplicados por una función de mezcla y son sumados juntos. La función de mezcla está diseñada para ser una en la región cercana a la pared, que activa el modelo $k-\omega$ estándar, y cero lejos de la superficie, que activa el modelo $k-\varepsilon$ transformado.
- El modelo SST incorpora un término derivado de difusión cruzada amortiguado en la ecuación de ω .
- La definición de la viscosidad turbulenta se modifica para tener en cuenta el transporte de los esfuerzos de corte turbulentos.
- Las constantes del modelo son diferentes.

El modelo $k-\omega$ SST es más confiable y preciso para diferentes clases de flujo como gradientes adversos de presión, perfiles aerodinámicos, ondas de choque transónicas, que el modelo $k-\omega$ estándar”.

3.4.1 Ecuaciones de transporte para el modelo $k-\omega$ SST.

El modelo $k-\omega$ SST tiene una forma similar al modelo $k-\omega$ estándar.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (6)$$

y

47

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (7)$$

En estas ecuaciones, el término G_k representa la producción de energía cinética turbulenta, y es definido de manera similar en el modelo k- ω estándar. G_ω representa la generación de ω , calculada como se describe en el modelo k- ω estándar. Γ_k y Γ_ω representan la difusividad efectiva de k y ω respectivamente. Y_k y Y_ω representan la disipación de k y ω debido a la turbulencia. D_ω representa el término difusión. S_k y S_ω son términos fuente definidos por el usuario.

Donde Las difusividades efectivas para el modelo k- ω SST están dadas por:

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (8)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (9)$$

Donde σ_k y σ_ω son los números de Prandtl turbulentos para k y ω respectivamente, la viscosidad turbulenta μ_t es calculada de la siguiente manera:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max\left[\frac{1}{\alpha^*}, \alpha_1 \omega\right]} \quad (10)$$

Donde S es la magnitud de la razón de deformación y

$$\sigma_k = \frac{1}{F_1/\sigma_{k,1} + (1-F_1)/\sigma_{k,2}} \quad (11)$$

$$\sigma_\omega = \frac{1}{F_1/\sigma_{\omega,1} + (1-F_1)/\sigma_{\omega,2}} \quad (12)$$

las funciones de mezcla, F_1 Y F_2 están dadas por:

$$F_1 = \tanh \phi_1^4 \quad (13)$$

$$\phi_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_\omega^+ y^2} \right] \quad (14)$$

$$D_\omega^+ = \max \left[2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right] \quad (15)$$

$$F_2 = \tanh \phi_2^4 \quad (16)$$

$$\phi_2 = \max \left[2 \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right] \quad (17)$$

4. DISCRETIZACIÓN DEL DOMINIO COMPUTACIONAL

Según Bernal y Orrego (2007), plantean que el dominio computacional bidimensional debe tener las siguientes características: “16 veces el ancho de la longitud de la cuerda y 20 veces el largo de la cuerda, después del borde de fuga”. Por lo tanto, se partió de este criterio para realizar el dominio computacional bidimensional, según las dimensiones de la cuerda del perfil aerodinámico. En la figura 3 se muestra el dominio computacional para un ángulo de ataque de 0°. Cabe destacar que se usó este mismo criterio para los demás ángulos de ataque.



Figura. 3. Dominio computacional

La figura 4 muestra un acercamiento del perfil aerodinámico, así como la malla no estructurada cuya densidad determinó la independencia de la variable de control, la cual se tomó como el coeficiente de sustentación C_L . Bernal y Orrego (2007).

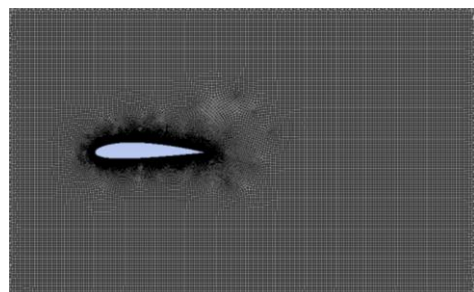


Figura. 4. Malla no estructurada

5. CONDICIONES DE BORDE

Las condiciones de borde establecidas para cada solución numérica consistieron:

- a) Velocidad de entrada (velocity-inlet): totalmente en la componente “x” e igual a 20 m/s.
- b) Intensidad de turbulencia: 1,3%; según lo utilizado por L Velázquez-Araque et. al. (2012)
- c) Presión de salida (pressure-outlet): 0 pascales
- d) Condición de simetría en la parte superior e inferior del dominio computacional
- e) Modelo de turbulencia: Realizable k-εpsilon y k-ω SST respectivamente.
- f) Fluido de trabajo: Aire a 25 °C.
- g) Algoritmo de solución: SIMPLE (López y Rivadulla, 2008)
- h) Criterio de convergencia: RMS: 1×10^{-5}

Además, según White F. (2004) “Para flujos a baja velocidad, con una rugosidad determinada, el coeficiente de sustentación C_L y el coeficiente de arrastre C_D dependen del ángulo de ataque y del número de Reynolds. Este número de Reynolds debe estar en función de la longitud de la cuerda”.

Por lo que:

$$Re = \frac{Vc}{\vartheta} \quad (18)$$

Donde V es la velocidad, c es la longitud de la cuerda y ϑ es la viscosidad cinemática.

Por lo tanto, para esta condición se tiene que:

$$V = 20 \text{ m/s}$$

$$c = 15 \text{ cm} = 0.15 \text{ m.}$$

$$\vartheta = 1.516 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s} @ T=25 \text{ °C}$$

$$Re = 2 \times 10^5$$

6. RESULTADOS

Una vez realizado el estudio sistemático del refinamiento de la malla, para cada ángulo de ataque, con los distintos modelos de turbulencia para cada simulación; el cual consistió en evaluar la independencia de la variable de control con la densidad de la malla, se obtuvieron los siguientes resultados:

La tabla 1 muestra los resultados obtenidos de los coeficientes de sustentación, arrastre y de momento, para cada ángulo de ataque utilizando el modelo de turbulencia Realizable k-ε en la simulación numérica.

Tabla 1: Resultados computacionales del perfil NACA 2415 con el modelo de turbulencia Realizable k-εpsilon

Angulo de ataque	C_L	C_D	C_M
0°	0.18883	0.019036	0.088132
4°	0.59187	0.0215108	0.182991
8°	0.965964	0.0282532	0.269873
12°	1.24323	0.0438872	0.324090
16°	1.3586	0.071078	0.33968

De igual manera la tabla 2 muestra los resultados obtenidos en la simulación numérica empleando el modelo de turbulencia k-ω SST.

Tabla 2: Resultados computacionales del perfil NACA 2415 con el modelo de turbulencia k-ω SST

Angulo de ataque	C_L	C_D	C_M
0°	0.16795	0.020217	0.078910
4°	0.54438	0.022609	0.16413
8°	0.88146	0.030524	0.23828
12°	1.0613	0.054302	0.27261
16°	1.0642	0.10487	0.28588

Los resultados obtenidos con las simulaciones computacionales, fueron validados utilizando los resultados experimentales obtenidos en el laboratorio de aerodinámica de la UNET. También se utilizaron los resultados del resumen (sumario) de datos de perfiles aerodinámicos de baja velocidad. Selig et. al.,1996 y de la página web airfoiltools.

A continuación, la figura 5 muestra. Como el coeficiente de sustentación C_L va aumentando a medida que se incrementa el ángulo de ataque. Nótese que las tendencias de las curvas obtenidas con las simulaciones, así como la curva teórica, según Selig y la experimental son semejantes entre sí, por lo que se puede inferir que la simulación computacional queda validada.

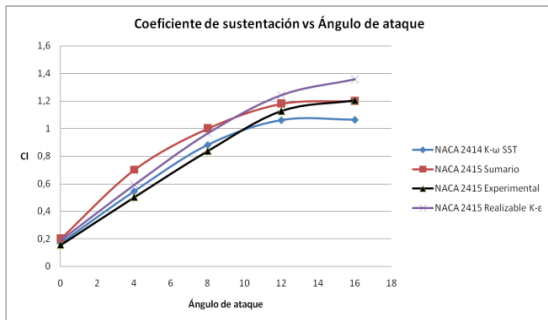


Figura. 5. Coeficiente de sustentación vs Ángulo de ataque del perfil NACA 2415

La figura 6 muestra el comportamiento del coeficiente de arrastre C_D con respecto al ángulo de ataque.

Como se puede observar en la figura, la curva experimental se aleja un poco de la tendencia de las curvas obtenidas con las simulaciones numéricas; así como la obtenida con los datos extraídos de la página web airfoiltools. Esto se debe a que el perfil NACA 2415 utilizado en el túnel de viento AF6109 tiene cierta rugosidad. Aunque el perfil aerodinámico fue tratado con resina y

pintura para disminuir la rugosidad, se evidencia la existencia de la misma.

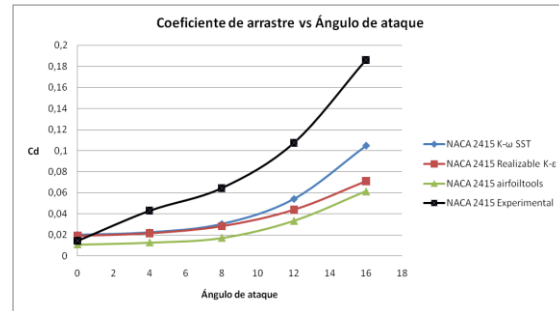


Figura. 6. Coeficiente de arrastre vs Ángulo de ataque del perfil NACA 2415

La figura 7 muestra el diagrama polar del perfil NACA 2415, como se puede notar las tendencias son semejantes por lo que se infiere que las simulaciones computacionales se validan con los datos experimentales, así como con los datos extraídos de la bibliografía consultada.

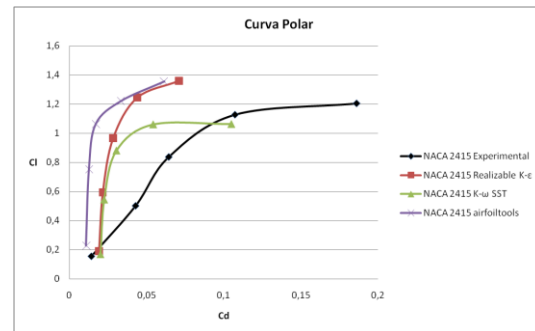
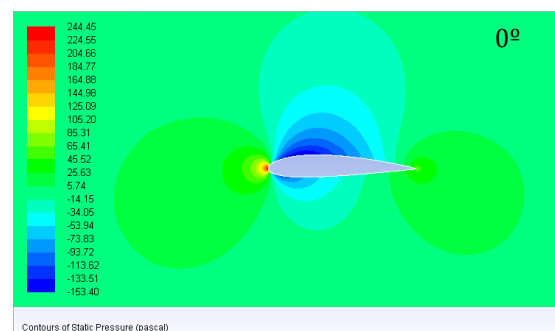


Figura. 7. Diagrama Polar del perfil NACA 2415

La figura 8a muestra los contornos de presión obtenidos con la simulación computacional basada en el modelo de turbulencia Realizable k- ϵ , la secuencia de imágenes corresponde a los ángulos de ataque de 0° , 4° y 8° respectivamente.



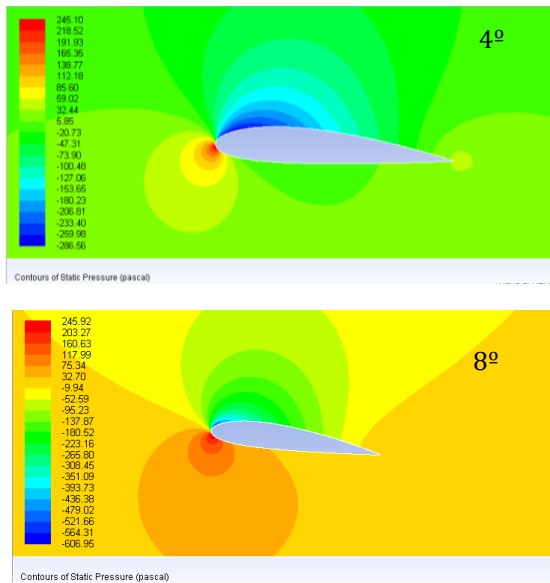


Figura. 8a. Contornos de presión

En la figura 8b se observa los contornos de presión para los ángulos de ataque 12° y 16° respectivamente

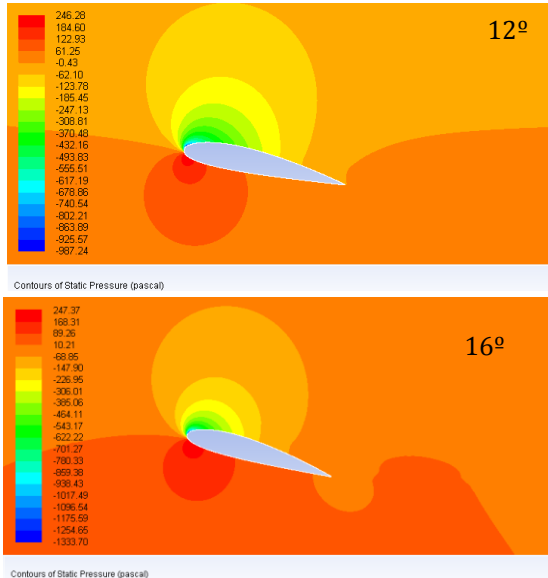


Figura. 8b. Contornos de presión

curvas aerodinámicas obtenidas en la presente investigación.

Aunque la solución numérica empleando el modelo de turbulencia Realizable k-ε es aceptable, como se observa en la figura 8, la

solución numérica empleando el modelo de turbulencia k-ω SST predice mejor los gradientes adversos de presión, tal y como lo evidencia las

7. CONCLUSIONES

Las simulaciones fueron realizadas con los modelos de turbulencia Realizable k-ε y el K-ω SST, dando como resultado que el modelo que mejor predice el gradiente adverso de presión es el modelo K-ω SST, tal y como lo plantea la bibliografía consultada.

Referencias Bibliográficas

ANSYS, INC. (2011). *ANSYS Fluent theory guide*. ANSYS FLUENT 14.0.

Bernal, A. y Orrego, S. (2007). *Diseño del ala para un vehículo aéreo no tripulado*. Trabajo de investigación para optar a Ingeniero Mecánico. Universidad EAFIT. Medellín.

Boschetti P. (2006) *Reducción de resistencia aerodinámica en el avión no tripulado de conservación ecológica*. Universidad Simón Bolívar. Decanato de estudios de Postgrado. Maestría en Ingeniería Mecánica. Venezuela.

Çengel Y y Cimbala J (2006) *Mecánica de fluidos, fundamentos y aplicaciones*. McGraw-Hill. México.

White F. (2004) *Mecánica de fluidos*, McGraw-Hill. Quinta edición.

Lopez-Rivadulla M, (2008) *Análisis cfd de un flap gurney instalado en perfiles naca*. Universidad Carlos III de Madrid. Departamento de Ingeniería Térmica y de Fluidos. Madrid. España.

Mendoza, L. (2015). *Estudio y validación experimental del efecto de aire interno en un perfil aerodinámico hueco*. Tesis doctoral. Universidad Politécnica de Madrid. España.

Selig et. al., (1996) *Summary of low-speed airfoil data*. Department of Aeronautical and Astronautical Engineering University of Illinois at Urbana-Champaign. Volume 2.

51

- L. Velázquez-Araque and Nožička J. (2012)
Computational simulation of the flow past an airfoil for an unmanned aerial vehicle. 5th International Multi-Conference on Engineering and Technological Innovation: IMETI 2012.

SITIOS WEB

AirfoilTools

<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n2415-il> [Consulta el 20 Marzo de 2015]

Testo, Inc <https://www.testo.com> [Consulta:14 junio de 2016]

*Para citar este artículo: Mendoza L.D ; Vera L.E. Study of different turbulence models to obtain the curves characteristics of a naca profile 2415 through the three-dimensional simulation of fluid flows. Revista Bistua.2019.17(3):43-51

+ Autor para el envío de correspondencia y la solicitud de las separatas: Mendoza L.D. Universidad Nacional Experimental del Táchira, Laboratorio de aerodinámica, Decanato de investigación. E-mail: lmendoza@unet.edu.ve

Recibido: Octubre 26 de 2018

Aceptado: Enero 22 de 2019