



Análisis numérico de propiedades aerodinámicas de perfil Alar NACA 4412 y Göttingen 436B

Numerical Analysis of Aerodynamic Properties of Alar NACA4412 and
Göttingen 436B Profile

Mauricio Paz-González^{a,*}, Oscar Morales-Contreras^a, Antonio Gómez-Roa^a, Juan Paz-González^a, Miriam Apodaca^a

^a *Escuela de Ciencias de la Ingeniería y Tecnología, Universidad Autónoma de Baja California, Tijuana, México*

*Corresponding author: mauricio.paz@uabc.edu.mx

Abstract— The selection of the airfoil is a factor of the most important in aircraft design, ensures the lift, drag and pressure distribution on wing surface to airplane's optimal performance. In this paper is presented a comparative analysis of aerodynamic parameters between two of the most commonly used profiles in the construction of ultralight aircraft Göttingen NACA 4412 and 436B. The profiles are analyzed using different speeds and angles of incidence; the model verification is performed by comparing numerical results using computational fluid dynamics CFD and analytical equations.

Keywords— Airfoil, lift, drag, angle of incidence, Computational Fluid Dynamics, airplane, static pressure distribution.

Resumen— La selección del perfil aerodinámico es uno de los factores más importante en el diseño de las aeronaves, garantiza la sustentación, el arrastre y la distribución de presión en superficie alar óptimo para el rendimiento del aeroplano. El presente trabajo presenta un análisis comparativo de los parámetros aerodinámicos entre dos de los perfiles utilizados con mayor frecuencia en la construcción de aviones ultraligeros NACA 4412 y Göttingen 436B. Los perfiles son analizados empleando diferentes velocidades y ángulos de incidencias, la verificación de los modelos se realizó mediante comparación de resultados numéricos empleando dinámica de fluidos computacional CFD y ecuaciones analíticas.

Palabras Claves — Perfil aerodinámico, sustentación, arrastre, ángulo de incidencia, Fluido Computacional Dinámico, aeronave, Distribución de presión estática.

I. INTRODUCCIÓN

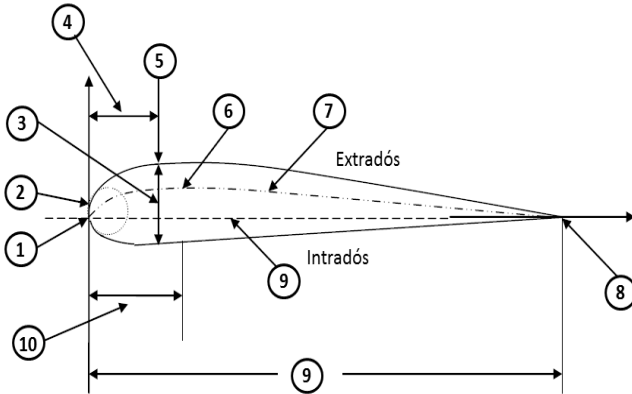
Las propiedades aerodinámicas generadas por la geometría de los perfiles alares son factores relevantes en el diseño de aeronaves, las características del comportamiento del flujo del fluido en los límites del perfil alar son de naturaleza caótica, estocástica con variación instantánea de presión y velocidad [1]. El análisis de este fenómeno se realiza mediante modelos teóricos y métodos numéricos computacionales empleando programas de simulación tales como: FLUENT, CFD, CFX [2].

El ala considerado uno de los componentes más importantes de la aeronave, la geometría del perfil alar genera fuerza de sustentación y arrastre [3]. La sustentación "Lift" es producida por la diferencia de presión que genera el flujo de fluido entre intradós y extradós del perfil

(Figura 1), el cambio de presión se genera por el cambio de velocidad del fluido en los límites con el perfil aerodinámico sólido, favoreciendo de esta forma el levantamiento del aeronave. Sin embargo el perfil alar genera otra componente conocida como fuerza de arrastre "Drag", esta fuerza es producida principalmente por la fricción entre la superficie alar y el aire que se desplaza sobre ella [4].

El mecanismo de interacción entre un fluido y un sólido se encuentra en la capa límite, suponiendo una corriente formada por 'capas' sobre-puestas, que antes de entrar en contacto con una superficie se desplazan de manera uniforme produciendo un perfil de velocidad. Al alcanzar la superficie de un cuerpo, "la capa del fluido" en contacto con ella se ve frenada, cumpliendo la condición de adherencia, esto es, la velocidad del fluido relativo al cuerpo es nula. Entonces se genera un perfil de velocidad

que varía desde la velocidad nula en la superficie del cuerpo hasta la velocidad sin perturbar en las capas más alejadas de la placa [4]. El rozamiento viscoso entre estas capas inducen una variación progresiva de la velocidad del fluido, este gradiente de velocidad genera sobre la geometría una fuerza de arrastre en la dirección del flujo (figura 2).



1.- Ángulo de entrada, 2.- Radio del ángulo de entrada, 3.- Espesor, 4.- Localización del espesor máximo, 5.- Espesor máximo, 6.-Curvatura máxima, 7.- Línea de curvatura principal, 8.- Ángulo de salida, 9.- Cuerda, 10.- Localización de la curvatura máxima [3].

Figura 1.- Geometría y parámetros de un perfil alar.

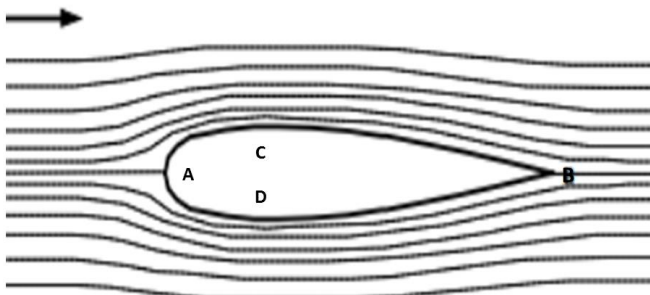


Figura 2.- Representación de flujo laminar sobre un perfil alar [4].

Aplicando la ecuación de Bernoulli a una línea de corriente se tiene lo siguiente:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial s} = -v, \frac{\partial v}{\partial s} \quad (1)$$

Dónde:

s = Coordenada curvilínea tangente a la línea de corriente.

P = Presión aire

V = Velocidad del viento

ρ = Densidad del fluido

Cuando el fluido pasa alrededor del perfil, se acelera en las zonas A-C y A-D disminuyendo su presión, en base a la ecuación 1 se escribe:

$$\frac{\partial V}{\partial S} > 0 \rightarrow \frac{\partial P}{\partial s} < 0$$

Si se considera que en el fluido no se producen pérdidas de energía por rozamiento viscoso, la energía de presión que se encuentra en las zonas A-C y A-D se transforma en energía cinética [4]. En las regiones C-B y D-B el fluido pierde velocidad, es decir se transforma de nuevo en energía de presión, con esto, obtiene una distribución de presión simétrica respecto del eje paralelo de la dirección del flujo, siempre que el perfil sea simétrico (Figura 2).

La presión estática que se genera en la superficie superior ó extradós del perfil es menor que la generada en la superficie inferior o intradós, esto es debido a que la velocidad en la parte superior es más alta que la producida en la parte inferior. Sin embargo a medida que el ángulo de incidencia de la superficie aumenta, el comportamiento del flujo y la distribución de presión varían modificando la presión entre los intradós y extradós (figura 3).

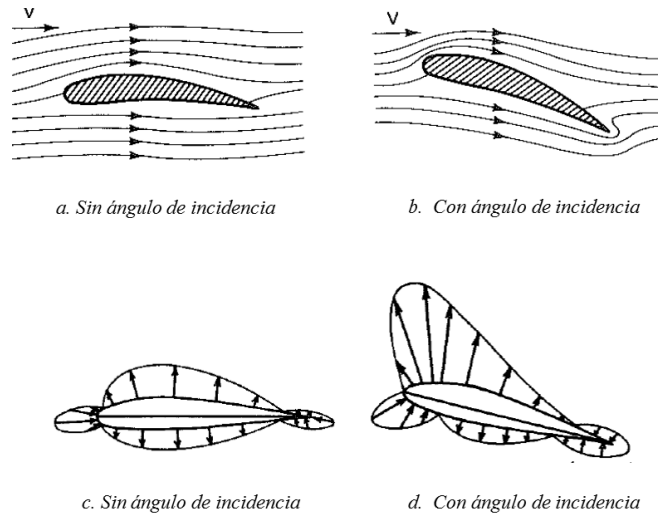


Figura 3.- Dirección de flujo y distribución de presión en perfil alar [4].

La fuerza aerodinámica generada por un perfil en un campo de flujo puede ser calculado mediante la multiplicación de la presión total por el área. La presión total es determinada por la integración de la presión sobre toda la superficie alar [4]. La magnitud, ubicación y dirección de esta fuerza aerodinámica está en función de la geometría de perfil aerodinámico, el ángulo de ataque, propiedad del fluido y velocidad del aire en relación con la superficie de sustentación.

La fuerza de sustentación ó levantamiento de cada perfil, se calcula mediante el teorema de Kutta – Joukowski

[4] donde la fuerza total que actúa sobre el ala está dado por:

$$F = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \rho VT dy \quad (2)$$

Dónde:

ρ = Densidad del fluido (varia en base a la altitud)

b = Envergadura (longitud del perfil).

T = Circulación del aire (el teorema de Kutta – Joukowski)

Si consideramos que el ángulo α_0 de incidencia dado al perfil es pequeño se considera que:

$$L \sim W \therefore D_0 = L \tan \alpha_0 \sim L w/V \sim L \alpha_0 \quad (3)$$

D_0 = Arrastre (Drag)

L = Sustentación (Lift)

W = Peso

De acuerdo con el momento linear y asumiendo una caída de flujo uniforme sobre la superficie alar (S) se obtiene:

$$L = \rho W_1 [(S)(V)] \quad (4)$$

En base al método de energía “el trabajo realizado en la masa de aire por unidad de tiempo es igual al aumento de la energía cinética por unidad de tiempo” de donde se obtiene:

$$W = \frac{2L}{\rho \pi b^2 V} = \frac{C_L S V}{\pi b^2} \quad (5)$$

De la ecuación 3 obtenemos la expresión para el levantamiento:

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (6)$$

Por su parte el coeficiente de arrastre está en función del coeficiente de levantamiento C_L , el coeficiente total de arrastre (C_d) para un ala está dado por la ecuación:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (7)$$

La variación del coeficiente de arrastre como una función del coeficiente de sustentación también puede ser modelada matemáticamente por la siguiente ecuación:

$$C_d = C_{d0} + K(C_l - C_{l0})^2 \quad (8)$$

Donde el C_{D0} está determinado por valores obtenidos en pruebas de túnel de viento en base al tipo de aeronaves, para aviones ultraligeros el valor ronda entre 0.005- 0.01 y K es determina gráficamente (C_{d0} y C_{l0}) [5]. Para las superficies de sustentación entre más bajo sea este coeficiente es mejor ya que esta fuerza se opone a la sustentación del avión.

El ángulo de incidencia es la posición angular de la línea central de la cuerda del perfil con respecto del plano horizontal, esta ubicación se debe mantener en la instalación del ala en el fuselaje. El ángulo se determina en función del coeficiente de levantamiento y se representa como:

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi A e} \quad (9)$$

Donde “ e ” es conocido como factor de eficiencia Oswald’s ó factor de eficiencia de la envergadura, obtenido de pruebas en túnel de viento, experimentalmente se ha determinado y se encuentra dentro de un rango de 0.85 – 0.95 [5]. De acuerdo con la teoría de Prandtl para la línea de levantamiento que considera un ala a diferentes ángulos, propone que el coeficiente de levantamiento absoluto será igual a la diferencia del levantamiento con el ángulo final y el ángulo de incidencias a 0° , esto se describe matemáticamente como:

$$\alpha_0 = \frac{C_{L_{teorico}}}{\alpha_1 - \alpha_2} \quad (10)$$

$$a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi A e}} \quad (11)$$

$$C_{L_{Absoluto}} = a (\alpha_1 - \alpha_2) \quad (12)$$

La expresión para determinar la distribución del coeficiente de presión en la superficie del perfil alar sobre la cuerda es:

$$C_p = \frac{[P - P_{referencial}]}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (13)$$

La distribución del coeficiente de sustentación se analiza utilizando la ecuación desarrollada por Prandtl en la teoría de línea de levantamiento, \bar{C}_l denota la media del segmento geométrico de la cuerda, $C_{l\alpha}$ segmento de la curva de sustentación [6]:

$$\mu[\alpha_0 - \alpha] = \sum_{n=1}^N A_n \text{Sen}[n\theta] \left[1 + \frac{\mu m}{\text{sen}(\theta)} \right] \quad (14)$$

$$\mu = \frac{\bar{C}_l * C_{l\alpha}}{4b} \quad (15)$$

II METODOLOGÍA

Se estudiaron diferentes perfiles aerodinámicos, encontrando que los perfiles más usados en la construcción de aviones ultraligeros son: el NACA 4412 y Göttingen 436B. El primero con las propiedades geométricas siguientes: el 4% de curvatura, un espesor máximo del 12% localizado a 40% del borde de ataque, todos los porcentajes en relación con la longitud de la cuerda [7]. Mientras que el segundo Göttingen 436B con las siguientes características: espesor máximo de 11.03% ubicada al 30% de la cuerda, curvatura máxima de 3.8% [8] (Figura 4).

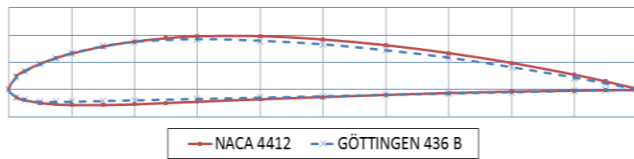


Figura 4.- Perfiles aerodinámicos: NACA 4412 y Göttingen 436B.

Para seleccionar el perfil y ángulo de incidencia más óptimo entre los perfiles NACA 4412 y Göttingen 436B, se compararon los comportamientos aerodinámicos a diferentes velocidades, con diversos ángulos de incidencia en las simulaciones numéricas, a continuación se presentan las propiedades geométricas de cada uno de ellos (tabla 1).

Tabla 1- Características geométricas del ala con perfiles NACA 4412 y Göttingen 436B.

	NACA 4412	Göttingen 436B
Cuerda (c)	1.460 m	1.460 m
$Cl_{\alpha=2^\circ}$	0.2183	0.2060
$Cl_{\alpha=5^\circ}$	0.5447	0.5141
$Cl_{\alpha=10^\circ}$	1.0887	1.0275
ρ_{aire} a 300 m altitud	1.18Kg/m ³	1.18Kg/m ³
Envergadura (b)	7.30 m	7.30 m
Superficie alar (S)	10.658 m ²	10.658 m ²
Relación de forma cónica (λ)	1	1
Angulo de rotación (α_t)	0	0
Relación de Aspecto $AR=b^2/S$	5.0 m	5.0 m

Para determinar la distribución de los coeficientes de levantamiento en los perfiles a diferentes ángulos de incidencia, se utilizó la ecuación 14. La Figura 5 muestra los resultados obtenidos de cada perfil con diferentes ángulos de ataque. La grafica de distribución de levantamiento muestra que el perfil NACA 4412 sostiene mayor coeficiente de sustentación con los distintos ángulos de ataque a lo largo de la mitad del ala representado en el eje horizontal. En el extremo inicial de la longitud del ala

presenta el mayor coeficiente de levantamiento, conforme se acerca al extremo derecho ó la parte final del ala, los valores disminuyen hasta un valor de cero.

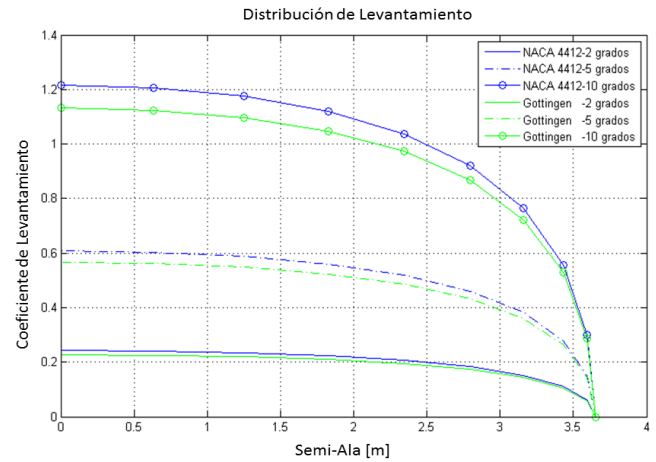


Figura 5.- Distribución del coeficiente de levantamiento en la semi-envergadura a 2°, 5° y 10° del perfil NACA 4412 y Göttingen 436B

Con apoyo de la ecuación 6 de levantamiento y de las características geométricas determinadas anteriormente, se analizó la fuerza resultante de sustentación para cada perfil a 2°, 5° y 10° (tabla 2).

Tabla 2- Fuerza de sustentación para perfiles a 2°, 5° y 10° estimando velocidades de 50, 100 y 150 m/s.

	NACA 4412 a 2°	Göttingen 436B a 2°
Velocidad m/s	Sustentación Lift KN	Sustentación Lift KN
50	3.431	3.238
100	13.727	12.953
150	30.886	29.145
	NACA 4412 a 5°	Göttingen 436B a 5°
50	8.562	8.081
100	34.251	32.327
150	72.737	71.066
	NACA 4412 a 10°	Göttingen 436B a 10°
50	17.114	16.152
100	68.459	64.611
150	154.034	145.375

Los resultados de la tabla 2 muestran que el perfil NACA 4412 presenta mayor fuerza de sustentación en todos los casos.

III ANÁLISIS NUMÉRICO

ANSYS es un software de ingeniería asistida por computadora, el cual permite realizar simulaciones numéricas complejas. Este paquete computacional es utilizado por empresas de diferentes industrias, tales como: aeroespacial, aeronáutica, automotriz, construcción, académicos entre otras. Es una herramienta virtual, en la

cual se ponen a prueba los elementos diseños mediante análisis rigurosos antes de que se construyan [9].

La plataforma de ANSYS Workbench contiene diferentes módulos para el análisis con tecnología avanzada de simulación en ingenierías, es posible realizar simulaciones de modelos con varias disciplinas simultáneamente ó multi-físicas y amplias características de modelado, el método de mallado automático es eficiente y permite establecer conectividad con plataformas CAD, ANSYS [10]:

Los modelos realizados fueron generados en el módulo de Fluent, iniciando con la construcción Geométrica de los perfiles alares, la semi-ala con una longitud de 3.65 [m] y el volumen de control con las dimensiones de 6.5X4X10 [m] en la base, altura y longitud respectivamente. La semi-ala se colocó en el centro de la cara 6, después se generó la malla del modelo (figura 6). Posteriormente se colocan condiciones de frontera donde se consideró lo siguiente: la superficie 1 se le aplica velocidad inicial de 50, 100 y 150 [m/s] según el caso analizado, Las superficies 2, 3, 4, y 6 se consideran simétrica para evitar la reducción de velocidad causada por la fricción entre el fluido y estas caras. En La superficie 5 se configura la presión de salida con un valor de cero. Por último la superficie 7 representa la superficie Alar, Se utiliza una densidad de 1.223 kg/m³ y una viscosidad dinámica de 1.78x10⁻⁵ kg/m-s

Las ecuaciones de conservación de masa (16) y momento (17-19) para flujo estable y laminar son resueltas por el software Fluent [11]:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (16)$$

$$\rho \left(u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \quad (17)$$

$$\rho \left(u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] \quad (18)$$

$$\rho \left(u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right] \quad (19)$$

Para las ecuaciones 16 a 19 se considera que u , v , y w representan las componentes de la velocidad en cada uno de los eje coordenados.

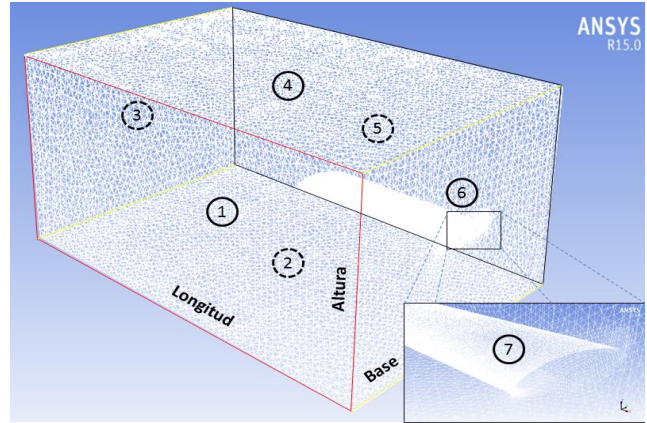


Figura 6.- Mallado del Volumen de Control: 1.- Entrada de Aire, 2.- Superficie Inferior, 3.- Superficie Lateral Izquierda, 4.- Superficie Superior, 5.- Superficie de Presión de Salida, 6.- Superficie Lateral Derecha, 7.- Perfil Aerodinámico.

Se realizaron simulaciones numéricas utilizando la plataforma de CFD (Fluent -ANSYS), de las cuales se determinó la presión que ejerce el aire sobre la superficie alar, considerando el perfil NACA 4412 y Göttingen 436B a diferentes ángulos y velocidades. Los resultados numéricos se observan a partir de la figura 7, en esta figura se muestra una vista isométrica de la distribución de presión estática en la superficie alar del perfil NACA 4412 con un Angulo de ataque de 2° y una velocidad de 150 m/s. La presión en la parte superior del ala disminuye en la parte más alejada de la cuerda de raíz, este resultado corresponde al comportamiento de la figura 5.

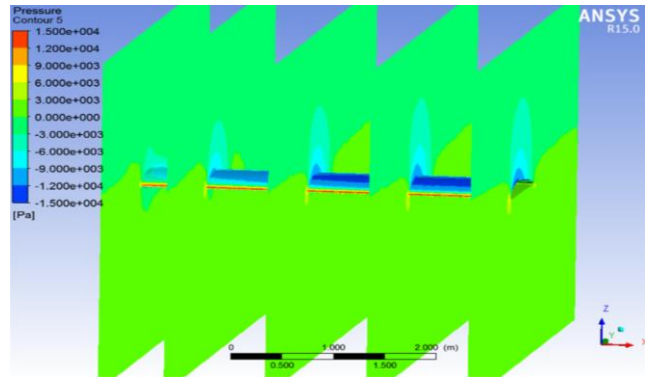


Figura 7.- Distribución de presión estática en la semi-envergadura a 2°. Los resultados de presión estática de los perfiles NACA 4412 y Göttingen 436B para los ángulos de ataque de 2°, 5° y 10° a las velocidades de 50 m/s, 100 m/s y 150 m/s en la ubicación del lado empotrado del ala se muestran en las figuras 8 y 9, el comportamiento encontrado en los diferentes perfiles es similar. La región de mayor presión estática se presenta en el borde del ataque [12].

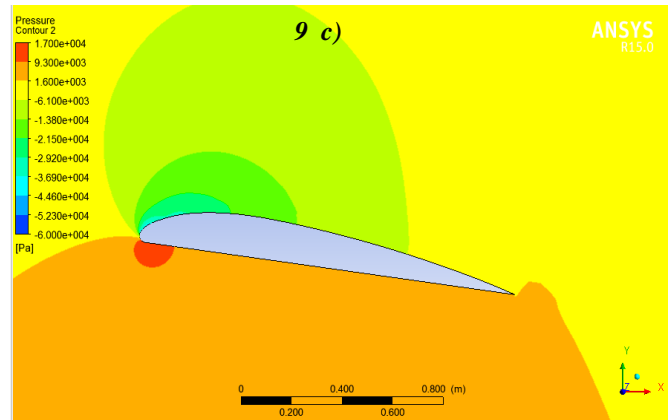
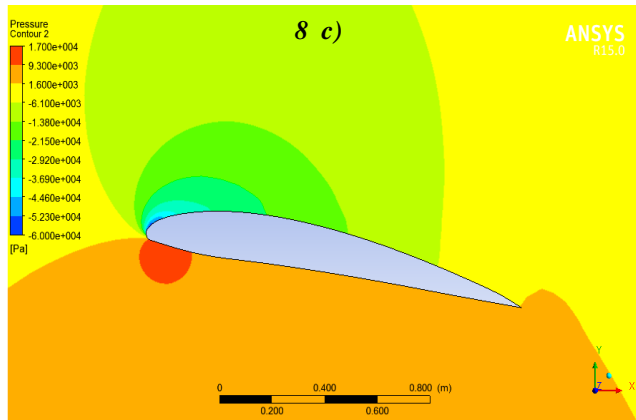
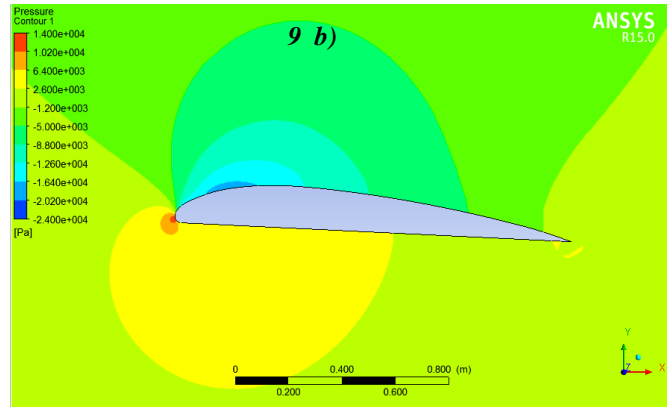
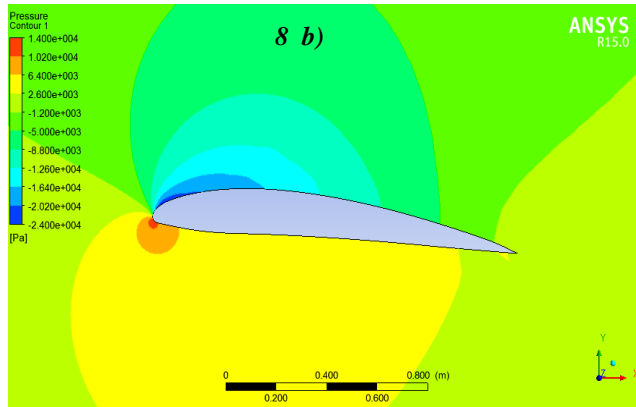
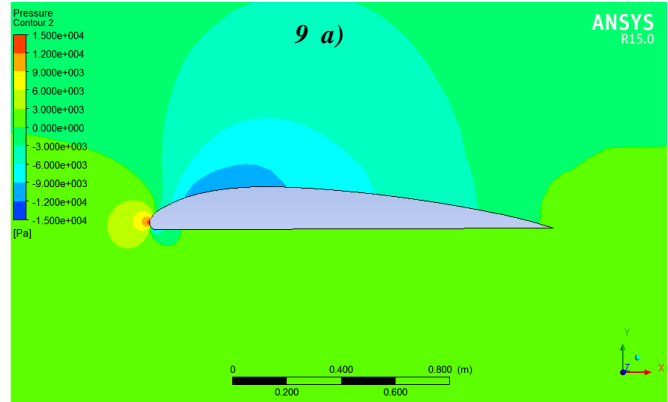
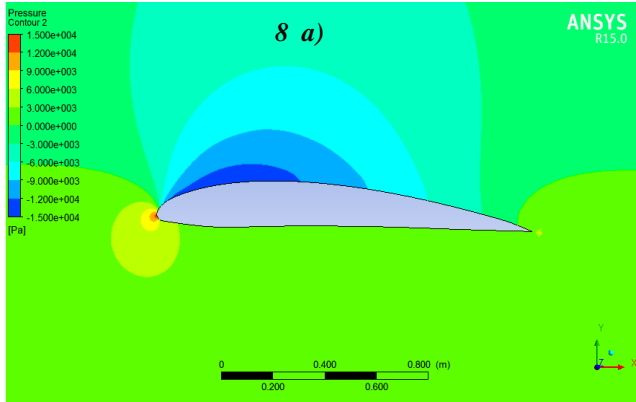


Figura 8.- Distribución de presión sobre perfil NACA 4412 a velocidad de 150 m/s, con ángulos de: a) 2°, b) 5° y c) 10°.

Figura 9.- Distribución de presión sobre perfil Göttingen 436B a velocidades de 150 m/s, con ángulos de: a) 2°, b) 5° y c) 10°.

Las figuras 8 y 9 muestran una región de menor presión negativa en la parte superior del perfil alar, en esta zona la velocidad del fluido es mayor, este comportamiento lo describe la ecuación 13. Se obtuvieron las gráficas de presión estática de cada uno de los perfiles aerodinámicos con diferentes ángulos, estos resultados se muestran en las figuras 10-12.

IV DISCUSIÓN

En base a los resultados obtenidos en las tabla 2, donde se analiza el levantamiento los perfiles aerodinámicos para ángulos de incidencia de 2°, 5° y 10° a velocidades de 50, 100 y 150 m/s, se observa que el perfil NACA 4412 otorga fuerzas de sustentación más elevada que el perfil Göttingen 436B. La grafica del coeficiente de sustentación a lo largo de la longitud del ala mostrada en la figura 5 presenta mejores resultados para el perfil alar NACA 4412 en los diferentes ángulos de incidencia y velocidades analizadas. La distribución de presión estática en cinco secciones a lo largo del ala mostrada en la figura 7 presenta un comportamiento similar a los resultados del coeficiente de sustentación de la figura 5. Las figuras 10, 11 y 12 presentan gráficas de presión estática para los casos analizados en donde: los valores de presión positivos corresponden a la superficie de los intradós del ala, mientras que los valores negativos muestran el comportamiento de presión en los extradós, estos valores se correlacionan con las figura 8 y 9, en donde el perfil NACA presenta mayores valores de presión negativa que representa mejor levantamiento en todos los casos (figura 10, 11 y 12).

V CONCLUSIONES

Dentro de las consideraciones del diseño de cualquier tipo de avión, el análisis y selección del perfil aerodinámico juega un papel importante, ya que es la responsable de generar la sustentación de la aeronave. Esta sustentación depende de que el flujo del aire siga la forma del perfil aerodinámico, por lo que la selección del perfil pasa hacer el primer paso debido a que en base a la geometría del mismo tendremos diferentes comportamientos por parte del fluido (aire) los cuales influyen en su coeficiente de sustentación y arrastre.

Las grandes compañías diseñadores de aviones normalmente crean sus propios perfiles, por su parte para efectos de aviación ultraligera generalmente se trabaja sobre la selección de un perfil el cual cumpla con los parámetros requeridos en base a la misión del mismo. Dentro de esa selección es importante hacer el análisis a diferentes condiciones así como comparaciones entre perfiles hasta obtener el más óptimo para el diseño solicitado.

De los resultados analíticos y numéricos obtenidos de la plataforma CFD, se puede observar como el perfil NACA 4412 muestra mejor rendimiento en cuanto a la distribución y coeficientes de presión que se ejerce en el perfil en las condiciones estudiadas. En base a los resultados de la comparación de los dos perfiles analizados podemos

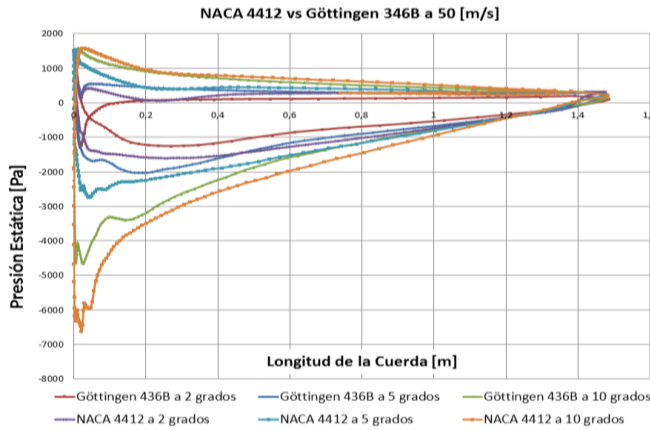


Figura 10.- Distribución de la presión estática del perfil NACA 4412 y Göttingen 436B a 2°, 5° y 10° con una velocidad de 50 m/s.

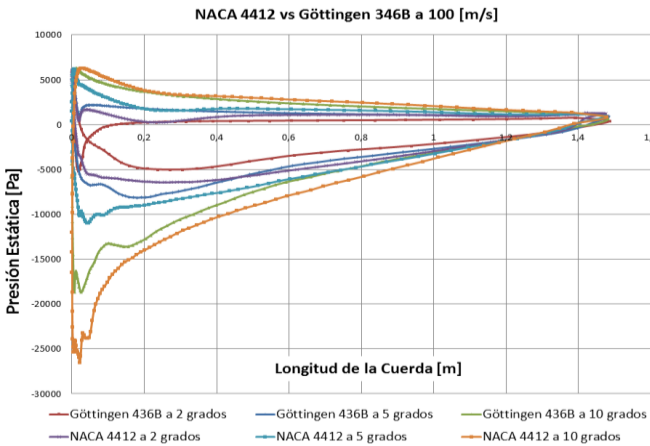


Figura 11.- Distribución de la presión estática del perfil NACA 4412 y Göttingen 436B a 2°, 5° y 10° con una velocidad de 100 m/s.

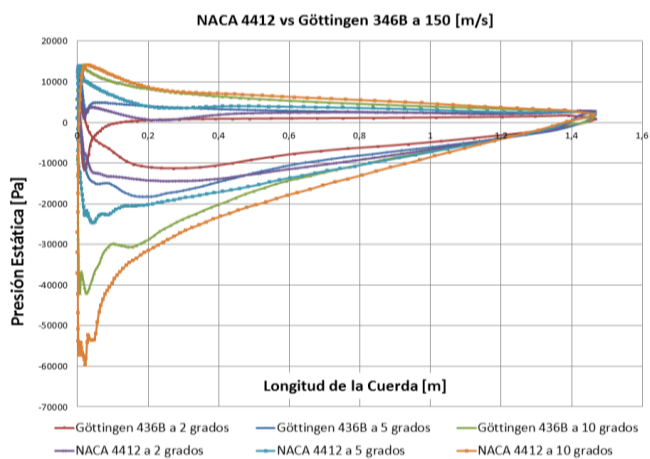


Figura 12.- Distribución de la presión estática del perfil NACA 4412 y Göttingen 436B a 2°, 5° y 10° con una velocidad de 150 m/s.

concluir que el perfil *NACA 4412* es una buena alternativa siempre y cuando se trabaje dentro de los ángulos de incidencia comprendidos entre 2° y 10°.

REFERENCIAS

- [1] G Abbott IH, Von Doenhoff AE. Theory of Wing Sections. ISBN 48660586-8 Dover Publishing, New York, 1959.
- [2] Douvi C. Eleni, Tsavalos I. Athanasios and Margaris P. Evaluation of the turbulence models for the simulations of the flow over a NACA 0012 airfoil. Journal of Mechanical Engineering Research Vol. 4(3), pp. 100-111, March 2012.
- [3] Lucas Fernández Peña Mollá, Marcos Vera Coello. XFLR5 V4.17 Software de Análisis de Perfiles, Planos y Aviones: Estudio y Diseño de un CN-235, Abril 2012.
- [4] Dr. Chuan-Tau Edawrd Lan, Dr. Jan Roskam. "Airplane aerodynamics and performance" DAR corporation, 1440 wakarusa Drive, Suite 500. Lawrence, Kansas 66049. USA 2008.
- [5] E.L Houghton, P.W. Carpenter, Steve H., Daniel T. Valentine "Aerodynamics for engineering Students" 2013. Elsevier Langford Lane, Kindlington, Oxford.
- [6] Mohammad Sadraey, Daniel Webster College. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. ISBN: 978-1-119-95340-1, November 2012.
- [7] Diego Rodrigo Flores Galindo, Alfredo Arias Montaña. Diseño de Perfiles Aerodinámicos. Mayo 2006.
- [8] Tomas Melin, An Aerodynamic and Geometric Comparison Between Parametrized and Point Cloud Airfoils, Fluid and Mechatronic Systems, 2013.
- [9] Workbench User's Guide Release 15.0, ANSYS Inc. Southpointe, November 201.
- [10] T. Sai Kiran Goud, Sai Kumar A, Dr. S Srinivasa Prasad. Analysis of Fluid-Structure Interaction on an Aircraft Wing. International Journal of Engineering and Innovative Technology. March 2014.
- [11] Fluent Inc. Southpointe "Fluent User's guide" Release 15.0, November 2013.
- [12] Bruce Ralphin Rose J, Nonlinear Aerodynamic Force Prediction on an Airplane Wing caused by the Control Deflection. International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering.

Este estudio fue financiado por los autores. Los autores declaran no tener ningún conflicto de interés.

Copyright © 2018 Mauricio Paz González, Oscar Morales Contreras, Antonio Gómez Roa, Juan Paz González, Miriam Apodaca



Este texto está protegido por una licencia [Creative Commons 4.0](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

Usted es libre para Compartir —copiar y redistribuir el material en cualquier medio o formato— y Adaptar el documento —remezclar, transformar y crear a partir del material— para cualquier propósito, incluso para fines comerciales.

Atribución: Usted debe dar crédito a la obra original de manera adecuada, proporcionar un enlace a la licencia, e indicar si se han realizado cambios. Puede hacerlo en cualquier forma razonable, pero no de forma tal que sugiera que tiene el apoyo del licenciante o lo recibe por el uso que hace de la obra.

[Resumen de licencia](#) - [Texto completo de licencia](#)