



PROYECTO DE TESIS PARA OPTAR AL TÍTULO DE:  
MA GISTER EN INGENIERÍA MECÁNICA

**ESTUDIO DE PERFILES AERODINÁMICOS CON  
BORDE DE SALIDA RECORTADO**

Autor:  
ALEJANDRO GÓMEZ GONZÁLEZ

Asesor:  
Dr. ALVARO PINILLA

UNIVERSIDAD DE LOS ANDES  
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA  
BOGOTÁ, D.C.  
2006

## i. Tabla de Contenido

<i>i.</i>	<i>Tabla de Contenido</i>	<b>2</b>
<i>ii.</i>	<i>Índice de Figuras</i>	<b>4</b>
<i>iii.</i>	<i>Índice de Tablas</i>	<b>5</b>
<i>iv.</i>	<i>Lista de Símbolos</i>	<b>6</b>
<i>v.</i>	<i>Agradecimientos</i>	<b>7</b>
<b>1</b>	<b>Introducción</b>	<b>8</b>
<b>2</b>	<b>Conceptos de Arrastre y Sustentación</b>	<b>10</b>
<b>3</b>	<b>Estado de la Técnica</b>	<b>12</b>
<b>4</b>	<b>Sustentación y Arrastre</b>	<b>14</b>
<b>5</b>	<b>Modelos Teóricos</b>	<b>17</b>
<b>5.1</b>	<b>Sustentación</b>	<b>17</b>
5.1.1	Transformada Conformal	17
5.1.2	Flujo alrededor de perfiles de Joukowski	19
5.1.3	Coefficiente de sustentación	22
5.1.4	Modificaciones en el borde de salida	22
<b>5.2</b>	<b>Arrastre</b>	<b>25</b>
<b>6</b>	<b>Simulación Computacional</b>	<b>30</b>
<b>6.1</b>	<b>Definición de la Simulación</b>	<b>30</b>
6.1.1	Definición de la Geometría	31
6.1.2	Enmallado	32
6.1.3	Parámetros de Simulación	32
6.1.4	Simulación	33
<b>6.2</b>	<b>Resultados Computacionales</b>	<b>35</b>
<b>6.3</b>	<b>Parametrización de Resultados Computacionales</b>	<b>38</b>
6.3.1	Parámetro $a_1$	39
6.3.2	Parámetro $b_1$	41
6.3.3	Parámetro $c_1$	41
6.3.4	Análisis de la Parametrización	42
<b>7</b>	<b>Resultados Experimentales</b>	<b>47</b>
<b>7.1</b>	<b>Descripción del Montaje Experimental</b>	<b>47</b>
<b>7.2</b>	<b>Resultados Experimentales</b>	<b>49</b>
<b>7.3</b>	<b>Discusión de los Resultados</b>	<b>52</b>
<b>8</b>	<b>Conclusiones</b>	<b>54</b>
<b>8.1</b>	<b>Características Aerodinámicas</b>	<b>54</b>
<b>8.2</b>	<b>Manufactura</b>	<b>55</b>
<b>8.3</b>	<b>Trabajo Futuro</b>	<b>57</b>
8.3.1	Familias de Perfiles	57
8.3.2	Otros Tipos de Modificaciones	58
8.3.3	Estudio de la Región de Condición de Pérdida	58
8.3.4	Mejoramiento de Modelos Teóricos	59

<b>8.4</b>	<b>Comentarios Finales</b>	<b>59</b>
	<b><i>APENDICE C. Parámetros de perfiles NACA</i></b>	<b>60</b>
	<b><i>APENDICE D. Gráficas de Parámetros <math>a_b</math>, <math>b_1</math> y <math>c_1</math></i></b>	<b>61</b>
	<b><i>Referencias</i></b>	<b>66</b>

## ii. Índice de Figuras

Figura 1-1. Recorte del borde de salida en perfiles aerodinámicos	8
Figura 1-2. Punto de máxima curvatura en perfiles recortados.	9
Figura 2-1. Modificaciones propuestas por Summers en su trabajo de 1950. Ref. 21	12
Figura 3-1. Curvas de Sustentación y Arrastre	14
Figura 3-2. Curva Sustentación/Arrastre	14
Figura 3-3. Respuesta gráfica de $\alpha_{L/D \max}$	16
Figura 4-1. Efecto de la transformada conformal.	18
Figura 4-2. Transformada de un círculo con centro sobre el eje real.	18
Figura 4-3. Transformación de un círculo con centro sobre el eje imaginario.	19
Figura 4-4. Perfiles de Joukowski.	19
Figura 4-5. Solución teórica del campo de velocidades para un perfil de Joukowski.	21
Figura 4-6. Solución teórica de la distribución de presiones para un perfil de Joukowski.	21
Figura 4-7. Curva de sustentación teórica para un perfil de Joukowski.	22
Figura 4-8. Curvas de sustentación para diferentes valores de $\Lambda$ .	23
Figura 4-9. Región de estancamiento en el borde de salida.	24
Figura 4-10. Aumento súbito de presión en el borde de salida.	24
Figura 4-11. Coeficiente de arrastre para el perfil NACA 4415 con modificaciones en el borde de salida.	26
Figura 4-12. Energía cinética de turbulencia para diferentes configuraciones de borde de salida.	27
Figura 4-13. Geometría del perfil con el borde de salida recortado.	28
Figura 4-14. Variación del coeficiente de arrastre para el perfil NACA 4415	29
Figura 5-1. Borde de salida con esquinas redondeadas	31
Figura 5-2. Volumen de control alrededor del perfil	31
Figura 5-3. Coeficiente de sustentación NACA 4415.	34
Figura 5-4. Coeficiente de arrastre para NACA 4415.	35
Figura 5-5. Coeficiente de Sustentación NACA 4415	36
Figura 5-6. Coeficiente de arrastre NACA 4415	36
Figura 5-7. Sustentación/Arrastre NACA 4415	37
Figura 5-8. Respuesta gráfica de $\alpha_{L/D \max}$	38
Figura 5-9. Parametrización Gaussiana de $C_l/C_d$	39
Figura 5-10. Parámetro $a_1$ para NACA 4415	40
Figura 5-11. Parámetro $b_1$ para NACA 4415	41
Figura 5-12. Parámetro $c_1$ para NACA 4415	42
Figura 5-13. Parámetro $a_1$	43
Figura 5-14. Parámetro $b_1$	45
Figura 5-15. Parámetro $C$	46
Figura 6-1. Geometría de perfil NACA 4415	47
Figura 6-2. Montaje de sensor y perfil	48
Figura 6-3. Coeficientes de sustentación experimentales $\pm 2\%$	49
Figura 6-4. Experimental vs. Computacional @ 0%	50
Figura 6-5. Experimental vs. Computacional @ 10%	50
Figura 6-6. Experimental vs. Computacional @ 20%	51
Figura 6-7. Experimental vs. Computacional @ 30%	51
Figura 6-8. Error relativo	52
Figura 6-9. Error Absoluto	52
Figura 7-1. Ejemplo de funciones de ángulo de calaje y cuerda de perfil en aspas	57
Figura 7-2. Perfiles de Carafoli	58

### iii. Índice de Tablas

<i>Tabla 5-1. Perfiles NACA estudiados</i>	30
<i>Tabla 5-2. Parámetros de Simulación</i>	32
<i>Tabla 5-4. Parámetros de Control de la Simulación</i>	32
<i>Tabla 5-3. Condiciones de Frontera</i>	33
<i>Tabla 6-1. Parámetros experimentales</i>	48

#### iv. Lista de Símbolos

$a$	Radio del círculo para transformada conformal
$a_1$	Parámetro de parametrización Gaussiana
$b_1$	Parámetro de parametrización Gaussiana
$c_1$	Parámetro de parametrización Gaussiana
$b$	Cuerda
$C_D$	Coefficiente de arrastre
$C_{D0}$	Valor mínimo del coeficiente de arrastre
$C_L$	Coefficiente de sustentación
$D$	Fuerza de arrastre
$F$	Fuerza
$i$	Unidad imaginaria
$l$	Variable para transformación de Joukowski
$L$	Fuerza de sustentación
$m$	Pendiente de la curva de sustentación
$p$	Presión
$R$	Posición radial a lo largo de rotores eólicos
$s$	Variable para transformada conformal
$U$	Velocidad del viento
$u$	Componente de velocidad del viento (en la dirección del movimiento)
$V$	Velocidad de viento no perturbada
$v$	Componente de velocidad del viento (perpendicular a la dirección del movimiento)
$w$	Potencial complejo
$z$	Variable compleja para transformada conformal
$\alpha$	Ángulo de ataque
$\alpha_{0d}$	Ángulo de ataque correspondiente al mínimo valor de $C_D$
$\alpha_{0l}$	Ángulo para el cual $C_L = 0$
$\alpha_{C_L/C_D \max}$	Posición angular de la relación máxima $C_L/C_D$
$\delta$	Espesor de la capa límite
$\zeta$	Variable compleja para transformada conformal
$\theta$	Ángulo para transformada conformal
$\Lambda$	Porcentaje de la cuerda recortado en el borde de salida
$\mu$	Parámetro para la descripción del arrastre
$\varphi$	Ángulo con velocidad relativa
$\omega$	Velocidad angular.

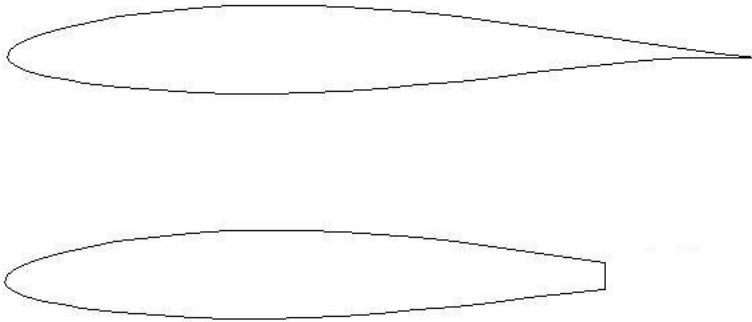
## **v. Agradecimientos**

Mis más sinceros agradecimientos al Profesor Alvaro Pinilla, sin cuyos valiosos aportes y motivación el presente trabajo no se habría podido llevar a cabo. Un muy cordial agradecimiento a los profesores John Burton, Luis Mario Mateus y Hugo Quintero por las revisiones realizadas, y por supuesto, un enorme agradecimiento a mi familia por el apoyo constante e incondicional.

# 1 Introducción

Muchos estudios e investigaciones se han llevado a cabo con la finalidad de modificar la geometría de perfiles aerodinámicos con miras a obtener mejores rendimientos. Las mejoras que se buscan obtener usualmente se pueden clasificar en las siguientes categorías: facilitar la manufactura o mejorar el rendimiento aerodinámico. Estas modificaciones sin embargo, deben ir de la mano de restricciones de costos, consideraciones estructurales y de consideraciones sobre la estabilidad y el control.

El siguiente trabajo estudia el comportamiento aerodinámico de perfiles con modificaciones en el borde de salida como las mostradas en la Figura 1-1. Este tipo de modificaciones de la geometría consiste en recortar de manera recta perpendicular a la cuerda la porción trasera del perfil para obtener un borde de salida de espesor finito.



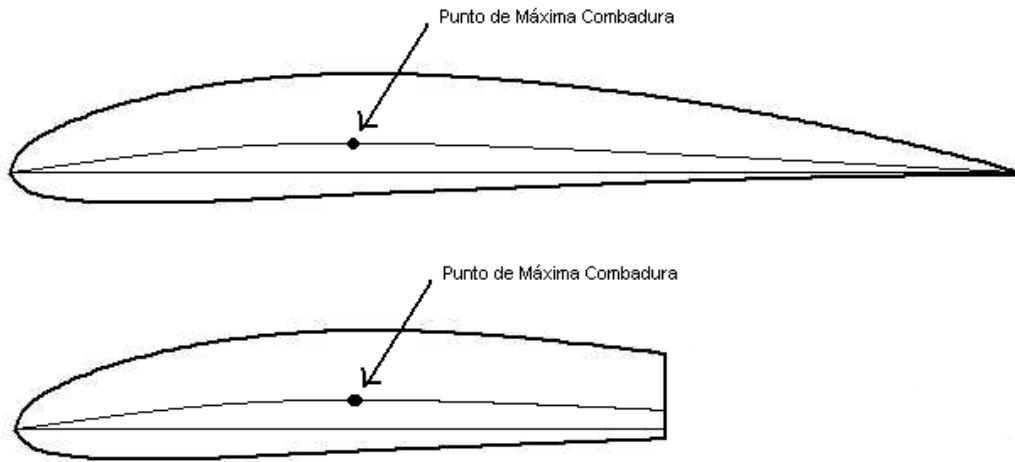
**Figura 1-1. Recorte del borde de salida en perfiles aerodinámicos**

Las ventajas en cuanto a la manufactura de este tipo de geometrías son claras, ya que elimina en gran manera el cuidado que tradicionalmente se debe tener al momento lograr un borde de salida filado.

La geometría de los perfiles tradicionales buscan generalmente tener un borde de salida filado, el cual no da lugar a grandes perturbaciones en el flujo. Algunas consecuencias de truncar el borde de salida se pueden inferir sin necesidad de muchos análisis:

- La región posterior del perfil aerodinámico presentará un incremento en el grado de turbulencia del flujo, debido a la separación de este en las esquinas del corte.
- Lo que normalmente es un *punto* de estancamiento en perfiles tradicionales en la región posterior se convertirá en una *región* de estancamiento, dominada principalmente por la presencia de vórtices.
- Debido a la no alteración de la geometría anterior del perfil, la posición relativa a la longitud de la nueva cuerda del punto de máxima concavidad del perfil se verá desplazada hacia atrás. (Véase Figura 1-2).





**Figura 1-2. Punto de máxima combadura en perfiles recortados.**

Las siguientes secciones del trabajo buscan estudiar de manera teórica y computacional, ayudado con una verificación experimental, las consecuencias sobre el rendimiento aerodinámico de dichas modificaciones y la posible aplicabilidad de estas.

## 2 Conceptos de Arrastre y Sustentación

Uno de los mayores problemas en aerodinámica es el estudio de la *fuerza aerodinámica*, la cual es la fuerza que se ejerce sobre un cuerpo inmerso en un fluido con velocidad relativa a este. Habitualmente se descompone la fuerza aerodinámica en dos componentes llamadas arrastre y sustentación. Se define el *arrastre* como aquella componente de la fuerza en la dirección del movimiento, y la *sustentación* como la componente perpendicular al movimiento.

En aplicaciones aerodinámicas se han desarrollado geometrías tales que en el movimiento de dichas a través de un fluido, la fuerza de sustentación sea varias veces mayor que la fuerza de arrastre. Dichas geometrías se conocen generalmente con el nombre de *perfiles aerodinámicos*, y se encuentran comúnmente en alas de aviones, aspas de helicópteros, aspas de ventiladores, palas de molinos de viento, alabes de turbinas, etc. En perfiles aerodinámicos, la *cuerda* se define normalmente como la línea que une el centro del mínimo radio de curvatura de la punta, con el borde de salida. Una definición alterna es el de ser la línea más larga que se pueda trazar que una dos puntos sobre el perfil. La *línea de combadura* del perfil se define como aquella línea equidistante a la superficie superior e inferior del perfil. La *combadura* del perfil se define como la distancia máxima entre la línea de cuerda, y la línea de combadura del perfil, y normalmente se expresa como un porcentaje de la cuerda. El *ángulo de incidencia* de un perfil (o *ángulo de ataque*), se define como el ángulo que forma la línea de cuerda con la dirección de movimiento.

Aplicando relaciones dimensionales se puede verificar que la fuerza aerodinámica  $A$  es función del número de Mach y del número de Reynolds. La dependencia del número de Mach sólo se puede percibir cuando los efectos de compresibilidad del flujo son significativos. Por lo tanto, para bajas velocidades de movimiento, la fuerza aerodinámica es función exclusiva del número de Reynolds  $Re$ . Si se divide la fuerza en las componentes de arrastre y sustentación, se pueden construir coeficientes adimensionales definidos por:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

En estas ecuaciones,  $C_L$  y  $C_D$  representan el coeficiente de sustentación y arrastre, y de la misma manera  $L$  y  $D$  representan la fuerza de sustentación y arrastre respectivamente,  $\rho$  representa la densidad del fluido,  $V$  la velocidad y  $S$  el área de planta del perfil.

Curvas típicas de los coeficientes de arrastre y sustentación se presentan en la Figura 4-1.

La principal causa de la fuerza de sustentación es la distribución de presiones alrededor del perfil debido al flujo alrededor de este. Debido a esto, la solución de un flujo

potencial es una herramienta muy poderosa para hacer estimativos acerca de  $C_L$ . Para comprender el origen de la fuerza de arrastre es necesario tener un entendimiento del concepto de capa límite.

Debido a la condición de no deslizamiento del fluido en contacto con la superficie del perfil, existe una región muy pequeña en la cercanía de la superficie, en la cual la velocidad del flujo pasa de ser nula (pared del perfil) a obtener la velocidad del flujo no disturbado. Esta zona (de dimensión muy pequeña) es la que se conoce como la capa límite. Si en un perfil aerodinámico se presentasen gradientes de presión adversos, los elementos de fluido cercanos a la pared no son capaces de vencer estos gradientes, y de esta manera conllevan a la inversión del flujo al interior de la capa límite. Cuando se produce la inversión del flujo, se dice que hubo separación de capa límite. En el diseño de perfiles se procura retrasar en lo posible el separamiento. Para lograr esto se debe garantizar que la superficie sea de rugosidad bastante baja, y de esta manera no se induzca una separación prematura en cercanías del borde de ataque. En lo posible, la separación debe ocurrir lo más cercano posible al borde de salida del perfil.

### 3 Estado de la Técnica

Varias investigaciones se han realizado con el objetivo de estudiar el rendimiento aerodinámico de perfiles con bordes de salida con modificaciones. La gran mayoría de estas se llevaron a cabo por la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) a comienzos de los años 50 estudiando el efecto de dichas modificaciones en el rendimiento de perfiles supersónicos. Pocos de estos estudios se concentraron en perfiles para bajos números Mach, y aún menos en aplicaciones diferentes a la aviación.

En uno de los trabajos más interesantes, realizado por Summers y Page en Diciembre de 1950, se estudiaron perfiles supersónicos simétricos de arco circular, a diferentes números Mach subsónicos en un rango de 0.3 hasta 0.9. Para estos perfiles se propusieron modificaciones en el borde de salida similares a las propuestas en el presente trabajo, haciendo cortes para obtener espesores de borde de salida variando en el rango 0 – 100% del espesor total del perfil (véase Figura 3-1).

Entre las conclusiones más interesantes de dicho trabajo se encuentran las siguientes:

- Para incrementos en el espesor del borde de salida, incrementa el coeficiente máximo de sustentación así como la pendiente de la curva de sustentación del perfil.
- El arrastre del perfil se ve incrementado debido a la formación de vórtices de Kármán en los ángulos rectos del corte a la salida.

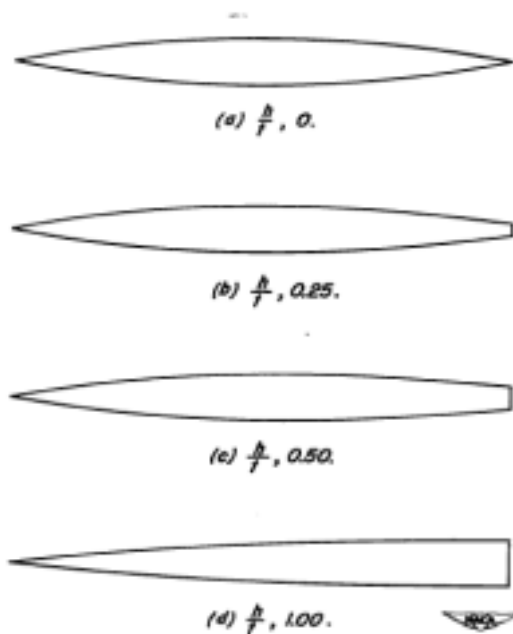


Figura 3-1. Modificaciones propuestas por Summers en su trabajo de 1950. Ref. 21

En un trabajo posterior realizado por Chapman y Kester en 1952 (Ref. 7), se estudiaron las características aerodinámicas para perfiles a números de Mach moderados (aproximadamente entre 1.5 y 3.1). Los resultados del trabajo fueron similares a aquellos del trabajo de Summers, obteniendo un aumento en la pendiente de la curva de

sustentación del perfil. En este trabajo sin embargo, se propuso una ecuación experimental para estimar el aumento en la pendiente de la forma  $\frac{dC_L}{d\alpha} = \left( \frac{dC_L}{d\alpha} \right)_0 \left( 1 + 1.2 \frac{h}{c} \right)$  siendo  $h$  el espesor del borde de salida y  $c$  la longitud de cuerda (después de realizar la modificación).

Para números de Mach hipersónicos esta relación ya no es válida, ya que el aumento del coeficiente de sustentación es considerablemente mayor y existe una no linealidad que obliga a que este aumento sea función del ángulo de ataque. La teoría de expansión de choque (shock-expansion theory) predice con precisión el aumento de este coeficiente. Para números de Mach mayores a 7 se pueden obtener incrementos de más del 15% en el coeficiente de sustentación.

En un trabajo de 1951 realizado por Moses y Serovy (Ref. 15), se estudió el rendimiento de un compresor axial de 1 etapa con aspas que utilizaron perfiles NACA serie 65 con borde de salida recortado. Probablemente la conclusión más importante en relación con el presente trabajo fue el hecho que con espesores de borde de salida de hasta un 30% del espesor total del perfil, no hubo ningún sacrificio en cuanto al rendimiento del compresor. Adicional a esto, en el rango de operación eficiente del compresor, la eficiencia presentó una tendencia a incrementar, de aproximadamente 1-2%, mas sin embargo estos valores estuvieron dentro del orden de magnitud de la exactitud experimental.

No se encontraron resultados publicados en la literatura sobre el efecto del espesor del borde de salida de perfiles en otro tipo de turbomaquinaria.

## 4 Sustentación y Arrastre

Uno de los factores principales para el diseño de varias aplicaciones que utilizan perfiles aerodinámicos es la relación que existe entre el coeficiente de sustentación  $C_L$  y el coeficiente de arrastre  $C_D$ , y sus variaciones para diferentes ángulos de ataque. Para pequeños ángulos de ataque, las curvas de sustentación y arrastre tienen la forma mostrada en la Figura 4-1.

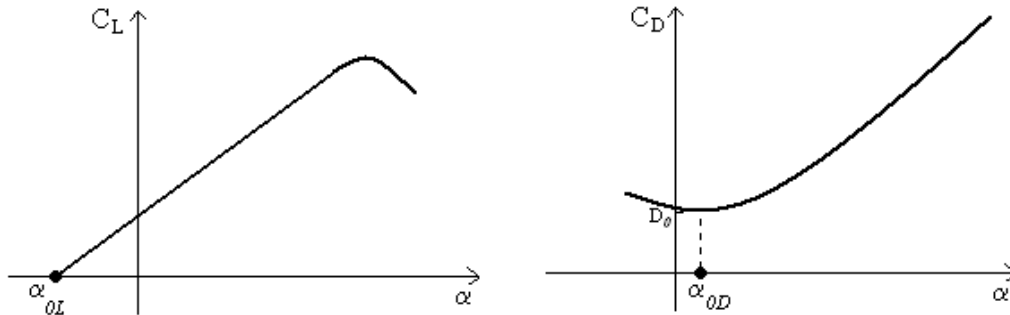


Figura 4-1. Curvas de Sustentación y Arrastre

Estas curvas dan lugar a la relación  $C_L/C_D$  que tiene la forma mostrada en la Figura 4-2. Esta curva caracteriza un punto de operación de perfiles muy importante, que es en el cual el perfil logra el máximo de la relación entre la sustentación y el arrastre. La importancia de este punto de operación se hace evidente por ejemplo en el diseño de aspas para rotores eólicos, en el cual este es el ángulo que minimiza las pérdidas de energía. De la misma manera, es un ángulo muy importante para el diseño de aspas de cualquier índole.

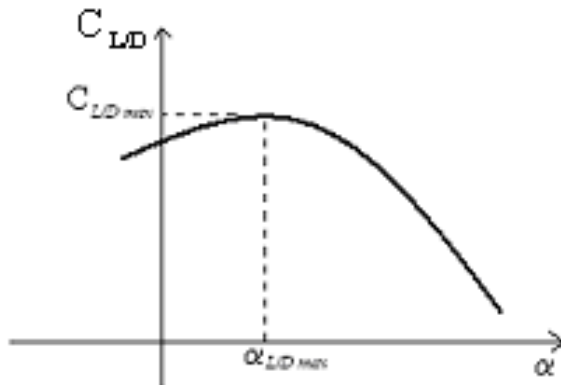


Figura 4-2. Curva Sustentación/Arrastre

Como se verá más adelante en el documento, las modificaciones propuestas para los perfiles tendrán incidencia sobre la forma general de las curvas de arrastre y sustentación. A continuación se pretende mostrar, mediante una sencilla parametrización, cuales son los factores de principal importancia que determinan la forma de las curvas de  $C_{L/D}$ .

Para ángulos pequeños, se puede mostrar que las curvas de arrastre y sustentación se pueden ajustar en muy buena manera a polinomios de segundo y primer orden respectivamente. Este ajuste es válido para ángulos tales que el perfil no se encuentre en condición de pérdida, que para varios perfiles se encuentra alrededor de los 12°-14°.

Siguiendo estas dos parametrizaciones, el arrastre y la sustentación se pueden expresar respectivamente como

$$D = \mu (\alpha - \alpha_{0d})^2 + D_0$$

$$L = m(\alpha - \alpha_{0l})$$

**Ec. 4-1**

siendo  $m$  y  $\mu$  coeficientes de ajuste del polinomio. De la Figura 4-1 se puede leer el significado de  $\alpha_{0L}$ ,  $\alpha_{0D}$  y  $D_0$ . De esta manera, la relación entre sustentación y arrastre se puede escribir como en la Ec. 4-2.

$$\frac{L}{D} = \frac{m(\alpha - \alpha_{0l})}{\mu(\alpha - \alpha_{0d})^2 + D_0}$$

**Ec. 4-2**

Esta forma de expresar dicha relación es útil, ya que permite llegar a un resultado bastante sencillo para expresar  $\alpha_{L/D \max}$ . Para este fin, se deriva parcialmente con respecto a  $\alpha$  para obtener el máximo de la función. Se tiene entonces que

$$\frac{\partial}{\partial \alpha} \left( \frac{L}{D} \right) = \frac{m[\mu(\alpha - \alpha_{0d})^2 + D_0] - 2\mu m(\alpha - \alpha_{0d})(\alpha - \alpha_{0l})}{[\mu(\alpha - \alpha_{0d})^2 + D_0]^2} = 0$$

Esta ecuación se puede reducir a una expresión cuadrática de la forma:

$$\alpha_{L/D \max}^2 - 2\alpha_{0l}\alpha_{L/D \max} + 2\alpha_{0l}\alpha_{0d} - \alpha_{0d}^2 - \frac{D_0}{\mu} = 0$$

Aunque esta ecuación presenta dos raíces, la única raíz de interés para el caso aerodinámico se encuentra tal que  $\alpha_{L/D \max} > 0$ . Con esta restricción, la única solución posible es:

$$\alpha_{L/D \max} = \alpha_{0l} + \sqrt{(\alpha_{0l} - \alpha_{0d})^2 + \frac{D_0}{\mu}}$$

**Ec. 4-3**

El resultado de la Ec. 4-3 es interesante ya que se presta para hacer un análisis gráfico como se muestra en la Figura 4-3.

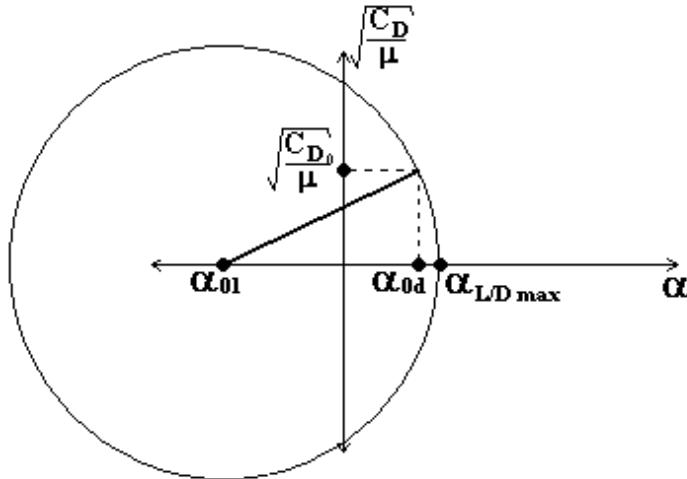


Figura 4-3. Representación gráfica de  $\alpha_{L/D \max}$

Se construyen dos ejes. La abscisa es un eje que representa posiciones angulares, mientras que la ordenada es un eje que representa el valor adimensional  $\sqrt{C_D/\mu}$ . Para encontrar el valor de  $\alpha_{L/D \max}$ , se deben ubicar inicialmente los valores de  $\alpha_{0i}$  y  $\alpha_{0d}$ . Se desea construir un círculo con centro en  $\alpha_{0i}$ . Para ubicar el radio del círculo hace falta encontrar el valor adimensional correspondiente al perfil  $\sqrt{C_{D0}/\mu}$ . Un punto sobre la circunferencia del círculo será el punto dado por las coordenadas  $(\alpha_{0d}, \sqrt{C_{D0}/\mu})$ , lo cual automáticamente determina el radio del círculo. El corte (el mayor) con el eje de las posiciones angulares será el valor correspondiente a  $\alpha_{L/D \max}$ .

Esta manera de representar dicho valor, permite entender que sucede con  $\alpha_{L/D \max}$  a medida que se realizan variaciones sobre las curvas de sustentación y arrastre del perfil. De puede argumentar por ejemplo, que un factor decisivo en la variación de  $\alpha_{L/D \max}$  es la posible variación que pueda tener  $\alpha_{0i}$ .



## 5 Modelos Teóricos

### 5.1 Sustentación

Con el objetivo de entender el origen del coeficiente de sustentación sobre un perfil alar, se puede considerar la solución del flujo potencial alrededor de este. Esta suposición es válida, ya que la sustentación es causada casi exclusivamente de la distribución de presiones causada por el campo de velocidades alrededor del perfil. Existe una contribución a la sustentación causada por los efectos viscosos del flujo, sin embargo este efecto es despreciable, y se puede aproximar la sustentación como la fuerza neta de presión.

Sin importar la complejidad de la geometría, la solución del flujo potencial alrededor de un cuerpo es siempre sencilla de realizar mediante un procedimiento numérico implementando un algoritmo de solución de la ecuación de Navier-Stokes para flujo potencial mediante un esquema de diferencias finitas, o elementos finitos. Sin embargo, para entender un poco mejor las causas de las diferentes características del flujo, existe una manera de realizar una solución puramente teórica del flujo alrededor de un perfil sin necesidad de incurrir en métodos numéricos. Una herramienta muy útil para dicho fin es la transformada conformal. Es una transformada en el espacio complejo, por medio de la cual una geometría muy sencilla como lo es el círculo, puede ser transformada en una geometría más compleja como lo sería un perfil aerodinámico.

#### 5.1.1 Transformada Conformal

Una de las transformadas más famosas, que da lugar a una familia de perfiles aerodinámicos conocidos como los perfiles de Joukowski se puede enunciar de la siguiente manera:

$$z = \zeta + \frac{l^2}{\zeta}$$

Ec. 5-1

En esta ecuación  $z$  y  $\zeta$  son variables complejas y cada una de ellas puede ser representada de manera gráfica en un plano complejo.

Siguiendo esta transformación, un círculo en el espacio de  $\zeta$  puede ser transformado en un perfil con características aerodinámicas como se mostrará a continuación.

Un círculo centrado en el origen con radio  $l$  en el espacio  $\zeta$  será transformado en una línea horizontal en el espacio  $z$ . Círculos del espacio  $\zeta$  con radio mayor a  $l$  serán transformados en elipses con focos comunes (véase Figura 5-1). El hecho de ser elipses con los mismos focos implica que cuando el radio del círculo  $r \gg l$ , la elipse tiende a un círculo de radio  $r$ . Este hecho muestra como la transformada propuesta modifica el espacio cercano al origen, sin embargo no tiene mayor efecto sobre las regiones lejanas. Este hecho será muy importante más adelante en la solución del flujo potencial alrededor de un objeto, ya que el flujo cercano al origen (cercano al objeto) será

influenciado, más sin embargo el flujo lejano al objeto no se verá influenciado por la transformada.

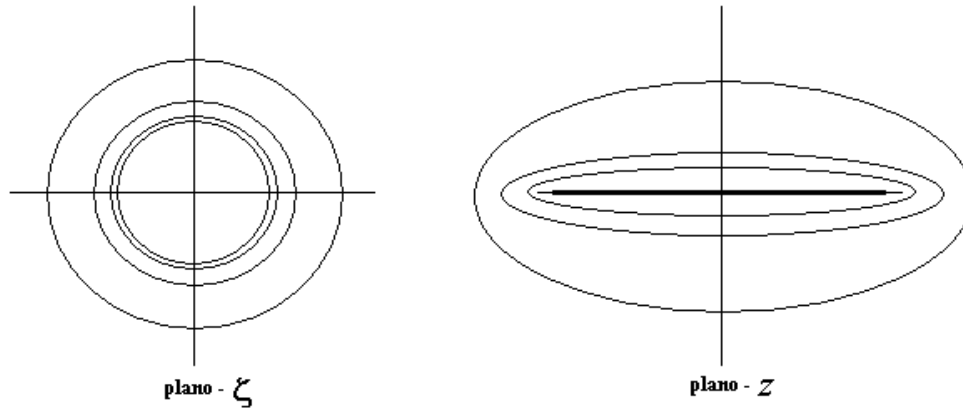


Figura 5-1. Efecto de la transformada conformal.

Para entender la manera en la cual se pueden construir perfiles aerodinámicos a partir de esta transformada se debe comenzar por estudiar transformaciones sencillas. La primera de estas es transformar un círculo cuyo centro se encuentre sobre el eje real del plano  $\zeta$  pero que no coincida con el origen. De esta manera se busca construir un círculo que sea tangente por izquierda con el círculo de radio  $l$  en el plano  $\zeta$ , pero cuyo radio sea ligeramente mayor. De esta manera la transformada logra que los puntos que son transformados al espacio  $z$  se aproximen a la línea horizontal (punta filuda) por izquierda, y se aproximen a una de las elipses por derecha. De esta manera se logra construir un perfil aerodinámico simétrico con borde de salida filudo y punta elíptica (véase Figura 5-2).

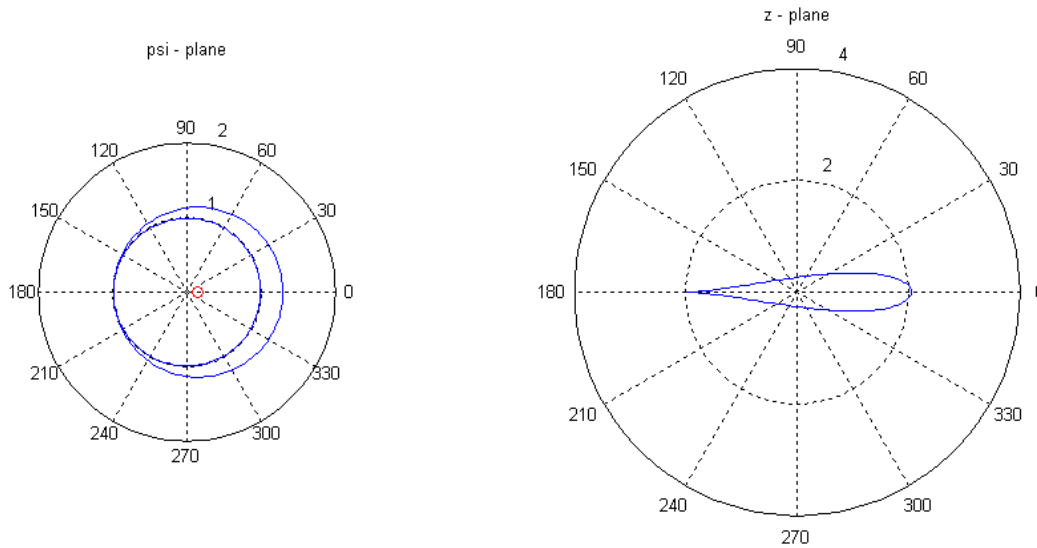
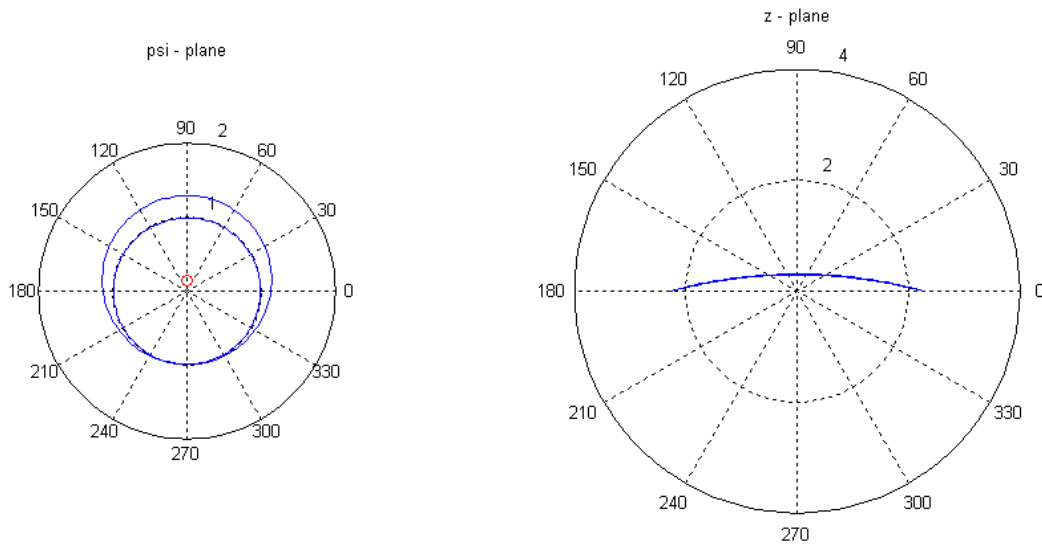


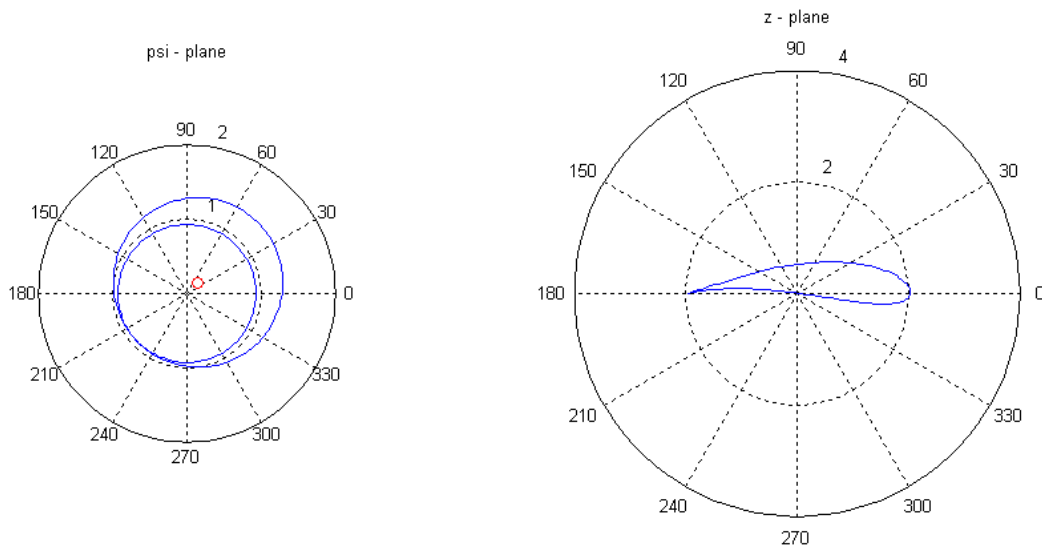
Figura 5-2. Transformada de un círculo con centro sobre el eje real.

La siguiente transformada elemental es la de transformar un círculo con centro sobre el eje imaginario del plano  $\zeta$  pero que nuevamente no coincida con el origen, sino que sea tangente al círculo de radio  $l$  por abajo y con radio ligeramente superior a  $l$ . Esta transformada va a tener como consecuencia la formación de una línea con combadura como se muestra en la Figura 5-3.



**Figura 5-3. Transformación de un círculo con centro sobre el eje imaginario.**

Con estas dos transformaciones elementales, se crea una base para generar perfiles con espesor y combadura, y que cumplen el requerimiento de tener un borde de ataque curvo y un borde de salida filado. Esta geometría se logra haciendo la transformación de un círculo en general tangente al círculo de radio  $l$ , pero con radio ligeramente mayor y con centro situado en una posición  $s$  diferente al origen. Dicho círculo se puede representar mediante variables complejas como  $|\zeta - s| = a$ , siendo  $a$  el radio. Variando la posición de  $s$  se pueden lograr variaciones sobre el espesor y la combadura del perfil (véase Figura 5-4). La familia de perfiles que se obtiene mediante esta transformación se conoce como perfiles de Joukowski.



**Figura 5-4. Perfiles de Joukowski.**

### 5.1.2 Flujo alrededor de perfiles de Joukowski

La transformada conformal es de gran ayuda debido a que mediante la solución al flujo alrededor de un círculo se puede encontrar la solución al flujo alrededor de un perfil. Ya

que se está considerando el flujo potencial, se puede escribir el potencial complejo  $w$  alrededor de un círculo que define el flujo de un viento de velocidad uniforme  $V$  incidendo a un ángulo  $\alpha$  en el plano  $\zeta$  como

$$w = V\zeta e^{i\alpha} + \frac{Va^2 e^{-i\alpha}}{\zeta - s} + 2aiV \sin \beta \log(\zeta - s)$$

$$ae^{i\beta} = e^{i\alpha}(l + s)$$

Ec. 5-2

La segunda ecuación define el ángulo  $\beta$  que se conoce como el ángulo de incidencia total. Conociendo el campo escalar que define el potencial, se puede de manera sencilla derivar parcialmente con respecto a la coordenada  $\zeta$  para encontrar el campo de velocidades alrededor del círculo. Sin embargo es de mayor interés conocer el campo de velocidades alrededor del perfil aerodinámico, por lo tanto se requiere hacer un paso intermedio para calcular la derivada del potencial con respecto a  $z$ . De esta manera se

$$\text{obtiene } \frac{dw}{dz} = \frac{dw}{d\zeta} \cdot \frac{d\zeta}{dz} = \frac{dw}{d\zeta} \cdot \frac{\zeta^2}{\zeta^2 - l^2}$$

En esta ecuación, el término de la derecha se obtuvo a partir de la manera en que fue definida la transformada conformal. El resultado de lo anterior es entonces

$$\frac{dw}{dz} = Ve^{i\alpha} (\zeta + l - 2ae^{-i\alpha} \cos \beta) \frac{\zeta^2}{(\zeta - s)^2 (\zeta - l)}$$

De esta última ecuación se puede calcular fácilmente el campo de velocidades en el plano  $z$  (el plano del perfil) relacionando las componentes cartesianas de la velocidad con las partes real e imaginaria de la derivada del potencial. La velocidad toma la forma

$$u - iv = \frac{dw}{dz}$$

Ec. 5-3

La solución del campo de velocidades alrededor del perfil es de gran utilidad ya que permite conocer como será la distribución de fuerzas sobre el perfil. Para lograr esto se debe hacer uso de la ecuación de Bernoulli. La constante de Bernoulli es uniforme a lo largo de todo el flujo ya que este es derivable de un potencial. Conociendo la presión en un punto distante del perfil, y sabiendo que en este punto la velocidad del flujo tiene valor  $V$ , se puede calcular fácilmente el campo de presiones.

Para conocer la forma del campo de velocidades basta con evaluar de manera numérica la Ec. 5-3 y se obtiene una solución como se muestra de manera cualitativa en la Figura 5-5 (perfil de Joukowski con  $s=0.15+0.15i$ ;  $l=1$ ). Con la ayuda de la ecuación de Bernoulli se puede entonces calcular la distribución de presiones sobre el perfil como se muestra en la Figura 5-6.

Para mayor claridad en cuanto a la manera numérica de realizar la solución se puede consultar el código implementado en MatLab en el Apéndice B

La distribución de presiones es de suma importancia para el cálculo del coeficiente de sustentación ya que permite mediante una sencilla integración calcular la fuerza neta sobre el perfil.

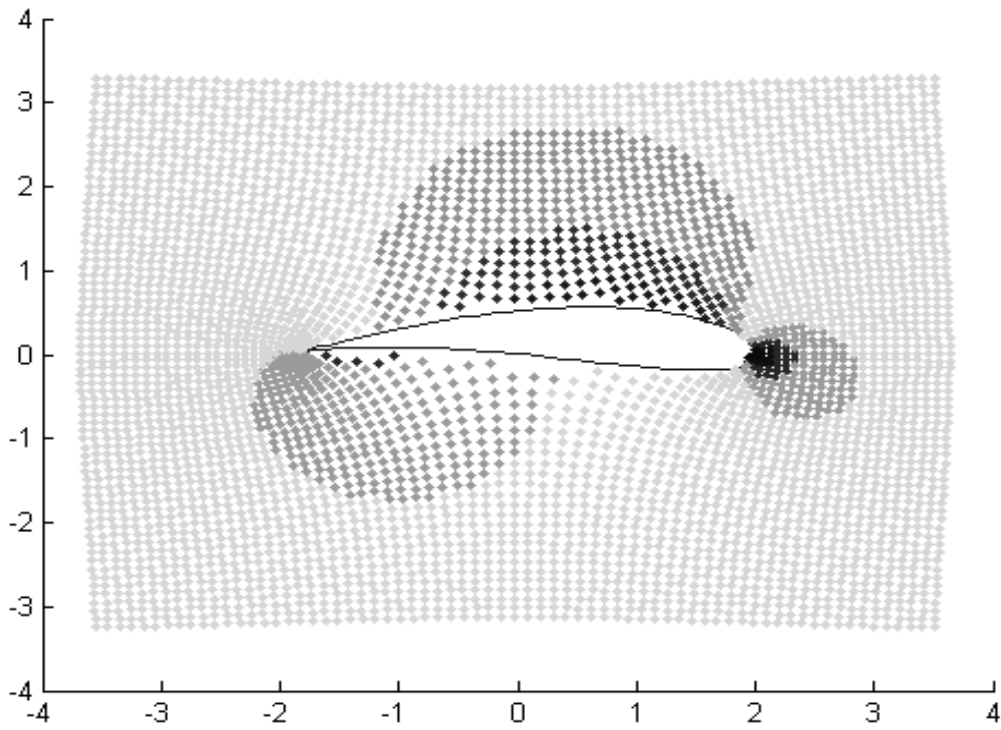


Figura 5-5. Solución teórica del campo de velocidades para un perfil de Joukowski.

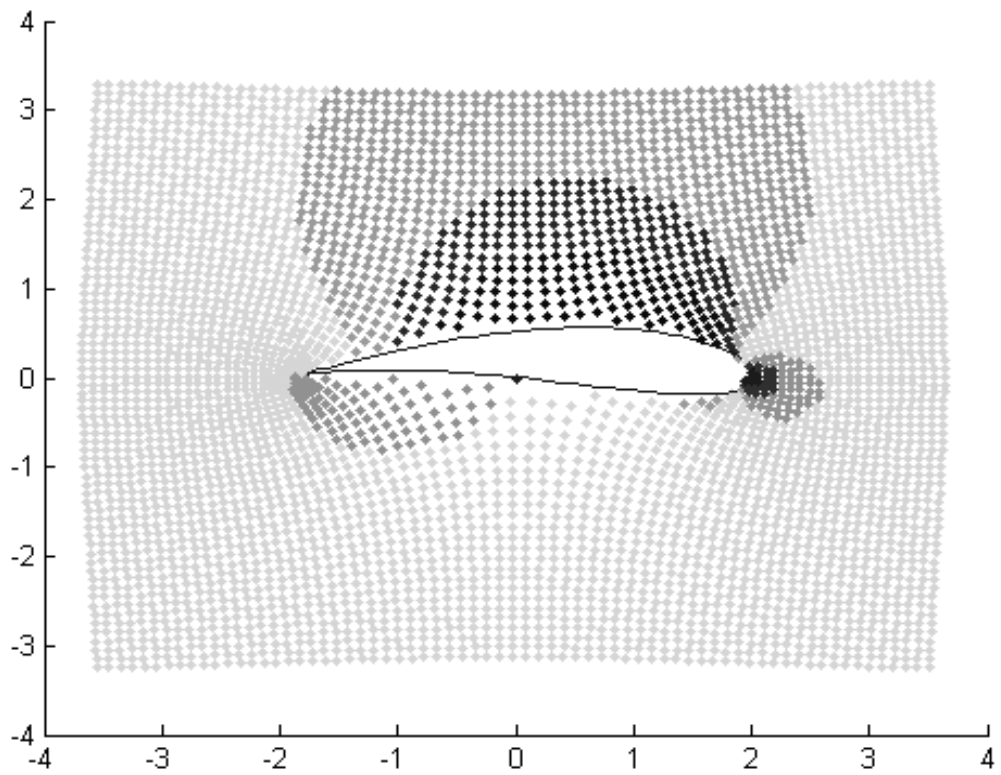


Figura 5-6. Solución teórica de la distribución de presiones para un perfil de Joukowski.

### 5.1.3 Coeficiente de sustentación

El coeficiente de sustentación para el perfil se puede obtener al hacer una integral de las contribuciones de fuerza sobre elementos diferenciales de longitud sobre la superficie

del perfil. La fuerza neta sobre el perfil se puede expresar como  $F = \oint_C p \cdot dl e^{-i\frac{\pi}{2}}$ . El

término  $e^{-i\frac{\pi}{2}}$  indica una rotación de  $90^\circ$  en sentido horario para indicar que la fuerza actúa de manera perpendicular y hacia adentro del perfil. La integral se debe realizar a lo largo de la superficie del perfil y el resultado de esta debe ser un valor exclusivamente perpendicular a la dirección de la velocidad de incidencia, ya que la solución del flujo potencial no da lugar a fuerzas de arrastre.

Al realizar este cálculo para diferentes ángulos de ataque se obtiene una curva teórica de sustentación para el perfil. Es claro que en esta curva de sustentación no estarán presentes los efectos de entrada en pérdida del perfil ya que este es un efecto que no es capaz de predecir el flujo potencial.

La curva de sustentación para el perfil de Joukowski ejemplificado en la sección anterior se muestra en la Figura 5-7.

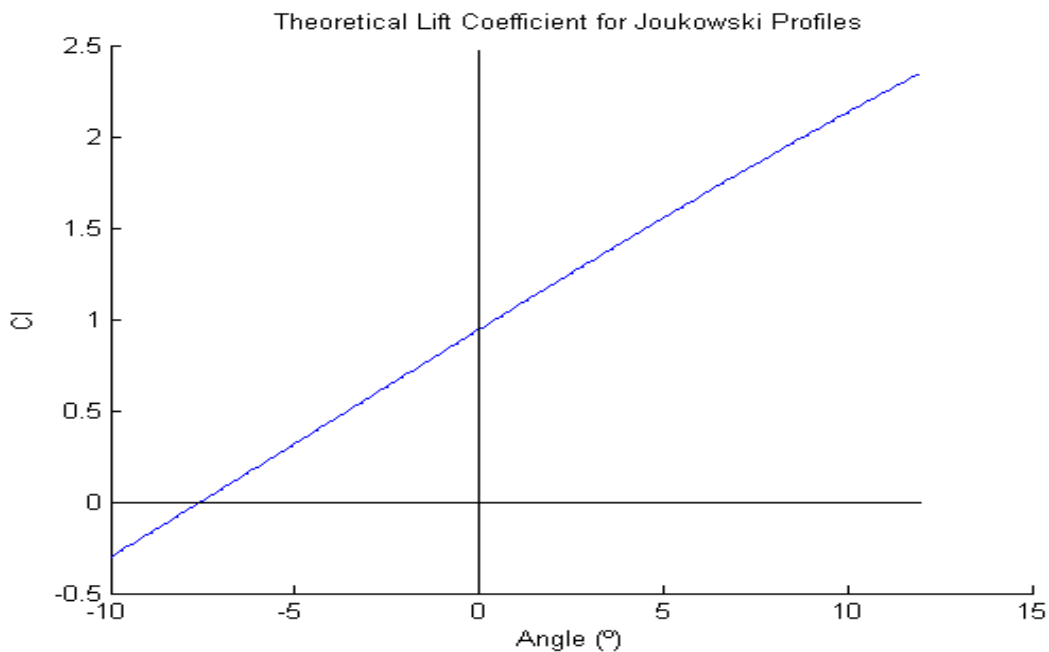


Figura 5-7. Curva de sustentación teórica para un perfil de Joukowski.

### 5.1.4 Modificaciones en el borde de salida

Una primera aproximación para comprender los efectos que tienen las modificaciones propuestas sobre el borde de salida del perfil es considerar la integral de las contribuciones de fuerza no sobre todo el perfil, sino dejando por fuera del cálculo la región de la cola que se vería sometida a la modificación.

Si se define la variable  $\lambda$  como el porcentaje con respecto a la cuerda del perfil que ha sido recortada, entonces se puede realizar una integral parcial sobre la superficie del perfil que no incluya las fuerzas generadas sobre el perfil en posiciones mayores a  $b(1-\lambda)$ , siendo  $b$  la cuerda original del perfil. El coeficiente de sustentación se calcula con respecto a la nueva cuerda del perfil, es decir sobre una cuerda  $b' = b(1-\lambda)$ .

Al realizar este cálculo para diferentes valores de  $\lambda$  se obtienen diferentes curvas de sustentación para el mismo perfil. Un ejemplo de dichas curvas, haciendo el cálculo sobre el perfil trabajado en las secciones anteriores ( $s=0.15+0.15i$ ) se ve en la Figura 5-8.

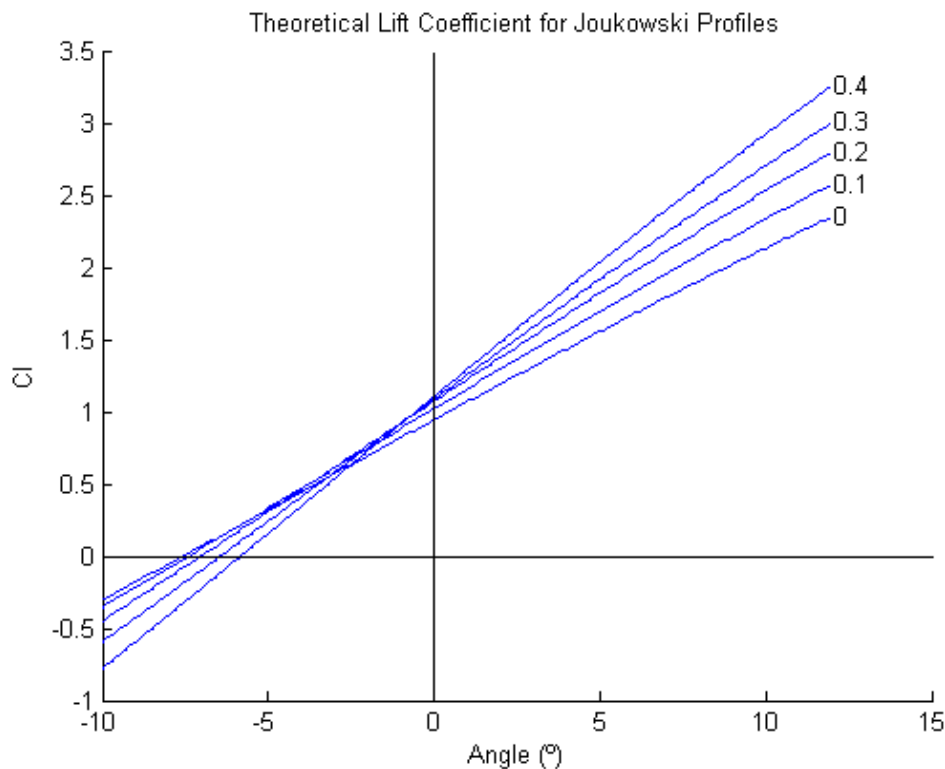
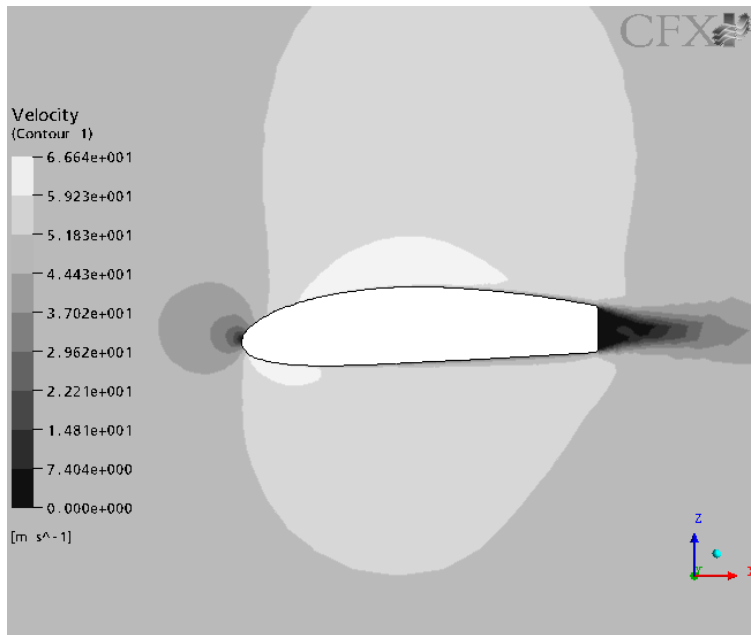


Figura 5-8. Curvas de sustentación para diferentes valores de  $\lambda$

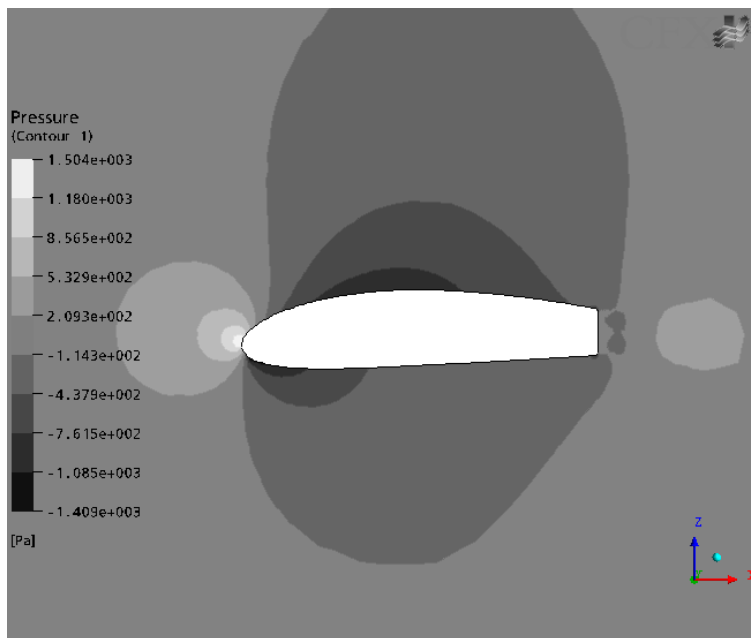
Estas curvas presentan 2 características principales. La primera y más evidente es el aumento en la pendiente de la curva de sustentación. La segunda es el aumento del ángulo de cero sustentación. Los dos efectos combinados generan un corrimiento de las curvas hacia la derecha, al tiempo con la inclinación de estas.

Debido al carácter de flujo potencial que se simula en los perfiles Joukowski, no se toman en consideración los efectos de separación del flujo que se presentan en las esquinas de los cortes. En estas esquinas sucede un efecto similar al de un flujo en una tubería que presente una expansión súbita. Debido a los vórtices que se generan en las esquinas existe una pérdida de energía del fluido que se manifiesta aguas abajo como una caída de la presión. En el caso de la separación del flujo en las esquinas del corte, la pérdida de energía se ve representada como una disminución en la velocidad y un aumento en la presión y la turbulencia. Si se considera el flujo de alta velocidad que viene sobre la superficie superior del perfil, este entra en una región de estancamiento

en la cola del perfil (véase Figura 5-9), causando que la presión aumente súbitamente hasta el valor de la presión atmosférica (véase Figura 5-10).



**Figura 5-9. Región de estancamiento en el borde de salida.**



**Figura 5-10. Aumento súbito de presión en el borde de salida.**

Este aumento de presión en la cola del perfil tiene dos efectos principalmente. El primero es el de aumentar el arrastre sobre el perfil debido a un aumento en el gradiente adverso de presión. Un segundo efecto de este gradiente de presión es imponer al flujo una condición presurizada en la salida, lo cual causa una disminución en la velocidad del flujo en la región superior del perfil. Al disminuir la velocidad sobre el perfil, aumenta la presión sobre la cara superior, y por lo tanto disminuye la fuerza de



sustentación (disminución de  $C_L$ ). Este efecto altera las pendientes de las curvas de sustentación propuestas en la Figura 5-8.

Para contrarrestar este efecto, se puede pensar en realizar modificaciones que no impliquen una separación súbita del flujo en las esquinas del corte (véase sección *Conclusiones – Trabajo Futuro*).

## 5.2 Arrastre

El arrastre en perfiles aerodinámicos es consecuencia de diversos factores, sin embargo entre estos se pueden distinguir dos de ellos que se podría decir son los principales. El primero es el arrastre inducido por gradientes de presión a lo largo del perfil. Estos se ven incrementados en gran manera en condiciones de separación de la capa límite. El segundo efecto es el arrastre causado por la fricción entre la superficie del perfil y el fluido, causado por los esfuerzos cortantes que se desarrollan en el fluido al interior de la capa límite. Para pequeños ángulos de ataque, el segundo efecto es más significativo que el primero, mientras que para ángulos de ataque más elevados, el área de la región de separación es mayor, causando mayores pérdidas de energía y por lo tanto incrementando la fuerza de arrastre.

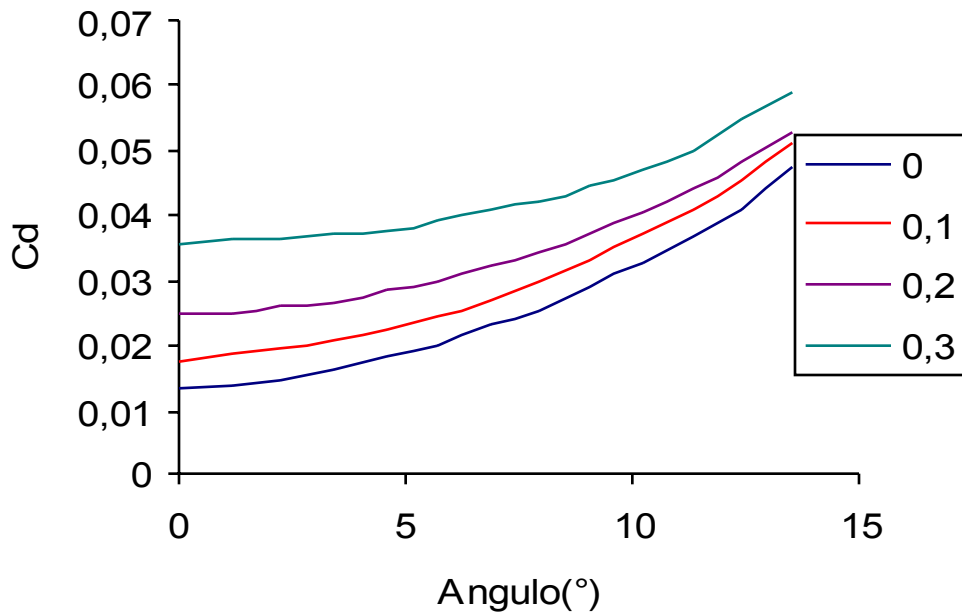
La fuerza de arrastre en perfiles aerodinámicos es difícilmente modelada mediante modelos teóricos. Esta dificultad recae en la limitación que presenta la solución exacta de la ecuación de Navier-Stokes para flujo rotacional y viscoso en geometrías complicadas. De hecho existe un número muy limitado de situaciones para las cuales se puede llegar a una solución exacta de esta ecuación. Para situaciones más complejas hace falta el uso de métodos numéricos. La sustentación por el contrario se puede predecir de manera muy adecuada mediante una aproximación de flujo potencial. Dicha aproximación es válida precisamente porque el tamaño de la capa límite es pequeño en comparación con las dimensiones del perfil, y por fuera de la capa límite es muy válida la aproximación de flujo irrotacional.

Una de las pocas situaciones en las cuales se puede hacer un modelaje teórico de una componente de la fuerza de arrastre sobre un perfil es el caso de alas con relación de aspecto finita, en las cuales los vórtices inducidos en los extremos dan lugar a pérdidas de energía que tienen como consecuencia una fuerza de arrastre.

El presente trabajo no desea explorar las causas del arrastre sobre un perfil aerodinámico, sino explorar las consecuencias que puedan sobre esta las modificaciones que se le hagan al borde de salida.

Como se verá en secciones más adelante, el comportamiento del coeficiente de arrastre para perfiles aerodinámicos al efectuar recortes en el borde de salida tiene la forma que se muestra en la Figura 5-11. La principal característica de estas curvas es el aumento del coeficiente de arrastre mínimo  $C_{D0}$ . En las siguientes líneas se hace un análisis dimensional para entender los factores que afectan el aumento de dicho coeficiente.

## Arrastre



**Figura 5-11. Coeficiente de arrastre para el perfil NACA 4415 con modificaciones en el borde de salida.**

Si se supone un perfil sin modificaciones en el borde de salida, entonces mediante un análisis dimensional se puede obtener una expresión funcional para la fuerza de arrastre en un perfil. Se supone que las fuerzas aerodinámicas sobre un cuerpo inmerso en un fluido dependen de factores geométricos del cuerpo y de propiedades físicas del fluido. De esta manera se puede proponer que la fuerza por unidad de longitud sobre un perfil aerodinámico depende geoméricamente de la cuerda del perfil, y depende también de propiedades físicas del fluido que en este caso serán la velocidad y la densidad.

Utilizando el teorema de Buckingham se puede encontrar un coeficiente adimensional que relacione la fuerza sobre el perfil con los factores anteriormente mencionados. Entre las cuatro cantidades anteriormente propuestas (fuerza, cuerda, velocidad y densidad) están comprendidas 3 unidades fundamentales (longitud, masa y tiempo). El teorema de Buckingham indica que se puede construir un factor adimensional involucrando estas 4 cantidades.

Para calcular dicho factor adimensional se pueden escribir las siguientes ecuaciones con ayuda de análisis dimensional.

$$\left[ \frac{F}{l} \right] = \frac{M}{T^2}$$

$$[b] = L$$

$$[V] = \frac{L}{T}$$

$$[\rho] = \frac{M}{L^3}$$

Ec. 5-4

$$\Pi_1 = \frac{F}{l} \cdot b^{m_1} V^{m_2} \rho^{m_3}$$

$$m_1 = -1$$

$$1 + m_3 = 0$$

$$m_2 = -2$$

$$m_1 + m_2 - 3m_3 = 0$$

$$m_3 = -1$$

$$-2 - m_2 = 0$$

La relación entre la fuerza por unidad de longitud de perfil y las cantidades anteriormente mencionadas se puede enunciar como la conocida fuerza de arrastre o sustentación como:

$$\frac{F}{l} = \Pi_1 \rho b V^2 = \frac{1}{2} c_{l,d} \rho b V^2$$

Ec. 5-5

Mediante simulación computacional se puede reconocer una característica interesante acerca del comportamiento del flujo alrededor de perfiles con modificaciones en el borde de salida.

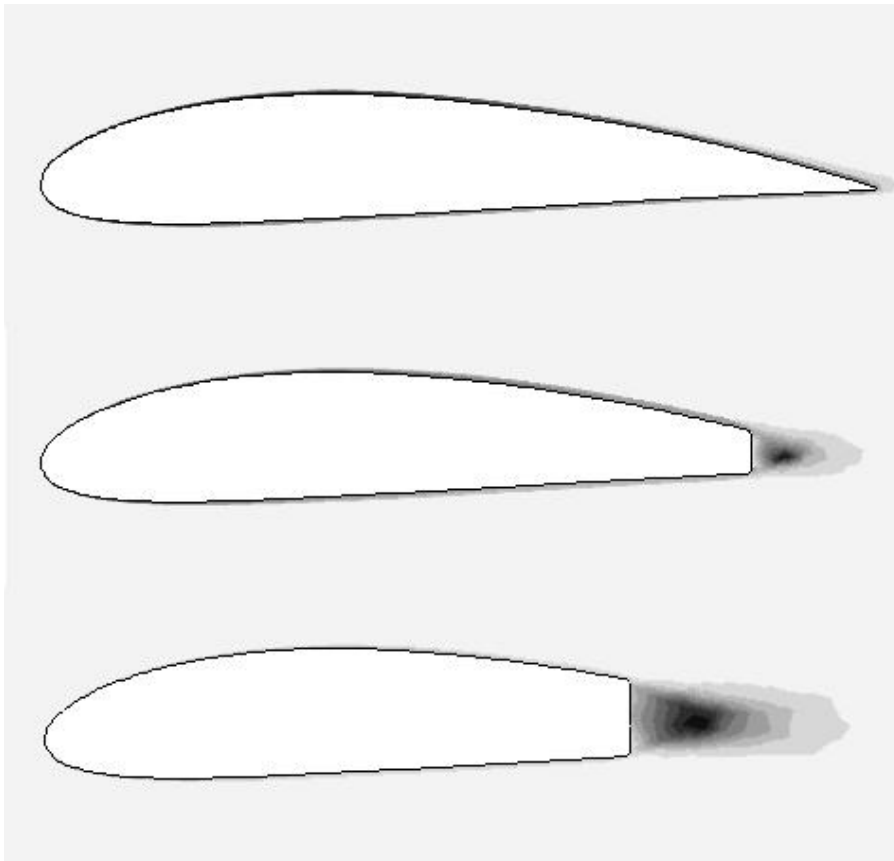


Figura 5-12. Energía cinética de turbulencia para diferentes configuraciones de borde de salida.

La Figura 5-12 muestra resultados computacionales obtenidos en Ansys CFX (R) para el perfil NACA 4415 en donde se muestra la energía cinética disipada por turbulencia. La zona recortada es claramente una zona de alta turbulencia debido a la separación del flujo en las esquinas del corte. De la figura se puede ver que el área de la región turbulenta aumenta a medida que aumenta el porcentaje de cuerda recortada.

Para comprender los efectos que tiene esta pérdida de energía sobre el arrastre en un perfil, se propone que la fuerza aerodinámica este dividida en dos componentes. La primera componente de la fuerza proporciona la potencia necesaria para vencer la potencia disipada por efectos viscosos en la superficie. La segunda componente de fuerza proporciona una potencia que suministra la energía disipada por unidad de tiempo por turbulencia en el borde de salida. De esta manera, la segunda componente de fuerza será aproximadamente función del área de flujo turbulento, la cual será aproximada al área de perfil recortado.

Sea  $\Lambda$  el porcentaje de cuerda recortado en el borde de salida. La nueva cuerda del perfil es  $b' = b(1 - \Lambda)$ . Repitiendo el análisis dimensional anterior, se puede ver que para la primera componente de fuerza de arrastre no hay cambio diferente al de sustituir  $b$  por  $b'$ . Sin embargo, para la segunda componente de fuerza, se debe incluir una nueva cantidad, que es el área  $A$  de perfil que ha sido recortada (véase Figura 5-13).

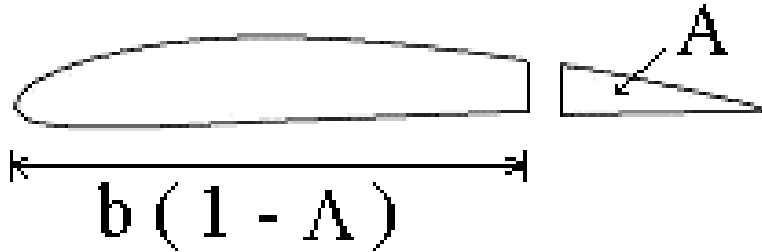


Figura 5-13. Geometría del perfil con el borde de salida recortado.

Las ecuaciones que provienen del nuevo análisis dimensional son las siguientes.

$$\begin{array}{lll}
 [F/l] = \frac{M}{T^2} & \Pi_2 = \frac{F}{l} \cdot A^{m_1} V^{m_2} \rho^{m_3} & m_1 = -\frac{1}{2} \\
 [A] = L^2 & 1 + m_3 = 0 & m_2 = -2 \\
 [V] = \frac{L}{T} & 2m_1 + m_2 - 3m_3 = 0 & m_3 = -1 \\
 [\rho] = \frac{M}{L^3} & -2 - m_2 = 0 & 
 \end{array}$$

Ec. 5-6

$$\frac{F}{l_{turb}} = \Pi_2 \rho \sqrt{AV}^2 = \frac{1}{2} c_d^* \rho \sqrt{AV}^2$$

Ec. 5-7

La fuerza neta de arrastre sobre el perfil por unidad de longitud se puede escribir como

$$\frac{F}{l} = \frac{F}{l_{\Lambda=0}} + \frac{F}{l_{urb}} = \frac{1}{2} c_d \rho b (1-\Lambda) V^2 + \frac{1}{2} c_d^* \rho \sqrt{A} V^2$$

$$F = \frac{1}{2} \left( c_d + c_d^* \frac{\sqrt{A}}{b(1-\Lambda)} \right) \rho A_p V^2$$

$$A_p = bl(1-\Lambda)$$

Ec. 5-8

El fuerza de arrastre toma la forma tradicional, es decir, es proporcional al área de planta del perfil  $A_p$  (con la cuerda modificada) y a la densidad, y proporcional al cuadrado de la velocidad. Sin embargo, el coeficiente de arrastre se debe modificar tal que este venga dado por la expresión

$$C_{D0} = c_{d0,\Lambda=0} + c_d^* \frac{\sqrt{A}}{b(1-\Lambda)}$$

Ec. 5-9

El ajuste de este modelo teórico a los datos computacionales de puede ver ejemplificado en el perfil NACA 4415 en la Figura 5-14.

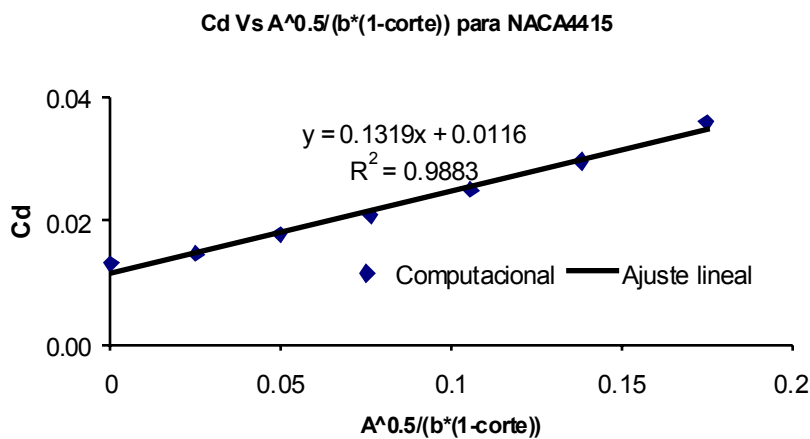


Figura 5-14. Variación del coeficiente de arrastre para el perfil NACA 4415

## 6 Simulación Computacional

### 6.1 Definición de la Simulación

Con el objetivo de estudiar las características aerodinámicas de diversos perfiles se pueden realizar simulaciones computacionales con miras a obtener de manera numérica los coeficientes de sustentación y arrastre.

El presente trabajo estudia 39 diferentes perfiles de la familia NACA de 4 dígitos los cuales se presentan en la Tabla 6-1.

<i>Perfiles NACA 4-Dígitos</i>			
2206	2212	2215	2221
2406	2412	2415	2421
2606	2612	2615	2621
4206	4212	4215	4221
4406	4412	4415	4421
	4612	4615	4621
6206	6212	6215	6221
6306	6312	6315	6321
6406	6412	6415	6421
6606	6612	6615	6621

**Tabla 6-1. Perfiles NACA estudiados**

Los perfiles fueron escogidos de tal manera que se pueda estudiar el efecto de las modificaciones tanto para cambios en el espesor como en la combadura del perfil. Para tal motivo se realizaron combinaciones entre 10 características diferentes de combadura (tanto posición del máximo de combadura como tamaño relativa de esta) con 4 espesores relativos de perfil diferentes. La referencia 16 explica el procedimiento que se puede seguir para construir perfiles con diferentes características de espesor y combadura. Este procedimiento fue implementado en MatLab v.7 y su código puede ser consultado en el Apéndice B.

La simulación computacional tuvo como objetivo obtener los coeficientes de arrastre y sustentación para los 39 diferentes perfiles, con modificaciones en el borde de salida. Dichas modificaciones, como ya se ha explicado anteriormente, consisten en realizar cortes perpendiculares a la línea de cuerda, recortando un porcentaje de la cola del ala con respecto a la cuerda. Es decir, si se habla por ejemplo de un porcentaje de recorte del 10% para una cuerda de originalmente 1m de longitud, se estará hablando de un nuevo perfil cuya cuerda es de 0.9m. Para las simulaciones, se realizaron cortes en el perfil que van desde el 0% (ninguna modificación), hasta el 30% de la cuerda, en incrementos del 5%.

El total de perfiles diferentes a ser simulados es por lo tanto 273. Para cada uno de estos perfiles se requiere un modelo, enmallado, y archivo de definición de simulación diferente. Los modelos de los perfiles fueron realizados con el paquete SolidEdge v.17. Para el enmallado se utilizó el módulo Ansys CFXMesh (R) del paquete Ansys

Workbench. Para llevar a cabo la simulación se utilizó el paquete de elementos finitos para fluidos Ansys CFX (R) v.5.7.

### 6.1.1 Definición de la Geometría

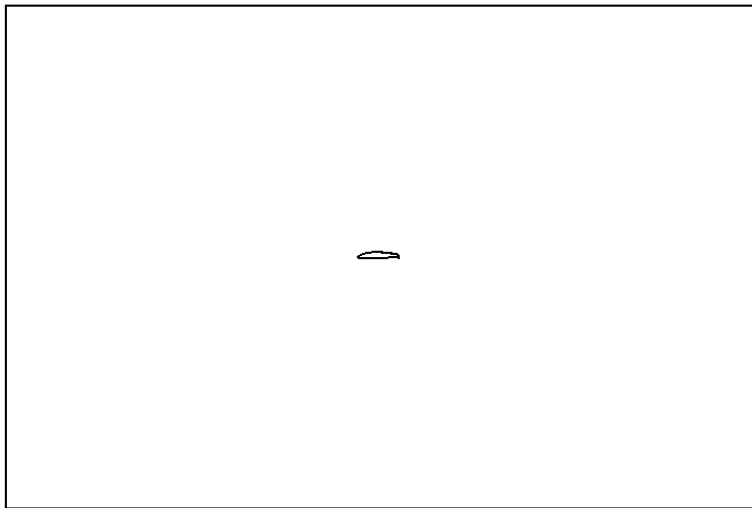
Para modelar la geometría de los perfiles, se utilizó el procedimiento original propuesto por la NACA en el año 1932 en su trabajo titulado "*The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable Density Wind Túnel*". El código fue implementado en MatLab v.7, exportando archivos de coordenadas compatibles con el programa Microsoft Excel del paquete Office XP. El código puede ser consultado en el Apéndice B.

La geometría modelada tiene una longitud de cuerda de 1m (antes de realizar modificaciones) y el espesor del perfil simulado de 0.3m. Los ángulos rectos que se producen al realizar las modificaciones en el borde de salida del perfil dan lugar a problemas de convergencia en el modelo, por lo tanto estos fueron reemplazados por redondeos de 3mm de radio (véase Figura 6-1).



**Figura 6-1. Borde de salida con esquinas redondeadas**

Para la simulación del flujo alrededor del perfil se definió un volumen de control rectangular con dimensiones aproximadamente 15 veces mayores a las del perfil (véase Figura 6-2).



**Figura 6-2. Volumen de control alrededor del perfil**

### 6.1.2 Enmallado

Para el enmallado del volumen de control se utilizó CFXMesh (R), módulo del programa Ansys Workbench. Se realizó un enmallado por medio de la extrusión unidimensional de una malla de superficie 2D (para lograr simulación 2D). Se construyeron en total 237 mallas independientes.

El tamaño máximo de elemento se limitó a 10cm en las regiones más alejadas del perfil, y a 1cm en las regiones próximas al perfil con un radio de acción de 1.2m. Sobre la superficie del perfil se especificaron elementos de 1cm de longitud. Alrededor del perfil se crearon 14 capas de elementos (inflated boundaries) todas al interior de un espesor de 1mm.

### 6.1.3 Parámetros de Simulación

Los parámetros de la simulación se especificaron como se indica en la Tabla 6-2.

<b>Parámetros de Simulación</b>	
<b>Simulación</b>	Estado estable
	2D
<b>Propiedades del Dominio</b>	
<i>Tipo</i>	Estacionario
<i>Fluido</i>	Aire (Gas Ideal)
<i>Presión Referencia</i>	$1.013 \times 10^5$ Pa
<i>Temperatura Referencia</i>	298 K
<b>Modelo de Transferencia de Calor</b>	
<i>Trans. Calor</i>	Isotérmico
<b>Turbulencia</b>	
<i>Modelo</i>	k- $\epsilon$

Tabla 6-2. Parámetros de Simulación

Los parámetros de control de la simulación se definieron según la Tabla 6-3.

<b>Control de Simulación</b>	
<b>Convergencia</b>	
No. Max de iteraciones	120
Residuo RMS	$1 \times 10^{-4}$

Tabla 6-3. Parámetros de Control de la Simulación



Las condiciones de frontera fueron especificadas acordes con la Tabla 6-4.

<b>Fronteras</b>	
<b>Frontera de entrada</b>	
<i>Tipo</i>	Subsónico
<i>Componentes de Velocidad</i>	
<i>U</i>	50 m/s
<i>V</i>	0 m/s
<i>W</i>	0-12 m/s
<b>Frontera de salida</b>	
<i>Tipo</i>	Frontera abierta, subsónica
<i>Presión relativa</i>	0 Pa
<i>Turbulencia</i>	Intensidad media
<b>Fronteras laterales</b>	
<i>Tipo</i>	Periódicas simétricas
<b>Frontera Perfil</b>	
<i>Tipo</i>	Pared lisa
<i>Opción</i>	No deslizamiento

Tabla 6-4. Condiciones de Frontera

Para realizar cada simulación se requiere de un archivo de definición, el cual contiene todas las condiciones anteriormente mencionadas. Para cada una de las mallas se realizaron en total 13 diferentes simulaciones variando los parámetros de velocidad para obtener diferentes ángulos de ataque.

Para generar los archivos de definición de cada malla, se utilizó un macro generado sobre Microsoft Excel, en el cual se dejó constante la componente horizontal U de la velocidad con valor de 50 m/s. La componente vertical de velocidad W se varió en incrementos de 1 m/s desde 0 m/s hasta 12 m/s. De esta manera se logra una simulación para 13 ángulos de ataque diferentes que varían desde 0° - 13.5°. El código de dicho macro se puede consultar en el Apéndice B.

### 6.1.4 Simulación

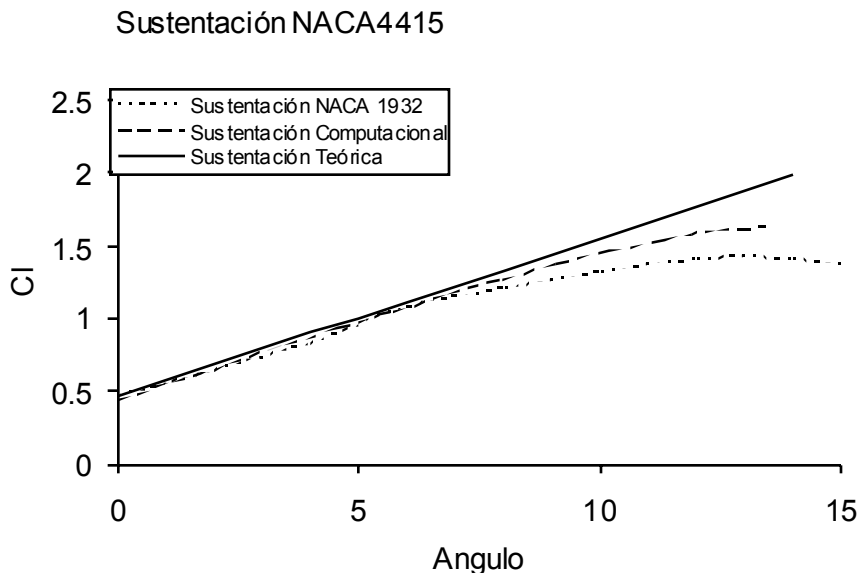
Para la solución de los diferentes enmallados se hace uso de los archivos de definición generados, y se realiza una corrida en serie de diversas simulaciones con el programa Ansys CFX (R) Solver. La simulación de los 39 perfiles NACA consiste en 7 diferentes tamaños de corte en el borde de salida, cada uno en 13 diferentes posiciones angulares. En total se requirió de aproximadamente 3600 simulaciones, cada una con una duración aproximada de 8 minutos. Las líneas de código necesarias para llevar a cabo las simulaciones en serie se pueden consultar en el Apéndice B.

Los resultados que se desean obtener de cada una de las corridas de simulación son las fuerzas netas viscosas y de presión sobre la frontera del ala. Para la obtención de los

resultados se generó un macro en Microsoft Excel, el cual se encarga de encontrar las componentes horizontal y vertical de la fuerza neta sobre el perfil. Mediante una sencilla rotación de coordenadas se puede hacer el cálculo de las fuerzas netas de arrastre y sustentación sobre el perfil. El código de dicho macro se puede consultar en el Apéndice B.

Para cada uno de los perfiles se generaron curvas de sustentación, arrastre y sustentación/arrastre. Las curvas obtenidas de manera computacional se encuentran registradas en el Apéndice A del presente trabajo.

En este punto se pueden hacer algunos comentarios sobre los resultados obtenidos. El coeficiente de sustentación obtenido de manera computacional sigue muy bien los datos originalmente reportados por la NACA, y que se pueden consultar en la recopilación de información de perfiles realizada por Abbott y Doenhoff. La Figura 6-3 muestra una comparación entre los datos computacionales obtenidos para el perfil NACA 4415 y los datos experimentales reportados (con corrección para perfil de relación de aspecto infinita).

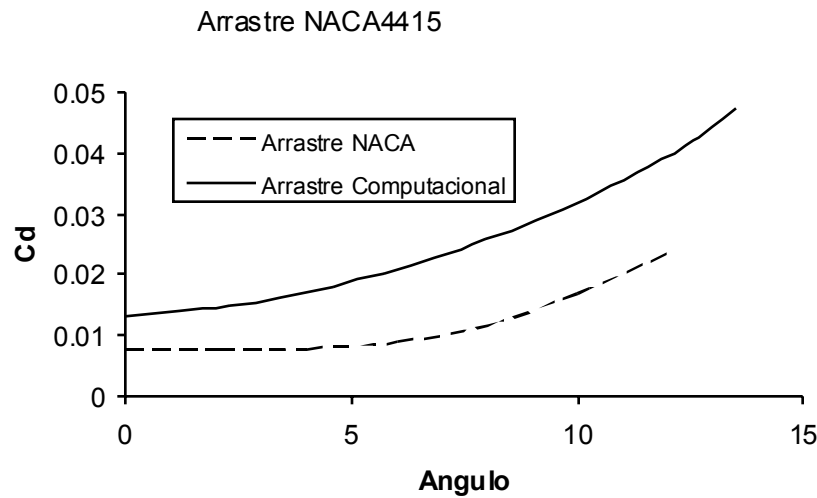


**Figura 6-3. Coeficiente de sustentación NACA 4415.**

Se puede apreciar que la coincidencia de los resultados computacionales es bastante buena, sin embargo difiere algo con los resultados experimentales (reportados por la NACA) para ángulos de ataque cercanos al punto de entrada en pérdida del perfil. Esta diferencia se debe a la incapacidad del modelo de turbulencia  $k-\epsilon$  para predecir de manera adecuada el punto de separación de la capa límite. De la misma manera, los efectos de separación están ligados a la dinámica del flujo al interior de la capa límite, la cual sólo se puede conocer en buena manera en tanto que se mejore extremadamente el refinamiento de la malla en regiones muy cercanas a la superficie del perfil, lo cual tiene repercusiones negativas en el tiempo requerido para la solución y en la calidad de la convergencia, debido a efectos de inversión del flujo en la región de separación.

En cuanto a la estimación de las fuerzas de arrastre de manera computacional, se debe hacer claridad en que existen normalmente problemas para predecir con precisión los

valores de esta. La Figura 6-4 muestra la comparación entre los valores de coeficiente de arrastre obtenidos de manera experimental por la NACA en el año 1932 en comparación con los resultados obtenidos de manera computacional.



**Figura 6-4. Coeficiente de arrastre para NACA 4415.**

Aunque existen diferencias entre los valores predichos por CFX (R) y aquellos reportados experimentalmente, los paquetes de CFD siguen siendo utilizados en gran manera. Existen maneras de corregir en algún grado las diferencias obtenidas. Se pueden emplear métodos más complejos para variar el valor de  $k$  en el modelo de turbulencia dependiendo de la posición sobre el perfil, o se puede hacer uso del criterio de Michel para estimar el cambio a flujo turbulento. Una manera más sencilla para mejorar en cierta manera los resultados es utilizar un modelo de turbulencia  $k-\omega$ , el cual puede predecir el punto de separación con mejor precisión.

## 6.2 Resultados Computacionales

Los valores de coeficiente de arrastre y sustentación generados para los 39 diferentes perfiles simulados, con los 7 recortes en el borde de salida se pueden consultar en el Apéndice A. Las siguientes figuras ilustran un ejemplo de los resultados obtenidos. En estas se puede ver la influencia de las modificaciones realizadas en el borde de salida para el perfil NACA 4415, en donde se han omitido los valores de porcentaje de recorte  $\Lambda = 5\%$ ,  $15\%$  y  $25\%$  por claridad en la figura.

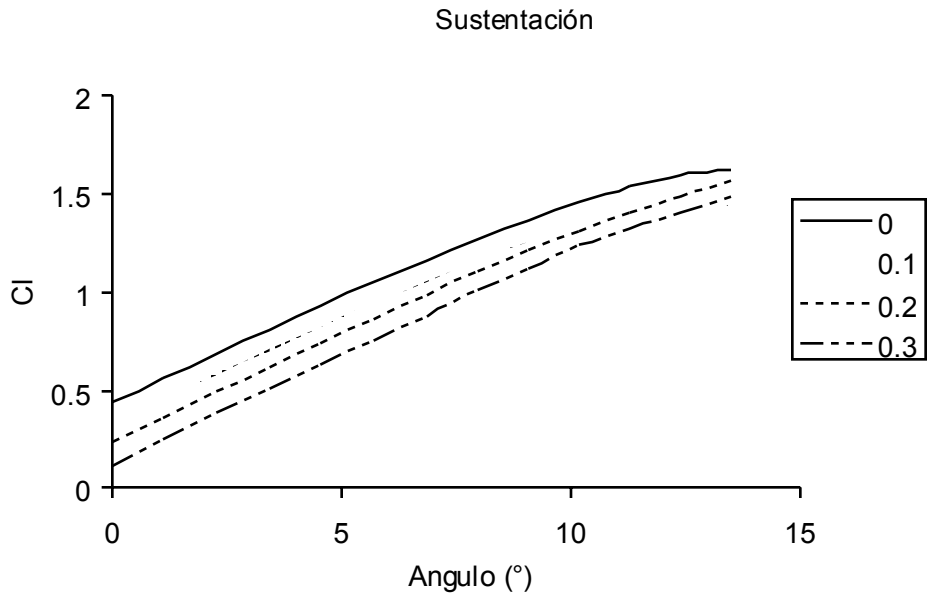


Figura 6-5. Coeficiente de Sustentación NACA 4415

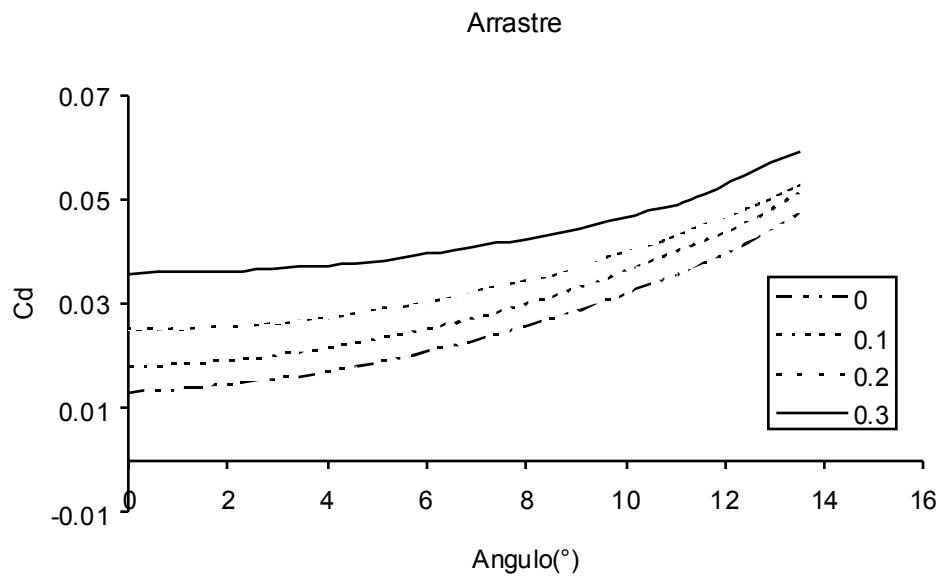


Figura 6-6. Coeficiente de arrastre NACA 4415

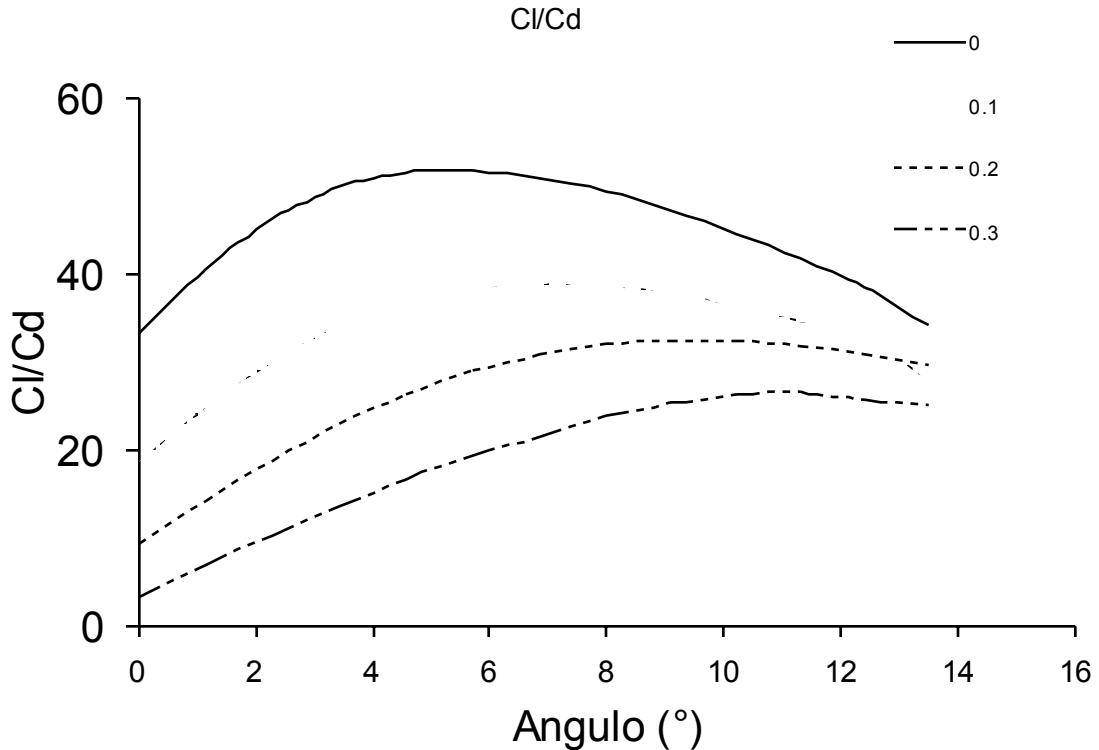


Figura 6-7. Sustentación/Arrastre NACA 4415

Antes de entrar en el detalle del análisis de las diferentes características de los coeficientes de arrastre y sustentación al someter los perfiles a modificaciones, se pueden destacar algunos puntos principales. Al realizar recortes en el borde de salida se obtienen los siguientes resultados:

- Existe un corrimiento hacia la derecha (hacia mayores ángulos de ataque) de la curva de sustentación del perfil a medida que aumenta el valor de  $\Lambda$ .
- El valor del coeficiente de arrastre aumenta a medida que aumenta  $\Lambda$ . En especial se observa un aumento en el valor de  $C_{D0}$  (coeficiente de arrastre mínimo).
- A medida que aumenta el valor de  $\Lambda$ , el valor de  $\frac{C_L}{C_{D_{\max}}}$  disminuye, y la posición angular a la cual este ocurre  $\alpha_{L/D_{\max}}$  aumenta.

Un momento de reflexión sobre las parametrizaciones que se realizaron en el capítulo *Sustentación y Arrastre* para las curvas de arrastre y sustentación permite entender cuales son los factores principales que causan una modificación en  $\alpha_{L/D_{\max}}$ . Estudiando la representación geométrica que se utilizó en este capítulo para encontrar dicho valor, se puede concluir que la principal causa para el aumento de  $\alpha_{L/D_{\max}}$  es el corrimiento hacia la derecha de la curva de sustentación, es decir un aumento en el valor  $C_{01}$ . La representación geométrica de  $\alpha_{L/D_{\max}}$  se presenta nuevamente por claridad en la explicación.

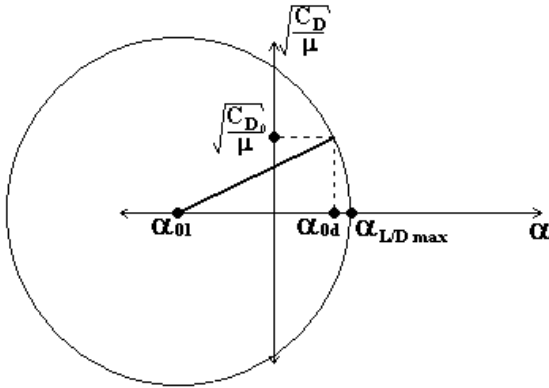


Figura 6-8. Representación gráfica de  $\alpha_{L/D \max}$ .

Si se sustituye el valor de  $\alpha_{L/D \max}$  en la Ec. 4-2 se puede observar que el factor principal en la disminución de  $\frac{C_L}{C_{D \max}}$  es el aumento en el valor de  $C_{D0}$ .

Los cambios inducidos en las curvas de arrastre y sustentación debido a modificaciones en el borde de salida se ven por lo tanto representadas en la curva de sustentación/arrastre. Adicional a esto, dicha curva es de inmensa importancia en diversas aplicaciones. Diversas aplicaciones en turbomaquinaria exigen que los perfiles aerodinámicos sean situados con respecto a la velocidad relativa del flujo incidente de tal manera que el ángulo efectivo de ataque sea el ángulo correspondiente a  $\alpha_{L/D \max}$ . Por estas razones, la siguiente sección busca realizar una parametrización de los resultados computacionales de manera que se pueda entender cual es el efecto de las modificaciones en el borde de salida del perfil sobre el rendimiento aerodinámico de este.

### 6.3 Parametrización de Resultados Computacionales

Con el objetivo de estudiar los efectos de las modificaciones hechas al borde de salida sobre las características aerodinámicas de los 39 perfiles estudiados, se realiza una parametrización de la curva de sustentación/arrastre.

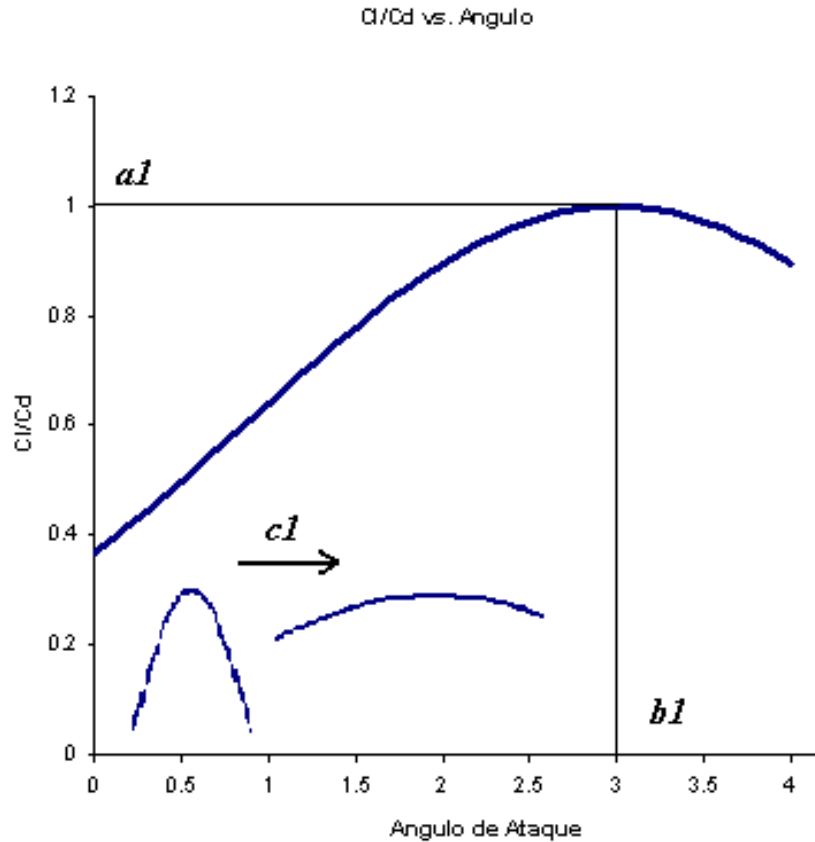
Debido a la forma de la curva, se puede hacer un intento de parametrización utilizando una función de campana Gaussiana para ajustar los datos. Al realizar dicho ajuste se observa que los coeficientes de correlación obtenidos son de 0.97-0.99. Dicha parametrización involucra tres parámetros independientes los cuales son

$$\frac{C_L}{C_D} = a_1 \exp\left(-\left(\frac{\theta - b_1}{c_1}\right)^2\right)$$

Ec. 6-1

Los parámetros  $a_1$ ,  $b_1$  y  $c_1$  representan valores independientes que son encontrados mediante métodos de mínimos cuadrados en el proceso de ajuste de las curvas. La función Gaussiana estándar es tal que se encuentra centrada en el origen, y tiene altura unitaria. Estas dos características hacen que la una parametrización de este tipo se ajuste en muy buena manera a los datos que se quieren obtener. Esto se debe a que el

parámetro  $a_1$  indica la altura de la curva de sustentación/arrastre, y el parámetro  $b_1$  indica el desplazamiento hacia la derecha de esta (véase Figura 6-9).



**Figura 6-9. Parametrización Gaussiana de Cl/Cd**

Dicho de otra manera, los parámetros  $a_1$  y  $b_1$  indican directamente los valores de  $\frac{C_L}{C_{D \max}}$  y  $\alpha_{L/D \max}$  respectivamente. La utilidad de esto radica en que basta con estudiar las variaciones de los parámetros  $a_1$  y  $b_1$  con  $\Lambda$  para comprender que efecto se tiene sobre las características aerodinámicas del perfil.

El parámetro  $c_1$  indica el ancho de la distribución Gaussiana. Las causas de la variación del parámetro  $c_1$  se harán evidentes más adelante.

### 6.3.1 Parámetro $a_1$

Como ya se indicó anteriormente, el parámetro  $a_1$  de la función Gaussiana representa la amplitud de la campana, indicando directamente de esta manera el valor de  $\frac{C_L}{C_{D \max}}$ . Si se toma un perfil en particular, se observa que este valor decrece a medida que aumenta el valor de  $\Lambda$ . Por lo tanto, se puede decir que  $a_1$  es una función de  $\Lambda$ . Al realizar las parametrizaciones pertinentes, se obtiene que la variación de  $a_1$  con  $\Lambda$  tiene la forma indicada en la Figura 6-10 (ejemplificada para el perfil NACA 4415).

Se puede observar que la variación de este parámetro es aproximadamente lineal con  $\Lambda$ . Es decir que a medida que se aumenta el porcentaje de cola recortado, se produce una disminución proporcional en el valor de  $\frac{C_L}{C_{D \max}}$ .

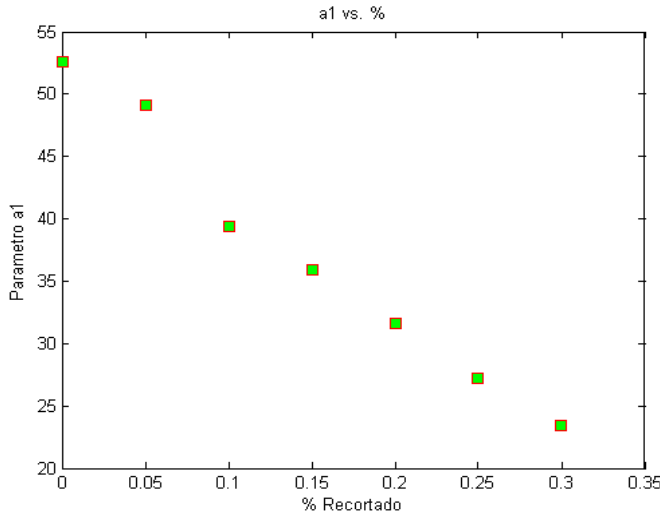


Figura 6-10. Parámetro a1 para NACA 4415

Si se aproxima esta curva mediante una línea recta, se obtienen dos valores que la caracterizan por completo. Estos pueden ser por ejemplo el valor del corte con la ordenada, y el valor de la pendiente. El corte con la ordenada representa el valor de  $\frac{C_L}{C_{D \max}}$  cuando no se ha realizado ninguna modificación sobre el perfil. Este valor es

propio del perfil, y representa  $\frac{C_L}{C_{D \max \Lambda=0}}$ . La pendiente de la recta representa las

variaciones en las características del perfil al realizar recortes en el borde de salida. El valor negativo de la pendiente indica claramente que  $\frac{C_L}{C_{D \max}}$  disminuye al aumentar  $\Lambda$ .

Valores absolutos mayores para la pendiente (pendientes más inclinadas hacia abajo) indican que hay una disminución más fuerte en el parámetro  $a_1$  al realizar las modificaciones. La pendiente indica por lo tanto la susceptibilidad del perfil al tipo de modificaciones propuestas.

Los valores del parámetro  $a_1$  para los perfiles estudiados se pueden consultar en el Apéndice A. Los valores para el  $\frac{C_L}{C_{D \max \Lambda=0}}$  y la pendiente de la recta para cada uno de los perfiles se pueden consultar en el Apéndice C.



### 6.3.2 Parámetro $b_1$

El parámetro  $b_1$  indica la posición de  $\alpha_{L/D_{max}}$ . De manera similar como se realizó en la anterior sección, es de interés observar la variación que tiene  $b_1$  con  $\Lambda$ . Del comportamiento que se obtuvo de las gráficas de sustentación/arrastre, se puede ver como  $b_1$  aumenta al aumentar  $\Lambda$ . El aumento de  $b_1$  es principalmente consecuencia del corrimiento hacia la derecha de las curvas de sustentación, como ya se había mencionado anteriormente.

La variación de dicho parámetro se puede ver ejemplificado en manos del perfil NACA 4415 en la Figura 6-11.

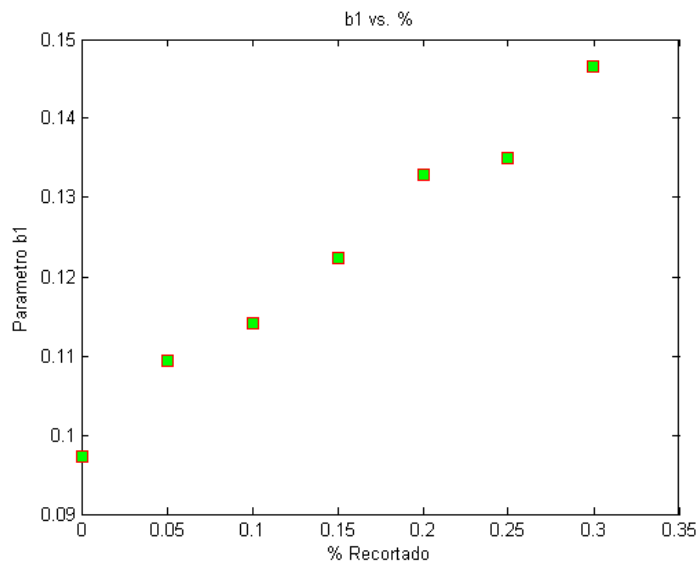


Figura 6-11. Parámetro  $b_1$  para NACA 4415

Nuevamente se observa la tendencia lineal en el incremento de  $b_1$ . Debido a la forma lineal de dicho parámetro se pueden rescatar nuevamente dos valores característicos. El valor del corte con la ordenada representa el valor de  $b_1$  cuando  $\Lambda=0$ , es decir  $\alpha_{L/D_{max\Lambda=0}}$ . La pendiente de la recta representa nuevamente la susceptibilidad del perfil a las modificaciones. Mayores pendientes indican mayores corrimientos hacia la derecha de la curva de sustentación/arrastre al realizar recortes en el borde de salida.

El valor de  $\alpha_{L/D_{max\Lambda=0}}$  es un valor propio del perfil, mientras que el valor de la pendiente es un valor propio de la modificación. Los valores del parámetro  $b_1$  para los perfiles estudiados pueden ser consultados en el Apéndice A, y los valores de  $\alpha_{L/D_{max\Lambda=0}}$  y pendiente de las curvas pueden ser consultados en el Apéndice C.

### 6.3.3 Parámetro $c_1$

El parámetro  $c_1$  es de menor importancia que  $a_1$  y  $b_1$ . Este indica que tan ancha o angosta es la curva de sustentación/arrastre. Mayores valores de este parámetro indican curvas más anchas, y de manera inversa, para valores pequeños de  $c_1$  se obtienen curvas más angostas. El que tan ancha o angosta sea la curva de sustentación/arrastre depende

principalmente de que tan lento o rápido incremente el valor del coeficiente de arrastre. Por lo tanto, valores grandes de  $c_1$  indican un crecimiento lento del coeficiente de arrastre al incrementar el ángulo de ataque, mientras que valores pequeños de  $c_1$  indican un gran incremento en el coeficiente de arrastre al incrementar el ángulo de ataque.

Para la gran mayoría de los casos, el parámetro  $c_1$  permanece aproximadamente constante al realizar modificaciones en el borde de salida (véase Apéndice A). Sólo en algunos casos se obtuvo una disminución en  $c_1$  al aumentar los valores de  $\Lambda$ . Dicha ligera disminución indica que al aumentar el porcentaje de cola recortada en el perfil, aumenta la tasa de crecimiento de  $C_D$  al incrementar el ángulo de ataque del perfil. A manera de ejemplificar una situación en la cual se aprecia la disminución en  $c_1$ , la Figura 6-12 muestra el valor de dicho parámetro para el perfil NACA 4415.

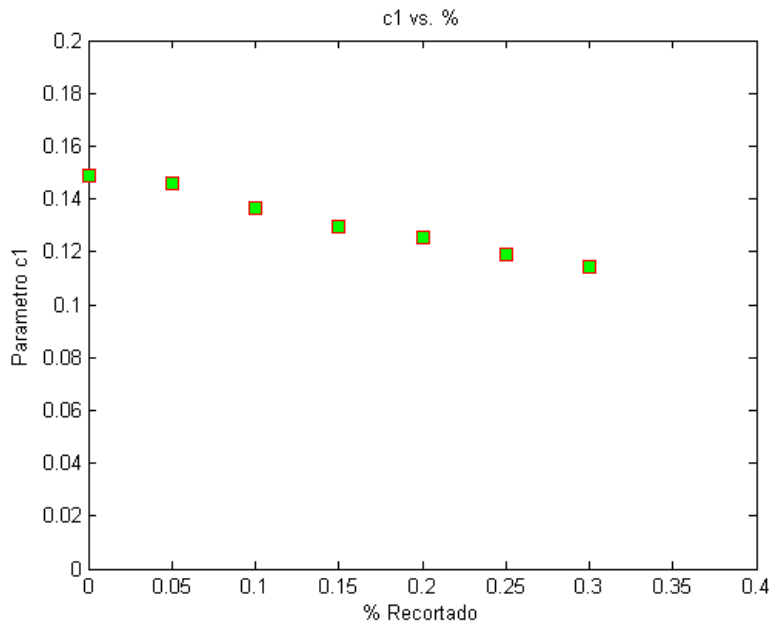


Figura 6-12. Parámetro  $c_1$  para NACA 4415

Debido a la menor importancia de este parámetro, no se realiza ningún tipo de ajuste a los datos obtenidos. Sencillamente se puede realizar un promedio de los valores de  $c_1$  para un perfil para todos los valores de  $\Lambda$ . Es decir:

$$C = \frac{\sum_{i=1}^n c_i(\Lambda_i)}{n}$$

El valor de  $C$  para cada perfil se puede consultar en el Apéndice C, mientras que los valores independientes de  $c_1$  para cada  $\Lambda$  se pueden consultar de manera gráfica en el Apéndice A.

### 6.3.4 Análisis de la Parametrización

Las siguientes líneas buscan establecer relaciones entre el comportamiento de los perfiles al ser sometidos a modificaciones y las características geométricas de estos (espesor y combadura).



De esta figura se pueden observar la relación entre espesor y combadura con la respuesta del perfil a las modificaciones hechas en el borde de salida. Se debe recordar que menores valores de pendiente (mayor valor absoluto) representan mayor susceptibilidad del perfil a los recortes en el borde de salida.

Se puede afirmar que:

- Perfiles con mayor espesor son más susceptibles a modificaciones en el borde de salida.
- Perfiles con mayor combadura son más susceptibles a modificaciones en el borde de salida.
- Perfiles con menor espesor y mayor combadura posee mayores valores de

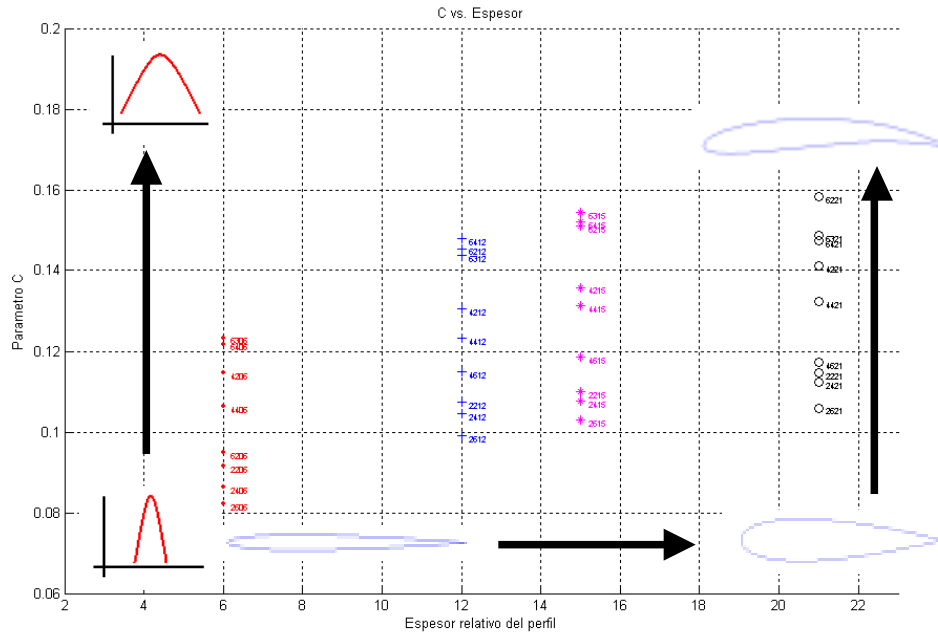
$$\frac{C_L}{C_{D \max}}$$

La segunda gráfica muestra en su abscisa el valor de la pendiente del parámetro  $b_1$  y en la ordenada el valor de  $b_1 \Lambda=0$ . Estos dos valores corresponden respectivamente a un valor propio a la modificación y un valor propio al perfil. Recordando que el parámetro  $b_1$  representa  $\alpha_{L/D \max}$  (expresado en radianes), esta gráfica proporciona información acerca de la variabilidad de la posición de  $\alpha_{L/D \max}$  al realizar modificaciones en el borde de salida, y su relación con las características geométricas de los perfiles.

Perfiles que presenten mayores pendientes para el parámetro  $b_1$  indica que hay un mayor corrimiento hacia la derecha (ángulos mayores) de  $\alpha_{L/D \max}$  al realizar modificaciones en el borde de salida.

Nuevamente, cada perfil puede ser representado como un punto en esta gráfica, y por lo tanto se puede relacionar sus características geométricas con los valores del parámetro  $b_1$ . Esta gráfica puede ser consultada en el Apéndice D, y sus características principales se encuentran contenidas en la Figura 6-14.





**Figura 6-15. Parámetro C**

De la figura se puede observar que el valor de C aumenta con el aumento del espesor y de la combadura de los perfiles. Este valor está directamente relacionado con la tasa de crecimiento de  $C_D$ .

A manera general se puede decir que:

- Para perfiles con menor espesor y combadura, existe un menor valor de C, y por lo tanto un crecimiento más acelerado del coeficiente de arrastre al aumentar el ángulo de ataque.

Los valores detallados se pueden consultar en el Apéndice D.

## 7 Resultados Experimentales

En el presente trabajo se llevó a cabo una verificación experimental de las características de arrastre y sustentación para el perfil NACA 4415 con modificaciones en el borde de salida. La experimentación se llevó a cabo en el Laboratorio de Ingeniería Mecánica de la Universidad de los Andes, en el túnel de viento de baja velocidad.

### 7.1 Descripción del Montaje Experimental

Para estudiar las características aerodinámicas de perfiles con el borde de salida recortado se empleó como referencia el perfil NACA 4415. La geometría de dicho perfil fue modelada en SolidEdge v.17, y manufacturado mediante prototipado rápido en ABS.

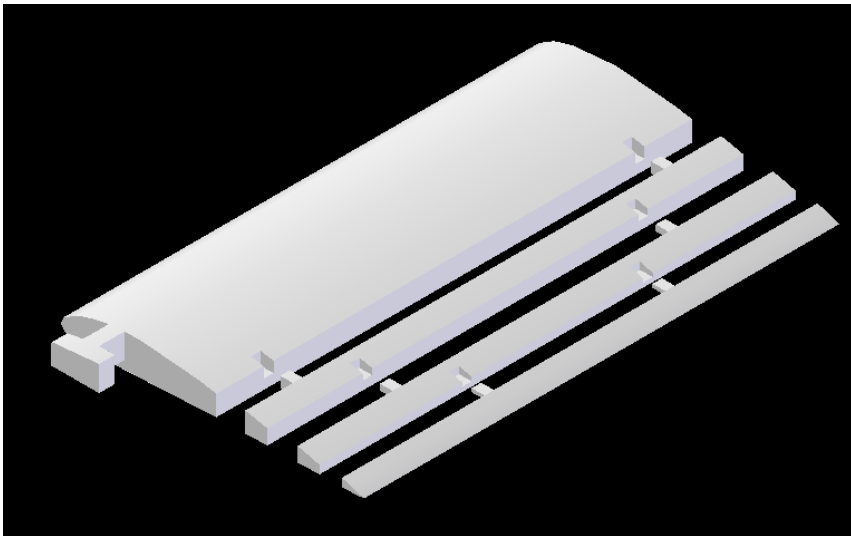


Figura 7-1. Geometría de perfil NACA 4415

La Figura 7-1 muestra el diseño que se utilizó para permitir variar el valor de  $\Lambda$ . Los valores de  $\Lambda$  que fueron utilizados para la experimentación fueron 0, 10, 20 y 30%. El perfil total fue construido a partir de 3 secciones independientes ensamblables como la que se muestra en la Figura 7-1. Estas 3 secciones tienen la longitud necesaria para cubrir la totalidad del ancho de la sección de pruebas del túnel de viento.

Las dimensiones de planta del perfil completo ( $\Lambda = 0\%$ ) son 405 x 70 mm. Con una cuerda de 70 mm y velocidades de viento de aproximadamente 19.5 m/s se logró simular para un valor de Número de Reynolds de  $Re = 8.7 \times 10^4$ .

El perfil se sujetó a una balanza construida para el presente trabajo que consistía de un sensor triaxial de fuerza y torque ATI Mini45-580 empotrado en un marco de aluminio sujeto a las paredes del túnel de viento (véase Figura 7-2).

El sensor se utilizó de tal manera que el torque generado por las fuerzas de arrastre y sustentación fue la variable medida, ya que la magnitud de esta se prestaba debido a la resolución del instrumento.

Para la adquisición de datos se utilizó una tarjeta National Instruments 6034E en conjunto con LabView.

Para los experimentos se utilizaron los parámetros listados en la Tabla 7-1.

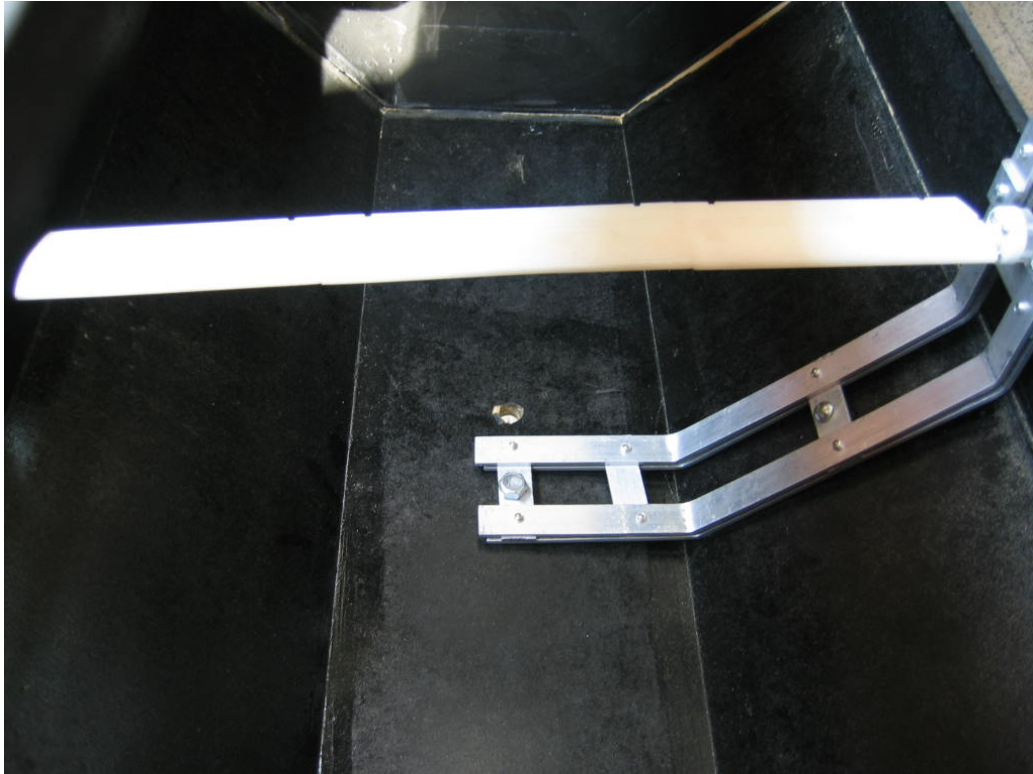


Figura 7-2. Montaje de sensor y perfil

<i>Velocidad de Viento</i>	19.5 m/s	$\pm 0.1$ m/s
<i>Re</i>	87000	
<i>Angulos de Ataque</i>	0 - 12°	incremento 2°
$\Lambda$	0 - 30%	incremento 10°
<i>Variables Medidas</i>	Torque de Arrastre	
	Torque de Sustentación	

Tabla 7-1. Parámetros experimentales



## 7.2 Resultados Experimentales

Los coeficientes de arrastre medidos estuvieron en un rango similar al de la resolución del instrumento, haciéndolos no confiables. Estos valores no son reportados, y el informe de datos experimentales se reduce a la verificación del comportamiento de las curvas de sustentación con la variación de  $\Lambda$ .

Debido a que se simuló un perfil alar con relación de aspecto finita, se realizó una corrección sobre este valor dada por  $C_{Lsec} = C_{Lala} \frac{(AR+2)}{AR}$ , siendo  $C_{Lsec}$  el coeficiente de sustentación de la sección,  $C_{Lala}$  el coeficiente de sustentación de un ala con relación de aspecto finita, y AR la relación de aspecto, que para este caso es de 5.8.

La Figura 7-3 presenta los resultados experimentales para los cuatro valores seleccionados de  $\Lambda$ .

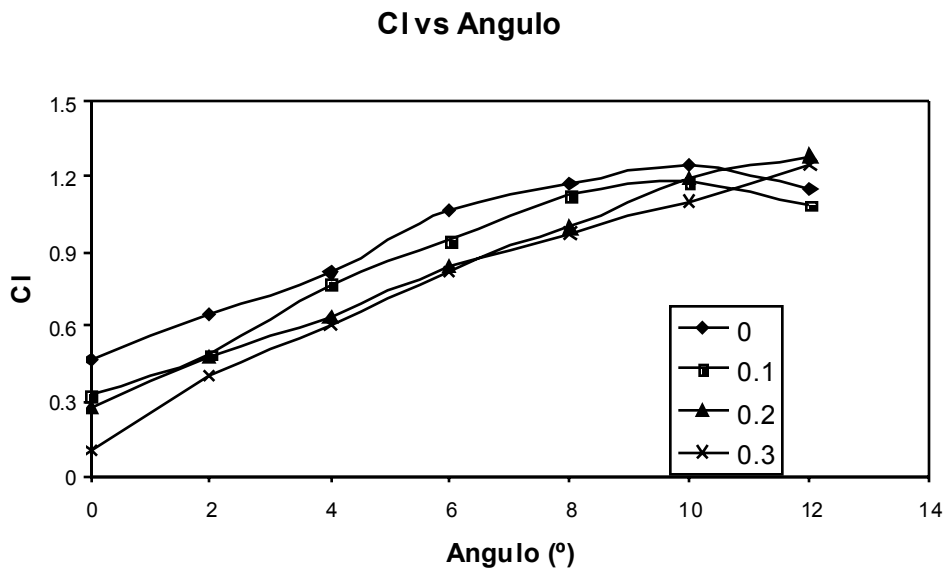


Figura 7-3. Coeficientes de sustentación experimentales  $\pm 2\%$

De estos resultados se puede observar una tendencia de las curvas de sustentación acordes con las simulaciones computacionales, es decir, un corrimiento hacia la derecha de dichas. Sin embargo, las siguientes figuras hacen una comparación directa entre las predicciones computacionales contra los resultados experimentales para el perfil NACA 4415 con valores de  $\Lambda = 0\%$ ,  $10\%$ ,  $20\%$  y  $30\%$ .

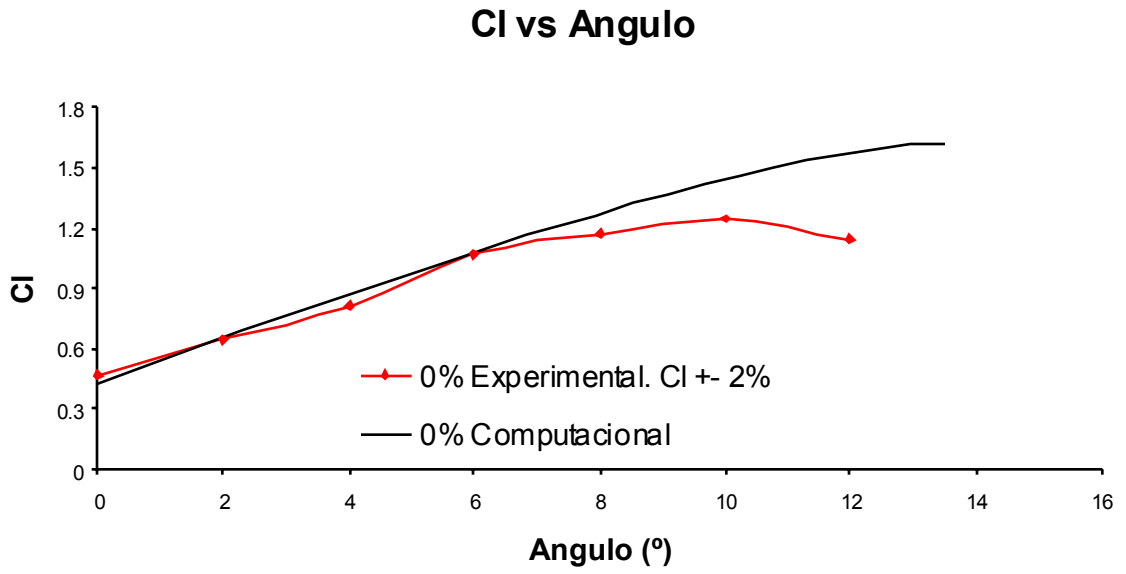


Figura 7-4. Experimental vs. Computacional @0%

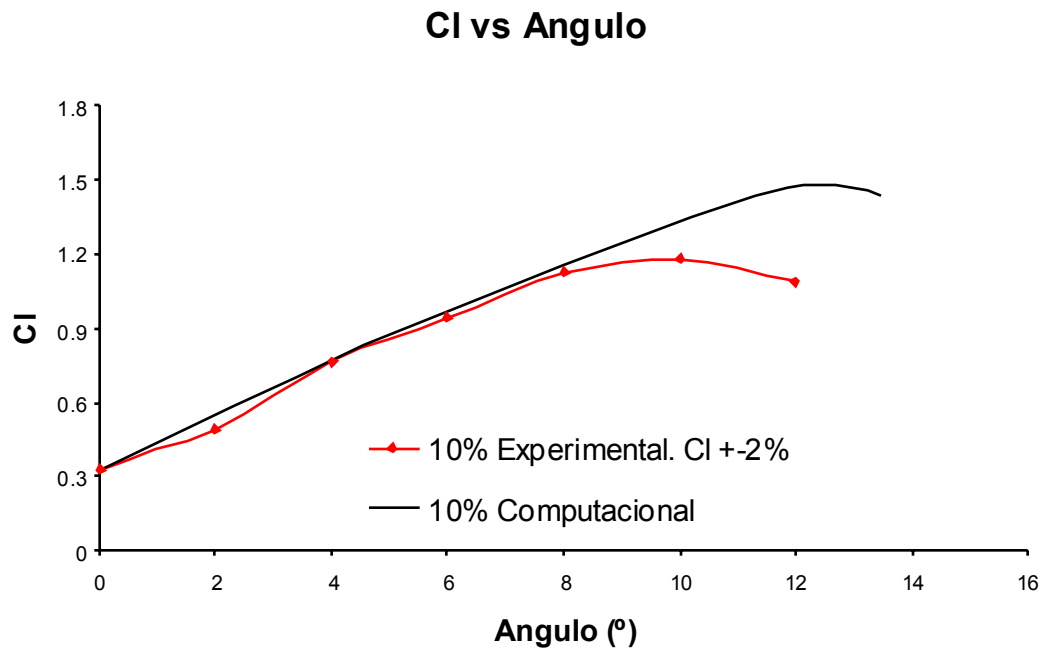


Figura 7-5. Experimental vs. Computacional @10%

### CI vs Angulo

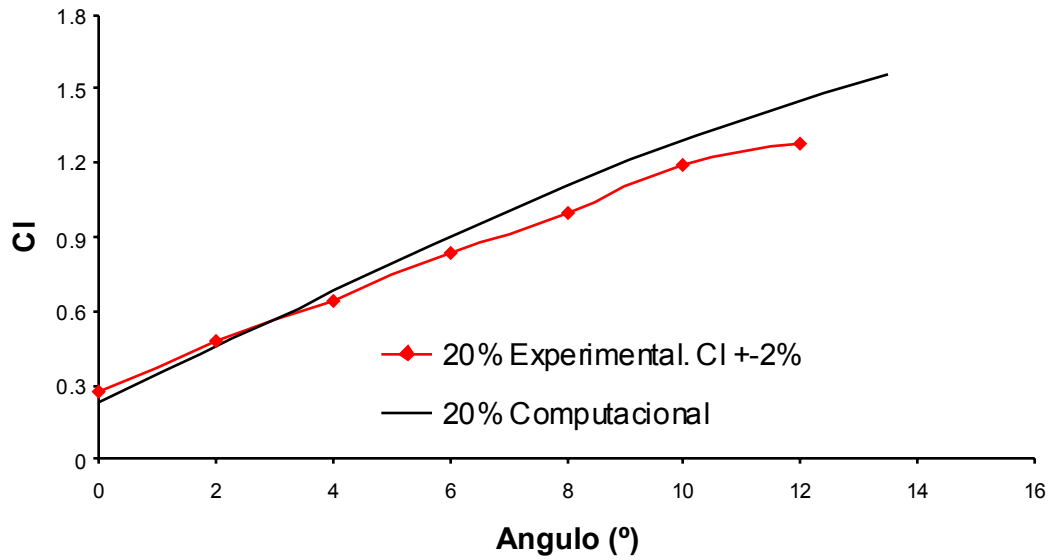


Figura 7-6. Experimental vs. Computacional @20%

### CI vs Angulo

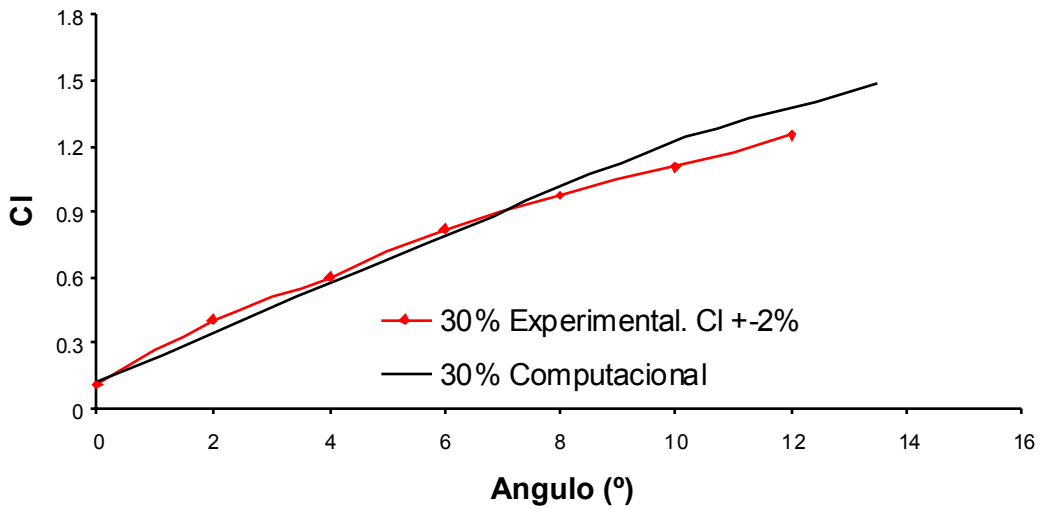


Figura 7-7. Experimental vs. Computacional @30%

De las anteriores figuras se puede ver que existe una muy buena concordancia entre los coeficientes de sustentación obtenidos mediante Ansys CFX (R) y los datos experimentales.

### 7.3 Discusión de los Resultados

De los resultados anteriormente mostrados se puede observar una concordancia bastante buena entre estos. Si se considera el error porcentual relativo entre los datos experimentales y los datos teóricos se obtienen los resultados graficados en la Figura 7-8.

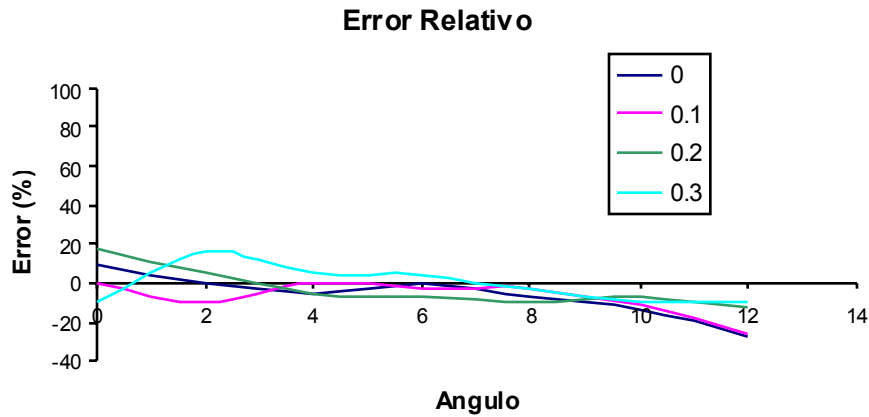


Figura 7-8. Error relativo

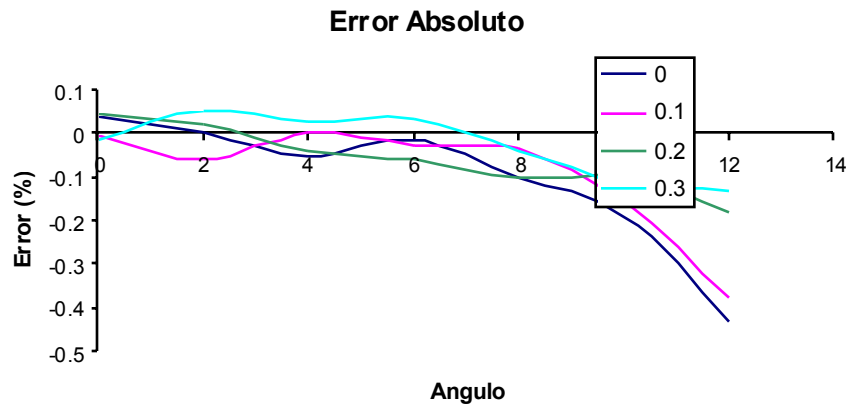


Figura 7-9. Error Absoluto

La Figura 7-9 indica una característica muy importante de los resultados experimentales, y esta es la entrada prematura en pérdida del perfil. El aumento del error absoluto para ángulos mayores a  $10^\circ$  es consecuencia de que el perfil construido para la verificación experimental produce separación de la capa límite en ángulos de ataque menores.

Este efecto se le atribuye a la dificultad para lograr similitud geométrica entre el perfil simulado de manera computacional y aquel experimental. En el perfil manufacturado para el experimento la rugosidad superficial juega un papel muy importante, ya que debido al método de manufactura empleado (prototipado rápido), el acabado superficial es muy pobre. Independiente de los tratamientos que se le puedan hacer a la superficie, el tamaño relativo de las imperfecciones en el borde de ataque es grande en comparación a las dimensiones del perfil. Es sabido que estas imperfecciones en el

borde de ataque causan una separación prematura del flujo, induciendo de esta manera la entrada en pérdida de este.

Adicional a las características geométricas y superficiales del perfil, el grado de turbulencia del viento incidente en el túnel de viento es diferente a las condiciones idealizadas que se modelan de manera computacional. Los vórtices que puedan presentarse en el viento incidente tienen como consecuencia una transición más rápida del flujo entre laminar y turbulento.

Aunque el modelo experimental tiene problemas, el modelo computacional está lejos de ser una referencia perfecta. Los paquetes de simulación de elementos finitos presentan generalmente un comportamiento bastante bueno para ángulos de ataque pequeños, en donde se presentan condiciones de flujo bastante predecible. Normalmente se utiliza la solución de un flujo potencial para las regiones por fuera de la capa límite, y se aplica un modelo para simular los efectos de la capa límite. Debido a que estos efectos ocurren en una región espacial de dimensiones muy pequeñas en comparación a las dimensiones del perfil, la capacidad de los modelos computacionales para predecir en buena manera el comportamiento del flujo en esta región es muy pobre. Como se puede ver en la Figura 6-3 en la comparación del coeficiente de sustentación reportado por la NACA con aquel encontrado mediante CFX (R), se puede concluir que CFX (R) sobreestima el ángulo de entrada en pérdida del perfil.

Para el modelo computacional implementado se utilizó un modelo de turbulencia  $k-\epsilon$ , el cual no es capaz de predecir de manera adecuada el punto de separación del flujo, y por lo tanto presenta errores al momento de indicar el ángulo de entrada en pérdida del perfil. Un modelo más adecuado para solucionar este problema sería el modelo  $k-\omega$ , sin embargo este también presenta problemas para solucionar los efectos asociados a burbujas de separación en el perfil.

El presente trabajo se concentra en estudiar el comportamiento de la relación  $\frac{C_L}{C_{D \max}}$  al realizar modificaciones en el borde de salida. Esta generalmente se encuentra bien por debajo de los  $8^\circ$ . Por tal motivo, se puede considerar que los resultados tanto computacionales como experimentales son válidos.

Dos de los efectos que se han mencionado como principales al momento de realizar modificaciones al perfil son el corrimiento hacia la derecha de las curvas de sustentación, y el aumento en el ángulo de entrada en pérdida del perfil. Estos dos efectos se pueden observar en los resultados experimentales, como verificación de la validez de los resultados obtenidos de manera computacional.

De esta manera, se puede argumentar que las conclusiones que se puedan obtener acerca de la aplicabilidad de las modificaciones al perfil son válidas y verificables experimentalmente. Esto también permite confiar en los resultados computacionales, y poder obtener conclusiones a partir de ellos.

En futuros trabajos, sería de gran interés hacer un estudio tanto computacional como experimental del comportamiento del perfil en la región post-entrada en pérdida. Los resultados que se puedan obtener de este estudio sería de gran importancia para los aerogeneradores con "Stall-Control".

## 8 Conclusiones

Probablemente la más significativa de las conclusiones del presente trabajo, es el hecho que los perfiles aerodinámicos pueden ser modificados sin sacrificar en gran manera su rendimiento aerodinámico. Esta afirmación es especialmente cierta para pequeñas modificaciones en el borde de salida del perfil, las cuales no tienen una gran influencia sobre el campo de velocidades alrededor de este, y por lo tanto, se experimenta una disminución ligera del coeficiente de sustentación, de la mano de un pequeño incremento en el coeficiente de arrastre. Sin embargo, las repercusiones que este tipo de modificaciones pueden tener sobre los procesos de manufactura son enormes.

Este último capítulo da lugar a dos enfoques diferentes en cuanto a las conclusiones del presente trabajo. El primer enfoque corresponde a la incidencia de las modificaciones en el borde de salida sobre las características aerodinámicas de los perfiles. Esto permite reconocer y predecir el tipo de consecuencias posibles sobre los coeficientes de arrastre y sustentación en correlación con las características geométricas de los perfiles (i.e. espesor y combadura). Un segundo enfoque en las conclusiones busca explorar las ventajas que pudiesen tener este tipo de perfiles modificados sobre la manufactura de estos. De esta manera, es posible sopesar criterios de ahorro en costos vs. sacrificio del rendimiento aerodinámico de los perfiles. Ambos enfoques permiten hacer una primera propuesta de posibles aplicaciones en las cuales este tipo de perfiles podrían ser de utilidad.

Una tercera parte del bloque de conclusiones consiste en explorar posibles extensiones de esta investigación, con el ánimo de motivar a realizar más, y más profundos estudios sobre el tema.

### 8.1 Características Aerodinámicas

De las figuras presentadas en el Apéndice D se pueden extraer las siguientes conclusiones acerca del rendimiento aerodinámico de los perfiles.

*Nomenclatura:*

$$\text{Parámetro } a_1 = \frac{C_L}{C_{D \max}}$$

$$\text{Parámetro } b_1 = \alpha_{L/D \max}$$

Parámetro  $c_1$  = medida del ancho de la curva de sustentación/arrastre

- El comportamiento de perfiles sometidos a modificaciones en el borde de salida es similar para perfiles de espesor relativo similar.
- Perfiles con menor espesor tienen valores de  $a_1$  mayores.
- Perfiles con espesores mayores poseen mayores valores de  $b_1$ .
- Perfiles con espesores mayores son más susceptibles a modificaciones en el borde de salida (mayores variaciones en  $a_1$ ).
- Perfiles con mayor combadura presentan mayor aumento en  $b_1$  al realizar modificaciones.

- Perfiles con mayor combadura y espesor muestran mayores valores de  $c_1$ , lo que indica un crecimiento más lento del coeficiente de arrastre a medida que aumenta el ángulo de ataque.

Adicional a estas conclusiones, se puede hacer un breve resumen de los efectos individuales sobre las curvas de arrastre y sustentación que producen las modificaciones sobre el perfil.

- A medida que aumenta el porcentaje de cola recortada, las curvas de sustentación se corren hacia la derecha.
- A medida que aumenta el porcentaje de cola recortada, aumenta el coeficiente de arrastre.
- El ángulo de entrada en pérdida aumenta para perfiles con modificaciones en el borde de salida.

Existen algunas aplicaciones en las cuales es necesario mantener buenas características de sustentación para elevados ángulos de ataque. Algunas de estas se mencionan a continuación.

- En el aterrizaje y decolaje de aviones se requiere de buen rendimiento aerodinámico en elevados ángulos de ataque, lo cual es normalmente suministrado mediante el uso de flaps. Para aviones pequeños el uso de perfiles modificados pueden proporcionar una alternativa económica al uso de flaps, proporcionando mayores ángulos de entrada en pérdida del perfil.
- Los aviones acrobáticos, en muchas de sus figuras se encuentran en condiciones extremas, en donde la entrada en pérdida de los perfiles representa una limitante. Utilizar perfiles con modificaciones en el borde de salida permite lograr mayores coeficientes de sustentación a mayores ángulos de ataque, y se pueden escoger las características geométricas del perfil de tal manera que esto no implique un aumento indiscriminado del arrastre.
- Los hydrofoils son elementos sujetos al casco de barcos, para permitir que estos se eleven por encima de la superficie, y se utilice la fuerza de sustentación para sostener el peso del barco. En el momento de salida del casco del agua, la punta de este se inclina en gran manera. Es necesario por lo tanto mantener un buen coeficiente de sustentación a elevados ángulos de ataque, sin que este entre en pérdida. Adicional a esto, se pueden utilizar perfiles que tengan bajo arrastre y sin embargo un espesor suficiente para que el perfil pueda soportar estructuralmente las cargas impuestas sobre este.

Los diagramas presentados en el Apéndice D permiten establecer un compromiso entre los requerimientos (muchas veces contradictorios) de algunas aplicaciones, y poder proponer perfiles adecuados para estas.

## **8.2 Manufactura**

Para perfiles aerodinámicos como son tradicionalmente propuestos, se recomienda tener un borde de ataque redondeado y un borde de salida filado. El hecho de buscar un borde filado en la porción trasera del perfil dificulta en cierta manera la manufactura. Ya sean

perfiles manufacturados mediante fundición, como es el caso de hélices para barcos, o mediante moldeo de polímeros reforzados como las aspas de un aerogenerador, un borde filudo representa una dificultad al momento de manufacturar. Ya sea que los moldes se tengan que refinar en extremo para garantizar un buen acabado en el borde de salida del perfil, o que los perfiles requieran de tratamientos posteriores, esto representa aumento en el costo total del perfil.

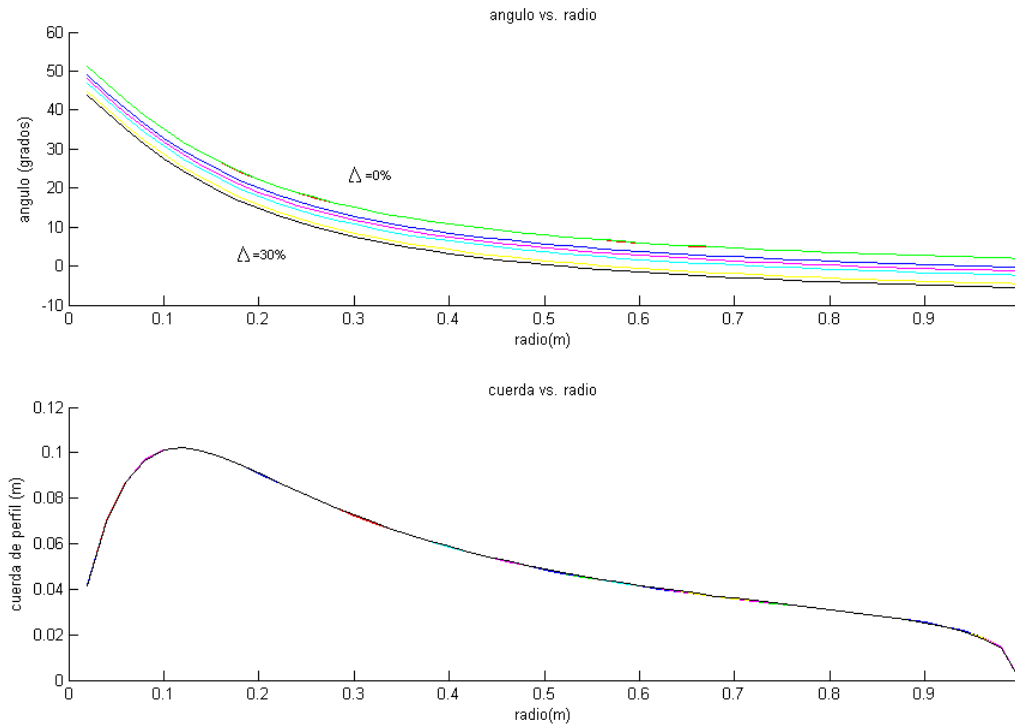
El presente trabajo ha mostrado como se puede cuantificar el sacrificio en rendimiento aerodinámico del perfil al realizar modificaciones en el borde de salida de tal manera que no se exija un borde filudo, sino más bien perfiles aerodinámicos con bordes de salida de espesor finito.

Algunas aplicaciones para este tipo de perfiles con el ánimo de simplificar la manufactura se listan a continuación.

- Las hélices para propulsión en barcos son generalmente manufacturadas mediante fundición o microfundición. La microfundición garantiza acabados superficiales mejores, sin embargo es un proceso más costoso. El hecho de tener bordes de salida que permitan imperfecciones elimina en cierta manera algunas tolerancias geométricas sobre las cuales deben ser diseñadas las piezas. Se puede concluir que se puede tener una manufactura menos “cuidadosa” en cuanto a la geometría del borde de salida, sin sacrificar en gran manera el rendimiento aerodinámico (hidrodinámico) de la hélice. Las hélices para compresores de flujo axial se pueden incluir también en esta categoría.
- La manufactura de aspas para aerogeneradores se realiza normalmente mediante la unión de dos piezas fabricadas en dos moldes independientes, debido a que esto facilita la aplicación de las fibras de refuerzo durante la fabricación. Utilizar perfiles con el borde de salida recortado facilitaría la fabricación en 1 pieza de aspas, debido a que se puede hacer un recubrimiento total con tela de fibra de vidrio o carbono, sin tener problemas con los bordes filudos. Un método sencillo de manufactura que se presta para dicho fin es el moldeo de núcleos de poliuretano expandido, que luego puede ser recubierto en su totalidad con telas de fibras sintéticas (o naturales).

El uso de perfiles recortados puede facilitar la geometría del ángulo de calaje en aspas de aerogeneradores como se mostrará a continuación. Solucionando las ecuaciones de diseño para aspas de aerogeneradores se obtiene una función del ángulo de calaje en cada posición radial sobre el aspa. Esta función puede tener una forma similar a la que se muestra en la Figura 8-1. En esta figura se puede observar la consecuencia que tiene sobre el ángulo de el hecho de utilizar perfiles recortados (las diferencias radican en el hecho que el parámetro  $b_1$  aumenta con  $\Lambda$ ). Por el contrario el tamaño de la cuerda no varía al realizar cambios en  $\Lambda$ .





**Figura 8-1. Ejemplo de funciones de ángulo de calaje y cuerda de perfil en aspas**

Este hecho puede ser utilizado para simplificar un poco la forma que tiene el ángulo de calaje del asa. Utilizando valores de  $\Delta$  cercanos o iguales a 0 cerca de la punta, y valores mayores de  $\Delta$  (cercanos al 30%) en la raíz del asa, se puede lograr tener una función de ángulo de calaje casi lineal con respecto a la posición radial. Es decir, el valor de  $\Delta$  puede ser variado desde 0% en la punta del asa, hasta un 30% en la raíz, y de esta manera obtener una simplificación en la función de ángulo de calaje.

Tener perfiles recortados en la raíz permite también un mayor momento de inercia de la sección transversal, y por lo tanto mejores características estructurales. Al tener un mejor comportamiento estructural, se pueden utilizar espesores de pared de asa más pequeños para soportar las cargas, y ahorrar un poco en los costos de esta. Como trabajo futuro se deben analizar los efectos que puedan tener este tipo de modificaciones sobre las vibraciones inducidas en la estructura debido a los vórtices que se generan en la salida del perfil.

### 8.3 Trabajo Futuro

El presente abra varios campos de investigación para profundizar en un futuro. A continuación se mencionan algunos de estos.

#### 8.3.1 Familias de Perfiles

Aunque el presente trabajo se enfocó en el estudio de perfiles NACA de la serie de 4 dígitos, existen muchas otras familias que se usan actualmente. Los perfiles NACA fueron originalmente diseñados para utilizar en aplicaciones aeronáuticas, sin embargo

otras familias de perfiles han sido desarrolladas para aplicaciones como aspas de aerogeneradores. El laboratorio RISO en Dinamarca propone una gran serie de perfiles especiales para el uso en aerogeneradores. También los perfiles NACA serie -65 son de amplia aplicación.

El presente trabajo se puede extender al estudio del comportamiento de diferentes familias de perfiles sometidas al tipo de modificaciones propuestas. Se puede también realizar una optimización mediante métodos numéricos de geometrías especialmente diseñadas para realizar las modificaciones, generando de esta manera una familia de perfiles “diseñados para ser modificados”.

### 8.3.2 Otros Tipos de Modificaciones

Las modificaciones propuestas en este trabajo son en principio “burdas”, ya que implican un corte perpendicular al perfil. Este tipo de cortes induce la generación de vórtices en las puntas del corte, debidos a la inmediata separación del flujo. El aumento súbito de la presión en el borde de salida debido a la separación es un factor negativo en cuanto al rendimiento aerodinámico del perfil. Se puede pensar en modificaciones graduales, las cuales eviten la separación del flujo de manera tan súbita. Este tipo de modificaciones permitiría tener gradientes de presión menores en el borde de salida, lo cual contribuiría a tener menores aumentos en el arrastre del perfil.

Un buen punto de partida para estudiar este tipo de modificaciones es el estudio de los perfiles de Carafoli (véase Figura 8-2). Este tipo de perfiles se obtienen al realizar una transformada conformal sobre un círculo no tangente al círculo base de la transformada, sino con un pequeño desfase. Esto obliga que la geometría transformada no tenga un borde de salida filudo sino un borde de salida elíptico. Este tipo de modificaciones se pueden considerar como un recorte circular en el borde de salida.

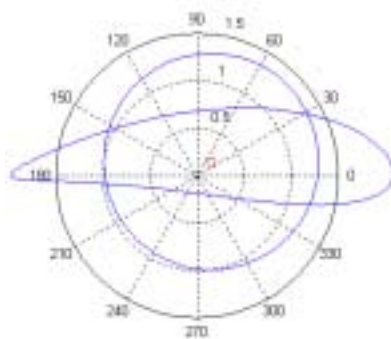


Figura 8-2. Perfiles de Carafoli

### 8.3.3 Estudio de la Región de Condición de Pérdida

El presente trabajo se limitó a estudiar las características aerodinámicas de los perfiles en el régimen previo a la entrada en pérdida. El trabajo se puede extender a estudiar las características “post-stall” de los perfiles, con el objetivo de estudiar en mejor manera que sucede con el ángulo correspondiente a la condición de pérdida y el valor de los coeficientes de sustentación para dicha condición.

Este estudio permitiría concluir sobre la aplicabilidad de dichos perfiles en aspas de aerogeneradores controlados forzando el perfil a entrar en pérdida (stall control).

### **8.3.4 Mejoramiento de Modelos Teóricos**

Mediante el uso de una transformada conformal inversa, se puede hacer evaluación teórica del rendimiento aerodinámico de perfiles, incluyendo el modelamiento de los efectos de la capa límite. Existen códigos públicamente disponibles que emplean este tipo de métodos para la solución como el código Eppler y Xfoil. Estos pueden ser modificados para tomar en consideración los efectos de bordes de salida recortados.

## **8.4 Comentarios Finales**

Como se ha mostrado a lo largo del trabajo, los perfiles aerodinámicos no deben obedecer necesariamente a unas geometrías específicas en el borde de salida. Esta libertad en cuanto a la geometría del perfil permite investigar una gran variedad de nuevas aplicaciones.

El trabajo es una investigación introductoria de las consecuencias de los recortes perpendiculares en la cola de perfiles NACA de 4 dígitos, que sin embargo se puede profundizar mucho más.

El trabajo pretendió hacer una aproximación al problema desde 3 puntos de vista diferentes: teórico, computacional y experimental. La estructura que se usó fue establecer modelos teóricos que permitan predecir en cierta manera los resultados obtenidos de manera computacional, y luego hacer una pequeña verificación de estos de manera experimental. La concordancia entre los tres enfoques es una señal optimista para continuar realizando investigación en el tema.

## APENDICES A Y B EN MEDIO MAGNÉTICO.

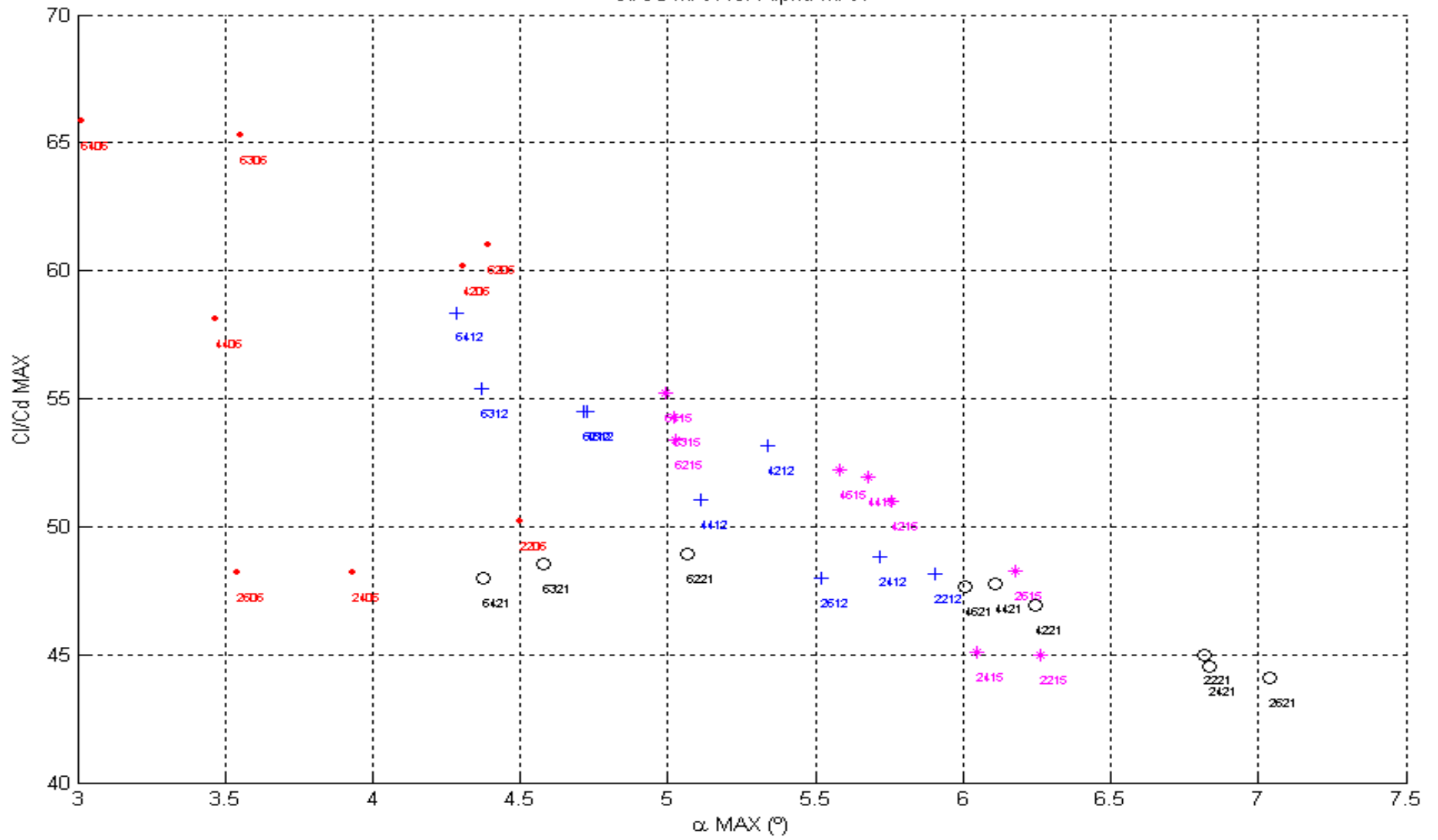
**APENDICE C. Parámetros de perfiles NACA**

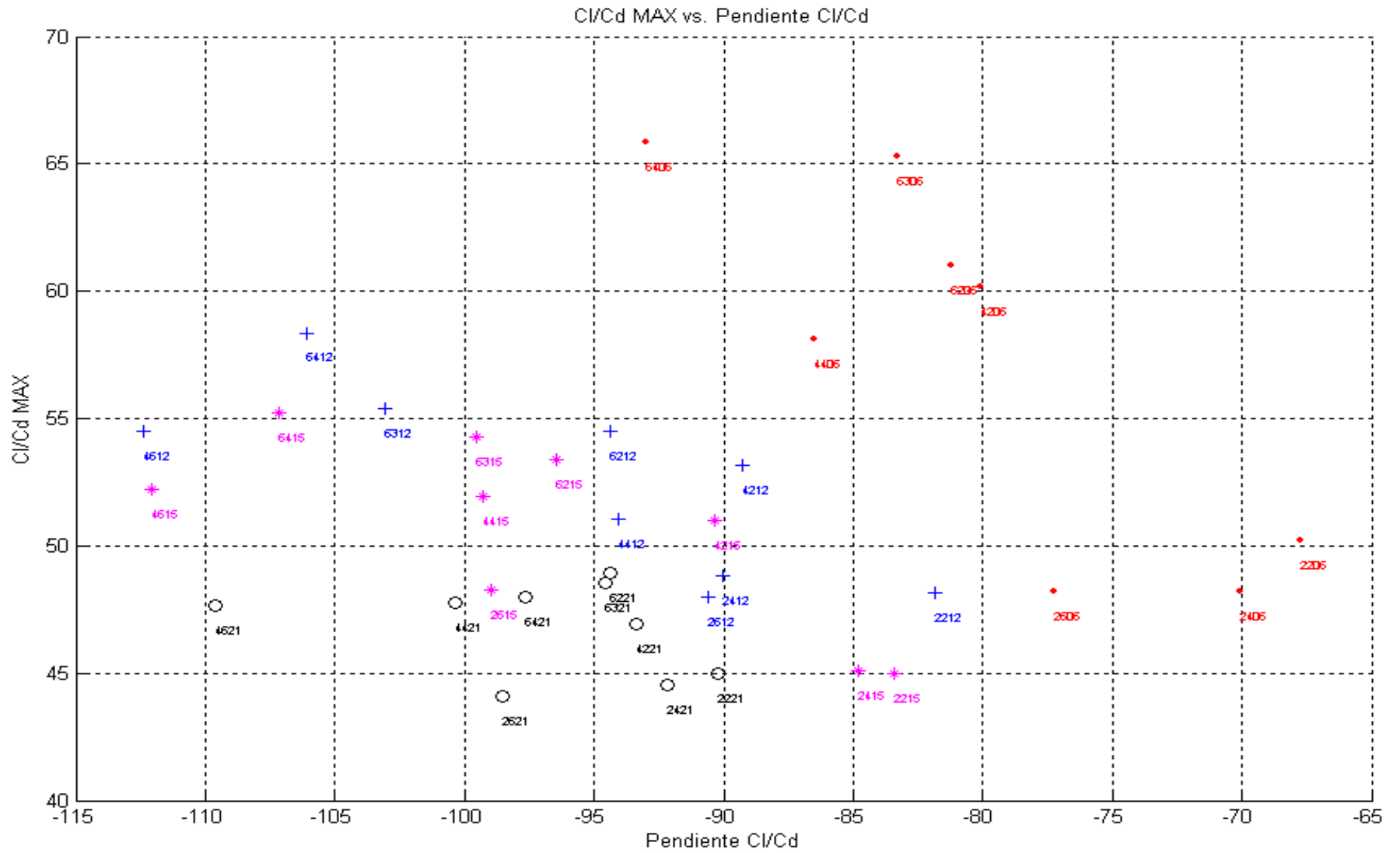
## Parametrización de Perfiles NACA 4-Dígitos

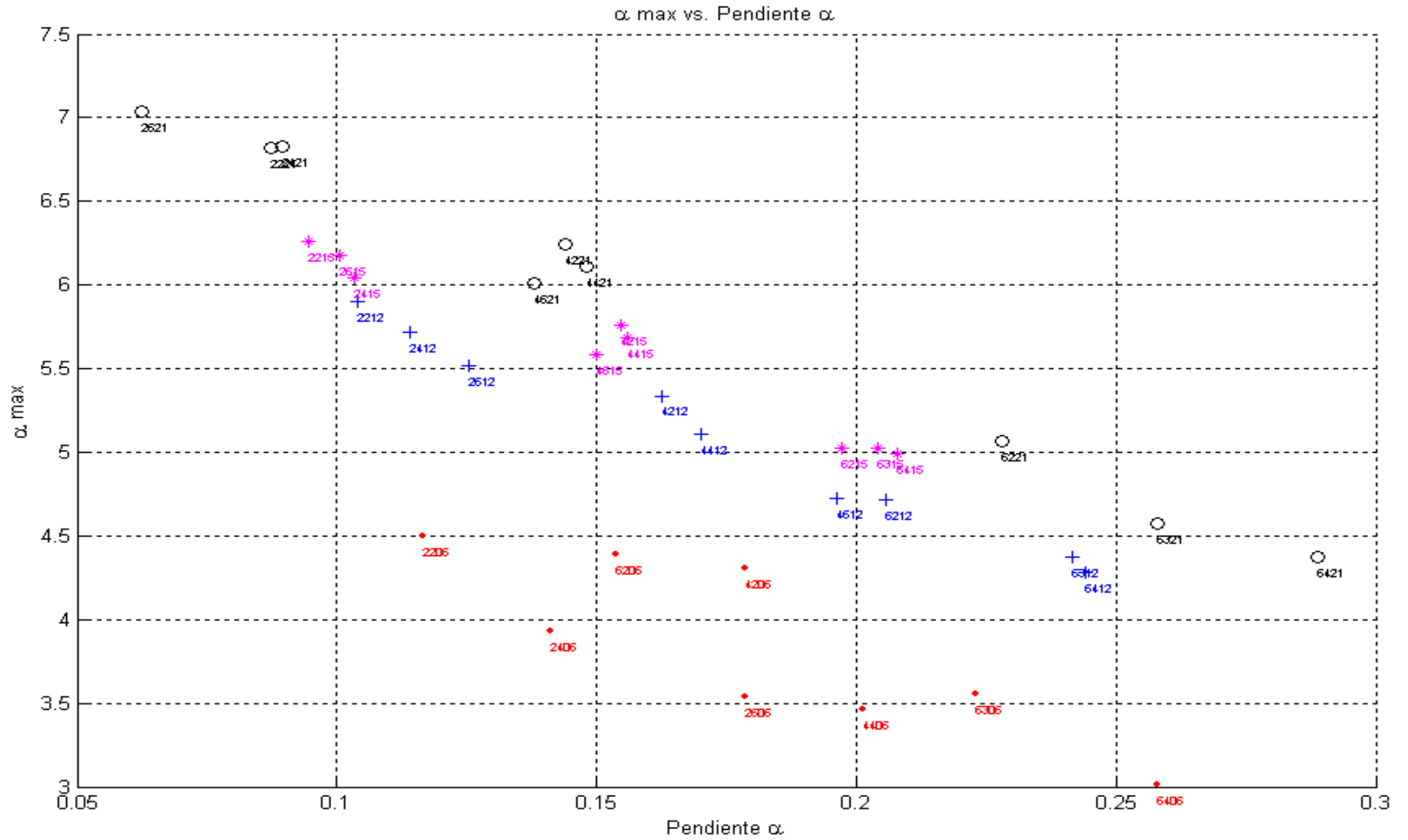
NACA	$a_1 (\Lambda=0)$		$b_1 (\Lambda=0)$		$c_1 (\Lambda=0)$
	Cl/Cd MAX	Pendiente Cl/Cd	Alpha MAX	Pendiente Alpha	C
2206	50,2	-67,8	0,079	0,117	0,091
2212	48,2	-81,8	0,103	0,104	0,107
2215	45,0	-83,4	0,109	0,095	0,110
2221	45,0	-90,2	0,119	0,087	0,115
2406	48,2	-70,0	0,069	0,141	0,086
2412	48,8	-90,1	0,100	0,114	0,104
2415	45,1	-84,8	0,105	0,103	0,108
2421	44,5	-92,2	0,119	0,089	0,112
2606	48,2	-77,3	0,062	0,178	0,082
2612	48,0	-90,6	0,096	0,126	0,099
2615	48,2	-99,0	0,108	0,101	0,103
2621	44,1	-98,6	0,123	0,062	0,106
4206	60,2	-80,1	0,075	0,179	0,115
4212	53,1	-89,3	0,093	0,163	0,131
4215	51,0	-90,4	0,100	0,155	0,136
4221	46,9	-93,4	0,109	0,144	0,141
4406	58,1	-86,5	0,060	0,201	0,106
4412	51,0	-94,0	0,089	0,170	0,123
4415	52,0	-99,3	0,099	0,156	0,131
4421	47,8	-100,3	0,107	0,148	0,132
4612	54,5	-112,4	0,083	0,196	0,115
4615	52,2	-112,0	0,097	0,150	0,119
4621	47,6	-109,6	0,105	0,138	0,117
6206	61,0	-81,2	0,077	0,154	0,095
6212	54,5	-94,4	0,082	0,206	0,145
6215	53,4	-96,5	0,088	0,197	0,151
6221	48,9	-94,4	0,088	0,228	0,158
6306	65,3	-83,3	0,062	0,223	0,123
6312	55,4	-103,1	0,076	0,242	0,144
6315	54,3	-99,5	0,088	0,204	0,154
6321	48,6	-94,6	0,080	0,258	0,149
6406	65,9	-93,0	0,053	0,258	0,122
6412	58,4	-106,1	0,075	0,244	0,148
6415	55,2	-107,1	0,087	0,208	0,152
6421	48,0	-97,7	0,076	0,289	0,147
6606	67,3	-121,3	0,036	0,350	0,107
6612	57,5	-106,5	0,061	0,462	0,159
6615	56,9	-130,3	0,079	0,232	0,132
6621	45,6	-102,5	0,071	0,266	0,122

## **APENDICE D. Gráficas de Parámetros $a_1$ , $b_1$ y $c_1$**

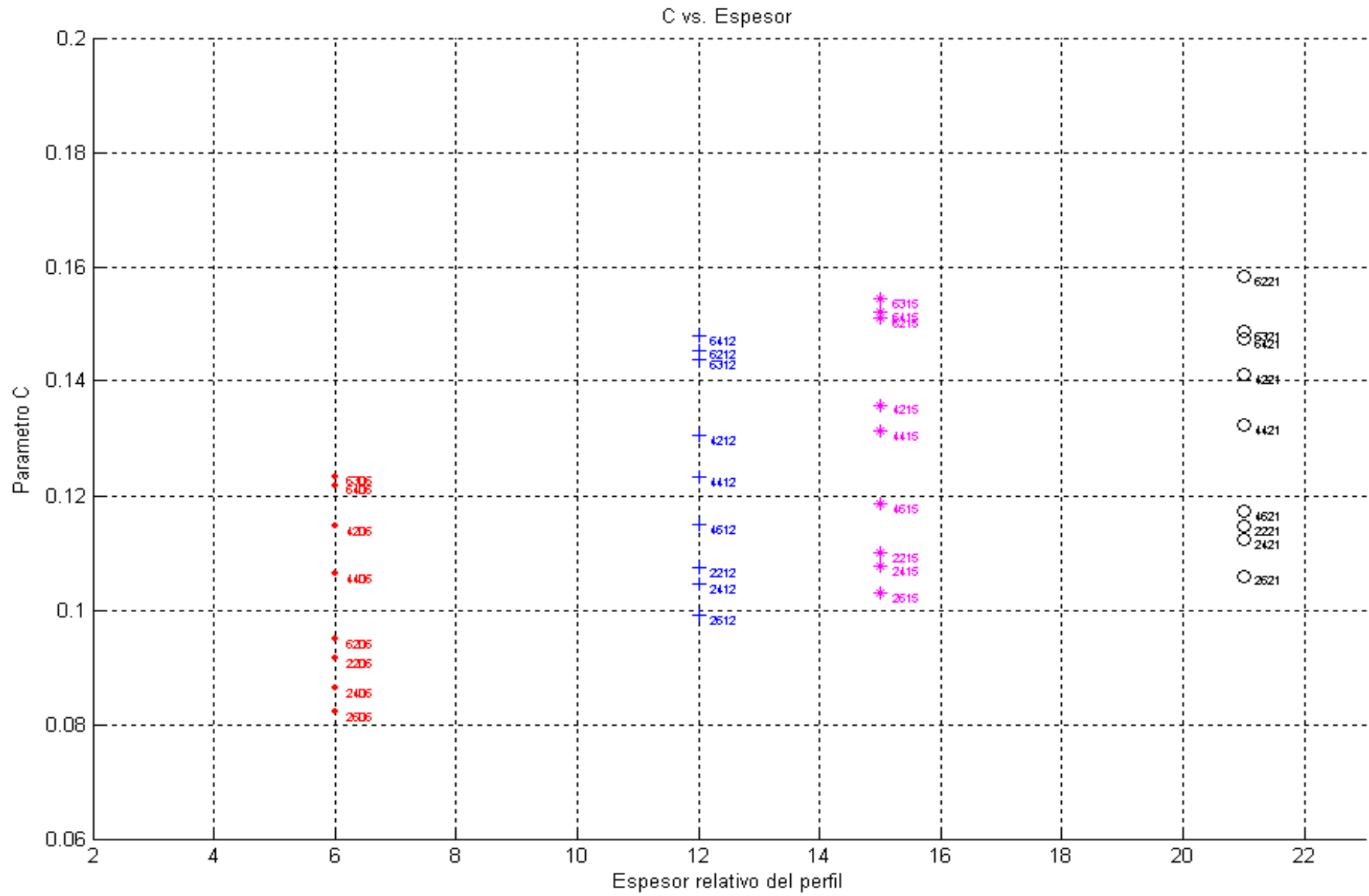
Ci/Cd MAX vs. Alpha MAX











## Referencias

1. Abbott, I. H., Doenhoff A. "Theory of Wing Sections". Dover Publications, Inc. New York, 1959.
2. Abbott, I. H., Doenhoff, A. Stivers, L.S. "Summary of Airfoil Data". NACA Report No. 824.
3. ANSYS CFX (R) Pre, Post, and Solver Reference
4. ANSYS WorkBench CFX-Mesh Reference
5. ATI Industrial Automation. Multi-axis Force/Torque Sensor System. "Installation and Operation Manual". 2004
6. Burton, T. "Wind Energy: Handbook". John Wiley and Sons. New York, 2001.
7. Chapman, D.R., Kester, R.H. "Effect of Trailing Edge Thickness at Supersonic Velocities". Ames Aeronautical Laboratory. NACA RM A52D17. Washington, 1952.
8. Coison, B.W. "Aerodynamics of a Wind Tunnel Fan". Langley Memorial Aeronautical Laboratory. Washington 1941.
9. Dahl, K.S., Fuglsang, P. "Design of the Wind Turbine Airfoil Family RISO-A-XX". RISO National Laboratory. Roskilde, 1998.
10. European Commission Directorate-Generale for Energy and Transport. "Wind Energy: The Facts". v1 y v2. Tomado en Febrero, 2005 de <http://www.ewea.org>
11. Herig, J., et. al. "Effect of Section Thickness and Trailing Edge Radius on the Performance of NACA 65- Series Compressor Blades in Cascade at Low Speeds". NASA RM L51J16. 1951.
12. Lysen, E.H. "Introduction to Wind Energy". CWD – Consultancy Services Wind Energy Developing Countries. Amesfort, 1983.
13. Mehta, R.D., Bradshaw, P. "Design Rules for Small Low Speed Wind Tunnels". The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society. 1979
14. MilneThomson, L.M. "Theoretical Aerodynamics". Dover Publications, Inc. New York, 1958.
15. Moses, J.J., Serovy, G.K., "Some Effects of Blade Trailing Edge Thickness on performance of a Single-Stage Axial Flow Compressor". Lewis Flight Propulsion Laboratory. NACA RM E51E28. Washington, 1951.
16. NACA report 460. "The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable Density Wind Tunnel" 1932
17. Pinilla, A. "Notas del Curso: Energía Eólica", Universidad de Los Andes, Bogotá, 2004.
18. Prust, H., Helon R. "Effect of Trailing Edge Geometry on Certain Turbine Stator Blading". NASA TND-6637. 1972
19. Sedlacik, G. "Beitrag zum Einsatz von unidirektional naturfaserverstärkten thermoplastischen Kunststoffen als Werkstoff für großflächige Strukturbauteile". Fakultät für Maschinenbau, Universität Chemnitz Chemnitz, 2004
20. Shaffarczyk, A. "Prediction of Airfoil Characteristics for Wind Turbine Blades with CFX". Mechanical Engineering Department. University of Applied Sciences Kiel. Kiel, 1999
21. Summers, J.L., Page, W.A. "Lift And Moment Characteristics at Subsonic Mach Numbers of Four 10 Percent Thick Airfoil Sections of Varying Trailing Edge Thickness". Ames Aeronautical Laboratory. NACA RM A50J09. Washington, 1950