



**Titulació** :

Grado en Ingeniería en Vehículos Aeroespaciales.

**Alumno** :

Efrain Sotelo Ferry.

**Título TFG** :

Estudio aerodinámico y optimización de perfiles flatback aplicado a aerogeneradores.

**Director del TFG** :

Pau Nualart Nieto.

**Convocatoria de entrega del TFG** :

Junio 2014  
ETSEIAT, Terrassa.

**Contenido de este volumen** :

**Documento 1. Memoria, Anexo y Presupuesto.**





[Esta página ha sido dejada en blanco intencionadamente]





# MEMORIA



# i. ÍNDICE DE CONTENIDO

i.	ÍNDICE DE CONTENIDO.....	4
ii.	LISTA DE FIGURAS.....	6
iii.	LISTA DE TABLAS.....	9
1.	OBJETO.....	11
2.	ALCANCE. ....	12
3.	REQUERIMIENTOS DEL TFG. ....	13
4.	JUSTIFICACIÓN DEL TFG.....	14
5.	FUNDAMENTOS TEÓRICOS.....	15
5.1	El Aerogenerador. ....	15
5.2	Mecánica de fluidos .....	17
5.2.1	Ecuaciones de Navier-Stokes.....	17
5.2.2	Número de Reynolds. ....	20
5.2.3	Modelos promediados de Reynolds de las ecuaciones de Navier-Stokes (RANS). ....	20
5.2.4	Modelo de turbulencia. ....	21
5.2.5	Tratamiento cercano a la superficie del perfil. ....	22
5.2.6	Coeficientes Aerodinámicos. ....	23
5.2.7	Entrada en Pérdida .....	24
6.	PERFIL AERODINÁMICO ORIGINAL. ....	25
7.	TRANSFORMACIÓN DEL PERFIL. ....	27
7.1	Cortar una porción trasera .....	27
7.2	Añadir espesor simétricamente. ....	29
7.3	Método de modificación. ....	30
7.3.1	Factor de distribución $a(x)$ . ....	31
8.	PREPARACIÓN DE LA SIMULACIÓN EN FLUENT. ....	34
8.1	Geometría. ....	34
8.2	Mallado. ....	35
8.2.1	Dependencia del número de elementos perpendiculares al perfil en la capa. ....	37



8.2.2	Dependencia del número total de elementos del mallado.....	38
8.3	Configuración de la simulación en Fluent.....	39
8.3.1	Condiciones de contorno.....	39
9.	VALIDACIÓN DE PERFILES.....	40
9.1	Comparación de resultados del perfil FX-77-W-343.....	41
9.2	Comparación de resultados del perfil DU00-W2-401.....	42
10.	ESTUDIO DE PERFILES FLATBACK SIMÉTRICOS.....	45
10.1	Flatback del perfil DU00-W2-401.....	45
10.1.1	Geometría.....	45
10.1.2	Resultados.....	46
10.2	Flatback del perfil de transición ( $t/c= 60\%$ ).....	51
10.2.1	Geometría.....	51
10.2.2	Resultados.....	51
11.	OPTIMIZACIÓN: ESTUDIO DE PERFILES FLATBACK ASIMÉTRICOS.....	55
11.1	Geometría.....	55
11.2	Resultados.....	56
12.	CONTRIBUCIÓN DEL $C_l$ Y $C_d$ EN LA AERODINÁMICA DEL ROTOR.....	60
13.	RESUMEN DE PRESUPUESTO.....	67
13.1	Presupuesto.....	67
13.1.1	Descripción de los costes del proyecto.....	67
14.	PLANIFICACIÓN Y PROGRAMACIÓN.....	68
14.1	Planificación y programación del estudio.....	68
14.2	Planificación y programación en el futuro.....	69
15.	IMPACTO MEDIOAMBIENTAL.....	71
16.	CONCLUSIÓN.....	72
17.	RECOMENDACIONES FUTURAS.....	74
18.	BIBLIOGRAFÍA.....	75

## ii. LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Esquema de una turbina eólica: 1.Suelo.2.Conexión a la red eléctrica. 3. Torre. 4.Escalera de acceso. 5.Sistema de orientación. 6.Góndola. 7.Generador. 8.Anemómetro. 9.Freno. 10. Transmisión. 11.Palas. 12.Inclinación de la pala. 13.Buje. .15	
Figura 2: Evolución del tamaño del rotor de un aerogenerador de eje horizontal durante las últimas décadas [3].	17
Figura 3: Notación del tensor de tensiones sobre una partícula.	18
Figura 4: Perfil de velocidades de una capa límite turbulenta.	22
Figura 5: Descomposición de la fuerza aerodinámica sobre el perfil.	23
Figura 6: Flujo alrededor de un perfil en pérdida, notar separación del flujo al inicio del perfil.	24
Figura 7: Posición de los perfiles más gruesos en una pala, 20% del radio de la pala desde el centro.	25
Figura 8: Perfiles originales usados en la región interna del rotor.	26
Figura 9: Cortando varias porciones traseras para obtener perfiles flatback a partir del perfil S818.	27
Figura 10: Curvatura media después de escalarlo para hacer una comparación objetiva de los cambios geométricos.	28
Figura 11: Perfiles flatback a partir del S818, con diferentes espesores del borde de salida.	29
Figura 12: Método de añadir espesor en el extradós.	30
Figura 13: Problema de transición al usar grandes espesores del borde de salida (TE=22%) , protuberancias en dichas zonas, en el perfil S818 cuyo espesor máximo es 24%.	32
Figura 14: Comparación de las distribuciones $a(x)$ , del perfil S818.	33
Figura 15: Comparación de la transición a partir del espesor máximo ( $x = 0,309$ ), del perfil S818 TE=22%.	33
Figura 16: Detalle de la malla en el borde de salida.	36
Figura 17: Malla alrededor del perfil, malla estructurada (en la superficie, estela y alrededor del círculo) y malla desestructurada (dentro del círculo).	36
Figura 18: Malla tipo O, forma circular.	37
Figura 19: Geometría de los perfiles FX-77-W-343 y DU00-W2-401.	40
Figura 20: Coeficiente de sustentación para el perfil FX-77-W-343, $Re=3e06$ .	41
Figura 21: Curva polar del perfil FX-77-W-343, $Re=3e06$ .	42
Figura 22: Coeficiente de sustentación para el perfil DU00-W2-401, $Re=3e06$ .	43

Figura 23: Coeficiente de resistencia del perfil DU00-W2-401, $Re=3e06$ .....	43
Figura 24: Distribución de velocidades, perfil DU00-W2-401 con ángulo de ataque cero, notar el desprendimiento del flujo en el intradós.....	44
Figura 25: Perfiles flatback de DU00-W2-401. ....	45
Figura 26: Coeficiente de sustentación de los perfiles flatback de DU00-W2-401, $Re=3e06$ . ....	46
Figura 27: Coeficiente de resistencia de los perfiles flatback de DU00-W2-401, $Re=3e06$ . ....	47
Figura 28: Caída de presión justo detrás del perfil, aumentando la resistencia. ....	47
Figura 29: Campo de velocidades del perfil original y su flatback $TE=14\%$ a 8 grados. Notar la separación del flujo sobre el extradós del perfil original, en cambio el flatback logra mantener adherida el flujo. ....	48
Figura 30: Eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque, del perfil original DU401 y sus perfiles flatback simétricos. ....	49
Figura 31: Comparación porcentual de la eficiencia aerodinámica de cada perfil flatback con el original DU00-W2-401-.....	50
Figura 32: Perfiles flatback de transición 60%. ....	51
Figura 33: Coeficiente de sustentación de los perfiles flatback de transición 60%, $Re=3e06$ . ....	52
Figura 34: Coeficiente de resistencia de los perfiles flatback de transición 60%, $Re=3e06$ . ....	52
Figura 35: Eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque, para el perfil TR60 y sus perfiles flatback simétricos. ....	53
Figura 36: Comparación porcentual de la eficiencia aerodinámica de cada perfil flatback con el original TR60.-.....	54
Figura 37: Perfiles flatback asimétricos del perfil DU00-W2-401, atravesadas por la cuerda. ....	56
Figura 38: Coeficiente de sustentación de los perfiles flatback asimétricos de DU00-W2-401, $Re=3e06$ . ....	57
Figura 39: Coeficiente de resistencia de los perfiles flatback asimétricos de DU00-W2-401, $Re=3e06$ . ....	57
Figura 40: Eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque, para el perfil flatback DU401 $TE=14\%$ y sus perfiles flatback asimétricos. ....	58
Figura 41: Comparación porcentual de la eficiencia aerodinámica de cada perfil flatback asimétrico con el flatback simétrico DU401 $TE=14\%$ . ....	59
Figura 42: Orientación del viento relativo $V_R$ (suma vectorial del viento y la velocidad del perfil debido a la rotación) con los coeficientes y los ángulos .....	61
Figura 43: Comparación del coeficiente de par entre DU00-W2-401 y el flatback DU-	



W2-401 TE=14% .....	61
Figura 44: Comparación del coeficiente de par entre TR60 y TR60 TE=20%. .....	64
Figura 45: Distribución de presión estática sobre el perfil DU00—W2-401 TE=14%, representa la caída de presión en la zona de vórtices justo detrás del perfil.....	66
Figura 46: Programación de las tareas principales. ....	69
Figura 47: Programación de las tareas principales futuras.....	70



### iii. LISTA DE TABLAS

Tabla 1: Perfiles aerodinámicos gruesos usados en el siguiente estudio. ....	25
Tabla 2: El ratio máximo de grosor-cuerda aumenta después del corte. ....	28
Tabla 3: Comparación de la sensibilidad al número de elementos perpendiculares a la superficie dentro de la capa estructurada, usando el perfil FX77-W-343. ....	38
Tabla 4: Comparación de la sensibilidad al número total de elementos de la malla, usando el perfil FX77-W-343. ....	38
Tabla 5: Resumen de las características importantes en el estudio de los perfiles a validar. ....	40
Tabla 6: Promedio de la variación porcentual de cada flatback con el original DU401 en el rango de operación. ....	50
Tabla 7: Promedio de la variación porcentual de cada flatback con el original TR60 en el rango de operación. ....	54
Tabla 8: Promedio de la variación porcentual de cada flatback asimétrico con el flatback simétrico DU401 TE=14% en el rango de operación. ....	59
Tabla 9: Comparación de la variación porcentual del coeficiente de par de cada flatback simétrico con el perfil original DU00-W2-401. ....	62
Tabla 10: Comparación de los coeficientes de par para el rango de operación, comparación entre DU00-W2-401 y el flatback DU00-W2-401 TE=14%. ....	63
Tabla 11: Comparación de la variación porcentual del coeficiente de par de cada flatback asimétrico del flatback DU00-W2-401 TE=14% con el perfil original. ....	63
Tabla 12: Comparación de los coeficientes de par para el rango de operación, comparación entre DU00-W2-401 y el flatback DU00-W2-401 TE=14%. Asimetría 25%. ....	63
Tabla 13: Comparación de la variación porcentual del coeficiente de par de cada flatback simétrico con el perfil original TR60. ....	65
Tabla 14: Comparación de los coeficientes de par para el rango de operación, comparación entre TR60 y el flatback TR60 TE=20%. ....	65
Tabla 15: Balance de los costes del proyecto. ....	67
Tabla 16 Descomposición de las tareas del estudio y su tiempo de dedicación. ....	68
Tabla 17: Descomposición de las tareas del futuro estudio y su tiempo de dedicación. .	70



[Esta página ha sido dejada en blanco intencionadamente]



# 1. OBJETO.

---

El objeto de este estudio es adquirir conocimientos sobre los perfiles flatback y con ellos generar y optimizar un nuevo diseño de perfil de este tipo. Estos perfiles, que tienen un potencial uso en las palas de los aerogeneradores, reemplazarían a los perfiles gruesos que son usados en la raíz de cada pala del aerogenerador y presentan deficiencias aerodinámicas debido a su gran espesor.

## 2. ALCANCE.

---

Para conseguir unos resultados adecuados, el desarrollo de este proyecto conlleva la realización de diferentes fases, teniendo como resultado final el diseño de un perfil flatback óptimo para un aerogenerador. Las fases de este proyecto son las siguientes:

- Transformación del perfil.  
Se realizará la transformación geométrica, consta de diseñar un método propio de transformación de un perfil normal en un perfil flatback.
- Preparación de la simulación.  
En esta fase se diseñará la geometría y la malla del dominio para la simulación CFD, además se escogerá el modelo de turbulencia más adecuado al presente estudio turbulento.
- Validación de los perfiles.  
En esta fase se comprobará que la preparación de la simulación es adecuada, para ello se utilizan perfiles de los que se disponga de datos experimentales y se compararán con los resultados de CFD.
- Estudio de perfiles flatback simétricos.  
Se realizarán las simulaciones de CFD sobre los perfiles flatback creados para obtener los coeficientes de sustentación y resistencia.
- Optimización usando asimetría en los perfiles flatback.  
Se optimizará el flatback simétrico creado, para ello se planteará crear un flatback asimétrico.
- Procesamiento de datos.  
En esta fase se encontrarán los coeficientes de par aerodinámico de cada perfil usando sus coeficientes aerodinámicos. Se determinarán los mejores perfiles para generar par aerodinámico.

## 3. REQUERIMIENTOS DEL TFG.

---

Los requisitos de este estudio son los siguientes:

- El perfil flatback deberá tener al menos un 20% más de par aerodinámico que el perfil original. Esta mejora será un promedio en el rango de operación (entre 8 y 16 grados de ángulo de ataque).
- El perfil flatback deberá tener al menos un 10% más de eficiencia aerodinámica que el perfil original. Esta mejora será un promedio en el rango de operación (entre 8 y 16 grados de ángulo de ataque).
- El espesor del borde de salida de los perfiles flatback no podrá ser mayor al 75% del espesor relativo máximo del perfil, para no penalizar en la fabricación de la pala.
- Las simulaciones se realizarán en modo estacionario y con flujo bidimensional.

## 4. JUSTIFICACIÓN DEL TFG.

---

La demanda de energía eléctrica es una preocupación que ha ido creciendo año tras año. Esta demanda se satisface primordialmente con centrales térmicas que se abastecen de combustibles fósiles que son importantes para la economía mundial pero perjudican el medio ambiente y con centrales nucleares, que generan residuos radioactivos peligrosos durante muchos años. Una nueva tendencia sobre el uso de energías renovables ha aparecido en las últimas décadas, una de ellas es la energía eólica.

El proceso de generar energía eléctrica del viento ha ido perfeccionándose considerablemente pero la demanda de las empresas ha exigido y exige una mayor capacidad de producción del aerogenerador, es decir aerogeneradores cada vez más grandes y eficientes. Una mejora aerodinámica en el diseño de perfiles gruesos usados en la pala permitiría aumentar dicha eficiencia.

En este proyecto se busca, dentro de este marco, diseñar y estudiar un perfil flatback que genere mayor par aerodinámico que el perfil grueso actualmente usado. Todo esto con el fin de mejorar la eficiencia de los aerogeneradores.

Finalmente, como estudio académico, permite abordar de una forma práctica gran parte de las disciplinas estudiadas de forma teórica durante la carrera.

## 5. FUNDAMENTOS TEÓRICOS.

### 5.1 El Aerogenerador.

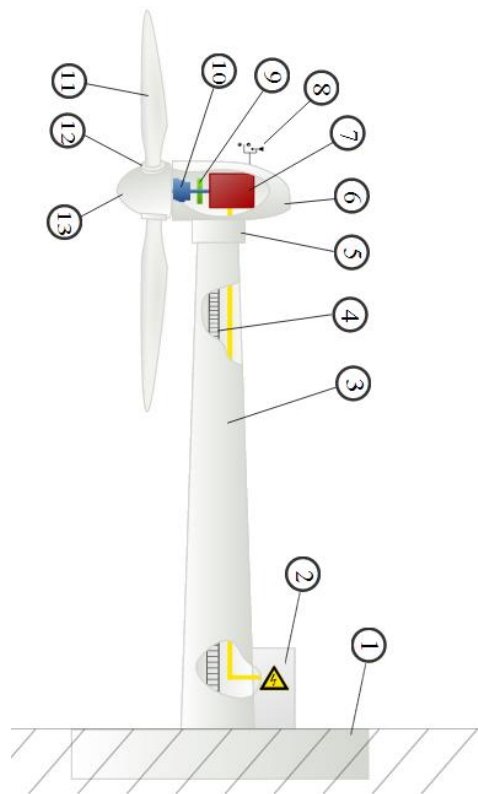
La energía extraída del viento ha sido usada por lo menos 3000 años, antiguamente para moler el grano o bombear agua y en la actualidad para generar electricidad. El viento es una fuente de energía limpia y la creciente demanda de suministro de energía mundial puede satisfacerse en gran parte aumentando el uso de la energía eólica, al mismo tiempo se reducen las emisiones de CO<sub>2</sub> y de otros contaminantes que perjudican el medio ambiente porque se reemplazaría el uso de los combustibles fósiles.

Los aerogeneradores se encargan de transformar la energía cinética del viento en electricidad. El tipo más usado es el aerogenerador de eje horizontal y para comprender mejor los factores que afectan su funcionamiento se presenta la siguiente fórmula [1]:

$$P = \frac{1}{2} C_p \rho A U^3$$

Donde  $\rho$  es la densidad del aire ( $\rho = 1,225 \frac{kg}{m^3}$ ),  $C_p$  es el coeficiente de potencia,  $A$  es el área del rotor y  $U$  es la velocidad del viento.

El coeficiente de potencia se describe como una fracción de la potencia del viento que puede ser convertida en energía mecánica, que es necesaria para girar el rotor. Existe un valor teórico máximo de 0,593, determinado por la ley de Betz. Continuamente aparecen mejoras que incrementan este coeficiente prestando atención a pequeños



**Figura 1: Esquema de una turbina eólica:**  
1.Suelo.2.Conexión a la red eléctrica. 3. Torre.  
4.Escalera de acceso. 5.Sistema de orientación.  
6.Góndola. 7.Generador. 8.Anemómetro.  
9.Freno. 10. Transmisión. 11.Palas.  
12.Incliner de la pala. 13.Buje.

detalles en el diseño del rotor. Cada vez se está más cerca de ese límite y es más difícil encontrar nuevas mejoras, la optimización de la aerodinámica cercana a la raíz de la pala es una de las que queda pendiente. Sin embargo aumentando este coeficiente hasta el límite, se obtendrían modestos incrementos en términos de potencia absoluta aunque muy valiosos a nivel de eficiencia.

Por el contrario grandes aumentos de la potencia requieren aumentar el área del rotor o instalando los aerogeneradores en sitios con vientos muy altos. Doblando el diámetro se consigue cuatro veces la potencia de salida. La influencia de la velocidad del viento es más pronunciada porque doblando esta velocidad se consigue ocho veces la potencia. Por tal razón se han hecho innumerables esfuerzos para asegurar que los parques eólicos estén instalados en los lugares con los vientos más grandes y durante el mayor tiempo posible.

Es por esto que los nuevos modelos de aerogeneradores son cada vez mayores, para ser competitivos en el mercado energético durante las dos últimas décadas los aerogeneradores han crecido en capacidad desde 250 kW hasta 5000 kW y en tamaño desde 25 m hasta más de 125 m de diámetro respectivamente (ver figura 2).

Por otro lado una posible mejora que permite mejorar el rendimiento, acercando el coeficiente de potencia al límite de Betz y en consecuencia aumentar la capacidad del aerogenerador son los perfiles aerodinámicos con bordes de salida gruesos, llamados perfiles flatback.

Los perfiles flatback son utilizados en la región interna de grandes rotores, cerca de la raíz de cada pala. No sólo proveen beneficios estructurales como el aumento de la inercia estructural y la facilidad de fabricación y manipulación, sino que además mejoran la sustentación de los perfiles gruesos. Por consiguiente, la incorporación de estos perfiles podría permitir satisfacer las demandas estructurales de palas cada vez más grandes sin sacrificar el rendimiento aerodinámico.



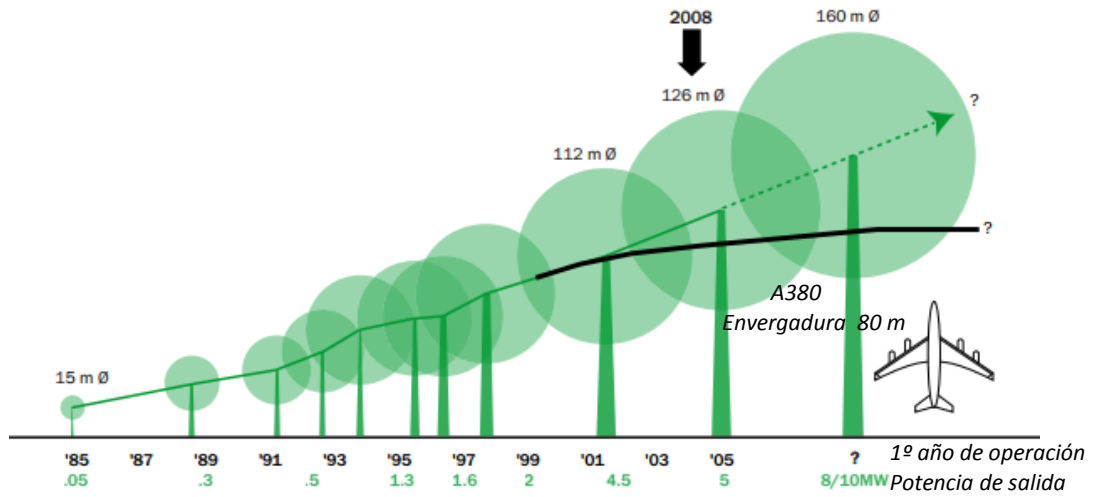


Figura 2: Evolució del tamaño del rotor de un aerogenerador de eje horizontal durante las últimas décadas [3].

## 5.2 Mecánica de fluidos

En este apartado se presenta un resumen de los fundamentos teóricos para el estudio de un fluido. Además de las bases para un estudio tan complejo como la turbulencia.

### 5.2.1 Ecuaciones de Navier-Stokes.

La segunda ley de Newton aplicado a una partícula de fluido se refleja en la ecuación 1 [4].

$$\rho \frac{DV}{Dt} = f_{cuerpo} + f_{superficie} \quad (1)$$

Las fuerzas sobre el cuerpo,  $f_{cuerpo}$ , son fuerzas aplicadas a toda la masa del fluido. El origen de estas fuerzas puede ser gravitacional o magnetohidrodinámicas, para este caso sólo se considera la fuerza gravitacional,  $f_{cuerpo} = \rho g$ .

Las fuerzas sobre la superficie,  $f_{superficie}$ , son aplicadas por tensiones externas  $\tau_{ij}$  (ver ecuación 2) , tensiones perpendiculares debidas a la presión externa y tensiones

tangenciales debidas a la viscosidad del fluido actuando sobre cada superficie del elemento.

$$\tau_{ij} = \begin{pmatrix} -p + \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & -p + \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & -p + \tau_{zz} \end{pmatrix} \quad (2)$$

Una partícula de fluido se representa en la figura 3, las fuerzas sobre la superficie en la dirección +X se muestran en la ecuación 3. Las fuerzas sobre las superficies en la dirección y, z no se muestran porque se pueden obtener por analogía.

$$dF_{x \text{ frontal}} = \sigma_x \text{ frontal} dydz + \tau_{yx \text{ frontal}} dx dz + \tau_{zx \text{ frontal}} dx dy \quad (3)$$

Teniendo en cuenta que la tensión  $\sigma_x$  de la superficie delantera es la suma de la tensión  $\sigma_x$  de la superficie trasera más un diferencial de la tensión a lo largo de  $dx$  (ver ecuación 4). Se realiza lo mismo con las otras dos tensiones.

$$\sigma_x \text{ frontal} = \sigma_x \text{ trasera} + \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} dx \quad (4)$$

Las fuerzas en la dirección -X debido a las tensiones en las caras opuestas a las frontales se muestran en la ecuación 5.

$$dF_{x \text{ trasera}} = \sigma_x \text{ trasera} dydz + \tau_{yx \text{ trasera}} dx dz + \tau_{zx \text{ trasera}} dx dy \quad (5)$$

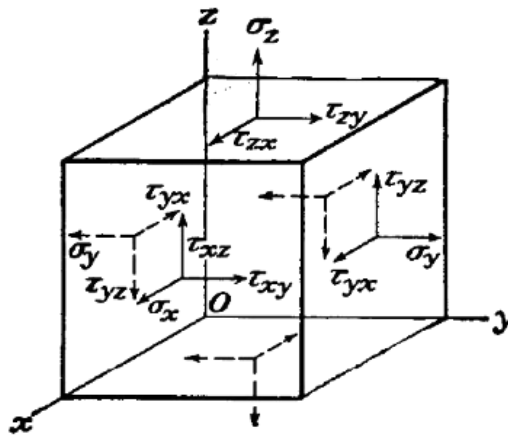


Figura 3: Notación del tensor de tensiones sobre una partícula.

La fuerza neta sobre la partícula en la dirección X se muestra en la ecuación 6.

$$dF_{x,neta} = \left(\frac{\partial \sigma_x}{\partial x} \partial x\right) dydz + \left(\frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} \partial y\right) dx dz + \left(\frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \partial z\right) dx dy \quad (6)$$

La ecuación 6 tiene unidades de fuerza, pero al cambiarlas a unidades de fuerza por unidad de volumen se debe dividir por  $dx dy dz$  que representa la partícula de fluido (ver ecuación 7).

$$f_x = \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \quad (7)$$

Usando la ecuación 7 junto con las ecuaciones correspondientes en la dirección y, z. Se obtiene la ecuación 8 que representa la fuerza neta volumétrica sobre la superficie para cada dirección.

$$f_{superficie} = -\nabla p + (\nabla \cdot \tau_{ij})_{viscoso} \quad (8)$$

Por tanto la segunda ecuación de Newton resulta en una fuerza de gravedad por unidad de volumen+ fuerza de presión por unidad de volumen + fuerzas viscosas por unidad de volumen = densidad por aceleración (ver ecuación 9). La ecuación 9 es válida para cualquier fluido en cualquier situación general de movimiento.

$$\rho \mathbf{g} - \nabla p + (\nabla \cdot \tau_{ij})_{viscoso} = \rho \frac{d\mathbf{V}}{dt} \quad (9)$$

Donde  $\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + u \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial x} + v \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial y} + w \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial z}$ .

Finalmente teniendo en cuenta la ecuación 10, que representa las tensiones de origen viscoso de un fluido newtoniano en régimen incompresible, las ecuaciones de Navier-Stokes son obtenidas (ver ecuación 11) para flujo incompresible y viscosidad constante, donde  $\mathbf{V}$  corresponde al vector de velocidad  $\mathbf{V} = (u, v, w)$ .

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (10)$$

Donde  $\delta_{ij} = 1$  si  $i = j$  y  $\delta_{ij} = 0$  si  $i \neq j$ .

$$\rho \frac{D\mathbf{V}}{Dt} = \rho \mathbf{g} - \nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{V} \quad (11)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (12)$$

La ecuación 10 tiene cuatro incógnitas:  $p, u, v$  y  $w$ . Las ecuaciones de Navier-Stokes deben combinarse con la ecuación de continuidad para flujo incompresible (ver ecuación 12) y así formar un sistema de cuatro ecuaciones y cuatro incógnitas.

### 5.2.2 Número de Reynolds.

El surgimiento de la turbulencia es una relación entre las fuerzas de inercia y las fuerzas viscosas del fluido, cuando las fuerzas viscosas son suficientemente grandes con respecto a las inerciales, estas son capaces de amortiguar los pequeños remolinos y el fluido tiende a ser laminar. Pero si las fuerzas viscosas son pequeñas comparadas con las inerciales, la amortiguación no es suficiente y se producen remolinos (flujo turbulento).

Osborne Reynolds estudio las características del movimiento de fluidos laminares o turbulentos en los líquidos que circulaban por tuberías. Introdujo el número de Reynolds (Re), que se define como:

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} = \frac{UL}{\nu} \quad (13)$$

Donde  $\rho$  es la densidad del fluido,  $U$  es la velocidad media del fluido,  $L$  es una longitud característica,  $\mu$  es la viscosidad dinámica del fluido y  $\nu$  es la viscosidad cinemática del fluido. El número de Reynolds es un índice de la turbulencia del fluido.

### 5.2.3 Modelos promediados de Reynolds de las ecuaciones de Navier-Stokes (RANS).

Para flujo turbulento, debido a las fluctuaciones, cada componente de la velocidad y la presión son valores que varían aleatoriamente en el tiempo y espacio. Ninguna ecuación aleatoria  $\mathbf{V}(x, y, z, t)$  y  $p(x, y, z, t)$  es conocida para que sea solución de la ecuación 11. Sin embargo nuestra atención como ingenieros es buscar soluciones significativas, Osborne Reynolds reescribió las ecuaciones 11 y 12 usando un valor promedio y un valor fluctuante para cada variable (ver ecuaciones 14, 15, 16).

$$u = \bar{u} + u', \quad v = \bar{v} + v', \quad w = \bar{w} + w', \quad p = \bar{p} + p' \quad (14)$$

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{w}}{\partial z} = 0 \quad (15)$$

$$\rho \frac{D \bar{\mathbf{V}}}{Dt} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u'_i u'_j}) = \rho \mathbf{g} - \nabla \bar{p} + \mu \nabla^2 \bar{\mathbf{V}} \quad (16)$$

El nuevo término  $\tau_{ij} = -\overline{u'_i u'_j}$  se llama *tensión turbulenta*, aunque en realidad sean términos de la aceleración convectiva (por ello la densidad aparece), no son tensiones.

Aquí radica el problema fundamental de la turbulencia, para determinar las principales características  $(\bar{u}, \bar{v}, \bar{w}, \bar{p})$  de un flujo turbulento, es necesario calcular  $\overline{u'_i u'_j}$  que representa seis incógnitas más (ver ecuación 17), aumentando a un total de diez incógnitas y tan sólo cuatro ecuaciones (ecuaciones de Navier-Stokes y continuidad).

$$\overline{u'_x u'_x}, \overline{u'_y u'_y}, \overline{u'_z u'_z}$$

$$\overline{u'_x u'_y} = \overline{u'_y u'_x}, \overline{u'_x u'_z} = \overline{u'_z u'_x}, \overline{u'_y u'_z} = \overline{u'_z u'_y} \quad (17)$$

J. Boussinesq en 1877 hizo una suposición (ver ecuación 18) para relacionar la tensión turbulenta con las velocidades medias del fluido [5], cerrando así el sistema de ecuaciones.

$$\tau_{ij} = -\overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (18)$$

Donde  $\mu_t$  es la viscosidad turbulenta y  $k = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i}$  es la energía cinética del fluido turbulento. Pero  $\mu_t$  no es una propiedad del fluido, varía dependiendo de la geometría y las condiciones de flujo. Para conseguir una solución se debe encontrar  $\mu_t$ .

#### 5.2.4 Modelo de turbulencia.

En el presente estudio se utilizó el modelo de turbulencia  $k - \omega SST$  (modelo de dos ecuaciones). Se supone que da mejores resultados principalmente en la entrada en pérdida porque detecta mejor los gradientes de presión adversos, tal como lo enseña la referencia [6].

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \quad (19)$$

Y las dos correspondientes fórmulas resuelven la energía cinética del flujo turbulento ( $k$ ) y el ritmo específico de disipación ( $\omega$ ). El resto son valores constantes, para más información consultar referencia [5].

### 5.2.5 Tratamiento cercano a la superficie del perfil.

La superficie del perfil es la principal fuente de turbulencia en flujos externos. Esta es la razón por la cual se requiere precisión en esta zona. La figura 4 enseña las diferentes capas en que se subdivide la capa límite cuando el fluido alrededor del cuerpo es turbulento, el comportamiento del flujo en la capa límite es diferente dependiendo de la distancia a la pared [4].

Los parámetros  $u^+$  e  $y^+$  se representan en la ecuación 20.

$$u^+ = \frac{\bar{u}}{u_*}, \quad y^+ = \frac{u_* y}{\nu} \quad (20)$$

Donde  $\bar{u}$  es la velocidad promedio del fluido,  $u_*$  es la velocidad de fricción y  $y$  es la distancia del elemento más cercano a la pared.

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_\omega}{\rho}} \quad (21)$$

$\tau_\omega$  es la tensión tangencial en la pared y se define como  $\tau_\omega = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0}$ .

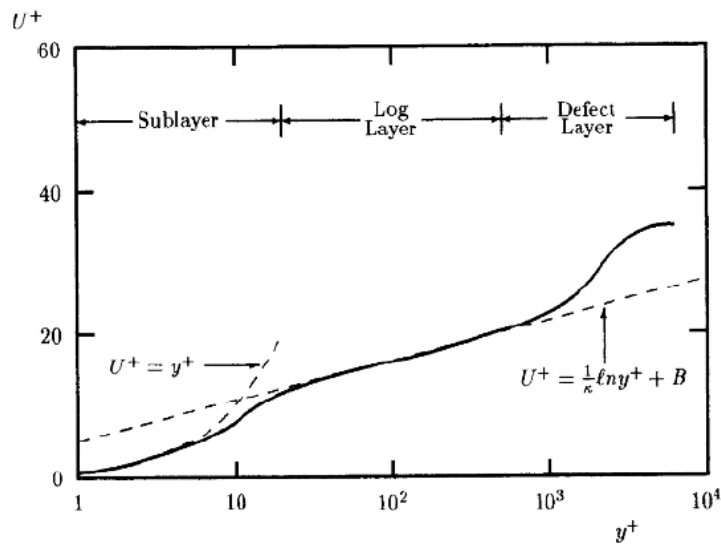


Figura 4: Perfil de velocidades de una capa límite turbulenta.

Para el caso de  $k - \omega$  SST recomiendan que las 7-10 primeras celdas de la malla sobre el perfil estén dentro de,  $y^+ = 2,5$  para que la precisión sea la máxima posible [5].

La capa interna, también llamada subcapa viscosa. Corresponde a la parte de la capa límite que está en contacto con la pared, donde el flujo es prácticamente dominado por las tensiones viscosas. En estas regiones  $u^+ = y^+$  y el límite está en  $y^+ < 5$ .

La capa logarítmica, también llamada capa de transición. En esta región ambos efectos de las tensiones viscosas y turbulentas son importantes. Corresponde a un perfil que suavemente conecta la capa interna y la externa. Existe una relación logarítmica en  $35 < y^+ < 350$ . Entre esta capa y la interna existe una zona de acople,  $5 < y^+ < 30$ , en esta zona el perfil no es logarítmico ni lineal, es una mezcla.

La capa externa, corresponde a la capa cercana al flujo externo, que es principalmente afectado por las tensiones turbulentas y los efectos inerciales.

### 5.2.6 Coeficientes Aerodinámicos.

Las fuerzas aerodinámicas del aire sobre un objeto en movimiento se descomponen en fuerza de presión y fuerza viscosa. En el caso de los perfiles, la fuerza de presión es mucho más grande que la viscosa. Aunque para ángulos de ataque pequeños puede no ser el caso.

La fuerza aerodinámica ( $R$ ) se descompone en una fuerza de sustentación ( $L$ ), perpendicular a la velocidad del aire ( $V_\infty$ ), y otra fuerza de resistencia ( $D$ ) que es paralela a  $V_\infty$  (ver figura 5).

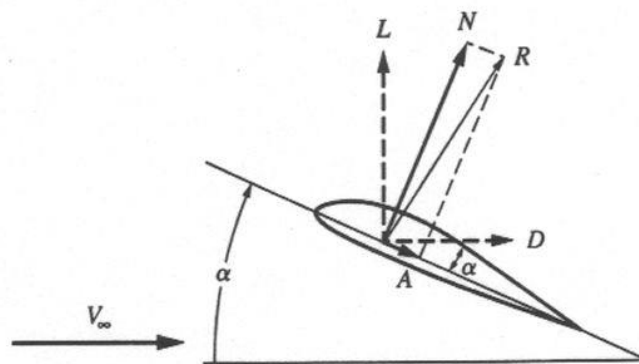


Figura 5: Descomposición de la fuerza aerodinámica sobre el perfil.

La fuerza de sustentación y de resistencia sobre un perfil se adimensionalizan usando la presión dinámica del aire ( $q$ ) y la cuerda del perfil ( $c$ ).

$$C_l = \frac{l}{q c} = \frac{l}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 c} \quad (22)$$

$$C_d = \frac{d}{q c} = \frac{d}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 c} \quad (23)$$

### 5.2.7 Entrada en Pérdida

A medida que aumenta el ángulo de ataque ( $\alpha$ ), la fuerza de sustentación también lo hace. Pero llega un límite de ángulo en el cual el flujo sobre la superficie superior no puede adherirse a la superficie y se desprende (ver figura 6), este fenómeno produce una pérdida más o menos súbita de la sustentación y aumenta considerablemente la resistencia aerodinámica, por lo cual no es de interés estar en esta zona [7].

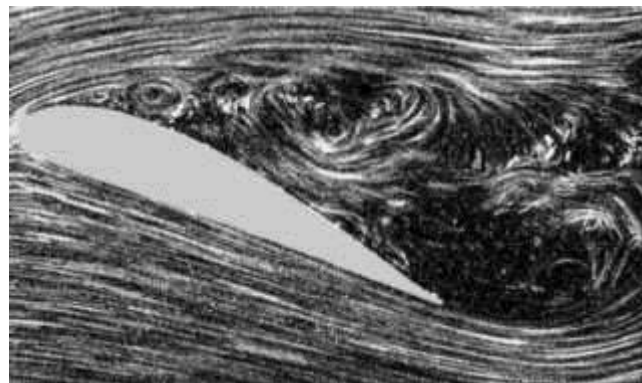


Figura 6: Flujo alrededor de un perfil en pérdida, notar separación del flujo al inicio del perfil.



## 6. PERFIL AERODINÀMICO ORIGINAL.

La mayoría de diseños hoy en día utilizan los perfiles gruesos ( $t/c > 30\%$ ) en la zona interior del rotor, poco a poco las continuas investigaciones sobre mejoras de la eficiencia se han ido centrando en mejorar esta zona, a raíz de ello surgen los perfiles flatback a partir de los perfiles gruesos.

Existe una gran variedad de perfiles gruesos usados en la región interna del rotor, desde el cilindro en la raíz hasta los perfiles del orden del 40% en el 20% del radio de la pala (ver figura 7). En el presente estudio se estudiaron dos perfiles de una transición desde un cilindro hasta el perfil DU00-W2-410, se escogieron el mismo DU00-W2-410 y un perfil intermedio cuyo espesor relativo es de 60% (ver tabla 7 y figura 8).

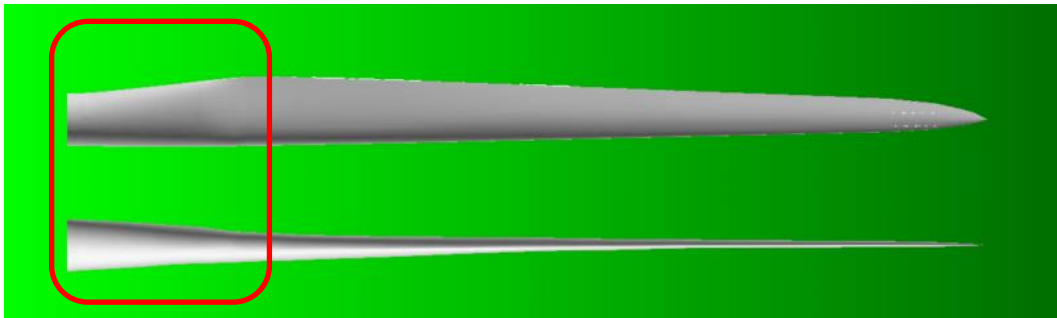


Figura 7: Posición de los perfiles más gruesos en una pala, 20% del radio de la pala desde el centro.

Tabla 1: Perfiles aerodinámicos gruesos usados en el siguiente estudio.

<i>Airfoil</i>	<i>Diseñado por</i>	<i>Ratio espesor máximo (t/c)</i>
DU00-W2-401	Universidad de Delft	40%
Transición de circunferencia a perfil DU00-W2-401	---	60%

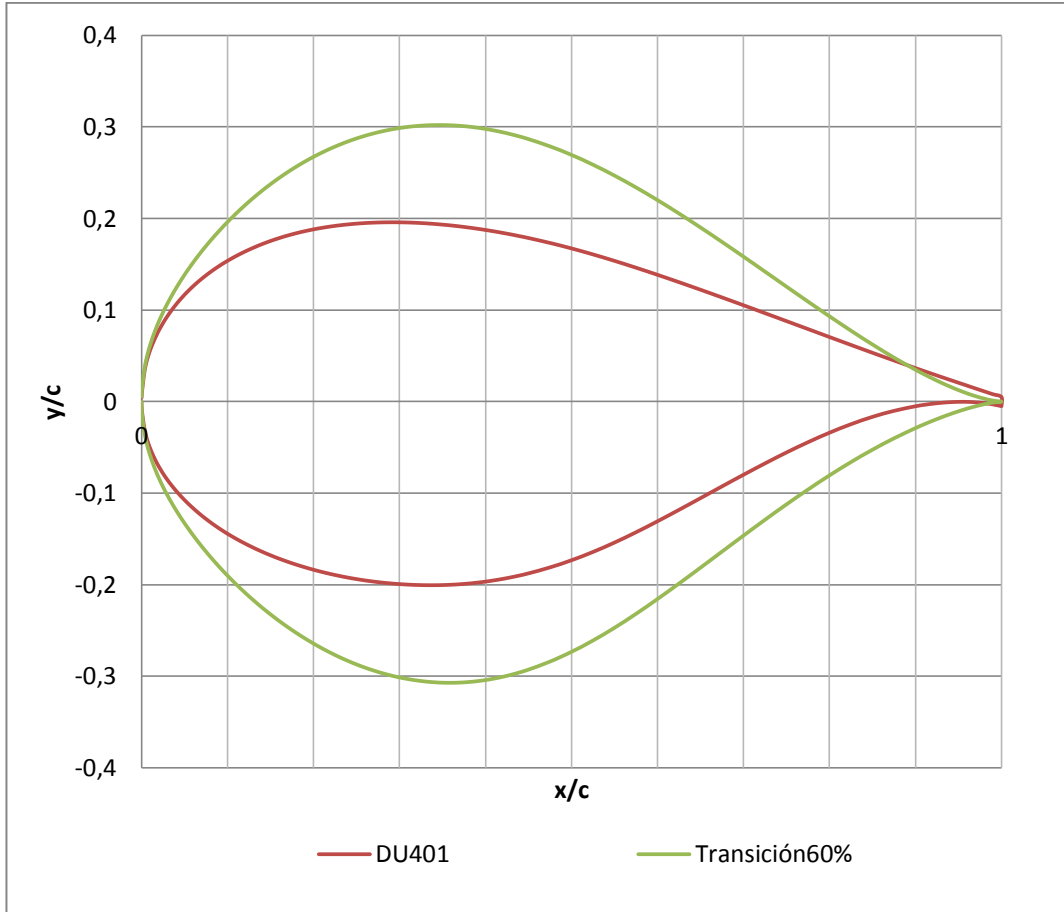


Figura 8: Perfiles originales usados en la región interna del rotor.

# 7. TRANSFORMACIÓN DEL PERFIL.

El método de transformación desempeña un papel importante en este estudio. Normalmente, hay dos maneras: cortando una porción trasera o añadiendo espesor simétricamente. Para el desarrollo de esta sección se utilizará un perfil grueso diferente, el S818.

## 7.1 Cortar una porción trasera

Al comienzo, los perfiles flatback eran creados cortando varias porciones del borde de salida del perfil (ver figura 9).

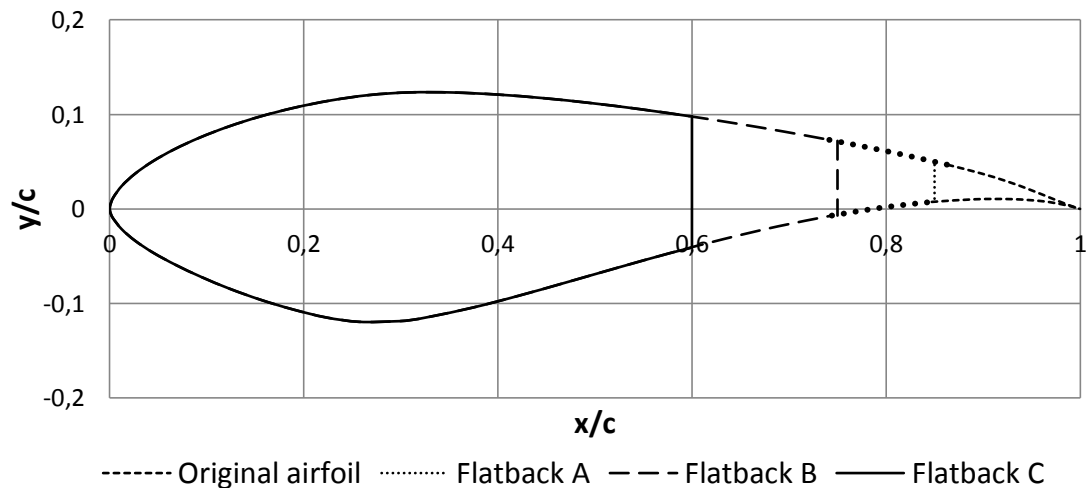


Figura 9: Cortando varias porciones traseras para obtener perfiles flatback a partir del perfil S818.

### Ventajas

- Proceso más fácil que el método de añadir grosor, con un simple corte y se obtiene un perfil flatback. Esta podría ser la razón por la cual se utilizó este

método en el comienzo del desarrollo de perfiles flatback.

### Desventajas

- El espesor relativo máximo ( $t/c$ ) aumenta [8].

El resultado de cortar una porción de un perfil aerodinámico es que la cuerda se reduce. El espesor máximo del perfil original de S818 era  $0,241c$  (donde  $c$  es la longitud de la cuerda). Entonces la nueva relación será de  $0,241c$  dividido por la nueva longitud de la cuerda. La tabla 2 se realizó utilizando la figura 8.

Tabla 2: El ratio máximo de grosor-cuerda aumenta después del corte.

	<i>S818</i>	<i>Flatback A</i>	<i>Flatback B</i>	<i>Flatback C</i>
Cuerda ( $c$ )	1	0,85	0,75	0,60
Ratio máximo de grosor-cuerda ( $t/c$ )	0,24	0,28	0,32	0,40

- La curvatura media cambia [8].

Una vez que un perfil aerodinámico ha sido cortado, prestar atención a la nueva curvatura media, porque también se modifica (ver figura 10). La curvatura media es la curva hecha de puntos equidistantes entre las superficies superior e inferior. Otro cambio de geometría es el ángulo de ataque, se necesita una rotación para poner la línea de la cuerda a cero grados.

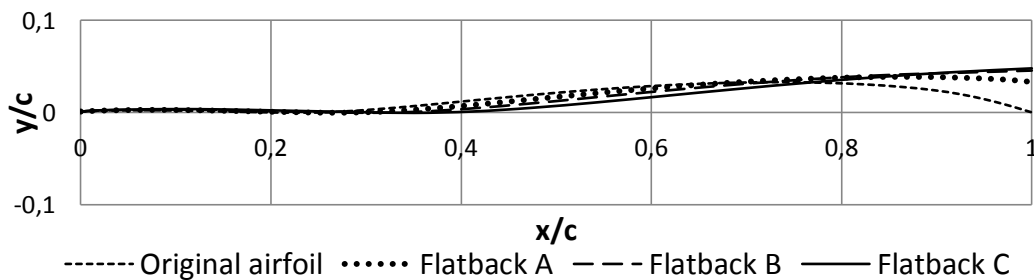


Figura 10: Curvatura media después de escalarlo para hacer una comparación objetiva de los cambios geométricos.

Estos inconvenientes hacen que sea difícil comparar objetivamente las características aerodinámicas del perfil resultante. El cambio del espesor relativo cambia el comportamiento y la ubicación de la separación del flujo. Por último, el cambio de la curvatura media afecta al coeficiente de sustentación máximo y el ángulo de entrada en pérdida.

## 7.2 Añadir espesor simétricamente.

Se utiliza este método con el fin de aislar el efecto del borde de salida grueso. Se comienza a añadir espesor justo después del punto donde se encuentra el espesor máximo y poco a poco hasta llegar al borde de salida [9]. La adición de espesor debe de ser suave a lo largo del perfil (ver figura 11).

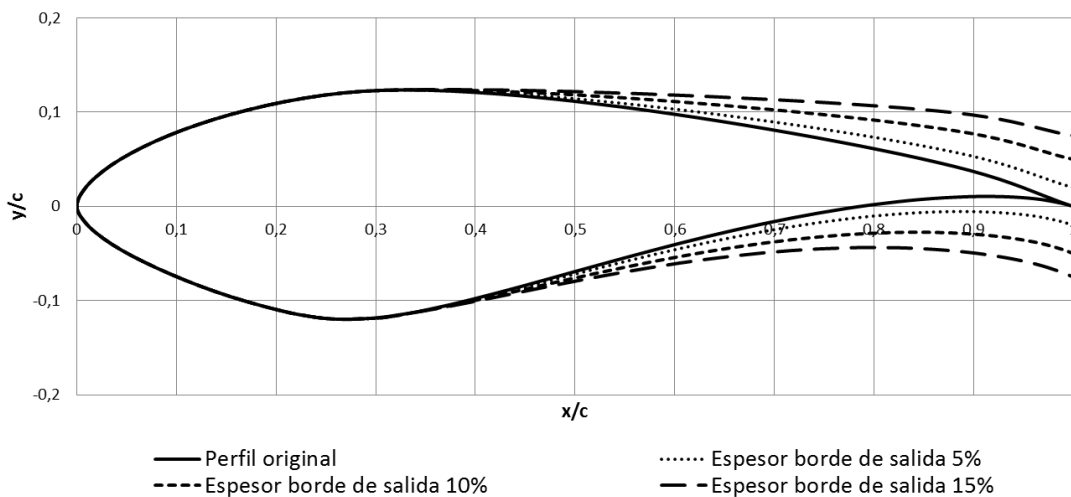


Figura 11: Perfiles flatback a partir del S818, con diferentes espesores del borde de salida.

### Ventajas.

- Con este método, el espesor relativo y la curvatura media no cambian. Debido a que la longitud de la cuerda no disminuyó y la línea de curvatura fue la misma porque se añadió espesor simétricamente. Esto permitió hacer una comparación adecuada del efecto de un borde de salida grueso [8].
- El espesor del borde de salida fue una variable controlable.

## Desventajas.

- Este método fue más complicado que el anterior. Este método añade espesor justo después del punto en el que se encuentra el máximo espesor de modo que la parte delantera no tuvo cambios. Era necesaria una atención especial para la transición en ese punto con el fin de respetar la suavidad de curvatura.

### 7.3 Método de modificación.

La información publicada sobre el proceso de modificar un perfil flatback es limitada.

Las normas generales mencionadas en los artículos son [8,9,10,11]:

- El espesor se añade justo después de la posición donde se encuentra el espesor máximo.
- Distribución suave del espesor añadido a lo largo del perfil.
- Añadir espesor simétricamente (ver figura 12).

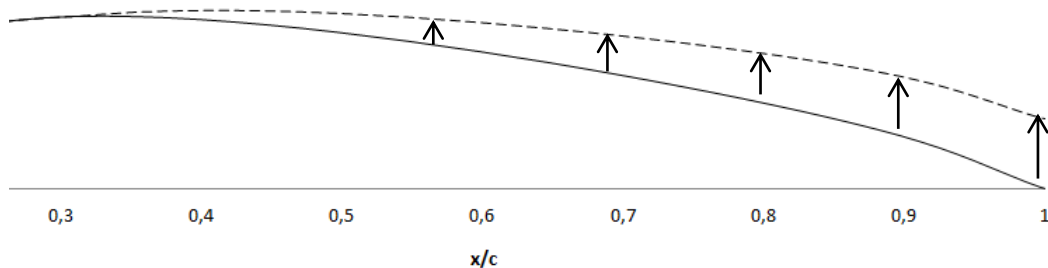


Figura 12: Método de añadir espesor en el extradós.

Basado en esto, un método propio fue desarrollado para continuar el proyecto (ver ecuación 24).

$$\bar{y}^{fb} = \bar{y}^{or} \pm \frac{TE/100}{2} * a(x) \quad (24)$$

Donde:

$\bar{y}^{fb}$  = Coordenada y del perfil flatback (adimensional)

$\bar{y}^{or}$  = Coordenada y del perfil original (adimensional)

TE = Espesor del borde de salida respecto a la cuerda (%)

$a(\bar{x})$  = Factor de distribución (adimensional)

La ecuación anterior significa que el espesor se añade a la superficie, el símbolo  $\pm$

significa que es suma en la superficie superior (extradós) y resta en la superficie inferior (intradós) porque  $\bar{y}^{or}$  podría ser positivo o negativo. El espesor del borde de salida (TE) puede ser definido por el usuario. TE es dividido por 100, ya que es un porcentaje y dividido por 2 debido a que el borde de salida está abierto de forma simétrica.

### 7.3.1 Factor de distribución $a(\bar{x})$ .

Es una función de  $\bar{x}$ , cuyo valor varía de 0 a 1. Esta función distribuye el grosor añadido a lo largo de la cuerda. Las condiciones de contorno fueron:

- $\bar{x}_{m\acute{a}x. \text{ espesor}} \rightarrow a = 0$
- $\bar{x} = 1 \rightarrow a = 1$

Las condiciones significan que en el inicio no se añade espesor, el inicio es la posición donde se encuentra el espesor máximo.

El primer intento fue realizar una distribución lineal. El factor de distribución  $a(\bar{x})$ :

$$a(\bar{x}) = m\bar{x} + b \quad (25)$$

Usando las condiciones de contorno,  $m$  y  $b$  pudieron ser encontrados:

$$m = \frac{1}{1 - \bar{x}_{m\acute{a}x. \text{ espesor}}}$$

$$b = 1 - m$$

Después de este paso, varios espesores de borde de salida fueron usados para comprobar su efectividad y se detectó un inconveniente cuando se aplican grandes espesores, del orden del espesor máximo del perfil. Por ejemplo, un borde de salida de 22% cuando el espesor máximo era de 24,1%, el problema fue que la transición no era suave (ver figura 13). Aunque no se vayan a utilizar bordes de salida tan gruesos, casi iguales al espesor máximo, este caso magnifica los problemas de transición pone de manifiesto esta limitación.

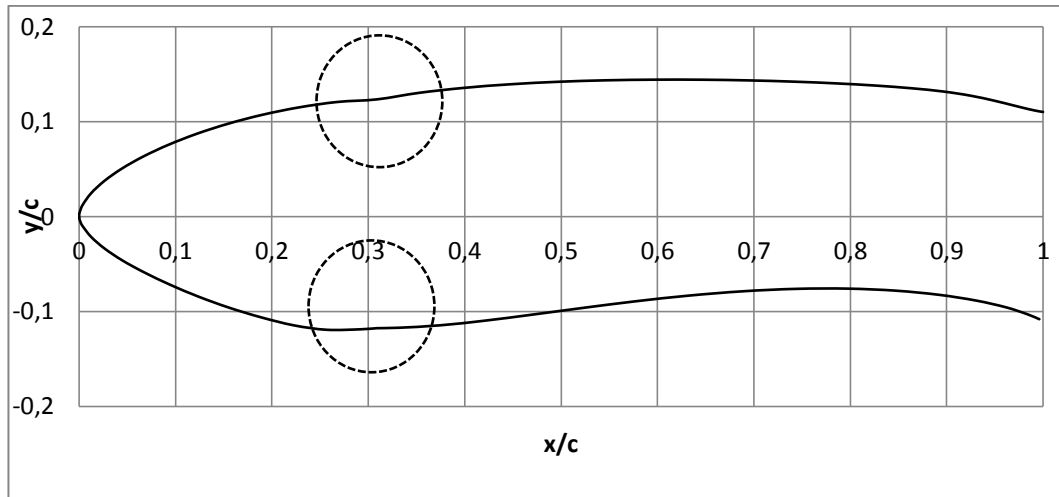


Figura 13: Problema de transició al usar grans espesors del borde de salida (TE=22%), protuberancies en dichas zonas, en el perfil S818 cuyo espesor máximo es 24%.

Otra ecuación era necesaria para resolver el problema de transición. Se necesitaba una función que se adapte suavemente a la curvatura en  $\bar{x}_{máx. espesor}$ . La siguiente ecuación se tuvo en cuenta.

$$a(\bar{x}) = A(\bar{x} - B)^n + C\bar{x} \quad (26)$$

La condición de tangencia en  $\bar{x}_{máx. espesor}$  con la recta  $y=0$  era necesario para asegurar que se añada espesor poco a poco y desde cero. Las condiciones de contorno fueron:

- $\left. \frac{da}{d\bar{x}} \right|_{\bar{x}_{máx. espesor}} = An(\bar{x} - B)^{n-1} + C = 0$
- $\bar{x}_{máx. espesor} \rightarrow a = 0$
- $\bar{x} = 1 \rightarrow a = 1$

Las condiciones de contorno y la ecuación anterior se utilizaron para calcular  $A$ ,  $B$  y  $C$ . El exponente  $n$  fue definido por el usuario para obtener una mejor suavidad, después de algunos ensayos se obtuvo la mejor transición con  $n = 0,5$  (ver figura 14 y 15). También se comprobó que el máximo espesor estuviese localizado en el mismo punto que el original, para poder hacer una comparación objetiva.

$$A = \frac{1}{(1 - B)^n - n(\bar{x}_{máx. espesor} - B)^{n-1}}$$

$$B = \bar{x}_{máx. espesor} (1 - n)$$

$$C = 1 - A(1 - B)^n$$



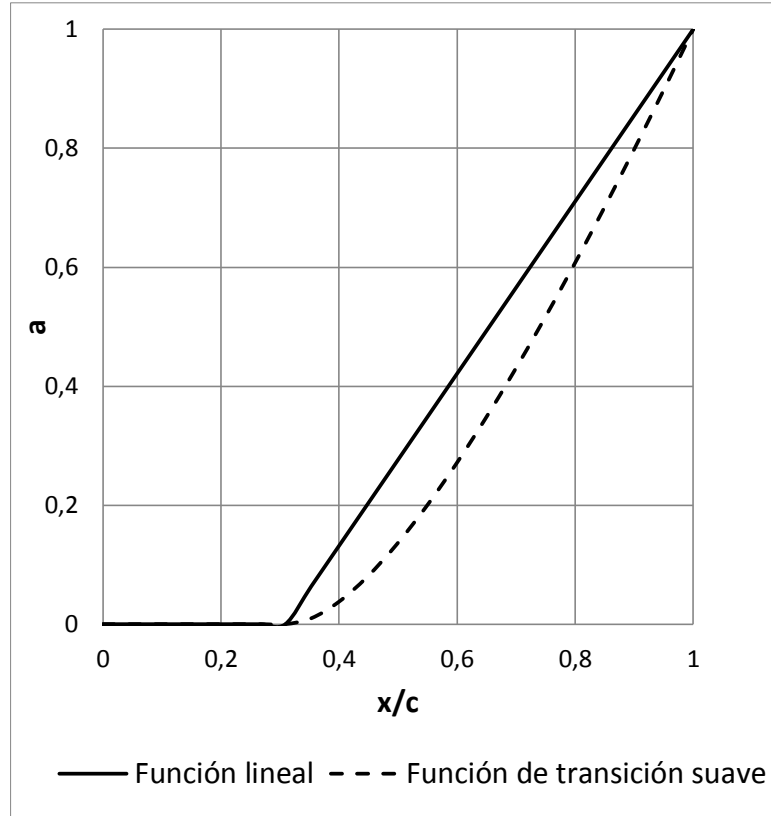


Figura 14: Comparación de las distribuciones  $a(x)$ , del perfil S818.

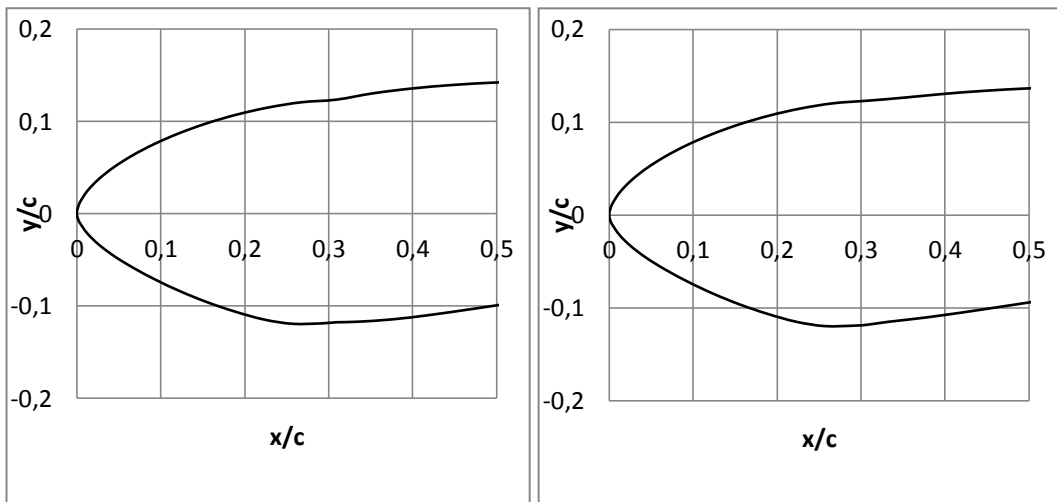


Figura 15: Comparación de la transición a partir del espesor máximo ( $\bar{x} = 0,309$ ), del perfil S818 TE=22%.

# 8. PREPARACIÓN DE LA SIMULACIÓN EN FLUENT.

---

## 8.1 Geometría.

La transformación de perfiles gruesos en perfiles flatback se realizó en un documento Excel. La idea es obtener la lista de puntos del perfil original y separarlos en una columna de extradós y otra de intradós. Se utilizó la siguiente ecuación para sumar en la columna de extradós y se restó en la columna de intradós.

$$\bar{y}^{fb} = \bar{y}^{or} \pm \frac{TE/100}{2} * a(x)$$

Donde:

$$\begin{aligned} \bar{y}^{fb} &= \text{Coordenada y del perfil flatback (adimensional)} \bar{y}^{or} \\ &= \text{Coordenada y del perfil original (adimensional)} TE \\ &= \text{Espesor del borde de salida respecto a la cuerda (\%)} a(\bar{x}) \\ &= \text{Factor de distribución (adimensional)} \end{aligned}$$

Y el valor del factor de distribución, a partir de la x donde está el espesor máximo es:

$$a(\bar{x}) = A(\bar{x} - B)^n + C\bar{x}$$

Antes del espesor máximo el valor de  $a(\bar{x}) = 0$ .

Después de algunos ensayos se obtuvo la mejor transición con  $n = 0,5$ .

$$A = \frac{1}{(1 - B)^n - n(\bar{x}_{\text{máx. espesor}} - B)^{n-1}}$$

$$B = \bar{x}_{\text{máx. espesor}}(1 - n)$$

$$C = 1 - A(1 - B)^n$$

Cuando se obtienen los puntos del nuevo perfil flatback, se puede comenzar con el programa Ansys, para más información consultar el anexo "Preparación de Simulación".

## 8.2 *Mallado.*

Para realizar cualquier simulación de dinámica de fluidos se necesita discretizar el dominio en pequeñas figuras geométricas primitivas (en este caso en 2D tenemos cuadriláteros y triángulos) llamados también elementos finitos. El proceso para obtener una malla apropiada es importante para la calidad de la simulación.

Fluent viene acompañado de un software de mallado llamado ICEM CFD. Una malla-O fue utilizada porque es considerada la mejor tipología para perfiles flatback porque se adapta mejor a su geometría (ver figura 16, 17 y 18), también permite usar menos cantidad de celdas frente a la convencional malla-C.

En este proyecto se utilizó una malla híbrida (combinación de malla estructurada y desestructurada). Se optó por la malla híbrida porque:

- Una malla desestructurada se adapta mejor a la geometría que una malla estructurada debido a las zonas angulosas del borde de salida (ver figura 16), al usar una malla estructurada aparecían celdas con ángulos pequeños originando problemas de oblicuidad, por regla general el máximo valor de oblicuidad ha de ser menor que 0,98 [12].
- Es aconsejable una malla estructurada sobre la superficie del perfil, dentro de esa malla estará situado la zona conocida como capa límite (ver figura 16). Esta zona es muy importante para la calidad de la simulación.

La capa sobre el perfil está formada por 750 elementos a lo largo de cada superficie (extradós e intradós) y perpendicularmente a la superficie hay 50 elementos que forman la capa estructurada sobre el perfil. La circunferencia del dominio tiene 120 m de diámetro.

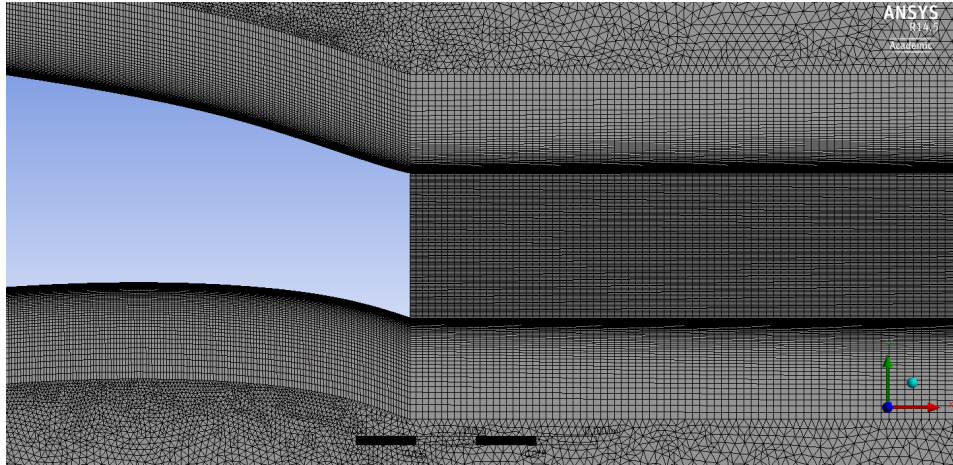


Figura 16: Detalle de la malla en el borde de salida.

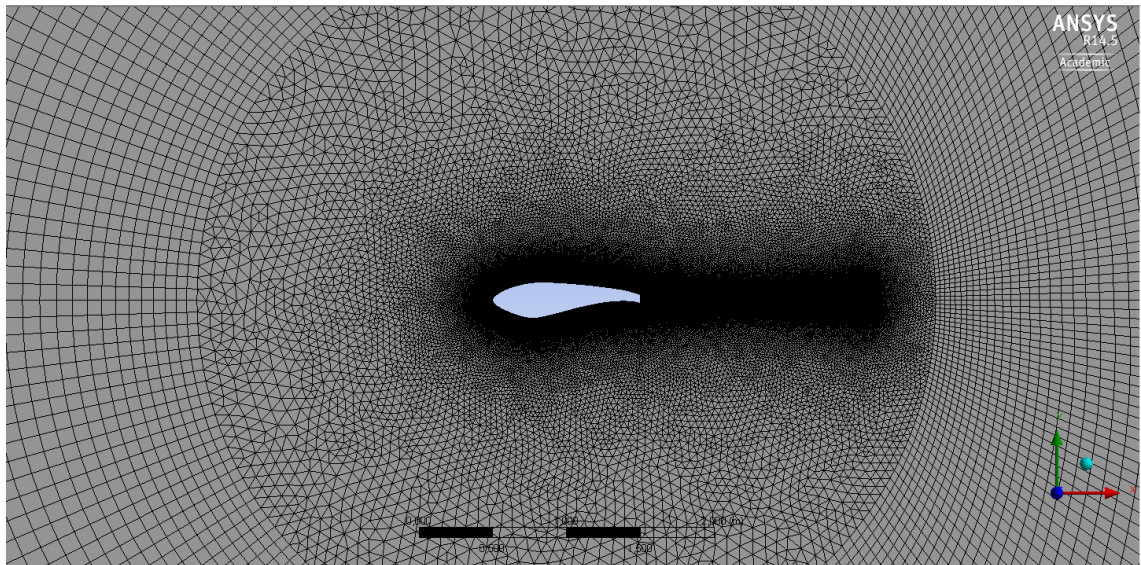


Figura 17: Malla alrededor del perfil, malla estructurada (en la superficie, estela y alrededor del círculo) y malla desestructurada (dentro del círculo).

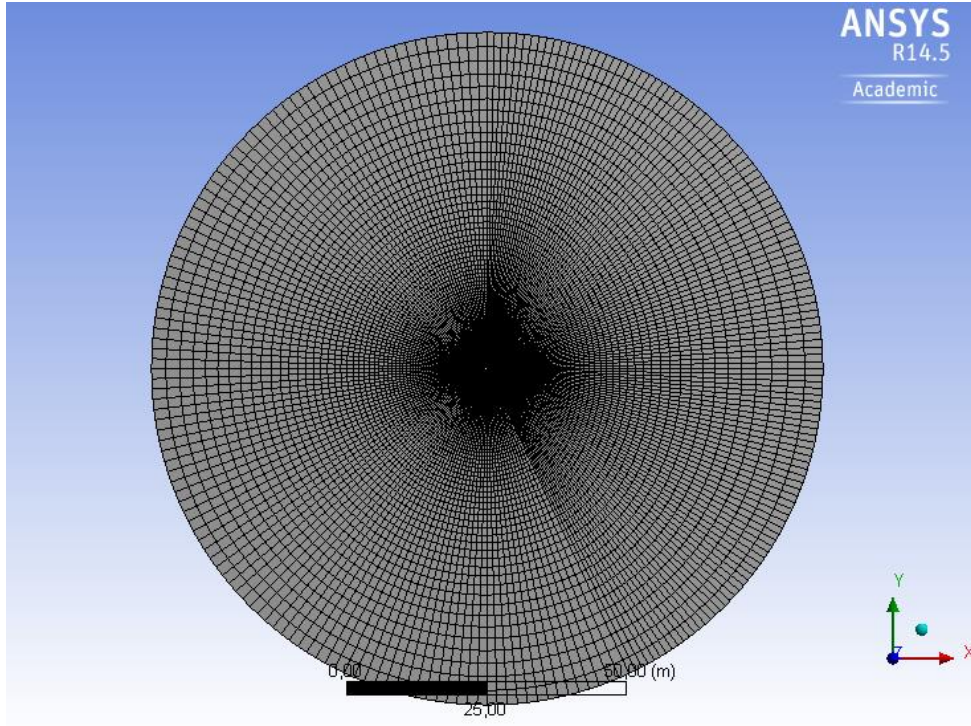


Figura 18: Malla tipo O, forma circular.

Teniendo en cuenta las limitaciones de cálculo se optó por  $y^+=12$  donde el tamaño del primer elemento es  $0,1 \text{ mm}$  ( $1 \cdot 10^{-4} \text{ m}$ ). Aunque no fuese tan preciso nos permitiría acercarnos al valor experimental en un tiempo relativamente corto. A partir del primer elemento se sigue al siguiente con un ratio de crecimiento de  $1,1$ . Fuera de la capa existe un ratio de crecimiento de  $1,05$  para que el ritmo de crecimiento desde las pequeñas celdas sobre el perfil hasta las celdas más grandes en el contorno del dominio sea muy suave y así no existan celdas de muy baja calidad.

### *8.2.1 Dependencia del número de elementos perpendiculares al perfil en la capa.*

Según la guía de Ansys [12], es muy recomendable una malla estructurada en la dirección normal a la superficie. La parte estructurada de la malla debe cubrir toda la capa límite y extenderse más allá del espesor de la capa límite para evitar restringir el crecimiento de la capa límite. Modelos de turbulencia avanzados como el modelo Spalart-Allmaras y el modelo de  $k - \omega$  SST sólo proporcionan mejores resultados que

otros modelos si un mínimo de 15 o más elementos se encuentran dentro de la capa límite. Además, se debe asegurar que la capa estructurada cubra la capa límite por completo.

Se realizaron pruebas con las siguientes configuraciones del número de elementos perpendiculares al perfil FX77-W-343:

**Tabla 3: Comparación de la sensibilidad al número de elementos perpendiculares a la superficie dentro de la capa estructurada, usando el perfil FX77-W-343.**

<b>Número de elementos</b>	<b>25</b>	<b>50</b>	<b>80</b>
<b>Cl (4°)</b>	0,8537	0,9174	0,9261
<b>Cd (4°)</b>	0,0239	0,0238	0,0238

Con este estudio de sensibilidad se pretende determinar si es necesario aumentar o reducir el número de elementos perpendiculares a la superficie, en la capa. Se puede observar que la diferencia entre la malla fina (80 elementos) y la malla gruesa (50 elementos) es menor de 1%, por lo tanto se escoge la resolución de 50 elementos. Se podría reducir a 25 elementos, pero se prefirió la opción intermedia.

### *8.2.2 Dependencia del número total de elementos del mallado.*

Escoger una malla con un óptimo número de elementos es importante para una simulación porque influencia en la precisión y en la velocidad del resultado. Se comenzó con 120 000 elementos y luego se realizaron refinamientos para verificar como afectaba el número de celdas.

Se realizaron pruebas con las siguientes configuraciones del número total de elementos en el perfil FX77w343:

**Tabla 4: Comparación de la sensibilidad al número total de elementos de la malla, usando el perfil FX77-W-343.**

<b>Número de elementos</b>	<b>120 000</b>	<b>250 000</b>	<b>380 000</b>
<b>Cl (4°)</b>	0,9236	0,9762	0,9801
<b>Cd (4°)</b>	0,0288	0,0259	0,0244



Con este estudio de sensibilidad se pretende determinar si es necesario aumentar o reducir el número total de elementos en la superficie. Se puede observar que la diferencia entre la malla fina (380 000 elementos) y la malla de 250 000 elementos es alrededor del 1%, por lo tanto se escoge la resolución de 250 000. Se podría reducir la malla pero se optó por la opción intermedia.

### 8.3 Configuración de la simulación en Fluent.

Para las simulaciones en Fluent se utilizó el modelo de turbulencia  $k - \omega SST$ . Los perfiles que se usarán para validar usaron un Reynolds de 3 millones, por consiguiente en el presente estudio se usará la misma cantidad. La densidad del aire fue  $1 \text{ kg/m}^3$ , la cuerda medía 1 metro y la velocidad del aire fue  $1 \text{ m/s}$ , por lo tanto para que el número de Reynolds sea  $3e6$  la viscosidad dinámica fue  $3,333e-07 \text{ kg/ms}$ .

#### 8.3.1 Condiciones de contorno.

En las condiciones de contorno en la entrada se introduce la velocidad ( $1 \text{ m/s}$ ), la presión manométrica (que se deja en cero) y la dirección. En las condiciones de contorno de la salida se deja la presión manométrica en cero.

Para ambas condiciones de contorno era necesario una estimación de los parámetros de turbulencia, energía cinética de turbulencia ( $k = \frac{3}{2}(T_i U)^2$ ) y ritmo específico de disipación ( $\omega \geq \frac{k}{\nu}$ ) [13]. Donde la intensidad de turbulencia ( $T_i$ ) fue establecido en 0,01% que corresponde a un flujo con muy poca turbulencia,  $U$  es la velocidad de la corriente en la entrada y la viscosidad cinemática ( $\nu$ ). Los valores fueron  $k = 1,5e - 04 \frac{m}{s}$  y  $\omega = 500 \text{ s}$ .

Los monitores de convergencia se establecen a un límite de  $1e-3$ . Las simulaciones se realizan en transición libre y los resultados son promedios de las últimas iteraciones.

## 9. VALIDACIÓN DE PERFILES.

Para conseguir el objetivo del estudio, es necesario comprobar que la malla realizada y modelo de turbulencia escogido tengan una precisión adecuada, si no es así se vuelve a plantear el diseño de la malla o la configuración de parámetros en Fluent estos pasos fueron los más laboriosos debido a las constantes pruebas que se realizaron.

Para esta validación se utilizaron los perfiles FX-77-W-343 y DU00-W2-401 (ver figura 19), estos fueron estudiados por la Universidad de Stuttgart y la Universidad de Delft respectivamente. Se escogieron estos dos perfiles porque el FX-77-W-343 es un perfil flatback y el DU00-W2-401 es un perfil de gran espesor, ambas cualidades son las distintivas de los perfiles a estudiar. Los resultados de los experimentos en túneles de viento serán contrastados con las simulaciones CFD.

Tabla 5: Resumen de las características importantes en el estudio de los perfiles a validar.

	<i>Máx. espesor</i>	<i>Posición x/c</i>	<i>Máx. Curvatura</i>	<i>Posición x/c</i>
<b>FX-77-W-343</b>	34,3 %	32,8 %	4,5 %	26,8 %
<b>DU00-W2-401</b>	40,1 %	30 %	--	--

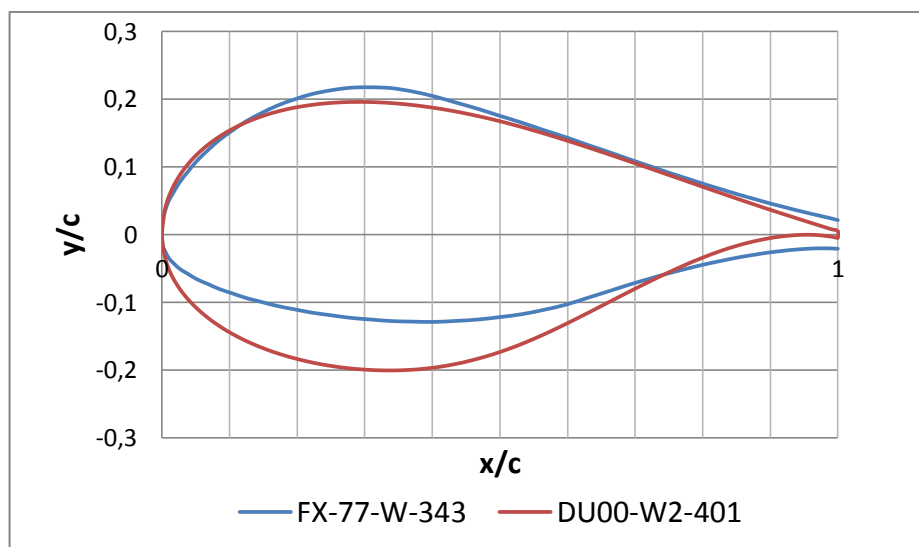


Figura 19: Geometría de los perfiles FX-77-W-343 y DU00-W2-401.



### 9.1 Comparación de resultados del perfil FX-77-W-343.

La solución de las simulaciones en Fluent ha mostrado similar tendencia con los resultados experimentales. El máximo coeficiente de sustentación es 2 y se sitúa en 13 grados para el estudio experimental, en cambio en Fluent , el máximo coeficiente de sustentación es 2,3 y se sitúa en 16 grados (ver figura 20).

El punto de entrada en pérdida ha sido un punto de especial interés para este estudio porque es la principal desventaja de los perfiles gruesos), en general en una simulación CFD se sobreestima el punto de entrada en pérdida. Para ser precisos se requeriría de una capacidad de cálculo mayor para una malla aún más fina. Para una primera aproximación que nos servirá para comparar, los resultados obtenidos son aceptables.

En la figura 21, se observa que hay similitud de la curva polar en ángulos de ataque bajos pero a medida que aumenta el resultado de CFD difiere mucho del experimental. Esto lleva a pensar que se tendrá mala predicción para la resistencia en ángulos de ataque altos, en la siguiente validación se corroborará esto.

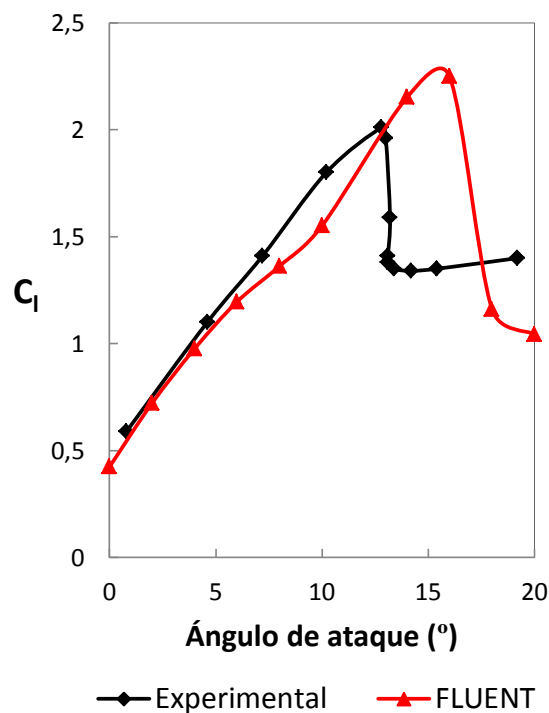


Figura 20: Coeficiente de sustentación para el perfil FX-77-W-343, Re=3e06.

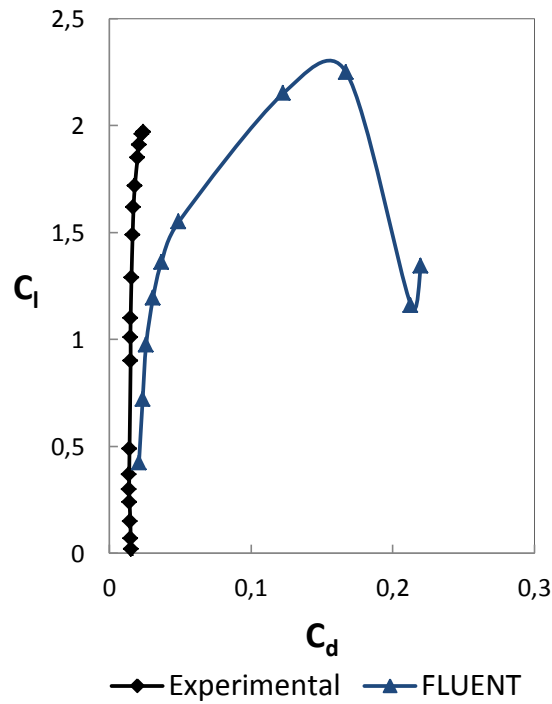


Figura 21: Curva polar del perfil FX-77-W-343,  $Re=3e06$ .

## 9.2 Comparación de resultados del perfil DU00-W2-401.

El punto de entrada en pérdida en ángulos de ataque altos una vez más difiere pero es cercano al experimental, pasa lo mismo con el coeficiente de máxima sustentación (ver figura 22). Se detecta un desfase en la zona lineal (desde 0 a 8 grados), el error en esta zona promedia el 15% sobre el valor experimental, el motivo es que este perfil fue diseñado para aerogeneradores donde el régimen de operación de este perfil va entre 8 y 16 grados, tiene buen rendimiento a ángulos de ataque altos pero a ángulos pequeños entra en pérdida en el intradós (ver figura 24). Esta separación de flujos en el intradós es lo que hace dificultar la precisión en la zona lineal porque una vez más una simulación CFD no es precisa en el punto de separación, sólo se aproxima.

La gráfica del coeficiente de resistencia (ver figura 23) muestra semejanza en la zona lineal pero más adelante sobreestima los valores, se comprueba que la resistencia es la que se sobreestima en las simulaciones CFD.

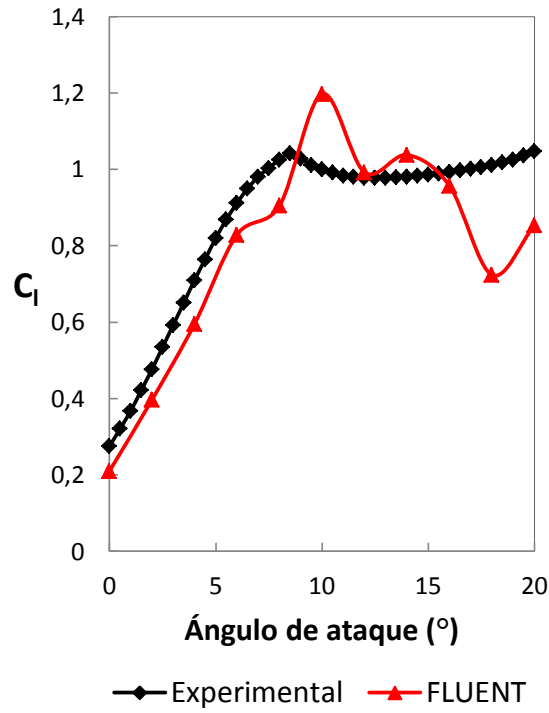


Figura 22: Coeficiente de sustentación para el perfil DU00-W2-401, Re=3e06.

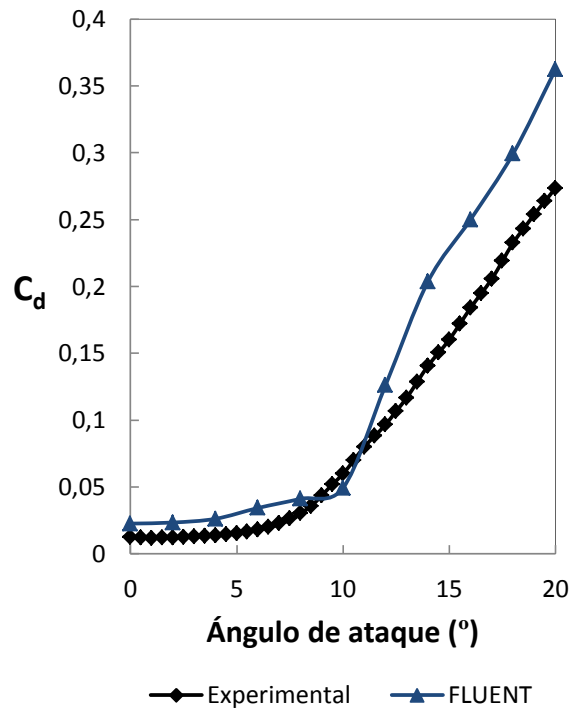


Figura 23: Coeficiente de resistencia del perfil DU00-W2-401, Re=3e06.

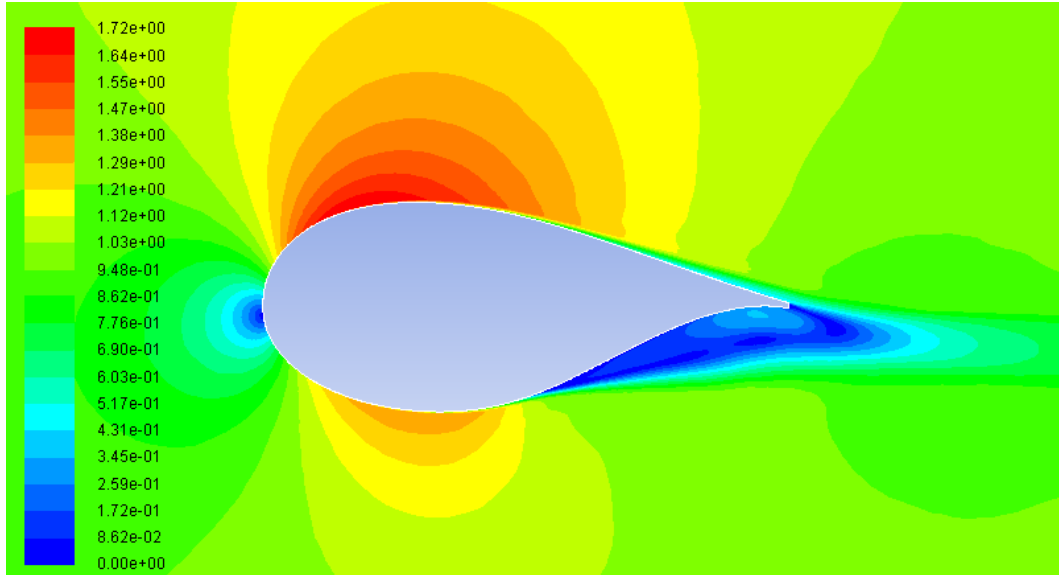


Figura 24: Distribución de velocidades, perfil DU00-W2-401 con ángulo de ataque cero, notar el desprendimiento del flujo en el intradós.

# 10. ESTUDIO DE PERFILES FLATBACK SIMÉTRICOS.

Una vez validado la configuración de la simulación y vistas las limitaciones, se continua con el estudio de los perfiles flatback. Se usaron diferentes espesores para los bordes de salida de los perfiles DU00-W2-401 y el perfil de transición 60%.

## 10.1 Flatback del perfil DU00-W2-401

### 10.1.1 Geometría

El espesor de los bordes de salida escogidos fueron 17%, 34% y 50% del espesor relativo máximo. Esto corresponde a 7%, 14% y 21% de la cuerda.

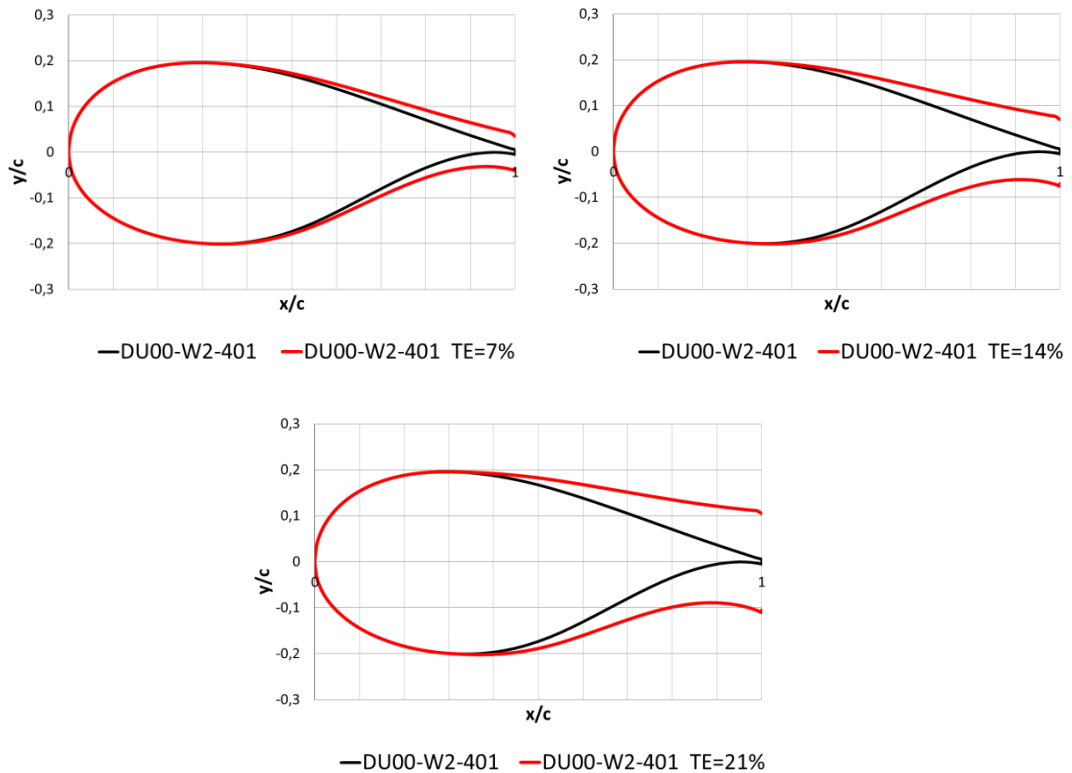


Figura 25: Perfiles flatback de DU00-W2-401.

### 10.1.2 Resultados

A partir de la figura 26, se observa que el coeficiente de sustentación máximo aumenta para los tres casos de flatback. El perfil de TE=21% tiene mejor curva de sustentación pero es muy parecida a la de TE=14%. Comparando el perfil original y el DU401 TE=21% existe un aumento del 50% del coeficiente de sustentación máximo.

La geometría del flatback inevitablemente genera más resistencia (ver figura 27) debido a la caída de presión justo detrás del perfil debido a los vórtices (ver figura 28), el coeficiente de resistencia también aumenta al aumentar el borde de salida.

En la figura 29 se puede aclarar la razón de la mejora de la sustentación. El fluido se adhiere mejor debido a que el extradós es menos inclinado en el flatback y por consiguiente el gradiente de presiones es menor y al fluido le cuesta menos adherirse. Esto se traduce en que el flatback entra en pérdida más tarde que el perfil original.

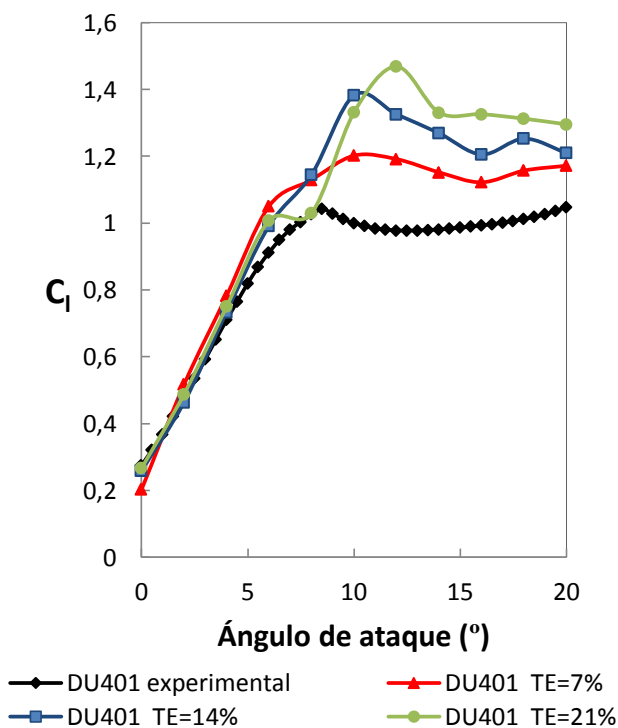


Figura 26: Coeficiente de sustentación de los perfiles flatback de DU00-W2-401, Re=3e06.

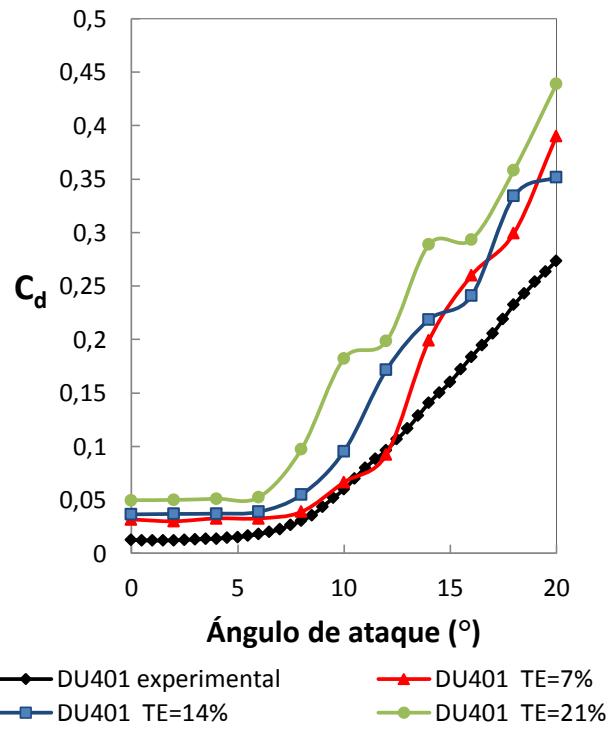


Figura 27: Coeficiente de resistencia de los perfiles flatback de DU00-W2-401,  $Re=3e06$ .

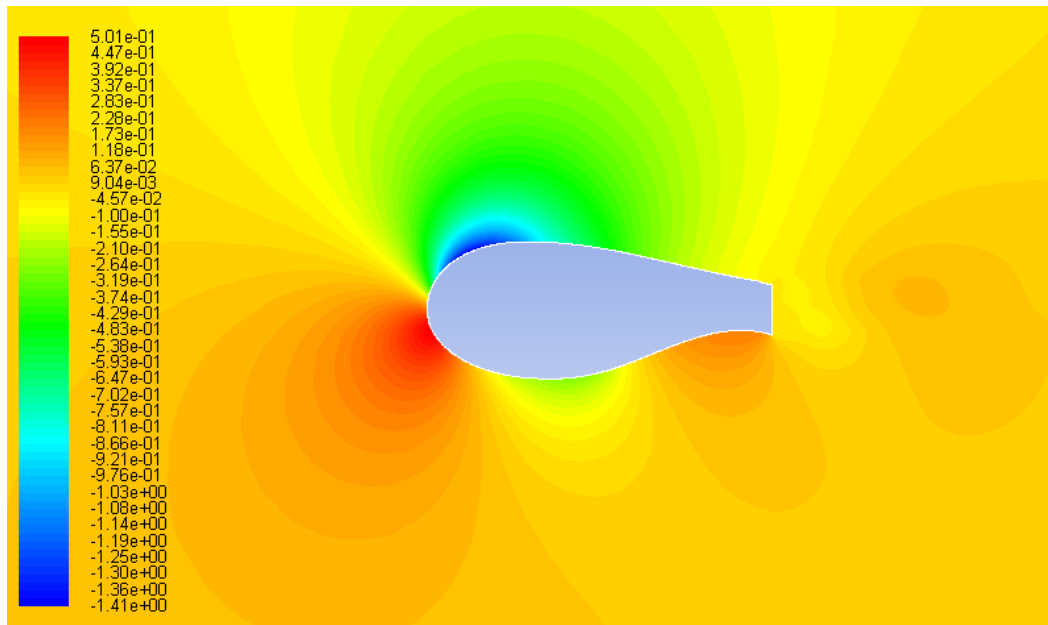


Figura 28: Caída de presión justo detrás del perfil, aumentando la resistencia.

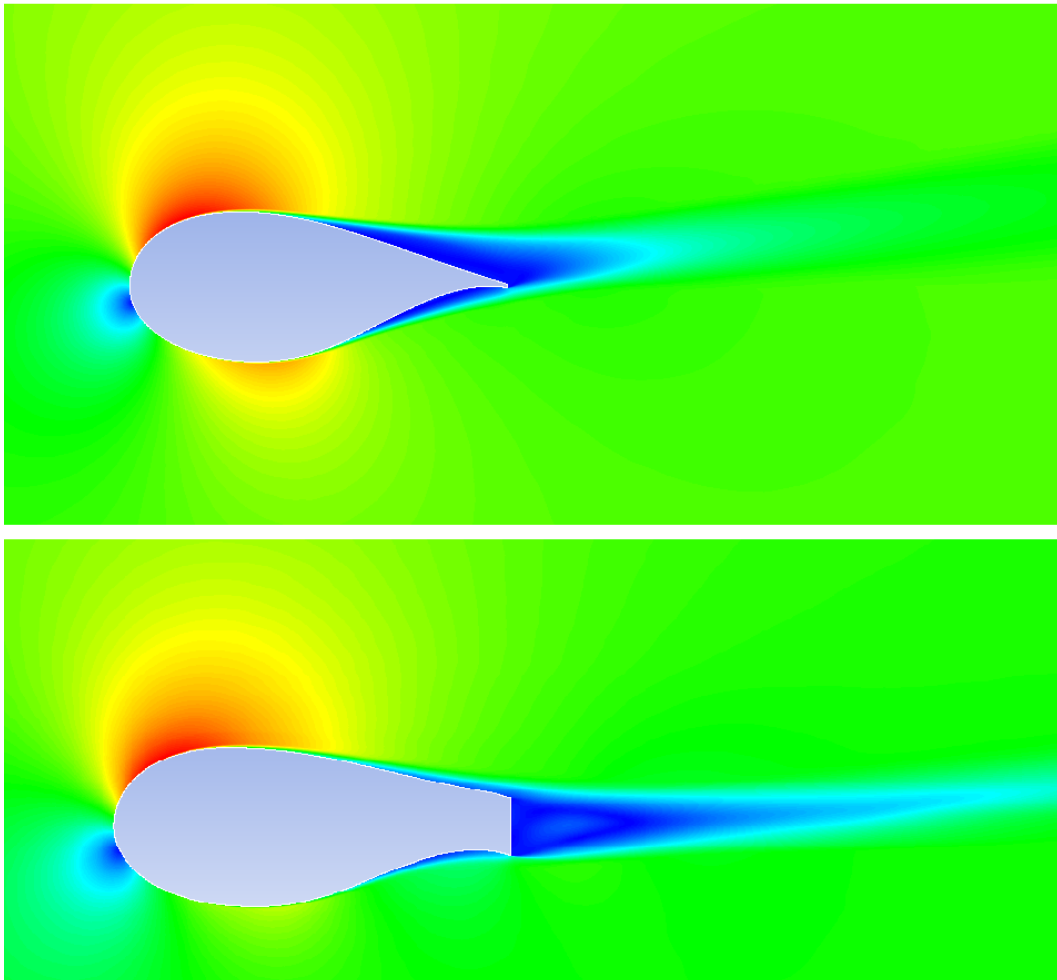


Figura 29: Campo de velocidades del perfil original y su flatback TE=14% a 8 grados. Notar la separación del flujo sobre el extradós del perfil original, en cambio el flatback logra mantener adherida el flujo.

La eficiencia aerodinámica ( $E = C_l/C_d$ ) representa el ratio de la sustentación sobre la resistencia. Un perfil de mayor eficiencia significa que produce elevada sustentación pero poca resistencia, que sería lo ideal. En la figura 30 se observa los valores de eficiencia aerodinámica para el perfil original y los perfiles flatback simulados en Fluent. Para comenzar, la eficiencia de todos los casos disminuye abruptamente entre 8 y 10 grados que es donde la resistencia se dispara debido a la gran separación de capa límite sobre el perfil.

Para comparar los perfiles flatback con el original, observar la figura 30. Notar que el perfil flatback DU401 TE=7% tiene la eficiencia más grande con respecto al original desde 0 hasta 14 grados, y a partir de 14 grados los tres perfiles presentan ventajas similares sobre el original, los perfiles flatback tienen mejor eficiencia debido a que la capa límite se retrasa un poco más en desprenderse, permitiéndole crear más



sustentación.

El perfil con peor eficiencia desde 0 hasta 16 grados es el perfil DU401 TE=21% (ver figura 30), a pesar de tener el coeficiente de sustentación más grande desde 12 a 20 grados (ver figura 26) no mejora su eficiencia debido a la gran resistencia de la caída de presión creada justo detrás del borde de salida.

Es importante tener en cuenta el rango de operación de estos perfiles en el aerogenerador, rango comprendido entre 8 y 16 grados. En la gráfica 31 se observa que desde 8 a 16 grados el perfil que mejor eficiencia tiene con respecto al original es el perfil DU401 TE=7% con un aumento promedio de 20% (ver tabla 6).

Al parecer el perfil más adecuado es el perfil DU401 TE=7% desde el punto de vista de la eficiencia aerodinámica. Más adelante en el apartado 12, se estudiará como afectan los coeficientes de sustentación y resistencia en la aerodinámica del rotor, y se encontrará el perfil realmente adecuado.

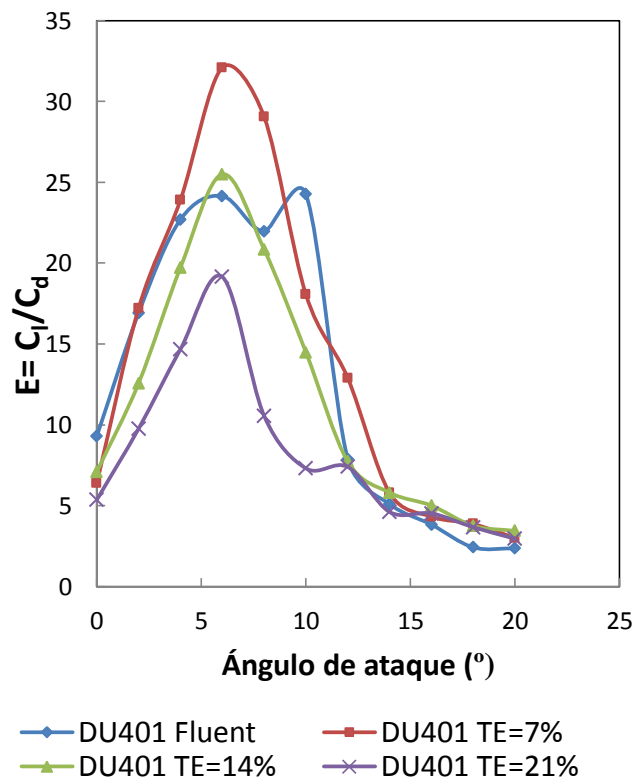


Figura 30: Eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque, del perfil original DU401 y sus perfiles flatback simétricos.

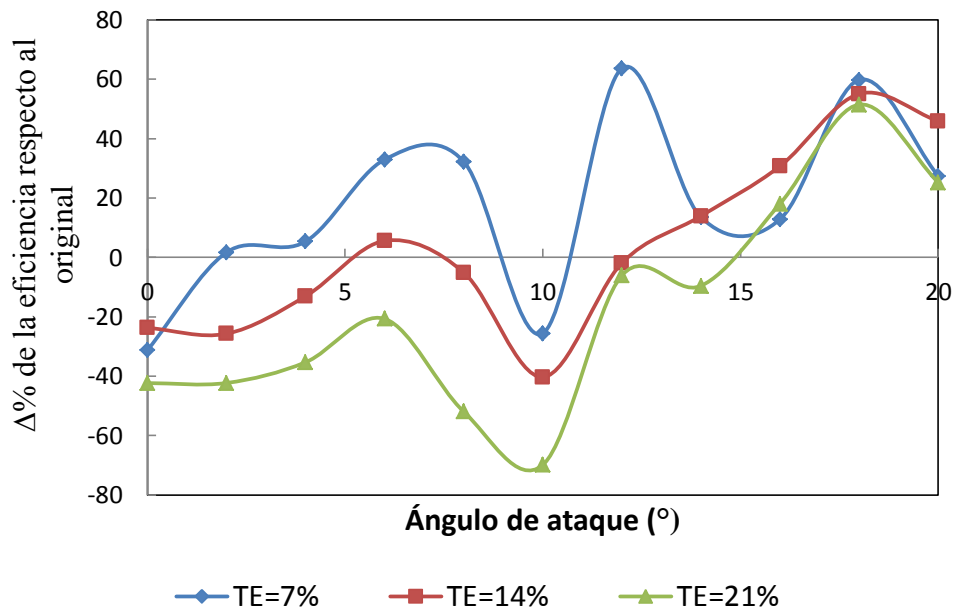


Figura 31: Comparación porcentual de la eficiencia aerodinámica de cada perfil flatback con el original DU00-W2-401-

Tabla 6: Promedio de la variación porcentual de cada flatback con el original DU401 en el rango de operación.

<i>Rango de operación</i>	<i>Δ% de la eficiencia respecto al original</i>		
Grados (°)	TE=7%	TE=14%	TE=21%
8	32,3	-5,1	-52,0
10	-25,6	-40,3	-69,9
12	63,7	-1,9	-6,1
14	13,5	13,9	-9,6
16	12,9	30,8	18,1
<b>Promedio</b>	19,4	-0,5	-23,9

## 10.2 Flatback del perfil de transición ( $t/c=60\%$ )

### 10.2.1 Geometría

El espesor de los bordes de salida escogidos fueron 17%, 34% y 50% del espesor relativo máximo. Esto corresponde a 10%,20% y 30% de la cuerda.

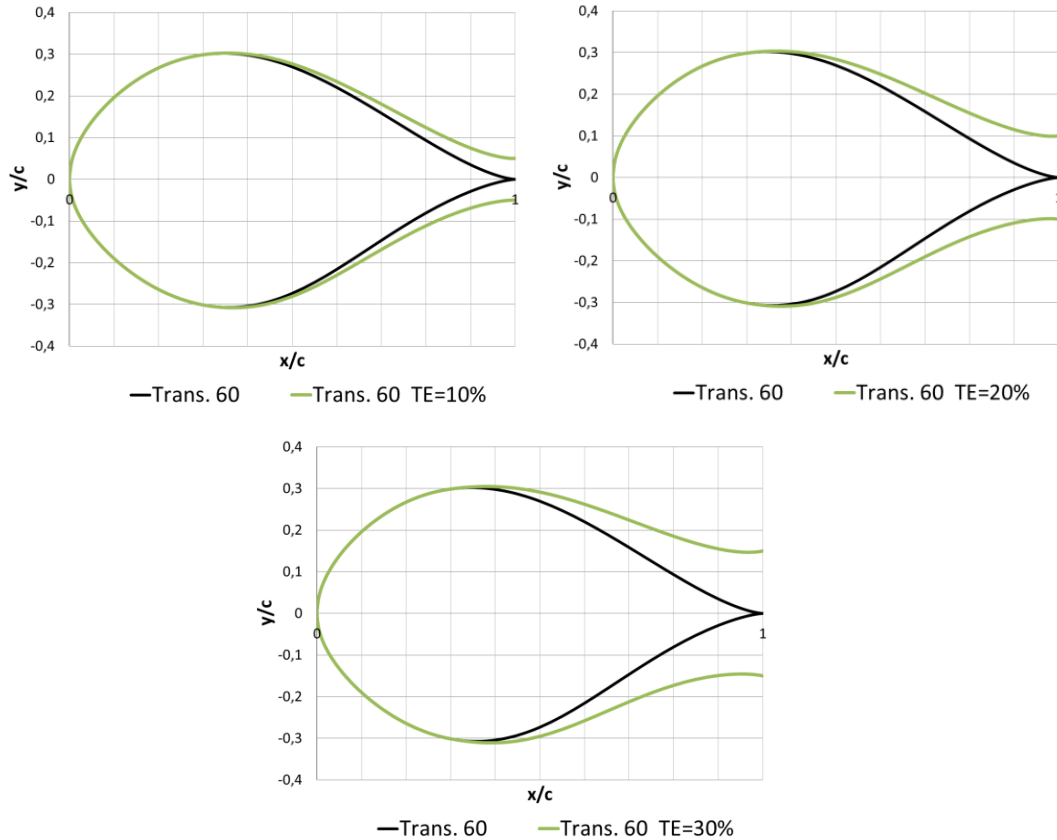


Figura 32: Perfiles flatback de transición 60%.

### 10.2.2 Resultados

Para este perfil cuyo espesor es elevado, las mejoras en transformar este perfil en flatback son notorias (ver figura 33). El perfil original genera poca sustentación debido a la rápida entrada en pérdida, al aumentar el espesor del borde de salida facilitamos la adherencia del fluido sobre el perfil. El coeficiente de sustentación máximo que se obtiene con el TR60 TE=30% es 2,5 veces superior al máximo del TR60 original, es una mejora considerable aunque una vez más se comprueba que la resistencia también

aumenta (ver figura 34).

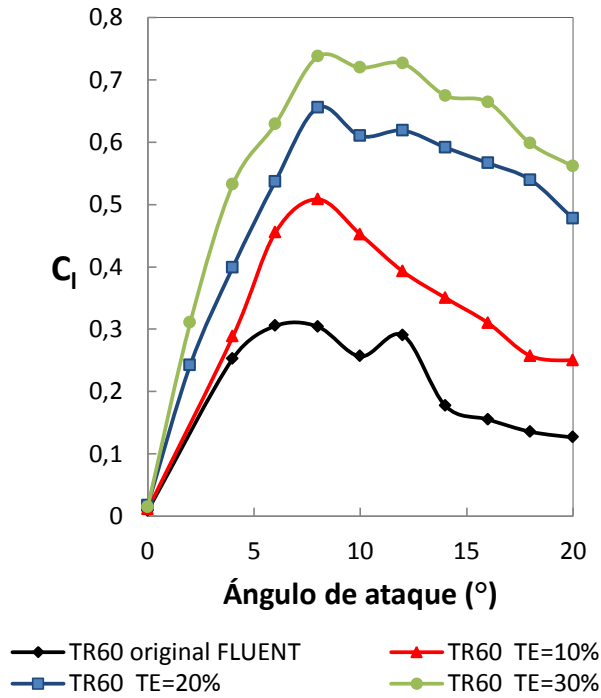


Figura 33: Coeficiente de sustentación de los perfiles flatback de transición 60%, Re=3e06.

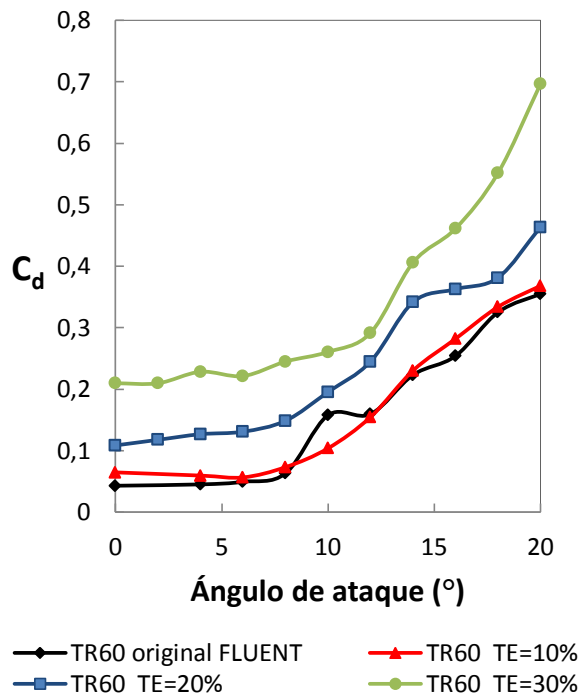


Figura 34: Coeficiente de resistencia de los perfiles flatback de transición 60%, Re=3e06.

Al igual que el anterior perfil, se compara la eficiencia aerodinámica ( $E=C_l/C_d$ ) de cada perfil (ver figura 35) y se comprueba que la eficiencia aerodinámica cae abruptamente a los 6-8 grados para todos los perfiles, se crea más sustentación con los flatback pero inevitablemente también aumenta la resistencia.

Comparando cada flatback con el original (ver figura 36). El perfil TR60 TE=10% tiene la eficiencia más grande desde 0 hasta 12 grados. Los otros dos perfiles flatback tienen la eficiencia por debajo del original desde 0 hasta 8 grados.

En el rango de operación (8-16 grados) el perfil TR60% TE=10% tiene una ventaja de 85% sobre el original, y el perfil TR60 TE=20% y TR60 TE=30% cuentan con 80% y 65% de ventaja respectivamente. Vistos estos grandes aumentos se puede llegar a pensar de las grandes posibilidades de estos perfiles, pero una vez más se tiene que comprobar las consecuencias de estos perfiles en la aerodinámica del rotor que será visto en el apartado 12.

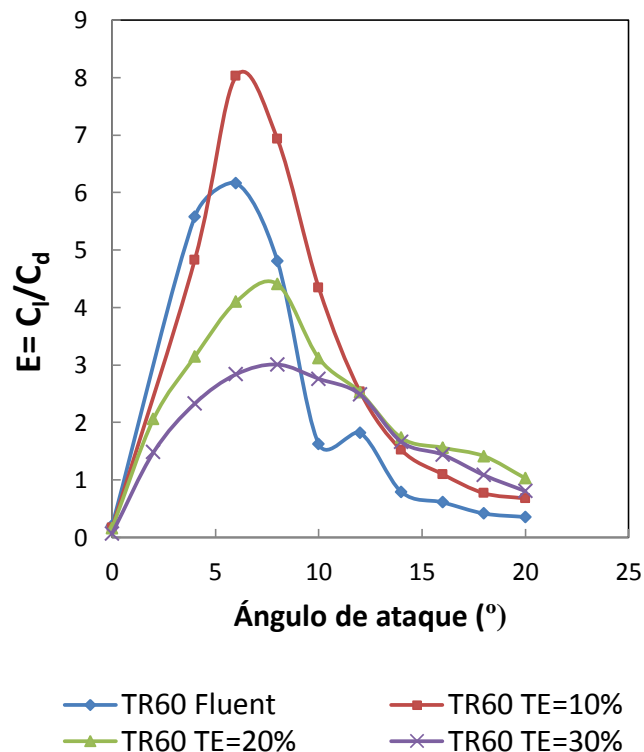


Figura 35: Eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque, para el perfil TR60 y sus perfiles flatback simétricos.

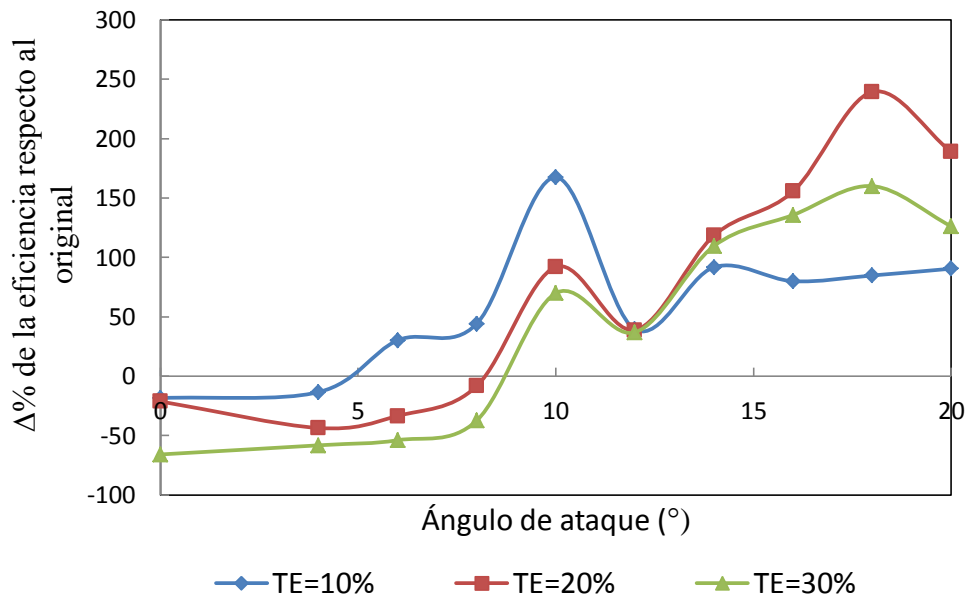


Figura 36: Comparación porcentual de la eficiencia aerodinámica de cada perfil flatback con el original TR60.-

Tabla 7: Promedio de la variación porcentual de cada flatback con el original TR60 en el rango de operación.

<i>Rango de operación</i>	<i>Δ% de la eficiencia respecto al original</i>		
	TE=10%	TE=20%	TE=30%
Grados (°)			
8	44,1	-8,3	-37,4
10	167,5	92,0	69,9
12	39,4	38,8	36,9
14	91,7	118,4	109,6
16	80,0	155,7	135,7
<b>Promedio</b>	<b>84,5</b>	<b>79,3</b>	<b>62,9</b>

# 11. OPTIMIZACIÓN: ESTUDIO DE PERFILES FLATBACK ASIMÉTRICOS.

---

Una vez estudiados los perfiles simétricos, los resultados demostraron que existía una mejora en el coeficiente de sustentación máximo y también en la zona de pérdida. Este estudio también pretende conocer cuales serían los efectos de un flatback asimétrico y si existe alguna mejora respecto al simétrico. Si volvemos a la creación de la geometría del flatback podemos modificar el reparto de espesor y obtener perfiles asimétricos. Se realizaron algunas pruebas en Fluent usando el perfil DU00-W2-401 TE=14%, el número de Reynolds para todas las simulaciones fue de 3 millones.

## 11.1 Geometría

Para convertir un perfil flatback simétrico en uno asimétrico ha sido un paso sencillo, se cambia el porcentaje de aumento de un lado con respecto al otro. Por ejemplo para una asimetría de 25% se suma 25% del espesor de borde de salida escogido al extradós y el 75% restante al intradós. Antes, para un perfil simétrico se sumaba 50% del espesor escogido a ambos lados, por ello era simétrico.

En la figura 37, se pueden observar los nuevos perfiles asimétricos. Al distribuir asimétricamente el borde de salida, se tuvo que alinear la cuerda con la horizontal para que el ángulo de ataque sea cero con la horizontal. La asimetría cambia la curvatura media del perfil, por tanto se pueden esperar posibles mejoras. Para identificar rápidamente que la curvatura cambia basta con observar que el área encima de la cuerda del perfil de asimetría 0% es mayor que el de asimetría 100%.

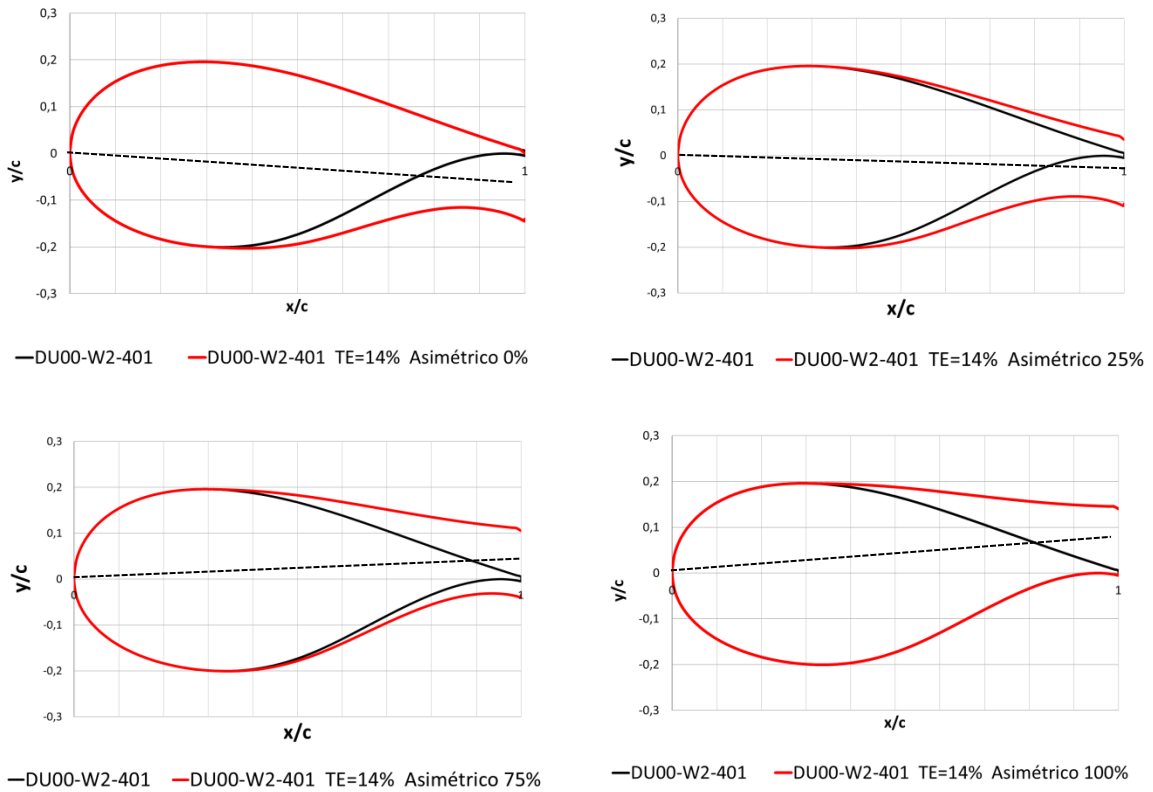


Figura 37: Perfiles flatback asimétricos del perfil DU00-W2-401, atravesadas por la cuerda.

## 11.2 Resultados

Los resultados se muestran en las figuras 38, se observa que para los casos de asimetría de 0% y 25% la curvatura media aumenta por tanto el coeficiente de sustentación máximo aumenta pero la entrada en pérdida se efectúa antes porque el gradiente adverso es mayor debido a la curvatura más acentuada de estos perfiles. En cambio para los perfiles de asimetría 75% y 100% la curvatura media disminuye y sucede todo lo contrario, el coeficiente máximo decrece y la pérdida se retrasa.

Estos perfiles se situarán en la región interior del rotor, esta zona tiene un rango de operación de ángulo de ataque de  $8^{\circ}$ - $16^{\circ}$  y se puede observar de la figura 38 que el perfil DU401 TE=14% Asimetría 25% tiene mejores prestaciones de sustentación en ese rango que el resto. El perfil DU401 TE=14% Asimetría 0% tiene el coeficiente de sustentación más grande (1,6) pero entra en pérdida mucho antes ( $6^{\circ}$ ).



Por tanto se puede optimizar un perfil flatback al aumentar ligeramente la curvatura. El perfil DU401 TE=14% Asimetría 25% aumento el coeficiente de sustentación un promedio de 0,14 y además no hay cambios significativos en la resistencia (ver figura 39).

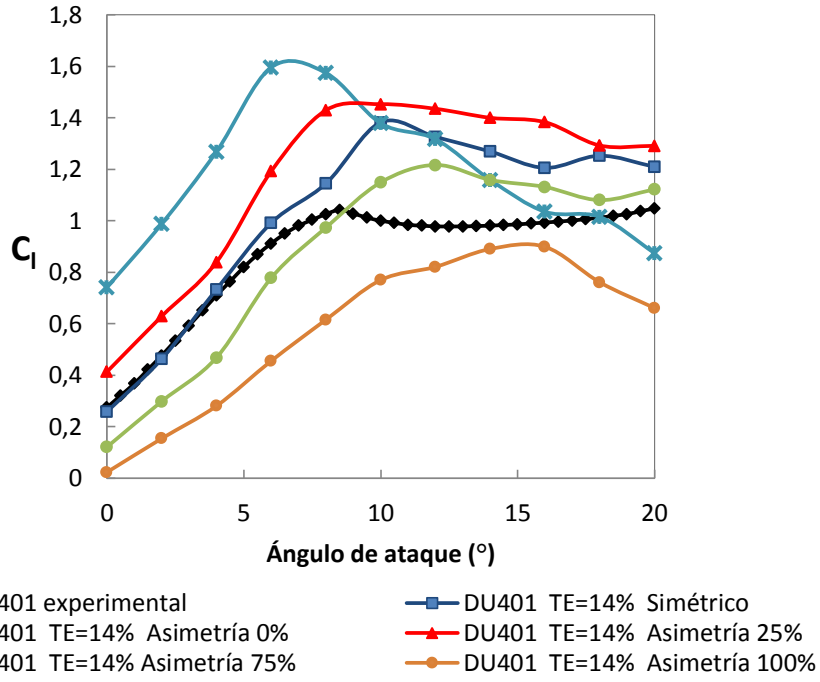


Figura 38: Coeficiente de sustentación de los perfiles flatback asimétricos de DU00-W2-401, Re=3e06.

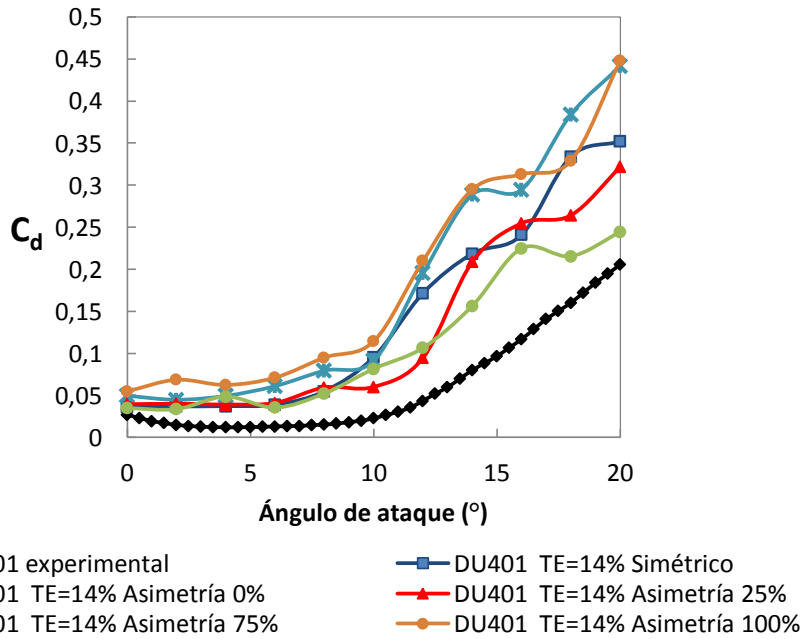


Figura 39: Coeficiente de resistencia de los perfiles flatback asimétricos de DU00-W2-401, Re=3e06.

En cuanto a las eficiencias de estos perfiles (ver figura 40), no hay una solución asimétrica que tenga ventaja desde 0 a 20 grados sobre los demás. Hay zonas en las que uno es mejor que otro, por ejemplo de 0 a 6 grados la asimetría 0% es superior pero de 6 a 12 grados lo es la asimetría 25%.

Para determinar si la asimetría es una mejora o no de las características aerodinámicas de un perfil simétrico se realizó la figura 41, donde el perfil de asimetría 25% está por encima del perfil simétrico desde 0 a 20 grados, aunque el perfil que mayor porcentaje aumenta es el perfil de asimetría 0% a cero grados, pero a partir de ahí los beneficios caen continuamente. El que peor resultado obtiene es el perfil de asimetría 100%, debido a la disminución de su curvatura no produce tanta sustentación como el simétrico además las resistencias son parecidas, por tanto es normal que sea inferior que el simétrico.

Por último hay que comprobar en la zona de operación (8-16 grados) donde el perfil simétrico se optimiza con la asimetría de 25% (ver tabla 6 y 8).

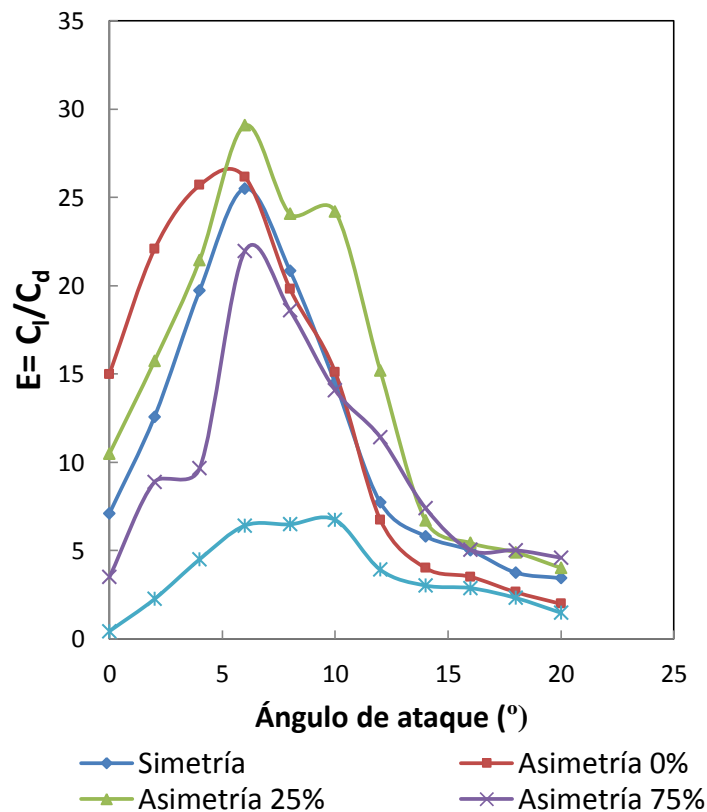


Figura 40: Eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque, para el perfil flatback DU401 TE=14% y sus perfiles flatback asimétricos.

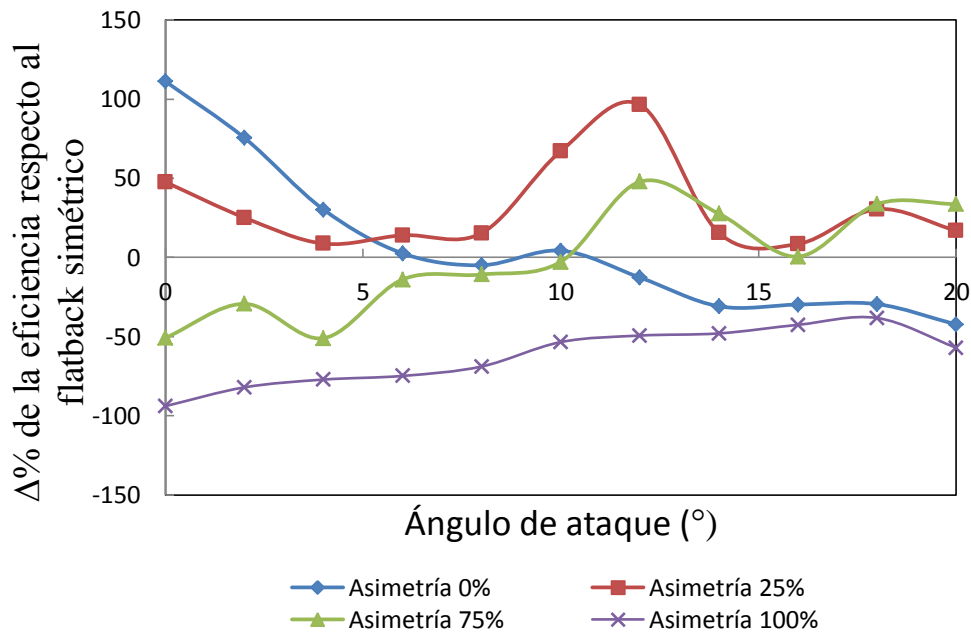


Figura 41: Comparación porcentual de la eficiencia aerodinámica de cada perfil flatback asimétrico con el flatback simétrico DU401 TE=14%.

Tabla 8: Promedio de la variación porcentual de cada flatback asimétrico con el flatback simétrico DU401 TE=14% en el rango de operación.

Rango de operación	Δ% de la eficiencia respecto al original			
	Asimetría 0%	Asimetría 25%	Asimetría 75%	Asimetría 100%
8	-4,9	15,4	-10,8	-68,9
10	4,3	67,1	-2,8	-53,5
12	-12,7	96,5	47,8	-49,4
14	-30,9	15,4	27,6	-48,0
16	-29,8	8,5	0,5	-42,6
<b>Promedio</b>	<b>-14,8</b>	<b>40,6</b>	<b>12,5</b>	<b>-52,5</b>

## 12. CONTRIBUCIÓN DEL $C_l$ Y $C_d$ EN LA AERODINÁMICA DEL ROTOR.

---

El principal objetivo de la aerodinámica en el rotor de un aerogenerador es producir tanto par como sea posible y a la vez reducir las fuerzas fuera del plano de rotación para evitar problemas estructurales. Las características aerodinámicas de la sección de una pala son determinadas por la sustentación y resistencia que generan, sin embargo un rotor se caracteriza por el par y la fuerza fuera del plano del rotor, también conocido como empuje. Para un perfil cualquiera situado a lo largo de la pala, sus características de coeficiente de sustentación y resistencia pueden convertirse en coeficientes de par y empuje, usando las siguientes ecuaciones:

$$\phi = \alpha + \beta \quad (24)$$

$$C_q = C_l \sin\phi - C_d \cos\phi \quad (25)$$

$$C_t = C_l \cos\phi + C_d \sin\phi \quad (26)$$

Donde  $\alpha$  es el ángulo de ataque del perfil,  $\beta$  es el ángulo de torsión relativo al plano de rotación. La suma de estos dos ángulos es  $\phi$  que es el ángulo total del viento relativo al plano de rotación, en cada perfil a lo largo de la pala (ver figura 42).

Como se observa en la ecuación del coeficiente de par (ecuación 25), el ángulo de torsión juega un papel importante, particularmente en la zona interior del rotor donde los ángulos de torsión son mayores. Valores típicos entre el 15% - 30% de la posición radial (teniendo en cuenta que 0 es el eje de rotación) tienen ángulos de  $10^\circ - 20^\circ$  [14].

Los resultados de las simulaciones del flatback y del perfil original se convirtieron en coeficientes de par, se elige un ángulo de torsión de  $15^\circ$  y se utiliza la ecuación 27 de variación de coeficiente de par para compararlos.

$$\Delta C_q = C_{q_{flatback}} - C_{q_{original}} \quad (27)$$

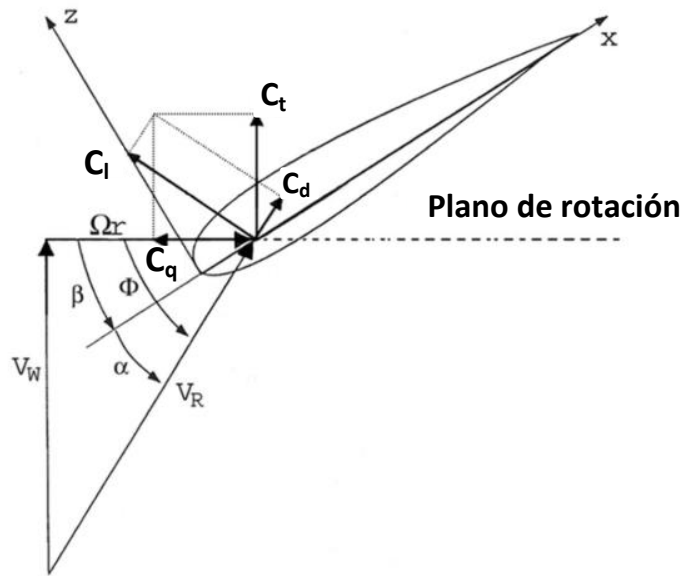


Figura 42: Orientación del viento relativo  $V_R$  (suma vectorial del viento y la velocidad del perfil debido a la rotación) con los coeficientes y los ángulos

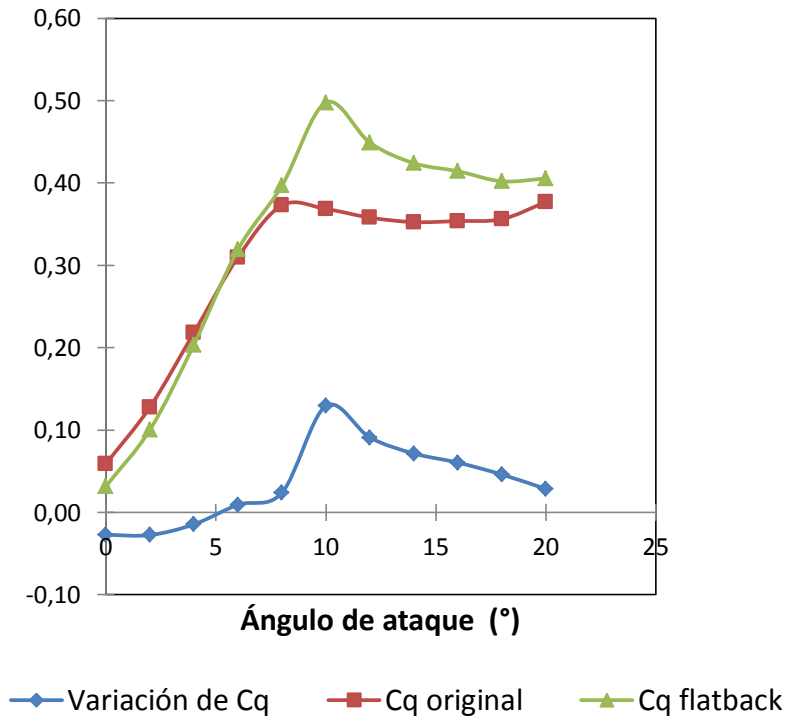


Figura 43: Comparación del coeficiente de par entre DU00-W2-401 y el flatback DU-W2-401 TE=14%.

Para el perfil DU00-W2-401 se aprecian aumentos del coeficiente de par aerodinámico alrededor del 20% sobre el perfil original en el rango típico de operación de  $8^\circ < \alpha < 16^\circ$  (ver tabla 9) . El perfil que es superior es el flatback DU00-W2-401 TE=14% (ver figura 43).

En la tabla 10, se compara el perfil DU00-W2-401 y su perfil flatback TE=14%, se observa que efectivamente todos los coeficientes son positivos

Con el cambio de simetría a asimetría del perfil DU00-W2-401 TE=14% también se notan mejoras (ver tabla 11). Resultando que la asimetría de 25% tiene mejor coeficiente de par (45% más) sobre el perfil original a lo largo del rango de operación. Esto nos indica que una asimetría de 25% puede mejorar el rendimiento de los perfiles flatback (ver tabla 12 ).

**Tabla 9: Comparación de la variación porcentual del coeficiente de par de cada flatback simétrico con el perfil original DU00-W2-401**

<b>Alpha (°)</b>	<b><math>\Delta\%</math> respecto original (%)</b>		
	<b>TE=7%</b>	<b>TE=14%</b>	<b>TE=21%</b>
8	8,8	6,4	-16,2
10	21,5	35,1	7,9
12	28,1	25,4	36,8
14	9,0	20,3	11,3
16	0,4	17,1	21,9
<b>Aumento promedio de Cq (%)</b>	13,6	<b>20,9</b>	12,4

Tabla 10: Comparación de los coeficientes de par para el rango de operación, comparación entre DU00-W2-401 y el flatback DU00-W2-401 TE=14%.

<i>Alpha (°)</i>	<i>Cq original</i>	<i>Cq flatback</i>	$\Delta Cq$	$\Delta Cq \%$
8	0,3728	0,3968	0,0240	6,4
10	0,3684	0,4977	0,1292	35,1
12	0,3579	0,4489	0,0909	25,4
14	0,3525	0,4240	0,0715	20,3
16	0,3538	0,4143	0,0605	17,1
<b>Aumento promedio de Cq (%)</b>				<b>21</b>

Tabla 11: Comparación de la variación porcentual del coeficiente de par de cada flatback asimétrico del flatback DU00-W2-401 TE=14% con el perfil original.

<i>Alpha (°)</i>	$\Delta\%$ respecto original (%)			
	<i>Asimetría 0%</i>	<i>Asimetría 25%</i>	<i>Asimetría 75%</i>	<i>Asimetría 100%</i>
8	45,4	35,1	-10,9	-58,9
10	35,7	51,9	11,7	-39,8
12	18,4	58,5	27,8	-48,1
14	-12,3	40,7	20,5	-50,7
16	-20,8	39,6	10,2	-45,0
<b>Aumento promedio de Cq (%)</b>	<b>13,3</b>	<b>45,2</b>	<b>11,9</b>	<b>-48,5</b>

Tabla 12: Comparación de los coeficientes de par para el rango de operación, comparación entre DU00-W2-401 y el flatback DU00-W2-401 TE=14%. Asimetría 25%.

<i>Alpha (°)</i>	<i>Cq original</i>	<i>Cq flatback</i>	$\Delta Cq$	$\Delta Cq \%$
8	0,3728	0,5039	0,1310	35,1
10	0,3684	0,5596	0,1912	51,9
12	0,3579	0,5672	0,2092	58,5
14	0,3525	0,4959	0,1434	40,7
16	0,3538	0,4939	0,1401	39,6
<b>Aumento promedio de Cq (%)</b>				<b>45</b>

Para el perfil de transición 60%, se aprecian aumentos del coeficiente de par alrededor del 200% sobre el perfil original (ver tabla 13). El perfil que es superior es el flatback TR60 TE=20% (ver figura 44).

Si se observa la tabla 14., el coeficiente de par del perfil TR60 llega a ser incluso negativo, esto es debido a que el coeficiente de resistencia es demasiado grande y a la vez el coeficiente de sustentación muy pequeño. Al convertirlo en flatback se mejora la situación pero en  $\alpha$  igual a 14 y 16 grados aún existe par negativo pero mucho menor que el original. El aumento promedio del coeficiente de par fue 261%. Se está cambiando de unas propiedades aerodinámicas negativas a unas propiedades malas pero eso ya da una ventaja en cuanto a ganancia de eficiencia del rotor y es en este tipo de perfiles donde la solución flatback tiene más potencial.

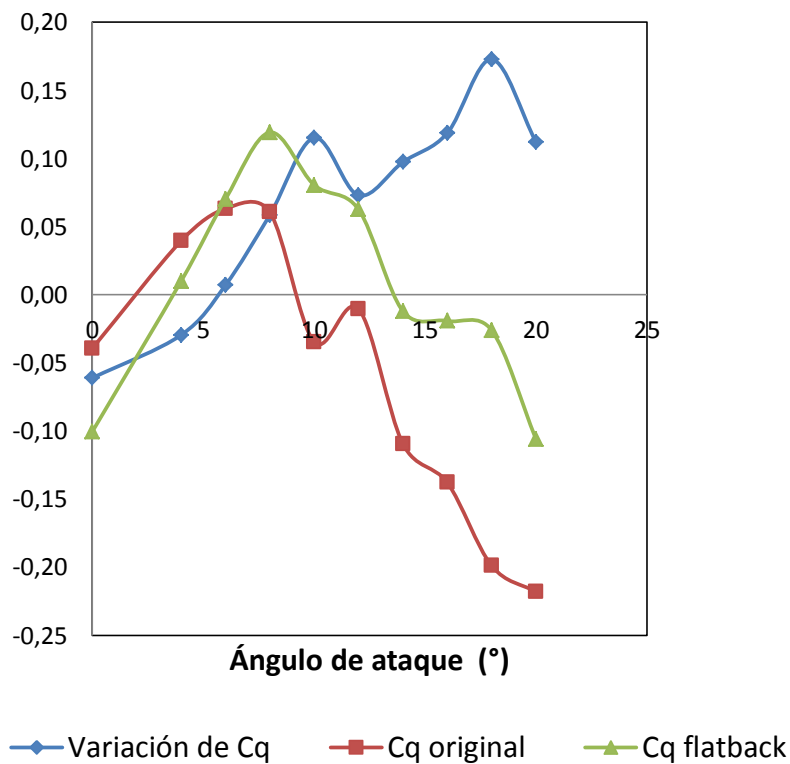


Figura 44: Comparación del coeficiente de par entre TR60 y TR60 TE=20%.



Tabla 13: Comparación de la variación porcentual del coeficiente de par de cada flatback simétrico con el perfil original TR60

<i>Alpha</i> (°)	<i>Δ% respecto original (%)</i>		
	TE=10%	TE=20%	TE=30%
8	116,3	96,6	3,1
10	379,0	332,3	295,7
12	486,9	701,0	770,6
14	71,0	89,0	74,4
16	40,5	86,1	61,3
<b>Aumento promedio de Cq (%)</b>	<b>219</b>	<b>261</b>	<b>241,0</b>

Tabla 14: Comparación de los coeficientes de par para el rango de operación, comparación entre TR60 y el flatback TR60 TE=20%.

<i>Alpha</i> (°)	<i>Cq original</i>	<i>Cq flatback</i>	<i>ΔCq</i>	<i>ΔCq %</i>
8	0,0606	0,1192	0,0586	96,6
10	-0,0347	0,0805	0,1152	332,3
12	-0,0104	0,0626	0,0730	701,0
14	-0,1095	-0,0121	0,0974	89,0
16	-0,1379	-0,0192	0,1187	86,1
<b>Aumento promedio de Cq (%)</b>				<b>261</b>

La desventaja aerodinámica del perfil flatback es el incremento de la resistencia, principalmente debido a la caída de presión justo detrás del perfil, debido al borde de salida grueso (ver figura 45). Existen varias posibilidades para reducir este problema [15], el caso más simple sería añadir una placa divisora al borde de salida. Otras posibles soluciones incluyen una placa divisora con bordes dentados o poner dos placas a ambos lados del borde de salida [15], pero el análisis de estas mejoras están fuera del alcance del presente estudio, pero se contemplan para futuras investigaciones.

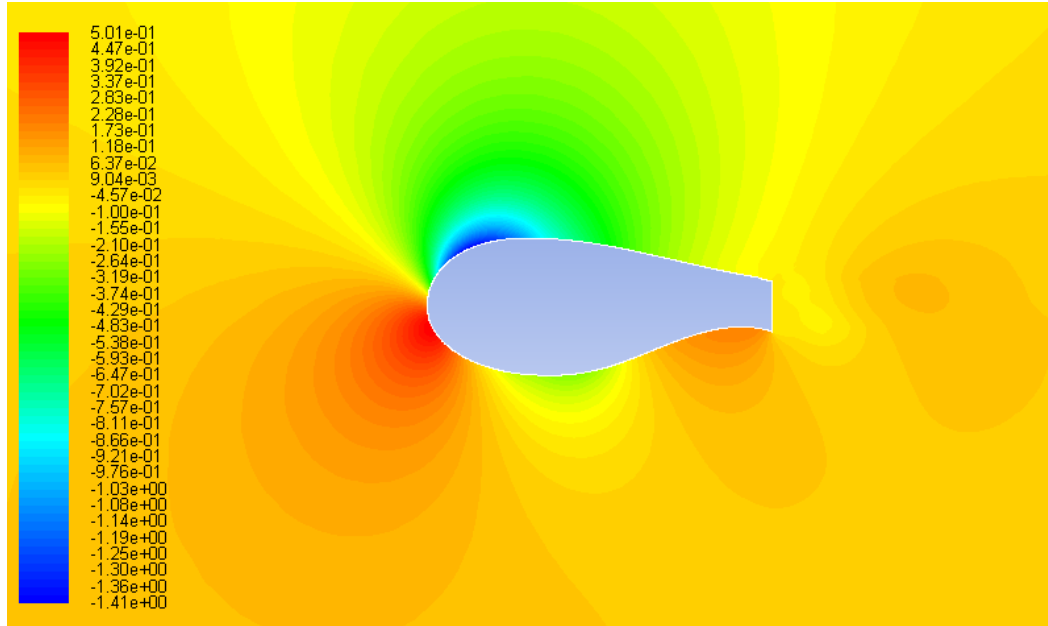


Figura 45: Distribución de presión estática sobre el perfil DU00—W2-401 TE=14%, representa la caída de presión en la zona de vórtices justo detrás del perfil.

# 13. RESUMEN DE PRESUPUESTO.

---

## 13.1 *Presupuesto.*

### 13.1.1 *Descripción de los costes del proyecto.*

- Los recursos humanos: La totalidad del estudio ha sido desarrollada por un estudiante de último curso de ingeniería en vehículos aeroespaciales. Dado que se trata de un estudio de carácter académico, se ha optado por cobrar las horas de trabajo a precio de becario, 8 €/hora. El número total de horas invertidos en este estudio se estima en 660 horas.
- Los recursos informáticos: El principal coste de este apartado es un portátil HP Pavilion DV6 con procesador Intel Core i7, 4 GB de RAM valorizado en 1000 euros. Amortizado en 2 años y utilizado durante estos cuatro meses, corresponde un valor de 170 euros para el presente proyecto. El programa de Ansys v14.5 versión Academic, es un software con licencias educativas presente en las aulas de informática de la universidad, no implicaron ningún coste para el presente estudio.

**Tabla 15: Balance de los costes del proyecto.**

Recursos Humanos	5280 euros
Recursos Informáticos	170 euros
<b>Total</b>	<b>5450 euros</b>

# 14. PLANIFICACIÓN Y PROGRAMACIÓN.

---

## 14.1 Planificación y programación del estudio.

Una buena planificación es vital para el correcto desarrollo de este estudio. Prácticamente todas las tareas se realizaron en serie.

El núcleo de este trabajo son las simulaciones en CFD de los perfiles flatback. Dicha tarea corresponde un gran número de horas de simulación en un ordenador, se simularon 13 perfiles y para cada perfil se realizaban 10 simulaciones (10 ángulos de ataque), cada simulación rondaba los 30-40 minutos, esto equivale a un total de 85 horas de simulación además del tiempo de pre-procesado y el post-procesado.

En cuanto a la composición de las tareas del estudio y su programación, dado el carácter novedoso del estudio, la reestructuración del plan inicial ha sido continua. En la siguiente tabla se pueden ver las principales tareas y el tiempo finalmente dedicado.

**Tabla 16** Descomposición de las tareas del estudio y su tiempo de dedicación.

TAREA	DEDICACIÓN [h]
Búsqueda de información relativa al estado del arte	40
Estudio de teoría necesaria para el desarrollo del proyecto	30
Creación de la geometría del perfil flatback a partir de un perfil normal y de su optimización.	80
Aprendizaje de métodos de mallado	30

Aprendizaje del software de Ansys <ul style="list-style-type: none"> <li>• Geometría.</li> <li>• Mallado.</li> <li>• Configuración parámetros de Fluent.</li> </ul>	70
Pruebas del mallado y de la configuración de Fluent para obtener convergencia	105
Mallado de los perfiles usados.	10
Simulaciones de los perfiles.	85
Post-procesado.	30
Análisis de resultados.	60
Redacción de memoria y anexos.	120
<b>DEDICACIÓN TOTAL</b>	<b>660</b>

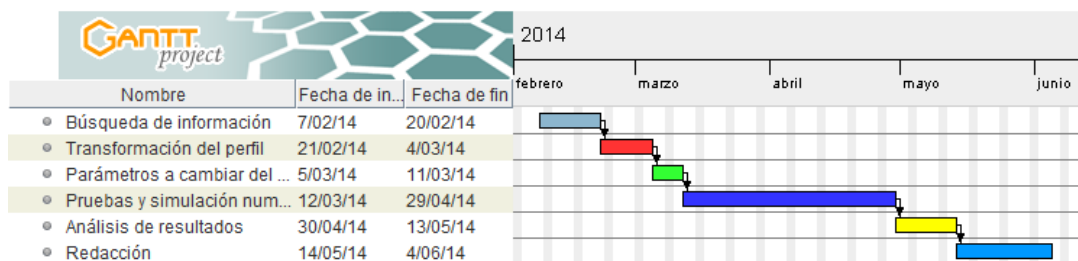


Figura 46: Programación de las tareas principales.

## 14.2 Planificación y programación en el futuro.

Este estudio es el comienzo de un largo proceso para introducir los perfiles flatback a los aerogeneradores. La tabla 17 muestra las siguientes tareas a desarrollar para verificar la efectividad de estos perfiles y también garantizar la integridad estructural de la pala, al final de dichas tareas se sabrá si podemos integrar este diseño en la cadena de producción de los nuevos aerogeneradores.

Tabla 17: Descomposición de las tareas del futuro estudio y su tiempo de dedicación.

NÚMERO DE TAREA	TAREA	DEDICACIÓN [h]
1	CFD transitorio de los perfiles flatback para escoger el perfil de mejores características aerodinámicas.	240
2	Integrar el perfil flatback escogido en el diseño 3D de la pala actual de la cadena de producción	32
3	CFD transitorio 3D de la pala incluyendo efectos de rotación.	320
4	Fabricación de maquetas y/o partes esc. 1/1 para ensayos aerodinámicos y/o estructurales	200
5	Ensayo aerodinámico de maquetas en túnel de viento.	150
6	Ensayo estructural estático pala.	300
7	Ensayo estructural dinámico pala/conjunto.	380
8	Post-procesado y conclusiones	40
<b>DEDICACIÓN TOTAL</b>		<b>1662</b>

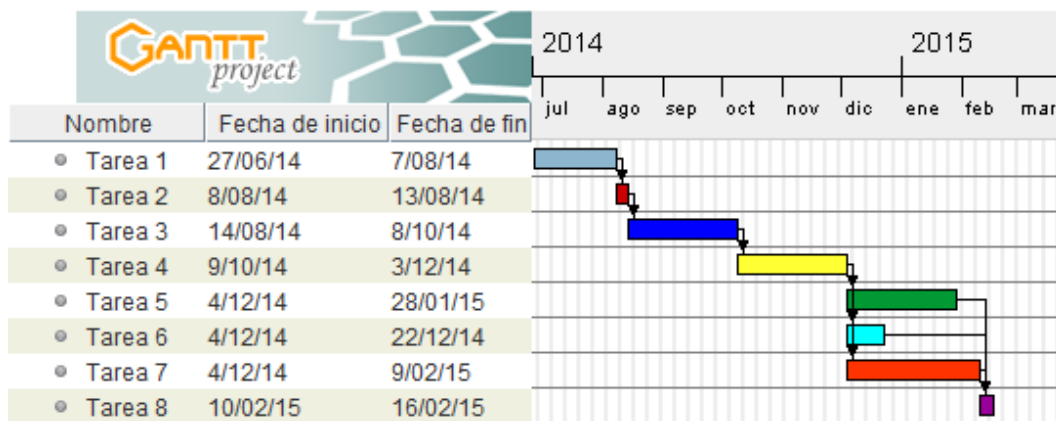


Figura 47: Programación de las tareas principales futuras.

# 15. IMPACTO MEDIOAMBIENTAL.

---

Este estudio se centra en mejorar un perfil para su uso en aerogeneradores de grandes dimensiones en parques eólicos tanto terrestres como marinos. Este perfil mejora la eficiencia de estos y por lo tanto aumenta su capacidad de producción.

El mundo afronta dos problemas fuertemente ligado entre ellos: la escasez de energía debido al agotamiento de los combustibles fósiles; y las consecuencias de las emisiones de los combustibles fósiles sobre el medio ambiente

La Administración de Información de la Energía (EIA por sus siglas en inglés) pronostica que el consumo de energía global aumentará 49% desde 2007 hasta 2035 [2], ese consumo se ve aplacado en gran parte gracias a los combustibles fósiles, pero estos generan un impacto en la salud pública y en el medio ambiente. Por lo tanto es una solución que a la larga puede acarrear graves consecuencias.

La energía eólica representa una solución a los dos problemas antes mencionados, no genera ninguna emisión por tanto es un reemplazo limpio a los combustibles fósiles para generar electricidad. El Departamento de Energía de EE:UU. estima que el sector eléctrico de EE.UU. podría evitar 825 millones de toneladas de CO<sub>2</sub> si integra 20% de energía eólica (54 GW) a la red [2].

Otros impactos potenciales sobre el medio ambiente serían:

- Problemas de ruido hacia la fauna que habita el ecosistema donde se construye el parque eólico.
- Impacto con aves.
- Campos electromagnéticos.
- Impacto visual.

## 16. CONCLUSIÓN.

---

Actualmente se usan perfiles como el DU00-W2-401 con un espesor relativo de 40% de cuerda o las secciones de transición hasta llegar al espesor relativo del cilindro que es del 100%. Un perfil de espesor grande ( $t/c > 0,3$  [8]) no es eficiente aerodinámicamente porque es susceptible a que la capa límite se desprenda fácilmente, en consecuencia la sustentación disminuye y la resistencia se eleva.

Para mejorar esta situación, se desarrollaron los perfiles flatback. Son perfiles que se caracterizan por tener bordes de salida gruesos. Al transformar un perfil grueso en perfil flatback obtenemos dos consecuencias aerodinámicas:

- El coeficiente de sustentación aumenta sobre todo en la zona de pérdida porque el flujo logra adherirse mejor sobre el extradós debido a que hay un cambio menos brusco en la geometría del extradós y el gradiente de presiones resultante es menor.
- La resistencia también aumenta debido a que justo después del perfil hay una caída de presión, cuanto más se abre el borde de salida más aumenta la resistencia.

A pesar del inconveniente de la resistencia, el perfil flatback es capaz de producir mayor par aerodinámico que el perfil original en el rango de operación de este perfil en el aerogenerador. Tomando como muestra el perfil DU00-W2-401  $TE=14\%$  y un perfil de transición del 60% (el TR60) con un espesor del borde de salida del 20%, se comprobó que efectivamente es capaz de mejorar el coeficiente de par en un 21% y 261% respectivamente. Transformando el flatback DU00-W2-401  $TE=14\%$  en asimétrico 25% se logra optimizar el resultado hasta 45% sobre el original, dejando en evidencia que utilizando asimetría se puede mejorar un perfil flatback.

Por otro lado, el método propio de transformación de la geometría desarrollado permite escoger cualquier espesor de borde de salida. Para los dos perfiles de experimentación se usaron un 17%, 34% y 50% del espesor relativo. Dando mejores resultados los espesores del 34% que corresponden al perfil DU00-W2-401  $TE=14\%$  y TR60  $TE=20\%$  cuyos perfiles originales poseen 40,1% y 60% de espesor relativo respectivamente.



Desde el punto de vista de la eficiencia aerodinámica se notan mejoras respecto al original, el perfil DU00-W2-401 TE=7% y TR60 TE=10% tienen un 19% y 85% más que sus respectivos perfiles originales. Observando que la eficiencia mejora al tener un espesor de borde de salida del 17% del espesor relativo máximo.

La incorporación de perfiles flatback parece obtener resultados prometedores y beneficiosos para el rendimiento aerodinámico porque se logra obtener mayor par aerodinámico y por consiguiente se aumenta la capacidad de producción del aerogenerador. Además se obtienen beneficios estructurales al utilizar perfiles flatback [16,17], llegando a ser ventajoso en futuros diseños como el aerogenerador de 13,2 MW (pala de 100 m de largo) cuando en la actualidad los más grandes rondan los 5 MW (pala de 60 m) [18].

# 17. RECOMENDACIONES FUTURAS.

---

Para futuros trabajos sobre perfiles flatback usando CFD se recomienda:

- Utilizar los perfiles que destacan en este estudio para realizar simulaciones en modo transitorio. Así se tendrían resultados más aproximados para el flujo turbulento que se desarrolla.
- Utilizar los perfiles flatback 2D para crear una pala 3D desde el cilindro hasta el perfil DU00-W2-401 y comprobar su aumento de eficiencia comparando con la pala de los perfiles originales, además se podría incluir efectos de rotación.
- Usar otros programas de CFD como OpenFoam o CFX para comparar resultados.
- Incluir las placas divisoras en el borde de salida para reducir la resistencia [15].
- Trabajar con espesores de borde de salida alrededor del 34% del espesor relativo, para encontrar posibles mejores soluciones.

Para futuros trabajos sobre perfiles flatback pero estudiados experimentalmente en túnel de viento, se recomienda:

- Utilizar los perfiles flatback 2D y convertirlos en 3D añadiéndoles profundidad. Luego construir una maqueta, para facilitar este paso se recomienda usar la tecnología de impresión 3D. Y estudiar experimentalmente las características aerodinámicas del perfil flatback.
- Utilizar los perfiles flatback 2D para crear una pala 3D desde el cilindro hasta el perfil DU00-W2-401 y otra pala con los perfiles originales. Luego construir una maqueta, para facilitar este paso se recomienda usar la tecnología de impresión 3D. Y estudiar experimentalmente las características aerodinámicas de esta sección de la pala.

## 18. BIBLIOGRAFÍA.

---

- [1] Burton, T., Sharpe, D., Jenkins, N., Bossanyi, E. (2001). Wind Energy Handbook.
- [2] Musial, W., Ram, B. (2010). Large-Scale Offshore Wind Power in the United States: Assessment of Opportunities and Barriers.
- [3] Hendricks, B (sin fecha). Upscaling [publicación en línea] .Consultado el 28 de Marzo de 2014 en la World Wide Web. <http://www.upwind.eu/Publications.aspx>.
- [4] White, F.M.(2005). Viscous Fluid Flow (third edition). University of Rhode Island.
- [5] Wilcox, D.C. (1998). Turbulence Modeling for CFD (second edition).
- [6] Menter, F.R.(1994).Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications.
- [7] Meseguer Ruiz, J.(2005). Aerodinámica Básica (segunda edición). Universidad Politécnica de Madrid.
- [8] Standish, K. J., & van Dam, C. P. (2003). Aerodynamic Analysis of Blunt Trailing Edge Airfoils. Journal of Solar Energy Engineering, 125(4), 479.
- [9] Chen, X., Agarwal, R. (2012). Optimization of Flatback Airfoils for Wind-Turbine Blades Using a Genetic Algorithm. Journal of Aircraft, 49(2), 622-629.
- [10] Milián Sanz, J. M. (2011). CFD study of thick flatback airfoils using OpenFOAM.
- [11] Grasso, F. (2013). Development of Thick Airfoils for Wind Turbines. Journal of Aircraft, 50(3), 975-981.
- [12] Canonsburg, T. D. (2012). ANSYS FLUENT User ' s Guide.
- [13] Fuller, M. (2010). Numerical Simulation Of A Flat Back Airfoil For Wind Turbine.
- [14] Sandia National Laboratories (2002).Parametric Study for Large Wind Turbine Blades. Report SAND2002-2519.



- [15] Baker, J. P., & Dam, C. P. Van. (2008). Drag Reduction Of Blunt Trailing-Edge Airfoils.
- [16] Fukami, K. (2013). Wind turbine blade, wind power generation device provided with same, and design method for wind turbine blade.
- [17] Paquette, J., & Veers, P.(2002). Increased Strength in Wind Turbine Blades through Innovative Structural Design.
- [18] Griffith, D. T., Ashwill, T. D., & Resor, B. R. (2012). Large Offshore Rotor Development : Design and Analysis of the Sandia 100-meter Wind Turbine Blade.



[Esta página ha sido dejada en blanco intencionadamente]



# ANEXO



## i. ÍNDICE DE CONTENIDO.

i.	ÍNDICE DE CONTENIDO.....	2
ii.	LISTA DE FIGURAS.....	3
iii.	LISTA DE TABLAS.....	4
1.	PREPARACIÓN DE LA SIMULACIÓN.....	6
1.1	Geometría.....	6
1.2	Mallado.....	14
1.2.1	Descripción malla.....	14
1.2.2	Dependencia del número de elementos perpendiculares al perfil en la capa.....	17
1.2.3	Dependencia del número de elementos total del mallado.....	18
1.2.4	Calidad de la malla.....	18
1.2.5	Proceso de creación de la malla.....	19
1.3	Configuración de Fluent.....	23
2.	BIBLIOGRAFÍA.....	30

## ii. LISTA DE FIGURAS.

Figura 1: Ventana principal de Ansys Workbench. ....	8
Figura 2: Definición de estudio de tipo 2D. ....	9
Figura 3: Insertar los puntos del perfil creado en Ansys, usando el comando curva 3D. ...	9
Figura 4: Creación de la capa del perfil. ....	11
Figura 5: Creación de la estela del perfil. ....	12
Figura 6: Circunferencia para crear la zona de malla desestructurada. ....	13
Figura 7: Geometría del dominio final del estudio. ....	14
Figura 8: Detalle de la malla en el borde de salida. ....	15
Figura 9 Malla alrededor del perfil, malla estructurada (en la superficie, estela y alrededor del círculo) y malla desestructurada (dentro del círculo). ....	16
Figura 10 Malla tipo O (forma circular). ....	16
Figura 11: Las zonas azules representan las zonas donde será una malla estructurada. .	20
Figura 12: Creación de las divisiones a lo largo de la superficie del perfil. ....	20
Figura 13: Creación de las divisiones perpendiculares dentro de la capa. ....	21
Figura 14: Creación de la malla a lo largo de la estela del perfil. ....	22
Figura 15: Zona desestructurada de la malla. ....	22
Figura 16: Creación del contorno de entrada y de salida, y la superficie del perfil. ....	23
Figura 17: Carga automática de la malla en Fluent. ....	24
Figura 18: Configuración general de Fluent. ....	25
Figura 19: Condiciones de contorno de la entrada. ....	27
Figura 20: Condiciones de contorno de la salida. ....	27
Figura 21: Configuración del método de solución. ....	28
Figura 22: Configuración de las tolerancias de los residuales. ....	29





### iii. LISTA DE TABLAS.

Tabla 1: Modelo del texto para leer los puntos del perfil en Ansys.....	7
Tabla 2: Comparación de la sensibilidad al número de elementos perpendiculares a la superficie dentro de la capa estructurada, usando el perfil FX77-W-343. ....	17
Tabla 3: Comparación de la sensibilidad al número de elementos de la malla, usando el perfil FX77-W-343. ....	18



[Esta página ha sido dejada en blanco intencionadamente]

# 1. PREPARACIÓN DE LA SIMULACIÓN.

---

## 1.1 Geometría.

La transformación de perfiles gruesos en perfiles flatback se realizó en un documento Excel. La idea es obtener la lista de puntos del perfil original y separarlo en una columna de extradós y otra de intradós. Se utilizó la siguiente ecuación para sumar en la columna de extradós y se restó en la columna de intradós.

$$\bar{y}^{fb} = \bar{y}^{or} \pm \frac{TE/100}{2} * a(x)$$

Donde:

$\bar{y}^{fb}$  = Coordenada y del perfil flatback (adimensional)

$\bar{y}^{or}$  = Coordenada y del perfil original (adimensional)

TE = Espesor del borde de salida respecto a la cuerda (%)

$a(\bar{x})$  = Factor de distribución (adimensional)

Y el valor del factor de distribución, a partir de la x donde está el espesor máximo es:

$$a(\bar{x}) = A(\bar{x} - B)^n + C\bar{x}$$

Antes del espesor máximo el valor de  $a(\bar{x}) = 0$ .

Después de algunos ensayos se obtuvo la mejor transición con  $n = 0,5$ .

$$A = \frac{1}{(1 - B)^n - n(\bar{x}_{\text{máx. espesor}} - B)^{n-1}}$$

$$B = \bar{x}_{\text{máx. espesor}}(1 - n)$$

$$C = 1 - A(1 - B)^n$$

Todo lo aprendido para la parte de geometría se usó la guía de Ansys Design Modeler

[1]. El siguiente paso fue ordenarlo de la siguiente manera: Grupo (ver tabla 1), punto, x, y, z; en un documento Excel, para guardarlos como tipo "Text (Tab delimited)". Con el archivo tipo texto podíamos usarlo para insertar los puntos en Ansys. Los datos por detrás del símbolo "#" no son leídos por Ansys. Todo el perfil forma un grupo, en este caso grupo 1, en la columna de punto se enumera cada punto, en la columna de x se colocaron las coordenadas  $\bar{x}$  del perfil que empieza en 1 (del extradós) y acaba en 1 (del intradós), en la columna de y se colocaron las coordenadas  $\bar{y}^{fb}$ , por último en la columna de z fue rellenada de ceros porque es perfil bidimensional.

Tabla 1: Modelo del texto para leer los puntos del perfil en Ansys.

#S818_perfil_flatback				
#Grupo	Punto	x	y	z
1	1	1	0,05	0
1	2	0,99628	0,050868	0
1	3	0,985749	0,053879	0
1	4	0,969733	0,059099	0
1	5	0,949331	0,065805	0
1	6	0,925013	0,072934	0
1	7	0,896604	0,079555	0
1	8	0,86363	0,08557	0
1	9	0,826424	0,091331	0
1	10	0,785533	0,09689	0
.....				

Una vez obtenido la lista de puntos del perfil flatback en un documento tipo texto, se abre el programa Ansys Workbench (ver figura 1), en el lado izquierdo se encuentra el *toolbox* y se arrastró la opción de *Fluid Flow (FLUENT)* hacia *Project Schematic* para realizar un proyecto de CFD usando Fluent. El proyecto incluyó los siguientes pasos: Geometría (*Geometry*), Mallado (*Mesh*), Configuración (*Setup*), Solución (*Solution*) y Resultados (*Results*).

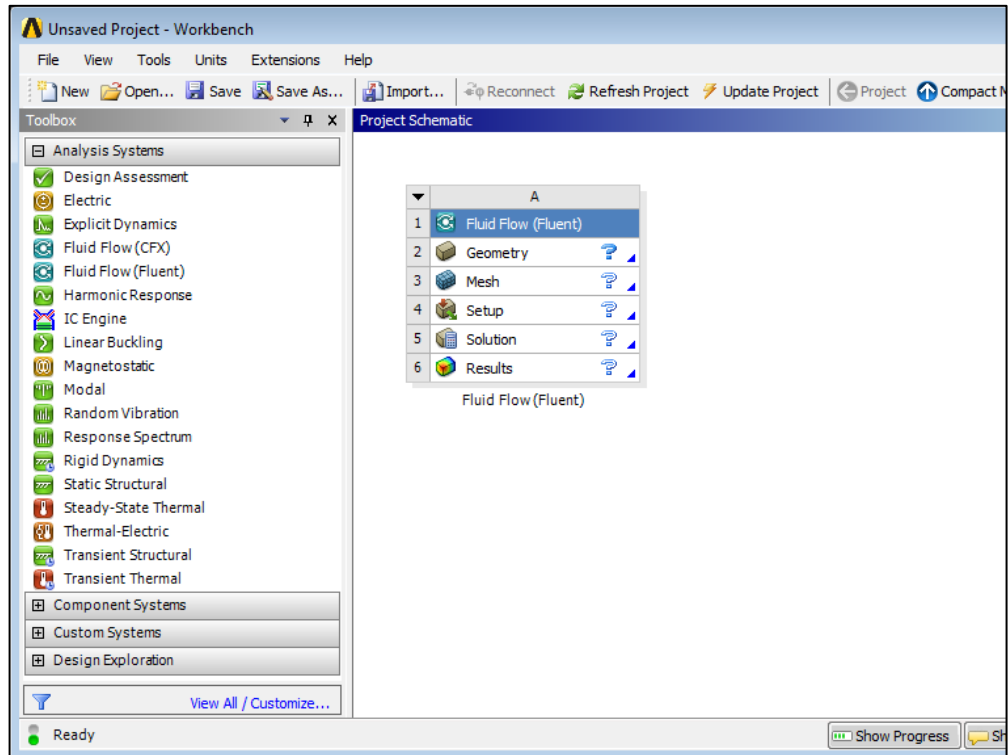


Figura 1: Ventana principal de Ansys Workbench.

Antes de comenzar con la geometría en Ansys, seleccionamos Geometría (*Geometry*) en el esquema del proyecto y aparece el cuadro de Propiedades de Esquema A2 (*Properties of Schematic A2*) en el lado derecho. Seleccionamos 2D en la opción de Tipo de Análisis (*Analysis Type*), porque usaremos un perfil flatback 2D (ver figura 2). Después abrimos el Modelador (*Design Modeler*) haciendo doble-clic en Geometría (*Geometry*).

Dentro de Modelador (*Design Modeler*), el primer paso es introducir el perfil del flatback. En el menú, abrir Concepto (*Concept*) y escoger Curva 3D (*3D Curve*). En la ventana de Detalles (*Details View*), dentro de Definición (*Definition*) seleccionar De Archivo de Coordenadas (*From Coordinates File*) y buscar el archivo texto donde se había guardado los puntos del perfil flatback y finalmente hacer clic en Generar (*Generate*) para visualizar la curva del perfil flatback que une los puntos del archivo seleccionado (ver figura 3).

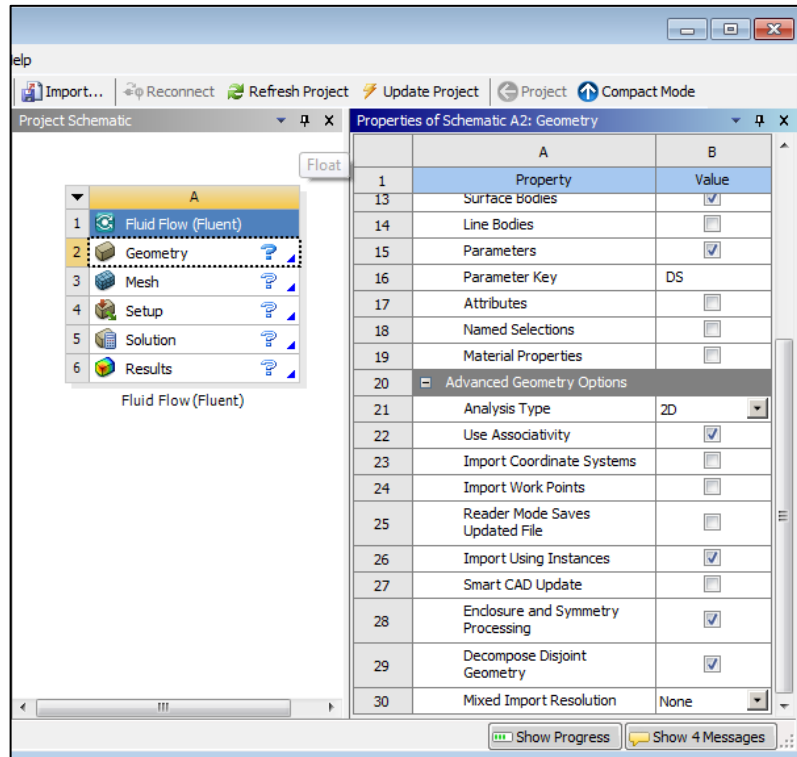


Figura 2: Definición de estudio de tipo 2D.

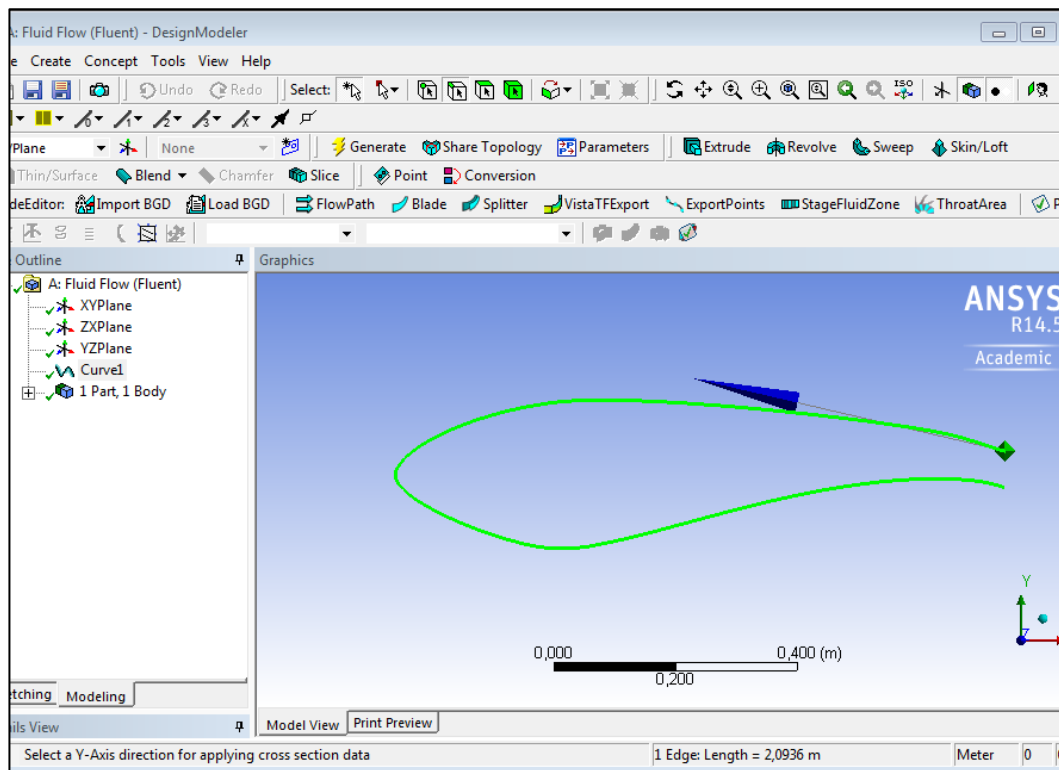




Figura 3: Insertar los puntos del perfil creado en Ansys, usando el comando curva 3D.

El resultado es un perfil flatback pero está abierto. Para cerrar el perfil, seleccionar

Concepto (*Concept*) y luego Líneas de Puntos (*Lines from Points*). Se selecciona los dos puntos extremos a unir, manteniendo pulsado la tecla Ctrl. Luego clic en Generar (*Generate*).

El perfil flatback ahora está completo pero para realizar la simulación es necesario establecer el dominio del fluido que está alrededor del perfil. En el mundo real, el dominio es la atmósfera terrestre y es extremadamente grande. Pero tenemos que limitar la forma y el tamaño para una simulación CFD. La forma elegida fue una circunferencia porque esta figura se adapta mejor al perfil y es ampliamente utilizado para estudiar estos perfiles. El tamaño fue de 120 cuerdas de diámetro, situando el perfil en el centro, este tamaño es también convencional para simulaciones CFD de cualquier perfil.

Para crear el dominio circular en Ansys, primero se crea un sketch  en el plano XY  .Dentro de "Sketching", hay un submenú llamado Dibujar (*Draw*) y seleccionar Círculo (*Circle*). Usar la opción General dentro del submenú Dimensiones (*Dimensions*) para poder dimensionar la circunferencia y centrar el perfil dentro. El siguiente paso es crear la superficie. Dentro de Conceptos (*Concepts*), clic en Superficies de Sketches (*Surfaces from Sketches*) y seleccionar el Sketch1, después clic en Generar (*Generate*). En este punto tenemos una superficie circular pero aún falta el perfil en el centro, para ello seleccionar Cortar (*Slice*) de la pestaña Crear (*Create*) del menú. En la ventana de Detalles (*Details View*), seleccionar Cortar por Lazo (*Slice by Edge Loop*) en la pestaña de Tipo de Corte (*Slice Type*) , luego en la pestaña Bordes (*Edges*) escoger el perfil del flatback y la línea que cierra el perfil. Finalmente clic en Generar (*Generate*).

En este punto del desarrollo de la geometría tenemos el dominio del fluido alrededor del perfil. Pero para realizar un correcto mallado, que es el siguiente paso, fue necesario mejorar la geometría cercana al perfil porque es allí donde la interacción cuerpo-aire es más intenso, lejos del perfil la corriente de aire es casi uniforme. En concreto ,la capa del perfil y la estela las serán las zonas a mejorar para hacer un mallado más fino dentro.

Para mejorar la capa del perfil, seleccionar Herramientas (*Tools*) del menú y luego seleccionar Extensión de Superficie (*Surface Extension*) y en la distancia escribir 0,05 m , esta distancia representa el espesor de la capa, y no confundir con el espesor de la capa límite porque esta es variable dependiendo de su comportamiento laminar, transitorio o turbulento. Clic en el perfil y luego clic en Generar (*Generate*). Luego utilizamos la opción Cortar por Lazo (*Slice by Edge Loop*) para separar la zona de la capa del dominio (ver figura 4 ).

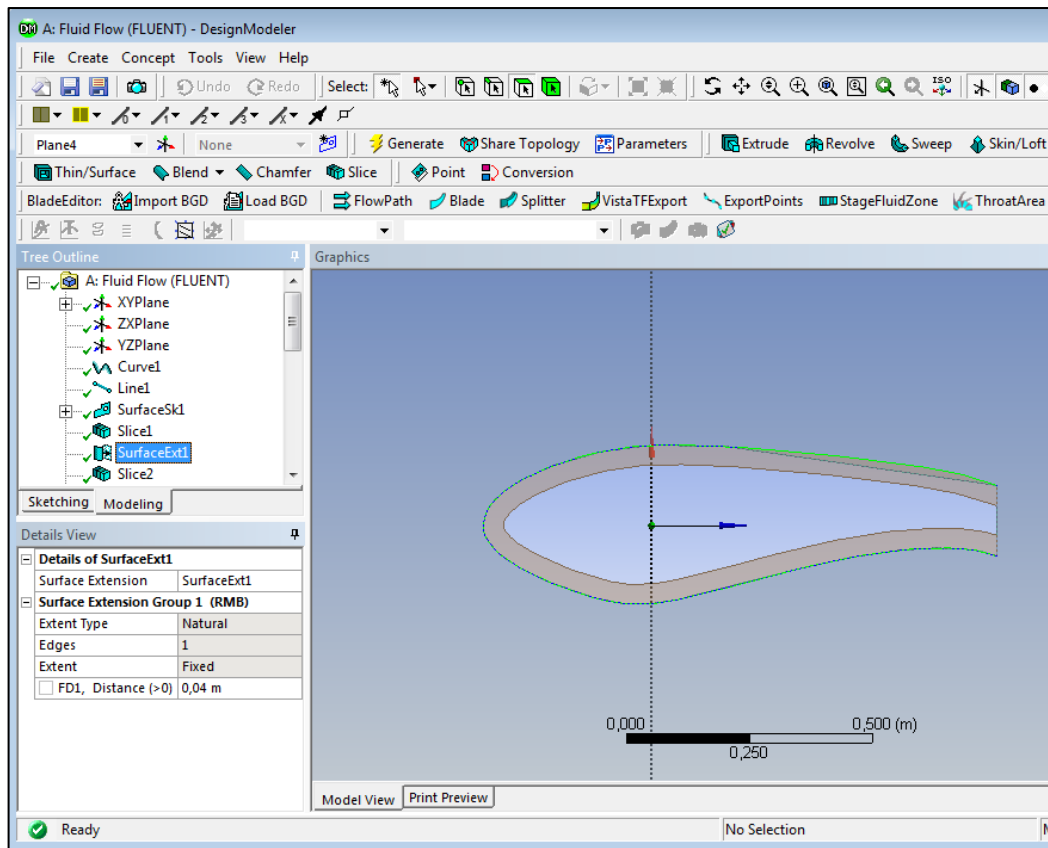


Figura 4: Creación de la capa del perfil.

La estela que se desarrolla justo detrás del perfil es demasiado turbulenta debido al borde de salida del flatback. Un borde de salida fino y afilado genera menos turbulencia a un mismo ángulo de ataque que un borde de salida grueso y romo. Esa zona fue encapsulada en un rectángulo de la siguiente manera.

Utilizar la opción Extensión de Superficie (*Surface Extension*) y seleccionar el borde de salida. En la distancia escribir la distancia de una cuerda, en este caso 1 m, esta distancia fue elegida para tener un margen aceptable detrás del perfil. Clic en Generar (*Generate*). Por último, seleccionar Boolean dentro de Crear (*Create*) en el menú. Para las Partes Objetivas (*Target Bodies*) seleccionar el dominio y para las Partes Herramientas (*Tool Bodies*) seleccionar la extensión de superficie que representa la estela (ver figura 5).



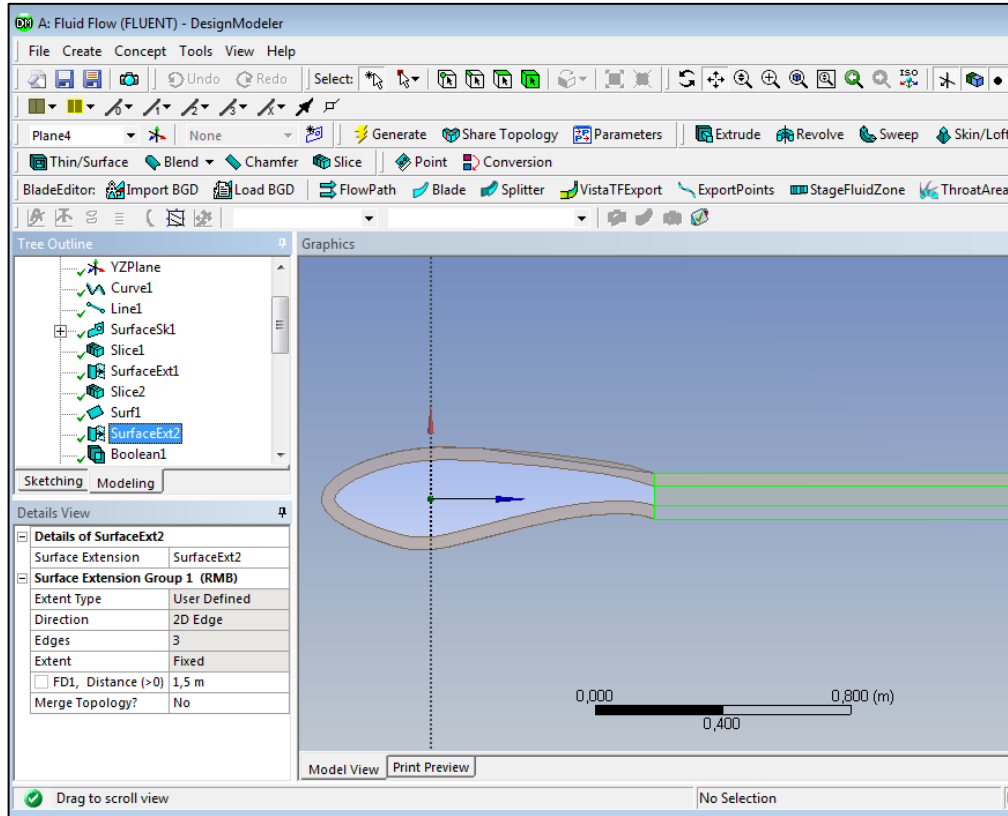


Figura 5: Creación de la estela del perfil.

Para una simulación es importante determinar el dominio del fluido. El perfil flatback representa un objeto bidimensional rodeado de fluido, en este caso aire. Hay muchas formas y tamaños de representar un dominio para un perfil, la mayoría de investigaciones sobre el tema utilizan un dominio circular con un tamaño promedio de 60 cuerdas de radio, en el presente estudio se usa un radio de 60 cuerdas, y el perfil flatback está ubicado en el centro.

Justo alrededor del perfil se crea una circunferencia, esta zona será la zona desestructurada, que permitirá evitar problemas de oblicuidad en el mallado. La circunferencia tiene 6 metros de diámetro y se crea exactamente igual que el dominio circular grande. Una vez creado se utiliza la opción *"Lines from Sketches"* del menú concepto. Luego se utiliza la opción *"Slice"* para recortar el círculo pequeño del grande (ver figura 6).

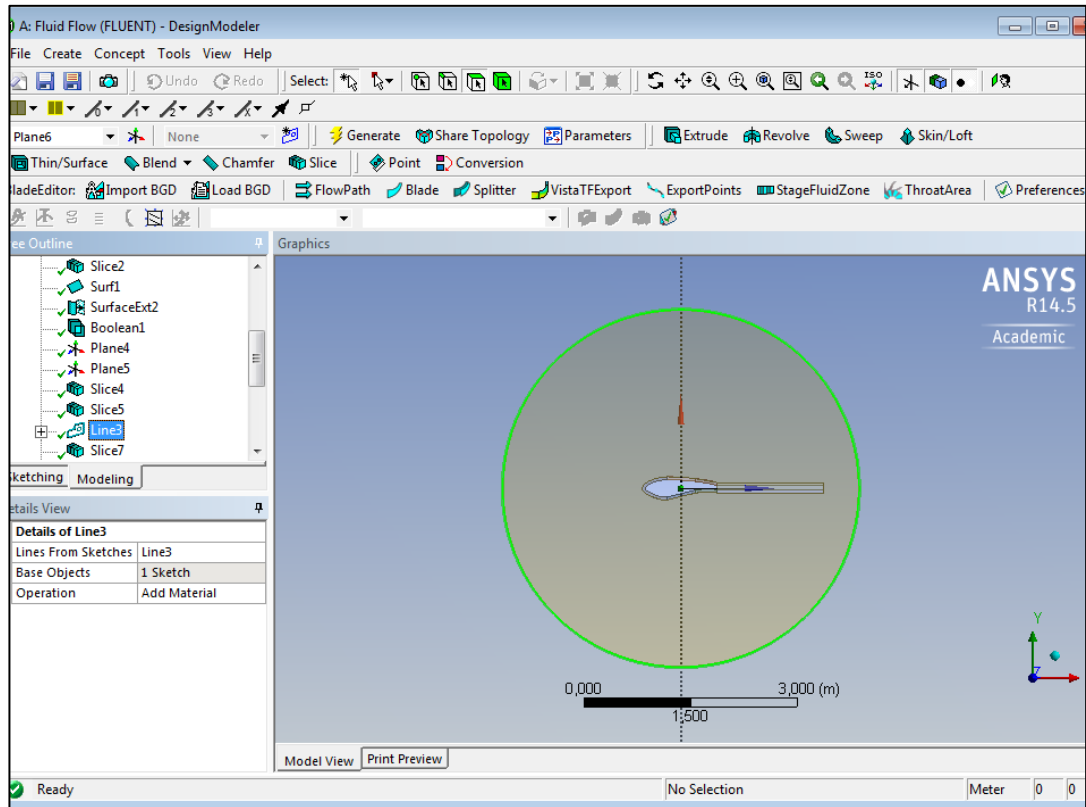


Figura 6: Circunferència per crear la zona de malla desestructurada.

Para luego poder crear las condiciones de contorno, se decidió por crear una abertura ligeramente más grande en la entrada de tal modo que cuando el flujo circule con ángulos elevados (15-20 grados) no haya recirculación en la zona inferior, por ello se crea un plano a 15 grados del plano vertical y luego usando la opción “Slice”, se corta el dominio. Por último se utiliza la opción “Body Operation→Sew” para unir todas las superficies y crear uno solo (ver figura 7).

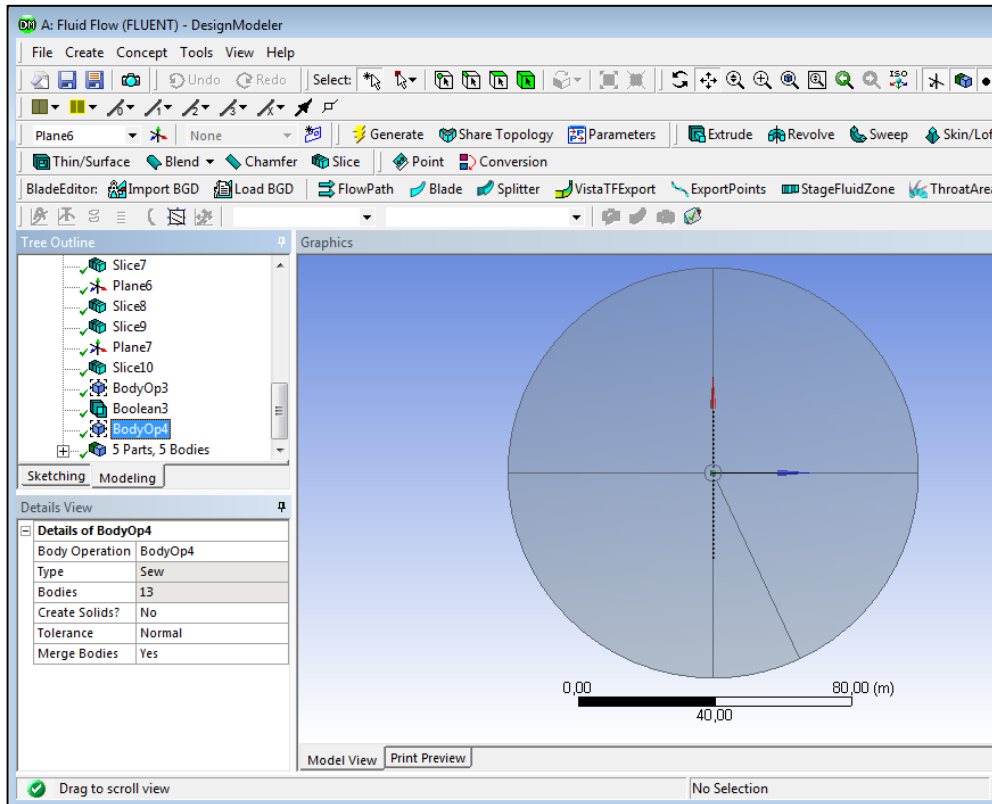


Figura 7: Geometría del dominio final del estudio.

## 1.2 Mallado.

### 1.2.1 Descripción malla.

Para realizar cualquier simulación de dinámica de fluidos se necesita discretizar el dominio en pequeñas figuras geométricas primitivas (en este caso en 2D tenemos cuadriláteros y triángulos) llamados también elementos finitos. El proceso para obtener una malla apropiada es importante para la calidad de la simulación.

Fluent viene acompañado de un software de mallado llamado ICM CFD. Una malla-O fue utilizada porque es considerada la mejor tipología para perfiles flatback porque se adapta mejor a su geometría, también permite usar menos cantidad de celdas frente a la convencional malla-C.

En este proyecto se utilizó una malla híbrida (combinación de malla estructurada y desestructurada). Se optó por la malla híbrida porque:

- Una malla desestructurada se adapta mejor a la geometría que una malla estructurada debido a las zonas angulosas del borde de salida, al usar una malla estructurada aparecían celdas con ángulos pequeños originando problemas de “skewness”, por regla general este valor ha de ser menor que 0,98.
- Es aconsejable una malla estructurada sobre la superficie del perfil, dentro de esa malla estará situado la zona conocida como capa límite. Esta zona es muy importante para la calidad de la simulación [2].

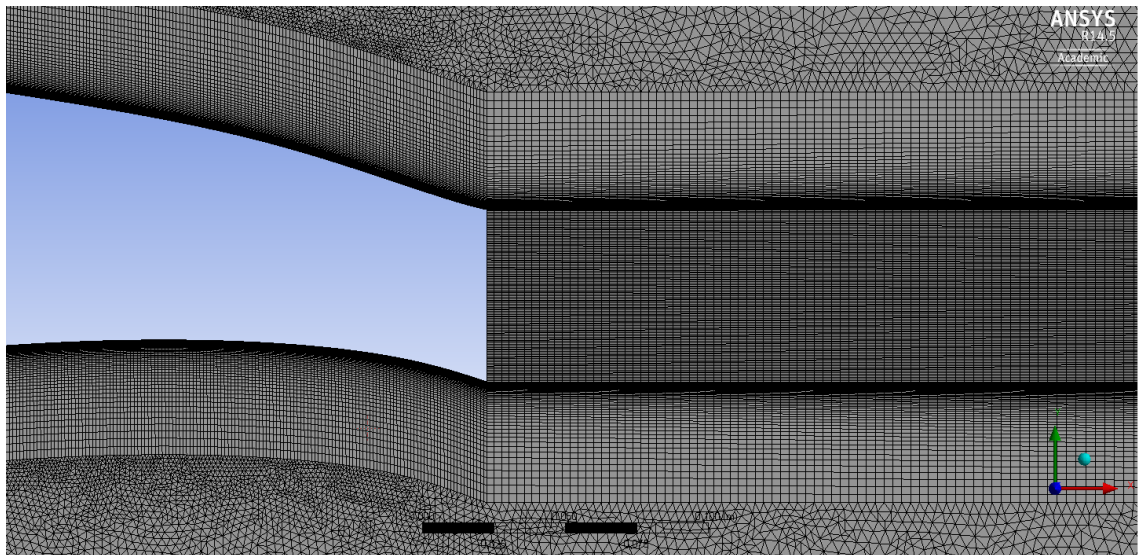


Figura 8: Detalle de la malla en el borde de salida.

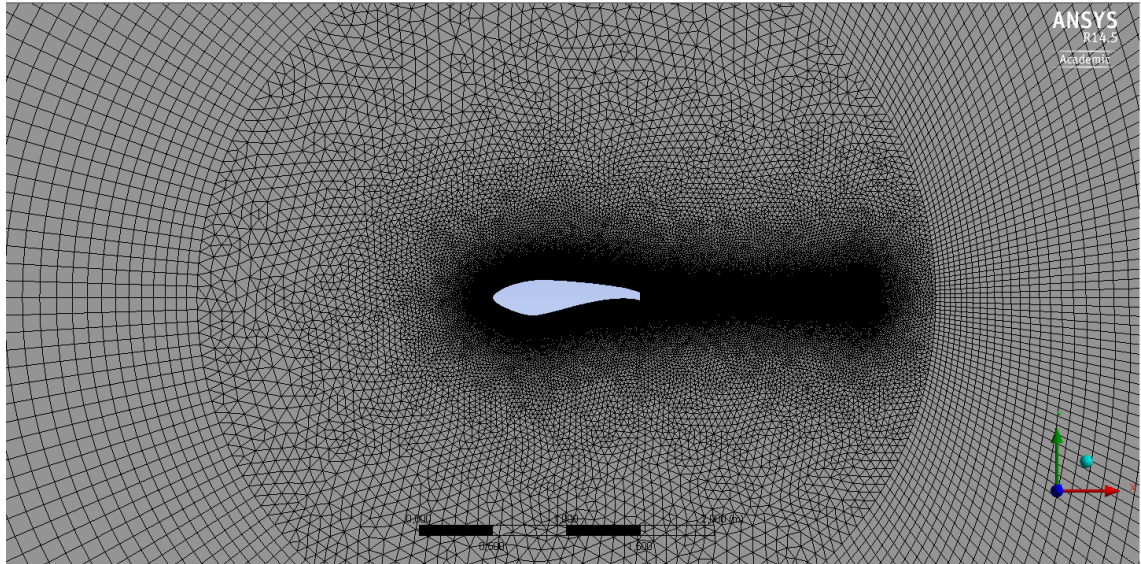


Figura 9 Malla alrededor del perfil, malla estructurada (en la superficie, estela y alrededor del círculo) y malla desestructurada (dentro del círculo).

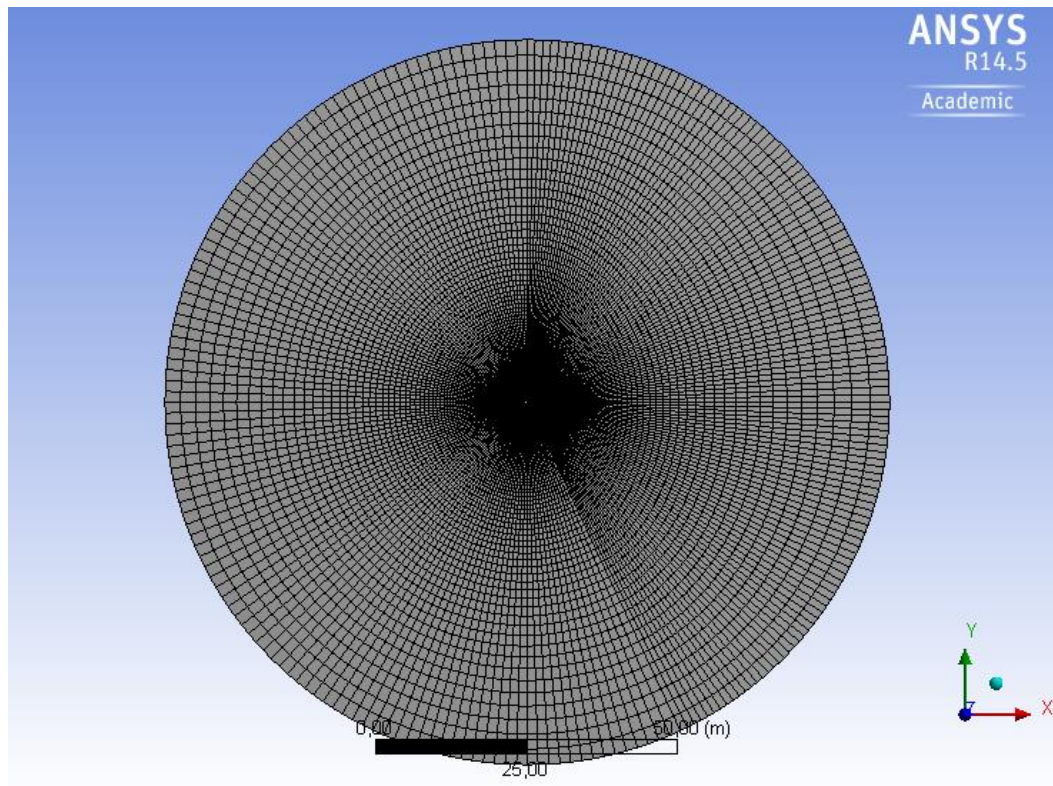


Figura 10 Malla tipo O (forma circular).



Para más información sobre realizar la malla en ANSYS Meshing User ' s Guide [3] consultar La capa sobre el perfil está formado por 750 elementos a lo largo de cada superficie (extradós e intradós) y perpendicularmente a la superficie hay 50 elementos que forman la capa estructurada sobre el perfil.

El tamaño del primer elemento es 0,1 mm ( $1 \cdot 10^{-4}$  m), resultando una  $y^+$  igual a 12, Wilcox [4] recomienda que los 7-10 primeros elementos estén dentro de una distancia de  $y^+$  igual a 2,5 para estudiar el flujo turbulento de forma precisa. Teniendo en cuenta las limitaciones de cálculo se optó por  $y^+=12$  porque aunque no fuese tan preciso nos permitía acercarnos al valor experimental en un tiempo relativamente corto. A partir del primer elemento se sigue al siguiente con un ratio de crecimiento de 1,1. Fuera de la capa existe un ratio de crecimiento de 1,05 para que el ritmo de crecimiento desde las pequeñas celdas sobre el perfil hasta las celdas más grandes en el contorno del dominio sea muy suave y así no hayan celdas de muy baja calidad.

### 1.2.2 Dependencia del número de elementos perpendiculares al perfil en la capa.

Según la guía de Ansys [5], es muy recomendable una malla estructurada en la dirección normal a la superficie. La parte estructurada de la malla debe cubrir toda la capa límite y extenderse más allá del espesor de la capa límite para evitar restringir el crecimiento de la capa límite. Modelos de turbulencia avanzados como el modelo Spalart-Allmaras y el modelo de k-w SST sólo proporcionará mejores resultados que otros modelos si un mínimo de 10 o más elementos se encuentran dentro de la capa límite. Además, se debe asegurar que la capa cubre la capa límite por completo.

Se realizaron pruebas con las siguientes configuraciones del número de elementos perpendiculares al perfil FX77-W-343:

**Tabla 2: Comparación de la sensibilidad al número de elementos perpendiculares a la superficie dentro de la capa estructurada, usando el perfil FX77-W-343.**

<b>Número de elementos</b>	<b>25</b>	<b>50</b>	<b>80</b>
<b>Cl (4°)</b>	0,8537	0,9174	0,9261
<b>Cd (4°)</b>	0,0239	0,0238	0,0238

Con este estudio de sensibilidad se pretende determinar si es necesario aumentar el número de elementos perpendiculares a la superficie, en la capa. Se puede observar que la diferencia entre la malla fina (80 elementos) y la malla gruesa (50 elementos) es

menor de 1 % , por lo tanto se escoge la resolución de 50 elementos. Se podría reducir a 25 elementos, pero se prefirió la opción intermedia.

### 1.2.3 Dependencia del número de elementos total del mallado.

Escoger una malla con un óptimo número de elementos es importante para una simulación porque influencia en la precisión y en la velocidad del resultado. Se comenzó con 120 000 elementos y luego se realizaron refinamientos para verificar como afectaba el número de celdas.

Se realizaron pruebas con las siguientes configuraciones del número total de elementos en el perfil FX77w343:

Tabla 3: Comparación de la sensibilidad al número de elementos de la malla, usando el perfil FX77-W-343.

<b>Número de elementos</b>	<b>120 000</b>	<b>250 000</b>	<b>380 000</b>
<b>Cl (4°)</b>	0,8537	0,9174	0,9261
<b>Cd (4°)</b>	0,0239	0,0238	0,0238

Con este estudio de sensibilidad se pretende determinar si es necesario aumentar el número total de elementos en la superficie. Se puede observar que la diferencia entre la malla fina (310 000 elementos) y la malla de 250 000 elementos es alrededor del 1%, por lo tanto se escoge la resolución de 250 000. Se podría reducir la malla pero se optó por la opción intermedia.

### 1.2.4 Calidad de la malla

La preparación de una malla puede llegar a ser complicado puesto que existen limitaciones de hardware. Conforme avanza el trabajo la búsqueda de una malla suficientemente fina y a la vez adecuada a la potencia de cálculo disponible, no fue el único objetivo. Además es importante considerar tres aspectos importantes que determinan la calidad de la malla, disponibles en ICEM CFD de Ansys.

### ***Ortogonalidad de celda.***

Es una escala del 0 al 1 donde la mejor calidad es el 1 [5]. Al principio se obtenían valores cercanos a 0, se observaban las zonas donde peor calidad habían y se modificaban los parámetros pertinentes. En este trabajo se logró obtener un valor entre 0,38-0,59 para todas las mallas de los perfiles estudiados. Teniendo en cuenta que se diseñó la malla para que al cambiar de perfil no se tuviese que retocar ningún parámetro de la malla y así agilizar las simulaciones.

### ***Relación de aspecto.***

Esto fue un problema al principio puesto que en la capa límite, la primera celda era conflictiva por la necesidad de que perpendicularmente fuese muy pequeño ( $1e-4$  m), por ello se buscó un adecuado número de divisiones sobre el perfil para no tener elevada relación de aspecto y a la vez no aumentar demasiado el número de celdas. Se optó por 750 divisiones, y se consiguió relaciones de aspecto entre 15-49.

### ***Oblicuidad.***

La guía de Ansys [5], recomienda que el valor máximo de oblicuidad sea menor de 0,98. Para las mallas de estudio los valores máximos se sitúan entre 0,72-0,86.

## ***1.2.5 Proceso de creación de la malla.***

En las zonas azules de la figura 11, se utiliza la opción de “*Mapped Face Meshing*” y se utiliza el método de cuadriláteros.

Para la superficie del perfil, se seleccionan todas las líneas mostradas en la figura 12, y se usa la opción “*Edge Sizing*” y se escoge un número de divisiones dentro de tipo y 250 en número de divisiones, haciendo un total de 750 elementos sobre el extradós y el intradós.



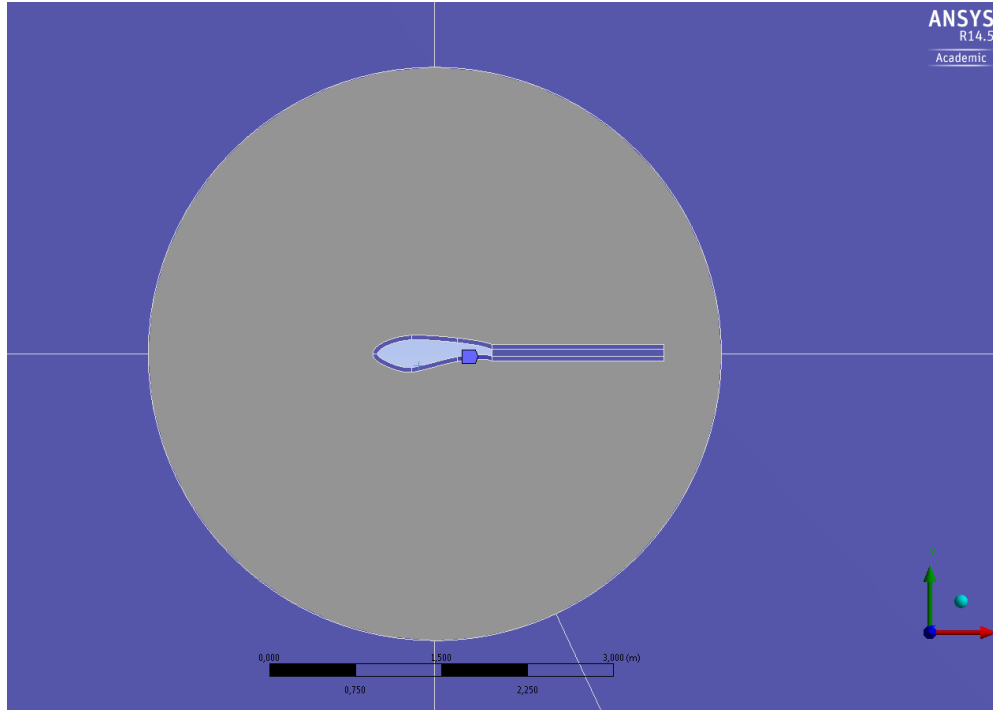


Figura 11: Las zonas azules representan las zonas donde será una malla estructurada.

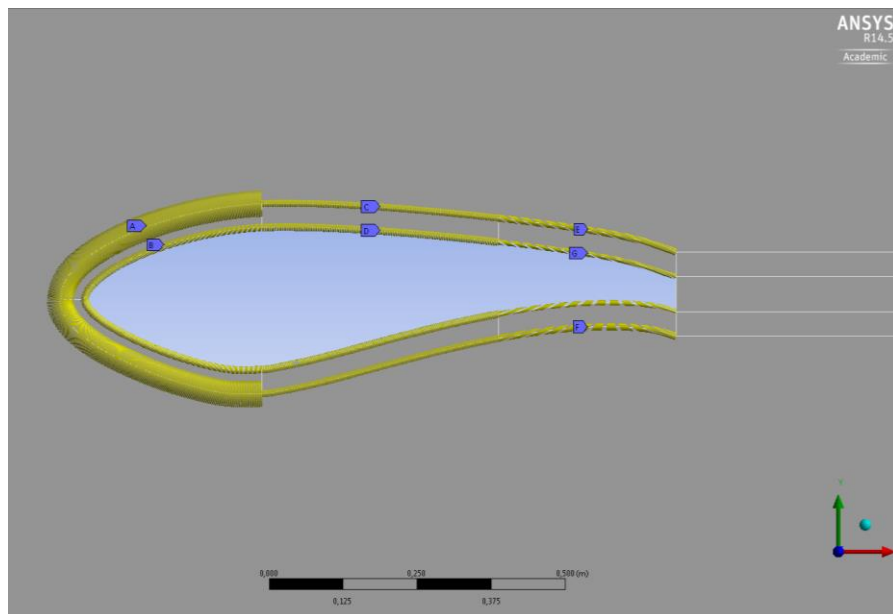


Figura 12: Creación de las divisiones a lo largo de la superficie del perfil.

En las líneas perpendiculares al perfil se utiliza la opción “*Edge Sizing*” (ver figura 13), se escoge número de divisiones en tipo y 50 en número de elementos. Además se

selecciona lo siguiente *"Behavior→Hard"* , *"Bias Type→\_ \_ \_ \_ \_"* y *"Bias Factor→40"*.

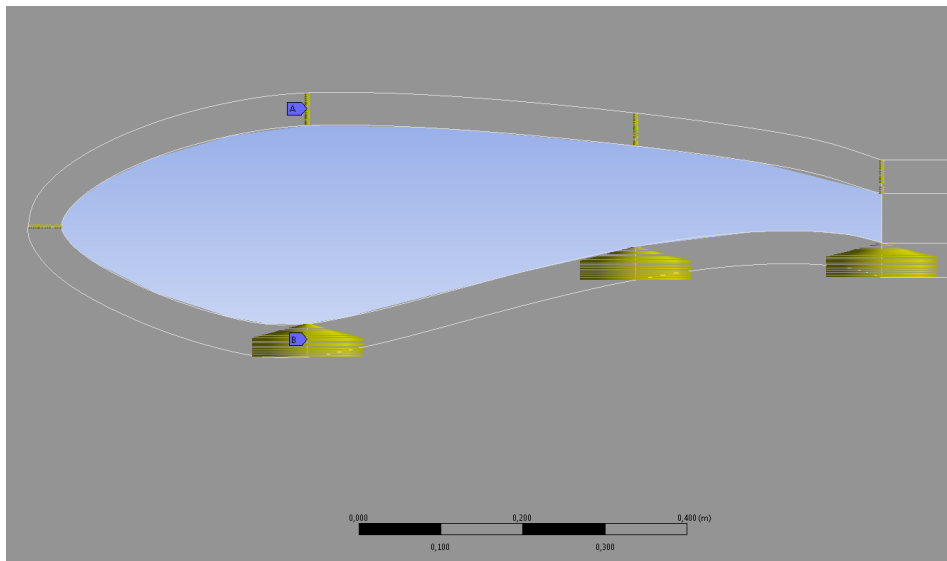


Figura 13: Creación de las divisiones perpendiculares dentro de la capa.

Para la estela del perfil (ver figura 14), las líneas horizontales tendrán la siguiente configuración: *"Edge Sizing"*, *"Type→Number of Divisions"*, *"Number of Divisions→400"*, *"Bias Type→\_ \_ \_ \_ \_"* y por último *"Bias Factor→2"*. Para la línea vertical del perfil, se usa *"Edge Sizing"*, *"Type→Element Size"*, *"Element Size→5e-04"*, *"Behavior→Hard"* y *"Bias Type→No Bias"*.

En la zona desestructurada, señalado de verde en la figura 15, se selecciona la opción *"Method"*, dentro seleccionas triángulos. Esto generará elementos triangulares en la zona seleccionada.

Por último, se tiene que definir la superficie de entrada y de salida del dominio además de la superficie del perfil. Se seleccionan las dos líneas del contorno izquierdo y el pequeño contorno de abajo (ver figura 16) luego clic derecho para seleccionar *"Create Named Selections"* y nombrarlo como *"Inlet"*. Para la superficie de salida, seleccionar el contorno del dominio restante luego clic derecho para seleccionar *"Create Named Selections"* y nombrarlo como *"Outlet"*. Finalmente, seleccionar todo el contorno del perfil, y nombrarlo como *"Airfoil"*.

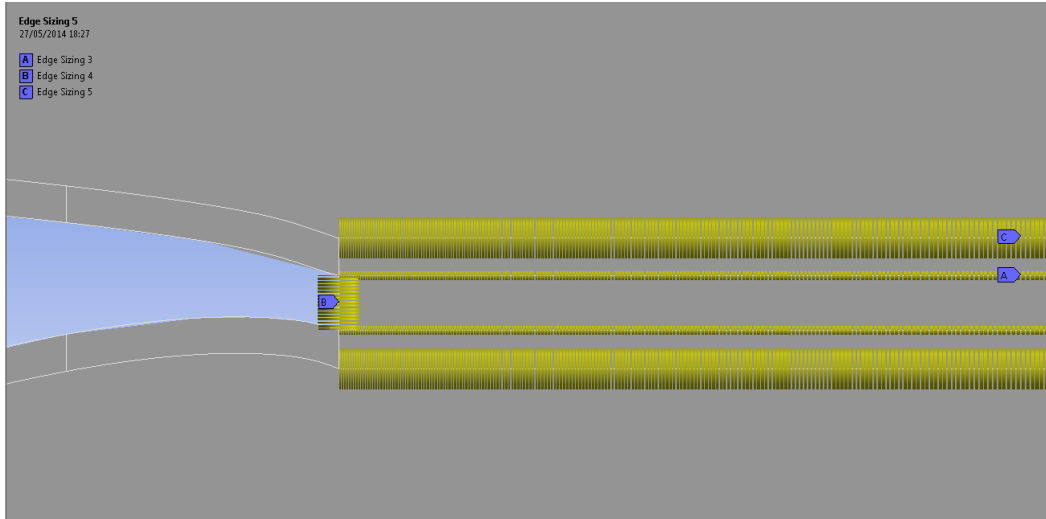


Figura 14: Creación de la malla a lo largo de la estela del perfil.

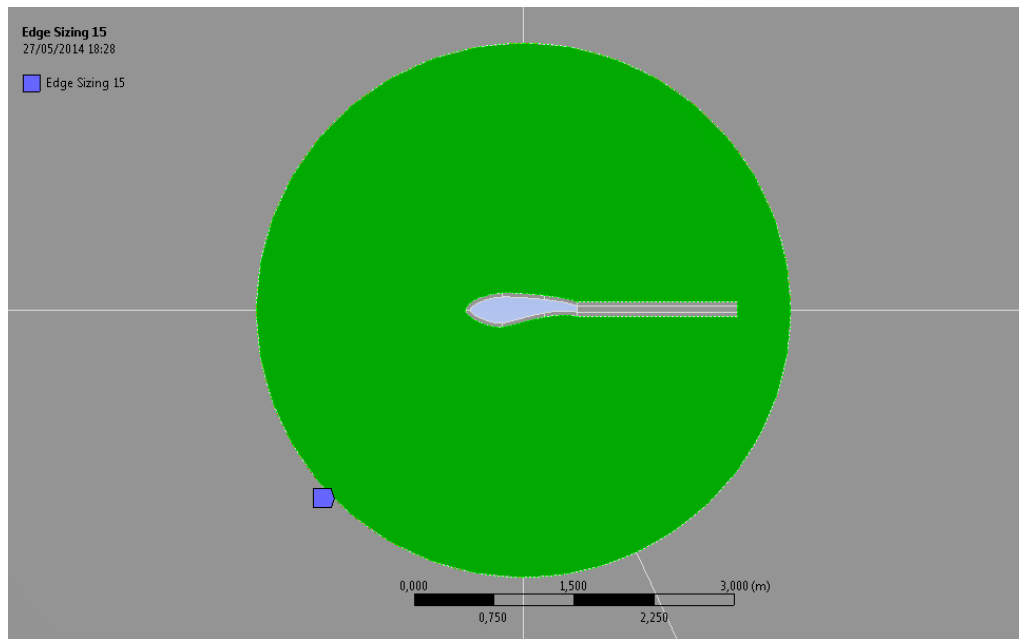


Figura 15: Zona desestructurada de la malla.

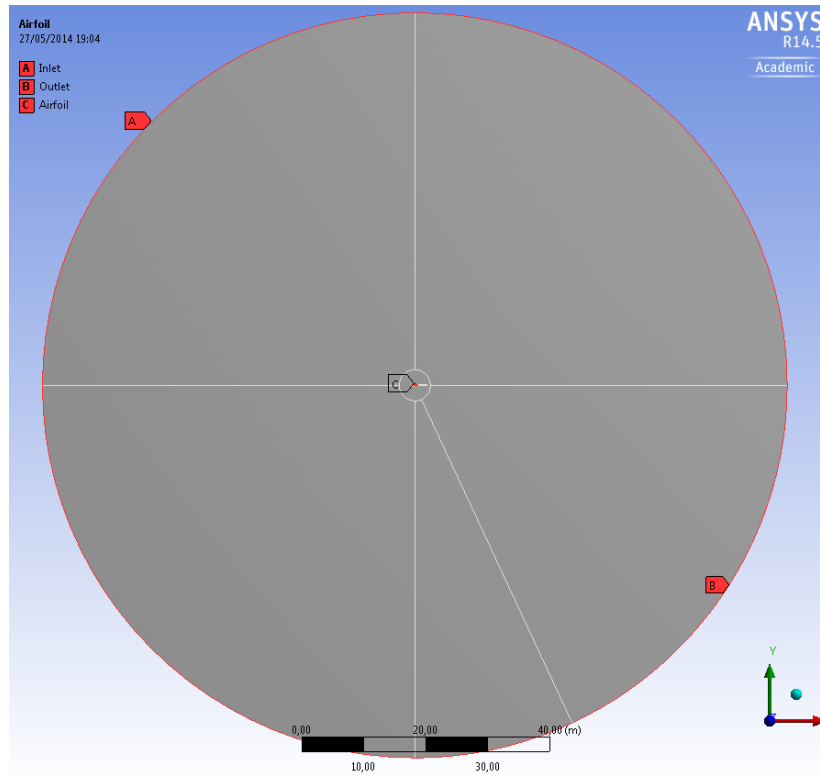


Figura 16: Creación del contorno de entrada y de salida, y la superficie del perfil.

### 1.3 Configuración de Fluent.

#### Paso 1. Revisar la malla.

Al abrir Fluent se carga automáticamente la malla (ver figura 17). Después se procede a revisar la malla. Clic en General → Check

Fluent realiza revisiones a la malla y finaliza con un reporte. En ese reporte, se debe asegurar que la mínima superficie sea un valor positivo.

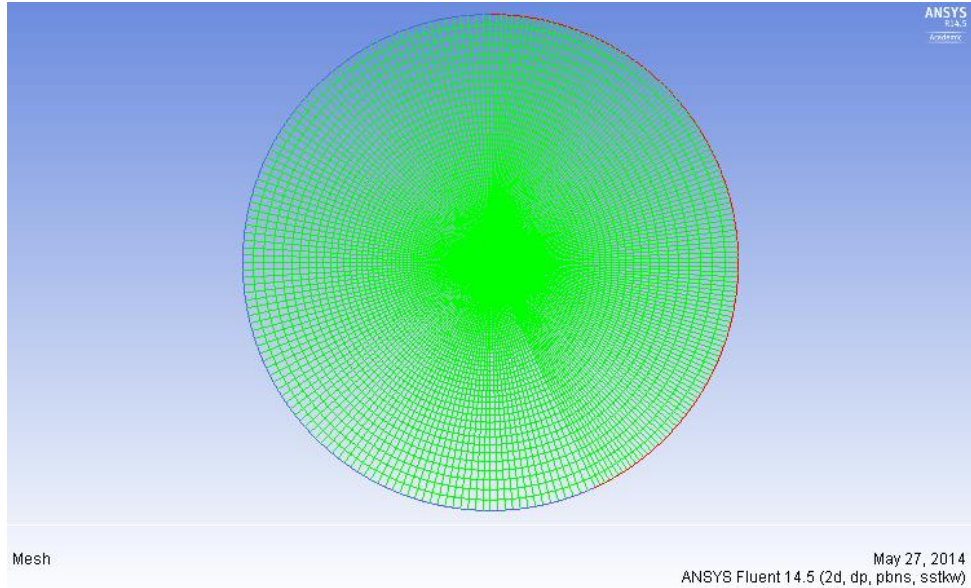


Figura 17: Carga automática de la malla en Fluent.

## Paso 2. Configuración general.

Marcar las selecciones de la figura 18. El solver escogido es “Pressure-Based” y posteriormente se utilizará una opción llamada “Coupled” . El algoritmo “pressure-based coupled” resuelve un par de sistemas de ecuaciones, en este caso las ecuaciones de momentum y la ecuación de continuidad. Como estos dos sistemas de ecuaciones se resuelven de manera acoplada, el ritmo de convergencia mejora significativamente. Aunque la memoria necesaria aumenta por 1,5 - 2 veces. [6]. Además se escoge el modo estacionario aunque para este estudio turbulento no sea lo más adecuado, se comienza de este modo como primera ruta de aprendizaje en lo que sucede sobre el perfil.

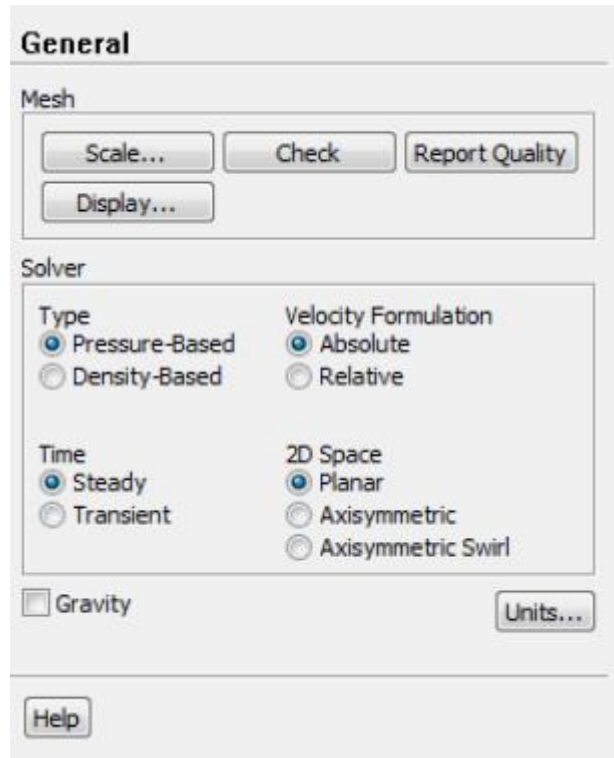


Figura 18: Configuración general de Fluent.

### Paso 3. Modelo de turbulencia.

Se seleccionó el modelo de turbulencia  $SST\ k - \omega$ . Clic en “Models” → “Viscous” → “Edit” y escoger  $k - \omega$  (2 ecuaciones) en el cuadro de modelo y SST en el cuadro de modelo de  $k - \omega$ .

La otra opción hubiese sido el modelo Spalart-Allmaras por su relativa simplicidad debido a que tiene una ecuación más, en cambio el modelo  $SST\ k - \omega$  tiene dos ecuaciones más a resolver. Pero el modelo  $SST\ k - \omega$  se supone que funciona mejor que el modelo Spalart-Allmaras, principalmente en la entrada en pérdida porque fue diseñado para flujos con gradientes de presión adversa [7]. Otros modelos más complejos como el modelo Transición SST (4 eqn) no fueron estudiados porque requerirían más recursos computacionales y más tiempo.

### Paso 4. Materiales.

El fluido por defecto es el aire. Las propiedades físicas son densidad igual a  $1 \text{ kg/m}^3$  y viscosidad dinámica de  $3.333\text{e-}07 \text{ kg/m.s.}$ .

### Paso 5. Condiciones de contorno.

Anteriormente, en el proceso de mallado se separó el contorno del dominio en “*inlet*” y “*outlet*”. En este paso deben aparecer esos mismos nombres.

Al seleccionar “*inlet*” comprobar que el tipo sea “*velocity-inlet*” y luego clic en editar. La siguiente imagen resume los datos que se colocan para la entrada del dominio. Para las simulaciones se usará un número de Reynolds de 3 millones, por lo tanto para una cuerda de 1 metro es necesario una velocidad de entrada de 1 m/s (ver figura 19). La presión de entrada es cero. Las componentes de la velocidad representan el ángulo de ataque (AOA) del perfil, en la componente X se coloca  $\cos(\text{AOA})$ , en este caso  $\cos(4^\circ) = 0,99756$ , y en la componente Y se coloca  $\sin(\text{AOA})$ , en este caso  $\sin(4^\circ) = 0,06976$ . En el apartado de turbulencia, se escoge el método de “*K and Omega*”, para túneles de viento modernos la intensidad de turbulencia es muy baja 0,01%-0,07%. Se escoge 0,01% y luego se procede a los parámetros de turbulencia, energía cinética de turbulencia ( $k = \frac{3}{2}(T_i U)^2$ ) y ritmo específico de disipación ( $\omega \geq \frac{k}{\nu}$ ). Donde la intensidad de turbulencia ( $T_i$ ) fue establecido en 0,01%,  $U$  es la velocidad de la corriente en la entrada y la viscosidad cinemática ( $\nu$ ). Los valores fueron  $k = 1,5e - 04 \frac{\text{m}}{\text{s}}$  y  $\omega = 500 \text{ s}$  [6].

Al seleccionar “*outlet*” comprobar que el tipo sea “*pressure-outlet*” y luego clic en editar. Verificar que la presión de salida sea cero y que los parámetros de turbulencia sean iguales a la entrada.

Para obtener correctamente los valores de los coeficientes adimensionales, ir a “*Reference Values*” y seleccionar “*Inlet*”.

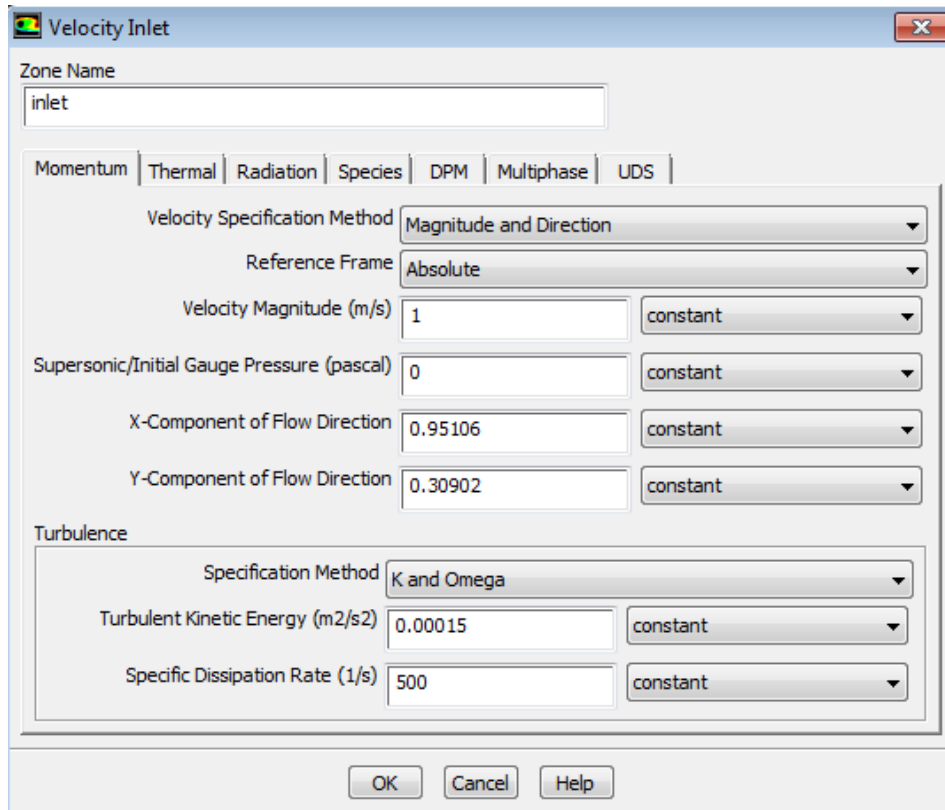


Figura 19: Condiciones de contorno de la entrada.

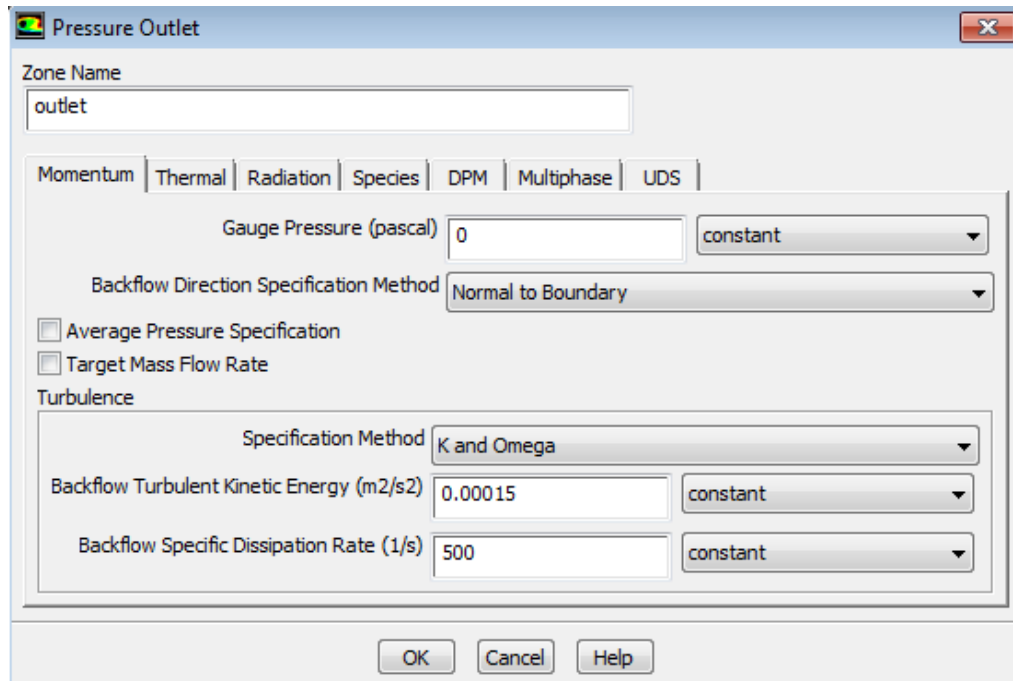


Figura 20: Condiciones de contorno de la salida.

**Paso 6. Solución.**



Configurar los parámetros de solución. Clic en “*Solution Methods*”.

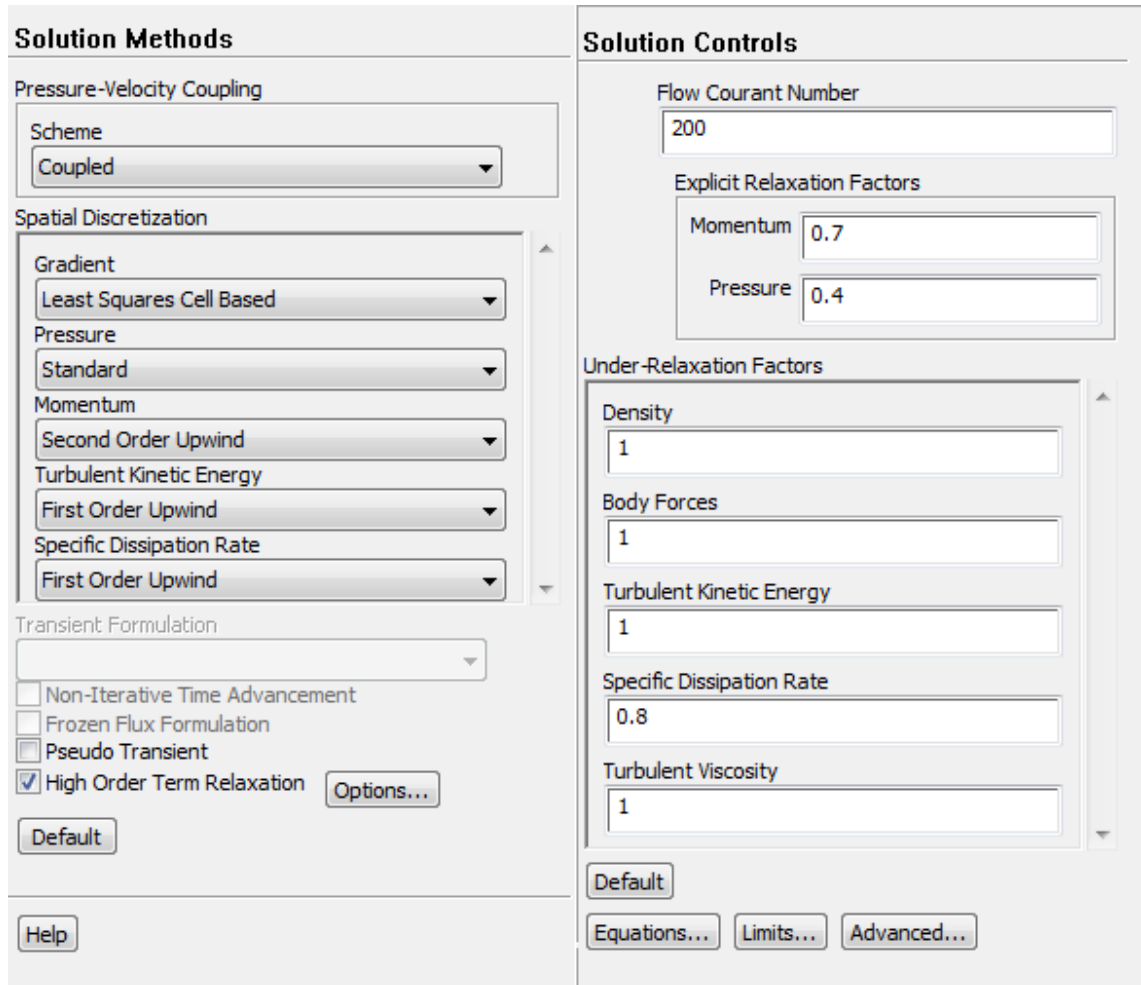


Figura 21: Configuración del método de solución.

Seleccionar “*Coupled*” de la lista de “*Pressure-Velocity Coupling*”, mantener las opciones en “*Spatial Discretization*”.

Habilitar la opción “*High Order Relaxation*”, esta opción habilita un algoritmo que mejora la estabilidad y convergencia de la solución. El uso de esta opción es recomendado para problemas de fluidos en general. Después se configura los controles de la solución, clic en “*Solution Controls*” (ver figura 21).

Los factores de relajación cercanos a uno dan como resultado convergencias rápidas. Sin embargo la inestabilidad puede aparecer por lo tanto se debe reducir estos factores. La configuración de controles sugerido en la anterior imagen fue establecido tras un proceso de prueba y error para encontrar un solución óptima que sea rápida y estable.

Al encontrar una solución se puede determinar la precisión de error que se desea, para ello seleccionar “Monitors”→“Residuals”→“Edit” (ver figura 22). Los residuales tienen que alcanzar a ser menores que una tolerancia especificada, esta tolerancia tiene que ser por lo menos  $10^{-3}$  [2] o hasta que los coeficientes de sustentación y resistencia se estabilicen, debido a que es un estudio turbulento en modo estacionario, será muy complicado que los coeficientes se estabilicen, los coeficientes oscilan en torno a un valor por tal razón se escoge un promedio de las últimas iteraciones.

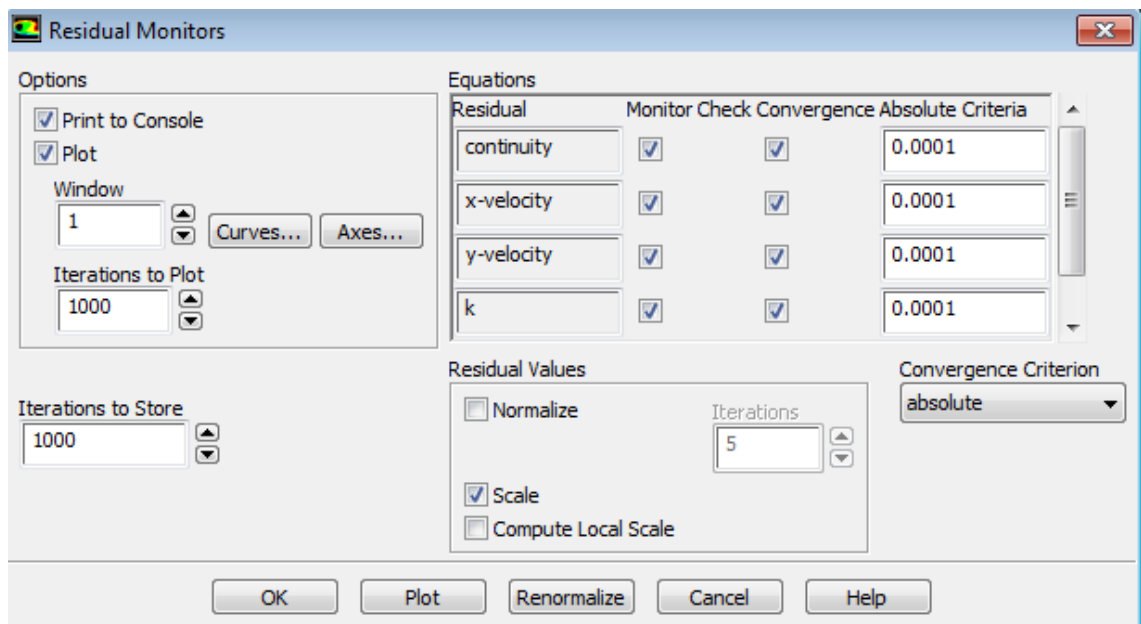


Figura 22: Configuración de las tolerancias de los residuales.

Ahora, se comienza el inicio de la solución . Clic en “*Solution Initialization*”→“*Hybrid Initialization*”→ “*Initialize*”

En este punto es recomendable guardar la configuración hecha hasta ahora.

Dentro de “*Run Calculation*”, introducir el límite a 5000 iteraciones. Comenzar la simulación seleccionando “*Calculate*”.



## 2. BIBLIOGRAFÍA.

---

- [1] Canonsburg, T. D. (2012). DesignModeler User Guide.
- [2] Canonsburg, T. D. (2012). ANSYS FLUENT Getting Started Guide.
- [3] Canonsburg, T. D. (2012c). ANSYS Meshing User ' s Guide.
- [4] Wilcox, D.C.. Turbulence Modeling for CFD (second edition).
- [5] Canonsburg, T. D. (2012). ANSYS FLUENT User ' s Guide.
- [6] Canonsburg, T. D. (2012). ANSYS FLUENT Theory Guide.
- [7] Milián Sanz, J. M. (2011). CFD study of thick flatback airfoils using OpenFOAM.



[Esta página ha sido dejada en blanco intencionadamente]



# PRESUPUESTO





## iv. ÍNDICE DE CONTENIDO.

i.	ÍNDICE DE CONTENIDO.....	2
ii.	LISTA DE TABLAS.....	3
1.	PRESUPUESTO.....	5
1.1	Presupuesto.....	5
1.1.1	Descripción de los costes del proyecto.....	5



## v. LISTA DE TABLAS.

Tabla 1 Balance de los costes del proyecto. ....5



[Esta página ha sido dejada en blanco intencionadamente]



# 1. PRESUPUESTO.

---

## *a. Presupuesto.*

### *1.1.1 Descripción de los costes del proyecto.*

- Los recursos humanos: La totalidad del estudio ha sido desarrollada por un estudiante de último curso de ingeniería en vehículos aeroespaciales. Dado que se trata de un estudio de carácter académico, se ha optado por cobrar las horas de trabajo a precio de becario, 8 €/hora. El número total de horas invertidos en este estudio se estima en 660 horas.
- Los recursos informáticos: El principal coste de este apartado es un portátil HP Pavilion DV6 con procesador Intel Core i7, 4 GB de RAM valorizado en 1000 euros. Amortizado en 2 años y utilizado durante estos cuatro meses, corresponde un valor de 170 euros para el presente proyecto. . El programa de Ansys v14.5 versión Academic, es un software con licencias educativas presente en las aulas de informática de la universidad, no implicaron ningún coste para el presente estudio.

**Tabla 1. Balance de los costes del proyecto.**

Recursos Humanos	5280 euros
Recursos Informáticos	170 euros
<b>Total</b>	<b>5450 euros</b>



[Esta página ha sido dejada en blanco intencionadamente]