



INSTITUTO  
POLITECNICO  
NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE  
INGENIERÍA MECÁNICA  
Y ELÉCTRICA  
UNIDAD PROFESIONAL  
TICOMÁN



**“EVOLUCIÓN DE LA FAMILIA DE PERFILES PARSEC  
MEDIANTE ALGORITMOS GENÉTICOS PARA LA  
OPTIMIZACIÓN DEL DISEÑO DE LA PALA DE UN  
AEROGENERADOR”**

TESINA DE PROYECTO

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:

**INGENIERO EN AERONÁUTICA**

PRESENTA:

**JOSÉ DE JESÚS SOTO PALACIOS**

Asesores de Tesina:

Dr. Carlos Manuel Rodríguez Román  
M.C. Abel Hernández Gutiérrez

Junio 2010

## Contenido

<b>INTRODUCCIÓN .....</b>	<b>4</b>
<b>JUSTIFICACIÓN .....</b>	<b>5</b>
<b>OBJETIVO.....</b>	<b>6</b>
<b>ALCANCE .....</b>	<b>7</b>
<b>1 LOS PERFILES PARSEC Y SUS CARACTERISTICAS.....</b>	<b>8</b>
<b>1.1 La familia PARSEC.....</b>	<b>9</b>
<b>1.2 Los parámetros PARSEC .....</b>	<b>10</b>
<b>1.3 Aplicaciones más comunes .....</b>	<b>12</b>
<b>1.4 Parametrización del perfil Base .....</b>	<b>13</b>
<b>1.4.1 Características del perfil NACA 2412.....</b>	<b>14</b>
<b>1.4.2 Ajuste de parámetros .....</b>	<b>15</b>
<b>1.4.3 Evaluación de la parametrización .....</b>	<b>20</b>
<b>2 DISEÑO DE EXPERIMENTO PARA LA SUPERFICIE DE RESPUESTA... 22</b>	<b>22</b>
<b>2.1 Variación de los parámetros PARSEC .....</b>	<b>22</b>
<b>2.2 Coeficientes aerodinámicos a evaluar.....</b>	<b>27</b>
<b>2.3 Análisis en Fluent .....</b>	<b>28</b>
<b>2.3.1 Modelado de los perfiles y volúmenes de control.....</b>	<b>29</b>
<b>2.3.2 Mallado.....</b>	<b>30</b>
<b>2.3.3 Evaluación numérica con “Fluent” .....</b>	<b>32</b>

2.3.4 Verificación y depuración de resultados obtenidos en Fluent...	35
2.4 Obtención de los coeficientes aerodinámicos usando X-foil .....	40
2.4.1 Calculo de polares .....	40
2.5 Creación de las bases de datos.....	47
<b>3 EVOLUCIÓN MEDIANTE ALGORITMOS GENÉTICOS .....</b>	<b>49</b>
3.1 Los algoritmos genéticos .....	50
3.1.1 Conceptos básicos .....	51
3.1.2 Empleo de los Algoritmos Genéticos.....	58
3.2 Ecuaciones aerodinámicas para aerogeneradores .....	59
3.2.1 Modelo de Rankine-Froude .....	60
3.2.2 Modelo del elemento de pala.....	62
3.2.3 Modelo Combinado .....	66
3.2.4 Aproximaciones en los Modelos Combinados.....	68
Considerando la influencia de la resistencia al avance.....	68
3.2.5 Aproximación de primer orden en el ángulo inducido .....	69
3.2.6 Aproximación de segundo orden en el ángulo inducido.....	70
3.3 Obtención de la función objetivo .....	71
3.5 Programación del algoritmo .....	73
3.6 Gestión del proceso evolutivo.....	76
3.7 Datos correspondientes a los individuos seleccionados .....	79

3.7.1 Obtención del primer individuo .....	80
3.7.2 Obtención del segundo individuo.....	83
<b>4 MODELADO Y ANALISIS DE LAS PALAS .....</b>	<b>86</b>
4.1 Modelado en CAD .....	86
4.2 Mallado de la pala y definición de las condiciones de frontera.....	89
4.3 Análisis de la pala usando CFD.....	92
4.4 Comparativa de resultados .....	95
<b>CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS .....</b>	<b>102</b>
<b>BIBLIOGRAFÍA .....</b>	<b>104</b>
<b>RELACIÓN DE FIGURAS, TABLAS Y GRAFICAS .....</b>	<b>106</b>
<b>ANEXOS 1: Función objetivo .....</b>	<b>108</b>

## INTRODUCCIÓN

Las tendencias actuales de nuestra sociedad apuntan hacia nuevos procesos de sustentabilidad eléctrica, ya que las numerosas corrientes ecologistas nos marcan la pauta en cuanto a la revolución que se necesita en materia energética para evitar, en la medida de lo posible, el daño a nuestro planeta.

El tema de la energía eólica es uno de los principales temas de actualidad, ya que es una de las formas más eficientes y no tan costosas de poder extraer energía de un recurso inagotable como es el viento. En nuestro país, los avances tecnológicos e investigaciones en energías renovables realizadas por la Comisión Federal de Electricidad (CFE) y el Instituto de Investigaciones Eléctricas (IIE) nos muestran que el potencial de generación eólica de nuestro país es de entre 3000 y 5000 MW [7]. Esta potencialidad representa alrededor del 14% de la capacidad total de generación eléctrica instalada actualmente en todo México. Por esta razón, es importante que como país comencemos un desarrollo colectivo en las diferentes ramas de las energías renovables, involucrándonos en nuevas corrientes de diseño y procurando generar nuevas tendencias y tecnologías que a la larga puedan ser cien por ciento mexicanas.

Atendiendo a lo anterior, nosotros como ingenieros aeronáuticos debemos procurar el desarrollo de las turbinas de viento, involucrándonos en nuevos métodos de optimización y diseño, con la finalidad de poder solidificar las bases del desarrollo eólico de nuestro país.

En el presente trabajo se desarrollan los pasos seguidos para la concepción de una pala de turbina de viento, empleando como herramienta de diseño y optimización la técnica de los algoritmos genéticos, la cual ha encontrado un sinnúmero de aplicaciones en la ciencia y desarrollos tecnológicos tales como la optimización de perfiles aerodinámicos, el acomodo geométrico de las fibras en los materiales compuestos o la optimización del fuselado de automóviles de competición.

En el primer capítulo de este trabajo se explicara cual es la justificación que se tiene para el empleo de la familia de perfiles PARSEC (Parametric Section) para realizar la evolución de los perfiles que definirán las estaciones de la pala del aerogenerador. En particular estos perfiles han sido empleados en diversas evoluciones que implican optimizaciones aerodinámicas, por ejemplo, alas sometidas a regímenes transónico,

incrementos de levantamiento o reducciones en los coeficientes de arrastre. Curiosamente, no se tienen indicios de alguna optimización de estos perfiles a bajas velocidades, por lo que se torna interesante el poder investigar al respecto.

En el segundo capítulo se presentan los 45 perfiles que definen el espacio de fases de individuos (perfiles), así como los procedimientos seguidos para la creación de las bases de coeficientes aerodinámicos requeridos para posteriormente poder realizar la evolución. Se presentan dos bases de coeficientes diferentes, la primera de ellas surge de la simulación en dos dimensiones en el paquete de análisis Fluent, datos que posteriormente sirvieron para la realización de las polares, mientras que en la segunda de ellas se emplea el paquete X-foil para la determinación de las polares de cada uno de los individuos que conforman el espacio de fases.

En el tercer capítulo se explica el concepto de los algoritmos genéticos con la ayuda de algunos diagramas y definiciones para que el lector comprenda el funcionamiento del proceso evolutivo. Además se explican las deducciones matemáticas que fue necesario desarrollar para definir la función objetivo, la cual es la ecuación que nos marca el camino en la evolución. Posteriormente se muestra la gestión del proceso hasta obtener los individuos mejor adaptados.

En el cuarto y último capítulo se realiza un estudio a las palas previamente concebidas, con la finalidad de poder determinar cuál es el ángulo de paso más adecuado para obtener la mayor eficiencia. El estudio es realizado en CFD y emplea la técnica propuesta por el Instituto de Ingeniería Mecánica de Cagliari Italia, el cual ha sido desarrollado en una tesis de maestría referida en [14] en donde se tiene una descripción más detallada del método.

Finalmente se presentan las conclusiones y las propuestas para futuros desarrollos de investigación que podrían enriquecer más los tópicos que se muestran en el presente trabajo.

## **JUSTIFICACIÓN**

Este trabajo presenta tres principales justificaciones, las cuales son de carácter académico, social y profesional.

La justificación académica tiene sustento en el pobre desarrollo de perfiles aerodinámicos realizado en nuestra institución. Con este proyecto se pretende lograr

la evolución a una familia de perfiles mediante el método de los algoritmos genéticos a fin de poder lograr una base de datos que nos dé pie a determinar la aptitud de los mismos para aplicaciones en aerogeneradores. Con esta aplicación se pondrán a prueba los conocimientos adquiridos en las materias correspondientes a la academia de aerodinámica y ciencias básicas debido a la complejidad matemática que en algunos momentos se presenta. Además, al término del trabajo se tendrá una propuesta en el procedimiento de diseño de una pala empleando la técnica de los algoritmos genéticos. Además de que se muestra la técnica usada en CFD para la predicción del mejor ángulo de paso del aerogenerador.

La justificación social que se tiene es directamente con nuestra institución, y por ende con nuestro país, ya que es necesario que se generen nuevos proyectos de investigación que contemplen el desarrollo de nuestro país y que además muestren a nivel mundial el potencial de nuestra institución y de nosotros como mexicanos.

Finalmente el proyecto se realizara por la inquietud de comprender y asimilar cual es el desarrollo que debe seguirse para lograr la optimización de una familia de perfiles aplicable al campo de la energía eólica. Lo anterior se debe al gran impacto con el que se cuenta actualmente en el ramo de las energías alternativas, en donde basta ser un poco observadores para poder entender que son el futuro de grandes desarrollos a nivel mundial, por lo que es un buen momento para prepararse y poder competir en un futuro muy próximo.

## **OBJETIVO**

El objetivo de este trabajo es obtener la geometría de la pala de un aerogenerador empleando la técnica de diseño de los algoritmos genéticos, presentando al término del presente trabajo el modelado en CAD de la misma, así como el ángulo de paso mas optimo de funcionamiento.

Para lograr el objetivo principal nos apoyaremos en los siguientes puntos:

- Obtendremos el espacio de fases definido a partir de las variaciones hechas al perfil base en función de los parámetros que los definen, así como la base de datos de sus propiedades aerodinámicas.
- Presentaremos las características y fundamentos de la función objetivo empleada para la evolución de los perfiles PARSEC.
- Mostraremos el proceso de gestión de la evolución

- Se presentara la técnica empleada en CFD para la obtención del ángulo de paso que nos permiten tener el desempeño más óptimo del aerogenerador.

## **ALCANCE**

El alcance de este trabajo es, en un primer plano, la obtención de la geometría de la pala de un aerogenerador siguiendo la técnica de los algoritmos genéticos. Lo anterior implica que al término de dicho trabajo se tendrá explicada la metodología a seguir para poder realizar optimizaciones por dicho método.

Además se pretende que la teoría del modelo combinado aplicado a turbinas de viento, sea homogenizado con respecto a las formulas que se presentan en la literatura.

Finalmente se presentara el ángulo de paso mas optimo de la pala para las condiciones de trabajo establecidas, dejando claro el camino que se siguió para lograr la deducción.

# 1

## LOS PERFILES PARSEC Y SUS CARACTERÍSTICAS

Hoy en día es común escuchar de grandes avances en el ramo aerodinámico, especialmente en la evaluación de nuevas geometrías que proveen a los entes aerodinámicos de mejores características de desempeño obteniéndose, de esta forma, resultados que poco a poco van superando lo que en algún momento parecía inalcanzable. De esta manera, en el presente trabajo se realizaron diversas modificaciones a una familia de perfiles llamada Parametric Section (PARSEC), la cual se encuentra gobernada por once parámetros de diseño. Esta familia de perfiles comenzó a ser desarrollada en Göttingen por la Agencia Alemana de Investigación Aeroespacial a cargo del Dr. Helmut Sobieczky.

En este capítulo abordaremos cuales son las principales características de estos perfiles, enfocándonos principalmente en los polinomios que les describen, con la finalidad de poder mostrar algunas de las ventajas sobre los perfiles diseñados a base de splines o curvas de Bézier.

En seguida se presentaran los once parámetros que definen a estos perfiles, ilustrando sobre un grafico su representación a nivel geométrico, para de esta manera, comprender la cantidad de modificaciones que se pueden lograr. Posteriormente, mencionaremos cuales han sido las principales aplicaciones de estos perfiles a nivel experimental, remarcando que no se tiene ningún registro de su aplicación a bajas velocidades, por lo que el estudio aquí planteado se vuelve más interesante.

Una vez comprendida la fundamentación de estos perfiles procederemos a la creación de un perfil básico en el medio aeronáutico como el NACA 2412 a partir de las ecuaciones que definen a los perfiles PARSEC, de tal forma que al finalizar este capítulo tendremos un perfil con una geometría familiar pero que depende de once parámetros de diseño. De esta misma manera, la creación de dicho perfil nos permitirá concretar el perfil de base que será empleado en nuestra evolución por medio de algoritmos genéticos.

## 1.1 La familia PARSEC

La familia de perfiles PARSEC (Parametric Section) es una de las más recientes y más prometedoras parametrizaciones logradas a través de polinomios que definen la geometría de un perfil aerodinámico (intradós y extradós)[1]. Cada una de estas secciones conformantes del perfil está definida por un polinomio que depende directamente de once parámetros distintos, lo cual nos da la pauta para poder realizar un gran número de variaciones a la geometría de base y de esta forma poder evaluar cuales son los resultados a nivel aerodinámico de variar cada uno de los parámetros señalados.

Los polinomios PARSEC se han aplicado con éxito en la parametrización de alas y perfiles así como en el tratamiento de problemas de optimización aerodinámica [1]. Sin embargo cuando nos referimos a esta familia de polinomios nos referimos a una herramienta que también puede ser empleada en perfiles con curvaturas pronunciada, como las que se presentan en el diseño de alabes de turbo maquinarias, o los presentes en hélices y palas de aerogeneradores.

Las herramientas más importantes de esta técnica de parametrización son sus once parámetros de diseño, los cuales nos permitirán poder modelar con más precisión el tipo de perfil que se desea. Más específicamente, el polinomio PARSEC hace uso de pequeños números con características aerodinámicas y geométricas con un significado particular, con los cuales se puede lograr un perfil con características previamente definidas. Por ejemplo algunos de los parámetros son el radio del borde de ataque y la posición de máximo espesor, por mencionar algunos.

Desde otra perspectiva, el polinomio PARSEC es un método especial que esta fuera de las parametrizaciones más comunes, las cuales están basadas en puntos de control (splines o curvas de Bézier), por lo que podemos decir que es un método innovador que pretende tener una mayor exactitud en sus trazos, y de esta manera poder tener un control más preciso en cuanto a las geometrías se refiere.

Las ventajas más destacadas de la parametrización PARSEC son las siguientes:

- No necesitamos la forma de la línea base de referencia
- Podemos lograr una amplia gama de perfiles aerodinámicos
- Podemos restringir parámetros específicos (por ejemplo el espesor máximo)

- El impacto de cada uno de los parámetros de diseño en el comportamiento aerodinámico se puede predecir con mucha más facilidad.

Los polinomios PARSEC fueron creados específicamente para el diseño de perfiles, por lo que la optimización de estos se puede llevar de mejor manera, pudiendo esperar resultados bastante satisfactorios.

Por otra parte una de las desventajas de los PARSEC es que no se pueden aplicar a tantos casos como los perfiles formados por spline, lo cual no nos perjudica ya que en este trabajo no nos enfocaremos más que a la evolución de los perfiles para lograr el diseño de una pala de aerogenerador.

## 1.2 Los parámetros PARSEC

Como ya se ha mencionado, los perfiles PARSEC cuentan con once parámetros de diseño que controlan diversos aspectos geométricos del perfil. Conforme avancemos en este trabajo podremos comprender de mejor forma cual es la consecuencia de la variación de cada uno de los parámetros desde el punto de vista aerodinámico.

Los parámetros son los siguientes:

$r_{ba}$  - radio de curvatura en el borde de ataque

$x_{e\max}$  - posición del máximo del extradós

$y_{e\max}$  - magnitud del máximo del extradós

$y''_{e\max}$  - curvatura en el máximo del extradós

$x_{i\min}$  - posición del mínimo del intradós

$y_{i\min}$  - magnitud del mínimo del intradós

$y''_{i\min}$  - curvatura en el mínimo del intradós

$\alpha_{bs}$  - ángulo del borde de salida

$\beta_{bs}$  - espesor angular del borde de salida

$y_{bs}$  - posición del borde de salida

$\Delta y_{bs}$  - espesor del borde de salida

El perfil que se muestra en la figura 1.1 es el perfil de base de la familia PARSEC y es llamado "PARSEC-11" en honor a sus once parámetros característicos.

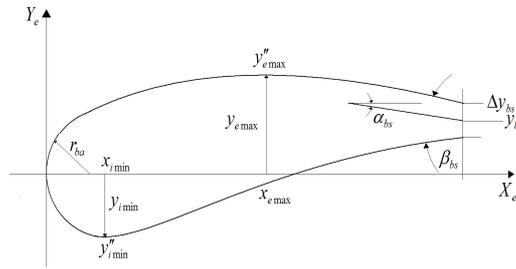


Figura 1.1: Perfil PARSEC-11

Como se menciona en el apartado 1.1 Este perfil está basado en dos polinomios idénticos, uno que describe el extradós y otro que describe el intradós. La expresión de los polinomios está dada por las siguientes ecuaciones:

$$Y_e = \sum_{k=1}^6 a_{ek} X_e^{k-\frac{1}{2}} \quad (1a)$$

$$Y_i = \sum_{k=1}^6 a_{ik} X_i^{k-\frac{1}{2}} \quad (1b)$$

En donde  $a_{1e,2e,3e,\dots,6e}$  y  $a_{1i,2i,3i,\dots,6i}$  son coeficientes reales que no conocemos, remarcando que  $a_{i1} = -a_{e1}$ . Para poder definir los once diferentes coeficientes debemos tomar en cuenta las siguientes ecuaciones, las cuales fueron definidas a partir de distintas propiedades geométricas.

$$y_{e\max} = \sum_{k=1}^6 a_{ek} x_{e\max}^{k-\frac{1}{2}} \quad (2a)$$

$$0 = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ek} x_{e\max}^{k-\frac{3}{2}} = y'_{e\max} \quad (3a)$$

$$y''_{e\max} = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) \left(k - \frac{3}{2}\right) a_{ek} x_{e\max}^{k-\frac{5}{2}} \quad (4a)$$

$$y_{bs} + \frac{1}{2} \Delta y_{bs} = \sum_{k=1}^6 a_{ek} (1)^{k-\frac{1}{2}} = \sum_{k=1}^6 a_{ek} \quad (5a)$$

$$\tan\left(\frac{2\alpha - \beta}{2}\right) = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ek} (1)^{k-\frac{3}{2}} = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ek} \quad (6a)$$

$$y_{i\min} = \sum_{k=1}^6 a_{ik} x_{i\min}^{k-\frac{1}{2}} \quad (2b)$$

$$0 = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ik} x_{i\min}^{k-\frac{3}{2}} = y'_{i\min} \quad (3b)$$

$$y''_{i\min} = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) \left(k - \frac{3}{2}\right) a_{ik} x_{i\min}^{k-\frac{5}{2}} \quad (4b)$$

$$y_{bs} - \frac{1}{2} \Delta y_{bs} = \sum_{k=1}^6 a_{ik} (1)^{k-\frac{1}{2}} = \sum_{k=1}^6 a_{ik} \quad (5b)$$

$$\tan\left(\frac{2\alpha + \beta}{2}\right) = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ik} (1)^{k-\frac{3}{2}} = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ik} \quad (6b)$$

La solución del sistema de ecuaciones presentado arriba nos dará los once coeficientes que necesitamos a fin de poder modelar un perfil PARSEC. Es importante recalcar que las ecuaciones 2a, 2b.....6a, 6b son idénticas y solo varían dependiendo de si se están deduciendo los coeficientes para el extradós o para el intradós.

Una vez plasmada la flexibilidad que muestra esta familia de perfiles para su parametrización, podemos preguntarnos cuál sería el resultado de evolucionarlos, a fin de poder obtener una familia de perfiles base que nos ofrezcan un rendimiento pertinente para el diseño de las palas de un aerogenerador.

### 1.3 Aplicaciones más comunes

Los perfiles PARSEC son generalmente empleados por la manera en la que están concebidos. Se han empleado principalmente para la optimización de alas diseñadas para régimen transónico. Una de las aplicaciones más completas de estos perfiles se presenta en [2], en donde se hace un rediseño de la geometría de las alas de un prototipo en fase experimental concebidas inicialmente mediante el empleo de splines. De esta manera se procedió a obtener el perfil antes logrado mediante los polinomios PARSEC, teniendo como resultado una geometría mucho más neta, que arrojó en salida mejores resultados en la relación  $C_L$  contra  $C_D$ . Además se realizaron algunas

otras modificaciones, variando los parámetros de diseño PARSEC. Estas modificaciones fueron realizadas al borde de ataque, al borde de salida y a la curvatura del perfil.

Otra aplicación de estos perfiles se presenta en [3], en donde se muestra la optimización de la sección estructural de un ala. Esta modificación fue motivada debido a la excesiva deformación que presentaban las alas de este tipo a velocidades elevadas. En este caso se emplean los polinomios PARSEC a fin de poder lograr los perfiles que se requieren. Los perfiles necesitados dependía de treinta y cinco variables de diseño, las cuales a través una optimización por medio de algoritmos evolutivos se hizo interactuar a fin de crear la geometría que más se adaptaba a las condiciones impuestas. Los resultados de este trabajo arrojan que las geometrías creadas con los polinomios PARSEC logaron reducir la resistencia al avance así como las ondas de choque presentes en el extradós.

En los dos párrafos anteriores hemos mencionado dos de las más comunes aplicaciones de esta familia de perfiles. Nótese que ninguno de los dos trabajos mencionados ha evaluado el rendimiento de los polinomios PARSEC para velocidades bajas, así como tampoco se han empleado para superficies con torcimiento, por lo que es de nuestro interés el preguntarnos cuál sería el resultado de hacer dichas evaluaciones. Más concretamente, en este trabajo nos interesamos en los resultados que se podrían obtener si se realiza una evolución de perfiles, tratando de obtener el perfil más adecuado para las diferentes estaciones que conforman la pala de un aerogenerador. Es de remarcar que no hemos encontrado ningún material bibliográfico que nos indique de alguna evolución con dichos objetivos, de tal manera que lo que se pretende lograr en este trabajo es completamente nuevo y de gran interés para la cuestión tecnológica de nuestro país.

## 1.4 Parametrización del perfil Base

En esta sección nos limitaremos a la definición del perfil de base que se utilizara para la evolución a realizar. Como se indica en [2] la concepción de los perfiles PARSEC tiene mucha similitud con la familia de perfiles NACA (National Advisory Committee Aeronautics) de cuatro y cinco dígitos, por lo que nosotros nos enfocaremos particularmente a la familia de cuatro dígitos para la concepción de nuestro perfil base. El porqué de esta decisión se fundamenta en las diversas aplicaciones aerodinámicas que han tenido los perfiles NACA, presentando una buena estabilidad y

caracterizándose por coeficientes aerodinámicos satisfactorios en el ramo aeronáutico y en el de diseño de turbinas de viento.

De esta forma tomaremos un perfil NACA de cuatro cifras que no sea simétrico, que cuente con una combadura no muy pronunciada y que cuente con un espesor promedio, es decir un perfil que no sea muy ancho, pero tampoco muy delgado.

Tomando en cuenta los requerimientos anteriores podemos concluir que un perfil adecuado correspondiente a la familia NACA de cuatro cifras es el perfil 2412, el cual es un perfil básico en esta serie que nos permitirá partir de una geometría que ya ha sido probada en diversas aplicaciones y ha entregado resultados satisfactorios como en el diseño del ala del Cessna 172 por mencionar alguna aplicación.

### 1.4.1 Características del perfil NACA 2412

Los perfiles NACA se desarrollaron en Norteamérica, en un trabajo enfocado en los efectos aerodinámicos provocados por la combadura del perfil, así como los mismos causados por la distribución de espesor [4]. De esta manera se dio paso a las diferentes series de perfiles que fueron optimizadas experimentalmente a elevados números de Reynolds.

En los perfiles de cuatro cifras, la combadura se obtuvo a partir de la combinación de una distribución de espesor determinada y una línea media que comienza en el extremo del borde de ataque y termina en el extremo del borde de salida. De esta manera los sistemas de ecuaciones que nos muestran los puntos correspondientes al intradós y al extradós son los siguientes:

Para el extradós: 
$$x_e = x - y_t \sin(\theta)$$

$$y_e = y_c + y_t \cos(\theta)$$

Para el intradós: 
$$x_i = x + y_t \sin(\theta)$$

$$y_i = y_c - y_t \cos(\theta)$$

En los perfiles de cuatro dígitos, la distribución de espesor se escogió de manera a obtener la eficiencia mostrada en los perfiles Göttingen 398 y el Clark Y (desarrollados después de la primera guerra mundial), de tal forma que la distribución de espesor de dichos perfiles está dada por la siguiente ecuación:

$$\pm y_t = \frac{t}{0.20} (0.2969\sqrt{x} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4)$$

en donde  $t$  es el máximo espesor expresado en porcentaje de cuerda.

Por otra parte el radio del borde de ataque esta dado por:

$$r_t = 1.1019t^2$$

Ahora bien, la línea media del perfil está definida por dos arcos parabólicos tangentes en la posición de la ordenada de combadura máxima. Las ecuaciones que definen esta línea son las siguientes:

Antes de alcanzar la ordenada correspondiente a la combadura máxima:

$$y_c = \frac{m}{p^2} (2px - x^2)$$

Después de la ordenada máxima:  $y_c = \frac{m}{((1-p))^2} [(1-2p) + 2px - x^2]$

en donde  $m$  es la ordenada máxima expresada en porcentaje de cuerda y  $p$  es la posición sobre la cuerda de la ordenada máxima.

Una vez que hemos plasmado la procedencia de los perfiles NACA de cuatro dígitos, así como las ecuaciones que los gobiernan continuaremos nuestro trabajo con la creación de un perfil NACA, que dependa de los once parámetros de diseño de los PARSEC.

### 1.4.2 Ajuste de parámetros

Para lograr la geometría del perfil NACA 2412 a partir de los once parámetros PARSEC es necesario realizar el procedimiento matemático que en seguida se presenta.

Se tienen los puntos correspondientes al perfil NACA 2412, los cuales están dados por  $\langle x_e, y_e \rangle$  y  $\langle x_i, y_i \rangle$  que corresponden al extradós e intradós correspondientemente. En base a los apartados anteriores, las ordenadas del perfil PARSEC vienen dadas por:

$$Y_e = \sum_{k=1}^6 a_{ek} X_e^{k-\frac{1}{2}}$$

$$Y_i = \sum_{k=1}^6 a_{ik} X_i^{k-\frac{1}{2}}$$

$$a_{i1} = -a_{e1}$$

Ahora bien, si las abscisas de los puntos se substituyen en estas ecuaciones, se puede evaluar el error cometido mediante la siguiente ecuación:

$$e = \sum_{j=1}^{N_e} (y_{ej} - Y_{ej})^2 + \sum_{j=1}^{N_i} (y_{ij} - Y_{ij})^2$$

Nótese que para evaluar el error total se hace la suma de los errores generados al crear la sección correspondiente al extradós y la correspondiente al intradós.

De esta manera, buscamos los once parámetros  $a_{ek}, a_{ik}$   $k=1, \dots, 6$  junto con  $a_{i1} = -a_{e1}$ , que minimizan este error. Derivando el error con respecto a los once parámetros independientes e igualando a cero obtenemos un sistema de once ecuaciones lineales para encontrar los once parámetros desconocidos:

$$\frac{\partial e}{\partial \{a_{ek}, a_{ik}\}} = \frac{\partial}{\partial \{a_{ek}, a_{ik}\}} \left[ \sum_{j=1}^{N_e} \left( y_{ej} - \sum_{k=1}^6 a_{ek} x_{ej}^{k-\frac{1}{2}} \right)^2 + \sum_{j=1}^{N_i} \left( y_{ij} - \sum_{k=1}^6 a_{ik} x_{ij}^{k-\frac{1}{2}} \right)^2 \right] = 0$$

entonces las operaciones son:

con respecto a  $a_{e1}$  (recordemos que  $a_{i1} = -a_{e1}$ )

$$\frac{\partial e}{\partial a_{e1}} = \sum_{j=1}^{N_e} x_{ij}^{\frac{1}{2}} y_{ij} - \sum_{j=1}^{N_e} x_{ej}^{\frac{1}{2}} y_{ej} + \sum_{j=1}^{N_e} \sum_{k=1}^6 a_{ek} x_{ej}^k - \sum_{j=1}^{N_i} \sum_{k=1}^6 a_{ik} x_{ij}^k = 0$$

$$\left( \sum_{j=1}^{N_e} x_{ej} + \sum_{j=1}^{N_i} x_{ij} \right) a_{e1} + \sum_{k=2}^6 a_{ek} \sum_{j=1}^{N_e} x_{ej}^k - \sum_{k=2}^6 a_{ik} \sum_{j=1}^{N_i} x_{ij}^k = \sum_{j=1}^{N_e} x_{ej}^{\frac{1}{2}} y_{ej} - \sum_{j=1}^{N_i} x_{ij}^{\frac{1}{2}} y_{ij}$$

$$(N_e \bar{x}_e + N_i \bar{x}_i) a_{e1} + N_e \sum_{k=2}^6 a_{ek} \bar{x}_e^k - N_i \sum_{k=2}^6 a_{ik} \bar{x}_i^k = N_e \bar{x}_e^{\frac{1}{2}} \bar{y}_e - N_i \bar{x}_i^{\frac{1}{2}} \bar{y}_i$$

con respecto a  $a_{e2}$

$$\begin{aligned}\frac{\partial e}{\partial a_{e2}} &= \frac{\partial}{\partial a_{e2}} \sum_{j=1}^{N_e} \left( y_{ej} - \sum_{k=1}^6 a_{ek} x_{ej}^{k-\frac{1}{2}} \right)^2 = 0 \\ - \sum_{j=1}^{N_e} y_{ej} x_{ej}^{\frac{3}{2}} + \sum_{k=1}^6 a_{ek} \sum_{j=1}^{N_e} x_{ej}^{k+1} &= 0 \\ \sum_{k=1}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+1}} &= \overline{y_e x_e^{\frac{3}{2}}} \\ a_{e1} \overline{x_e^2} + \sum_{k=2}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+1}} &= \overline{y_e x_e^{\frac{3}{2}}}\end{aligned}$$

con respecto a  $a_{e3}$

$$\begin{aligned}- \sum_{j=1}^{N_e} y_{ej} x_{ej}^{\frac{5}{2}} + \sum_{k=1}^6 a_{ek} \sum_{j=1}^{N_e} x_{ej}^{k+2} &= 0 \\ \sum_{k=1}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+2}} &= \overline{y_e x_e^{\frac{5}{2}}} \\ a_{e1} \overline{x_e^3} + \sum_{k=2}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+2}} &= \overline{y_e x_e^{\frac{5}{2}}}\end{aligned}$$

con respecto a  $a_{e4}$

$$\begin{aligned}- \sum_{j=1}^{N_e} y_{ej} x_{ej}^{\frac{7}{2}} + \sum_{k=1}^6 a_{ek} \sum_{j=1}^{N_e} x_{ej}^{k+3} &= 0 \\ \sum_{k=1}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+3}} &= \overline{y_e x_e^{\frac{7}{2}}} \\ a_{e1} \overline{x_e^4} + \sum_{k=2}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+3}} &= \overline{y_e x_e^{\frac{7}{2}}}\end{aligned}$$

con respecto a  $a_{e5}$

$$\begin{aligned}- \sum_{j=1}^{N_e} y_{ej} x_{ej}^{\frac{9}{2}} + \sum_{k=1}^6 a_{ek} \sum_{j=1}^{N_e} x_{ej}^{k+4} &= 0 \\ \sum_{k=1}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+4}} &= \overline{y_e x_e^{\frac{9}{2}}} \\ a_{e1} \overline{x_e^5} + \sum_{k=2}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+4}} &= \overline{y_e x_e^{\frac{9}{2}}}\end{aligned}$$

con respecto a  $a_{i2}$

$$\begin{aligned}\frac{\partial e}{\partial a_{i2}} &= \frac{\partial}{\partial a_{i2}} \sum_{j=1}^{N_e} \left( y_{ij} - \sum_{k=1}^6 a_{ik} x_{ij}^{k-\frac{1}{2}} \right)^2 = 0 \\ - \sum_{j=1}^{N_i} y_{ij} x_{ij}^{\frac{3}{2}} + \sum_{k=1}^6 a_{ik} \sum_{j=1}^{N_i} x_{ij}^{k+1} &= 0 \\ \sum_{k=1}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+1}} &= \overline{y_i x_i^{\frac{3}{2}}} \\ a_{i1} \overline{x_i^2} + \sum_{k=2}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+1}} &= \overline{y_i x_i^{\frac{3}{2}}}\end{aligned}$$

con respecto a  $a_{i3}$

$$\begin{aligned}- \sum_{j=1}^{N_i} y_{ij} x_{ij}^{\frac{5}{2}} + \sum_{k=1}^6 a_{ik} \sum_{j=1}^{N_i} x_{ij}^{k+2} &= 0 \\ \sum_{k=1}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+2}} &= \overline{y_i x_i^{\frac{5}{2}}} \\ a_{i1} \overline{x_i^3} + \sum_{k=2}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+2}} &= \overline{y_i x_i^{\frac{5}{2}}}\end{aligned}$$

con respecto a  $a_{i4}$

$$\begin{aligned}- \sum_{j=1}^{N_i} y_{ij} x_{ij}^{\frac{7}{2}} + \sum_{k=1}^6 a_{ik} \sum_{j=1}^{N_i} x_{ij}^{k+3} &= 0 \\ \sum_{k=1}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+3}} &= \overline{y_i x_i^{\frac{7}{2}}} \\ a_{i1} \overline{x_i^4} + \sum_{k=2}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+3}} &= \overline{y_i x_i^{\frac{7}{2}}}\end{aligned}$$

con respecto a  $a_{i5}$

$$\begin{aligned}- \sum_{j=1}^{N_i} y_{ij} x_{ij}^{\frac{9}{2}} + \sum_{k=1}^6 a_{ik} \sum_{j=1}^{N_i} x_{ij}^{k+4} &= 0 \\ \sum_{k=1}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+4}} &= \overline{y_i x_i^{\frac{9}{2}}} \\ a_{i1} \overline{x_i^5} + \sum_{k=2}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+4}} &= \overline{y_i x_i^{\frac{9}{2}}}\end{aligned}$$

con respecto a  $a_{e6}$

$$-\sum_{j=1}^{N_e} y_{ej} x_{ej}^{\frac{11}{2}} + \sum_{k=1}^6 a_{ek} \sum_{j=1}^{N_e} x_{ej}^{k+5} = 0$$

$$\sum_{k=1}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+5}} = \overline{y_e x_e^{\frac{11}{2}}}$$

$$a_{e1} \overline{x_e^6} + \sum_{k=2}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+5}} = \overline{y_e x_e^{\frac{11}{2}}}$$

con respecto a  $a_{i6}$

$$-\sum_{j=1}^{N_i} y_{ij} x_{ij}^{\frac{11}{2}} + \sum_{k=1}^6 a_{ik} \sum_{j=1}^{N_i} x_{ij}^{k+5} = 0$$

$$\sum_{k=1}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+5}} = \overline{y_i x_i^{\frac{11}{2}}}$$

$$a_{i1} \overline{x_i^6} + \sum_{k=2}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+5}} = \overline{y_i x_i^{\frac{11}{2}}}$$

Por lo tanto obtenemos las siguientes once ecuaciones:

$$\frac{\partial e}{\partial a_{e1}} : (N_e \overline{x_e} + N_i \overline{x_i}) a_{e1} + N_e \sum_{k=2}^6 a_{ek} \overline{x_e^k} - N_i \sum_{k=2}^6 a_{ik} \overline{x_i^k} = N_e \overline{x_e^{\frac{1}{2}} y_e} - N_i \overline{x_i^{\frac{1}{2}} y_i}$$

$$\frac{\partial e}{\partial a_{e2}} : a_{e1} \overline{x_e^2} + \sum_{k=2}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+1}} = \overline{y_e x_e^{\frac{3}{2}}}$$

$$\frac{\partial e}{\partial a_{e3}} : a_{e1} \overline{x_e^3} + \sum_{k=2}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+2}} = \overline{y_e x_e^{\frac{5}{2}}}$$

$$\frac{\partial e}{\partial a_{e4}} : a_{e1} \overline{x_e^4} + \sum_{k=2}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+3}} = \overline{y_e x_e^{\frac{7}{2}}}$$

$$\frac{\partial e}{\partial a_{e5}} : a_{e1} \overline{x_e^5} + \sum_{k=2}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+4}} = \overline{y_e x_e^{\frac{9}{2}}}$$

$$\frac{\partial e}{\partial a_{e6}} : a_{e1} \overline{x_e^6} + \sum_{k=2}^6 a_{ek} \overline{x_e^{k+5}} = \overline{y_e x_e^{\frac{11}{2}}}$$

$$\frac{\partial e}{\partial a_{i2}} : a_{i1} \overline{x_i^2} + \sum_{k=2}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+1}} = \overline{y_i x_i^{\frac{3}{2}}}$$

$$\frac{\partial e}{\partial a_{i3}} : a_{i1} \overline{x_i^3} + \sum_{k=2}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+2}} = \overline{y_i x_i^{\frac{5}{2}}}$$

$$\frac{\partial e}{\partial a_{i4}} : a_{i1} \overline{x_i^4} + \sum_{k=2}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+3}} = \overline{y_i x_i^{\frac{7}{2}}}$$

$$\frac{\partial e}{\partial a_{i5}} : a_{i1} \overline{x_i^5} + \sum_{k=2}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+4}} = \overline{y_i x_i^{\frac{9}{2}}}$$

$$\frac{\partial e}{\partial a_{i6}} : a_{i1} \overline{x_i^6} + \sum_{k=2}^6 a_{ik} \overline{x_i^{k+5}} = \overline{y_i x_i^{\frac{11}{2}}}$$

El primer subsistema de 5 ecuaciones puede escribirse matricialmente de la siguiente forma:

$$a_{e1} \begin{bmatrix} \overline{x_e^2} \\ \overline{x_e^3} \\ \overline{x_e^4} \\ \overline{x_e^5} \\ \overline{x_e^6} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \overline{x_e^3} & \overline{x_e^4} & \overline{x_e^5} & \overline{x_e^6} & \overline{x_e^7} \\ \overline{x_e^4} & \overline{x_e^5} & \overline{x_e^6} & \overline{x_e^7} & \overline{x_e^8} \\ \overline{x_e^5} & \overline{x_e^6} & \overline{x_e^7} & \overline{x_e^8} & \overline{x_e^9} \\ \overline{x_e^6} & \overline{x_e^7} & \overline{x_e^8} & \overline{x_e^9} & \overline{x_e^{10}} \\ \overline{x_e^7} & \overline{x_e^8} & \overline{x_e^9} & \overline{x_e^{10}} & \overline{x_e^{11}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{e2} \\ a_{e3} \\ a_{e4} \\ a_{e5} \\ a_{e6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{y_e x_e^{\frac{3}{2}}} \\ \overline{y_e x_e^{\frac{5}{2}}} \\ \overline{y_e x_e^{\frac{7}{2}}} \\ \overline{y_e x_e^{\frac{9}{2}}} \\ \overline{y_e x_e^{\frac{11}{2}}} \end{bmatrix}$$

Lo mismo puede hacerse con el segundo subsistema por lo que todas las ecuaciones pueden escribirse como un sistema de tres ecuaciones matriciales simultáneas:

$$(N_e \overline{x_e} + N_i \overline{x_i}) a_{e1} + N_e \mathbf{b}_e^T \mathbf{a}_e - N_i \mathbf{b}_i^T \mathbf{a}_i = N_e \overline{y_e x_e^{\frac{1}{2}}} - N_i \overline{y_i x_i^{\frac{1}{2}}}$$

$$\begin{aligned} a_{e1} \mathbf{b}_e + \mathbf{A}_e \mathbf{a}_e &= \mathbf{c}_e \\ a_{i1} \mathbf{b}_i + \mathbf{A}_i \mathbf{a}_i &= \mathbf{c}_i \end{aligned}$$

en donde las matrices están en negritas de acuerdo con la ecuación anterior. Las últimas dos ecuaciones pueden resolverse para los parámetros  $\mathbf{a}_e$  y  $\mathbf{a}_i$ , mientras que la primera ecuación puede resolverse para  $a_{e1}$ , resultando:

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_e &= \mathbf{A}_e^{-1}(\mathbf{c}_e - a_{e1} \mathbf{b}_e) \\ \mathbf{a}_i &= \mathbf{A}_i^{-1}(\mathbf{c}_i + a_{e1} \mathbf{b}_i) \end{aligned}$$

$$a_{e1} = \frac{N_e \left( \overline{y_e x_e^{\frac{1}{2}}} - \mathbf{b}_e^T \mathbf{A}_e^{-1} \mathbf{c}_e \right) - N_i \left( \overline{y_i x_i^{\frac{1}{2}}} - \mathbf{b}_i^T \mathbf{A}_i^{-1} \mathbf{c}_i \right)}{N_e \left( \overline{x_e} - \mathbf{b}_e^T \mathbf{A}_e^{-1} \mathbf{b}_e \right) + N_i \left( \overline{x_i} - \mathbf{b}_i^T \mathbf{A}_i^{-1} \mathbf{b}_i \right)}$$

Los coeficientes  $a_{ek}, a_{ik}$   $k=1, \dots, 6$  se relacionan con los parámetros geométricos definidos por las ecuaciones dadas en el apartado 1.2. Recordando que las ecuaciones son las siguientes:

$$\sqrt{2r_{ba}} = a_{e1} = -a_{i1}$$

$$\begin{aligned} y_{e \max} &= \sum_{k=1}^6 a_{ek} x_{e \max}^{k-\frac{1}{2}} & y_{i \min} &= \sum_{k=1}^6 a_{ik} x_{i \min}^{k-\frac{1}{2}} \\ 0 &= \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ek} x_{e \max}^{k-\frac{3}{2}} = y'_{e \max} & 0 &= \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ik} x_{i \min}^{k-\frac{3}{2}} = y'_{i \min} \\ y''_{e \max} &= \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) \left(k - \frac{3}{2}\right) a_{ek} x_{e \max}^{k-\frac{5}{2}} & y''_{i \min} &= \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) \left(k - \frac{3}{2}\right) a_{ik} x_{i \min}^{k-\frac{5}{2}} \\ y_{bs} + \frac{1}{2} \Delta y_{bs} &= \sum_{k=1}^6 a_{ek} (1)^{k-\frac{1}{2}} = \sum_{k=1}^6 a_{ek} & y_{bs} - \frac{1}{2} \Delta y_{bs} &= \sum_{k=1}^6 a_{ik} (1)^{k-\frac{1}{2}} = \sum_{k=1}^6 a_{ik} \\ \tan\left(\frac{2\alpha - \beta}{2}\right) &= \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ek} (1)^{k-\frac{3}{2}} = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ek} & \tan\left(\frac{2\alpha + \beta}{2}\right) &= \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ik} (1)^{k-\frac{3}{2}} = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ik} \end{aligned}$$

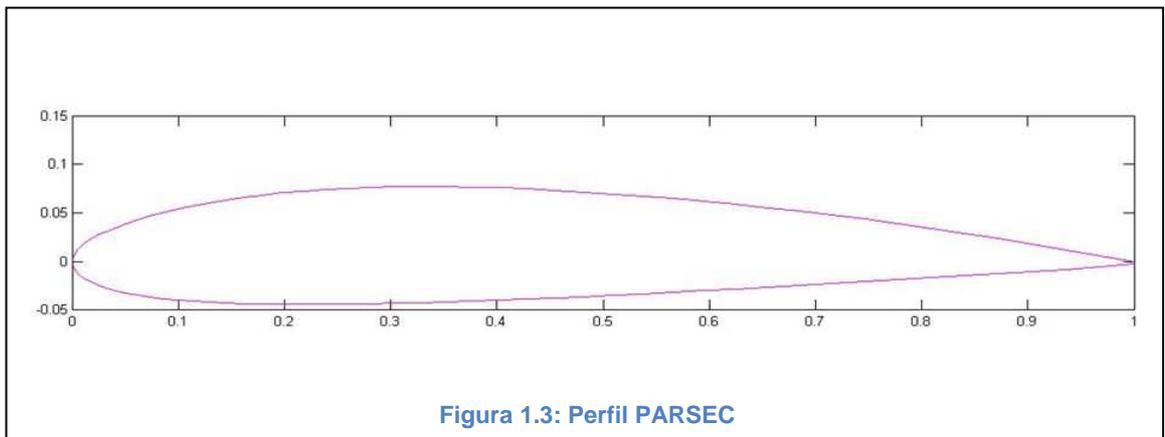
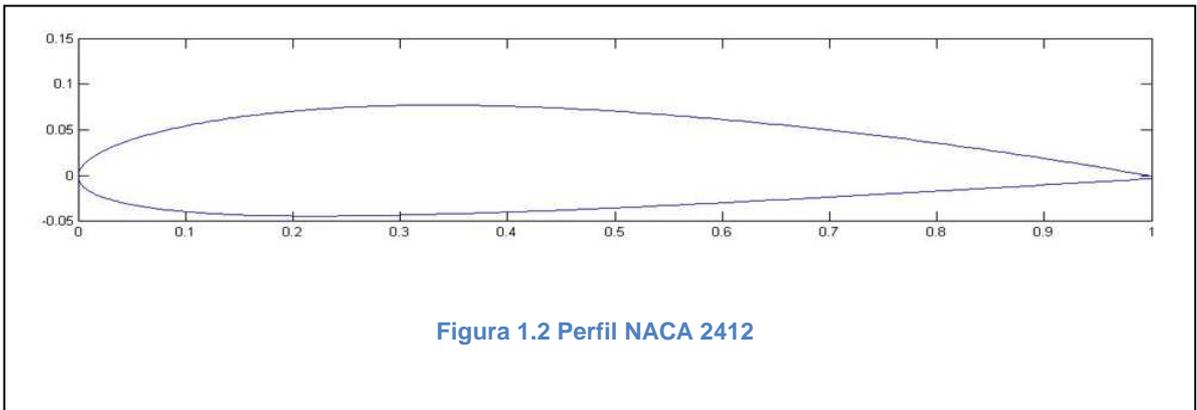
Una vez encontrados los 11 coeficientes se puede graficar el perfil deseado, que ahora depende de los parámetros característicos de los PARSEC. Para dicho proceso se emplea la ecuación (1).

### 1.4.3 Evaluación de la parametrización

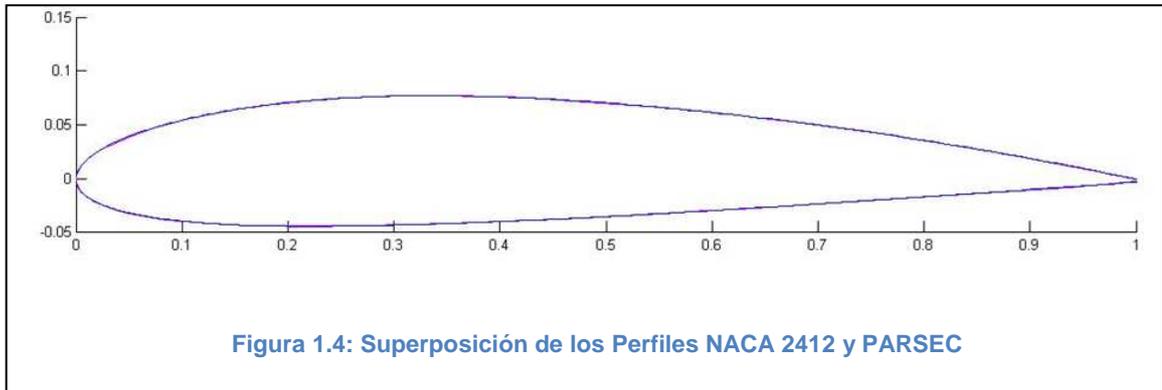
Una vez comprendida la metodología empleada para la concepción del perfil NACA a partir de los parámetros PARSEC es necesario hacer la evaluación de los resultados, a fin de poder visualizar el error provocado por la transformación realizada.

Es importante mencionar que el método presentado en el apartado anterior fue programado en MATLAB, con la finalidad de podernos facilitar el trazo de las geometrías requeridas. Para lograr lo anterior, se realizó un ajuste en el perfil NACA 2412, de tal forma que la longitud de la cuerda fuese unitaria y además que ninguna abscisa tuviera signo negativo.

Los resultados de la corrida se muestran a continuación en la figura 1.2, en la cual se muestra el perfil original NACA 2412, mientras que en la figura 1.3 se muestra el perfil NACA 2412 ya en función de los parámetros PARSEC:



Ahora bien si graficamos un perfil sobre el otro a fin de poder apreciar la diferencia entre ambos perfiles obtenemos la figura 1.4:



En esta figura podemos apreciar que el ajuste realizado a fin de obtener un perfil PARSEC en base a un NACA fue exitoso ya que si bien los perfiles no son idénticos, el error que existe entre ellos lo podemos despreciar.

En base a los resultados obtenidos después de haber realizado los ajustes, podemos estar seguros de que el perfil PARSEC generado a partir del NACA 2412 es un perfil que sin duda puede ser la base de la futura evolución. De esta manera estamos garantizando que partimos de una geometría que durante años ha demostrado tener una buena estabilidad aerodinámica así como una respetable aplicación en el campo aeronáutico y de los aerogeneradores.

Por otra parte también hemos dejado claro el potencial de la familia de perfiles PARSEC, mostrando su maleabilidad y adaptabilidad gracias a la manipulación de los once parámetros que establecen su geometría. Dando lugar a un buen presagio en el dominio de los algoritmos genéticos.

## 2 DISEÑO DE EXPERIMENTO PARA LA SUPERFICIE DE RESPUESTA

En este segundo capítulo presentamos la variación de parámetros que dio origen al espacio de fases que delimitan los intervalos entre los cuales se pueden variar los parámetros que definen a cada uno de los perfiles. Se exponen los criterios que se tomaron en consideración para poder realizar dichas variaciones. De la misma manera se muestran las características del perfil base, como son los once parámetros de diseño, correspondientes a un perfil PARSEC y los once coeficientes reales que lo definen.

22

Una vez definidas las 45 geometrías, se procede al modelado correspondiente para poder llevar a cabo un análisis aerodinámico, en el caso del análisis en CFD (Dinámica de Fluidos Computacional) y el paquete X-foil. En este capítulo veremos el porqué del estudio de un perfil a diferentes ángulos de ataque, así como el interés que se tiene en el empleo de “size functions” para el mallado del volumen de control.

Además, en el caso del análisis en CFD se definirán las condiciones de frontera, a fin de dar paso al análisis valiéndonos del paquete “Fluent”, en donde se obtendrán los coeficientes aerodinámicos que se necesitan para realizar las polares. Posteriormente se elaborara una segunda base de datos empleando el paquete X-foil, en donde podremos obtener las polares de los 45 perfiles, de esta forma podremos obtener dos palas diferentes, basadas cada una, en la base de datos que le corresponda y así, realizar una comparativa entre los paquetes de análisis empleados.

### 2.1 Variación de los parámetros PARSEC

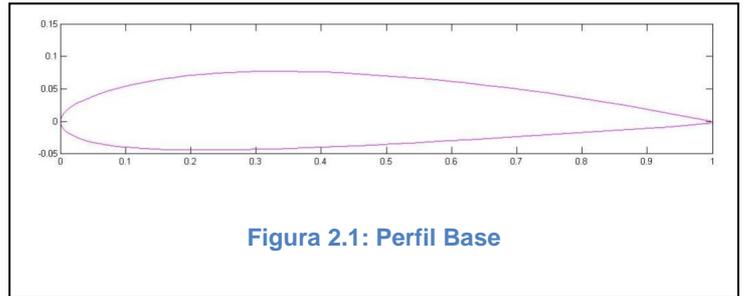
Al término del capítulo anterior definimos la geometría del perfil que usaremos como base para poder realizar la evolución de la familia de perfiles PARSEC. Este perfil ahora depende de once parámetros que a lo largo de este apartado variaremos a fin de poder obtener los perfiles que definen el espacio de fases.

Los parámetros correspondientes al perfil base son los siguientes:

$$\begin{aligned}
 r_{ba} &= 0.01471584 \ 2097686 & y''_{i \min} &= 0.32313041 \ 6184715 \\
 x_{e \max} &= 0.33137304 \ 5324472 & \alpha_{bs} &= -0.0482857 \ 85675574 \\
 y_{e \max} &= 0.07716231 \ 7354734 & \beta_{bs} &= 0.28624606 \ 7894081 \\
 y''_{e \max} &= -0.5955318 \ 24917794 & y_{bs} &= -0.0015881 \ 49880490 \\
 x_{i \min} &= 0.22068140 \ 3993726 & \Delta y_{bs} &= 0.00239466 \ 7137899 \\
 y_{i \min} &= -0.0439344 \ 47627185
 \end{aligned}$$

En donde los coeficientes reales  $a_{ek}, a_{ik}$   $k = 1, \dots, 6$  son:

$$\begin{aligned}
 a_{e1} &= 0.1718 & a_{i1} &= -0.1718 \\
 a_{e2} &= 0.1775 & a_{i2} &= 0.6708 \\
 a_{e3} &= -1.5735 & a_{i3} &= -1.9598 \\
 a_{e4} &= 2.9480 & a_{i4} &= 3.5051 \\
 a_{e5} &= -2.5607 & a_{i5} &= -3.0699 \\
 a_{e6} &= 0.8387 & a_{i6} &= 1.0249
 \end{aligned}$$



El espacio de fases está definido por 45 perfiles, donde 44 perfiles son variaciones correspondientes a los once parámetros de diseño. Cada parámetro se varió en cuatro ocasiones, dejando fijos los restantes diez (tomando los valores del perfil de base). Dos de las variaciones realizadas a cada parámetro fueron numéricamente superiores al valor de base, mientras que las dos restantes fueron inferiores numéricamente al mismo, de tal forma que el valor de base quedó al centro del intervalo de variación.

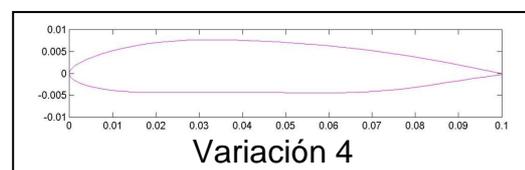
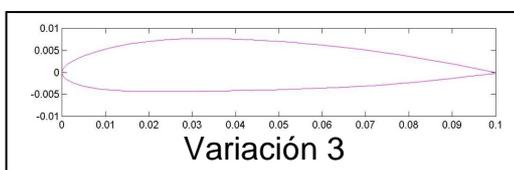
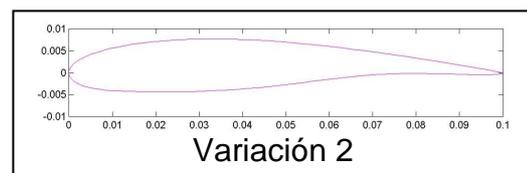
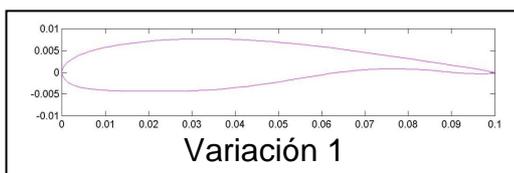
Cada uno de los valores tomados fue escogido gráficamente, es decir que se fueron variando uno a uno los parámetros, de tal forma que los valores seleccionados nos permitieran describir perfiles con figuras razonables. Lo anterior es de suma importancia ya que si se varía en exceso alguno de los once parámetros, la geometría que se obtiene es completamente inaceptable para una evolución de perfiles y por lo tanto no se tiene ningún interés en ellas. En la tabla 2.1 mostramos los valores tomados para cada parámetro que conforma el espacio de fases de nuestro trabajo.

**Tabla 2.1: Variación de los parámetros PARSEC**

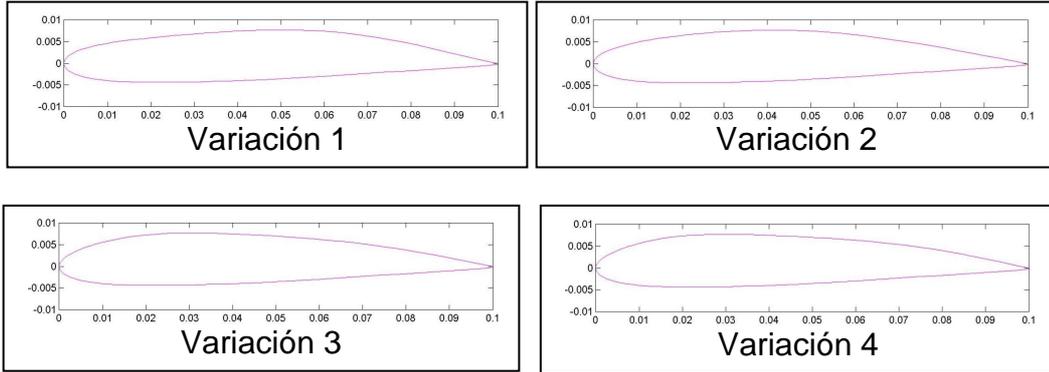
Parámetro	Variación 1	Variación2	Perfil base	Variación 3	Variación 4
$r_{ba}$	0.022	0.019	0.014715	0.013	0.011
$x_{e\max}$	0.5	0.41	0.331373	0.31	0.3
$y_{e\max}$	0.1	0.088	0.077162	0.041	0.05
$y_{e\max}''$	-0.3	-0.45	-0.595531	-0.74	-1.1
$x_{i\min}$	0.5	0.25	0.220681	0.21	0.2
$y_{i\min}$	-0.038	-0.040	-0.043934	-0.047	-0.05
$y_{i\min}''$	0.6	0.46	0.323130	0.24	0.15
$\alpha_{bs}$	0.3	0.17	-0.048285	-0.13	-0.3
$\beta_{bs}$	0.6	0.44	0.2862460	0.19	0.1
$y_{bs}$	0.03	0.015	-0.001588	-0.02	-0.04
$\Delta y_{bs}$	0.03	0.018	0.002394	0.00125	0

Una vez definidas las variaciones de los once parámetros, relajamos un programa en MATLAB con el objetivo de poder generar los 44 nuevos perfiles, obteniendo sus geometrías y sus coordenadas, para posteriormente poderlos modelar y de esta forma evaluar sus características aerodinámicas.

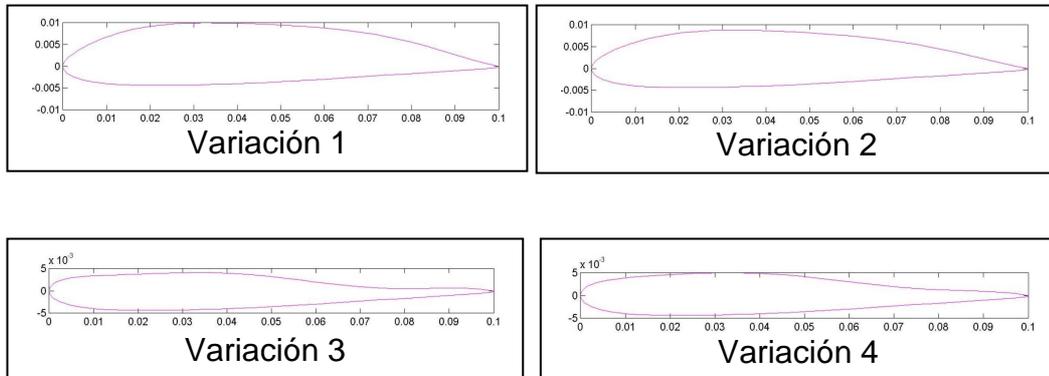
Los perfiles obtenidos para la variación del primer parámetro ( $r_{ba}$ ) son:



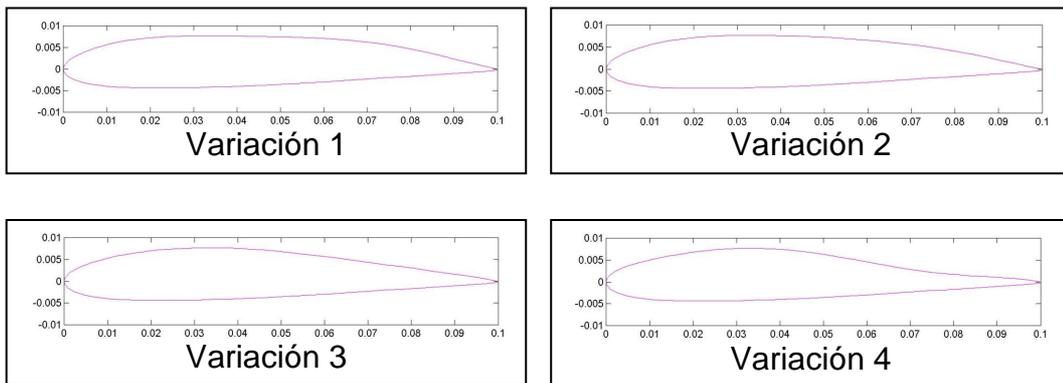
Los perfiles obtenidos para la variación del segundo parámetro ( $x_{e\max}$ ) son:



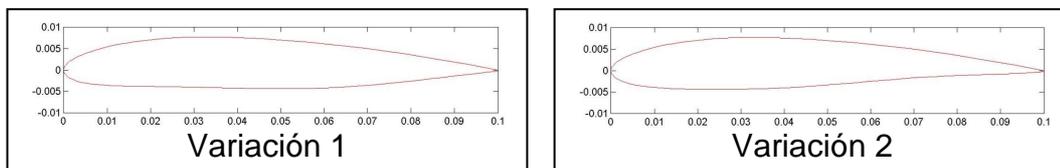
Los perfiles obtenidos para la variación del tercer parámetro ( $y_{e\max}$ ) son:

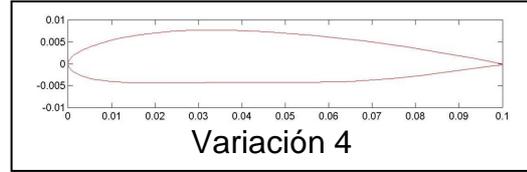
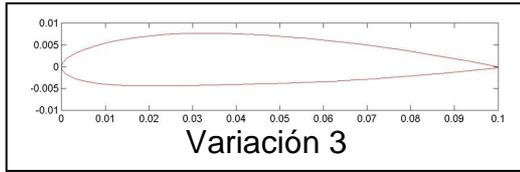


Los perfiles obtenidos para la variación del cuarto parámetro ( $y''_{e\max}$ ) son:

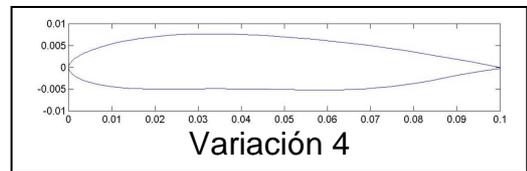
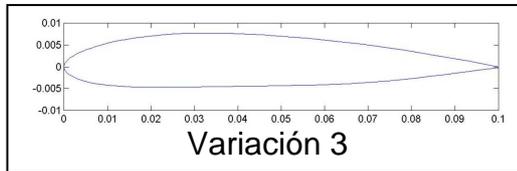
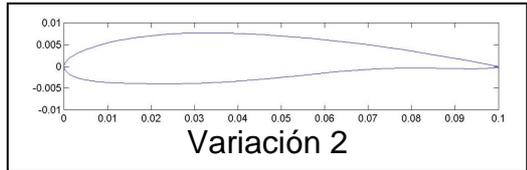
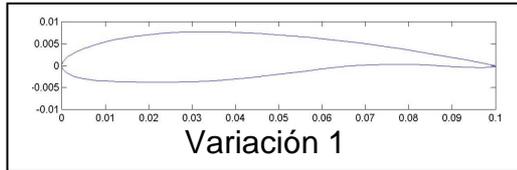


Los perfiles obtenidos para la variación del quinto parámetro ( $x_{i\min}$ ) son:

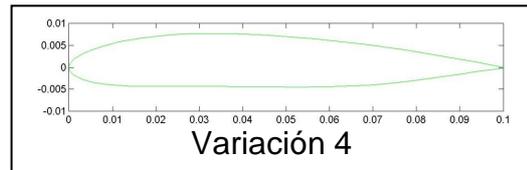
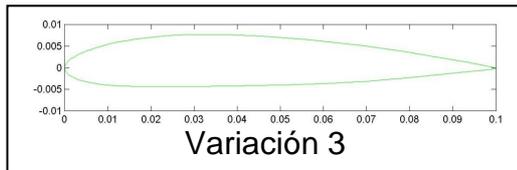
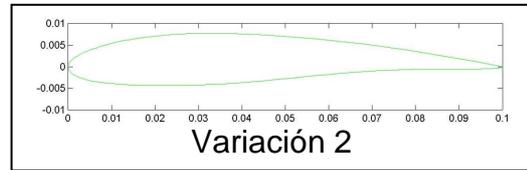
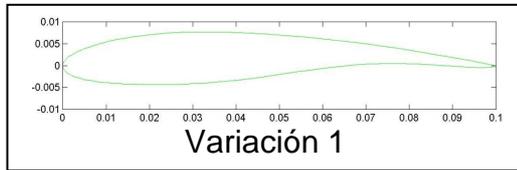




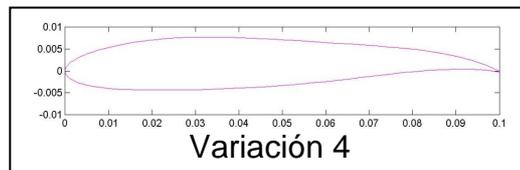
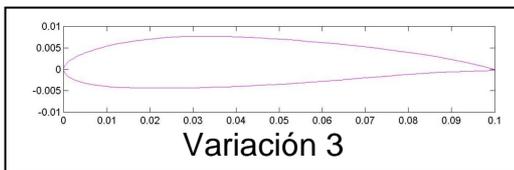
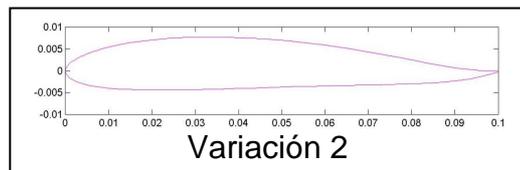
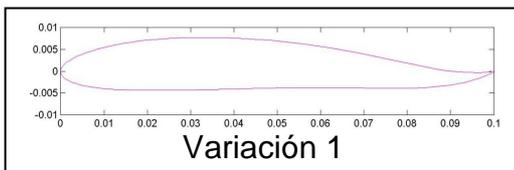
Los perfiles obtenidos para la variación del sexto parámetro ( $y_{i\min}$ ) son:



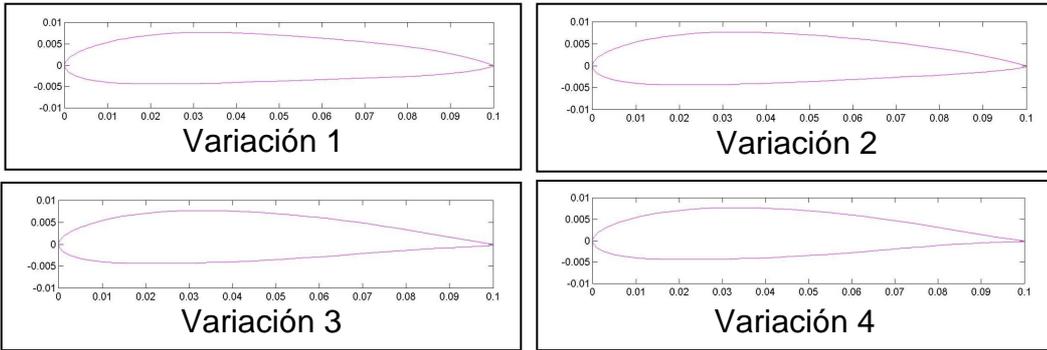
Los perfiles obtenidos para la variación del séptimo parámetro ( $y'_{i\min}$ ) son:



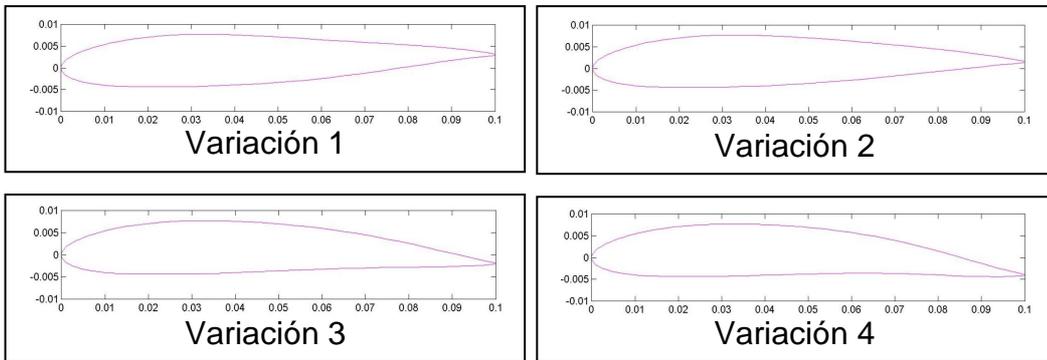
Los perfiles obtenidos para la variación del octavo parámetro ( $\alpha_{bs}$ ) son:



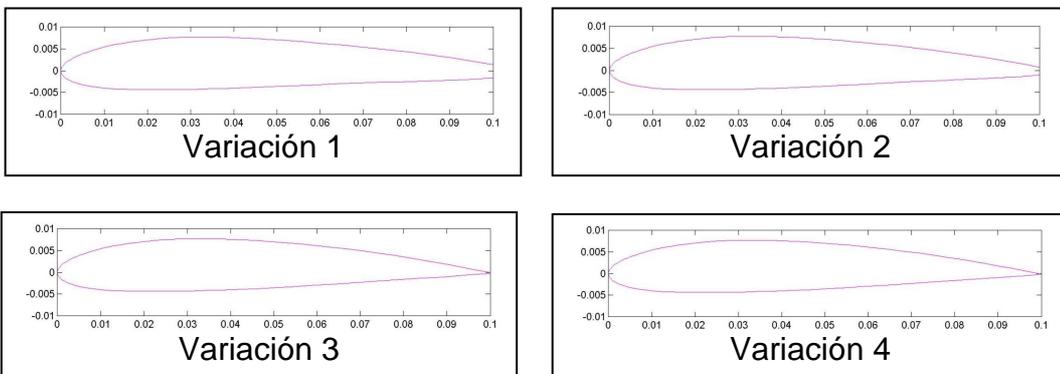
Los perfiles obtenidos para la variación del noveno parámetro ( $\beta_{bs}$ ) son:



Los perfiles obtenidos para la variación del decimo parámetro ( $y_{bs}$ ) son:



Los perfiles obtenidos para la variación del onceavo parámetro ( $\Delta y_{bs}$ ) son:



De esta forma se completó el espacio de faces. Ahora procederemos a su análisis, de tal forma que podamos evaluar la influencia que tiene cada uno de los parámetros a nivel aerodinámico, y de ésta manera poder realizar una optimización correcta en la geometría de los perfiles que confortarán las diferentes estaciones de la pala del aerogenerador.

## 2.2 Coeficientes aerodinámicos a evaluar

En este trabajo nos enfocamos a determinar cuál es el coeficiente de levantamiento (Cl), así como el coeficiente de resistencia al avance (Cd) de cada uno de los perfiles,

ya que como se verá detalladamente en el capítulo tercero nuestra función objetivo depende de estos coeficientes aerodinámicos.

El cálculo que se realizará en los siguientes apartados, nos permitirá determinar las características de cada perfil a diferentes ángulos de ataque, ya que hay que poder predecir el funcionamiento de cada perfil en diferentes posiciones, debido a que en un aerogenerador en funcionamiento el aire impacta las palas desde distintos ángulos, además de que las palas del mismo, que está en función del par que se requiere generar en cada una de las estaciones de la pala.

Fundamentalmente el cálculo debería hacerse para los 360° de cada perfil, lo cual no es posible en este trabajo debido a la demanda del tiempo que eso implica, así como de las demandas a nivel computacional, por lo que en este estudio presentamos variaciones del ángulo de ataque de -5 a 15 grados para cada uno de los perfiles, haciendo un total de 945 geometrías que posteriormente serán evaluadas en dos paquetes diferentes de análisis (Fluent y X-foil)

## 2.3 Análisis en Fluent

Una vez completado el espacio de fases con los 45 perfiles, se procedió a modelar en un paquete de diseño asistido por computadora cada uno de los perfiles obtenidos, variando el ángulo de ataque de -5 a 15 grados para cada perfil. Además se modeló también el volumen de control, se realizó el mallado y se impusieron las condiciones de frontera para todos los casos, ya que posteriormente serán necesarios para el análisis aerodinámico que se trabajará en un paquete de análisis computacional.

El programa empleado para el modelado de las geometrías, volúmenes de control, mallado e imposición de las condiciones de frontera fue el "Gambit 2.3.16". Este programa aunque pobre en el ambiente gráfico nos ofrece una gran potencia en su modalidad de consola. En nuestro caso este hecho fue fundamental ya que se tuvieron que realizar 945 veces las mismas operaciones variando solamente la geometría del perfil y el ángulo de ataque del mismo.

Es importante hacer mención al tiempo empleado en este proceso, ya que si bien dentro de nuestro trabajo no es la operación que demande más tiempo y recursos computacionales, si es una tarea que necesita una gestión constante por parte de la persona que realiza la actividad. De la misma forma se deben checar los recursos de

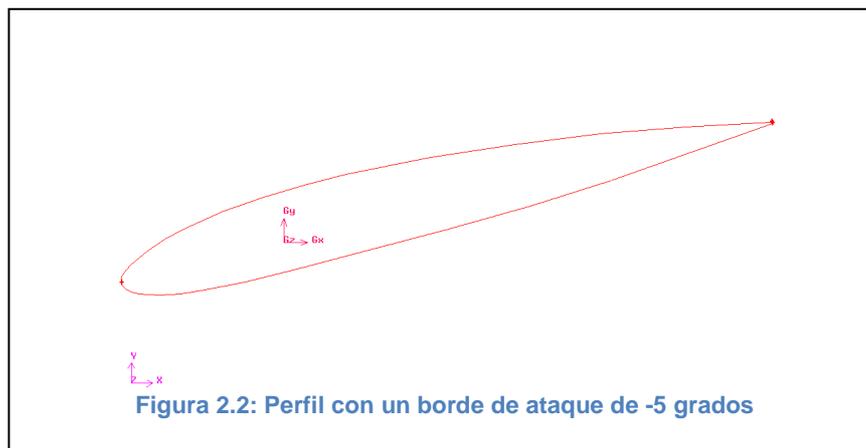
memoria ya que en la mayoría de los casos las computadoras comerciales no cuentan con la suficiente memoria dinámica para realizar esta tarea en una sola corrida.

### 2.3.1 Modelado de los perfiles y volúmenes de control

A partir de los archivos de datos generados en el apartado 2.1 de cada uno de los perfiles obtenidos, se modelaron las geometrías de ésta que definen el espacio de fases. Empleando la herramienta “Import Icem input” que ofrece el paquete de modelado y configurando sus opciones para obtener líneas a través de los archivos de datos, se generaron los bordes que definen al intradós y al extradós. Posteriormente se hizo la operación de trazar una línea que describe el borde de salida del perfil a través de los puntos que nos marcan los extremos finales del intradós y extradós. De esta manera fue modelada la geometría de cada uno de los perfiles figura (2.1a)

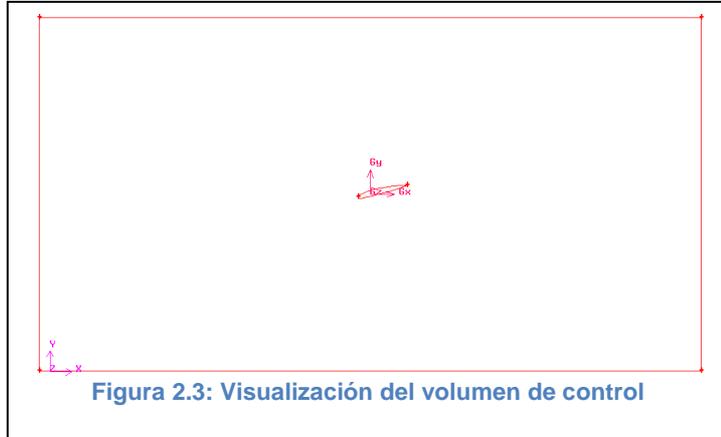


El siguiente paso fue dar la inclinación correspondiente al perfil, con respecto al cuarto de cuerda ya que si bien el ángulo de ataque puede ser simulado dando una inclinación al flujo de entrada, en nuestro caso la inclinación se le hace al perfil, obteniendo de esta forma la figura (2.2).



En seguida se procedió a realizar el volumen de control figura (2.3), el cual fue modelado a partir de la regla “7-13” que nos dice que se deben dejar cinco cuerdas de distancia entre la entrada del volumen de control y el borde de ataque y siete cuerdas

entre el borde de salida y la frontera de salida del volumen de control. Por otra parte, se deben dejar tres cuerdas y media de distancia entre el eje neutro del perfil y las paredes superior e inferior del volumen de control.



### 2.3.2 Mallado

De esta manera llegamos al mallado, el cual tiene una gran importancia en todo trabajo que será analizado por medio del método del volumen finito. Primeramente se mallaron los segmentos del perfil empleando la herramienta “size function” para el intradós y el extradós, donde el segmento más pequeño fue de 0.0005u y el más grande de 0.001u, dejando los segmentos más pequeños en el borde de salida. Posteriormente el borde de salida fue dividido en 3 segmentos.

Los cálculos para la malla se obtuvieron de la siguiente manera [16]: Tomando en cuenta las siguientes suposiciones: El aerogenerador está considerado para que gire a 300rpm, el diámetro es de 1.5m y la velocidad tangencial es de aproximadamente 171.01 Km/h es decir 47.12 m/s, estos datos fueron tomados de la referencia [13] presentándose así características comunes dentro del ramo de energía eólica. De esta forma, la velocidad está dada por:

$$V = \sqrt{\left(\frac{300}{60} 2\pi * 1.5\right)^2 + 6^2} = 47.5 m/s$$

El número de Reynolds fue calculado a condiciones a nivel del mar para una velocidad de 47.5m/s y una cuerda media de 0.1m por lo que se obtuvo que:

$$\text{Re} = \frac{C_m V}{\nu} = \frac{0.1 * 47.5}{1.78e-05} = 2.7e5$$

Entonces el coeficiente de fricción está dado por:  $C_{fricción} = \frac{0.079}{\text{Re}^{0.25}}$  donde 0.079 es

una constante. Entonces, los esfuerzos cortantes están dados por:  $\tau = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{fricción}$

con lo que ahora podemos calcular la velocidad de fricción que está dada por la

siguiente fórmula:  $u = \sqrt{\frac{\tau}{\rho}}$

Entonces el tamaño del elemento más pequeño permisible de la malla está dado por:

$\Delta y = \frac{y^+ \nu}{u}$  donde el valor de  $y^+$  se tomara como 50 (Punto intermedio en la región de transición) [16]. De esta manera obtenemos que el tamaño del elemento más pequeño de la malla no puede ser menor de  $\Delta y = 5.22e-04m$  pero puede ser hasta 10 veces el valor de  $\Delta y$ .

Para el mallado del volumen se empleó de nuevo la herramienta “size function”, definiendo en sus opciones tres fuentes, que en este caso, fueron los tres segmentos que describen al perfil. Se definió que el elemento más grande podía ser de 0.001m dando un factor de crecimiento de 1.012, de tal forma que la malla obtenida se muestra en la figura (2.4).

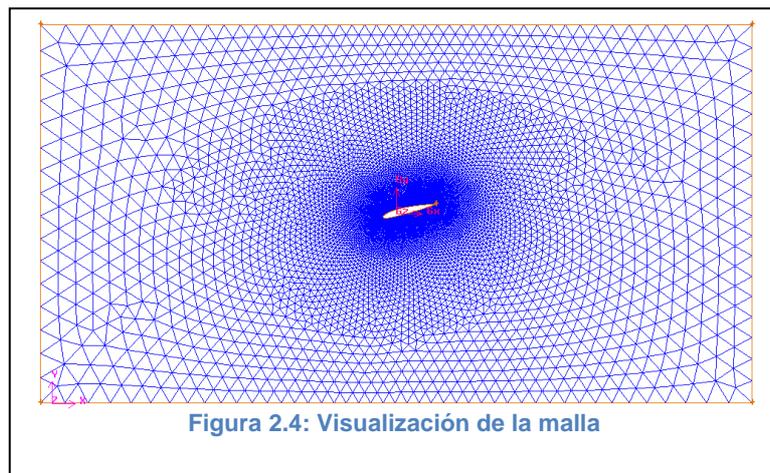


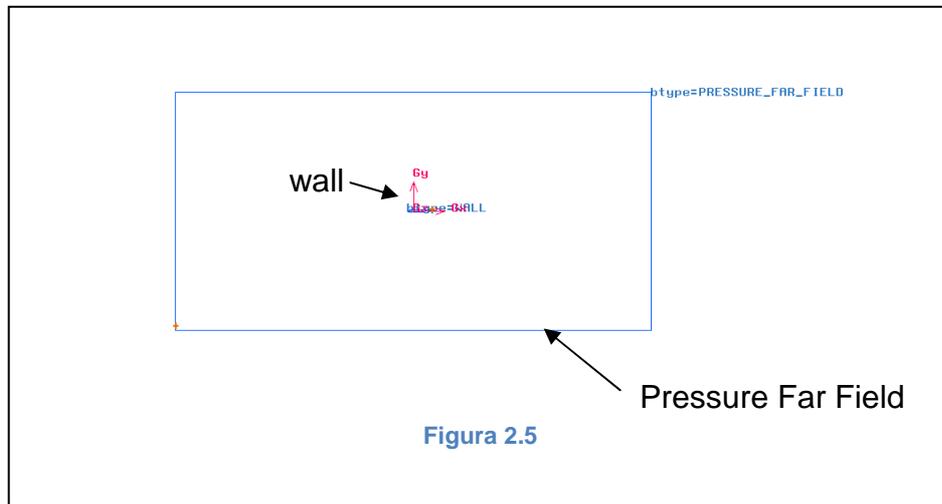
Figura 2.4: Visualización de la malla

Una vez definida la malla se establecieron las condiciones de frontera de la geometría y del flujo al interior del volumen de control. Las condiciones de frontera empleadas en

el volumen de control y el perfil se presentan en la tabla 2.2 y se muestran en la figura (2.5). La velocidad empleada en nuestro trabajo es de 47.5m/s.

Tabla 2.2

Sección	Nombre	Tipo
Entrada	Entrada	Pressure far field
Salida	Salida	Pressure far field
Perfil	Pared	Wall
Línea superior	Arriba	Pressure far field
Línea inferior	Abajo	Pressure far field



Las condiciones del flujo dentro de nuestro volumen de control fueron definidas directamente en el paquete de análisis empleado. De esta manera los archivos generados con nuestro paquete de diseño están listos para ser analizados numéricamente mediante el método del volumen finito.

### 2.3.3 Evaluación numérica con “Fluent”

El análisis realizado en este apartado tiene un peso fundamental en el resto de nuestro trabajo, ya que en base a todos los resultados obtenidos en este análisis se procederá a realizar la programación necesaria para llevar a cabo la evolución de los perfiles.

El paquete que empleamos se programo a fin de poder lanzar los cálculos y que no existiera una posible interrupción entre cálculo y cálculo. La gestión se desarrollo mediante una macro de Microsoft Word, de tal forma que solo se tuvo que lanzar una

vez el cálculo y al paso de aproximadamente cuatro semanas obtuvimos los resultados requeridos.

Ya dentro del ambiente del paquete “fluent” los pasos que seguimos fueron los siguientes:

- Se carga la malla.
- Se realiza un chequeo a la misma.
- Se reordena el dominio.
- Se dan los parámetros del algoritmo.
- Se dan los parámetros del modelo de turbulencia.
- Se dan los parámetros del fluido, en este caso se emplea al aire como gas ideal cuidando que el modelo de viscosidad del mismo sea el modelo de Sutherland.
- Se dan las condiciones de operación, cuidando que la presión sea cero.
- Condiciones de frontera, cuidando que la velocidad sea la establecida anteriormente.
- Se dan los controles de los monitores que se quieren.
- Se dan los valores de referencia.
- Se hace la inicialización.
- Se pone el número de iteraciones.
- Se lanza la solución.
- Grabar los resultados.

En nuestro trabajo establecimos un modelo de turbulencia “K-omega”, las propiedades del fluido son las que tiene definidas el paquete para el aire.

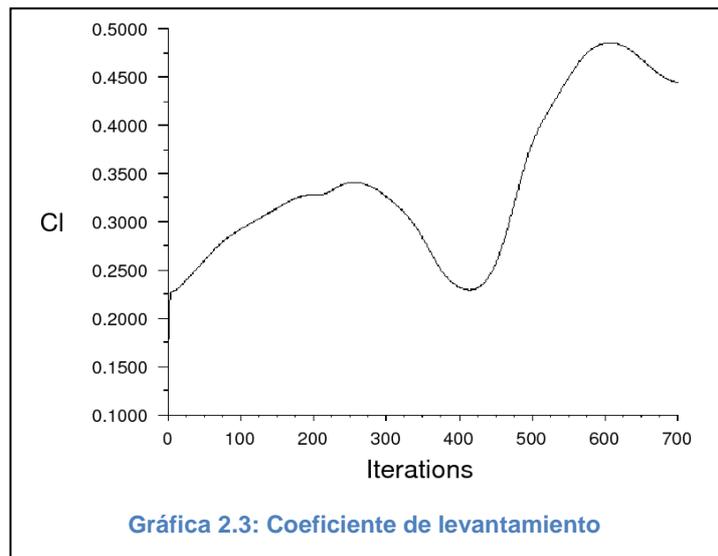
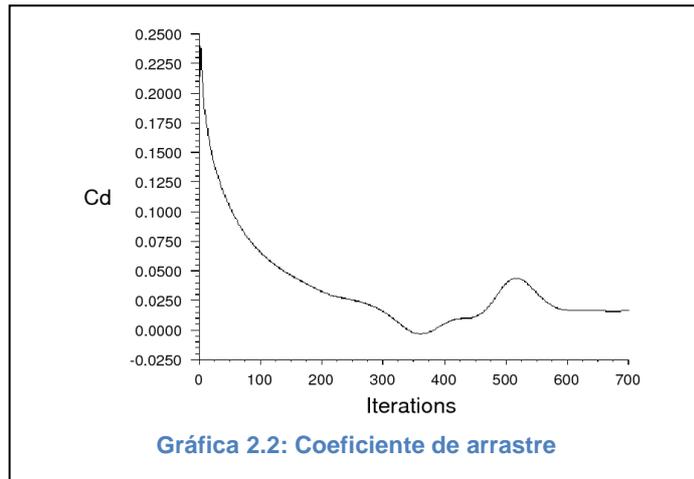
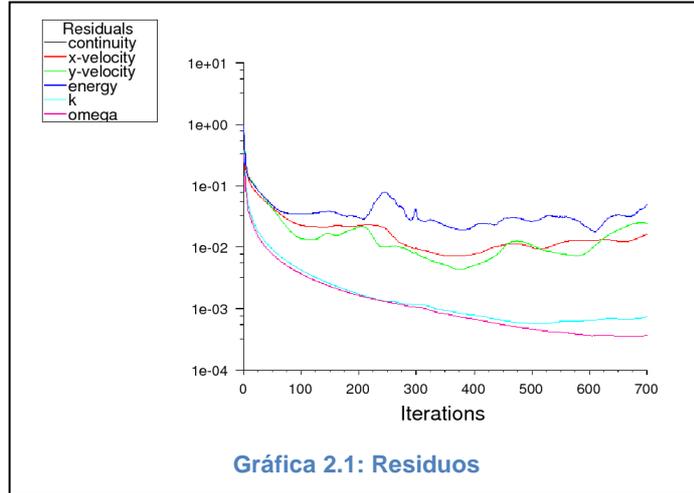
En nuestro caso decidimos tener los monitores de residuos, coeficiente de levantamiento y coeficiente de resistencia al avance.

Se evaluaron los perfiles a una velocidad de 47.5m/s y se verificó que se cumplieran 700 iteraciones, de tal forma que al momento que se cumpla dicha condición el valor que se tenga en ese punto es el que se utilizara en la creación de la base de datos.

Los resultados obtenidos para cada una de las 945 variaciones, se pueden visualizar en las graficas, mismas que fueron guardadas en memoria para un análisis posterior. Las gráficas se muestran a continuación. En ellas se puede verificar que solo se

realizaron 700 iteraciones, con lo cual no se garantiza que el resultado sea muy confiable, ya que como se puede apreciar la curva no se muestra estable al cumplirse el número establecido de iteraciones. Si se desea un cálculo más confiable se debe procurar que los residuos estén por debajo de  $10e-03$ .

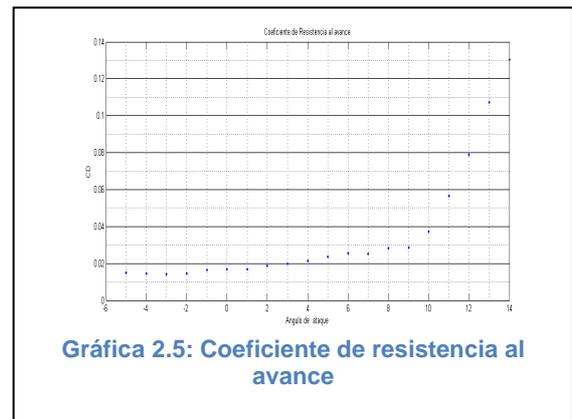
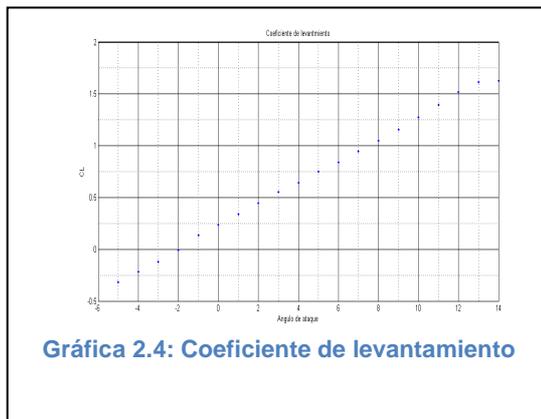
Para el perfil base con un ángulo de ataque de cero grados:



Una vez obtenidos los datos se procedió a concentrar los coeficientes de levantamiento y resistencia al avance en función del ángulo de ataque, a fin de poder tener los archivos de datos pertinentes para poder calcular las polares de los perfiles y de esta manera poder evaluar los parámetros aerodinámicos característicos de cada variación realizada.

### 2.3.4 Verificación y depuración de resultados obtenidos en Fluent

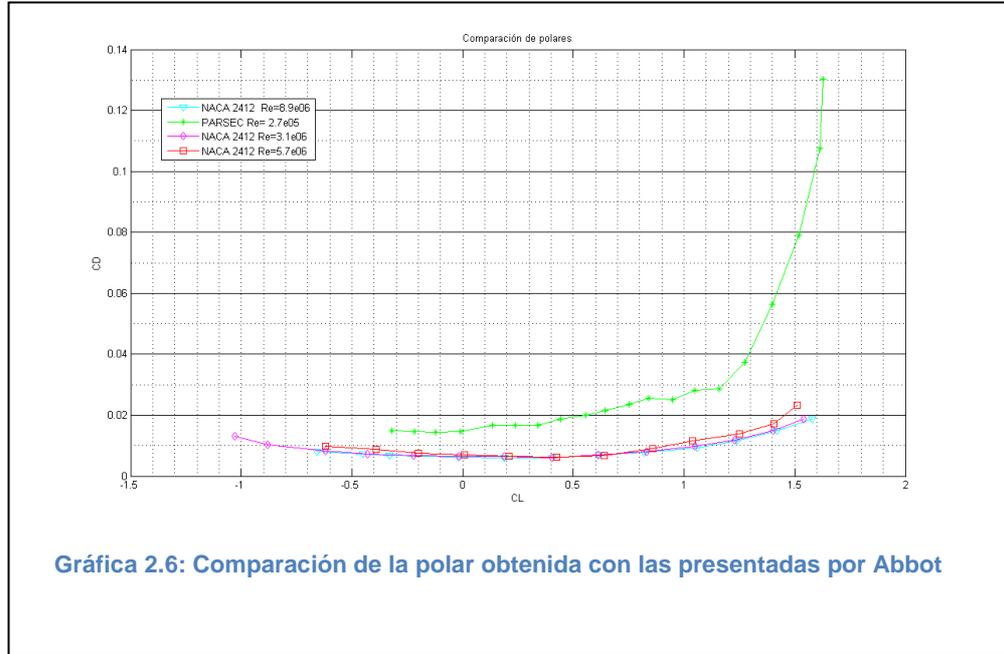
Una vez obtenidos los resultados correspondientes a los coeficientes de levantamiento y de resistencia al avance nos dispondremos a realizar las depuraciones pertinentes ya que como se mencionó en el apartado anterior, al no considerar el flujo con desprendimiento y al habernos limitado a 700 iteraciones algunos de los resultados obtenidos nos muestran que no son consistentes en ciertas secciones del intervalo de evaluación. Por lo tanto nos dispondremos a realizar las graficas de del  $C_l$  y  $C_d$  en función del ángulo de ataque.



En estas gráficas podemos apreciar que tenemos resultados satisfactorios en el intervalo comprendido de -5 hasta los 15 grados. De tal modo que los resultados que guardaremos en nuestra base de datos serán los comprendidos en ese intervalo.

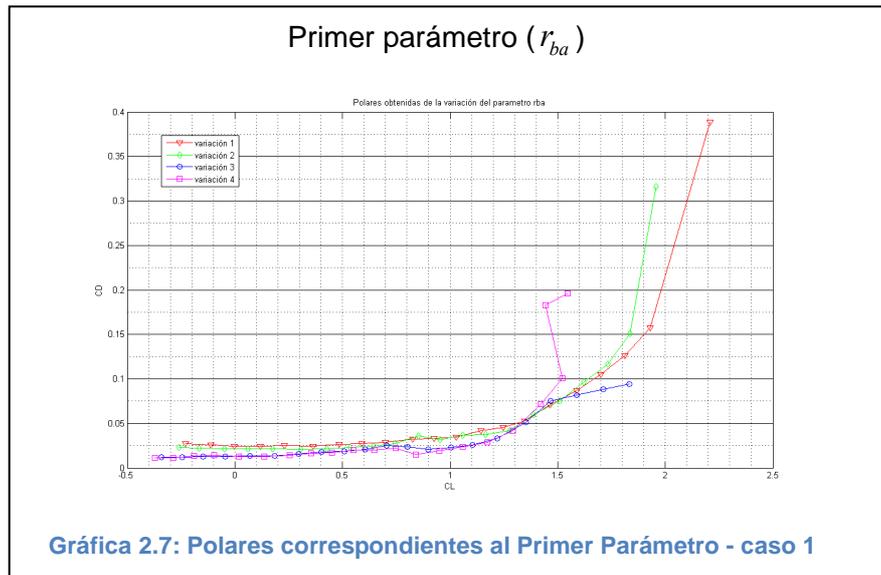
Una vez que tenemos el intervalo delimitado, procedemos a analizar la polar del perfil, comparándola con la polar experimental del perfil NACA 2412 [4]. En este caso observamos que los resultados obtenidos son lógicos ya que el número de Reynolds usado es diez veces menor en rango que el usado en la experimentación presentada en el Abbot [2], por lo que es de esperarse que los coeficientes de arrastre sean más grandes en la simulación con respecto a los obtenidos en la experimentación.

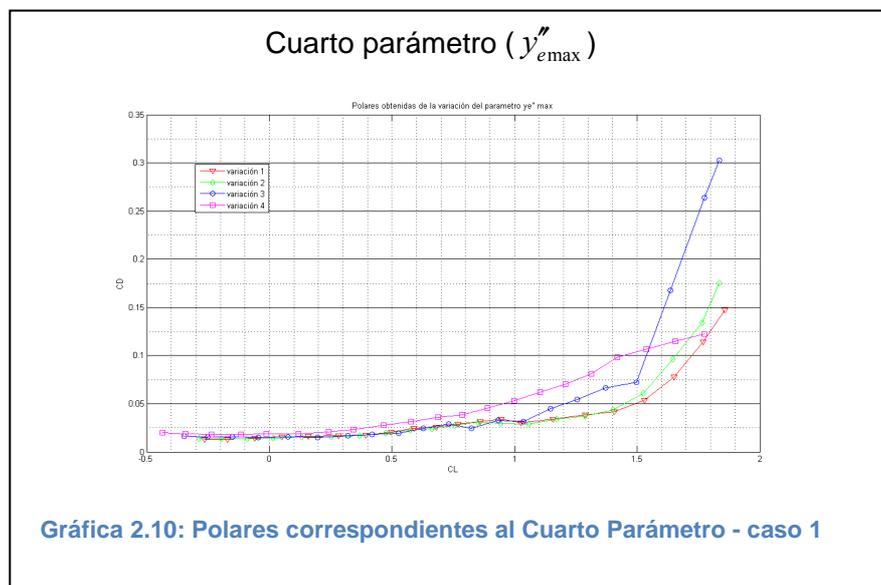
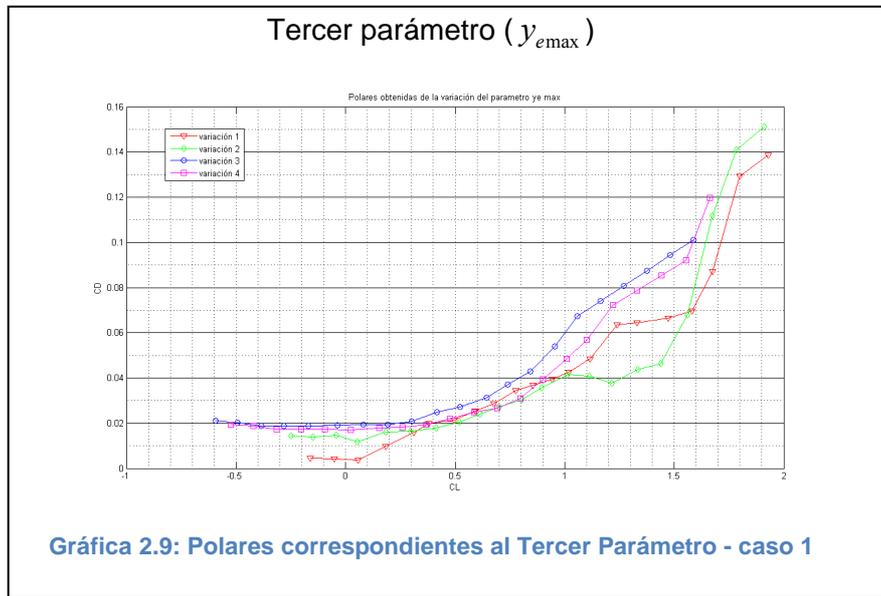
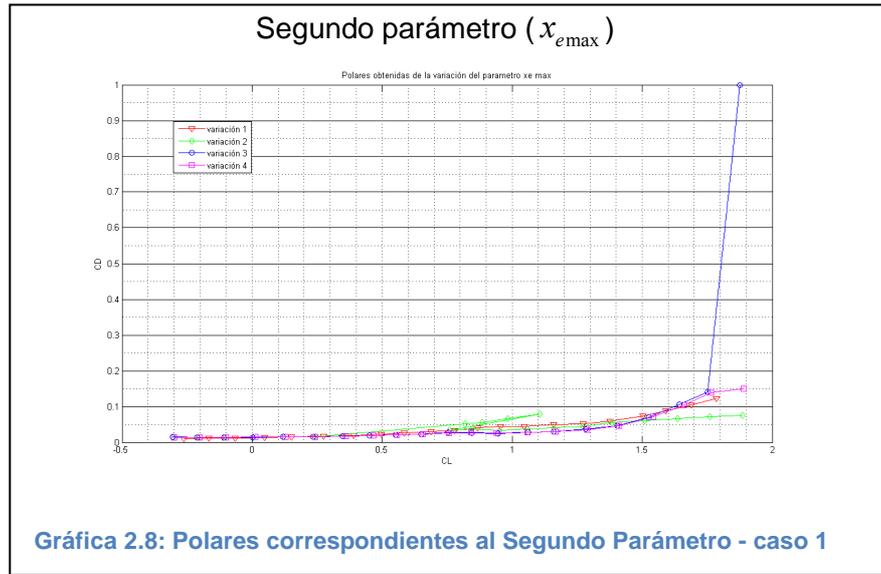
De esta forma estamos verificando que los modelos de turbulencia usados en el paquete de CFD nos proporcionan un mejor acercamiento a lo que se podría presentar en la realidad.

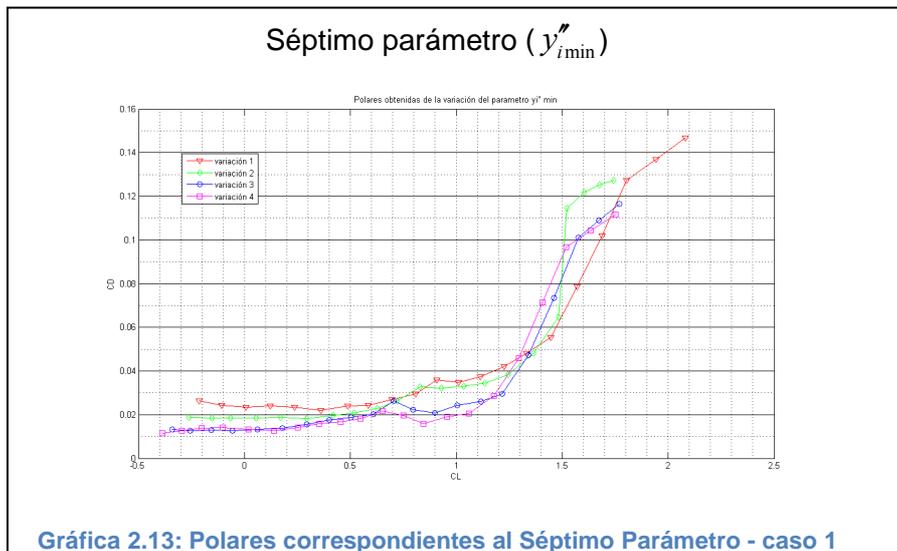
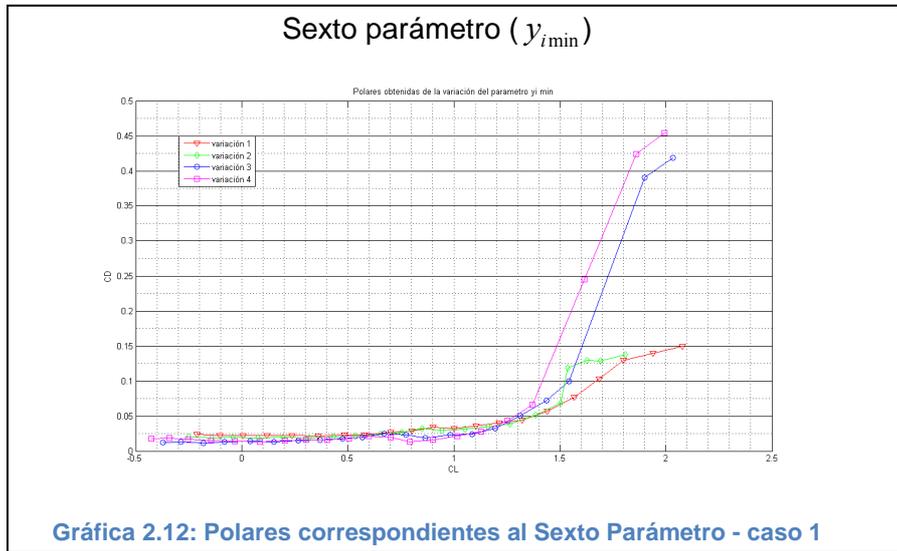
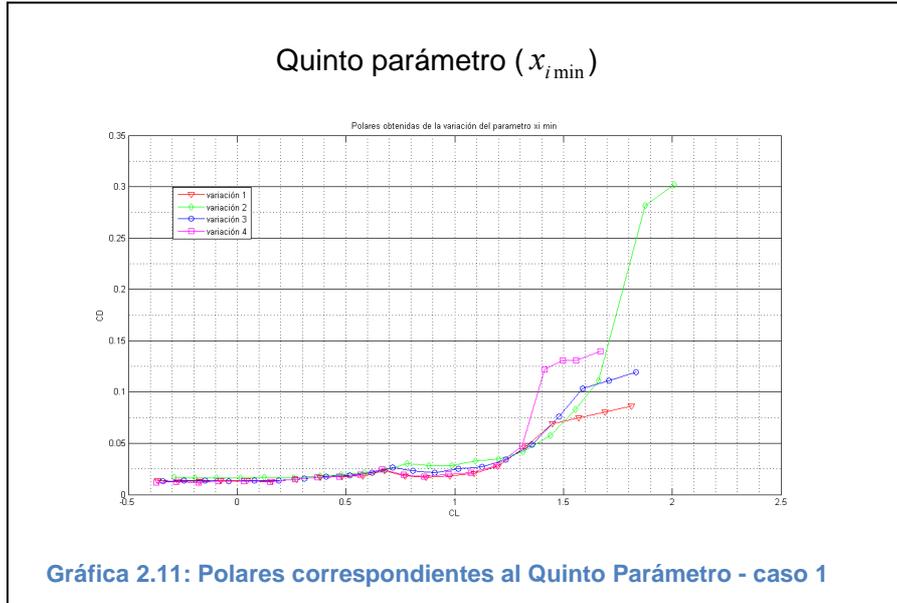


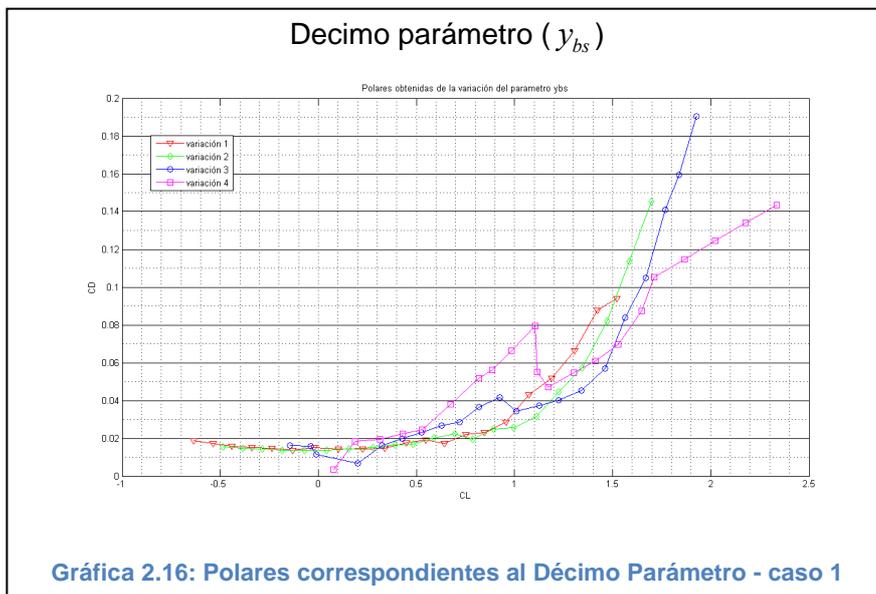
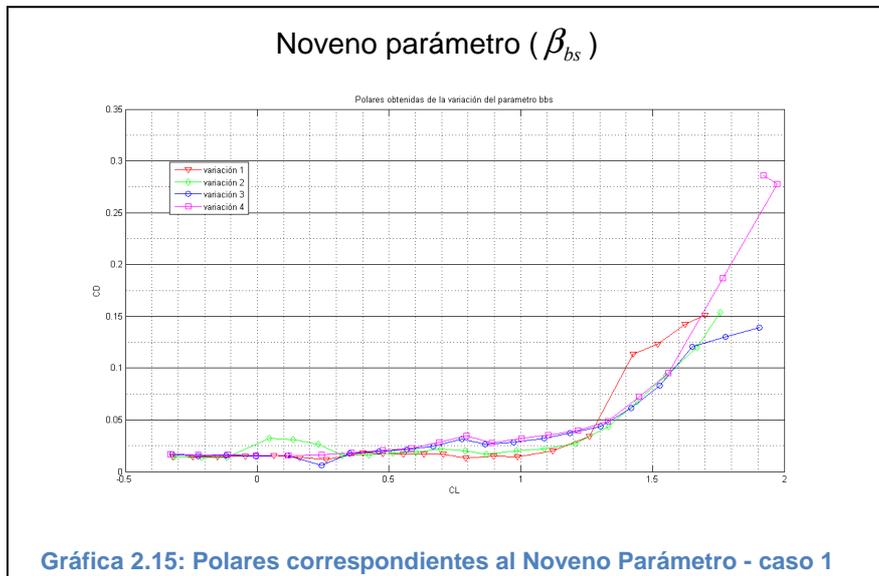
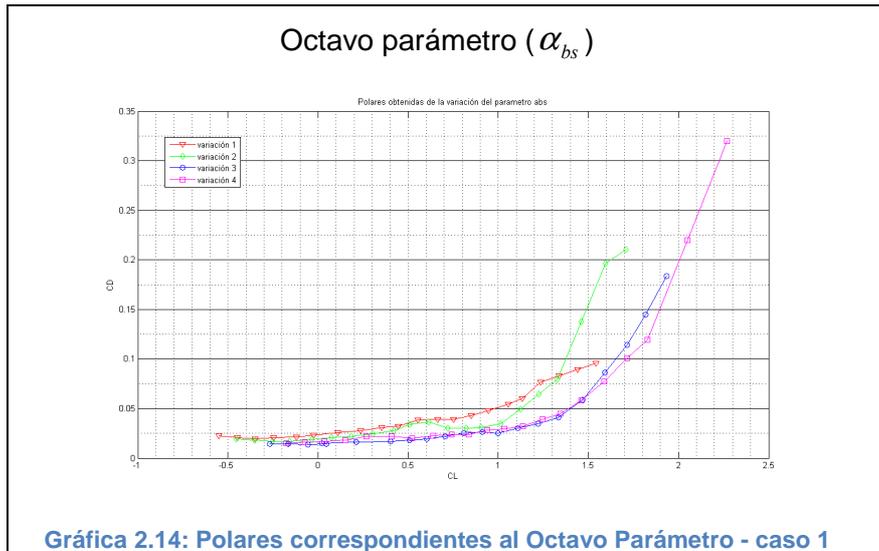
Posteriormente, procedimos con cada uno de los perfiles, por lo que a continuación mostraremos las gráficas de las polares para cada uno de los parámetros, es decir que mostraremos once gráficos con cuatro polares cada una que corresponden a las cuatro variaciones de cada perfil.

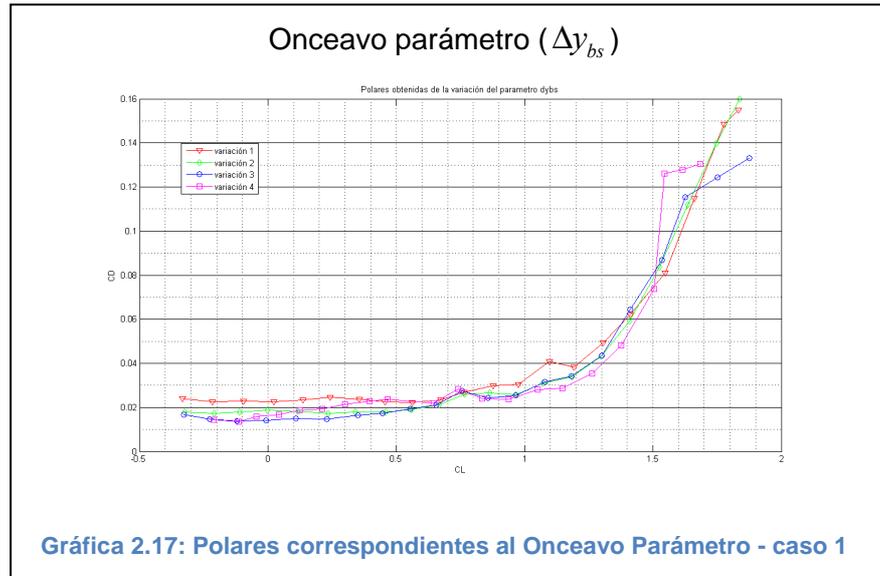
Las curvas en color rojo corresponden a la primera variación, las verdes a la segunda, las azules a la tercera y las magenta a la cuarta.











Una vez graficadas las polares de cada perfil nos restara elaborar las bases de datos en donde se concentraran los resultados a manera de poder acceder a ellos una vez que se requiera en la evolución de los perfiles.

## 2.4 Obtención de los coeficientes aerodinámicos usando X-foil

En este caso, la manipulación del paquete X-foil es mucho más sencilla que la empleada en apartado anterior. En este caso basta tener la geometría del perfil, el número de Reynolds al cual se está trabajando y la velocidad del viento que se está manejando. Es muy importante dejar en claro que las polares que arroja el paquete, son una aproximación de la realidad, ya que el paquete hace uso de algunas hipótesis que facilitan el cálculo pero que le restan credibilidad como por ejemplo el uso de capa límite turbulenta en lugar de un modelo de turbulencia, lo cual puede causar una alteración en las lecturas del coeficiente de resistencia al avance.

### 2.4.1 Calculo de polares

La interface entre el usuario y el paquete se muestra en la figura 2.6, en la cual podemos observar que el perfil a evaluar se encuentra en la parte inferior izquierda de la pantalla.

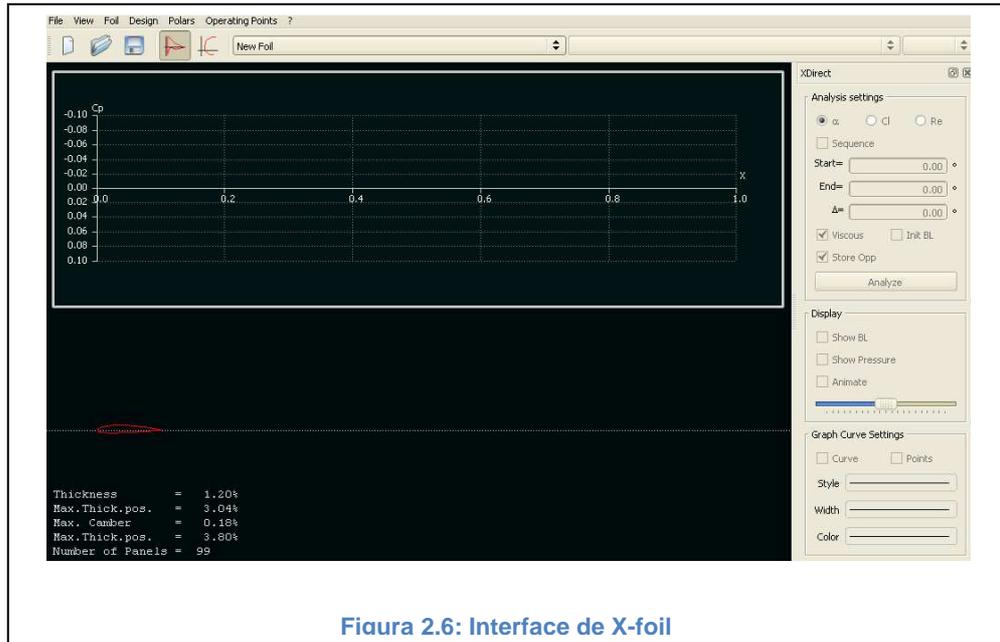


Figura 2.6: Interface de X-foil

Los requerimientos del paquete para poder realizar la polar son los siguientes:

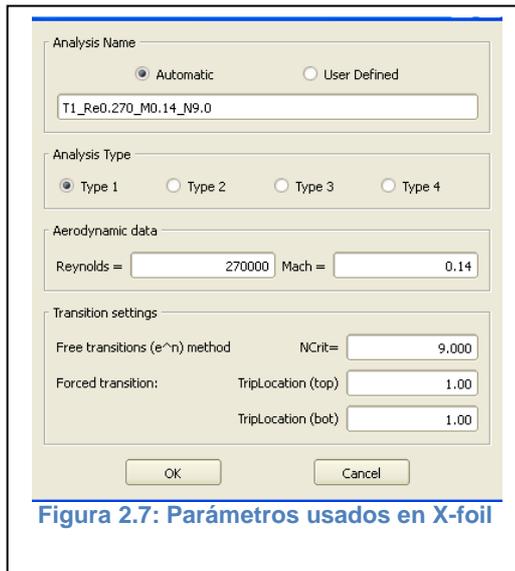


Figura 2.7: Parámetros usados en X-foil

- Numero de Reynolds
- La velocidad expresada en porcentaje del numero de Mach
- Los demás valores permanecen sin modificar.

A la izquierda, en la figura 2.7, se muestra el recuadro que despliega el programa, para poder introducir los datos que mencionamos anteriormente. Enseguida procedemos a delimitar el rango del ángulo de ataque. En este caso variara de -5 a 15 grados.

Los resultados que arroja el paquete se muestran gráficamente y posteriormente se exportan a un archivo de datos para que puedan ser manipulados y evaluados posteriormente.

En la figura 2.8 se muestra el desplegado de curvas del programa, mientras que en la tabla 2.2 podemos apreciar el concentrado de resultados que nos arroja el paquete después de lanzar una simulación.

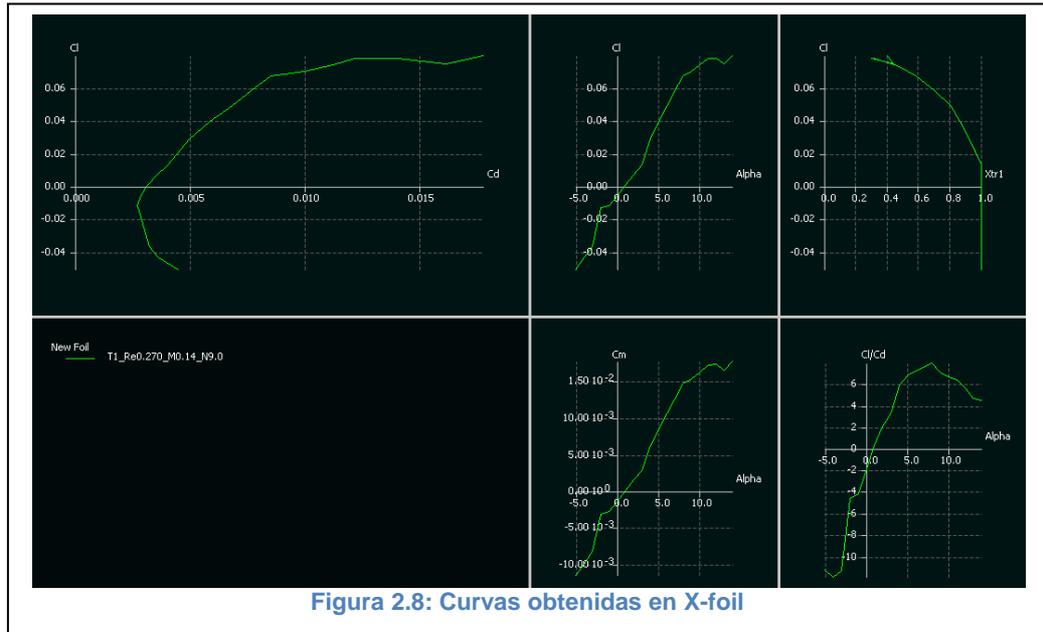


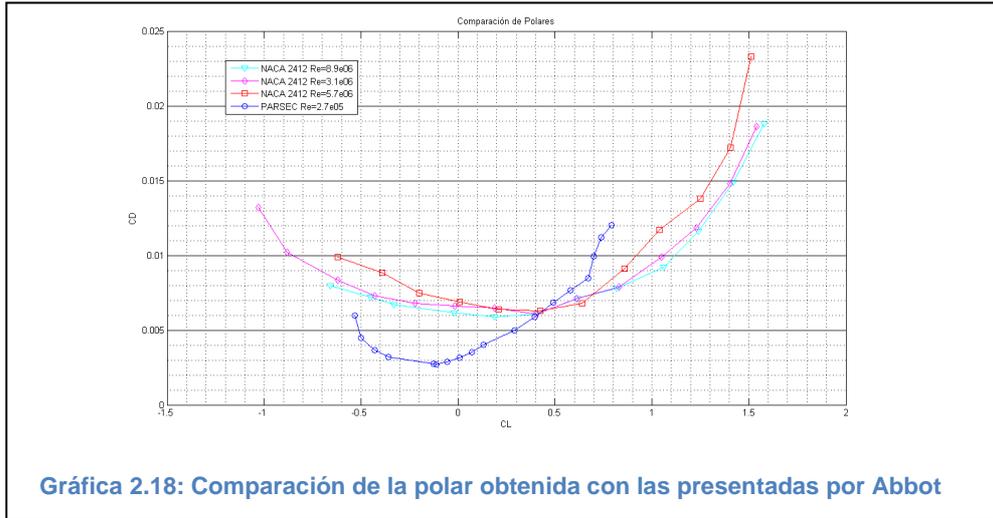
Figura 2.8: Curvas obtenidas en X-foil

Tabla 2.3: Concentrado de datos arrojado por X-foil

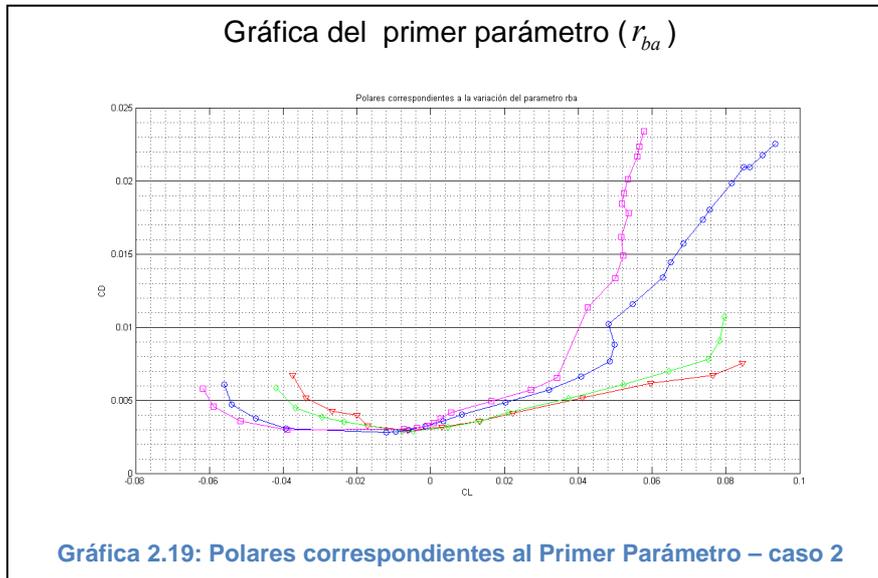
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	XCp
-5	-0.0501	0.0045	0.00338	-0.0115	1	0.3591	-1.905	0	0.021
-4	-0.043	0.00365	0.00245	-0.0098	1	0.4305	-1.653	0	0.021
-3	-0.036	0.00321	0.00206	-0.0082	1	0.5797	-1.446	0	0.023
-2	-0.0125	0.00274	0.00156	-0.0031	1	1	-1.003	0	0.004
-1	-0.0112	0.00271	0.00143	-0.0027	1	1	-0.909	0	0.01
0	-0.0054	0.00288	0.00152	-0.0013	1	1	-0.753	0	4E-04
1	0.001	0.00315	0.00175	0.0001	1	1	-0.594	0	0.147
2	0.0073	0.00353	0.0021	0.0015	1	1	-0.502	0	0.041
3	0.0133	0.00403	0.00259	0.0029	1	1	-0.557	0	0.035
4	0.0292	0.00496	0.00355	0.0062	0.9244	1	-0.724	0	0.036
5	0.0398	0.00587	0.00448	0.0086	0.8662	1	-0.901	0	0.035
6	0.0491	0.00682	0.00548	0.0106	0.8063	1	-1.175	0	0.035
7	0.058	0.00764	0.00635	0.0126	0.703	1	-1.456	0	0.033
8	0.0673	0.0085	0.00729	0.0147	0.5861	1	-1.784	0	0.032
9	0.0701	0.00995	0.00878	0.0153	0.5314	1	-1.901	0	0.032
10	0.0738	0.01122	0.01009	0.0162	0.4487	1	-2.009	0	0.031
11	0.0778	0.01217	0.01107	0.0172	0.3187	1	-2.148	0	0.029
12	0.078	0.01401	0.0129	0.0173	0.2988	1	-2.046	0	0.03
13	0.0743	0.01611	0.015	0.0164	0.4427	1	-1.69	0	0.033
14	0.0797	0.01773	0.01662	0.0177	0.4038	1	-1.797	0	0.033

A continuación mostraremos las polares obtenidas para los 45 perfiles diferentes:

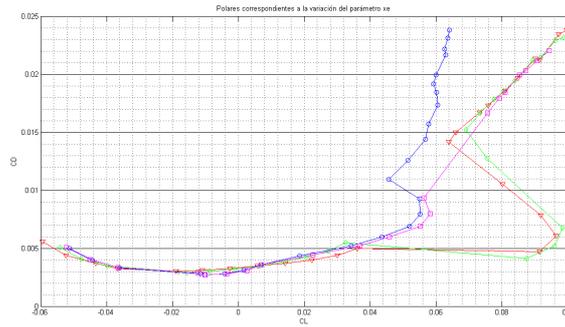
La polar del perfil base se muestra en la grafica 2.18



En el gráfico 2.18 podemos apreciar que la polar obtenida con el paquete X-foil se encuentra en el rango de valores que el Abbot [2] presenta en forma experimental, no importando que la simulación hecha considera un número de Reynolds diez veces menor que el utilizado en la práctica. De esta manera podemos decir que el resultado no es muy confiable ya que esperaríamos obtener coeficientes de resistencia al avance más elevados.

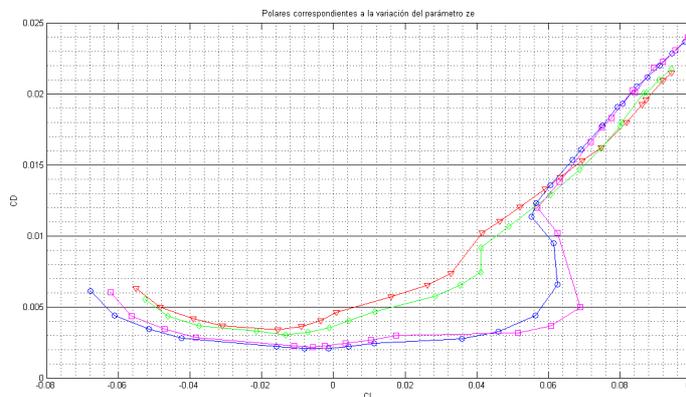


Gráfica del segundo parámetro ( $x_{e\max}$ )



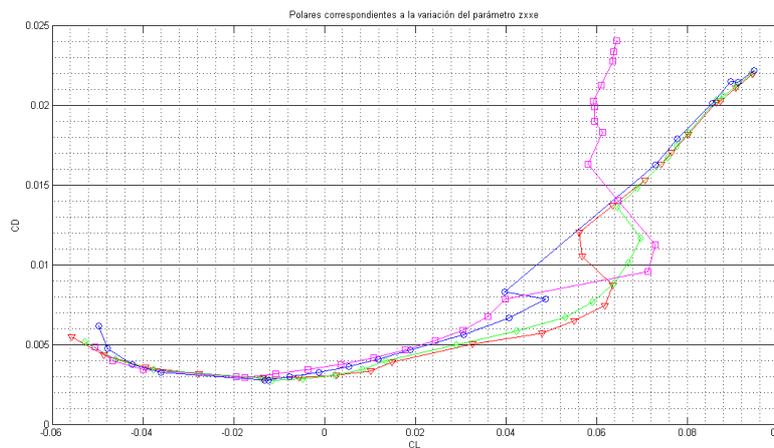
Gráfica 2.20: Polares correspondientes al Segundo Parámetro – caso 2

Gráfica del tercer parámetro ( $y_{e\max}$ )

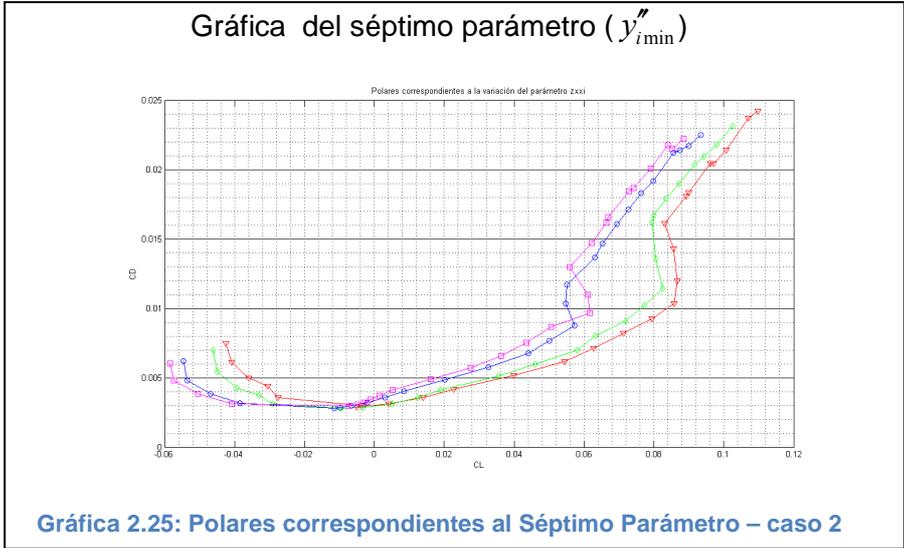
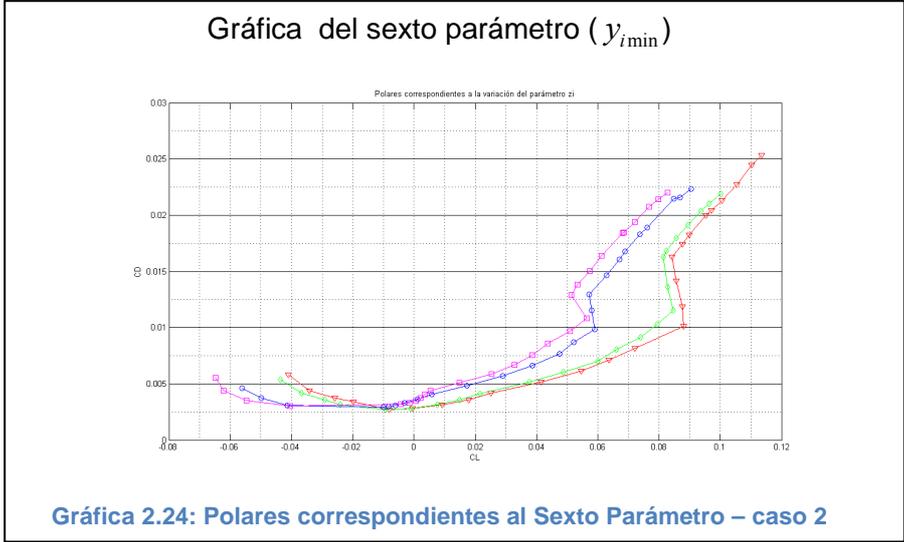
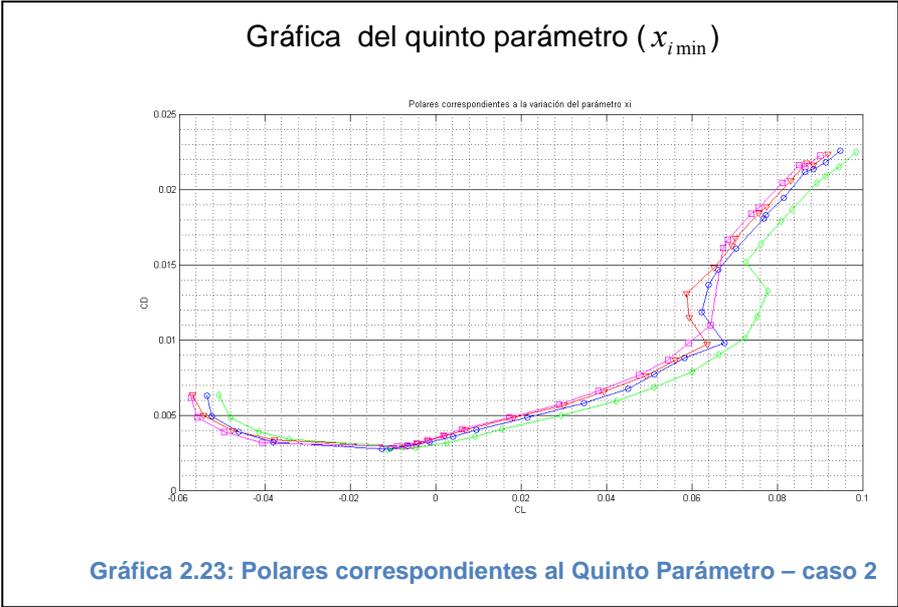


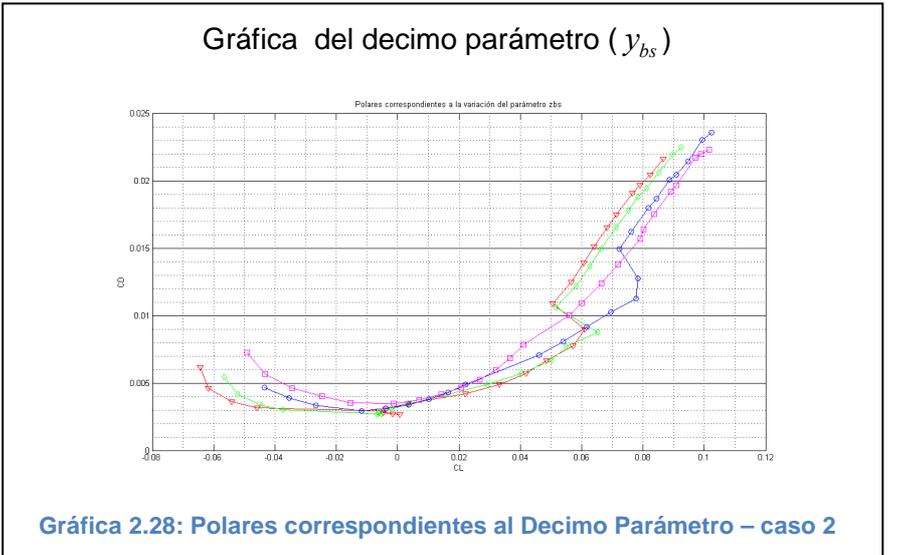
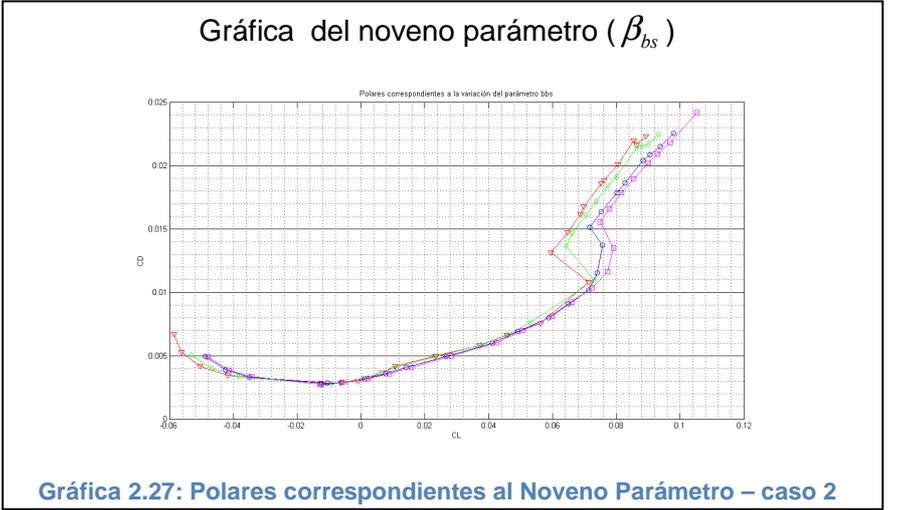
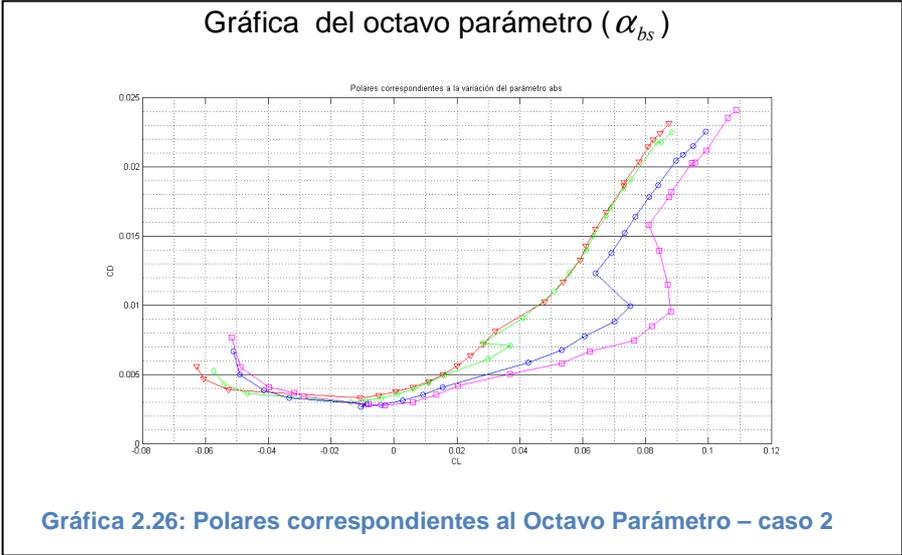
Gráfica 2.21: Polares correspondientes al Tercero Parámetro – caso 2

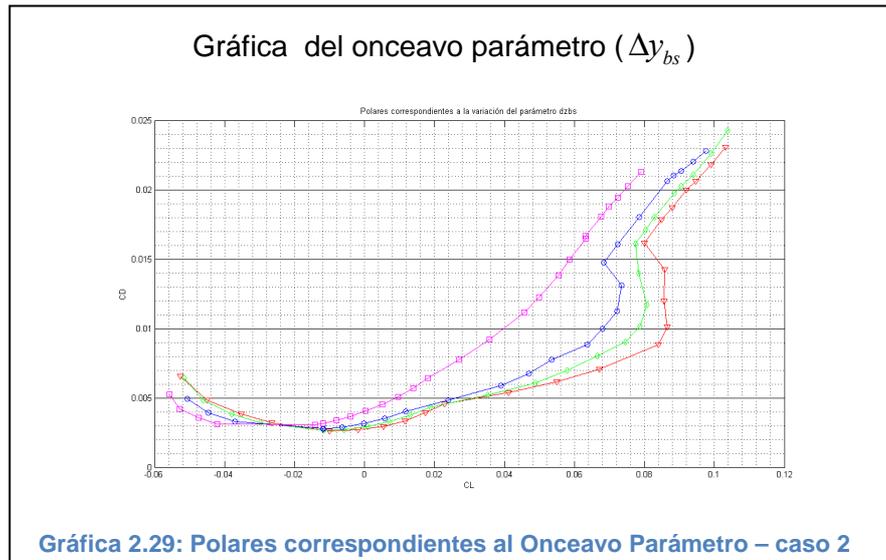
Gráfica del cuarto parámetro ( $y''_{e\max}$ )



Gráfica 2.22: Polares correspondientes al Cuarto Parámetro – caso 2

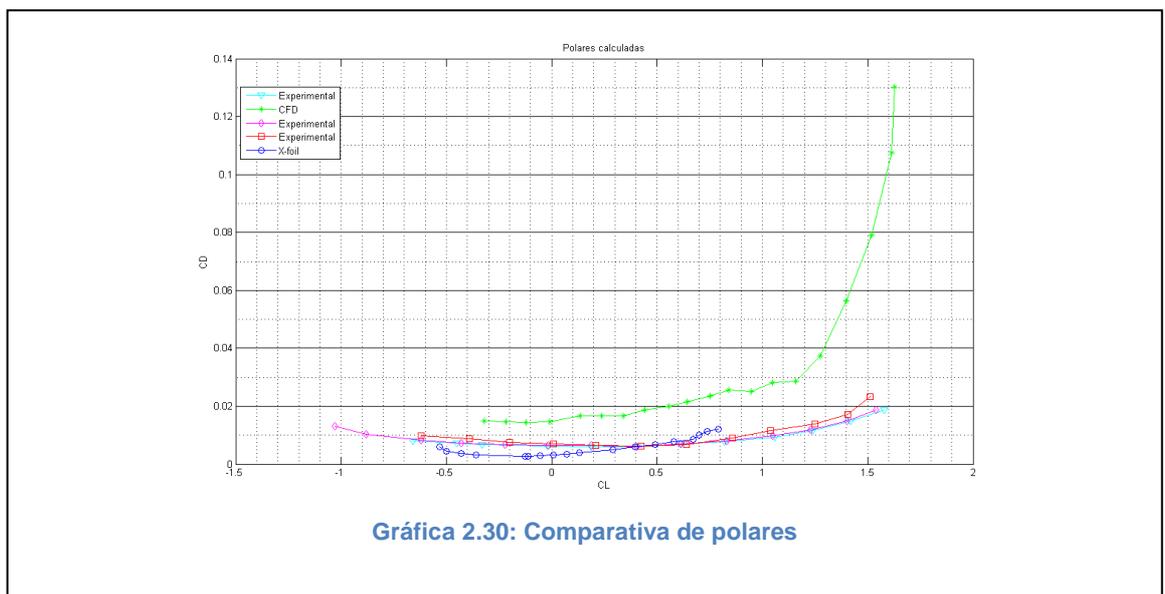






## 2.5 Creación de las bases de datos

Antes de comenzar las bases de datos hagamos una observación sobre los resultados obtenidos anteriormente. En el gráfico 2.30 observamos las polares obtenidas con los análisis realizados en comparación con los resultados presentados en la referencia [2]. Podemos observar que los resultados arrojados por Fluent corresponden más a lo que esperábamos, ya que empleando un número de Reynolds inferior al usado en las experimentaciones deberíamos obtener coeficientes de arrastre más elevados que los presentados en [2], cosa que en la polar obtenida en X-foil no se cumple por lo que podemos dudar de la credibilidad del resultado. De cualquier forma veremos cuáles son los resultados de usar dichos coeficientes en la evolución, para de esta forma, tener los fundamentos para concluir con respecto a los análisis realizados.



En este momento, nos queda mencionar que debemos separar los archivos de datos que contienen la geometría de cada uno de los perfiles y organizarlos de tal forma a poder acceder a ellos de manera rápida. Los otros archivos de datos que debemos organizar son los que contienen los coeficientes aerodinámicos de cada uno de los perfiles.

Es importante mantener una buena organización de los datos que vamos obteniendo, ya que en el próximo capítulo comenzaremos la programación de la función objetivo, la cual nos dará la pauta para comenzar a optimizar el diseño de la pala mediante los resultados obtenidos a lo largo de este capítulo.

Los resultados obtenidos conformarán los campos de datos sobre los cuales trabajará nuestro algoritmo, el cual tiene el objetivo de buscar los datos que le permitan minimizar la función objetivo y de esta forma obtener los resultados más óptimos para cada perfil dentro de nuestro campo de búsqueda.

# 3 EVOLUCIÓN MEDIANTE ALGORITMOS GENÉTICOS

En este capítulo abordaremos el principal sujetó de nuestro trabajo, ya que como el título de la obra lo indica nuestro objetivo fundamental es realizar la evolución de perfiles PARSEC, para así, lograr la optimización de la fase de diseño de la pala de un aerogenerador.

De esta manera, en el presente capítulo, se dan los fundamentos de los algoritmos genéticos, con la finalidad de que el lector se familiarice con los términos que serán empleados a lo largo del desarrollo. Continuando en el mismo tenor, se presentan las consideraciones teóricas en el ramo aerodinámico como son el modelo de Rankine – Froude, el modelo del elemento de pala y la teoría combinada, los cuales son el sustento de la función objetivo empleada en la evolución.

Posteriormente se aborda la metodología que se siguió durante el proceso para poder definir los diferentes parámetros que permiten la gestión del algoritmo, como son la población inicial, las condiciones de selección, las condiciones de reproducción, las condiciones de mutación, las condiciones para detener el algoritmo etc.

Así mismo se presentan diversos gráficos que muestran el proceso evolutivo de cada uno de los perfiles correspondientes a las estaciones geométricas que definen la forma de nuestra pala. En cada estación encontramos variaciones en los once parámetros de diseño que definen a un perfil PARSEC, así como variaciones en cuerda y ángulo de paso. De esta manera queda entendido que a lo largo de nuestra evolución se modificaron los once parámetros de cada perfil y paralelamente se variaron 4 parámetros que definen la distribución de cuerdas y dos más que definen el torcimiento de la pala.

El proceso evolutivo fue realizado en el paquete de análisis matemático Matlab, el cual cuenta con un módulo especializado en Algoritmos Genéticos, por lo que la tarea fue simplificada a nivel de la programación, no así a niveles de recursos computacionales ya que los recursos necesarios para la obtención de resultados confiables es bastante elevada.

### 3.1 Los algoritmos genéticos

Los Algoritmos Genéticos son métodos adaptativos que pueden usarse para resolver problemas de búsqueda y optimización. Están basados en el proceso genético de los organismos vivos. A lo largo de las generaciones, las poblaciones evolucionan en la naturaleza de acuerdo con los principios de la selección natural y la supervivencia de los más fuertes, postulados por Darwin (1859).

Por imitación de este proceso, los Algoritmos Genéticos son capaces de ir creando soluciones para problemas del mundo real. La evolución de dichas soluciones hacia valores óptimos del problema depende en buena medida de una adecuada codificación de las mismas.

Los principios básicos de los Algoritmos Genéticos fueron establecidos por Holland (1975), y se encuentran bien descritos en varios textos [Goldberg (1989), Davis (1991), Michalewicz (1992), Reeves (1993)]. En la naturaleza los individuos de una población compiten entre sí en la búsqueda de recursos tales como comida, agua y refugio. Incluso los miembros de una misma especie compiten a menudo en la búsqueda de un compañero. Aquellos individuos que tienen más éxito en sobrevivir y en atraer compañeros tienen mayor probabilidad de generar un gran número de descendientes. Por el contrario individuos poco dotados producirán un menor número de descendientes. Esto significa que los genes de los individuos mejor adaptados se propagarán en sucesivas generaciones hacia un número de individuos creciente. La combinación de buenas características provenientes de diferentes ancestros, puede a veces producir descendientes llamados “super individuos”, cuya adaptación es mucho mayor que la de cualquiera de sus ancestros. De esta manera, las especies evolucionan logrando unas características cada vez mejor adaptadas al entorno en el que viven.

Los Algoritmos Genéticos usan una analogía directa con el comportamiento natural, trabajan con una población de individuos, cada uno de los cuales representa una solución factible a un problema dado. A cada individuo se le asigna un valor o puntuación, relacionado con la bondad de dicha solución. En la naturaleza esto equivaldría al grado de efectividad de un organismo para competir por unos determinados recursos. Cuanto mayor sea la adaptación de un individuo al problema, mayor será la probabilidad de que el mismo sea seleccionado para reproducirse, cruzando su material genético con otro individuo seleccionado de igual forma. Este

cruce produciría nuevos individuos (descendientes de los anteriores) los cuales comparten algunas de las características de sus padres.

Cuanto menor sea la adaptación de un individuo, menor será la probabilidad de que dicho individuo sea seleccionado para la reproducción, y por tanto de que su material genético se propague en sucesivas generaciones. De esta manera se produce una nueva población de posibles soluciones, la cual reemplaza a la anterior y evidencia la interesante propiedad de que contiene una mayor proporción de buenas características en comparación con la población anterior. Así a lo largo de las generaciones las buenas características se propagan a través de la población. Favoreciendo el cruce de los individuos mejor adaptados, van siendo exploradas las áreas más prometedoras del espacio de búsqueda. Si el Algoritmo Genético ha sido bien diseñado, la población convergerá hacia una solución óptima del problema.

El poder de los Algoritmos Genéticos proviene del hecho de que se trata de una técnica robusta, y pueden tratar con éxito una gran variedad de problemas provenientes de diferentes áreas, incluyendo aquellos en los que otros métodos encuentran dificultades. Si bien no se garantiza que el Algoritmo Genético encuentre la solución óptima del problema, existe evidencia empírica de que se encuentran soluciones de un nivel aceptable, en un tiempo competitivo con el resto de algoritmos de optimización combinatoria. En el caso de que existan técnicas especializadas para resolver un determinado problema, lo más probable es que superen al Algoritmo Genético, tanto en rapidez como en eficacia. El gran campo de aplicación de los Algoritmos Genéticos se relaciona con aquellos problemas para los cuales no existen técnicas especializadas. Incluso en el caso en que dichas técnicas existan, y funcionen bien, pueden efectuarse mejoras de las mismas, hibridándolas con los Algoritmos Genéticos.

### 3.1.1 Conceptos básicos

Población

Tamaño de la población

Una cuestión que uno puede plantearse es la relacionada con el tamaño idóneo de la población. Parece intuitivo que las poblaciones pequeñas corren el riesgo de no cubrir adecuadamente el espacio de búsqueda, mientras que el trabajar con poblaciones de gran tamaño puede acarrear problemas relacionados con el excesivo costo

computacional. Goldberg (1989) efectuó un estudio teórico, obteniendo como conclusión que el tamaño óptimo de la población para ristas de longitud  $l$ , con codificación binaria, crece exponencialmente con el tamaño de la rista.

Este resultado traería como consecuencia que la aplicabilidad de los Algoritmos Genéticos en problemas reales sería muy limitada, ya que resultarían no competitivos con otros métodos de optimización combinatoria. Alander (1992), basándose en la evidencia empírica sugiere que un tamaño de población comprendida entre  $l$  y  $2l$  es sucinte para atacar con éxito los problemas por él considerados.

### Población inicial

Habitualmente la población inicial se escoge generando ristas al azar, pudiendo contener cada gen uno de los posibles valores del alfabeto con probabilidad uniforme. Nos podríamos preguntar qué es lo que sucedería si los individuos de la población inicial se obtuviesen como resultado de alguna técnica heurística o de optimización local. En los pocos trabajos que existen sobre este aspecto, se constata que esta inicialización no aleatoria de la población inicial, puede acelerar la convergencia del Algoritmo Genético. Sin embargo en algunos casos la desventaja resulta ser la prematura convergencia del algoritmo, queriendo indicar con esto la convergencia hacia óptimos locales.

### Función Objetivo

Dos aspectos que resultan cruciales en el comportamiento de los Algoritmos Genéticos son la determinación de una adecuada función de adaptación o función objetivo, así como la codificación utilizada.

Idealmente nos interesaría construir funciones objetivo con “ciertas regularidades”, es decir funciones objetivo que verifiquen que para dos individuos que se encuentren cercanos en el espacio de búsqueda, sus respectivos valores en las funciones objetivo sean similares. Por otra parte una dificultad en el comportamiento del Algoritmo Genético puede ser la existencia de gran cantidad de óptimos locales, así como el hecho de que el óptimo global se encuentre muy aislado.

La regla general para construir una buena función objetivo es que ésta debe reflejar el valor del individuo de una manera “real”, pero en muchos problemas de optimización

combinatoria, donde existen gran cantidad de restricciones, buena parte de los puntos del espacio de búsqueda representan individuos no validos.

Para este planteamiento en el que los individuos están sometidos a restricciones, se han propuesto varias soluciones. La primera sería la que podríamos denominar absolutista, en la que aquellos individuos que no verifican las restricciones, no son considerados como tales, y se siguen efectuando cruces y mutaciones hasta obtener individuos y aliados, o bien a dichos individuos se les asigna una función objetivo igual a cero.

Otra posibilidad consiste en reconstruir aquellos individuos que no verifican las restricciones. Dicha reconstrucción suele llevarse a cabo por medio de un nuevo operador que se acostumbra a denominar reparador.

Otro enfoque está basado en la penalización de la función objetivo. La idea general consiste en dividir la función objetivo del individuo por una cantidad (la penalización) que guarda relación con las restricciones que dicho individuo viola. Dicha cantidad puede simplemente tener en cuenta el número de restricciones violadas o bien el denominado costo esperado de reconstrucción, es decir el coste asociado a la conversión de dicho individuo en otro que no viole ninguna restricción.

Otra técnica que se ha venido utilizando en el caso en que la computación de la función objetivo sea muy compleja es la denominada evaluación aproximada de la función objetivo [9]. En algunos casos la obtención de  $n$  funciones objetivo aproximadas puede resultar mejor que la evaluación exacta de una única función objetivo (supuesto el caso de que la evaluación aproximada resulta como mínimo  $n$  veces más rápida que la evaluación exacta).

### Selección

La selección se realiza a partir de los individuos más capacitados para que éstos sean los que se reproduzcan con más probabilidad de acuerdo con la teoría de Darwin en la cual los más capacitados son los que deben sobrevivir y crear una nueva descendencia más facultada.

Por lo tanto una vez evaluado cada cromosoma y obtenida su puntuación, se tiene que crear la nueva población teniendo en cuenta que los buenos rasgos de los mejores se

transmitan a ésta. Esta selección se puede realizar de varias formas como se verá a continuación.

### Selección por Rueda de Ruleta

Se crea para esta selección una ruleta con los cromosomas presentes en una generación. Cada cromosoma tendrá una parte de esa ruleta mayor o menor en función a la puntuación que tenga cada uno. Se hace girar la ruleta y se selecciona el cromosoma en el que se para la ruleta. Obviamente el cromosoma con mayor puntuación saldrá con mayor probabilidad. En caso de que las probabilidades difieran mucho, este método de selección dará problemas puesto que si un cromosoma tiene un 90% de posibilidades de ser seleccionado, el resto apenas saldrá lo que reduciría la diversidad genética.

### Selección por Rango

En este método a cada cromosoma se le asigna un rango numérico basado en su aptitud y la selección se realiza en base a este ranking. Veamos la diferencia entre el caso anterior y este a través de un ejemplo gráfico.



Vemos como en este último caso se va a producir una variedad genética mucho más rica que en el primer caso. El problema de esta selección es que la convergencia puede ser más lenta ya que no existe tanta diferencia entre el mejor cromosoma y el resto como ocurría antes.

### Selección Elitista

En ciertas ocasiones puede suceder que tras el cruce y la mutación, perdamos el cromosoma con mejor adaptación. Este método de selección copia el mejor cromosoma o alguno de los mejores en la nueva población. El resto se realiza de la misma forma que hemos visto anteriormente. El elitismo puede mejorar el

funcionamiento de los algoritmos genéticos al evitar que se pierda la mejor solución. Una variación del elitismo es que el mejor cromosoma solo se copie a la siguiente generación en caso de que tras una reproducción/mutación no se haya generado un cromosoma mejor.

#### Selección Escalada

Al incrementarse la aptitud media de la población, la fuerza de la presión selectiva también aumenta y la función de aptitud se hace más discriminadora. Este método puede ser útil para seleccionar más tarde, cuando todos los individuos tengan una aptitud relativamente alta y sólo les distinguen pequeñas diferencias en la aptitud.

#### Selección Jerárquica

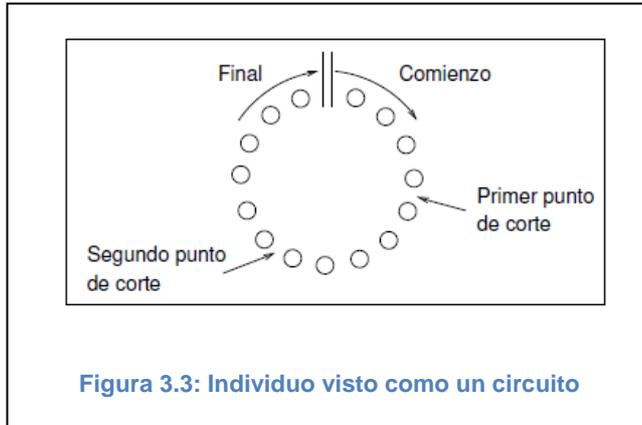
En esta selección, los individuos atraviesan múltiples rondas de selección en cada generación. Las evaluaciones de los primeros niveles son más rápidas y menos discriminatorias, mientras que los que sobreviven hasta niveles más altos son evaluados más rigurosamente. La ventaja de este método es que reduce el tiempo total de cálculo al utilizar una evaluación más rápida y menos selectiva para eliminar a la mayoría de los individuos que se muestran poco o nada prometedores, y sometiendo a una evaluación de aptitud más rigurosa y computacionalmente más costosa sólo a los que sobreviven a esta prueba inicial.

#### Cruce

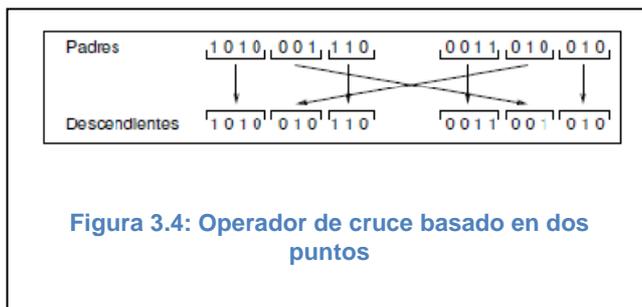
El Algoritmo Genético utiliza el cruce basado en un punto, en el cual los dos individuos seleccionados para jugar el papel de padres, son recombinados por medio de la selección de un punto de corte, para posteriormente intercambiar las secciones que se encuentran a la derecha de dicho punto.

Se han investigado otros operadores de cruce, habitualmente teniendo en cuenta más de un punto de cruce. De Jong (1975) investigó el comportamiento del operador de cruce basado en múltiples puntos, concluyendo que el cruce basado en dos puntos, representaba una mejora mientras que añadir más puntos de cruce no beneficiaba el comportamiento del algoritmo. La ventaja de tener más de un punto de cruce radica en que el espacio de búsqueda puede ser explorado más fácilmente, siendo la principal desventaja el hecho de aumentar la probabilidad de ruptura de buenos esquemas.

En el operador de cruce basado en dos puntos, los cromosomas (individuos) pueden contemplarse como un circuito en el cual se efectúa la selección aleatoria de dos puntos, tal y como se indica en la figura 3.3



Desde este punto de vista, el cruce basado en un punto, puede verse como un caso particular del cruce basado en dos puntos, en el cual uno de los puntos de corte se encuentra fijo al comienzo de la ristra que representa al individuo. Esto se puede ver en la figura 3.4.



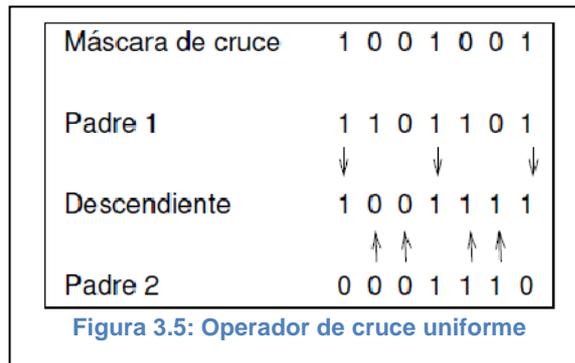
En el denominado operador de cruce uniforme (Syswerda (1991)) cada gen en la descendencia se crea copiando el correspondiente gen de uno de los dos padres, escogido de acuerdo a una "máscara de cruce" generada aleatoriamente.

Cuando existe un 1 en la "máscara de cruce", el gen es copiado del primer padre, mientras que cuando exista un 0 en la máscara, el gen se copia del segundo padre, tal y como se muestra en la figura 3.5.

En la literatura, el termino operador de cruce uniforme se relaciona con la obtención de la "máscara de cruce" uniforme, en el sentido de que cualquiera de los elementos del alfabeto tenga asociada la misma probabilidad. Hablando en términos de la teoría de la probabilidad la máscara de cruce está compuesta por una muestra aleatoria de tamaño  $\lambda$  extraída de una distribución de probabilidad de Bernoulli de parámetro  $1/2$ .

$$p = g(I_i^j) / (g(I_i^j) + g(I_i^i))$$

donde  $I_i^j$  y  $I_i^i$  denotan los padres seleccionados para ser cruzados.



### Mutación

La mutación se considera un operador básico, que proporciona un pequeño elemento de aleatoriedad en la vecindad (entorno) de los individuos de la población. Si bien se admite que el operador de cruce es el responsable de efectuar la búsqueda a lo largo del espacio de posibles soluciones, también parece desprenderse de los experimentos efectuados por varios investigadores que el operador de mutación va ganando en importancia a medida que la población de individuos va convergiendo (Davis, 1985).

Schaffer y col. (1989) encuentran que el efecto del cruce en la búsqueda es inferior al que previamente se esperaba. Utilizan la denominada evolución primitiva, en la cual, el proceso evolutivo consta tan solo de selección y mutación. Encuentran que dicha evolución primitiva supera con creces a una evolución basada exclusivamente en la selección y el cruce. Otra conclusión de su trabajo es que la determinación del valor óptimo de la probabilidad de mutación es mucho más crucial que el relativo a la probabilidad de cruce.

La búsqueda del valor óptimo para la probabilidad de mutación, es una cuestión que ha sido motivo de varios trabajos. Así, De Jong (1975) recomienda la utilización de una probabilidad de mutación del bit de  $l^{-1}$ , siendo  $l$  la longitud de la cadena. Schaffer y col. (1989) utilizan resultados experimentales para estimar la tasa óptima proporcional a  $\frac{1}{\lambda^{0.9318} l^{0.4535}}$ , donde  $\lambda$  denota el número de individuos en la población.

Si bien en la mayoría de las implementaciones de Algoritmos Genéticos se asume que tanto la probabilidad de cruce como la de mutación permanecen constantes, algunos autores han obtenido mejores resultados experimentales modificando la probabilidad de mutación a medida que aumenta el número de iteraciones. Pueden consultarse los

trabajos de Ackley (1987), Bramlette (1991), Fogarty (1989) y Michalewicz y Janikow (1991).

### 3.1.2 Empleo de los Algoritmos Genéticos

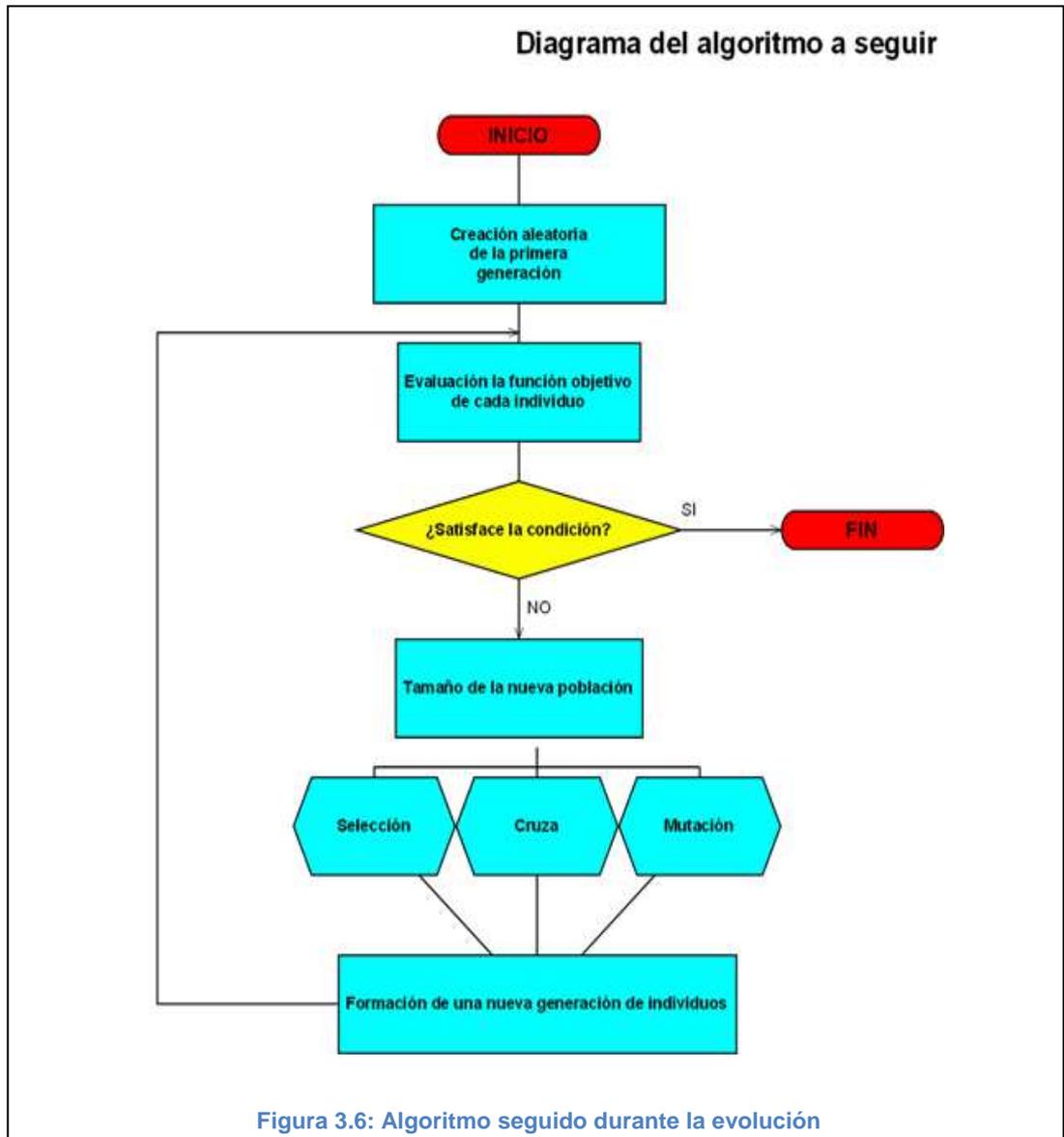
En la naturaleza todo el proceso de evolución biológica se hace de forma natural pero para aplicar el algoritmo genético al campo de la resolución de problemas habrá que seguir una serie de pasos.

58

Una premisa es conseguir que el tamaño de la población sea lo suficientemente grande para garantizar la diversidad de soluciones. Se aconseja que la población sea generada de forma aleatoria para obtener dicha diversidad. En caso de que la población no sea generada de forma aleatoria habrá que tener en cuenta que se garantice una cierta diversidad en la población generada. Los pasos básicos de un algoritmo genético son:

- Evaluar el resultado de cada uno de los cromosomas generados.
- Realizar la selección de los padres de la próxima generación.
- Permitir la reproducción (Cruza) de los cromosomas siendo los más aptos los que tengan más probabilidad de reproducirse.
- Con cierta probabilidad de mutación, mutar un gen del nuevo individuo generado.

Estos pasos se repetirán hasta que se dé una condición de terminación, como se muestra en la figura 3.6. Se puede fijar un número máximo de iteraciones antes de finalizar el algoritmo genético o detenerlo cuando no se produzcan más cambios en la población (convergencia del algoritmo). Esta última opción suele ser la más habitual.



### 3.2 Ecuaciones aerodinámicas para aerogeneradores

En este apartado analizaremos tres diferentes teorías empleadas para el diseño aerodinámico de las palas de un aerogenerador, el cual se define como un mecanismo diseñado para producir un torque, cuando se encuentra sumergida en un medio fluido. Las teorías que analizaremos son: La teoría del disco giratorio de Rankine-Froude, La teoría del elemento de pala y finalmente la teoría combinada que surge a partir de las dos primeras.

Es importante dejar en claro que dichas teorías se encuentran desarrolladas en diversas obras enfocadas al medio aeronáutico, principalmente para el diseño aerodinámico de hélices, por lo que a continuación se desarrollarán dichas teorías dándoles un enfoque hacia el campo de las turbinas de viento.

### 3.2.1 Modelo de Rankine-Froude

El funcionamiento de un aerogenerador está basado en la segunda y la tercera ley de Newton: al incrementar la cantidad de movimiento del fluido que pasa a través del mecanismo, el fluido reacciona produciendo una fuerza en sentido contrario a dicho incremento y que actúa sobre las palas. La explicación más simple de este fenómeno es el llamado modelo de Rankine – Froude [10].

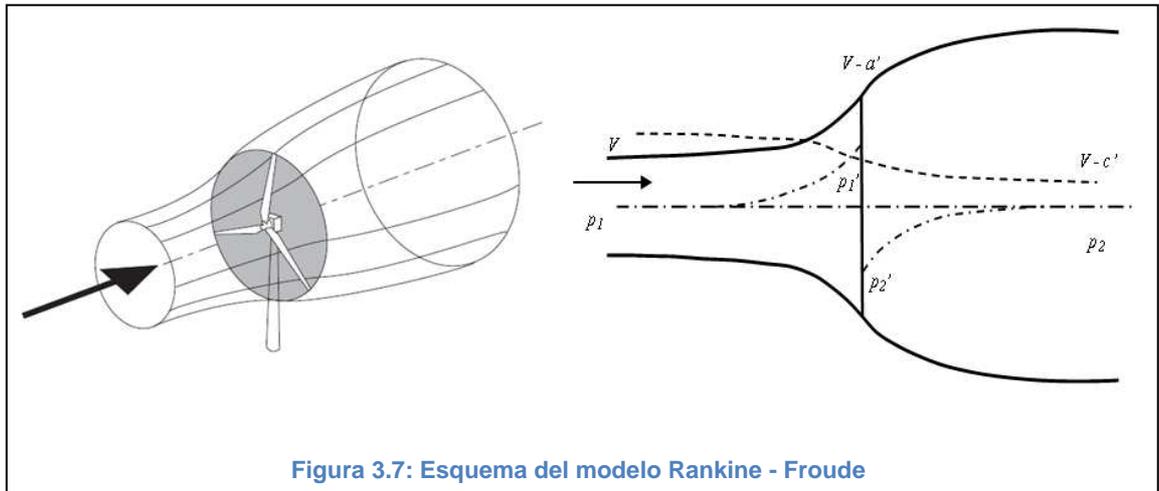


Figura 3.7: Esquema del modelo Rankine - Froude

Como puede verse en la figura 3.7, en este modelo se idealiza al rotor como un disco infinitamente delgado (disco actuador). Cuando el flujo pasa a través del disco, sufre un salto de presión  $p_1 - p_2$ , que tiende a desacelerar el fluido en la parte posterior. La fuerza producida por el cambio en la cantidad de movimiento puede calcularse mediante dos procedimientos equivalentes: multiplicando el salto de presión por la superficie del disco, o bien, de acuerdo con la segunda ley de Newton.

Primeramente, el salto de presión puede calcularse mediante la ecuación de Bernoulli considerando un fluido ideal (no viscoso e incompresible). Para ello, escribiremos la ecuación de Bernoulli dos veces: la primera para una línea de corriente que parte delante del disco y llega hasta sus proximidades sin atravesarlo; la segunda, para una línea de corriente que parte justo atrás del disco y llega hasta la estela (cuando la presión del aire se ha estabilizado con la presión atmosférica). La razón para hacer esto es que la ecuación de Bernoulli es aplicable a lo largo de una línea de corriente, siempre y cuando las funciones del fluido sean continuas y, si bien la velocidad es una función continua, estamos suponiendo que la presión sufre un salto justo al atravesar el disco. En suma, tenemos:

$$\frac{1}{2}\rho V^2 + p_1 = \frac{1}{2}\rho(V - a')^2 + p_1' \quad (3.1a)$$

$$\frac{1}{2}\rho(V - a')^2 + p_2' = \frac{1}{2}\rho(V - c')^2 + p_2 \quad (3.1b)$$

Considerando que la presión lejos del disco (adelante y atrás) debe estar en equilibrio con la presión atmosférica se tiene  $p_1 = p_2$  por lo que calculando el salto de presión tenemos que:

$$\Delta p = |p_2' - p_1'| = \rho c' \left( V - \frac{c'}{2} \right) \quad (3.2)$$

Ahora bien, la fuerza generada por una corona de ancho  $dr$  y radio medio  $r$  queda expresada como el producto de esta presión por su superficie:

$$dT = \Delta p \cdot ds$$

Empleando la ecuación (3.2) y usando la siguiente expresión para la diferencial de la superficie  $ds = 2\pi r dr$  obtenemos la siguiente ecuación:

$$dT = 2\pi r \rho \left( V + \frac{c'}{2} \right) c' dr \quad (3.3)$$

Por otro lado, esta fuerza también es igual al cambio en la cantidad de movimiento del aire el cual se puede expresar como el flujo másico que pasa a través de la misma corona multiplicado por el incremento total de velocidad:

$$dT = d\dot{m} \cdot \Delta V$$

Entonces, si consideramos que el flujo másico está dado por  $d\dot{m} = \rho(V - a')ds$  y que el cambio en la velocidad del fluido es  $\Delta V = V - (V - c') = c'$  obtenemos la siguiente expresión:

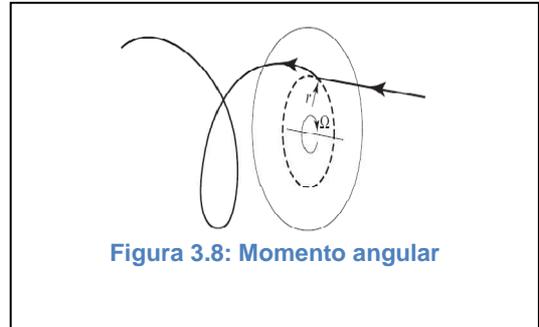
$$dT = 2\pi r \rho (V - a') c' dr \quad (3.4)$$

Si igualamos las expresiones (3.3) y (3.4) obtenemos que  $2a' = c'$  y, finalmente, la fuerza queda expresada en función de la velocidad inducida en el disco como:

$$dT = 4\pi\rho(V - a')a' dr \quad (3.5)$$

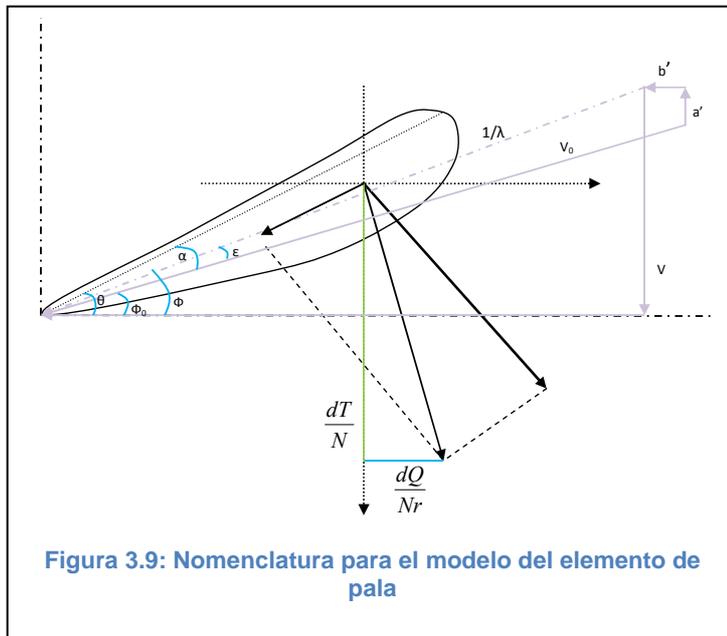
Por otra parte, de acuerdo con Von Mises (1945), el flujo sufre un incremento de velocidad tangencial en el disco actuador. Este incremento es instantáneo y produce un par sobre el flujo que puede calcularse mediante la ley de conservación del momento angular:

$$dQ = 4\pi\rho r^2(V - a')b' dr \quad (3.6)$$



En donde  $b'$  es el incremento de velocidad tangencial en el disco (se supone que dicha velocidad es nula antes de atravesar el disco). Es evidente que estas fórmulas sólo son útiles si se conocen las velocidades  $a'$  y  $b'$ . Sin embargo, este modelo por sí sólo es insuficiente para calcular dichas velocidades.

### 3.2.2 Modelo del elemento de pala



En este modelo se considera que el rotor está constituido por un número finito  $N$  de palas (generalmente entre 2 y 3). Cada una de las palas está formada por secciones infinitamente delgadas cuya forma está diseñada con el objeto de producir una cierta fuerza aerodinámica. Estos elementos son en todo idénticos a los perfiles utilizados en las alas de un avión.

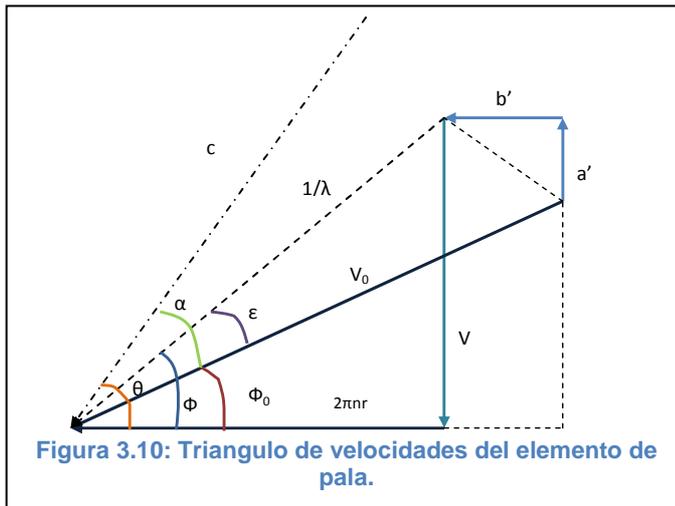
La componente axial de la fuerza aerodinámica, sumada sobre todos los elementos y sobre todas las palas, nos da el total de fuerza extraída por el rotor. Por otro lado, las fuerzas aerodinámicas tendrán también una componente paralela al plano de rotación

del rotor; esta componente constituirá la resistencia del rotor al girar en el medio fluido. En la figura 3.9 se representa uno de los elementos de pala así como las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre él. La tracción y el par (resistencia al giro), generados por los  $N$  elementos en la posición  $r$  y de envergadura  $dr$ , se expresan mediante:

$$dT = \frac{1}{2} \rho N c V_0^2 (C_L \cos \phi_0 + C_D \sin \phi_0) dr \quad (3.7a)$$

$$dQ = \frac{1}{2} \rho N c V_0^2 r (C_L \sin \phi_0 - C_D \cos \phi_0) dr \quad (3.7b)$$

$C_L$  y  $C_D$  son los coeficientes aerodinámicos de la sección,  $c$  es la cuerda y  $V_0$  la magnitud del viento relativo. Es evidente que estas fórmulas son inútiles en tanto no se conozca el ángulo formado entre el viento relativo y el plano de rotación del rotor  $\phi_0$ .



Con el objeto de calcular este ángulo, deben considerarse las siguientes velocidades: la velocidad de avance del rotor en el medio fluido, la velocidad tangencial del elemento de pala debida al giro del rotor y, finalmente, las velocidades inducidas, de acuerdo con lo previsto por el modelo de Rankine – Froude.

En la figura 3.10 se representan gráficamente dichas velocidades y se define una serie de ángulos que las relacionan con el plano de rotación del rotor (en la misma figura,  $n$  representa la velocidad de giro del rotor en revoluciones por segundo). El ángulo  $\theta$  es llamado ángulo de paso y está medido desde el plano de rotación hasta la cuerda aerodinámica del elemento de pala. El ángulo  $\phi$  es llamado ángulo de velocidades y representa el ángulo con que el flujo no perturbado incidiría sobre el perfil. El ángulo  $\epsilon$  es llamado ángulo inducido y representa la diferencia entre el flujo no perturbado y el flujo sobre el elemento. Por lo tanto, es evidente que:  $\phi_0 = \phi + \epsilon$ . Finalmente, el ángulo  $\alpha$  es el ángulo de ataque del perfil:  $\alpha = \theta - \phi_0 = \theta - \phi + \epsilon$ .

### Análisis dimensional

Hasta este momento, hemos conducido nuestro análisis considerando las magnitudes absolutas involucradas. Sin embargo, es importante realizar un análisis dimensional con el fin de comparar los órdenes de magnitud de los diferentes términos. Para ello, deben introducirse valores característicos del fenómeno para cada una de las magnitudes fundamentales. En nuestro caso estas magnitudes serán: longitud, tiempo y masa [11]. La única longitud característica del fenómeno es el diámetro del rotor:  $D$ . Puede construirse un tiempo característico con el inverso de la velocidad de giro del rotor:  $n^{-1}$  (nótese que esta definición no es estrictamente correcta ya que  $n$  está dado en revoluciones por segundo; sin embargo, con el objeto de comparar las expresiones resultantes, hemos seguido la tradición consagrada en este tipo de estudios). Finalmente, la masa característica vendrá dada por la densidad del fluido circundante y el diámetro del rotor:  $\rho D^3$ .

Tomando en cuenta estas magnitudes características como unidades de medida, pueden introducirse una serie de números adimensionales que representan al fenómeno [12]. Así, las unidades de velocidad son  $V$  y la velocidad en la punta de la pala está dada por:

$$\lambda = \frac{\pi n D}{V} \quad (3.8)$$

Del mismo modo, las velocidades inducidas quedarán representadas por los números:

$$a = \frac{a'}{V} \quad \text{y} \quad b = \frac{b'}{V} \quad (3.9)$$

Las unidades de fuerza en este sistema son  $\rho V^2 D^2$  y la tracción queda representada por el coeficiente:

$$C_T = \frac{T}{\rho V^2 D^2} \quad (3.10)$$

Las unidades de momento de una fuerza (par) son  $\rho V^2 D^3$  y el par queda representado por el coeficiente:

$$C_Q = \frac{Q}{\rho V^2 D^3} \quad (3.11)$$

La posición de un elemento de pala será representada por la coordenada adimensional:

$$x = \frac{xD}{2} \quad (3.12)$$

Finalmente, se introduce un número adimensional para representar la "densidad" de las palas con respecto al disco de la turbina de viento:

$$\sigma = \frac{Nc}{\pi D} \quad (3.13)$$

este número se conoce con el nombre de solidez. Es fácil ver que este número puede hacerse función de la coordenada adimensional  $x$ , haciendo variar la cuerda de los perfiles a lo largo de la pala.

Tomando en cuenta las definiciones anteriores, las fórmulas para la tracción y el par totales, integrando sobre la longitud de las palas, pueden escribirse como:

$$C_T = \pi \int_0^1 x(1-a)adx \quad (3.14a)$$

$$C_Q = \frac{\pi}{2} \int_0^1 x^2(1-a)bdx \quad (3.14b)$$

en el caso del modelo de Rankine – Froude, y:

$$C_T = \frac{\pi}{4} \int_0^1 \sigma \sqrt{(1-a)^2 + (x\lambda + b)^2} [C_L(x\lambda + b) + C_D(1-a)]dx \quad (3.15a)$$

$$C_Q = \frac{\pi}{8} \int_0^1 \sigma x \sqrt{(1-a)^2 + (x\lambda + b)^2} [C_L(1-a) - C_D(x\lambda + b)]dx \quad (3.15b)$$

para el modelo del elemento de pala. En este último caso se ha eliminado la incógnita  $\phi_0$  introduciendo las velocidades inducidas mediante simples relaciones geométricas.

### 3.2.3 Modelo Combinado

Considerando conocidos el ángulo de paso, las características aerodinámicas del perfil, la distribución de solidez y el factor de avance del rotor, las incógnitas necesarias para calcular los coeficientes de tracción y de par son: el ángulo inducido y las dos velocidades inducidas. Con el fin de dar solución a este problema podemos igualar las expresiones obtenidas para la tracción y el par de los dos modelos anteriores [6]. El resultado es el siguiente:

$$\frac{(1-a)a}{\sqrt{(1-a)^2 + (x\lambda + b)^2}} = \frac{\sigma}{4x} [C_L(x\lambda + b) + C_D(1-a)] \quad (3.16a)$$

$$\frac{(1-a)b}{\sqrt{(1-a)^2 + (x\lambda + b)^2}} = \frac{\sigma}{4x} [C_L(1-a) - C_D(x\lambda + b)] \quad (3.16b)$$

Reconociendo que los coeficientes aerodinámicos dependen del ángulo de ataque y, por lo tanto, del ángulo inducido, puede verse que el anterior es un sistema de dos ecuaciones con tres incógnitas. Una tercera ecuación está constituida por la sencilla relación geométrica (ver figura 10):

$$\tan(\phi + \varepsilon) = \frac{1-a}{x\lambda + b} \quad (3.16c)$$

Ahora bien, este sistema de tres ecuaciones con tres incógnitas es no lineal y trascendental y, por lo tanto, no puede escribirse una solución analítica. Más adelante veremos las soluciones que han sido propuestas para este problema. Por el momento, reescribiremos el sistema considerando las relaciones geométricas:

$$\tan(\phi) = \frac{1}{\lambda x}, \quad \text{y} \quad \text{seno}(\phi + \varepsilon) = \frac{1-a}{\sqrt{(1-a)^2 + (x\lambda + b)^2}} \quad (3.17)$$

así como la identidad trigonométrica:

$$\tan(y + z) = \frac{\tan(y) + \tan(z)}{1 - \tan(y)\tan(z)} \quad (3.18)$$

Así, resolviendo las dos primeras ecuaciones para  $a$  y  $b$ , y después de algunas transformaciones, el sistema anterior se puede escribir como:

$$a = \frac{\frac{4x}{\sigma} \text{seno}(\phi + \varepsilon)(C_D + \lambda x C_L) + C_D^2 + C_L^2}{\left[ \frac{4x}{\sigma} \text{seno}(\phi + \varepsilon) + C_D \right]^2 + C_L^2} \quad (3.19a)$$

$$b = \frac{\frac{4x}{\sigma} \text{seno}(\phi + \varepsilon)(C_L - \lambda x C_D) - \lambda x(C_D^2 + C_L^2)}{\left[ \frac{4x}{\sigma} \text{seno}(\phi + \varepsilon) + C_D \right]^2 + C_L^2} \quad (3.19b)$$

$$\tan(\varepsilon) = \frac{(1-a)\lambda x - \lambda x - b}{1-a + \lambda^2 x^2 + \lambda x b} = \frac{b+a}{a-1 - \lambda^2 x^2 - \lambda x b} \quad (3.19c)$$

Como vemos, sustituyendo las dos primeras expresiones en la tercera, obtendríamos una sola ecuación para el ángulo inducido. Dicho de otro modo, el problema planteado es el de encontrar un valor del ángulo  $\varepsilon$  que anule la expresión:

$$f(\varepsilon) = \tan(\varepsilon) - \frac{b+a}{a-1 - \lambda^2 x^2 - \lambda x b} \quad (3.20a)$$

en donde:

$$a = \frac{\frac{4x}{\sigma} \text{seno}(\phi + \varepsilon)(C_D + \lambda x C_L) + C_D^2 + C_L^2}{\left[ \frac{4x}{\sigma} \text{seno}(\phi + \varepsilon) + C_D \right]^2 + C_L^2} \quad (3.20b)$$

$$b = \frac{\frac{4x}{\sigma} \text{seno}(\phi + \varepsilon)(C_L - \lambda x C_D) - \lambda x(C_D^2 + C_L^2)}{\left[ \frac{4x}{\sigma} \text{seno}(\phi + \varepsilon) + C_D \right]^2 + C_L^2} \quad (3.20c)$$

Si bien antes de los años cuarenta no había otras técnicas que la analítica y la gráfica para dar solución a este problema, hoy en día es casi inmediato pensar en aplicar cualquier algoritmo numérico con el fin de encontrar las raíces de la función  $f(\varepsilon)$ .

Evidentemente, para ello será necesario introducir la resistencia al avance y el levantamiento como funciones del ángulo de ataque y, por ende, del ángulo inducido.

Finalmente, será necesario realizar una integración numérica de las expresiones (3.14) u (3.15). Evidentemente, si la solución numérica del ángulo inducido es lo suficientemente aproximada, dichas integrales deberán ser equivalentes.

### 3.2.4 Aproximaciones en los Modelos Combinados

#### Considerando la influencia de la resistencia al avance

Dada la presencia de funciones trascendentales, encontrar una solución algebraica para el sistema (3.20) no es una tarea sencilla. Sin embargo, tomando en cuenta los órdenes de magnitud de los números involucrados, es posible realizar ciertas aproximaciones que nos permiten encontrar ecuaciones explícitas, tanto para las velocidades como para el ángulo inducido. Así, suponiendo que  $C_D/C_L \ll 1$  podemos obtener la siguiente aproximación:

$$f(\varepsilon) = \tan(\varepsilon) - \frac{(1-a)\lambda x - \lambda x - b}{1-a + \lambda^2 x^2 + \lambda x b} = \tan(\varepsilon) - \frac{b+a}{a-1 - \lambda^2 x^2 - \lambda x b} \quad (3.21)$$

Entonces:

$$a = \frac{\frac{4x}{\sigma C_L} \text{seno}(\phi + \varepsilon) \lambda x + 1}{\left[ \frac{4x}{\sigma C_L} \text{seno}(\phi + \varepsilon) \right]^2 + 1} \quad (3.22a)$$

$$b = \frac{\frac{4x}{\sigma C_L} \text{seno}(\phi + \varepsilon) - \lambda x}{\left[ \frac{4x}{\sigma C_L} \text{seno}(\phi + \varepsilon) \right]^2 + 1} \quad (3.22b)$$

$$\tan(\phi) \text{seno}(\varepsilon) + \tan(\varepsilon) \text{seno}(\phi) - \frac{\sigma C_L}{4x \cos(\phi)} = 0 \quad (3.22c)$$

En la tercera de estas fórmulas se ha hecho uso de la identidad:

$$\text{sen}(y + z) = \text{sen}y \cos z + \cos y \text{sen}z \quad (3.23)$$

Si bien las fórmulas anteriores son mucho más simples, aún no es posible resolver algebraicamente para el ángulo inducido. Por el momento, con el objeto de mantener la coherencia de nuestras aproximaciones, será necesario simplificar las fórmulas para los coeficientes de tracción y par. En el caso del modelo de Rankine – Froude las fórmulas (3.14) no se ven alteradas; pero las velocidades inducidas deberán calcularse mediante las ecuaciones (3.22 a y b). Para el modelo del elemento de pala las fórmulas (3.15) se reducen a:

$$C_T = \frac{\pi}{4} \int_0^1 \sigma \sqrt{(1-a)^2 + (x\lambda + b)^2} [C_L(x\lambda + b) + C_D(1-a)] dx \quad (3.24a)$$

$$C_Q = \frac{\pi}{8} \int_0^1 \sigma x \sqrt{(1-a)^2 + (x\lambda + b)^2} [C_L(1-a) - C_D(x\lambda + b)] dx \quad (3.24b)$$

Cabe mencionar en este momento que la hipótesis  $C_D/C_L \ll 1$  implica que la velocidad inducida resultante es perpendicular al viento relativo. En efecto, por un lado, de (3.19c) obtenemos:

$$\tan(\varepsilon) = \frac{\sigma C_L}{4x \text{sen}(\phi + \varepsilon)} \quad (3.25)$$

y, dividiendo la segunda de las fórmulas (3.22) entre la primera se llega a:

$$\frac{b}{a} = \tan(\phi + \varepsilon) \quad (3.26)$$

Con lo cual se comprueba que la velocidad inducida resultante es perpendicular al viento relativo, ver figura 3. Esta observación también será de gran importancia durante el análisis subsecuente de la bibliografía.

### 3.2.5 Aproximación de primer orden en el ángulo inducido

Para poder despejar el ángulo inducido en la tercera fórmula de (3.22) se presentan dos problemas: por un lado, el coeficiente de levantamiento, al depender del ángulo de ataque, es función del ángulo inducido, como ya se mencionó anteriormente; por otro

lado, las funciones trigonométricas en las que aparece este último ángulo, no pueden simplificarse por medio de identidades.

Para resolver el primer punto haremos la suposición de que el coeficiente de levantamiento es directamente proporcional al ángulo de ataque, es decir:

$$C_L = a_0(\theta - \phi + \varepsilon) \quad (3.27)$$

Es importante notar que esta hipótesis implica que los efectos del desplome del perfil no serán considerados. Para resolver el segundo problema haremos uso de un desarrollo en serie de las funciones trigonométricas:

$$\tan \varepsilon = \varepsilon + O(\varepsilon^3) \quad \text{y} \quad \sin \varepsilon = \varepsilon + O(\varepsilon^3) \quad (3.28)$$

Así, es fácil comprobar que, despreciando los términos desde el segundo orden en el ángulo inducido,  $O(\varepsilon^2) \approx 0$ , puede obtenerse la siguiente fórmula para el mismo:

$$\varepsilon = \frac{\theta - \phi}{\frac{4x \operatorname{seno}(\phi)}{\sigma a_0} - 1} \quad (3.29)$$

### 3.2.6 Aproximación de segundo orden en el ángulo inducido

Del mismo modo, si se desprecian los términos a partir del tercer orden,  $O(\varepsilon^3) \approx 0$ , se obtiene la ecuación:

$$\varepsilon^2 + \varepsilon \left[ \tan(\phi) - \frac{\sigma a_0}{4x \cos(\phi)} \right] - \frac{\sigma a_0(\theta - \phi)}{4x \cos(\phi)} = 0 \quad (3.30)$$

cuya solución es simplemente:

$$\varepsilon = \frac{1}{2} \left[ \left( \frac{\sigma a_0}{4x \cos(\phi)} - \tan(\phi) \right) + \sqrt{\left( \frac{\sigma a_0}{4x \cos(\phi)} - \tan(\phi) \right)^2 + \frac{\sigma a_0(\theta - \phi)}{x \cos(\phi)}} \right] \quad (3.31)$$

Sólo el signo positivo da resultados físicamente significativos. En la tercera parte de este trabajo compararemos las tres aproximaciones (3.22), (3.29) y (3.31) con los resultados numéricos de (3.20). Para la solución de (3.22) se utiliza igualmente un método numérico.

Evidentemente, con fines de diseño será preferible la solución numérica completa; es decir, sin desprestigiar la resistencia al avance. Sin embargo, las fórmulas anteriores resultan útiles aún en este caso ya que, para encontrar el ángulo inducido, se utiliza un método de Newton - Raphson el cual requiere de un valor inicial aproximado para dicho ángulo.

### 3.3 Obtención de la función objetivo

La función objetivo, como se menciona en el apartado 3.1, es la ecuación que al ser evaluada nos arroja el valor de cada uno de los individuos que conforman la generación que en ese momento está siendo evaluada. Los individuos con el mejor resultado serán los seleccionados como padres y podrán pasar a la siguiente generación.

En nuestro caso el interés está depositado en maximizar el torque de la pala, por lo que la ecuación empleada será la 3.15b. En dicha ecuación aparece una integral, lo cual significa que debemos integrar el torque obtenido en cada una de las estaciones que definirá la geometría de nuestra pala. Si observamos esta ecuación nos damos cuenta de que para poder realizar el cálculo del torque debemos conocer el  $CL$ ,  $CD$ ,  $\sigma$ ,  $a$ ,  $b$  y  $\lambda$  en cada una de las estaciones, e integrar la variable  $x$  de 0 a 1 (en adimensional).

En el capítulo 2 obtuvimos dos bases de datos que contienen los coeficientes aerodinámicos de levantamiento y resistencia al avance ( $CL$  y  $CD$ ) correspondiente a cada perfil generado, de modo que si tuviéramos la necesidad de saber los coeficientes aerodinámicos mencionados para otro perfil que definiera alguna de las estaciones de la pala, en el que los parámetros que lo definen están definidos entre los límites de los antes generados, podríamos realizar una interpolación a fin de poderlos obtener. Con lo anterior podemos decir que el problema de obtener los coeficientes de levantamiento y resistencia al avance reales, está resuelto ya que considerando las ecuaciones (3.32) y (3.33) y además el empleo de la aproximación por mínimos cuadrados, podemos obtener los coeficientes aerodinámicos reales para un perfil

definido entre los límites de los once parámetros de diseño, considerando la pendiente de la curva de levantamiento ( $a_0$ ) que corresponde a dicho perfil y los coeficientes de resistencia al avance para levantamiento cero ( $Cd_0$ ) y el que corresponde a la resistencia causada en el perfil debida al levantamiento ( $k$ ), tenemos:

$$C_L = a_0(\alpha - \alpha_0) \quad (3.32)$$

$$C_D = Cd_0 + kC_L^2 \quad (3.33)$$

De esta manera, empleando las aproximaciones, obtenemos los siguientes sistemas de ecuaciones:

$$\begin{bmatrix} a_0 \\ b_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{\alpha_i^2} & -\overline{\alpha_i} \\ \overline{\alpha_i} & 1 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \overline{C_{Li}\alpha_i} \\ \overline{C_{Li}} \end{bmatrix} \quad (3.34)$$

$$\begin{bmatrix} Cd_0 \\ k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \overline{C_{Li}^2} \\ \overline{C_{Li}^2} & \overline{C_{Li}^4} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \overline{C_{Di}} \\ \overline{C_{Di}C_{Li}^2} \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

donde  $b_0 = \alpha - \alpha_0$  y los coeficientes CL y CD son producto de la interpolación hecha en las bases previamente generada en función de los parámetros que definen a cada perfil. En el caso de la solidez encontramos otro problema ya que esta depende de la cuerda, diámetro y número de palas del aerogenerador. En este caso deberíamos definir primeramente el número de estaciones a considerar, para posteriormente definir la cuerda que tendrá la pala en cada una de estas. La distribución de cuerdas surge a partir de un sistema de ecuaciones y será abordado más adelante; por el momento podemos decir que la solidez no es un problema para nuestro cálculo y que el número de estaciones a considerar es nueve, ya que se busca tener una pala bien definida geoméricamente hablando.

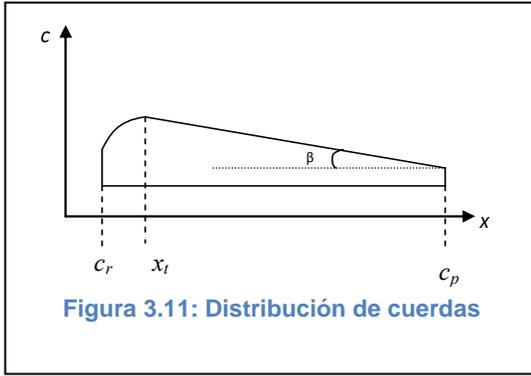
La velocidad en la punta de la pala  $\lambda$ , depende de la velocidad del viento y del diámetro del aerogenerador. En este caso será sencillo, ya que tomaremos la velocidad del viento como  $6m/s$  en base a que los aerogeneradores que se tienen en el mercado comienzan a generar entre los  $5$  y  $8 m/s$  [13]. Este tipo de aerogeneradores tienden a producir entre  $200$  y  $300 Kw$  lo que los coloca en el rango de potencia media dentro de la clasificación de las turbinas de viento [13].

Finalmente, nos ocupa el cálculo de las velocidades inducidas, las cuales requieren de diversos datos para poder ser calculadas, como se muestra en las ecuaciones (3.20b) y (3.20c). De estos datos, los únicos que nos faltan son el ángulo de velocidades ( $\Phi$ ) y el llamado ángulo inducido ( $\epsilon$ ). El ángulo  $\Phi$  depende de la velocidad  $\lambda$  como se observa en el triángulo de velocidades ilustrado en la figura 10, de tal forma que  $\phi = a \tan(1 / \lambda x)$  en adimensional. Ahora bien para el cálculo del ángulo inducido usaremos el método de Newton – Raphson para encontrar la raíz positiva a la ecuación de segundo orden (3.30) empleando como punto de partida  $\epsilon_0$  definido en la ecuación (3.31), de tal forma que el cálculo de las velocidades inducidas no es problema para proseguir con nuestro trabajo. El algoritmo empleado para nuestra función objetivo se muestra en la figura 3.12.

### 3.5 Programación del algoritmo

Como se mencionó en el apartado anterior, en este diseño emplearemos 9 estaciones a lo largo de la longitud de la pala (1.5m). Normalmente se puede usar un número indefinido de estaciones, pero hay que tener en cuenta que entre más número de estaciones se tengan más fiel será la geometría obtenida. Por otra parte tampoco es recomendable hacer muchas divisiones, ya que el cálculo se volvería mucho muy largo y el número de variables se incrementaría demasiado haciendo su cálculo casi imposible en una computadora promedio. En nuestro caso las estaciones se ubicaran en [0.1 0.15 0.2 0.25 0.3 0.5 0.7 0.8 1] de la longitud de la pala.

Una vez definidas las estaciones debemos obtener cual será la cuerda en cada una de ellas. Para lograr esto emplearemos dos ecuaciones, una parábola de partirá de la raíz ( $c_r$ ) y llegara al punto en donde se tenga la cuerda más grande ( $x_t$ ), y una recta con pendiente negativa que partirá del punto  $x_t$  y llegara a la cuerda de punta ( $c_p$ ) como se muestra en la figura 3.11. Contemplando las condiciones mencionadas podemos escribir el siguiente sistema de ecuaciones:



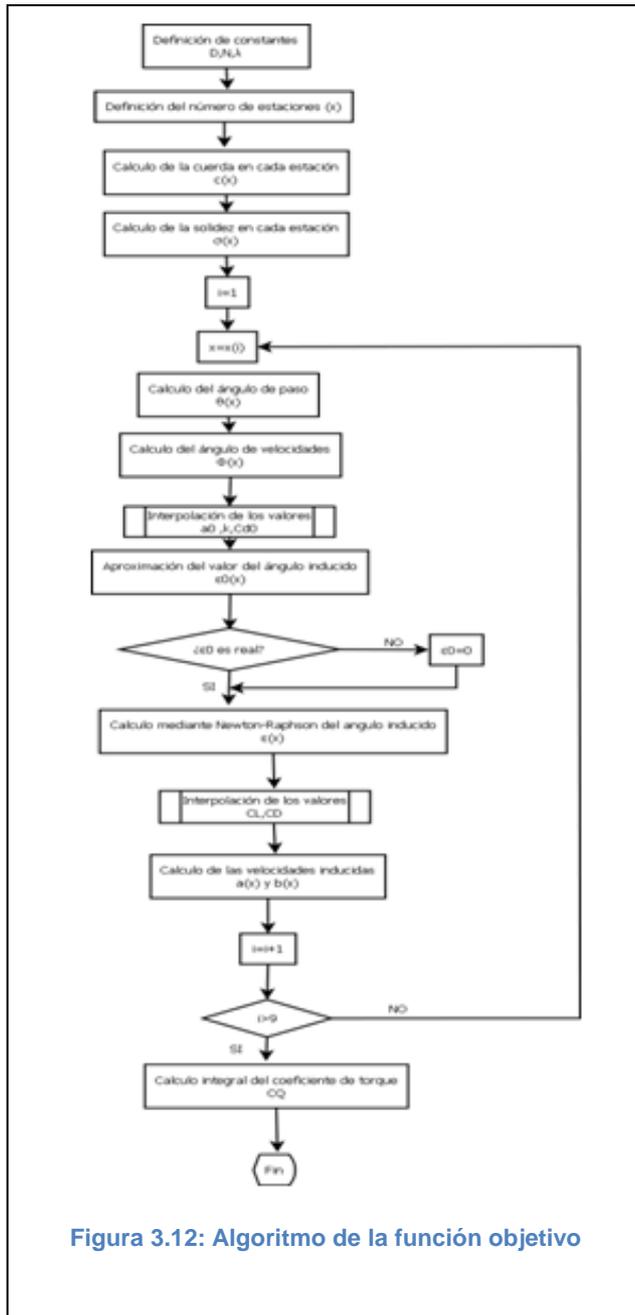
$$c_r = ax_0^2 + bx_0 + c \quad (3.32a)$$

$$m = 2ax_t + b \quad (3.32b)$$

$$c_p + m(1 - x_t) = ax_t^2 + bx_t + c \quad (3.32c)$$

En donde la cuerda en cada estación en función de  $x$  está dada por:

$$c(x) = \begin{cases} ax^2 + bx + c & \text{para } x \leq x_t \\ c_p - m(1 - r) & \text{para } x > x_t \end{cases}$$



El ángulo de paso en cada una de las estaciones es diferente, por lo que para cada una de ellas será necesario calcularlo. En este caso empleamos una función exponencial que nos dará el ángulo para cada una de las posiciones en  $x$  a lo largo de la pala. La función que empleamos fue la siguiente:

$$\theta = A(e^{-Bx} - e^{-B(0.75)}) + \theta_{0.75}$$

donde  $\theta_{0.75} = Ae^{-B(0.75)}$  y representa un ángulo definido al 75% de la longitud de la cuerda. En este caso, basados en [10] tomamos el ángulo de paso al 75% como 15 grados.

El siguiente dato que debemos calcular para cada una de las estaciones es el ángulo  $\Phi$ , el cual está dado por el arco tangente del inverso de la velocidad en la punta de la pala por la posición  $x$  a lo largo de la misma.

Enseguida procederemos al cálculo del ángulo inducido, para lo cual primero debemos calcular el  $\varepsilon_0$  que será el punto de referencia para el método de Newton – Raphson.

Para lograr esto debemos hacer una primera interpolación de coeficientes  $a_0$ ,  $cd_0$  y  $k$  ya que la ecuación que define a  $\varepsilon_0$  (3.31) y el método numérico que emplearemos requieren dichos coeficientes, con la finalidad de poder realizar el cálculo de los coeficientes aerodinámicos que nos permitirán realizar una primera aproximación, a fin de poder obtener el verdadero ángulo inducido y posteriormente los coeficientes correctos.

La interpolación se realiza a partir de un concentrado como el que se muestra en la siguiente tabla:

**Tabla 3.1: Concentrado de coeficientes**

PARSEC	$\alpha_0$	$a_0$	$Cd_0$	$k$
PARSEC11	9.4792074e-001	1.5499281e-001	3.1609483e-001	7.8123801e-001
PARSEC12	8.6059890e-001	1.4443286e-001	2.1742033e-001	4.4938188e-001
PARSEC13	5.8352507e-001	1.2771545e-001	8.6367885e-002	1.4138480e-001
PARSEC14	4.8998975e-001	1.1677000e-001	9.4830402e-002	1.2134516e-001
.	.	.	.	.
.	.	.	.	.
.	.	.	.	.
.	.	.	.	.
.	.	.	.	.
PARSEC114	4.4114842e-001	1.2096462e-001	8.1310965e-002	1.1938752e-001

Posteriormente se aplican las ecuaciones (3.32) y (3.33) para obtener los coeficientes correspondientes a cada uno de los perfiles. Es importante remarcar que la base de datos que se usara para cada una de las palas será diferente, ya que depende directamente de los coeficientes aerodinámicos que se obtuvieron en el capítulo dos, de esta forma, para la primera pala emplearemos la base de datos generada con el paquete de análisis Fluent, mientras que para la segunda pala usaremos la base generada a partir del paquete X-foil.

En este punto ya contamos con todos los parámetros que necesitamos para poder calcular las velocidades inducidas, mismas que son necesarias para el cálculo del par. Para dicho cálculo usaremos las ecuaciones (3.20b) y (3.20c) las cuales son función del ángulo inducido, el coeficiente de resistencia al avance, el coeficiente de levantamiento, la solides y la velocidad en la punta de la pala.

Una vez explicado e ilustrado el proceso de obtención de variables y la relación existente entre estos, la programación del programa o función objetivo se realiza en código de “Matlab”, para posteriormente hacer uso del “toolbox” de este paquete especializado en los algoritmos genéticos. Dicho programa se muestra en el Anexo 1 de este trabajo.

Ahora bien, para pasar al siguiente subtema debemos dejar claro que a lo largo de la evolución usaremos 105 parámetros diferentes que corresponden a 9 perfiles PARSEC, 4 datos que definen las cuerdas de cada una de las estaciones ( $c_r$ ,  $c_t$ ,  $x_t$  y  $m$ ) y los últimos dos parámetros que son los coeficientes  $A$  y  $B$  de la función que nos arroja el ángulo de paso de la pala en cada estación. Es decir que el algoritmo genético generara al azar y en base a criterios de mutación, reproducción y aptitud diversas generaciones de individuos que están definidos por 105 parámetros, mismos que serán evaluados a fin de poder encontrar el individuo más apto para la solución de nuestro problema, que en este caso es obtener el mayor torque posible.

### 3.6 Gestión del proceso evolutivo

En este apartado mostraremos cuáles fueron los parámetros empleados para la evolución realizada en “Matlab”, cuáles son las características del “toolbox” especializado en algoritmos genéticos y cuáles fueron las adaptaciones que tuvimos que realizar a fin de obtener los resultados adecuados.

En la figura 3.13 se muestra la interface del toolbox, en la cual se puede apreciar que del lado izquierdo aparecen todos los parámetros de ajuste del algoritmo genético, mientras que del lado derecho se deben introducir los parámetros de restricción de la evolución, así como el nombre de la función a evolucionar.

Es muy importante mencionar que el “toolbox” de algoritmos genéticos solo encuentra mínimos, es decir que minimiza al máximo la función, y ese mínimo es función de algún individuo. En nuestro caso buscamos un máximo, por lo que debimos realizar un cambio en el signo de la función objetivo a fin de que un mínimo en el “toolbox” represente un máximo para nosotros.

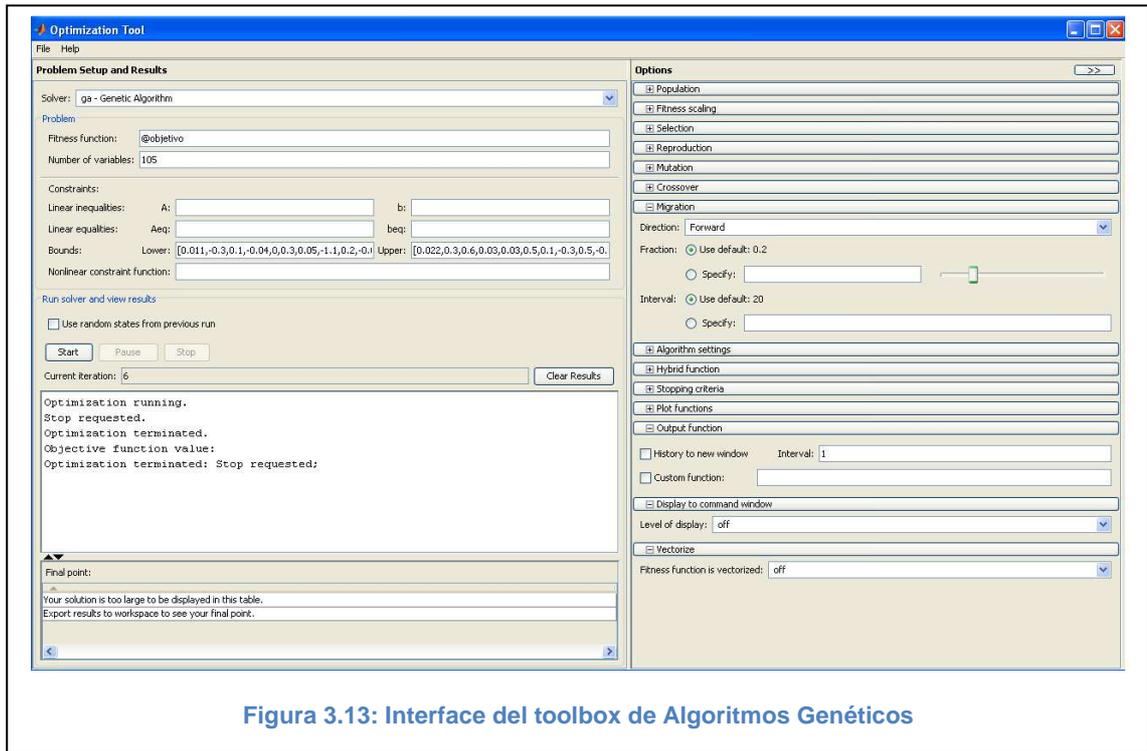


Figura 3.13: Interface del toolbox de Algoritmos Genéticos

En la parte de límites debemos introducir cual es el rango de variación de cada uno de los 105 parámetros. Esto es con el fin de que el algoritmo pueda hacer variar los datos dentro de un rango permisible y de esta forma que los datos en salida sean coherentes.

A continuación mostramos los datos correspondientes a los límites inferiores y superiores empleados en nuestra evolución. Nótese que los primeros once parámetros se repiten nueve veces en bloques de 11 ya que corresponden a los 9 perfiles definidos cada uno por sus once parámetros de diseño.

Límite inferior:

```
[0.011,-0.3,0.1,-0.04,0,0.3,0.05,-1.1,0.2,-0.05,0.15,
0.011,-0.3,0.1,-0.04,0,0.3,0.05,-1.1,0.2,-0.05,0.15,
0.011,-0.3,0.1,-0.04,0,0.3,0.05,-1.1,0.2,-0.05,0.15,
0.011,-0.3,0.1,-0.04,0,0.3,0.05,-1.1,0.2,-0.05,0.15,
0.011,-0.3,0.1,-0.04,0,0.3,0.05,-1.1,0.2,-0.05,0.15,
0.011,-0.3,0.1,-0.04,0,0.3,0.05,-1.1,0.2,-0.05,0.15,
0.011,-0.3,0.1,-0.04,0,0.3,0.05,-1.1,0.2,-0.05,0.15,
0.011,-0.3,0.1,-0.04,0,0.3,0.05,-1.1,0.2,-0.05,0.15,
0.011,-0.3,0.1,-0.04,0,0.3,0.05,-1.1,0.2,-0.05,0.15,
0.011,-0.3,0.1,-0.04,0,0.3,0.05,-1.1,0.2,-0.05,0.15,-0.1764,0.15,0.07,0.07,1.25,0.5]
```

Límite superior:

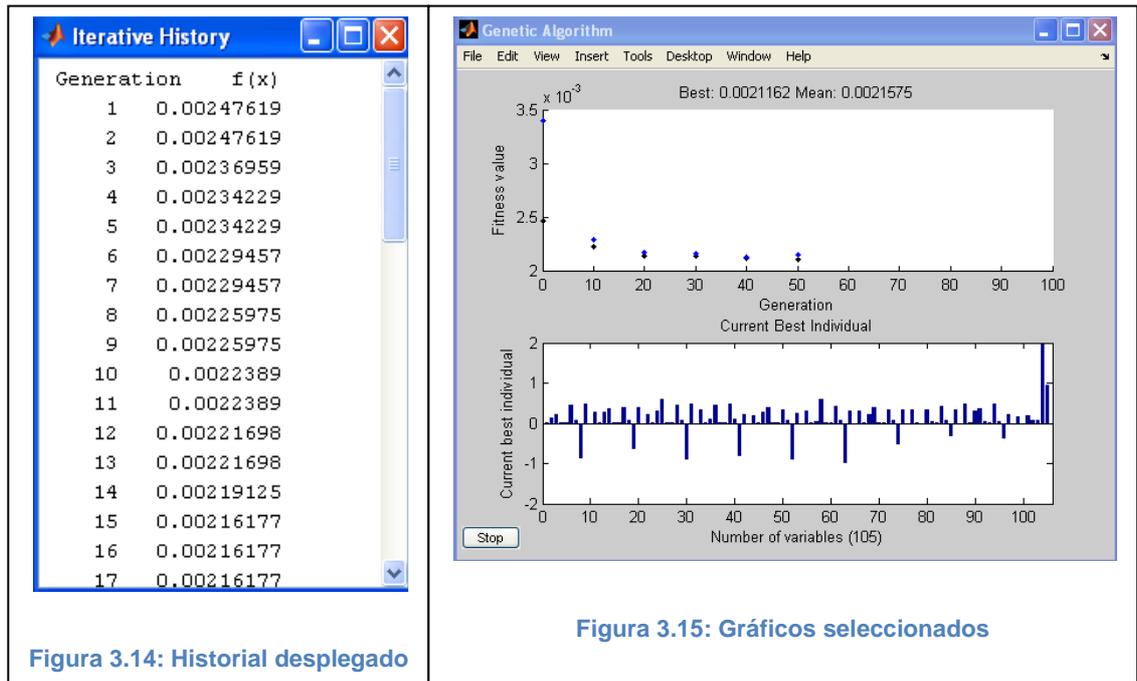
[0.022,0.3,0.6,0.03,0.03,0.5,0.1,-0.3,0.5,-0.038,0.6,  
0.022,0.3,0.6,0.03,0.03,0.5,0.1,-0.3,0.5,-0.038,0.6,  
0.022,0.3,0.6,0.03,0.03,0.5,0.1,-0.3,0.5,-0.038,0.6,  
0.022,0.3,0.6,0.03,0.03,0.5,0.1,-0.3,0.5,-0.038,0.6,  
0.022,0.3,0.6,0.03,0.03,0.5,0.1,-0.3,0.5,-0.038,0.6,  
0.022,0.3,0.6,0.03,0.03,0.5,0.1,-0.3,0.5,-0.038,0.6,  
0.022,0.3,0.6,0.03,0.03,0.5,0.1,-0.3,0.5,-0.038,0.6,  
0.022,0.3,0.6,0.03,0.03,0.5,0.1,-0.3,0.5,-0.038,0.6,  
0.022,0.3,0.6,0.03,0.03,0.5,0.1,-0.3,0.5,-0.038,0.6,0,0.2,0.08,0.08,2.5,1.5]

Una vez definido lo anterior, pasaremos al lado derecho del “toolbox”, en el cual definiremos el número de generaciones a realizar, así como el número de individuos que conformaran cada generación y los datos que queremos que se desplieguen ya sea en forma grafica o numérica.

En un principio no variaremos los parámetros de mutación, reproducción y migración, es decir que usaremos los que propone “Matlab” y conforme se vayan obteniendo resultados comenzaremos a variar estos datos.

Independientemente de de variar los datos mencionados en el párrafo anterior, todas las generaciones estarán conformadas por 200 individuos (21000 datos) y se realizaran 1000 generaciones antes de poder detener el algoritmo y poder conocer el individuo seleccionado. Además, seleccionaremos la opción de desplegar el historial a fin de que podamos observar cual va siendo la evolución de nuestros individuos, ver figura 3.14.

En cuestión de gráficos solo nos interesaremos en dos de ellos de los once posibles, esto es porque los datos que nos interesan pueden ser apreciados en las dos graficas seleccionadas, y además entre menos gráficos se seleccionen, mayor memoria disponible tendrá la computadora para realizar las operaciones matemáticas. Los gráficos seleccionados son “Best fitness” y “Best Individual” ver figura 3.15. La frecuencia de ploteo será cada 10 iteraciones a fin de no saturar el grafico y poder apreciar las tendencias.



Cada uno de los proceso evolutivos con las características planteadas anteriormente tiene una duración de aproximadamente 12 horas, al término de las cuales se pueden recuperar los 105 datos que definen a la pala completa.

### 3.7 Datos correspondientes a los individuos seleccionados

La primera pala que obtuvimos fue evolucionada en función de los coeficientes aerodinámicos obtenidos en el paquete de análisis Fluent, mientras que la segunda pala que se obtuvo se evolucionó en función de los coeficientes aerodinámicos obtenidos con X-foil. Además de esta diferencia, no existe alguna otra variación en el proceso de evolución, es decir que, al término de este capítulo tendremos dos individuos que surgen de dos bases de datos distintas, lo cual nos dará la pauta para posteriormente poder comparar la confiabilidad de los dos paquetes empleados en el capítulo 2 en función de los resultados obtenidos.

### 3.7.1 Obtención del primer individuo

Después de haber evaluado distintas configuraciones, el primer individuo seleccionado está definido por los siguientes 105 datos:

```
[0.0133  0.2949  0.6000  0.0287  0.0075  0.3323  0.0564 -1.0940  0.4989 -0.0455  0.1516
0.0169  0.2988  0.5984  0.0300  0.0127  0.3355  0.0536 -1.0908  0.5000 -0.0446  0.1516
0.0111  0.2982  0.5983  0.0285  0.0064  0.3337  0.0517 -1.0952  0.5000 -0.0445  0.1653
0.0112  0.2982  0.5987  0.0300  0.0066  0.3328  0.0559 -1.0984  0.5000 -0.0412  0.1512
0.0140  0.3000  0.6000  0.0300  0.0027  0.3319  0.0507 -1.0965  0.4984 -0.0425  0.1516
0.0140  0.3000  0.5981  0.0300  0.0038  0.3348  0.0551 -0.5939  0.5000 -0.0441  0.1507
0.0126  0.3000  0.6000  0.0300  0.0042  0.3376  0.0503 -0.5946  0.5000 -0.0436  0.1513
0.0142  0.3000  0.2866  0.0287  0.0026  0.3328  0.0523 -0.5934  0.5000 -0.0437  0.1507
0.0127  0.3000  0.2863  0.0300  0.0027  0.3347  0.0537 -0.5946  0.5000 -0.0438  0.1566
-0.1405  0.2000  0.0800  0.0701  1.2556  0.5038]
```

En donde los primeros 99 definen la geometría de cada uno de los perfiles empleados, los siguientes 4 definen la longitud de cada una de las cuerdas y los últimos dos los ángulos de paso de cada una de las estaciones. En la figura 3.16 se muestra la pala obtenida, mientras que en la tabla 3.2 tenemos las cuerdas y los ángulos de paso de cada una de las estaciones.

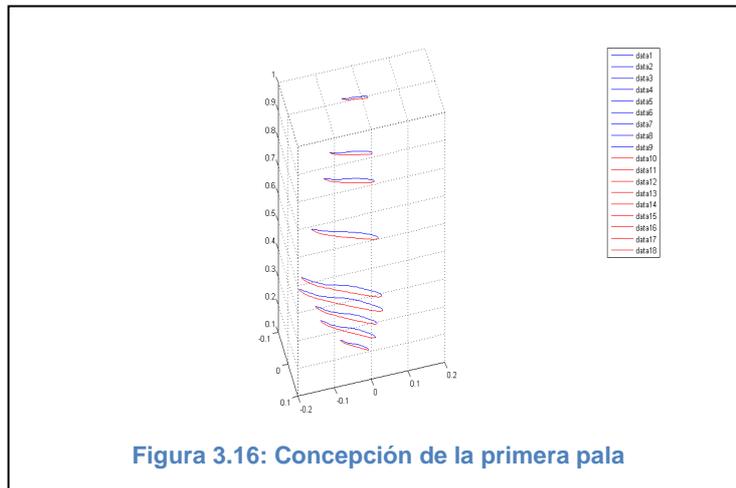


Figura 3.16: Concepción de la primera pala

Tabla 3.2: Parámetros de las estaciones que definen la pala 1

Estación	x	Cuerda	Angulo de paso
1	0.1	0.0800	34.1027
2	0.15	0.1516	32.4011
3	0.2	0.1684	30.7418

4	0.25	0.2282	29.1238
5	0.3	0.2176	27.5460
6	0.5	0.1755	21.6178
7	0.7	0.1333	16.2577
8	0.8	0.1122	13.7736
9	1	0.0701	9.1654

En este caso las bases de coeficientes usadas fueron las siguientes:

Matriz del coeficiente  $a_0$

1.5499281e-001 1.4443286e-001 1.3217062e-001 1.2771545e-001 1.1677000e-001  
 1.0447244e-001 1.1519416e-001 1.3217062e-001 1.3975119e-001 1.5808638e-001  
 1.1871944e-001 1.2561752e-001 1.3217062e-001 1.3550877e-001 1.4073365e-001  
 9.5545250e-002 1.1369194e-001 1.3217062e-001 1.5047563e-001 1.7688561e-001  
 1.3520484e-001 1.3381219e-001 1.3217062e-001 1.3412053e-001 1.2740581e-001  
 1.3196812e-001 1.4066972e-001 1.3217062e-001 1.3350075e-001 1.3447171e-001  
 1.4262458e-001 1.3889919e-001 1.3217062e-001 1.0513501e-001 1.1223082e-001  
 1.3463229e-001 1.3378418e-001 1.3217062e-001 1.3103971e-001 1.2343277e-001  
 1.2503198e-001 1.3907184e-001 1.3217062e-001 1.2855813e-001 1.2029102e-001  
 1.5192717e-001 1.3936032e-001 1.3217062e-001 1.2890382e-001 1.2301557e-001  
 1.5250050e-001 1.3642840e-001 1.3217062e-001 1.2629832e-001 1.2096462e-001

Matriz del coeficiente  $Cd_0$

3.1609483e-001 2.1742033e-001 8.3464462e-002 8.6367885e-002 9.4830402e-002  
 7.4776617e-002 1.2232299e-001 8.3464462e-002 1.5448921e-001 3.1622613e-001  
 9.5473386e-002 9.7401305e-002 8.3464462e-002 1.3282234e-001 2.4439766e-001  
 5.0996906e-002 7.8742568e-002 8.3464462e-002 2.1051554e-001 3.6576257e-001  
 1.4182235e-001 1.3162034e-001 8.3464462e-002 1.2533031e-001 1.0460356e-001  
 1.1251378e-001 1.1795561e-001 8.3464462e-002 3.0719024e-001 1.2503529e-001  
 1.4853613e-001 1.4075679e-001 8.3464462e-002 7.8771764e-002 8.4271237e-002  
 1.1281213e-001 1.2422556e-001 8.3464462e-002 1.9285312e-001 1.1841940e-001  
 7.5140445e-002 2.1825753e-001 8.3464462e-002 1.0033220e-001 9.8251128e-002  
 2.0246288e-001 1.4726472e-001 8.3464462e-002 2.3651184e-001 2.5382772e-001  
 2.0449926e-001 1.3397899e-001 8.3464462e-002 9.3226142e-002 8.1310965e-002

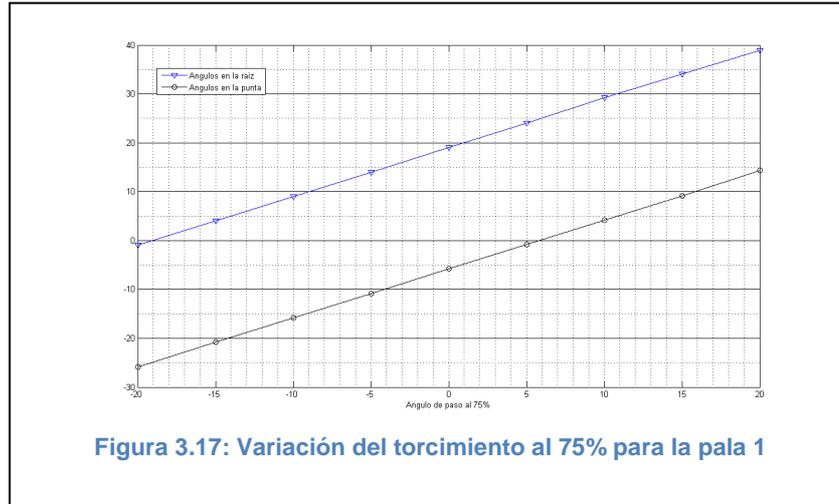
### Matriz del coeficiente $k$

7.8123801e-001	4.4938188e-001	1.1624678e-001	1.4138480e-001	1.2134516e-001
7.4694795e-002	1.6411032e-001	1.1624678e-001	3.0646191e-001	8.3208663e-001
1.3639051e-001	1.4913416e-001	1.1624678e-001	2.4487607e-001	5.1810110e-001
4.7811449e-002	1.0454006e-001	1.1624678e-001	4.4420322e-001	1.0751764e+000
2.5393086e-001	2.3212296e-001	1.1624678e-001	2.2479056e-001	1.5885374e-001
1.8245927e-001	2.0435555e-001	1.1624678e-001	5.7465606e-001	2.2868176e-001
2.8425332e-001	2.6568923e-001	1.1624678e-001	8.5226235e-002	1.0477369e-001
2.0054560e-001	2.2015128e-001	1.1624678e-001	3.4376077e-001	1.7712586e-001
1.1842060e-001	4.4976143e-001	1.1624678e-001	1.6630036e-001	1.3693780e-001
4.6433895e-001	2.6108571e-001	1.1624678e-001	4.7674772e-001	4.9386952e-001
4.7048895e-001	2.2615259e-001	1.1624678e-001	1.4669827e-001	1.1938752e-001

Es evidente destacar que la pala obtenida muestra perfiles tipo *réflex*, lo cual es algo muy raro en el diseño de aerogeneradores, por lo que debemos poner una especial atención en este fenómeno para entender si es benéfico o definitivamente afecta el funcionamiento de nuestro aerogenerador.

Es importante remarcar que uno de los parámetros de diseño empleados en esta evolución fue definir el valor del ángulo de paso al 75% de la longitud de la pala, lo cual provoca una variación en el torcimiento de la misma. Para poder evaluar si el ángulo empleado al 75% de la longitud tiene alguna influencia directa en la geometría del individuo decidimos realizar nueve palas variando solamente el valor del ángulo de paso en esa posición. La variación realizada fue de -20 a 20 grados, es decir que repetimos el proceso de evolución mostrado anteriormente cambiando solo un parámetro en cada una de ellas.

Los resultados obtenidos de este experimento fueron los mostrados en la figura 3.17 en donde se muestran los valores del ángulo de paso de la raíz y punta de cada uno de los 9 individuos generados, observando que la diferencia entre estos dos ángulos para cada uno de los individuos es casi idéntica, con lo cual podemos concluir que el parámetro impuesto, correspondiente al valor del ángulo de paso al 75% de la longitud de la pala no influye de forma directa en el desempeño de la pala, ya que la secuencia de los ángulos obtenida es la misma, solo que aumentada o disminuida en aproximadamente 5 grados.



### 3.7.2 Obtención del segundo individuo

Los 105 parámetros que definen al segundo individuo obtenido son los siguientes:

[0.0158 -0.0358 0.2887 0.0277 0.0002 0.3411 0.0782 -0.5974 0.5000 -0.0433 0.3215  
 0.0164 -0.0488 0.2861 0.0285 0.0002 0.3314 0.0786 -0.5990 0.2209 -0.0442 0.3233  
 0.0154 -0.0413 0.2900 0.0300 0.0043 0.3322 0.0774 -0.6005 0.5000 -0.0423 0.3251  
 0.0176 -0.0402 0.2881 0.0300 0.0074 0.3326 0.0776 -0.5956 0.2211 -0.0433 0.3219  
 0.0179 -0.0369 0.2863 0.0300 0.0033 0.3368 0.0775 -0.5996 0.2218 -0.0438 0.3261  
 0.0181 -0.0477 0.2898 -0.0014 0.0028 0.3316 0.0748 -0.5964 0.5000 -0.0438 0.3225  
 0.0151 -0.0442 0.2861 0.0003 0.0025 0.3329 0.0773 -0.5948 0.2219 -0.0438 0.3272  
 0.0151 -0.0462 0.2863 0.0035 0.0057 0.3324 0.0771 -0.5967 0.2210 -0.0437 0.3233  
 0.0167 -0.0459 0.2878 -0.0027 0.0052 0.3335 0.0776 -0.5966 0.2216 -0.0439 0.3239  
 -0.1405 0.1586 0.0784 0.0702 1.2518 0.5043]

La pala obtenida gráficamente se muestra en la figura 3.18, mientras que, tanto los ángulos de paso, como las cuerdas que se tienen en cada una de las estaciones son presentadas en la tabla 3.3

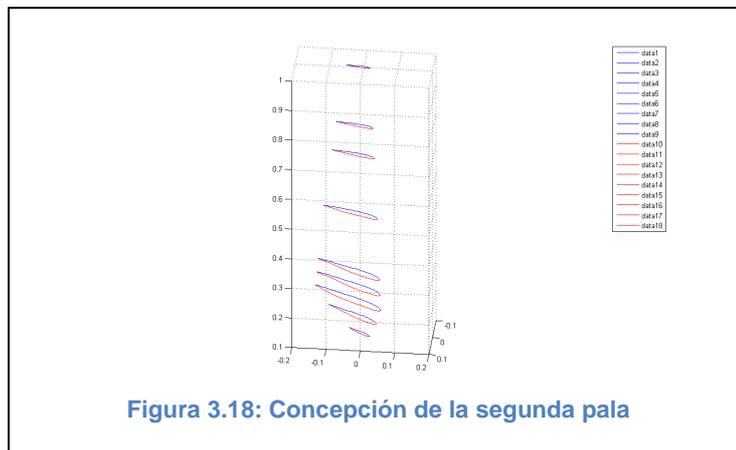


Tabla 3.3: Parámetros que definen las estaciones de la pala 2

Estación	x	Cuerda	Angulo de paso
1	0.1	0.0784	34.1027
2	0.15	0.1767	32.4011
3	0.2	0.2388	30.7418
4	0.25	0.2283	29.1238
5	0.3	0.2177	27.5460
6	0.5	0.1756	21.6178
7	0.7	0.1334	16.2577
8	0.8	0.1123	13.7736
9	1	0.0702	9.1654

A continuación se presentan las bases de datos de los coeficientes empleados:

Matriz del coeficiente  $a_0$

1.0708173e-002 9.5662500e-003 7.6505285e-003 5.0494164e-003 3.3997629e-003  
 4.8339031e-003 4.7594708e-003 7.6505285e-003 5.9659769e-003 6.8430933e-003  
 5.0169967e-003 5.1939799e-003 7.6505285e-003 5.9018933e-003 6.0709720e-003  
 4.4349174e-003 4.9241937e-003 7.6505285e-003 6.3214034e-003 7.1286275e-003  
 6.9534985e-003 6.4046181e-003 7.6505285e-003 5.5903954e-003 3.8040228e-003  
 5.7897208e-003 5.7845827e-003 7.6505285e-003 4.2553960e-003 5.6070630e-003  
 5.0885435e-003 5.2785871e-003 7.6505285e-003 5.6816993e-003 5.6888563e-003  
 5.6226400e-003 5.7149333e-003 7.6505285e-003 5.2511391e-003 4.1149630e-003  
 5.0663399e-003 6.0105069e-003 7.6505285e-003 5.2997199e-003 4.9174491e-003  
 6.7168573e-003 6.7091724e-003 7.6505285e-003 4.9166790e-003 4.3938142e-003  
 6.9033748e-003 6.3446236e-003 7.6505285e-003 5.1260504e-003 4.8297152e-003

Matriz del coeficiente  $Cd_0$

4.8223276e-003 5.3400345e-003 5.7405935e-003 1.0267938e-002 1.0557965e-002  
 1.1297848e-002 1.0326923e-002 5.7405935e-003 1.0249831e-002 1.0381903e-002  
 1.0364966e-002 1.0564777e-002 5.7405935e-003 1.0182618e-002 1.0629024e-002  
 9.2508847e-003 9.9001568e-003 5.7405935e-003 1.1216133e-002 1.0747834e-002  
 1.0026547e-002 1.0322198e-002 5.7405935e-003 1.0255412e-002 9.8227678e-003  
 1.0271823e-002 1.0067071e-002 5.7405935e-003 1.0998927e-002 9.6977996e-003  
 1.0679729e-002 1.0379750e-002 5.7405935e-003 1.0706172e-002 1.0525457e-002  
 1.0097787e-002 1.0090993e-002 5.7405935e-003 9.0367987e-003 1.0886237e-002  
 1.0282380e-002 1.0021373e-002 5.7405935e-003 1.0379445e-002 9.9297436e-003  
 1.1308867e-002 9.8694262e-003 5.7405935e-003 9.9637302e-003 1.0057135e-002  
 1.0709989e-002 1.0241807e-002 5.7405935e-003 1.0334241e-002 1.0195321e-002

### Matriz del coeficiente $k$

8.4954174e-006	1.1280731e-005	1.2247037e-005	3.2571636e-005	1.9491626e-005
3.4619232e-005	2.8778630e-005	1.2247037e-005	3.9526171e-005	5.0061635e-005
3.3784438e-005	3.6247109e-005	1.2247037e-005	3.7955430e-005	4.3893837e-005
2.6839906e-005	3.1848142e-005	1.2247037e-005	4.7197778e-005	4.0220096e-005
4.4101678e-005	4.3021075e-005	1.2247037e-005	3.7255980e-005	2.2174581e-005
4.5349502e-005	4.3242999e-005	1.2247037e-005	2.5457253e-005	3.2629454e-005
3.4219112e-005	3.3364734e-005	1.2247037e-005	4.2298578e-005	4.1936804e-005
3.5597248e-005	3.5857237e-005	1.2247037e-005	2.5558804e-005	2.5291382e-005
3.2687977e-005	3.7789697e-005	1.2247037e-005	3.5508786e-005	3.0174742e-005
5.8522291e-005	4.1072874e-005	1.2247037e-005	2.8965670e-005	2.6062029e-005
5.1295036e-005	4.2598902e-005	1.2247037e-005	3.3519303e-005	3.0387351e-005

En este caso la geometría de los perfiles que definen cada una de las estaciones no es parecida a la obtenida en el individuo anterior, por lo que podemos decir que la evolución esta críticamente a expensas de las bases de datos con las cuales se crea el mismo, por lo que un mal cálculo de coeficientes aerodinámicos puede llevar al fracaso del método de diseño, hablando estrictamente de rendimiento.

Finalmente mostraremos, como se hizo en el apartado anterior, la variación del ángulo de paso al 75% de la longitud de la pala, para verificar que este parámetro no intervenga en la eficiencia de la pala.

En la figura 3.19 podemos apreciar que la variación entre los ángulos de paso de la raíz y la punta se mantienen casi constantes aun cuando se varia el valor del ángulo de paso al 75% de la longitud de la pala, con lo que podemos concluir que este parámetro de diseño no intervendrá en la eficiencia de la pala.

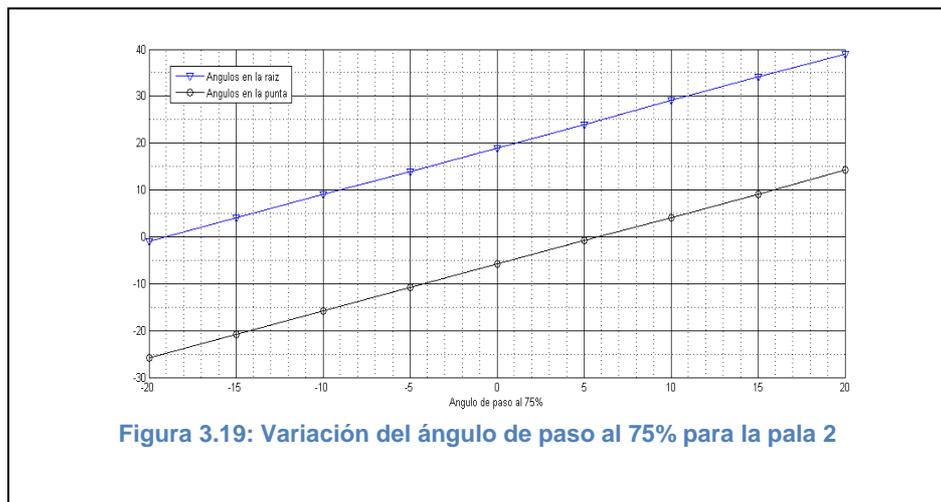


Figura 3.19: Variación del ángulo de paso al 75% para la pala 2

## 4 MODELADO Y ANALISIS DE LAS PALAS

En este capítulo se realizara el modelado y el análisis de las palas optimizadas por el método de los algoritmos genéticos. El modelado se realizó en el paquete de diseño asistido por computadora Gambit en su versión 2.3.16, posteriormente el mallado y la definición de condiciones de frontera necesarias para el análisis en CFD fueron hechas en el mismo paquete, ya que la compatibilidad del mismo con el paquete de análisis es muy buena. El siguiente paso, se realiza en el paquete de Dinámica de Fluidos Computacional Fluent, apoyándonos de un artículo publicado en el año 2005 por el Departamento de Ingeniería Mecánica de la Universidad de Cagliari en Italia [13], en donde se muestra un estudio realizado a un aerogenerador, el cual permite obtener las curvas de potencia que provee el mismo en función de la velocidad en la punta de la pala ( $\lambda$ ). Este estudio nos permitirá poder determinar cuál es la velocidad más conveniente de giro así como el ángulo de paso mas optimo para poder extraer la mayor cantidad de energía del viento. Cabe destacar que este mismo estudio se presenta en la tesis de maestría del Ingeniero Rafael Medina Noguerón, en la cual nos hemos basado para poder obtener las curvas de potencia correspondientes a nuestras turbinas de viento.

El análisis que realizaremos consta de variar el ángulo de paso de cada una de las palas de -20 hasta 5 grados, variando las revoluciones por minuto de 0 hasta que el coeficiente de momentos sea negativo, ya que un momento positivo es el que impulsa nuestra pala en el sentido correcto para poder generar electricidad. La velocidad del viento se mantendrá constante en 6m/s, lo cual no es lo más recomendable, ya que podríamos encontrar un funcionamiento mucho mas optimo a una velocidad del viento diferente, pero en este caso debido a los tiempos tan cortos para realizar el trabajo nos limitaremos a dejar la velocidad constante, con la intención de que se aprecie el método empleado y en un futuro pueda ser reproducido para poder predecir el funcionamiento de una turbina de viento a condiciones previamente determinadas.

### 4.1 Modelado en CAD

En este apartado mostraremos el modelado de las palas obtenidas en la evolución realizada en el capitulo anterior. El paquete empleado para el modelado fue Gambit

2.3.16, el cual, gracias a su interfaz de comandos nos ha permitido modelar las palas para cada una de las diferentes situaciones que se analizaran.

En la figura 4.1 podemos apreciar la primera pala, que corresponde a la optimización realizada en base a los cálculos aerodinámicos realizados el paquete de análisis Fluent, en donde la figura 4.1 (a) nos muestra la pala solida, mientras que en la figura (b) podemos apreciar los contornos de la misma, pudiendo apreciar la forma de los perfiles.

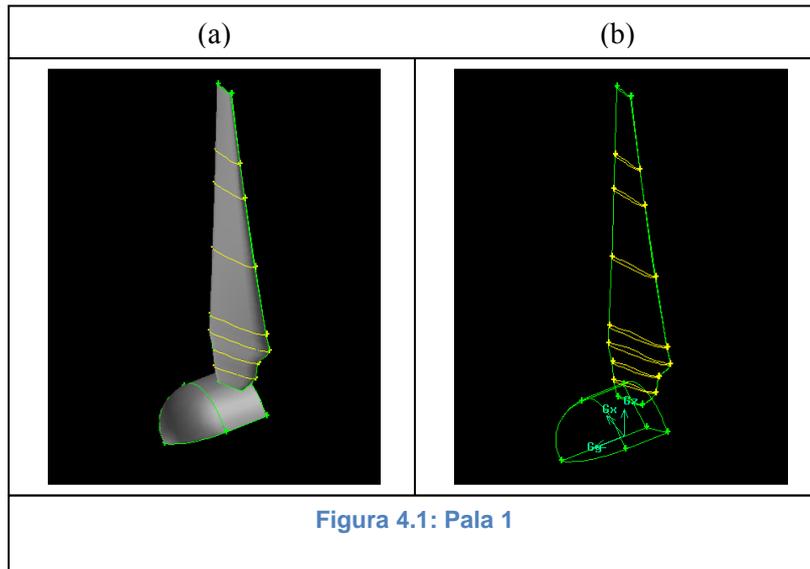
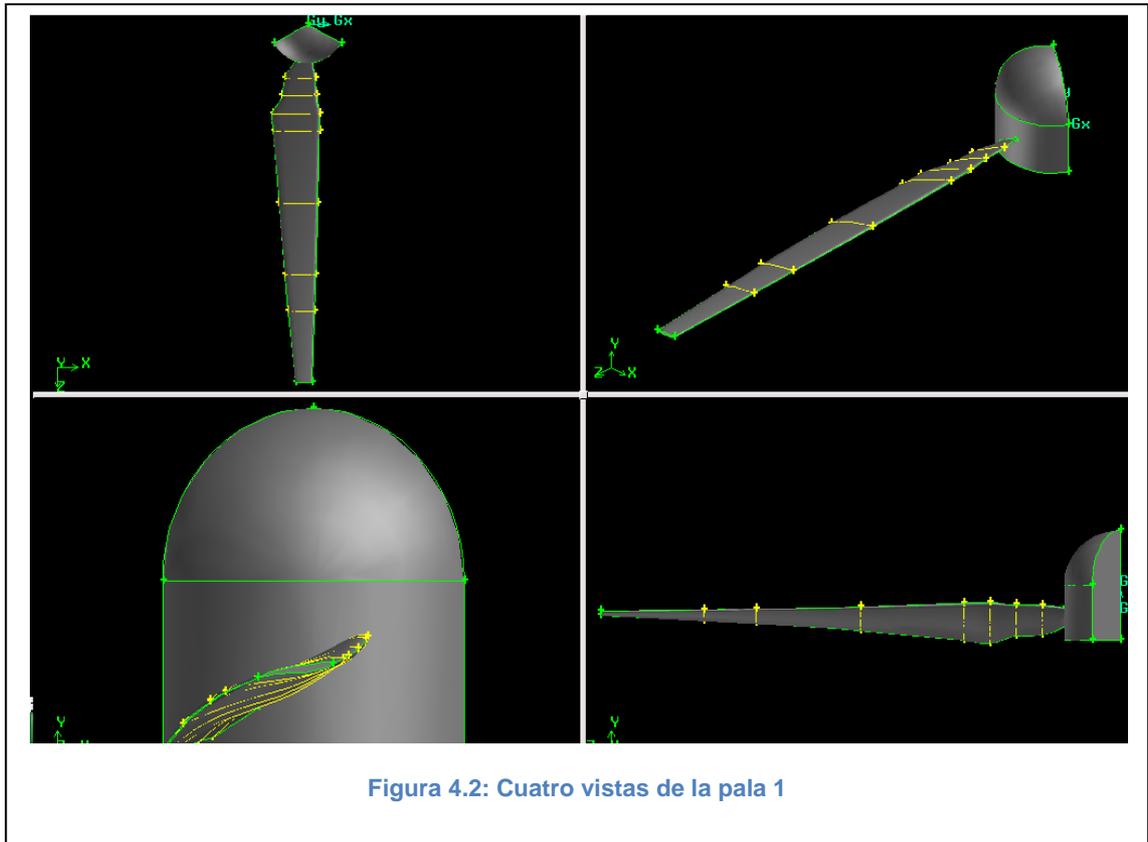


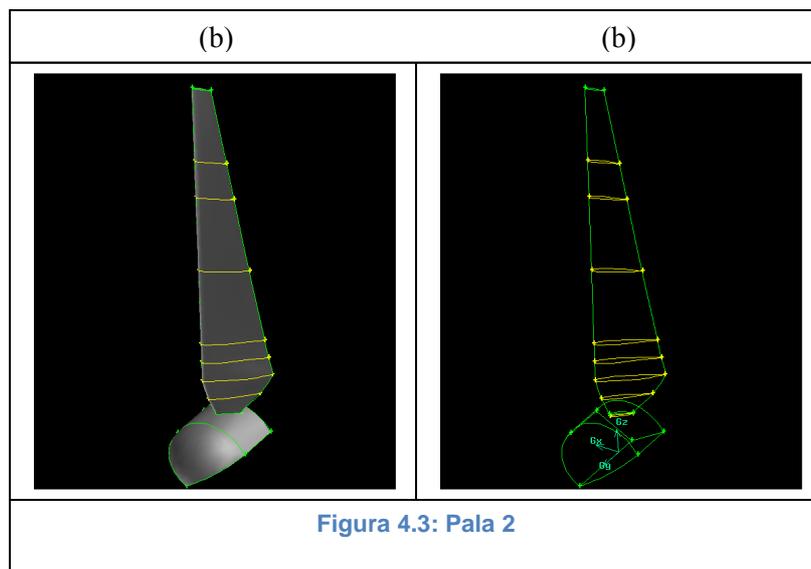
Figura 4.1: Pala 1

Es importante mencionar que solo se modela una de las palas y su correspondiente parte del spinner, ya que en el análisis se usaran condiciones de periodicidad, con lo cual podremos tener la simulación del aerogenerador completo. El spinner que se muestra ha sido propuesto y de igual forma está respaldado en [11].

En la figura 4.2 podemos apreciar en cuatro vistas la pala modelada, con la intención de que se pueda apreciar su geometría y pueda ser comparada visualmente con la segunda pala que modelaremos.



En la figura 4.3 se muestra el modelado de la segunda pala, la cual fue concebida a partir de las bases de datos surgidas del paquete X-foil. En esta geometría se puede apreciar que la forma de los perfiles es completamente distinta a la primera pala obtenida.



De la misma forma en la figura 4.4 podemos apreciar las cuatro vistas de la segunda pala, con la intención de poder apreciar de mejor forma su geometría.

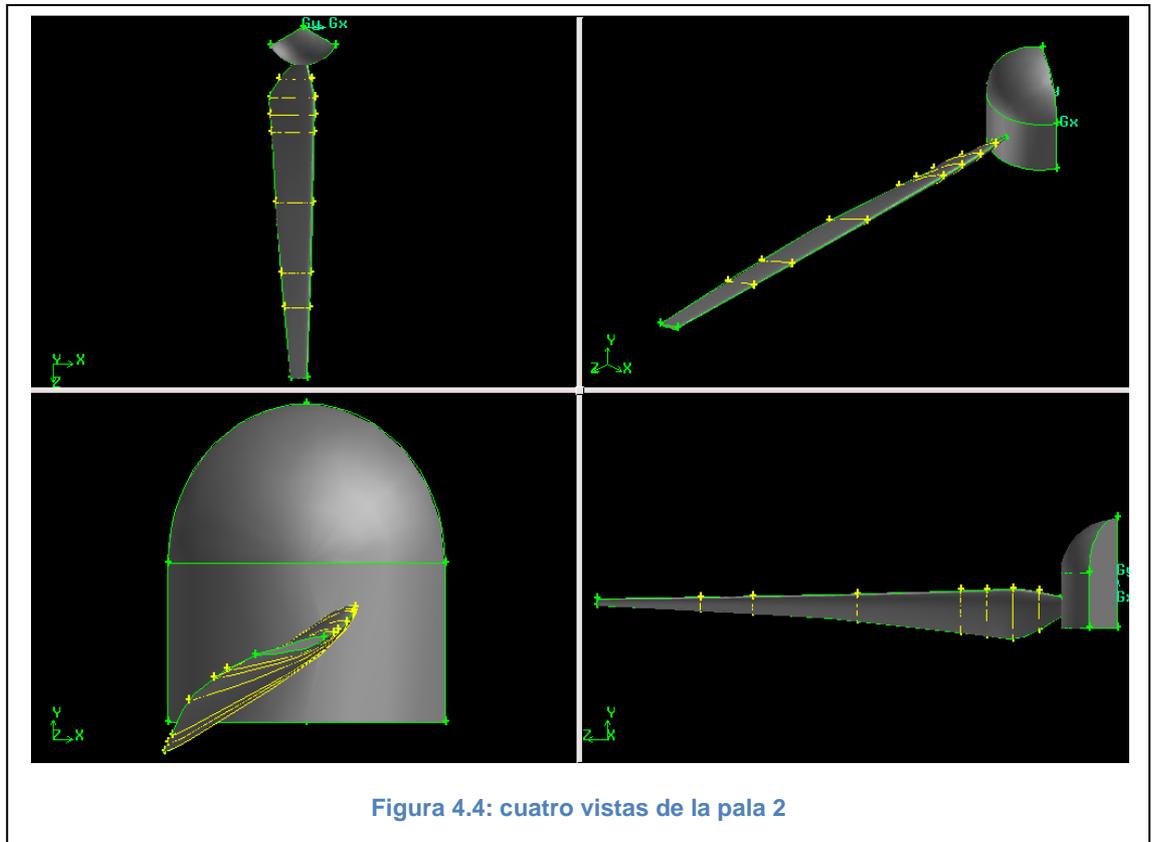


Figura 4.4: cuatro vistas de la pala 2

## 4.2 Mallado de la pala y definición de las condiciones de frontera

En esta sección presentamos el mallado de las palas obtenidas y modeladas en los apartados posteriores, de tal forma que, al término de la misma estaremos listos para dar paso a la simulación en CFD.

Lo primero que se hizo, fue calcular el tamaño de elemento más pequeño que podemos obtener. La metodología para obtener este cálculo se muestra en el capítulo 2, de tal forma que en el primer caso (Pala 1) para un Reynolds de  $4.9e5$  y una cuerda media de  $0.1486m$  obtenemos que el tamaño del elemento más pequeño es de  $0.0004m$ . Para el segundo caso (Pala 2) considerando un Reynolds de  $5.2e5$  y una cuerda media de  $0.1590m$  obtenemos que el tamaño del elemento más pequeño es de

0.0004m. El tamaño de elementos que acabamos de encontrar será el tamaño que se usara sobre el mallado de los bordes que definen la pala.

Enseguida procedimos dimensionar el volumen de control, con la forma geométrica adecuada. Esto se encuentra detallado en [14], en donde se establece que tendremos dos volúmenes. En el primero de ellos se sustraerá la geometría de la pala y se le darán las condiciones de periodicidad de tal forma que en el análisis pueda considerarse que el fluido dentro de ese volumen está girando. El segundo volumen es mucho más grande y tiene contenido al primero, en este caso debemos cuidar hacer el enlace entre las caras que están en contacto entre ambos volúmenes y ligar las caras que serán periódicas.

De esta forma una vez modelada toda la geometría, es decir, la pala y el volumen de control procedemos con el mallado. En la figura 4.5 (a) podemos apreciar el volumen de control.

Primero debemos mallar la pala junto con el spinner, como se muestra en la figura 4.5 (b), en donde podemos apreciar que la malla es densa en las cercanías de los bordes, pero conforme se aleja comienza a crecer.

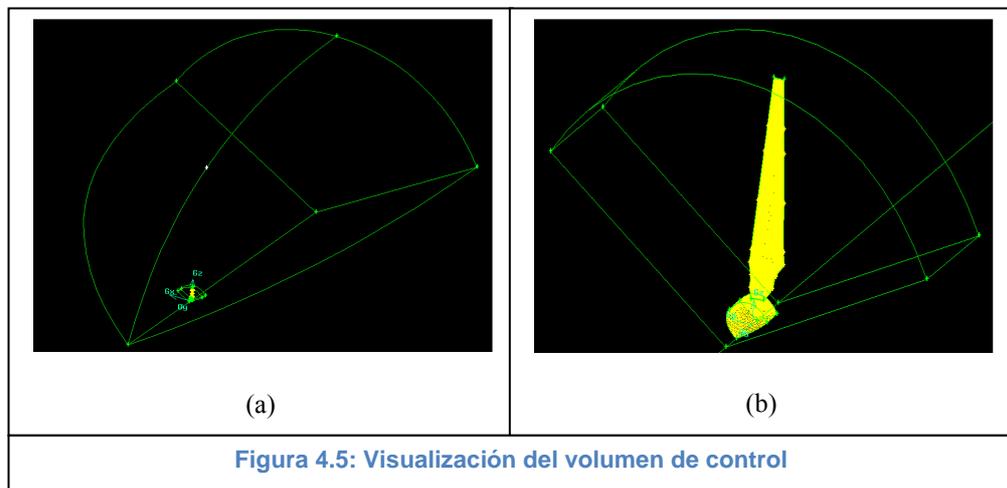
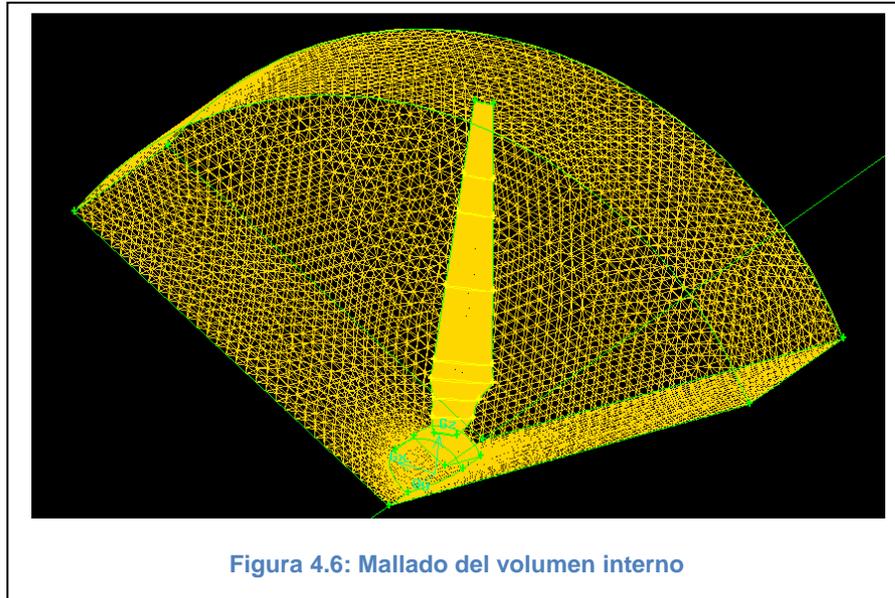
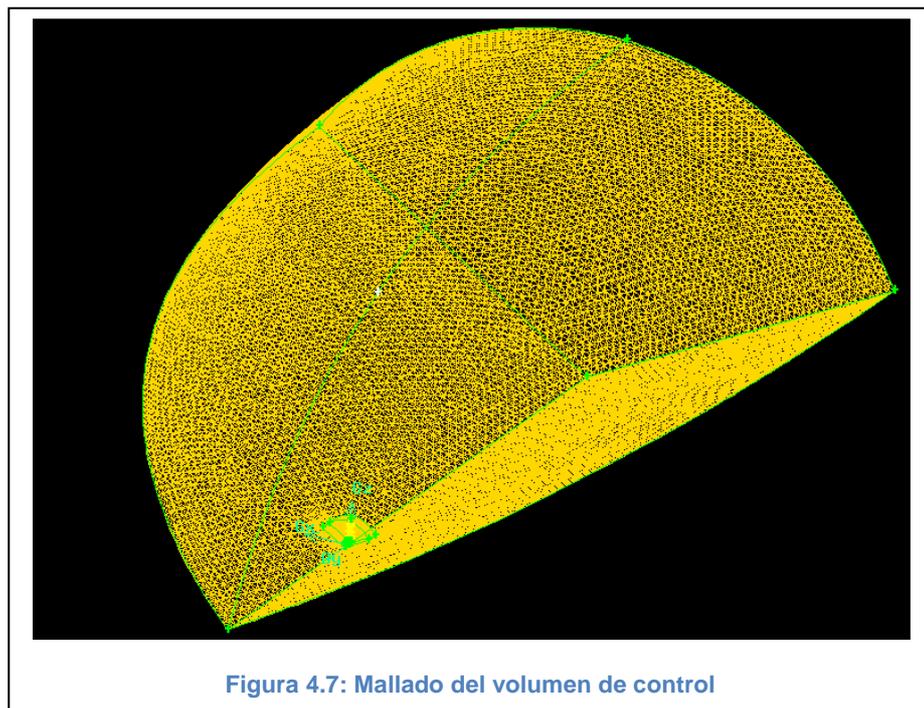


Figura 4.5: Visualización del volumen de control

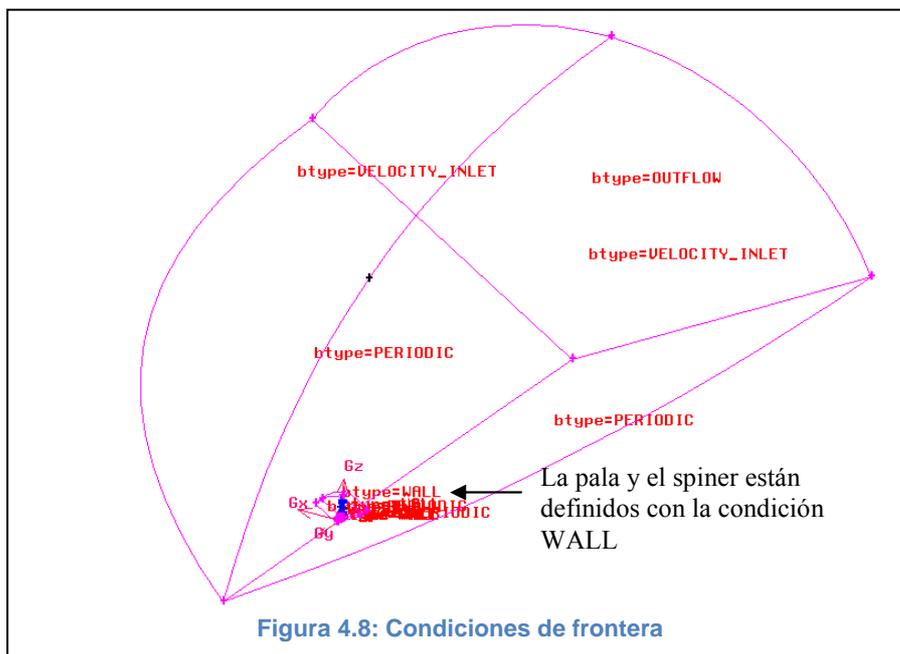
Una vez mallada la pala y el spinner debemos mallar el volumen interno, teniendo en cuenta que la malla debe ser hecha en base al mallado que tenemos en la cara de la pala. El volumen debe quedar como se muestra en la figura 4.6



Enseguida se realizó el mallado del volumen completo, para ello primero se mallaron las líneas que conforman al volumen, definiendo en ello el tamaño máximo que tendrá la malla en toda la geometría. Posterior al mallado de líneas se procede a hacer el mallado del volumen. El mallado obtenido se muestra en la figura 4.7.



Finalmente se definieron las condiciones de frontera que se usaran para el análisis. Las condiciones usadas son de tipo “pared” para la pala y el spiner, de tipo “velocidad de entrada” para toda la parte del techo del volumen de control y de tipo “salida de flujo” para la pared de salida del volumen de control. Refiriéndonos al interior del volumen, debemos definir dos fluidos diferentes, el primero es el que está contenido en el volumen pequeño, el cual se pondrá a girar en el análisis debido a la perturbación del giro de la turbina de viento, mientras que el segundo fluido definido dentro del volumen grande seguirá la dirección  $-x$  para impactar al aerogenerador. En la figura 4.8 se observan las condiciones de frontera empleadas.



Hasta este punto, la malla está lista para poder ser evaluada mediante CFD, lo cual será desarrollado en el siguiente apartado.

### 4.3 Análisis de la pala usando CFD

A continuación presentamos el procedimiento realizado en el paquete de análisis Fluent para la simulación del funcionamiento de nuestro aerogenerador. El procedimiento está basado en una técnica expresada en [13] y se puede apreciar de mejor forma en [14] ya que se presenta una aplicación a diferentes velocidades de viento.

El procedimiento seguido se cita a continuación:

- Se carga la malla y se realiza un chequeo.
- Se reordena el dominio.
- Se define el modelo de viscosidad.
- Se definen las condiciones de frontera.
  - Para el fluido del volumen interno, es decir, el volumen que contienen a la pala, debemos usar la opción de “Moving Reference Frame” dando la velocidad de giro.
  - Para el fluido del volumen de control debemos cuidar que sea estático.
  - En la frontera declarada como “velocidad de entrada” debemos definir la velocidad del viento mediante la opción magnitud y dirección.
  - Las fronteras declaradas como “periódicas”, deben definirse como rotacionales.
- Se inicializa en función de la frontera definida como “velocidad de entrada”
- Se definen los monitores y residuales
- Se colocan los valores de referencia
- Se realizan las iteraciones
- Se pide un reporte de momentos

En nuestro caso usamos un modelo de viscosidad “K-épsilon” y fuimos variando las revoluciones desde cero de cincuenta en cincuenta, hasta que el torque era negativo. Los residuales fueron dejados en  $10^{-3}$  lo cual es aceptable ya que la mayoría de los casos se estabilizaron de forma rápida.

Los resultados pueden ser observados de forma grafica, como contorno de presiones, además de que podemos ver las perturbaciones en el fluido empleando la opción de la visualización en forma vectorial.

Es sumamente importante entender que el análisis solo entrega el torque generado por una pala, por lo que si estamos hablando de una turbina de viento de 3 palas, debemos multiplicar por tres nuestros resultados.

En la figura 4.9 se muestra el contorno de presiones presentes en nuestro aerogenerador, mientras que en la figura 4.10 tenemos la distribución vectorial de velocidades en el aerogenerador. En ambos casos podemos apreciar que las partes que están sometidas a un esfuerzo mayor son las puntas ya que en ellas es

en donde se presenta la mayor velocidad y son las que permiten que el aerogenerador arranque. De esta manera, en la figura 4.11 se muestra un acercamiento de la punta de una de las palas, con la finalidad de poder apreciar su distribución de velocidades.

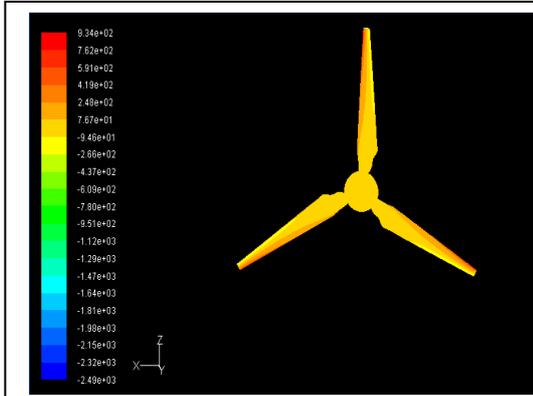


Figura 4.9: Campo de presiones

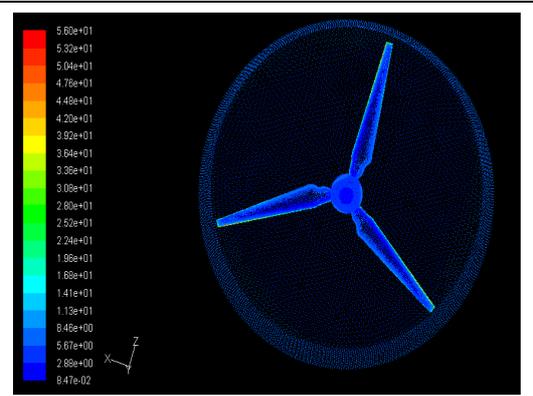


Figura 4.10: Campo de velocidades

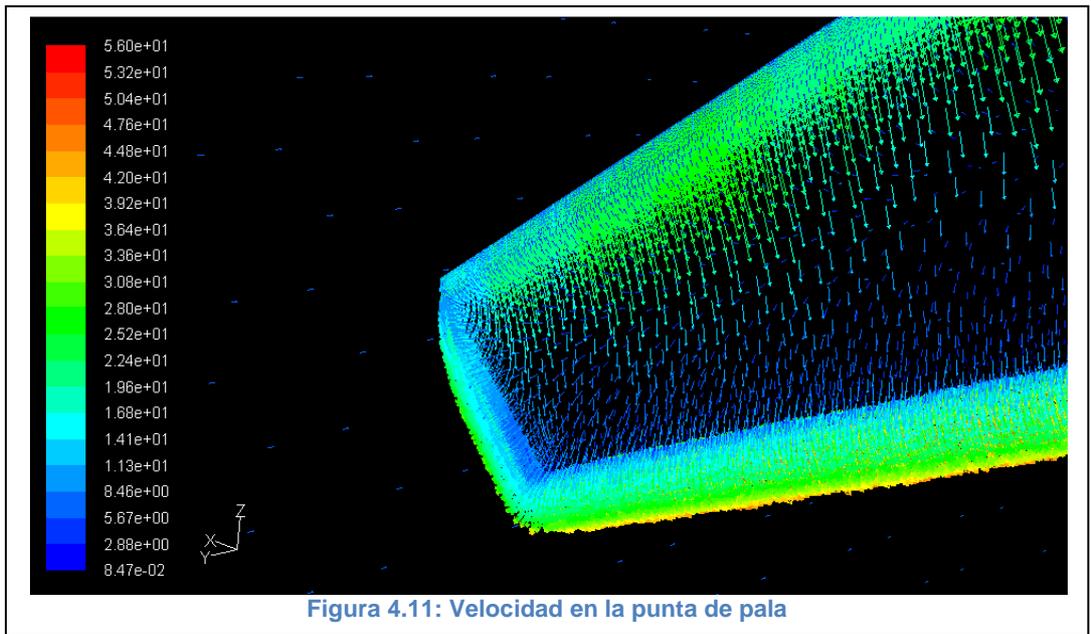


Figura 4.11: Velocidad en la punta de pala

De esta forma concluye el análisis de la pala y del conjunto que conforma al aerogenerador. Con los resultados obtenidos de torque podremos hacer las interpretaciones de cuál es el mejor ángulo de paso para cada una de las turbinas de viento que se diseñaron, ya que este análisis será realizado indistintamente para ambas variando en cada caso las revoluciones y el ángulo antes mencionado.

## 4.4 Comparativa de resultados

En este apartado usaremos todos los resultados obtenidos en el estudio anterior, ya que el objetivo que tenemos en este momento es de saber cuál es la potencia que entregan nuestros aerogeneradores con cada uno de los ángulos de paso que se evaluaron, para así poder determinar cuál es el ángulo más óptimo para cada uno de ellos.

Las condiciones con las que se realizaron los estudios han sido mencionadas anteriormente, pero para que estemos claros en los resultados los enunciamos a continuación:

- Velocidad del viento= 6m/s
- Rango de variación en el ángulo de paso: de -20 a 5 grados
- Rango de variación de las revoluciones por minuto: desde cero, de cincuenta en cincuenta hasta obtener un par negativo.

Los resultados obtenidos del estudio anterior se muestran a continuación:

Para la primera pala, es decir, la pala creada a partir de los coeficientes obtenidos en Fluent tenemos los siguientes datos:

Tabla 4.1: simulación a -20 grados para la pala 1

RPM	Q	Cq
0	0.1993	0.0006
50	-0.2780	-0.00093

Tabla 4.2: simulación a -15 grados para la pala 1

RPM	Q	Cq
0	0.6973	0.0023
50	0.4003	0.00134
100	0.9049	0.00304
150	0.9839	0.0033
200	0.1166	0.000059184
250	-0.1766	-0.0039

Tabla 4.3: simulación a -10 grados para la pala 1

RPM	Q	Cq
0	0.6967	0.002340
50	0.3991	0.002746

100	0.734529	0.002467
150	0.96617	0.003245
200	0.07696	0.0002585
250	-1.3007	-0.004369

Tabla 4.4: simulación a -5 grados para la pala 1

RPM	Q	Cq
0	1.6300	0.0054
50	1.61738	0.00533
100	2.21339	0.007435
150	0.34043	0.001143
200	-2.8107	-0.009442

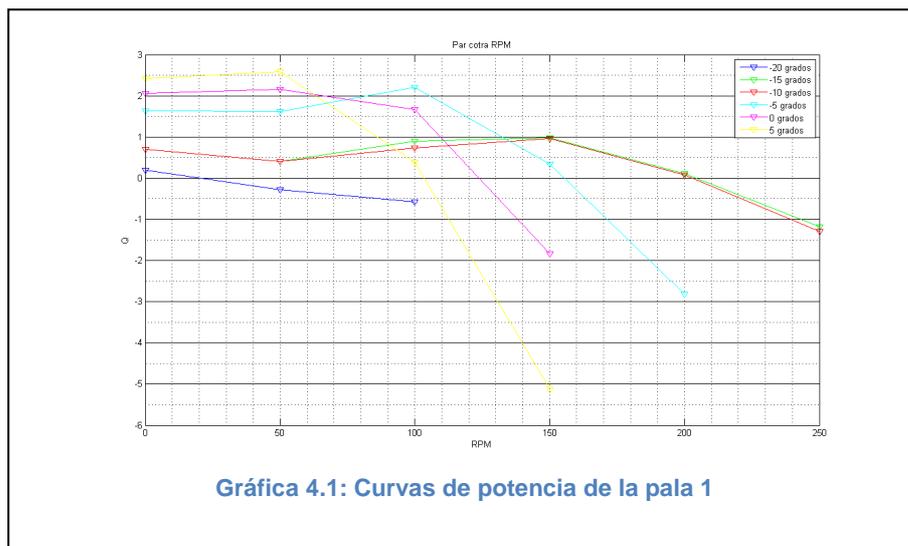
Tabla 4.5: simulación a 0 grados para la pala 1

RPM	Q	Cq
0	2.064	0.006935
50	2.1579	0.007249
100	1.6613	0.005580
150	-1.8388	0.006177

Tabla 4.6: simulación a 5 grados para la pala 1

RPM	Q	Cq
0	2.4210	0.01795
50	2.5832	0.008667
100	0.3832	0.00128
150	-5.1241	-0.0172

Graficando los resultados obtenemos la siguiente grafica 4.1:



En este tipo de grafica podemos apreciar el valor máximo de RPM que puede entregar el aerogenerador dado un ángulo de paso, este valor esta dado por la intersección de

la curva con el eje de valor cero, ya que si el aerogenerador se llegara a acelerar mas, tendríamos un torque negativo y entonces se comenzaría a frenar, contrariamente a que antes de llegar a ese punto nuestro aerogenerador siempre se está acelerando hasta llegar al punto de máximas rpm.

Ahora bien si hablamos en términos de potencia, para obtener la potencia que entrega el aerogenerador debemos integrar las curvas desde cero hasta el valor de RPM que se tiene en el momento de la intersección con el eje cero. Para ello emplearemos en Matlab el método del trapecio, de tal forma que la potencia queda expresada de la siguiente forma:

$$P = 3 \int_{\omega_0}^{\omega_1} Q d\omega$$

Donde  $\omega$  es la velocidad angular de la pala y el factor 3 es debido al número de palas del aerogenerador.

Si tenemos la potencia que nos arroja el aerogenerador y queremos obtener su rendimiento debemos obtener la energía disponible en el viento en cada una de los casos evaluados. La energía disponible esta expresada de la siguiente manera:

$$P_{aire} = \frac{1}{2} \rho V^3 \omega$$

y entonces el rendimiento esta dado entre la potencia obtenida por el aerogenerador dividida entre la potencia disponible en el aire.

$$\eta = \frac{P}{P_{aire}}$$

Entonces los resultados obtenidos se muestran en la tabla 4.7

**Tabla 4.7: Concentrado de resultados para la pala 1**

Angulo de paso en grados	Potencia producida	Rendimiento
-20	0.6534	0.000698
-15	42.7136	0.0457
-10	39.0938	0.0418
-5	75.9382	0.0812
0	69.3477	0.0742
5	62.8104	0.0672

En este caso vemos que el ángulo de paso más eficiente para las palas del primer aerogenerador es de -5 grados.

Aun considerando la máxima eficiencia de nuestra turbina de viento, vemos que se encuentra muy por debajo de los rendimientos estándar para aerogeneradores de tres palas de media potencia [12]. Lo cual significa que las bases de datos empleadas en este individuo no corresponden a cálculos confiables o bien que el método empleado para la interpolación de coeficientes no ha sido la mas adecuada. De cualquier manera nos reservamos el beneficio de no emitir un juicio hasta poder evaluar al individuo experimentalmente, lo cual formara parte de los trabajos a futuro.

Para la segunda pala, es decir, la pala diseñada a partir de los coeficientes aerodinámicos obtenidos en X-foil, realizaremos la misma dinámica, por lo tanto a continuación presentamos los resultados obtenidos del estudio anterior.

**Tabla 4.8: simulación a -20 grados para la pala 2**

RPM	Q	Cq
0	0.8373	0.0028
50	0.9194	0.0030
100	2.4529	0.0082
150	2.6721	0.008591
200	2.2065	0.007412
250	2.7840	0.0093
300	0.9889	0.0033
350	-2.2506	-0.007560

**Tabla 4.9: simulación a -15 grados para la pala 2**

RPM	Q	Cq
0	1.4	0.0047
50	1.725	0.0057
100	3.659	0.01229
150	3.66	0.01230
200	2.818	0.009468
250	1.4456	0.004856
300	0.06475	0.00021
350	-3.464	-0.01163

**Tabla 4.10: simulación a -10 grados para la pala 2**

RPM	Q	Cq
0	1.9064	0.0064
50	2.5170	0.00845
100	4.20	0.01411
150	3.4175	0.01148

200	2.2179	0.007561
250	-0.6194	-0.00281

Tabla 4.11: simulación a -5 grados para la pala 2

RPM	Q	Cq
0	2.3967	0.00805
50	3.3286	0.01118
100	4.0184	0.01349
150	1.7692	0.005943
200	-0.1813	-0.0039

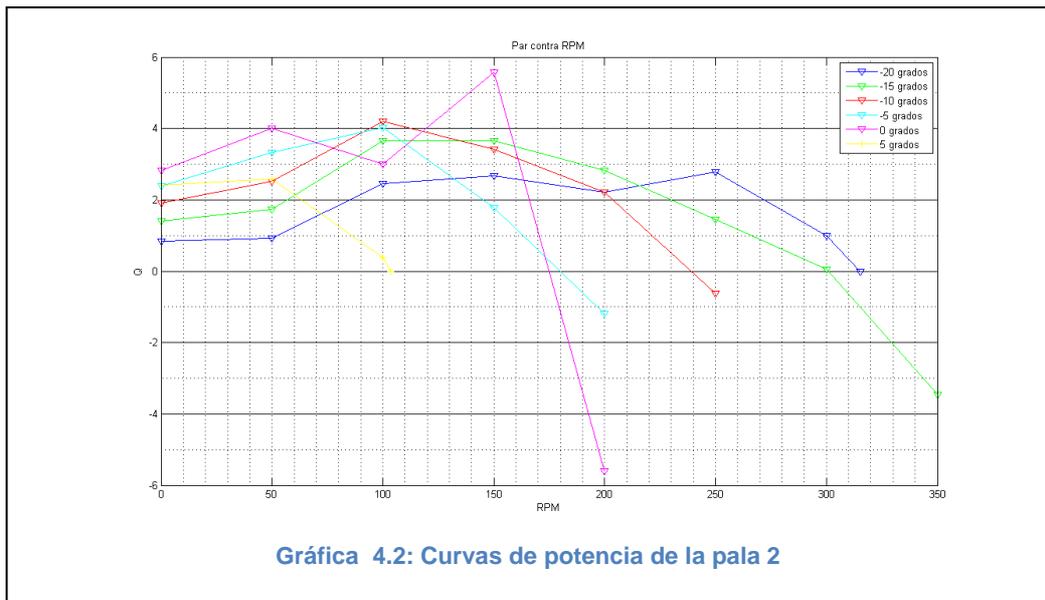
Tabla 4.12: simulación a 0 grados para la pala 2

RPM	Q	Cq
0	2.8264	0.009499
50	4	0.01343
100	3.0099	0.01011
150	5.5811	0.01874
200	-5.5877	-0.001991

Tabla 4.13: simulación a 5 grados para la pala 2

RPM	Q	Cq
0	3.6983	0.01242
50	4.1749	0.014025
100	1.3415	0.004506
150	-4.061	-0.01364

Una vez presentados los resultados, los presentamos en la siguiente grafica:



En base a los resultados obtenidos, calculamos la potencia entregada por el aerogenerador conformado con este tipo de pala y obtenemos su rendimiento. En la tabla 4.2 se muestran esos datos.

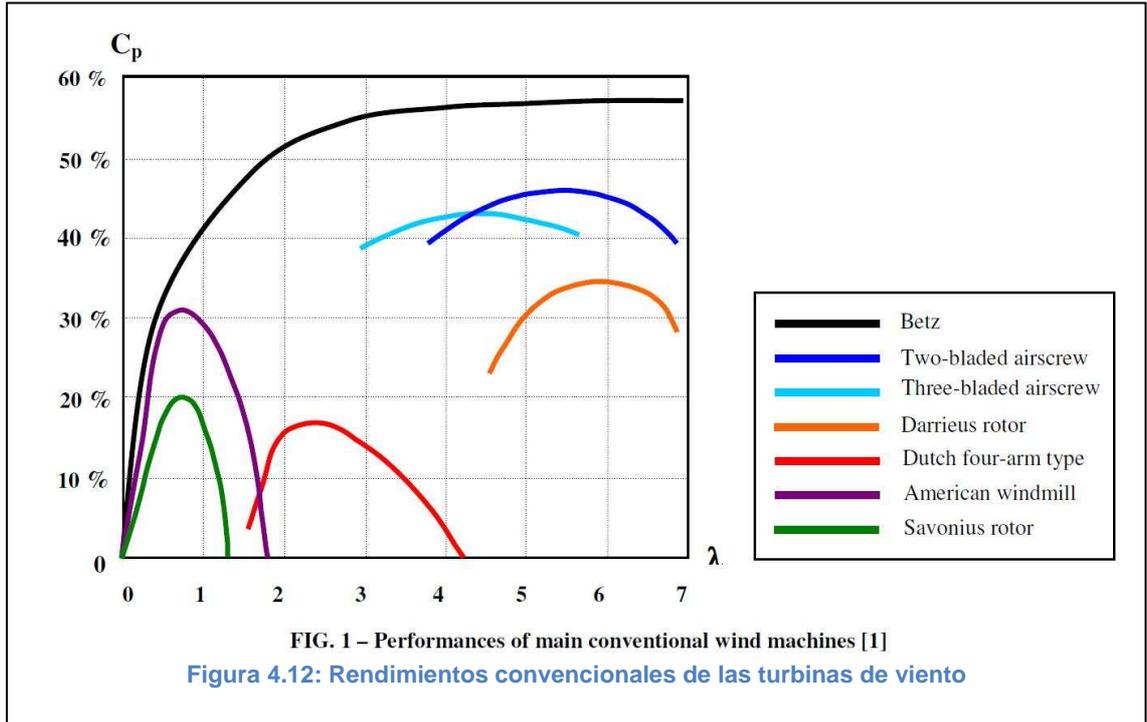
**Tabla 4.14: Concentrado de resultados para la pala 2**

Angulo de paso en grados	Potencia producida	Rendimiento
-20	190.049	0.2032
-15	220.5538	0.2358
-10	205.2007	0.2194
-5	156.4573	0.1673
0	198.047	0.2118
5	107.7575	0.1152

En este caso podemos apreciar que el ángulo más óptimo es de -15 grados para las condiciones previamente definidas. En esta ocasión estamos obteniendo una eficiencia mucho mejor que la anterior, pero aun seguimos estando por debajo de lo que se esperaba. De esta forma, como se menciona anteriormente, no emitiremos ningún juicio hasta poder evaluar experimentalmente a los individuos.

En base a lo anterior, podemos observar en la figura 4.14 que los aerogeneradores de 3 palas tienen una eficiencia promedio de entre el 40% y el 50%, teniendo en cuenta que su mejor punto está localizado al momento en que la velocidad en la punta de la pala oscila entre 4 y 4.5.

En nuestro caso, para la primera pala la máxima eficiencia correspondería a una velocidad en la punta de la pala de  $\lambda = \frac{n\pi D}{V} = \frac{2.59\pi(3)}{6} = 4.068$  lo cual está dentro del rango presentado en la figura 4.14. Para nuestra segunda pala, en su punto más óptimo tenemos una velocidad en la punta de la pala de  $\lambda = \frac{n\pi D}{V} = \frac{5.0153\pi(3)}{6} = 7.878$ , lo cual nos indica que con respecto a las graficas de eficiencia presentadas, el valor de la velocidad en la punta está muy elevada con respecto a los valores óptimos que se muestran., factor que puede estar influyendo en los resultados de eficiencia obtenidos.



Con estos resultados concluimos el cuarto capítulo, entendiendo que a continuación se presentan las conclusiones generales del trabajo, dando pauta a la realización de diversos trabajos que podrían servir como complemento al que en esta ocasión estamos presentando.

## CONCLUSIONES

Y

## TRABAJOS FUTUROS

Durante el desarrollo de este trabajo se han mostrado diversos puntos o temas que deben ser abordados en esta parte culminatoria. El orden en que los iremos poniendo en evidencia, será el mismo con el que fueron apareciendo a lo largo de la tesina, procurando concluir al respecto de cada uno de ellos, en forma concreta y proponiendo un posible trabajo a futuro con la encomienda de enriquecer el conocimiento en el campo de las turbinas de viento.

Primeramente debemos concluir que la familia de perfiles PARSEC es ideal para la realización de optimizaciones numéricas, ya que gracias a sus once parámetros de diseño nos permitió definir el espacio de fases, dando pie a la evolución mediante los algoritmos genéticos, entendiendo cuales son las consecuencias de variar cada uno de los parámetros que los conforman. Como se mencionó en un principio estos perfiles ya se han experimentado en regímenes transónicos, por lo que ahora se presentan en un régimen sub sónico, lo cual pretende que posteriormente sean evaluados en régimen supersónico o en la aplicación de otras ramas como la turbo maquinaria.

Por otro lado, es inevitable mencionar que los rendimientos obtenidos de cada uno de los rotores no son los que se esperaban, esto puede ser debido a dos factores, el primero es que el número de variaciones realizadas al perfil base no fueron suficientes, reduciéndose así el número de puntos que definen al espacio de fases, el segundo es que la interpolación realizada al momento de la evolución, no fue lo suficientemente robusta para guardar la exactitud y evitar la pérdida de información.

Ahora bien, para resolver dichos problemas sería importante definir un espacio de fases mucho más amplio, que nos permitiera un estudio más variado en cuestión de perfiles aerodinámicos. Además de establecer un método de interpolación mucho más sofisticado que el empleado en este trabajo como el que se muestra en [15] en donde se presenta la metodología empleada tanto en el diseño de experimentos como en la superficie de respuesta, demostrando su amplia eficiencia en los resultados obtenidos.

A lo largo del trabajo el objetivo más grande marcado en los alcances se cumplió satisfactoriamente, el cual fue la concepción de dos palas mediante la técnica de los algoritmos genéticos, mismas que fueron posteriormente modeladas en un paquete de diseño asistido por computadora. Este proceso ha dejado detrás la metodología que

debe ser empleada para realizar un trabajo de dicha naturaleza, puntualizando que la sencillez en la interfaz del “toolbox” de Matlab, así como su ligereza al momento de realizar la optimización nos ha permitido realizar la evolución en un periodo corto y en equipos convencionales de computo, por lo que se vuelve una herramienta potencial en trabajos de optimización y de diseño que son regidos por ecuaciones que pueden ser maximizadas o minimizadas.

Otro aspecto fundamental en nuestro trabajo, fue la definición del ángulo de paso mas optimo para cada una de las palas, ya que este tipo de predicciones era imposible realizarlas de otra forma que no fuera la vía experimental. Con lo anterior no se está diciendo que la simulación en CFD pueda dar un resultado superior al que se obtendría mediante la experimentación, peor aún, ni siquiera podríamos decir que se acerque a su exactitud, pero lo que es una realidad, es que aclara el escenario sobre el cual se están desarrollando los trabajos, permitiendo una mejor toma de decisiones. De esta manera, sería fundamental que en un futuro se realizaran las pruebas experimentales a las dos geometrías obtenidas en este trabajo, con la finalidad de poder corroborar los resultados presentados en esta tesina y de esta manera poder concluir sobre la metodología propuesta y las bases de datos que las respaldan.

Finalmente, debemos mencionar que por razones de tiempo, el estudio realizado para definir el ángulo de paso mas optimo fue hecho a una sola velocidad de viento, por lo que resulta insuficiente para fines prácticos, ya que el viento nunca mantiene una velocidad constante y además no sabemos si nuestros rotores se encuentran en su punto más optimo en función de la velocidad que los impacta, por lo que es conveniente poder realizar en un futuro la continuación de dicho estudio con la finalidad de poder predecir el ángulo mas optimo para diferentes velocidades de viento y de esta manera poder pensar en un aerogenerador de paso variable que se acople de la mejor manera a las condiciones ambientales.

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] Hansen, Martin O.L. 2008, **Aerodynamics of wind turbines**, segunda edición, Sterling, Earthscan.
- [2] Abbott, Herbert y Albert E. Von Doenhoff. 1959, "Families of wing sections". **Theory of wing section**, New York, Dover Publications.
- [3] Sobieczky, Helmut. 1998, **Parametric airfoils and wings**, K. Fujii, G. S. Dulikravich (Ed.): Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 68, Vieweg Verlag, pag. 71-88.
- [4] Kazuhisa Chiba; Shigeru Obayashi y Kazuhiro Nakahashi. 2005, **High-Fidelity Multidisciplinary Design Optimization of Aerostructural Wing Shape for Regional Jet**, American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper -5080.
- [5] Hájek, J , 2005, **Parameterization of Airfoils and Its Application in Aerodynamic Optimization**, WDS'07 Proceedings of Contributed Papers, Part I, pag. 233-240.
- [6] Rodríguez Román, Carlos. 2005, **Análisis de los "Modelos Combinados" en la Teoría y el Diseño de Hélices**, Nota Técnica a la Academia de Aerodinámica
- [7] González Avila, María Eugenia; Alfredo Ortega Rubio; Luis Felipe Beltrán Morales y Enrique Troyo Diéguez. **Potencial de aprovechamiento de la energía eólica para la generación de energía eléctrica en zonas rurales de México**, Revista de ciencia y tecnología de América, ISSN 0378-1844, Vol. 31, N°. 4, 2006 , pags. 240-245.
- [8] Sigmon Kermit, Timothy A. Davis. 2002, **Matlab Primer**, sexta edición, Chapman & Hall.
- [9] Sivanandam S. N. 2008, **Introduction to Genetic Algorithms**, primera edición, Springer [10] Burton Tony, Sharpe David; Jenkins Nick. 2001, **Wind Energy Handbook**, primera edición, John Wiley & Sons, ISBN 0471 489972
- [11] Sathyajith Mathew. 2006, **Wind energy: Fundamentals, Resource Analysis and Economics**, Primera edición, Springer
- [12] Manwell J.F, McGowan J.G. 2002, **Wind Energy Explained: Theory, Design and Application**, segunda edición, Jhon Wiley and Sons.
- [13] Mandas, Carcangiu; Cambulli. 2005, **The economy of large scale wind turbines**, Power Generation Fluent News, páginas 18 y 19

[14] Rafael Medina Noguerón. 2010, **Calculo de la pala(Ehecamani) de un aerogenerador**. Tesis de maestría.

[15] Yi Weilin, Huang Hongyan y Han wanjin Han. 2006, **Design optimization of transonic compressor rotor using CFD and genetic algorithm**. Proceedings of GT2006 ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air, Mayo 8-11, Barcelona España.

[16] Versteeg H. K. y Malalasekera W. 1995. **An introduction to computational fluid dynamics The finite volumen method**. Longman Scientific & Technical, Tercera avenida, New York, Estados Unidos.

## RELACIÓN DE FIGURAS, TABLAS Y GRAFICAS

FIGURA 1.1: PERFIL PARSEC-11 .....	11
FIGURA 1.2 PERFIL NACA 2412 .....	20
FIGURA 1.3: PERFIL PARSEC .....	20
FIGURA 1.4: SUPERPOSICIÓN DE LOS PERFILES NACA 2412 Y PARSEC .....	21
FIGURA 2.1: PERFIL BASE .....	23
<b>TABLA 2.1: VARIACIÓN DE LOS PARÁMETROS PARSEC</b> .....	24
FIGURA 2.1A: PERFIL BASE A 0 GRADOS .....	29
FIGURA 2.2: PERFIL CON UN BORDE DE ATAQUE DE -5 GRADOS .....	29
FIGURA 2.3: VISUALIZACIÓN DEL VOLUMEN DE CONTROL .....	30
FIGURA 2.4: VISUALIZACIÓN DE LA MALLA .....	31
<b>TABLA 2.2</b> .....	32
FIGURA 2.5 .....	32
<b>GRÁFICA 2.1: RESIDUOS</b> .....	34
<b>GRÁFICA 2.2: COEFICIENTE DE ARRASTRE</b> .....	34
<b>GRÁFICA 2.3: COEFICIENTE DE LEVANTAMIENTO</b> .....	34
<b>GRÁFICA 2.5: COEFICIENTE DE RESISTENCIA AL AVANCE</b> .....	35
<b>GRÁFICA 2.4: COEFICIENTE DE LEVANTAMIENTO</b> .....	35
<b>GRÁFICA 2.6: COMPARACIÓN DE LA POLAR OBTENIDA CON LAS PRESENTADAS POR ABBOT</b>	36
<b>GRÁFICA 2.7: POLARES CORRESPONDIENTES AL PRIMER PARÁMETRO - CASO 1</b> .....	36
<b>GRÁFICA 2.8: POLARES CORRESPONDIENTES AL SEGUNDO PARÁMETRO - CASO 1</b> .....	37
<b>GRÁFICA 2.9: POLARES CORRESPONDIENTES AL TERCER PARÁMETRO - CASO 1</b> .....	37
<b>GRÁFICA 2.10: POLARES CORRESPONDIENTES AL CUARTO PARÁMETRO - CASO 1</b> .....	37
<b>GRÁFICA 2.11: POLARES CORRESPONDIENTES AL QUINTO PARÁMETRO - CASO 1</b> .....	38
<b>GRÁFICA 2.12: POLARES CORRESPONDIENTES AL SEXTO PARÁMETRO - CASO 1</b> .....	38
<b>GRÁFICA 2.13: POLARES CORRESPONDIENTES AL SÉPTIMO PARÁMETRO - CASO 1</b> .....	38
<b>GRÁFICA 2.14: POLARES CORRESPONDIENTES AL OCTAVO PARÁMETRO - CASO 1</b> .....	39
<b>GRÁFICA 2.15: POLARES CORRESPONDIENTES AL NOVENO PARÁMETRO - CASO 1</b> .....	39
<b>GRÁFICA 2.16: POLARES CORRESPONDIENTES AL DÉCIMO PARÁMETRO - CASO 1</b> .....	39
<b>GRÁFICA 2.17: POLARES CORRESPONDIENTES AL ONCEAVO PARÁMETRO - CASO 1</b> .....	40
FIGURA 2.6: INTERFACE DE X-FOIL .....	41
FIGURA 2.7: PARÁMETROS USADOS EN X-FOIL .....	41
<b>TABLA 2.3: CONCENTRADO DE DATOS ARROJADO POR X-FOIL</b> .....	42
FIGURA 2.8: CURVAS OBTENIDAS EN X-FOIL .....	42
<b>GRÁFICA 2.18: COMPARACIÓN DE LA POLAR OBTENIDA CON LAS PRESENTADAS POR ABBOT</b> .....	43
<b>GRÁFICA 2.19: POLARES CORRESPONDIENTES AL PRIMER PARÁMETRO – CASO 2</b> .....	43
<b>GRÁFICA 2.20: POLARES CORRESPONDIENTES AL SEGUNDO PARÁMETRO – CASO 2</b> .....	44
<b>GRÁFICA 2.21: POLARES CORRESPONDIENTES AL TERCERO PARÁMETRO – CASO 2</b> .....	44
<b>GRÁFICA 2.22: POLARES CORRESPONDIENTES AL CUARTO PARÁMETRO – CASO 2</b> .....	44
<b>GRÁFICA 2.23: POLARES CORRESPONDIENTES AL QUINTO PARÁMETRO – CASO 2</b> .....	45
<b>GRÁFICA 2.24: POLARES CORRESPONDIENTES AL SEXTO PARÁMETRO – CASO 2</b> .....	45
<b>GRÁFICA 2.25: POLARES CORRESPONDIENTES AL SÉPTIMO PARÁMETRO – CASO 2</b> .....	45
<b>GRÁFICA 2.26: POLARES CORRESPONDIENTES AL OCTAVO PARÁMETRO – CASO 2</b> .....	46
<b>GRÁFICA 2.27: POLARES CORRESPONDIENTES AL NOVENO PARÁMETRO – CASO 2</b> .....	46
<b>GRÁFICA 2.28: POLARES CORRESPONDIENTES AL DECIMO PARÁMETRO – CASO 2</b> .....	46
<b>GRÁFICA 2.29: POLARES CORRESPONDIENTES AL ONCEAVO PARÁMETRO – CASO 2</b> .....	47
<b>GRÁFICA 2.30: COMPARATIVA DE POLARES</b> .....	47
FIGURA 3.2: CASO DE SELECCIÓN POR RANGO .....	54
FIGURA 3.1: CASO DE SELECCIÓN POR RULETA .....	54
FIGURA 3.3: INDIVIDUO VISTO COMO UN CIRCUITO .....	56
FIGURA 3.4: OPERADOR DE CRUCE BASADO EN DOS PUNTOS .....	56
FIGURA 3.5: OPERADOR DE CRUCE UNIFORME .....	57

FIGURA 3.6: ALGORITMO SEGUIDO DURANTE LA EVOLUCIÓN .....	59
FIGURA 3.7: ESQUEMA DEL MODELO RANKINE - FROUDE .....	60
FIGURA 3.8: MOMENTO ANGULAR.....	62
FIGURA 3.9: NOMENCLATURA PARA EL MODELO DEL ELEMENTO DE PALA .....	62
FIGURA 3.10: TRIANGULO DE VELOCIDADES DEL ELEMENTO DE PALA.....	63
FIGURA 3.11: DISTRIBUCIÓN DE CUERDAS .....	74
FIGURA 3.12: ALGORITMO DE LA FUNCIÓN OBJETIVO .....	74
TABLA 3.1: CONCENTRADO DE COEFICIENTES .....	75
FIGURA 3.13: INTERFACE DEL TOOLBOX DE ALGORITMOS GENÉTICOS .....	77
FIGURA 3.14: HISTORIAL DESPLEGADO.....	79
FIGURA 3.15: GRÁFICOS SELECCIONADOS .....	79
TABLA 3.2: PARÁMETROS DE LAS ESTACIONES QUE DEFINEN LA PALA 1 .....	80
FIGURA 3.16: CONCEPCIÓN DE LA PRIMERA PALA .....	80
FIGURA 3.17: VARIACIÓN DEL TORCIMIENTO AL 75% PARA LA PALA 1 .....	83
FIGURA 3.18: CONCEPCIÓN DE LA SEGUNDA PALA.....	83
TABLA 3.3: PARÁMETROS QUE DEFINEN LAS ESTACIONES DE LA PALA 2 .....	84
FIGURA 3.19: VARIACIÓN DEL ÁNGULO DE PASO AL 75% PARA LA PALA 2.....	85
FIGURA 4.1: PALA 1.....	87
FIGURA 4.2: CUATRO VISTAS DE LA PALA 1 .....	88
FIGURA 4.3: PALA 2.....	88
FIGURA 4.4: CUATRO VISTAS DE LA PALA 2.....	89
FIGURA 4.5: VISUALIZACIÓN DEL VOLUMEN DE CONTROL.....	90
FIGURA 4.6: MALLADO DEL VOLUMEN INTERNO.....	91
FIGURA 4.7: MALLADO DEL VOLUMEN DE CONTROL.....	91
FIGURA 4.8: CONDICIONES DE FRONTERA .....	92
FIGURA 4.10: CAMPO DE VELOCIDADES .....	94
FIGURA 4.9: CAMPO DE PRESIONES.....	94
FIGURA 4.11: VELOCIDAD EN LA PUNTA DE PALA .....	94
TABLA 4.1: SIMULACIÓN A -20 GRADOS PARA LA PALA 1 .....	95
TABLA 4.2: SIMULACIÓN A -15 GRADOS PARA LA PALA 1 .....	95
TABLA 4.3: SIMULACIÓN A -10 GRADOS PARA LA PALA 1 .....	95
TABLA 4.4: SIMULACIÓN A -5 GRADOS PARA LA PALA 1 .....	96
TABLA 4.5: SIMULACIÓN A 0 GRADOS PARA LA PALA 1 .....	96
TABLA 4.6: SIMULACIÓN A 5 GRADOS PARA LA PALA 1 .....	96
GRAFICA 4.1: CURVAS DE POTENCIA DE LA PALA 1 .....	96
TABLA 4.7: CONCENTRADO DE RESULTADOS PARA LA PALA 1 .....	97
TABLA 4.8: SIMULACIÓN A -20 GRADOS PARA LA PALA 2 .....	98
TABLA 4.9: SIMULACIÓN A -15 GRADOS PARA LA PALA 2 .....	98
TABLA 4.10: SIMULACIÓN A -10 GRADOS PARA LA PALA 2 .....	98
TABLA 4.11: SIMULACIÓN A -5 GRADOS PARA LA PALA 2 .....	99
TABLA 4.12: SIMULACIÓN A 0 GRADOS PARA LA PALA 2.....	99
TABLA 4.13: SIMULACIÓN A 5 GRADOS PARA LA PALA 2.....	99
GRÁFICA 4.2: CURVAS DE POTENCIA DE LA PALA 2 .....	99
TABLA 4.14: CONCENTRADO DE RESULTADOS PARA LA PALA 2.....	100
FIGURA 4.12: RENDIMIENTOS CONVENCIONALES DE LAS TURBINAS DE VIENTO .....	101

## ANEXOS 1: Función objetivo

```
%definicion de la funcion y llenado de matrices
function o=objetivo(parsec)
parsec1=reshape(parsec(1:99),11,9)';
parsec2=parsec(100:105);
%definicion de los valores de entrada
D=3;
lam=(5*D)/6;
N=3;
xm=[0.1,0.15,0.2,0.25,0.3,0.5,0.7,0.8,1];
sol=N*cuerdas(xm*D/2,parsec2(1:4))/(pi*D);
%inicio del ciclo de calculo de las velocidades inducidas
for i=1:length(xm)
    x=xm(i);
    beta=pasos(x,parsec2(5:6));
    fi=atan(1/(lam*x));
    [a0,c1,cd]=coef_aerodinamicos(parsec1(i,:),fi-beta);
    e00= 0.5*( -(sol(i)*a0/( 4*x*cos(fi) )+tan(fi) )+(
(sol(i)*a0/(4*x*cos(fi))+tan(fi) )^2 + sol(i)*a0*(fi-beta)/(x*cos(fi))
)^0.5);
    l=isreal(e00);
%condicion para el punto de arranque para encontrar los ceros de la
funcion
    if l==0

        e0=0;
    else
        e0=e00;
    end
    epsilon=fzero(@(e) fepsilon(e,x,lam,c1,cd,sol(i)),e0);
    [a0,C1,Cd]=coef_aerodinamicos(parsec1(i,:),fi-beta-epsilon);
    am(i)=calculo_a(epsilon,x,lam,C1,Cd,sol(i));
    bm(i)=calculo_b(epsilon,x,lam,C1,Cd,sol(i));
end
%evaluacion de la funcion objetivo
o=-(trapz(xm,pi/2*xm.^2.*(1-am).*bm));
```