

SIMULACIÓN DEL FLUJO ALREDEDOR DE UN PERFIL ALAR NACA 4415 CON UN FLAP TIPO GURNEY.

Diego A. Puerto, Omar D. López

Departamento de Ingeniería Mecánica, Facultad de Ingeniería, Universidad de los Andes, Carrera 1 N° 18A - 12, Bogotá, Colombia, d-puerto@uniandes.edu.co, od.lopez20@uniandes.edu.co, <http://mecanica.uniandes.edu.co>

Palabras Clave: Perfil Alar NACA 4415, Coeficientes Aerodinámicos, Estructuras de vorticidad, Flap tipo Gurney, Modelo turbulento, CFD.

Resumen. Modificar geoméricamente perfiles alares, para obtención de variaciones en los coeficientes aerodinámicos característicos de cada perfil, es una herramienta que permite desarrollar mecanismos más simples de mejoramiento de la eficiencia de los mismos. El Flap tipo Gurney es un dispositivo muy simple que sirve para este fin y que es ampliamente utilizado en automóviles de carreras y con un buen potencial para aplicaciones aeronáuticas especialmente a bajo número de Reynolds como por ejemplo en vehículos no tripulados (*Unmanned Aerial Vehicles – UAV*).

En el presente estudio se desarrollaron una serie de simulaciones computacionales utilizando el software ANSYS/FLUENT 12.0, para la determinación de los coeficientes aerodinámicos característicos de un perfil alar NACA 4415, con un Flap tipo Gurney cerca al borde de fuga. Las simulaciones fueron realizadas a un número de Reynolds de 9×10^5 con variación de ángulos de ataque entre -3° y 6° , para estas condiciones de flujo dos parámetros geométricos del Flap fueron estudiados: Su ubicación y su longitud. En el caso de la ubicación, tres diferentes posiciones fueron implementadas sobre lado de presión del perfil: 90%, 95% y 100% de la cuerda, mientras que dos tamaños diferentes de Flaps fueron utilizados: 1% y 1.5% de la cuerda. La efectividad del Flap se cuantificó por el cambio de los coeficientes de sustentación, momento y arrastre respecto al caso base (sin Flap) para diferentes combinaciones de los parámetros de la simulación nombrados anteriormente. Con el uso de un Flap tipo Gurney se observó un incremento de la eficiencia aerodinámica del perfil, a través del aumento de la relación entre sustentación y arrastre. Se consiguió la mejor situación de incrementos con la ubicación del Flap a 100% de la cuerda y con un tamaño de Flap de 1,5%, observando incrementos en los coeficientes de sustentación entre 37% y 43%, de momento entre 8% y 10%, y de arrastre entre 0.1% y 1.4%, para ángulos de -3° y 6° respectivamente. Además de los efectos del Flap en el desempeño aerodinámico del perfil, también se analizaron los efectos del Flap en flujo alrededor del perfil en especial en las estructuras de vorticidad formadas en la proximidad del Flap.

1 INTRODUCCIÓN

En la actualidad los perfiles alares son superficies generadoras de sustentación, ampliamente utilizados en diferentes áreas de la ingeniería, como por ejemplo en aeronaves tripuladas y no tripuladas *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), producción de energía eólica, automovilismo, entre muchas otras aplicaciones en las cuales estos elementos cumplen una función determinante. Para el desarrollo de estas actividades es necesario poder tener una referencia del comportamiento aerodinámico de diferentes perfiles alares que actualmente se encuentran disponibles en el mundo, para tal efecto, se utilizan diferentes medios, como túneles de viento y herramientas computacionales o *Computational fluid dynamics* (CFD). Una de las aplicaciones de especial interés para este proyecto es el uso de perfiles alares en el desarrollo de aeronaves no tripuladas UAV, que son utilizadas en la actualidad para desempeñar múltiples labores debido a que son económicas y evitan los riesgos de pérdidas humanas en vuelos de inspección u otro tipo de funciones. Por este motivo se requiere caracterizar el comportamiento aerodinámico de algunos perfiles utilizados comúnmente en este tipo de aeronaves a números de Reynolds más bajos que los comúnmente utilizados en vehículos tripulados. También es necesario poder analizar el comportamiento de estos perfiles al realizar aditamentos sobre los mismos, como lo son alerones, deflectores, Flaps (Lee et al., 2009), chorros sintéticos entre otros.

Los vehículos aéreos no tripulados están siendo desarrollados para mantener niveles de vuelo controlados y sostenidos, propulsados por motores de reacción y siguiendo comandos de control en tierra o auto programaciones previas al vuelo. La variedad de formas, tamaños y características de los diseños presentan innumerables configuraciones de fuselajes con diferentes tipos de perfiles alares. Las aplicaciones de este tipo de aeronaves se encuentran enmarcadas en desarrollo de actividades militares, reconocimiento de áreas, lucha contra incendios o seguridad civil, entre muchas otras posibles aplicaciones.

Para el caso de reconocimiento militar, se desarrolló un UAV llamado “Dragon Eye” (Defense Update., 2010). Esta pequeña aeronave no tripulada está diseñada para ser transportada de manera sencilla, con un peso no mayor a 5 libras y longitud de alas de 1.14 metros. Dentro de los estudios que se realizan actualmente de perfiles utilizados para este tipo de Dragon Eye, se encuentra el perfil NACA 4415, con modificaciones geométricas para la implementación de actuadores de jet sintético (López et al. 2008).

En el presente trabajo de investigación se analiza el desempeño aerodinámico de un perfil NACA 4415 (Abbott et al., 1949), comúnmente utilizado en este tipo de aeronaves, con el fin de establecer mejoras en los coeficientes aerodinámicos a través de la implementación de un Flap tipo Gurney. El objetivo principal es simular el flujo sobre el perfil a través de CFD, para analizar el comportamiento del mismo, con y sin implementación de un Flap. Se realizaron simulaciones del flujo por medio del modelo turbulento *Spalart-Allmaras* (SA) (Spalart et al., 1992), con ANSYS FLUENT 12.0, para la determinación de los coeficientes aerodinámicos característicos, con un flap sobre el lado de presión del perfil en posiciones de 0.9C, 0.95C y 1C, con variación de ángulos de ataque de -3° , 0° , 3° , 6° y variaciones de tamaño del Flap de 0.01C y 0.015C.

El presente artículo inicia con la descripción del modelo turbulento SA, conjunto con información de la geometría del perfil y generación del enmallado, seguido por las condiciones de la simulación. Para finalizar, se muestran los diferentes resultados cualitativos y cuantitativos, seguidos por las conclusiones obtenidas.

2 MODELO TURBULENTO

En la simulación de perfiles alares, se requieren ciertas condiciones de entrada y salida, como también condiciones de flujo, para poder determinar el comportamiento aerodinámico del perfil. Adicionalmente al establecimiento de dichas variables es necesario también definir la geometría del perfil, en donde se requiere establecer conforme a las variables de simulación, los parámetros de capa límite turbulenta que se presentarían en la simulación, con el fin de tener una buena definición del problema.

SA es un modelo turbulento tipo *Reynolds Averaged Navier-Stokes* (RANS) relativamente simple que resuelve una ecuación diferencial parcial para una variable de transporte parecida a la viscosidad cinemática turbulenta (ver ecuación 1). A su vez este tipo de modelo está diseñado específicamente para aplicaciones aeroespaciales y de flujo externo a alto número de Reynolds y tiene buenos resultados para capas límite sujetas a gradientes de presión adversos (ANSYS FLUENT 12.0., 2009).

Este modelo tiene como requisito una buena definición de las zonas viscosas de la capa límite turbulenta, para la obtención de mejores resultados. Sin embargo, en ANSYS/FLUENT Versión 12.0, herramienta computacional utilizada en el presente estudio, el modelo es implementado para condiciones de enmallado grueso, haciéndolo una buena opción para simulaciones de moderado número de Reynolds en las cuales el costo computacional de resolver la capa límite turbulenta es alto. Los gradientes cerca de la superficie del perfil, de la variable de transporte, son más pequeños que en los modelos de dos ecuaciones como el k- ϵ o el k- ω . Esto hace que el modelo sea menos sensible a error numérico cuando enmallados no finos son usados cerca de las paredes del perfil.

La variable de transporte en el modelo Spalart-Allmaras, ν , es idéntica a la de viscosidad cinemática turbulenta excepto en la zona cerca de las paredes donde se presenta una zona afectada por la viscosidad (ANSYS FLUENT 12.0., 2009). La relación entre esta variable de transporte y la viscosidad turbulenta esta dada por la ecuación (2).

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\nu) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\nu u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho\nu) \frac{\partial \nu}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \nu}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu. \quad (1)$$

$$\mu_t = \frac{\nu^4}{\nu^3 + 357.91}. \quad (2)$$

En la ecuación (1), G_ν es la producción de viscosidad turbulenta (ANSYS FLUENT 12.0., 2009), Y_ν es la destrucción de viscosidad turbulenta (ANSYS FLUENT 12.0., 2009) que ocurre cerca a la superficie del perfil debido a un bloqueo de la pared y amortiguamiento viscoso. La producción y destrucción de viscosidad turbulenta, están descritas por las ecuaciones (3) y (4).

$$G_\nu = C_{b1} \rho \nu \left(\sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} + \frac{\nu}{k^2 d^2} \left(1 - \frac{\nu^4 + 357.91\nu}{\nu^4 + \nu^3 + 357.91} \right) \right). \quad (3)$$

$$Y_\nu = C_{w1} \rho f_w \left(\frac{\nu}{d} \right)^2. \quad (4)$$

En la producción de viscosidad turbulenta, la constante C_{b1} tiene un valor de 0.1355 (ANSYS FLUENT 12.0., 2009). En la destrucción de viscosidad turbulenta, la constante C_{w1} tiene un valor de 3.2059 (ANSYS FLUENT 12.0., 2009). La función f_w esta descrita

por la ecuación (5), que esta relacionada a su vez con las ecuaciones (6) y (7), en donde las constantes C_{w3} y C_{w2} tienen valores de 2 y 0.3 respectivamente (ANSYS FLUENT 12.0., 2009). La variable d en la producción y destrucción de viscosidad turbulenta, es la distancia desde la superficie del perfil al punto de calculo del enmallado y Ω_{ij} es la tasa de rotación media del tensor de deformación. A su vez, k es la constante de Karman y tiene un valor de 0.4187 (ANSYS FLUENT 12.0., 2009).

$$f_w = g \left(\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right)^{1/6} \quad (5)$$

$$g = r + C_{w2}(r^6 - r). \quad (6)$$

$$r = \frac{\tilde{v}}{\left(k^2 d^2 \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} + \tilde{v} \left(\frac{\tilde{v}^3 - 357.91\tilde{v} - 357.91}{\tilde{v}^4 + \tilde{v}^3 + 357.91} \right) \right)} \quad (7)$$

3 GEOMETRÍA Y GENERACIÓN DEL ENMALLADO

Como se sabe para el perfil alar NACA 4415, la localización de máxima curvatura está dada en $0.4C$, con máxima curvatura de $0.04C$ y espesor máximo de $0.15C$ (Abbott et al., 1949). Para la generación del perfil alar NACA 4415 se realizó la obtención de las coordenadas de abscisa y ordenada (97 datos) (Eastman et al., 1933), para poder organizar las mismas en un archivo de texto para poder ser leído en el preprocesador de ANSYS (Design Modeller), con el fin de distribuir los puntos en las coordenadas x , y , además de realizar una distribución de los puntos según la superficie superior e inferior del perfil, conjunto con una distribución del total de datos. La generación de los perfiles alares con la implementación del Flap tipo Gurney sobre el lado de presión del perfil y en localización de 90%, 95% y 100% de la cuerda, se realizan de manera similar a la generación del perfil alar sin adición del Flap. En el archivo de texto las coordenadas del perfil alar NACA 4415 no cambian, lo único que se modifica es la adición de unas coordenadas de mas para la generación del Flap. Las dimensiones del Flap son de 1% y 1.5% del valor de la cuerda y el espesor del Gurney Flap para todas las simulaciones y todos los perfiles generados, se tomo como una aleta de calibre 0.001% del valor de la cuerda.

Para poder generar el enmallado en O del perfil alar, es necesaria la creación de una zona de flujo alrededor del mismo. El primer paso es la inserción de las coordenadas del perfil alar en el preprocesador de ANSYS. Una vez se tiene este perfil generado, se crea una circunferencia alrededor del mismo con un diámetro 20 veces la cuerda. Con la creación de esta zona que rodea las superficies del perfil, se establece una serie de divisiones dentro de este círculo, haciendo que el perfil se encuentre rodeado por 4 cuadrantes (Figura 1). Este tipo de divisiones permite un mejor control en el crecimiento de la malla en la dirección normal al perfil y satisface la condición de distancia para el primer elemento.

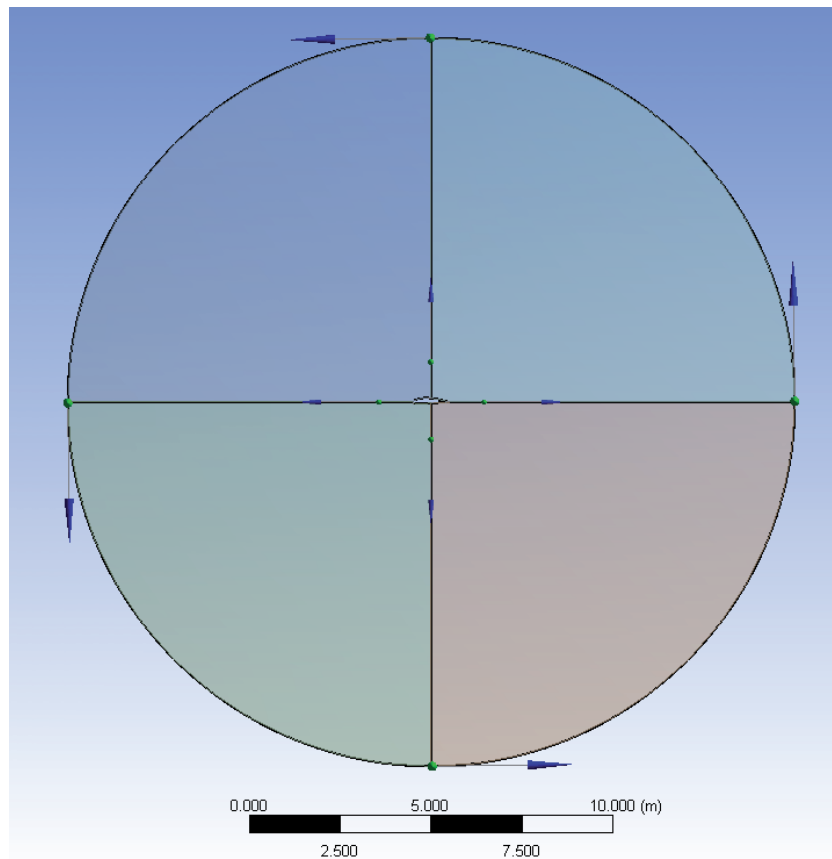


Figura 1: Zona previa al enmallado para un perfil alar NACA 4415.

Para la realización del proceso de enmallado se tienen que tener en cuenta varios parámetros que influyen en la homogeneidad del mismo, como también de la distribución de nodos y distancias entre los mismos. Es por esta razón que para poder tener un enmallado que produzca buenas aproximaciones al momento de realizar las simulaciones, se requiere conocer el valor de distancia entre la superficie del perfil y los primeros nodos que describen la capa límite turbulenta.

Y^+ , que es una variable adimensional característica de una capa límite turbulenta que describe la cantidad de espacio necesario entre la superficie del perfil y los primeros elementos perpendiculares a la misma. Para un valor de Y^+ de aproximadamente 5, se estima que la distancia apropiada para un número de Reynolds de 9×10^5 , es de $0.00014C$ (NASA., 2010). Estos cálculos están basados en el modelo teórico de flujo turbulento sobre una placa plana (Bertin., 2002), que es una aproximación aceptable para el tipo de geometría que se tiene a bajo ángulo de ataque.

Este tipo de dimensionamiento de los nodos alrededor del perfil alar, se realizó con el fin de observar el comportamiento de la capa límite para el caso en el cual el perfil no tiene la adición del Flap, con el fin de determinar el comportamiento aerodinámico del mismo y poder tener una buena aproximación de los resultados para ser comparados con resultados experimentales en túneles de viento. Para los casos en los cuales se realizó la implementación del Flap, no se consideró el estudio del comportamiento de la capa límite, debido a la complejidad de realizar un enmallado mapeado, para este tipo de perfiles alares con modificaciones fijas como un Flap tipo Gurney. La razón por la cual se realizó un enmallado libre en el cuadrante inferior derecho (cuadrante en donde se encuentra ubicado el Flap), es que al intentar realizar un enmallado simétrico o en cuadriláteros, se generan errores de

geometría o puntos en los cuales el cambio de sección es tan abrupto que el enmallador no logra realizar un enmallado simétrico.

Para la malla sin la implementación del Flap tipo Gurney, se obtuvieron 20000 celdas, con 41000 caras y 20604 nodos. A su vez, el enmallado del perfil modificado con un Flap tipo Gurney generó un promedio entre simulaciones de 39956 celdas, 81504 caras y 41052 nodos. Se observa una diferencia entre los enmallados del perfil con y sin modificación geométrica (Figura 2) a consecuencia de una zona de enmallado libre desarrollada alrededor del Flap.

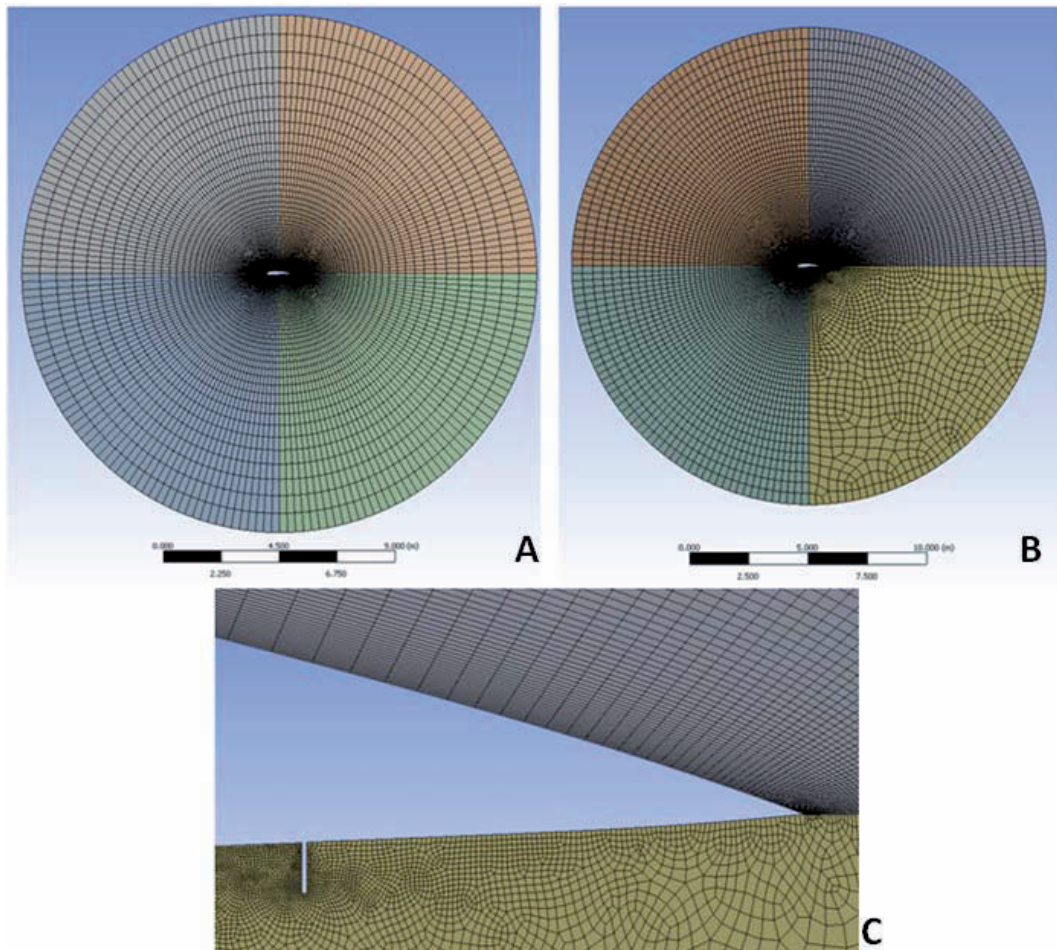


Figura 2: A) Zona enmallada sin implementación de un Flap tipo Gurney. B) Zona enmallada con implementación de un Flap tipo Gurney. C) Detalle del enmallado cerca a la localización del Flap.

4 CONDICIONES DE LA SIMULACIÓN

La principal condición de flujo constituida para el desarrollo del proyecto, es un valor de número de Reynolds fijo en 9×10^5 , número adimensional que describe la relación entre las fuerzas de inercia y las fuerzas viscosas del fluido. Las condiciones del fluido (Aire) bajo las cuales se realiza el presente estudio están enmarcadas en unas condiciones ideales (1 atm & Temperatura de 20°C), las cuales son una densidad de 1.20 kg/m^3 y una viscosidad cinemática de $1.50 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$, valores que se tienen en cuenta para poder determinar una velocidad de flujo sobre el perfil de 13.59 m/s .

Este valor de velocidad indica que se trata de un flujo subsónico e incompresible, de aproximadamente 0.039 Mach , en donde los efectos de la densidad son despreciables, ocasionando que la ecuación de conservación de energía no sea incluida en el método numérico a utilizar.

La definición de las condiciones de frontera (Figura 3) es requerida para el condicionamiento de las diferentes zonas que componen el flujo alrededor del perfil. Para la definición de la velocidad de entrada (Inlet), se determinan la magnitud y componente de la velocidad de ataque X y Y (Tabla 1), en donde el marco de referencia que se usa es absoluto.

Ángulo de Ataque	Magnitud de las componentes de velocidad	
	X	Y
-3	0.125	-0.090
0	0.400	-0.085
3	0.700	-0.080
6	1.000	-0.075

Tabla 1: Magnitud de las componentes de velocidad según ángulo de ataque simulado.

Para esta velocidad de entrada, se establece una presión de operación de 101,325 Pa y un valor constante de razón de viscosidad turbulenta de 10. Finalmente, para el flujo de salida (Outflow), solo se consideran condiciones de operación de presión de 101,325 Pa.

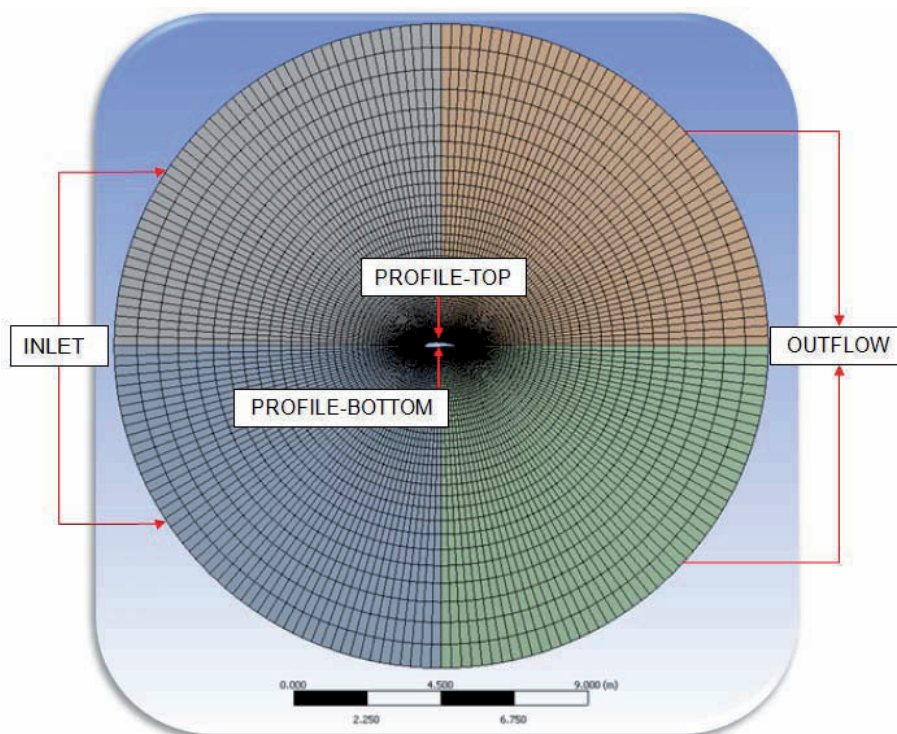


Figura 3: Condiciones de frontera.

Dentro de las superficies nombradas en el pre proceso de generación del enmallado, se establecieron dos superficies nombradas como perfil superior e inferior (PROFILE-TOP & PROFILE-BOTTOM). Las condiciones de frontera en estas superficies son establecidas como paredes fijas (Stationary Wall).

En cuanto a la configuración de la plataforma de simulación, el método de solución de las ecuaciones de *Navier-Stokes* utilizado es *Pressure Based*, establecido para flujos incompresibles a baja velocidad y se asume condición de vuelo en estado estacionario. A su vez, se utilizó la opción 2D del software y configuración planar. El método de solución *Pressure Velocity Coupling* fue configurado en el esquema PISO (Versteeg et al., 2007), con corrección de oblicuidad de 0 y corrección de celda vecina de 1, ya que este método posee dos

correcciones más que las realizadas en los métodos de SIMPLE y SIMPLEC. La corrección de oblicuidad está establecida en cero debido a que está diseñada para enmallados con algún grado de distorsión, y en algunos casos se usa para reducir las dificultades de convergencia asociadas con enmallados altamente desordenados. La corrección de celda vecina (Corrección de momento) está establecida en un valor de 1 para reducir el número de iteraciones. El mecanismo de corrección genera iteraciones de mayor amplitud en tiempo pero en menor número, para obtener una solución aproximada. La discretización espacial se configuró como *Green-Gauss Node Based*, junto con una discretización de la ecuación de corrección de presión tipo *PREssure STaggering Option* (PRESTO). También se activó la opción *Second Order Upwind* para la discretización del término convectivo y viscosidad turbulenta modificada, reduciendo los errores de discretización a un 25% (ANSYS FLUENT 12.0., 2009).

Finalmente, para poder correr la simulación se estableció un número de 2000 iteraciones como valor base. Los criterios de convergencia utilizados para el caso del perfil sin modificación geométrica son continuidad, velocidad en X, velocidad en Y y viscosidad turbulenta, con un valor de 1×10^{-6} para cada uno de estos. A su vez, para el perfil modificado se redujeron los criterios de convergencia a 1×10^{-5} debido a la complejidad de la simulación. Se obtuvieron aproximadamente 1000 y 1300 iteraciones, para el perfil sin modificación geométrica y para el perfil con implementación del Flap, respectivamente. El número total de simulaciones fue de 25, para todas las combinaciones posibles de ángulo de ataque, tamaño y ubicación del Flap.

5 RESULTADOS NUMÉRICOS

5.1 Resultados cualitativos

Además de obtener resultados numéricos que describan el desempeño del perfil alar NACA 4415, se introduce un análisis cualitativo del comportamiento del mismo a través del análisis de la vorticidad (Storms et al., 1994) y de las líneas de flujo cerca al Flap. Este análisis cualitativo del comportamiento del flujo alrededor del perfil resulta en un complemento de los resultados numéricos obtenidos, relacionando la manera como el fluido actúa en diferentes zonas y la respuesta numérica obtenida a través de estos comportamientos. La vorticidad en cuanto a magnitud, es analizada para determinar su correspondiente influencia sobre los cambios en los coeficientes aerodinámicos del perfil alar cuando se genera la implementación de un Flap tipo Gurney. Según estas magnitudes de vorticidad y ángulo de ataque en el cual se generan, además de un estudio en paralelo para diferentes tamaños de Flap, se interpreta la magnitud y tendencia numérica de los incrementos de los coeficientes.

Se observa un comportamiento particular para cada lugar de implementación del Flap, en donde a mayor tamaño del mismo para cada posición, la magnitud de la vorticidad se incrementa con una tendencia a cambiar la topología de las estructuras de vorticidad.

Para una localización de 90% y diferencias en la altura de Flap (Figura 4), se observan cambios en la geometría de la vorticidad, pero con cambios de magnitud muy pequeños. A su vez se observa que a mayor ángulo de ataque se producen incrementos de vorticidad, en cada caso.

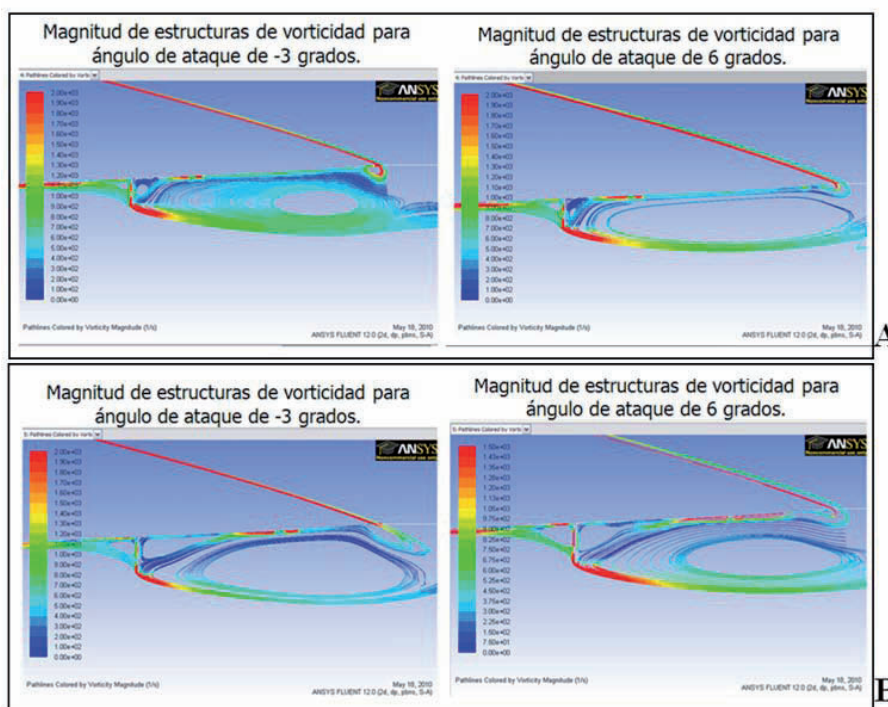


Figura 4: A) Magnitud de vorticidad para Flap de 0.01C. B) Magnitud de vorticidad para Flap de 0.015C.

En localización al 95% (Figura 5), se observan incrementos de mayor magnitud que cuando se localiza a 90%. El comportamiento de estas estructuras es similar en magnitud pero con cambios de topología pequeños, conforme se incrementa el tamaño del Flap y el ángulo de ataque.

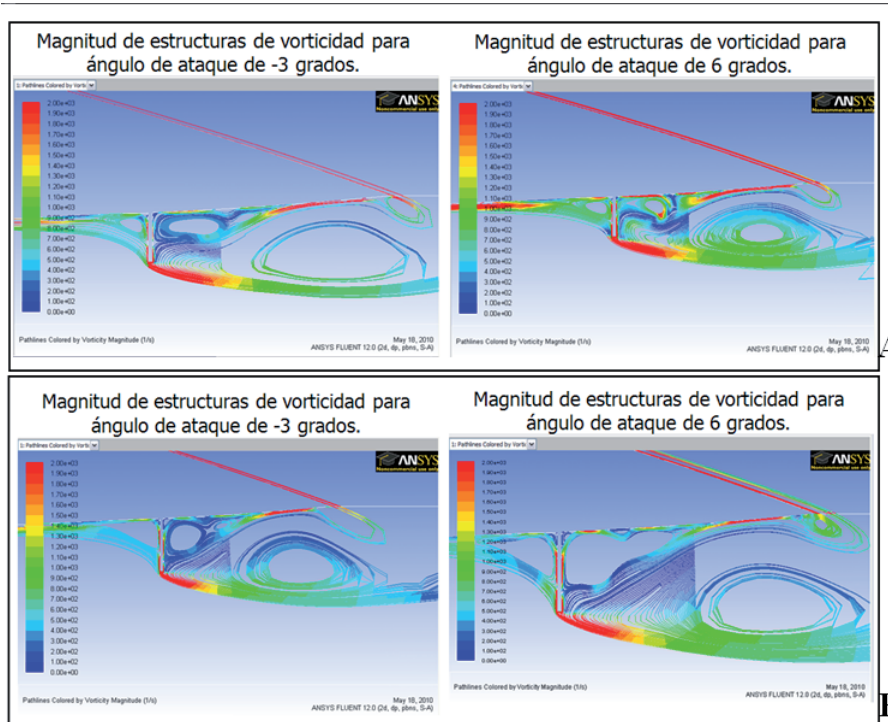


Figura 5: A) Magnitud de vorticidad para Flap de 0.01C. B) Magnitud de vorticidad para Flap de 0.015C.

Finalmente para una localización al 100% (Figura 6), se observan mayores incrementos de la magnitud de la vorticidad que a 95% y 90 %. Se mantiene el comportamiento en el cambio topológico de las estructuras, con incrementos muy pequeños de la magnitud de estas. Se confirma también que a mayor ángulo de ataque y tamaño de Flap, el comportamiento en magnitud tiende a incrementarse.

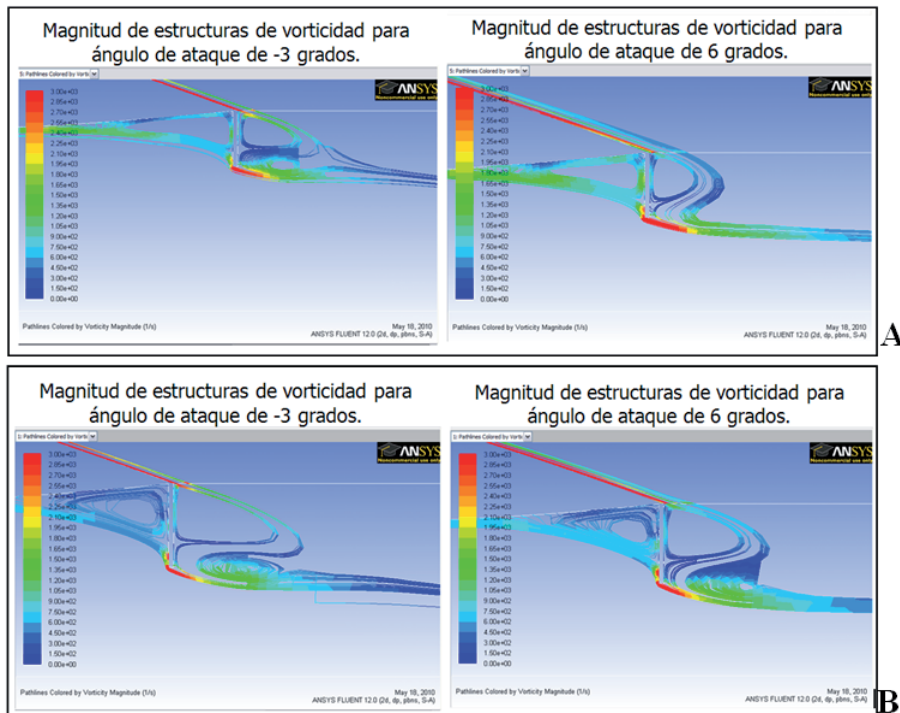


Figura 6: A) Magnitud de vorticidad para Flap de 0.01C. B) Magnitud de vorticidad para Flap de 0.015C.

Se relaciona entonces una alta magnitud de vorticidad y grandes tamaños de estructuras, con un incremento de los coeficientes aerodinámicos, explicando el porqué se producen velocidades muy bajas y presiones de vacío muy altas en estas zonas donde se generan los vórtices.

Las líneas de corriente no únicamente permiten observar el comportamiento del flujo libre alrededor del perfil pero también permiten evidenciar la formación de estructuras de vorticidad cerca de la localización del Flap. Estas estructuras de vorticidad generadas poseen una serie de características geométricas únicas para cada tipo de simulación realizada, generando tendencias de localización además de tendencias de magnitud según sea el ángulo de ataque utilizado. Estas estructuras evidenciadas se dividen en tres partes, porque para cada tipo de Flap implementado la generación de estructuras es diferente. Para el primer caso de un Flap tipo Gurney implementado al 90% de la cuerda, se observa la generación de 4 estructuras de vorticidad cerca del punto de fuga del perfil además de ser observados en el lado de presión del perfil (Figura 7). Estas 4 estructuras poseen localizaciones diferentes y geometrías diferentes. Para el caso de localización de 95% de la cuerda se generan 4 estructuras de vorticidad similares a las producidas en el caso anterior pero con diferente tamaño y localización (Figura 8). Para el último caso en el cual se ubica el Flap a 100% de la cuerda, se generan 3 estructuras de vorticidad localizadas cerca al Flap (Figura 9).

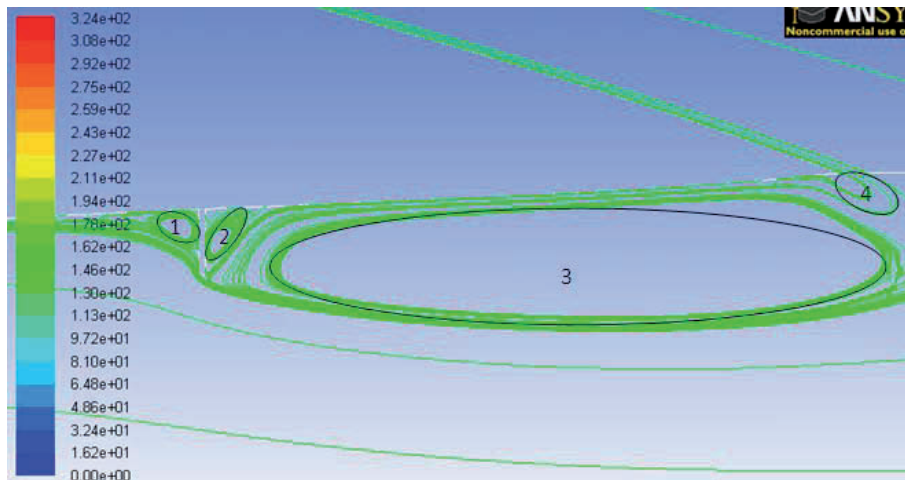


Figura 7: Estructuras de vorticidad generadas para la implementación de un Flap tipo Gurney a 90% de la cuerda.

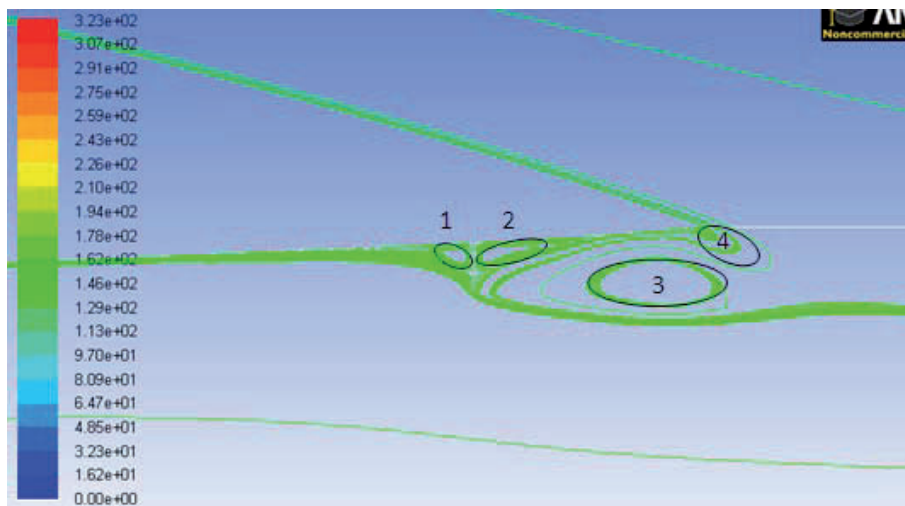


Figura 8: Estructuras de vorticidad generadas para la implementación de un Flap tipo Gurney a 95% de la cuerda.

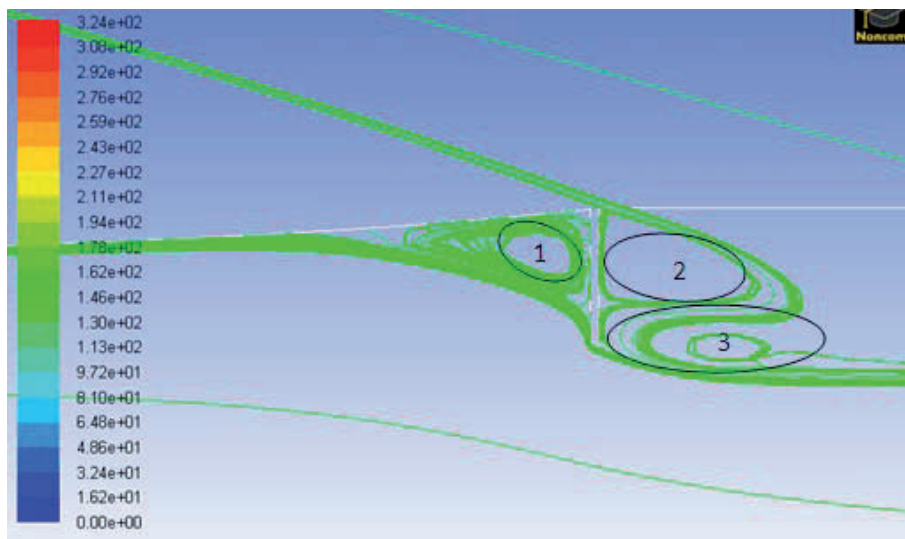


Figura 9: Estructuras de vorticidad generadas para la implementación de un Flap tipo Gurney a 100% de la cuerda.

Para cada uno de los casos enunciados se presentan estructuras de vorticidad con formas no regulares, en donde la mejor aproximación escogida para referenciar las mismas es a través de un ovalo con longitud (L) y altura (H). Debido a que la localización de los vórtices 1, 2 y 4, no cambia con respecto al Flap, solo se tiene en cuenta la distancia del vórtice 3 respecto al Flap, ya que es el único que presenta cambios observables. A su vez solo se observó el comportamiento de cambio geométrico de los vórtices para ángulos de -3 y 6 grados, debido a que se presentan demasiados casos y para los grados intermedios la tendencia de diferencia de tamaños se mantiene. En el caso de la localización del Flap a 100%, con 3 estructuras de vorticidad generadas, se observa que no se presentan diferencias de posición pero sí cambios de tamaño en los vórtices.

Para analizar los cambios, se observaron los comportamientos geométricos en los diferentes vórtices generados. Para el caso de el uso del Flap al 90% de la cuerda, en el vórtice 1 se observa una tendencia a incrementar la altura y reducir la longitud del ovalo, cuando se incrementa el ángulo de ataque, esto para los dos tamaños de Flap. Para el vórtice 2 se observa un comportamiento similar al caso 1, con incrementos de la altura del ovalo y reducción en la longitud del mismo. En el caso del vórtice 3 se presenta un cambio en tendencia, ya que se reducen las longitudes y alturas del vórtice. Finalmente el vórtice 4 presenta reducciones de longitud pero incrementos de altura.

Para el caso del Flap al 95% de la cuerda, en el vórtice 1 se observa una tendencia a incrementar la altura y reducir la longitud del ovalo, cuando se incrementa el ángulo de ataque, esto para los dos tamaños de Flap. Para el vórtice 2 se observa un comportamiento similar al caso 1, con incrementos de la altura del ovalo y reducción en la longitud del mismo. En el caso del vórtice 3 se presenta un cambio en tendencia, ya que se reducen las longitudes y alturas del vórtice. Por último, el vórtice 4 presenta reducciones de longitud pero incrementos de altura.

Finalmente para el caso de el uso del Flap al 100% de la cuerda, en el vórtice 1 se observa una tendencia a incrementar la altura y reducir la longitud del ovalo, cuando se incrementa el ángulo de ataque, esto para los dos tamaños de Flap. Para el vórtice 2 se observa un comportamiento similar al caso 1, con incrementos de la altura del ovalo y reducción en la longitud del mismo. Por último, en el caso del vórtice 3 se presenta un cambio en tendencia, ya que se incrementan las longitudes y las alturas se reducen.

5.2 Resultados cuantitativos

Los resultados cuantitativos están relacionados con los coeficientes aerodinámicos obtenidos de las simulaciones, así como también el comportamiento del coeficiente de presión bajo diferentes condiciones de solución. Además de la presentación numérica del comportamiento del perfil alar se muestra un análisis de las variaciones entre condiciones de operación y condiciones de modificación geométrica del perfil, mostrando el comportamiento de la implementación del Flap tipo Gurney en una zona cercana al punto de fuga.

Los resultados obtenidos de las simulaciones (Tabla 3) para una primera evaluación y validación del proceso de solución muestran una cercanía en magnitud y tendencia con respecto a los valores de los coeficientes aerodinámicos teóricos (Abbott et al., 1949) (Tabla 2), para un perfil alar NACA 4415 sin implementación de un Flap tipo Gurney. Según observaciones realizadas, se logra evidenciar que el proceso de simulación se acerca bastante a procedimientos de solución experimentales bajo condiciones de flujo similares.

Los datos teóricos tomados como referencia son calculados con base a un número de Reynolds de 3×10^6 , además de un cálculo del coeficiente de momento referenciado a un cuarto de la cuerda ($C/4$). Las variaciones en magnitud de los coeficientes aerodinámicos, comparando los números de Reynolds utilizados, puede ser una de las razones en la diferencia

de magnitudes, ya que los datos de referencia se encuentran a una diferencia de Reynolds de 2.1×10^6 con respecto al valor del número de Reynolds usado en la simulación. También se asocian estas diferencias con una mala predicción de la capa límite por el modelo SA. Adicionalmente, se observa un fenómeno de difusión numérica (ANSYS FLUENT., 2006), el cual causa efectos más considerables cuando la difusión real es pequeña, como el caso del coeficiente de arrastre. Estos incrementos en la difusión surgen de errores que son consecuencia de la representación de las ecuaciones de flujo en forma discreta (ANSYS FLUENT., 2006). En general, se puede considerar que respecto a C_L y C_M los resultados obtenidos son aceptables por lo cual se hará énfasis en estas dos variables aerodinámicas.

Ángulo de Ataque	Coeficientes Aerodinámicos		
	C_L	C_M	C_D
-3	0.125	-0.090	0.0077
0	0.400	-0.085	0.0075
3	0.700	-0.080	0.0075
6	1.000	-0.075	0.0080

Tabla 2: Coeficientes aerodinámicos teóricos de un perfil alar NACA 4415.

Los valores de referencia de coeficientes aerodinámicos sobre los cuales se realizó el análisis de la variación en magnitud y tendencia, con respecto a los obtenidos con la implementación del Flap tipo Gurney, fueron los resultados obtenidos de las simulaciones del perfil alar sin implementación del Flap.

Se observan incrementos porcentuales absolutos (Tabla 4) a medida que se localiza el Flap más cerca del punto de fuga del perfil, conjunto con un incremento de los coeficientes debido al incremento en la altura del Flap, presentando la mejor situación de utilización con un Flap de $0.015C$ y localización al 100% de la cuerda. A su vez, el aumento del ángulo de ataque también genera un incremento de estos coeficientes. A su vez se realizó un análisis de las variaciones entre dimensiones de altura de Flap y su correspondiente influencia en el comportamiento aerodinámico del perfil.

Ángulo de Ataque	Coeficientes Aerodinámicos		
	C_L	C_M	C_D
-3	0.148	-0.087	0.0098
0	0.398	-0.084	0.0118
3	0.641	-0.080	0.0190
6	0.852	-0.075	0.0335

Tabla 3: Coeficientes aerodinámicos obtenidos de las simulaciones sin implementar un Flap tipo Gurney.

Se presentan cambios sustanciales de sustentación (Figura 10), momento (Figura 11) y arrastre (Figura 12) en el perfil alar conforme se implementa la utilización de un Flap tipo Gurney cerca al punto de fuga del perfil sobre el lado de presión del mismo.

Estos cambios muestran que a mayor porcentaje de localización del mismo, conjunto con un tamaño más grande en altura del Flap, se presentan cambios más notables de los coeficientes C_L (Figura 13), C_M (Figura 14) y C_D (Figura 15).

Flap de 0.01C @ 0.9C			Flap de 0.015C @ 0.9C		
Ángulo de Ataque	C_L	C_M	Ángulo de Ataque	C_L	C_M
-3	22.91	4.18	-3	33.57	6.05
0	24.66	4.48	0	35.29	6.54
3	25.27	4.51	3	35.91	6.77
6	26.9	5.25	6	36.77	6.81
Flap de 0.01C @ 0.95C			Flap de 0.015C @ 0.95C		
Ángulo de Ataque	C_L	C_M	Ángulo de Ataque	C_L	C_M
-3	27.58	5.77	-3	37.33	7.48
0	31.04	6.34	0	40.89	8.07
3	33.62	6.80	3	42.98	8.62
6	35.13	6.98	6	43.59	8.89
Flap de 0.01C @ 1C			Flap de 0.015C @ 1C		
Ángulo de Ataque	C_L	C_M	Ángulo de Ataque	C_L	C_M
-3	28.20	6.17	-3	37.81	8.21
0	31.35	6.89	0	41.30	9.04
3	34.27	7.34	3	43.91	9.57
6	35.43	7.57	6	43.92	9.87

Tabla 4: Incrementos absolutos porcentuales de los coeficientes de sustentación y momento con respecto a las simulaciones realizadas sin implementación del Flap, para las diferentes posiciones y tamaños de Flap utilizados.

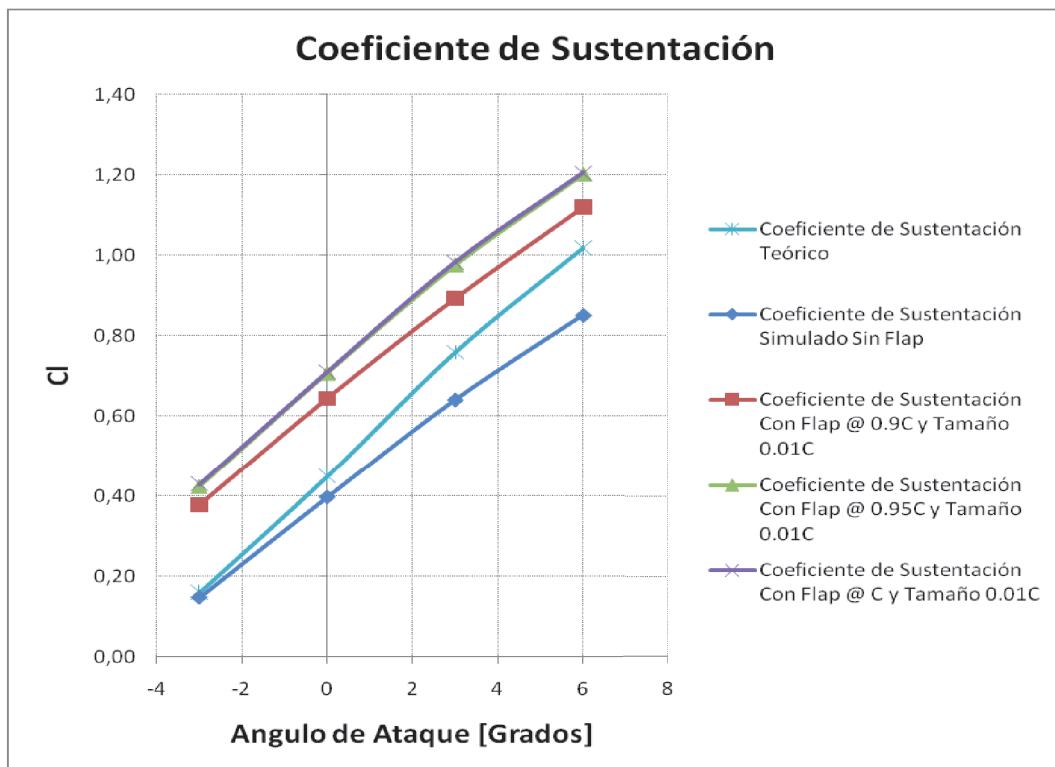


Figura 10: Resultados del comportamiento del coeficiente de sustentación para Flap de 0.01C.

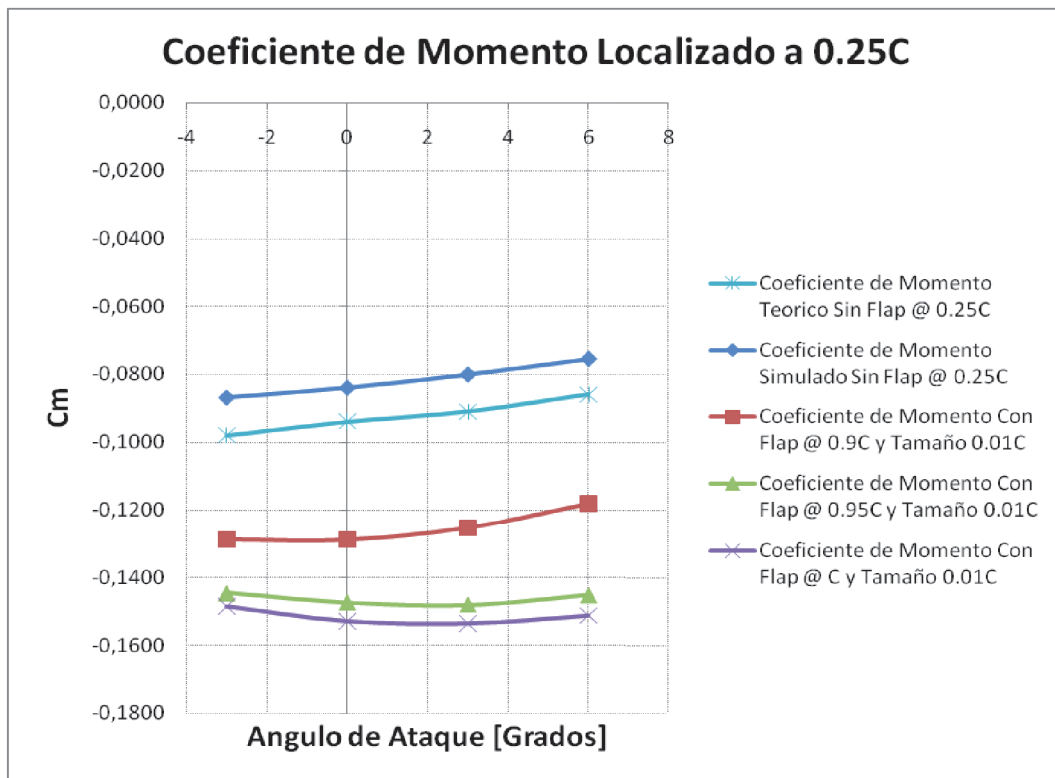


Figura 11: Resultados del comportamiento del coeficiente de momento para Flap de 0.01C.

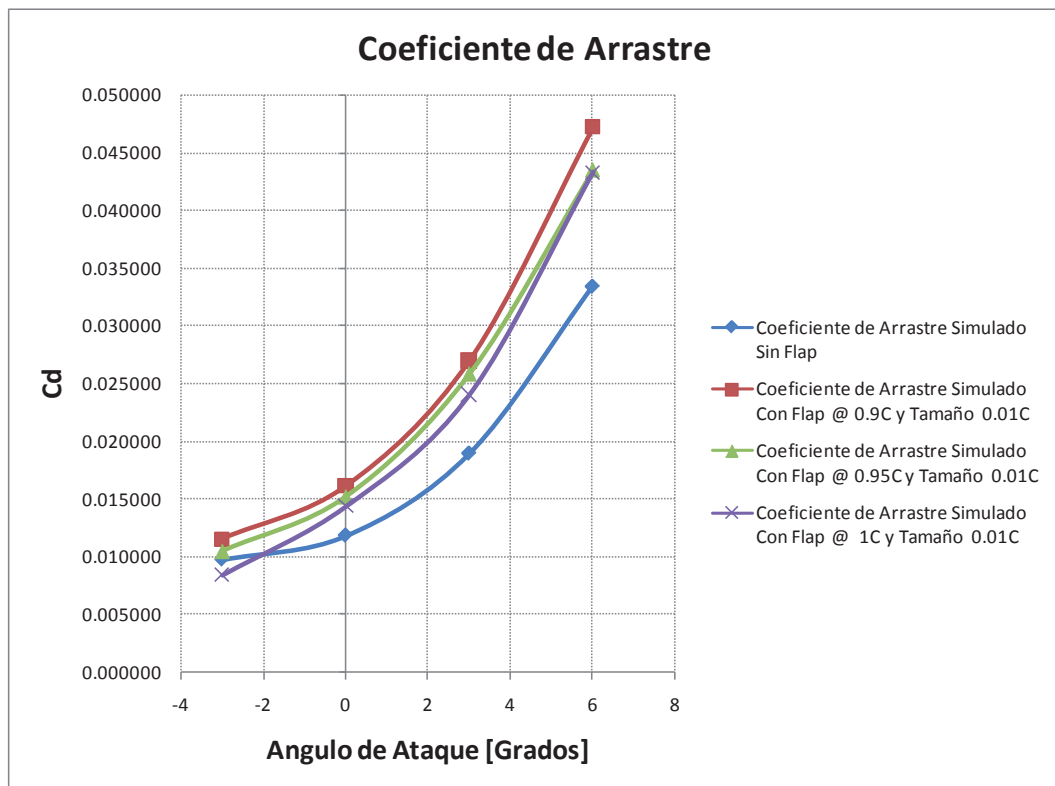


Figura 12: Resultados del comportamiento del coeficiente de arrastre para Flap de 0.01C.

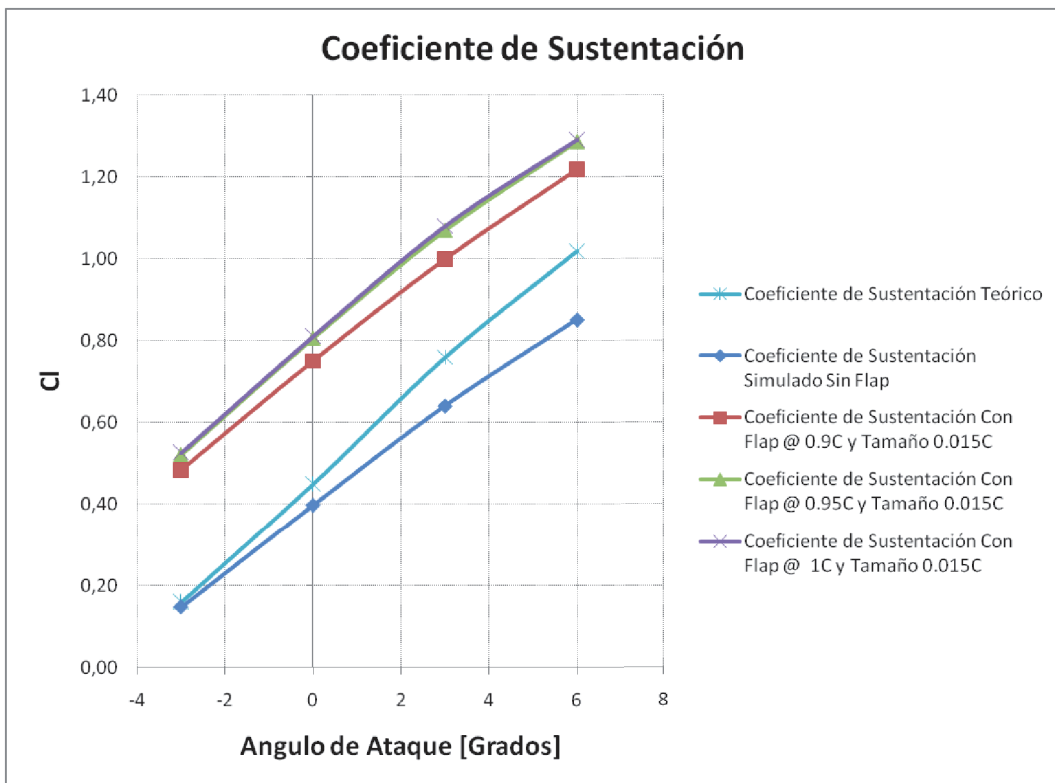


Figura 13: Resultados del comportamiento del coeficiente de sustentación para Flap de 0.015C.

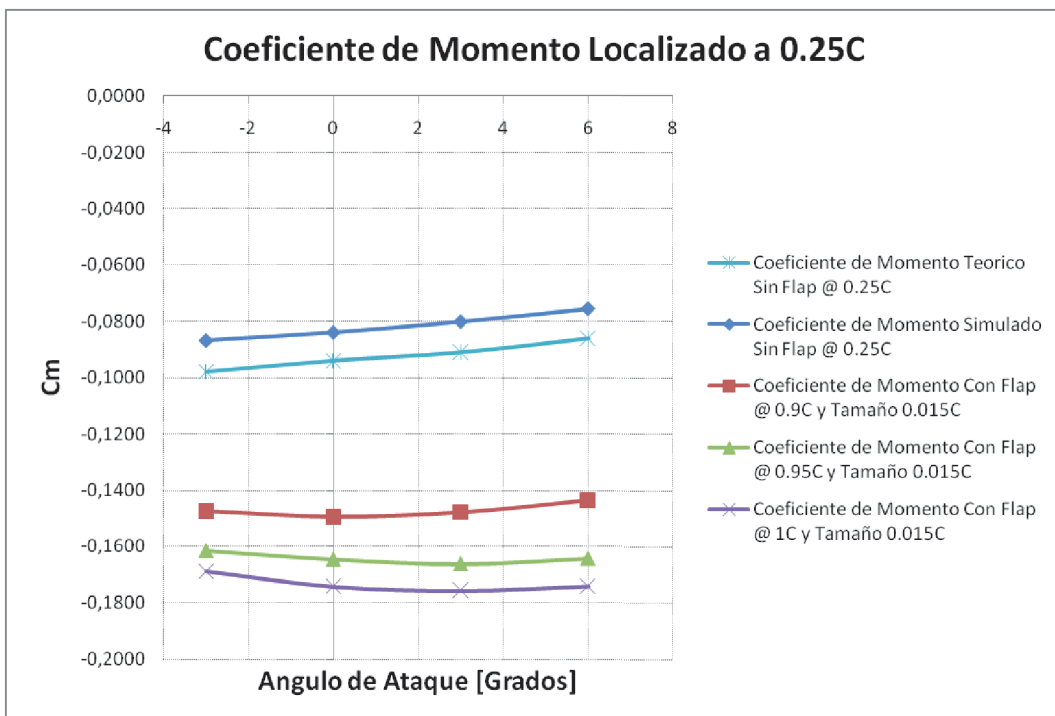


Figura 14: Resultados del comportamiento del coeficiente de momento para Flap de 0.015C.

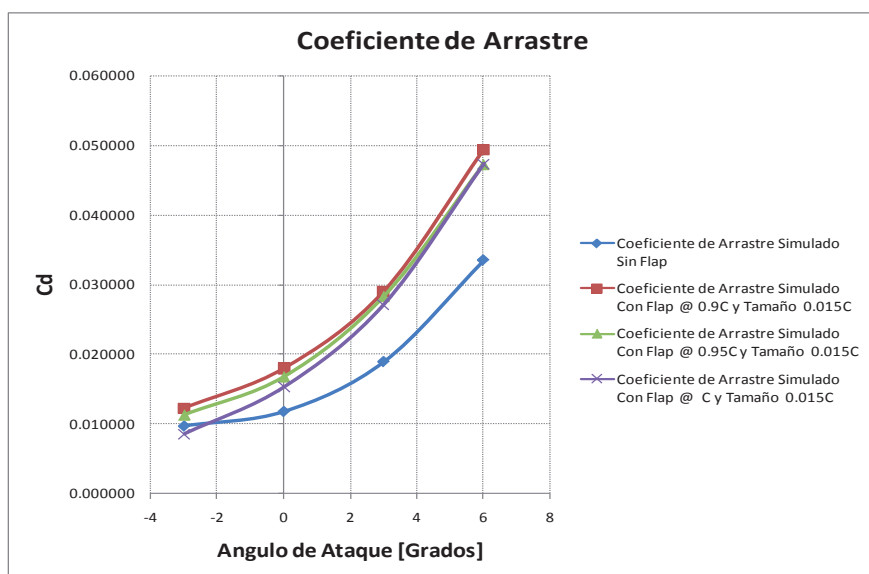


Figura 15: Resultados del comportamiento del coeficiente de arrastre para Flap de 0.015C.

Al realizar una comparación de los resultados obtenidos de C_L , C_M y C_D , entre los dos tamaños de Flap, se obtienen incrementos promedio de sustentación de 10.44% para una localización de 90% (Tabla 5), de 9.35% para una localización de 95% (Tabla 6) y de 9.14% para el 100% (Tabla 7). En el momento se observa que los incrementos son de 2.18% (Tabla 5), 1.8% (Tabla 6) y 2.17% (Tabla 7), en promedio y respectivamente para localizaciones de 90%, 95% y 100% de la cuerda. Se desprecia el análisis de los resultados de arrastre ya que el porcentaje de cambio entre tamaños y posición del Flap es menor al 0.5%, con respecto a los porcentajes de incremento de sustentación y momento. Se observa que a medida que el Flap es localizado más cerca al punto de fuga del perfil, los cambios en magnitud de los coeficientes aerodinámicos son decrecientes, haciendo que las variaciones de estos entre localizaciones de 95% a 100% presenten un menor crecimiento.

Ángulo de Ataque	Incrementos porcentuales entre tamaños de Flap		
	C_L	C_M	C_D
-3	10.652	1.864	0.076
0	10.627	2.049	0.189
3	10.636	2.257	0.208
6	9.870	2.556	0.219

Tabla 5: Incrementos porcentuales de los coeficientes aerodinámicos entre tamaños de Flap (i.e: 0.01C a 0.015C) para una implementación a 0.9C.

Ángulo de Ataque	Incrementos porcentuales entre tamaños de Flap		
	C_L	C_M	C_D
-3	9.746	1.705	0.085
0	9.850	1.731	0.160
3	9.356	1.821	0.248
6	8.460	1.911	0.375

Tabla 6: Incrementos porcentuales de los coeficientes aerodinámicos entre tamaños de Flap (i.e: 0.01C a 0.015C) para una implementación a 0.95C.

Ángulo de Ataque	Incrementos porcentuales entre tamaños de Flap		
	C_L	C_M	C_D
-3	9.604	2.036	0.019
0	9.943	2.146	0.098
3	9.635	2.219	0.314
6	8.492	2.296	0.401

Tabla 7: Incrementos porcentuales de los coeficientes aerodinámicos entre tamaños de Flap (i.e: 0.01C a 0.015C) para una implementación a 1C.

Los resultados obtenidos de coeficiente de presión para tamaños de Flap de 1% para -3° (Figura 16) y 6° (Figura 17), conjunto con los resultados para un Flap de 1.5%, para -3° (Figura 18) y 6° (Figura 19), explican el porqué del incremento de sustentación. Una de las razones por las cuales se seleccionaron estos ángulos, es debido a que entre estos valores de inclinación del perfil, se generan los máximos y mínimos coeficientes aerodinámicos. Se observa un comportamiento en tendencia y magnitud que confirma el incremento de sustentación del perfil, a través de un cambio abrupto en el coeficiente de presión cuando se implementa un Flap tipo Gurney, haciendo que los efectos de presión sean significativos en el lado de succión y no tanto en el lado de presión, como se muestra en la (Figura 16), (Figura 17), (Figura 18) y (Figura 19).

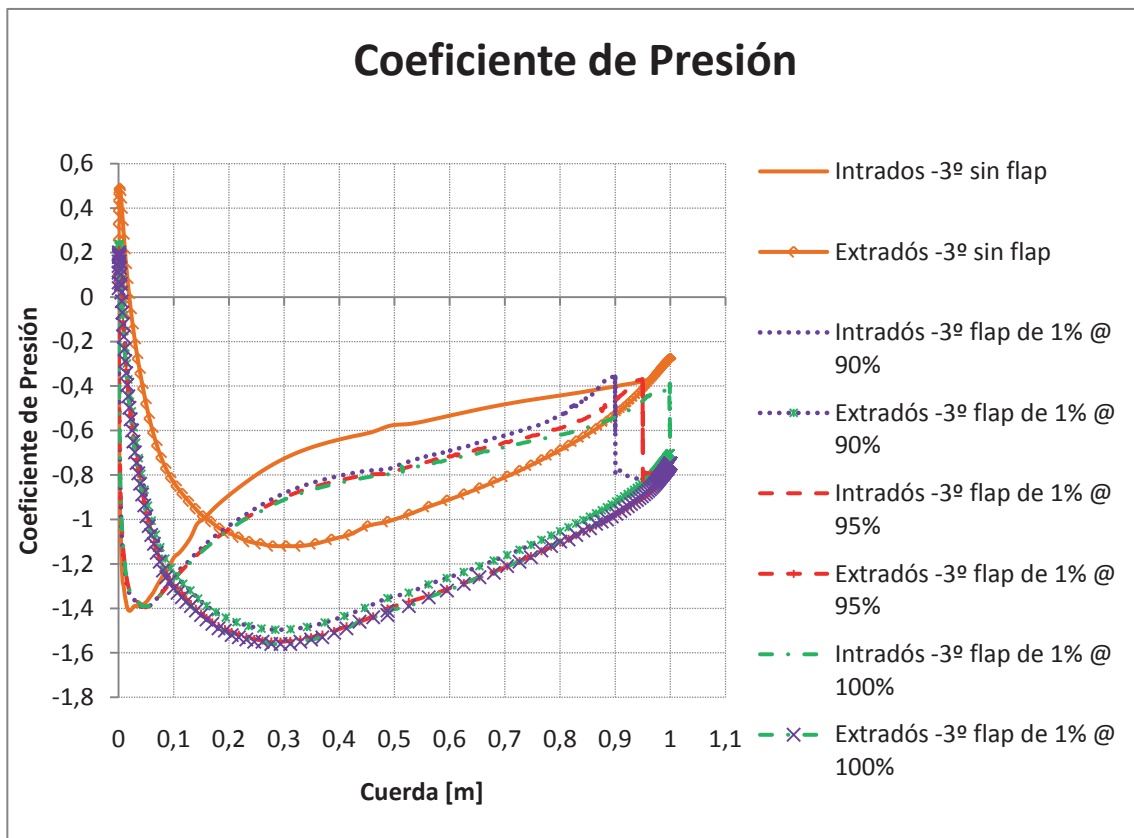


Figura 16: Coeficiente de presión para un ángulo de ataque de -3 grados y Flap de tamaño 1%.

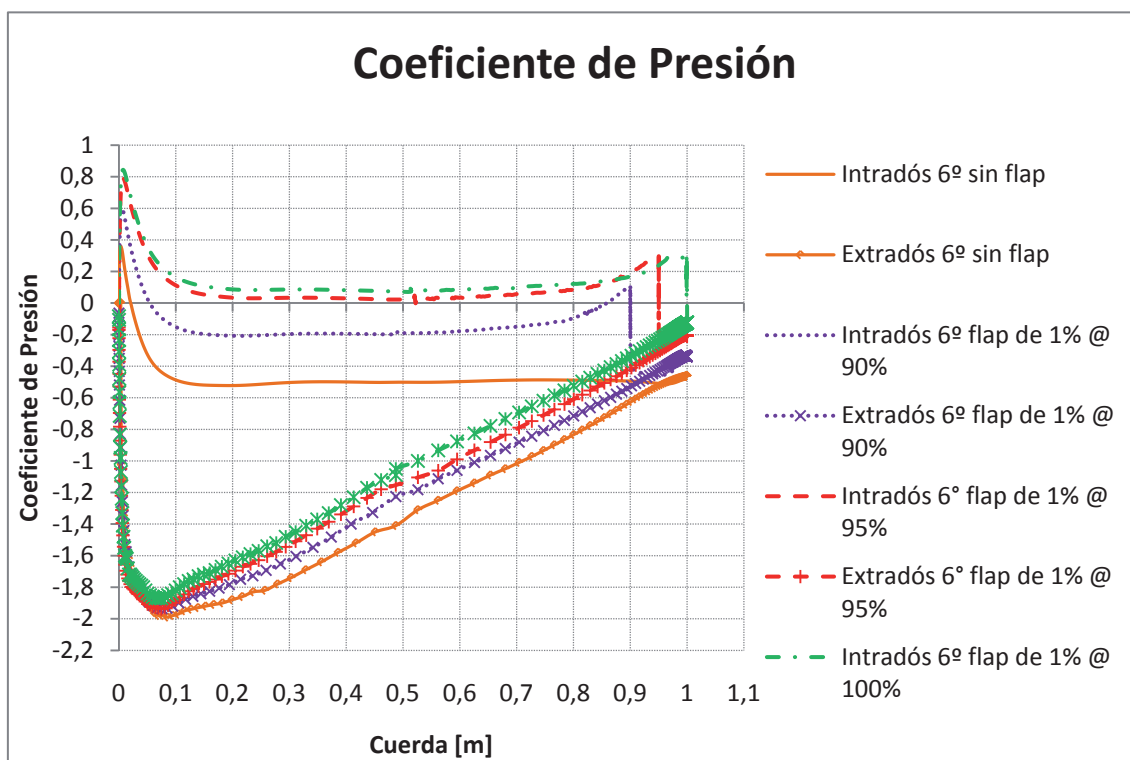


Figura 17: Coeficiente de presión para un ángulo de ataque de 6 grados y Flap de tamaño 1%.

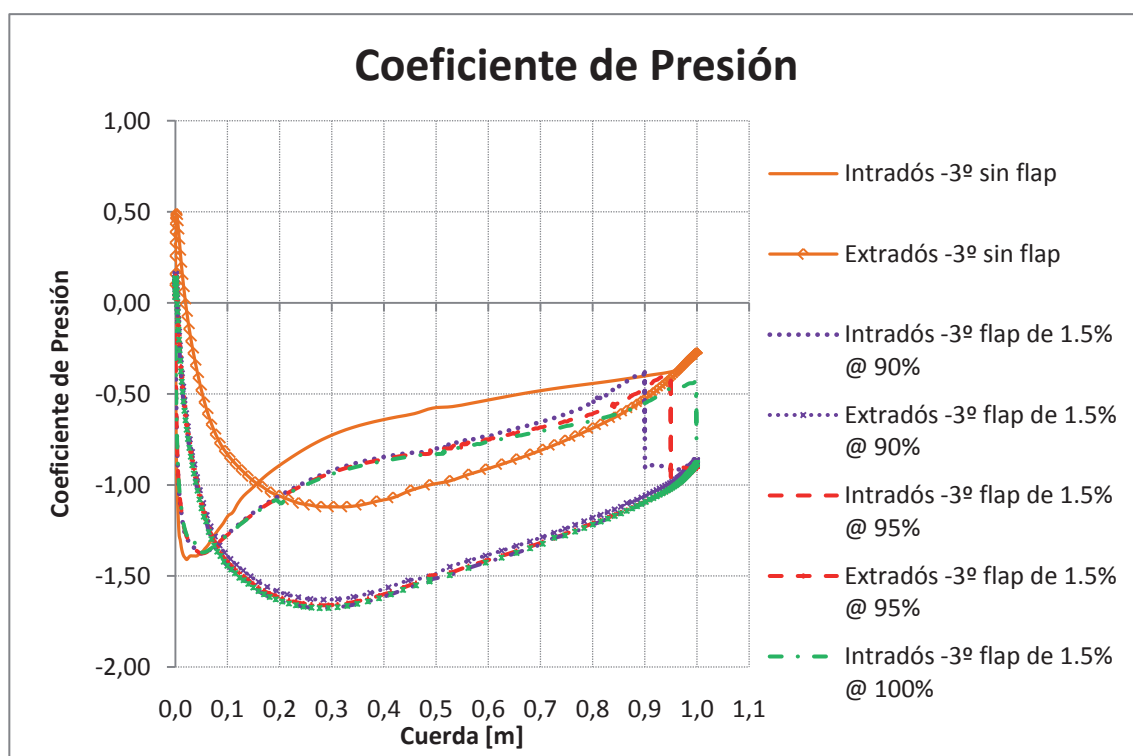


Figura 18: Coeficiente de presión para un ángulo de ataque de -3 grados y Flap de tamaño 1.5%.

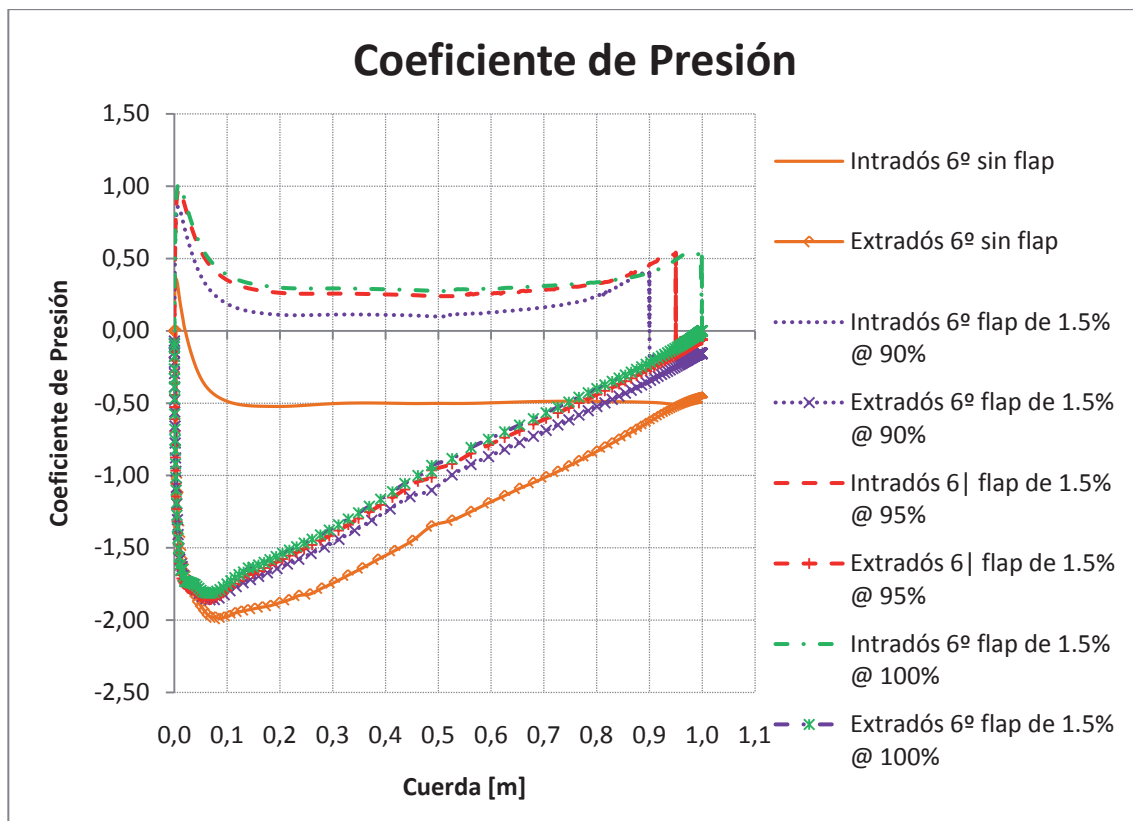


Figura 19: Coeficiente de presión para un ángulo de ataque de 6 grados y Flap de tamaño 1.5%.

En aerodinámica la relación sustentación/arrastre (L/D), es la cantidad de sustentación generada para un perfil alar por la cantidad de arrastre generada a través del movimiento dentro de un fluido. Una relación alta de L/D , es una de las mayores metas en el diseño de perfiles aerodinámicos debido a que estos producen eficiencias mayores de consumo de energía (Economía en costos de combustible), mejoras en despeje y ascenso de la aeronave, como también mejoras en la relación de deslizamiento.

Para el caso de estudio, se comprueba que la adición de un Flap tipo Gurney a un perfil alar NACA 4415, produce resultados de eficiencia mayores (Tabla 9) a los obtenidos sin la implementación del mismo (Tabla 8).

A su vez también se observa que la mejor condición de utilización de este aditamento es al 100% de la magnitud de la cuerda como también es mejor o más considerable utilizar un tamaño de Flap mayor al 1%. En cuanto al tamaño del Flap, se considera que por encima de un valor de 1% de altura con respecto a la cuerda, se producen buenos resultados, esto debido a que los incrementos a mayores valores de tamaño no son tan significantes con respecto a este valor de altura.

Ángulo de Ataque	C_L/C_D
-3	15.16
0	33.62
3	33.79
6	25.44

Tabla 8: Eficiencia aerodinámica para un perfil alar NACA 4415.

Flap de 1% & Localización al 90%		Flap de 1.5% & Localización al 90%	
Ángulo de Ataque	C_L/C_D	Ángulo de Ataque	C_L/C_D
-3	32.61	-3	39.24
0	39.92	0	41.63
3	32.59	3	34.39
6	22.48	6	24.70
Flap de 1% & Localización al 95%		Flap de 1.5% & Localización al 95%	
Ángulo de Ataque	C_L/C_D	Ángulo de Ataque	C_L/C_D
-3	40.44	-3	45.99
0	46.56	0	48.00
3	37.61	3	37.78
6	27.65	6	27.74
Flap de 1% & Localización al 100%		Flap de 1.5% & Localización al 100%	
Ángulo de Ataque	C_L/C_D	Ángulo de Ataque	C_L/C_D
-3	50.93	-3	60.92
0	49.43	0	52.76
3	39.70	3	40.88
6	27.85	6	27.99

Tabla 9: Eficiencia aerodinámica para un perfil alar NACA 4415 modificado, con variación de tamaño y localización de Flap tipo Gurney.

Finalmente, los resultados obtenidos conjuntos, tanto cuantitativos como cualitativos, son una argumentación del por qué sucede este incremento en los coeficientes y a su vez muestra el cumplimiento del objetivo de funcionalidad que posee esta modificación en el perfil.

6 CONCLUSIONES

Para flujo con un número de Reynolds de 9×10^5 , sobre un perfil alar NACA 4415, a través de la implementación de una perturbación pequeña de la geometría como un Flap tipo Gurney cerca al punto de fuga y sobre el lado de presión del mismo, se generan incrementos de los coeficientes de sustentación, momento y arrastre, cuya magnitud varían según la localización y tamaño del Flap.

Los mejores resultados se obtuvieron con un Flap utilizado al 100% de la cuerda y con una altura de 1.5% del valor de la cuerda. A su vez se observa que a mayor ángulo de ataque, estos coeficientes incrementan su magnitud.

Para el coeficiente de sustentación, a través de la utilización de un Flap tipo Gurney a 100% de la cuerda y de altura de 1.5% de la magnitud de la cuerda, se obtienen aumentos entre 37% y 43% aproximadamente, para ángulos de ataque de -3° y 6° respectivamente.

Para el coeficiente de momento, a través de la utilización de un Flap tipo Gurney a 100% de la cuerda y de altura de 1.5% de la magnitud de la cuerda, se obtienen aumentos entre 8% y 10% aproximadamente, para ángulos de ataque de -3° y 6° respectivamente.

Finalmente para el coeficiente de arrastre, a través de la utilización de un Flap tipo Gurney a 100% de la cuerda y de altura de 1.5% de la magnitud de la cuerda, se obtienen aumentos entre 0.1% y 1.4% aproximadamente, para ángulos de ataque de -3° y 6° respectivamente.

Se concluye que la utilización de un Flap tipo Gurney sobre un perfil alar NACA 4415, es una muy buena opción para generar mejoras en los coeficientes aerodinámicos del perfil ya que la eficiencias alcanzan valores de 60% y 27% para ángulos de ataque de -3° y 6° respectivamente. Los incrementos de arrastre son despreciables con respecto a los

incrementos de sustentación del perfil, debido a que la relación Lift/Drag es mucho mayor a 1 (Entre 27 a 60 veces).

Se observa en todos los casos un incremento de la magnitud de vorticidad conforme se incrementa el ángulo de ataque. Las dimensiones geométricas de las estructuras de vorticidad se modifican con tendencias particulares conforme se incrementan los tamaños de Flap y el ángulo de ataque del perfil. La utilización de un Flap tipo Gurney genera estructuras de vorticidad que tienen un efecto positivo relacionado con los incrementos en los coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 4415.

Gracias al incremento en los coeficientes aerodinámicos del perfil debido al uso de un Flap tipo Gurney, se puede ampliar el rango de aplicaciones aeronáuticas. Se recomienda la utilización de este para producir mejores eficiencias de vuelo, reducciones de consumo de combustible, reducción de costos de operación y estructuras menos complejas (Flap como actuador). Este tipo de implementación puede ser de gran ayuda ya que conociendo el comportamiento aerodinámico del perfil bajo diferentes ubicaciones y tamaños de Flap, se puede generar un actuador que bajo ciertas condiciones de vuelo sea activado (Salir la distancia necesaria para producir incrementos deseados) y así producir los efectos de incremento requeridos. A futuro es recomendable realizar un análisis experimental del perfil alar NACA 4415 con la implementación de un Flap tipo Gurney como actuador, para validar los resultados obtenidos por simulación en este estudio, además del desarrollo de un mecanismo retráctil con el cual las condiciones de vuelo puedan ser modificadas según la necesidad de producir incrementos en los coeficientes aerodinámicos del perfil. Adicionalmente, se propone generar un estudio para visualizar los efectos de la manipulación (control de flujo) de las estructuras de vorticidad y sus consecuencias en la aerodinámica de un perfil alar.

REFERENCIAS

- Abbott, H. I., Von Doenhoff, E. A., *Theory of wing sections including a summary or airfoil data*. McGraw Hill, 1949.
- ANSYS FLUENT., *Fluent 6.3 UDF Manual* - September 2006. (2010, Abril). Disponible en: <http://my.fit.edu/itresources/manuals/fluent6.3/help/html/ug/node152.htm>.
- ANSYS FLUENT 12.0., *Theory Guide* - April 2009. (2010, Abril). Disponible en: <http://www1.ansys.com/customer/content/documentation/120/fluent/flth.pdf>.
- Bertin, J. J., *Aerodynamics for Engineers*, 4th Edition. Prentice Hall, 2002.
- Defense Update., *International Online Defense Magazine*. (2010, Abril). Disponible en: <http://defense-update.com/products/d/dragoneyes.htm>.
- Eastman, N. J., Kenneth, E. W., and Robert, M. P., The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel. *NACA Report No. 460*, 1933.
- Lee, H., and Kroo, I. M., Computational Investigation of Wings with Miniature Trailing Edge Control Surfaces. *AIAA Paper 2004-2693*, 2009.
- López, O. D., and Moser, R. D., Delayed Detached Eddy Simulation Of Flow Over An Airfoil With Synthetic Jet Control. *Mecánica Computacional*, 27:3225-3245, 2008.
- NASA., *Langley Research Center, Viscous Grid Spacing Calculator*. (2010, Febrero). Disponible en: <http://geolab.larc.nasa.gov/APPS/YPlus/>.
- Spalart, P. R., and Allmaras, S. R., A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. *AIAA Paper 92-0439*, 1992.
- Storms, B. L., and Jang, C. S., Lift Enhancement of an Airfoil Using a Gurney Flap and Vortex Generators. *Journal of Aircraft*, 3:542-547, 1994.
- Versteeg, H., and Malalasekera, W., *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. Prentice Hall, 2007.