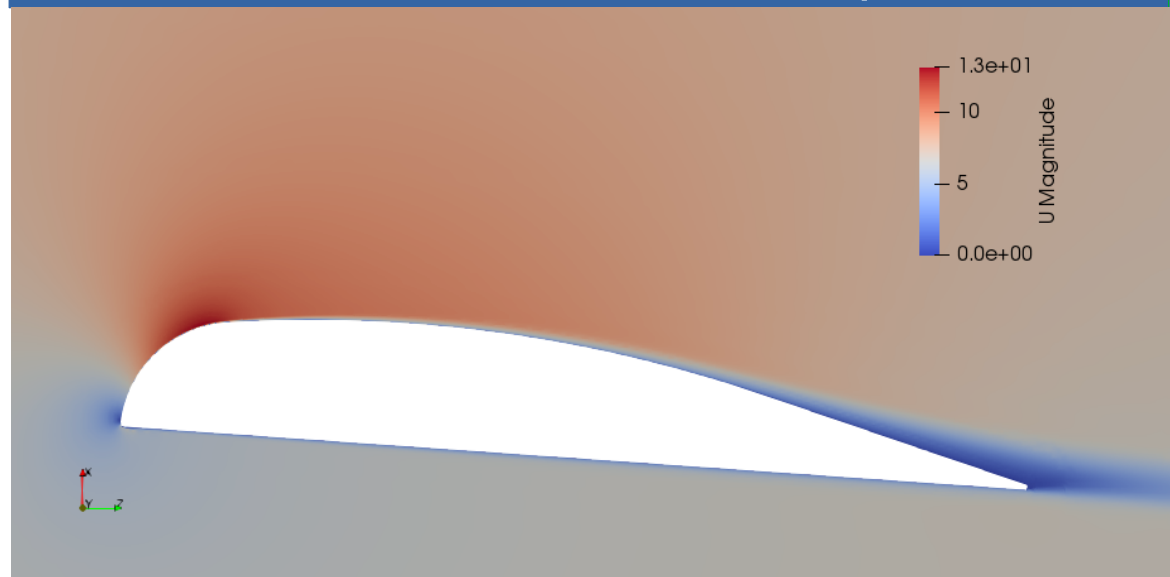


UTN – FRLP

DTO. INGENIERIA MECANICA

Práctica supervisada



Estimación de los parámetros operativos de una turbina eólica de baja potencia mediante dinámica de fluidos computacional

Alumno: Mosca, Santiago

Docente: Baldini, Mauro

**AÑO
2019**



Índice

1. Introducción	1
2. Marco de referencia	2
2.1. Modelo teórico de la turbina	2
2.2. Procedimiento para caracterizar la eficiencia del aspa	6
2.3. Dinámica de fluidos computacional	7
3. Ejecución de la PS	11
3.1. Introducción	11
3.2. Modelado del aspa	11
3.3. Cortes seccionales para simulaciones CFD	12
3.4. Concepto de malla base del dominio	13
3.5. Estimación de los errores por discretización	14
3.6. Régimen de velocidades	19
3.7. Distancia y^+ y parámetros de turbulencia iniciales	21
3.8. Simulación de las secciones	21
3.9. Curvas polinomiales C_L y C_D	23
3.10. Determinación de los factores de inducción	25
3.11. Conclusiones	27
3.12. Vinculación de la PS con asignaturas de la carrera	28
4. Lecciones aprendidas y recomendaciones	28
5. Bibliografía	29



1. Introducción

El presente informe detalla las actividades realizadas durante la Práctica Profesional Supervisada (PS) contemplada para la carrera de Ingeniería Mecánica de la Universidad Tecnológica Nacional. El objetivo fue estimar mediante técnicas de modelado los parámetros operativos del rotor de una turbina eólica de baja potencia, y evaluar la viabilidad del modelo desarrollado para una estimación de la eficiencia del rotor de la turbina.

El uso de fuentes renovables para generar energía eléctrica lleva un desarrollo sostenido, contribuyendo a mitigar el cambio climático y aportando beneficios económicos (International Energy Agency, 2012). Entre las principales energías renovables se cuentan la energía eólica, la geotérmica, la hidráulica y la solar. Aunque la mayoría de los proyectos son de gran tamaño, la implementación de energías renovables en pequeña escala es adecuada para zonas rurales y remotas (World Energy Assesment, 2001).

El generador eólico de baja potencia estudiado fue desarrollado por Hugg Piggott y se adecua a los requerimientos de una instalación eléctrica aislada de la red principal de energía. Corresponde al tipo de eje horizontal, velocidad de rotación variable, con tres aspas de ángulo de paso fijo, y un generador eléctrico que produce corriente alterna trifásica. Tiene un diámetro de rotor de 2,4 m y se estima que es capaz de producir 700 W de energía eléctrica a la velocidad nominal de viento incidente (Piggott, 2003). El manual para su fabricación da indicaciones sobre cómo tallar en madera las aspas del generador, pero no brinda información detallada acerca del desempeño aerodinámico de las mismas. Solo se menciona que están diseñadas para girar a una velocidad angular óptima relativa al viento frontal incidente sobre el rotor, y en estas condiciones generar la potencia nominal señalada. Resulta de interés obtener información sobre los parámetros aerodinámicos de las aspas con los que, mediante un modelo de análisis adecuado, sea posible evaluar la viabilidad de su instalación en distintos proyectos que contemplen el uso de energías renovables.

Para el modelo de análisis se utilizó la teoría de la cantidad de movimiento del elemento de aspa, o BEM por la abreviación del nombre en inglés: *blade element momentum theory*. Para la determinación de los parámetros aerodinámicos que



describen un perfil se optó por utilizar técnicas de ingeniería asistida por computadora. Esta opción es menos intensiva en recursos, tanto en tiempos de desarrollo como materiales o instalaciones necesarios, frente a métodos empíricos (Raphael y Smith, 2003). En particular, el diseño asistido por computadora (*Computer Aided Design*) y la dinámica de fluidos computacional (*Computational Fluid Dynamics*) permitieron el modelado de la geometría y su simulación bajo las condiciones de flujo requeridas con el fin de estimar los coeficientes de sustentación y arrastre de distintas secciones de las aspas.

2. Marco de referencia

2.1. Modelo teórico de la turbina

El desarrollo de esta PS se funda en la teoría de la cantidad de movimiento del elemento de aspa. Esta surge de reunir las conclusiones de la teoría de la cantidad de movimiento con la teoría del elemento de aspa. Un desarrollo detallado de los conceptos que se enunciarán a continuación puede encontrarse en Burton y col. (2011), Wilson, Lissaman y Walker (1976) y Wood (2011).

El método BEM 2D es un modelo simple que permite evaluar la eficiencia de una turbina eólica. Requiere información de la posición radial de la raíz y punta del aspa, la distribución de longitudes de cuerda y ángulos de paso en la envergadura de la misma, e información sobre los coeficientes de sustentación y arrastre de los perfiles que describen las secciones del aspa con los que se analizará el desempeño como extractor de potencia.

Las aspas son divididas en un cierto número de secciones donde, para calcular las fuerzas locales, se necesita información sobre el número de Reynolds y ángulo de ataque, y las características aerodinámicas del perfil de la sección. Para la resolución de estas ecuaciones el flujo de aire se modela como tubos de corriente circunferenciales de espesor δr , correspondientes a cada elemento de aspa.

El modelo asume que no hay dependencia radial entre secciones y que fuerzas constantes actúan en cada elemento. Esta segunda asunción es válida solo para un número infinito de aspas, y un factor de corrección es empleado para permitir el cálculo para un número de aspas finito.

Teoría de la cantidad de movimiento. Una turbina eólica tiene como fluido de trabajo



el aire de la atmósfera. El análisis del proceso de extracción de energía puede realizarse mediante un dispositivo genérico llamado *disco actuador* (ver Figura 1).

El disco induce una variación en la velocidad que es superpuesta a la velocidad de corriente libre. Como resultado de la disminución de velocidad, por la extracción de energía, la estela expande su sección para mantener un caudal constante. También se origina una caída de presión sobre el rotor, que causa la fuerza de empuje aplicada sobre el flujo de aire. La variación de la velocidad axial y de la presión se ilustran en la Figura 1.

La componente de la velocidad inducida por el disco en la dirección de la corriente está dada por $-aU_\infty$, siendo a el factor de inducción axial. En el disco, entonces, la velocidad neta en la dirección perpendicular al disco es

$$U_d = U_\infty (1 - a) \quad .(1)$$

La fuerza ejercida sobre el aire, conocida como empuje o *thrust*, está dada por

$$T = (p_d^+ - p_d^-) A_d = 2\rho A_d U_\infty^2 a(1 - a) \quad .(2)$$

Esta fuerza puede ser adimensionalizada para dar un *coeficiente de empuje*

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 A_d} = C_T = 4a(1 - a) \quad .(3)$$

Cuando $a \geq \frac{1}{2}$ la velocidad en la estela, dada por $(1 - 2a)U_\infty$, se vuelve nula o incluso negativa. En estas condiciones la teoría de la cantidad de movimiento ya no es aplicable y se deben emplear correcciones empíricas.

La turbina considerada emplea un rotor con tres aspas rotando con velocidad

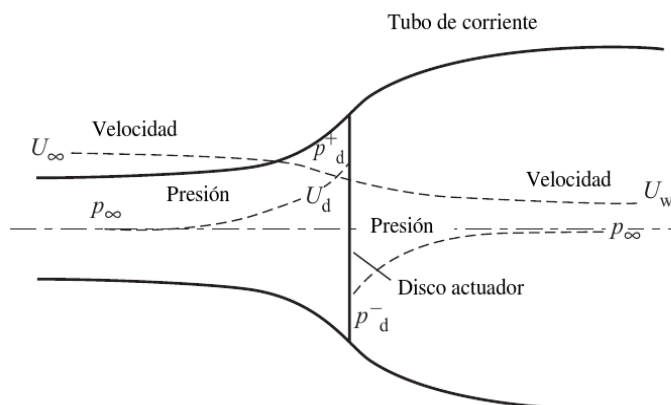


Figura 1: Un disco actuador extractor de energía y el tubo de corriente. Imagen adaptada de *Wind Energy Handbook* (Burton y col. 2011).



angular Ω en torno a un eje normal al plano del rotor y paralelo a la dirección del viento. El torque generado por las aspas sobre el rotor causa uno igual y opuesto sobre el aire. En la estela las partículas del mismo tienen una componente de velocidad axial y otra tangencial a la rotación. El cambio en la velocidad tangencial se expresa con un factor de inducción angular a' . Corriente arriba la velocidad tangencial es cero, e inmediatamente corriente abajo es $2\Omega r a'$.

Igualando la potencia en términos del factor axial y en términos del factor angular se llega a $U_\infty^2 a(1-a) = \Omega^2 r^2 a'$. Ωr es la velocidad tangencial del elemento anular, y $\lambda_r = \Omega r / U_\infty$ es la velocidad específica local (*local speed ratio*). En el borde del disco $r = R$ y $\lambda = \Omega R / U_\infty$ es la velocidad específica de la punta (*tip speed ratio*). Este parámetro, TSR, es el más usado para establecer las curvas de coeficiente de potencia como función de la velocidad de giro. Por lo tanto:

$$a(1-a) = \lambda_r^2 a' \quad .(4)$$

La eficiencia de un elemento de aspa es

$$\eta_r = 4 a' (1-a) \lambda_r^2 \quad .(5)$$

La variación del coeficiente de potencia según el radio del aspa es

$$\frac{dC_p}{d\mu} = 8(1-a)a' \lambda^2 \mu^3 \quad , (6)$$

donde $\mu = r/R$. Sabiendo cómo a y a' varían radialmente, la ecuación 6 puede ser integrada para determinar el coeficiente de potencia total para un rotor que gira a una velocidad específica λ dada.

Teoría de la cantidad de movimiento del elemento de aspa (BEM). La teoría BEM asume que no hay interacción radial entre los flujos de anillos contiguos, una condición que será válida sólo si el factor de inducción axial es uniforme en toda la envergadura. Esto no suele suceder, pero estudios experimentales demuestran que esta asunción de independencia radial es aceptable para $\lambda > 3$ (Burton y col., 2011).

Consideramos una turbina con N cantidad de aspas de envergadura R , con cuerda c y ángulo de paso β medido entre la cuerda del aspa y el plano de rotación del disco. La cuerda y el ángulo de paso varían a lo largo del aspa.

La velocidad total que observa un elemento de aspa es

$$W = \sqrt{U_\infty^2 (1-a)^2 + \Omega^2 r^2 (1+a')^2} \quad , (7)$$

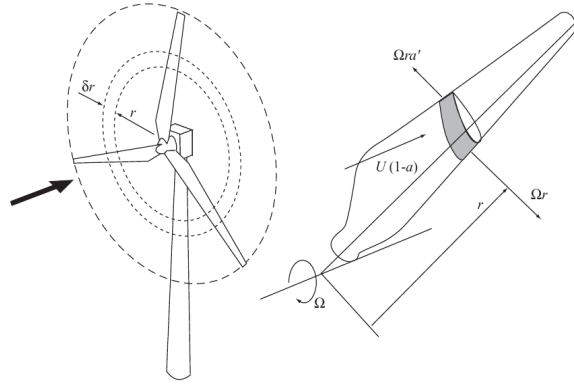


Figura 2: Un elemento de aspa que describe un elemento anular. Imagen de *Wind Energy Handbook* (Burton y col. 2011).

y actúa con un ángulo de flujo φ respecto al plano de rotación, tal que

$$\sin \varphi = \frac{U_{\infty}(1-a)}{W} \quad \text{y} \quad \cos \varphi = \frac{\Omega r(1+a')}{W} \quad . (8)$$

El ángulo de ataque está dado por $\alpha = \varphi - \beta$. En la Figura 2 se aprecia un esquema del elemento de aspa y la circunferencia barrida por él. En la Figura 3 puede verse la velocidad incidente total y sus componentes.

Las fuerzas de sustentación y arrastre para un elemento δr en la dirección de la envergadura, normal a la dirección de W , se expresan como

$$\delta L = \frac{1}{2} \rho W^2 c C_L r \delta r \quad \text{y} \quad \delta D = \frac{1}{2} \rho W^2 c C_D r \delta r \quad (9)$$

Igualando estas ecuaciones con el torque y el empuje realizados por el rotor se llega a

$$a = \frac{\kappa}{1 + \kappa} \quad , \text{ donde } \quad \kappa = \frac{\sigma_r C_x}{4 F \sin^2 \varphi} \quad , (10)$$

$$a' = \frac{\gamma}{1 - \gamma} \quad , \text{ donde } \quad \gamma = \frac{\sigma_r C_y}{4 F \sin \varphi \cos \varphi} \quad . (11)$$

La resolución de las ecuaciones 10 y 11 para obtener los factores de inducción a y a' utilizando las características bidimensionales de un perfil requiere un proceso iterativo.

Por conveniencia se escribe

$$C_L \cos \varphi + C_D \sin \varphi = C_x \quad \text{y} \quad C_L \sin \varphi - C_D \cos \varphi = C_y \quad . (12)$$

La solidez de la cuerda σ_r , o solidez local, es definida como la longitud de la cuerda del elemento de aspa dividido por la longitud de la circunferencia en el radio evaluado

$$\sigma_r = \frac{Nc}{2\pi r} = \frac{Nc}{2\pi \mu R} \quad . (13)$$

El factor de pérdidas de la punta de Prandtl es requerido para corregir la suposición

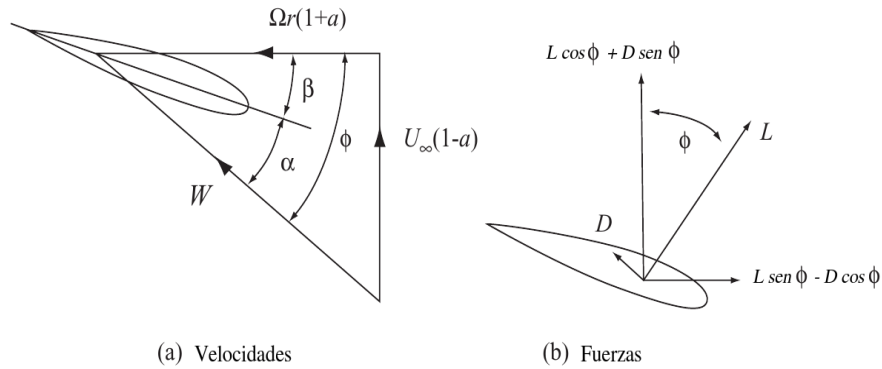


Figura 3: Velocidades y fuerzas sobre un elemento de aspa. Imagen adaptada de Wind Energy Handbook (Burton y col. 2011)

de un disco compuesto por infinita cantidad de aspas. Se define como

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-f}) \quad , \text{ donde } \quad f = \frac{N(R-r)}{2r \sin \varphi} \quad . (14)$$

Para turbinas fuertemente cargadas, cuando a es superior a un valor crítico, la teoría de la cantidad de movimiento ya no es aplicable. En este punto, una recta es ajustada a resultados experimentales para un rotor entero fuertemente cargado.

La corrección de Glauert (Berges, 2007), aplicada al coeficiente de empuje, es un modo empírico para ajustarse a las mediciones. La ecuación del coeficiente de empuje para valores superiores al crítico de a es

$$C_T = C_{T1} - 4(\sqrt{C_{T1}} - 1)(1 - a) \quad (15)$$

y el valor de a en el punto crítico de transición es

$$a_T = 1 + \frac{1}{2} \sqrt{C_{T1}} \quad . (16)$$

En este trabajo el autor adopta $C_T = 1,6$, valor que corresponde al determinado por Wilson, Lissaman y Walker (1976). Para $a > a_T$ se modifica la ecuación 12. Tenemos entonces, según Berges (2007),

$$a = \frac{1}{2} \left\{ 2 + K(1 - 2a_T) - \sqrt{[K(1 - 2a_T) + 2]^2 + 4(Ka_T^2 - 1)} \right\} \quad (17)$$

$$\text{donde } K = \frac{4F \sin^2 \varphi}{\sigma_r C_x} \quad . (18)$$

2.2. Procedimiento para caracterizar la eficiencia aerodinámica del aspa

El siguiente algoritmo (Wilson, Lissaman y Walker, 1976 o Wood, 2011) permite determinar los factores de inducción a y a' , por medio de una iteración, para cada elemento de aspa.



1. Especificar los valores iniciales para R , B , c , β , λ , U_∞ , ρ y la tolerancia ϵ .
2. Proponer valor inicial $a'_{1,1}$ x e^{-6} es apropiado.
3. Proponer valor inicial para $a_{1,1}$ x e^{-4} es buen comienzo.
4. Determinar la velocidad axial y tangencial en el elemento, y con ellas el ángulo de flujo φ . Calcular el ángulo de ataque $\alpha = \varphi - \beta$.
5. Calcular los coeficientes $C_D(\alpha, Re)$ y $C_L(\alpha, Re)$.
6. Calcular los valores de C_x y C_y .
7. Si $a_1 < a_T$, calcular el nuevo factor de prueba a_2 con la ecuación 10; si $a_1 > a_T$ calcular a_2 con la ecuación 17. Calcular el valor de prueba para a'_2 con la ecuación 11.
8. Si $|a_1 - a_2| < (\epsilon a_1)$ y $|a'_1 - a'_2| < (\epsilon a'_1)$, se han encontrado los factores de inducción para el elemento. Si no, volver al paso 3 e incrementar su valor en un porcentaje adecuado. El valor máximo para iteración sobre a_1 es 1.
9. Si no hay convergencia durante la iteración de los valores de a_1 , aumentar el factor a'_1 en un porcentaje determinado y volver a iterar sobre a_1 . El máximo valor para la iteración sobre a'_1 se establece en 0,5.

2.3. Dinámica de fluidos computacional

La dinámica de fluidos computacional (CFD) es el análisis de sistemas que involucran flujo de fluido, transferencia de calor y fenómenos asociados como reacciones químicas, por medio de simulaciones hechas por computadoras (Versteeg y Malalasekera, 2007). El software utilizado en esta PS usa el método de los volúmenes finitos (Finite Volume Method), una formulación especial de la técnica de diferencias finitas. Una descripción detallada del método es abordada en Anderson (1995), Versteeg y Malalasekera (2007) y Eymard, Herbin y Gallouët (2010).

Modelo del fluido para aplicar el método BEM. La hipótesis básica del método BEM y el régimen de velocidades de interés permiten adoptar la simplificación de flujo monofásico, incompresible (densidad constante), viscosidad constante, turbulento, sin fenómenos térmicos ni fuerzas de masa.(Versteeg y Malalasekera, 2007). Las ecuaciones que gobiernan el flujo en estas condiciones son las denominadas ecuaciones de Navier-Stokes

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad \text{y} \quad \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = - \nu \nabla^2 \mathbf{u} - \nabla p \quad .(19)$$



La solución de este par de ecuaciones no es directa porque una ecuación explícita para la presión no está disponible. Un enfoque usual es derivar una ecuación para la presión tomando la divergencia de la ecuación de la cantidad de movimiento y sustituirla en la ecuación de continuidad (*The SIMPLE algorithm in OpenFOAM*, 2014)

Turbulencia. Para las condiciones de simulación necesarias el flujo se encuentra en régimen turbulento. La naturaleza aleatoria del flujo turbulento impide una descripción económica del movimiento de todas las partículas del fluido. En cambio se descompone, por ejemplo, la velocidad en un valor medio U con una componente fluctuante $u'(t)$ superpuesta a ella: $u(t) = U + u'(t)$. Este proceso es llamado la *descomposición de Reynolds*. Un flujo turbulento puede ser descrito por medio de sus valores medios y propiedades estadísticas de sus fluctuaciones (Versteeg y Malalasekera, 2007). Las ecuaciones resultantes luego de aplicar la descomposición de Reynolds en las ecuaciones de Navier-Stokes se conocen como RANS (*Reynolds averaged Navier-Stokes equations*). Para resolver el problema de clausura asociado con este procedimiento es necesario modelar las tensiones de Reynolds que surgen de aplicar ecuaciones RANS (Versteeg y Malalasekera, 2007).

Modelo de turbulencia κ - ω - SST. El modelo de turbulencia κ - ω es un modelo de dos ecuaciones que emplea una viscosidad cinemática de la turbulencia ν_t , útil para varias aplicaciones aerodinámicas y números de Reynolds bajos. La variante "SST" implica el transporte de una tensión de corte. El parámetro κ describe la energía cinética por unidad de masa de la turbulencia del fluido, y ω la frecuencia de la turbulencia del mismo (Versteeg y Malalasekera, 2007).

Para el cálculo de las variables se siguen las indicaciones dadas por la NASA en *The Menter Shear Stress Transport Turbulence Model* (2015) para la variante "SST-sust" del modelo. El subíndice ∞ corresponde a condiciones de la corriente libre. El subíndice s a condiciones sobre la superficie del perfil. La variable u denota la velocidad de corriente libre. Las ecuaciones utilizadas en esta PS se detallan a continuación.

- Energía cinética de la turbulencia de corriente libre:

$$\kappa_{\infty} = 10 u^2 \times 10^{-6} [\text{m}^2 / \text{s}^2]. \quad (20)$$

- Frecuencia de la turbulencia de corriente libre:

$$\omega_{\infty} = 5 u / L [\text{s}^{-1}]. \quad (21)$$



- Viscosidad cinemática de la turbulencia de corriente libre:

$$\nu_{t\infty} = K_{\infty} / \omega_{\infty} \text{ [m}^2\text{/s]} \quad (22)$$

- Frecuencia de la turbulencia sobre la superficie:

$$\omega_s = 10 [6 \nu / \beta_1 (\delta_1)^2] \text{ [s}^{-1}\text{]}, \quad (23)$$

donde $\beta_1 = 0,75$ y δ_1 es el espesor de la primera celda de la malla desde la superficie.

- Energía cinética y viscosidad cinemática de la turbulencia: estos dos parámetros deben ser iguales a 0 sobre la superficie considerada, sin embargo es aconsejado (*The Menter Shear Stress Transport Turbulence Model*, 2015) aproximar este valor a un número computacionalmente pequeño para evitar indeterminaciones de división por 0 en las ecuaciones del modelo.

$$K_s = 0 \text{ [m}^2\text{/s}^2\text{]}, \nu_{ts} = 0 \text{ [m}^2\text{/s]}. \quad (24)$$

Distancia y^+ . La resolución de la turbulencia en la capa límite suele usar funciones de pared que se basan en la ley universal de la pared. La misma sostiene que la distribución de velocidad muy cercanamente a una pared es similar para todos los flujos turbulentos. Uno de los parámetros más prominentes para juzgar la aplicación de estas funciones es la distancia adimensional a la superficie $y^+ = y u_{\tau} / \nu$, donde u_{τ} es la velocidad de fricción, y es la distancia absoluta desde la superficie y ν es la viscosidad cinemática. Una referencia sobre cómo calcular estas variables está disponible en *Y plus wall distance calculation* (2011). Es posible interpretar la distancia y^+ como un número de Reynolds local, lo cual implica que su magnitud puede determinar la importancia relativa de los procesos viscosos y turbulentos (*What is y^+* , 2018). Si la región lineal que se aprecia en la Figura 4-a está resuelta por el mallado no es necesario aplicar funciones de pared.

Resolución de la capa límite. Para el caso considerado, las funciones de pared no son aptas dado que es de interés determinar las fuerzas generadas sobre las superficies del perfil (*What is y^+* , 2018). Por lo tanto se llevó a cabo la resolución de la capa límite. Esto implica que el centro de la primera celda de la malla se encuentre dentro de la subcapa viscosa, debiendo ser entonces la distancia adimensional $y^+ \leq 1$ (ver Figura 4-b).

Condiciones de borde para las simulaciones. Para esta PS, el acoplamiento de la ecuación de velocidad a la de presión requiere la especificación de sólo una de las dos

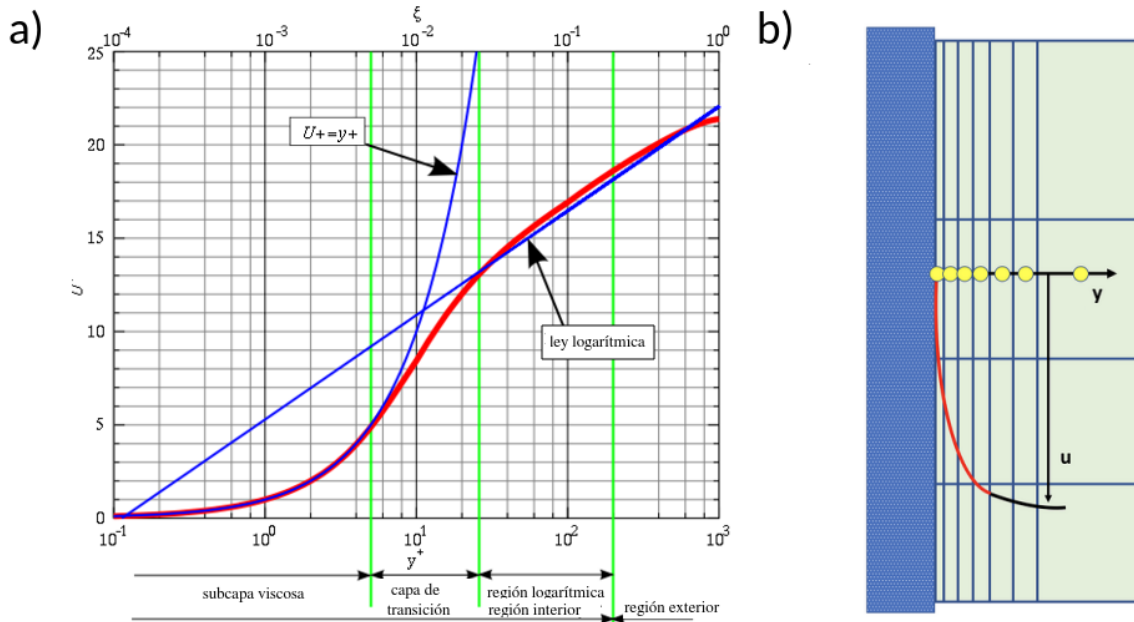


Figura 4: a) La ley de la superficie. b) Resolución de la capa límite mediante resolución de la subcapa viscosa. Imágenes tomadas de <https://www.simscale.com/forum/t/what-is-y-plus/82394>. en aquella superficie por la que ingrese el fluido, y la especificación en la superficie de salida de aquella variable no especificada en la entrada.

Condiciones de borde en la frontera de la malla. Para la entrada se aplicó una condición de Dirichlet para la velocidad y una condición de Von Neumann para la presión $\partial p / \partial n = 0$. En la superficie de salida se aplicó la condición de Dirichlet para la presión y la de Von Neumann para la velocidad ($\partial v / \partial n = 0$).

Para las variables de la turbulencia se aplicaron en la superficie de entrada valores constantes a los parámetros κ y ω , mientras que la viscosidad de la turbulencia ν_t fue calculada de ellas dos. En la superficie de salida una condición de Von Neumann con gradiente igual a 0 fue aplicada a las tres variables.

Para todas las variables se aplicó una condición de gradiente normal igual a 0 sobre las fronteras superior e inferior del dominio, que son paralelas al flujo. Puesto que el problema es analizado en dos dimensiones, no hizo falta especificar más condiciones sobre las fronteras de la malla.

Condiciones de borde sobre la superficie del perfil. Sobre la superficie del perfil, y para modelar efectivamente la capa límite, se aplicó una condición de Dirichlet a la velocidad (condición de no resbalamiento), siendo $u_{perfil} = 0$. Por lo tanto, la presión se definió con un gradiente normal igual a 0. Para ν_t , κ y ω se aplicaron condiciones de



Dirichlet cuyos valores se calcularon según las ecuaciones 23 y 24 respectivamente.

3. Ejecución de la PS

3.1. Introducción

El siguiente punteo resume las actividades de la PS. El software utilizado para conducir las simulaciones fue el paquete OpenFOAM. Es de código libre y abierto, y utiliza el método de los volúmenes finitos para la resolución de una variedad de problemas, siendo destacada su aplicación en la dinámica de fluidos. Cuenta con varios *solvers* especializados, así como módulos para realizar pre y postprocesamiento (OpenFOAM, 2019).

1. Modelado del aspa y obtención de los cortes seccionales necesarios para analizar el aspa como composición de elementos.
2. Especificación conceptual de una malla base 2D para todos los cortes seccionales.
3. Estimación de los errores por discretización de las simulaciones CFD. Simulación de un perfil NACA para validar el modelo.
4. Determinación de los regímenes de velocidad más favorables para la realización de las simulaciones de las secciones y características geométricas de la malla final. Mallado de las diez secciones extraídas para cinco ángulos de ataque distintos (0° , 4° , 8° , 12° y 16°).
5. Realización de las cincuenta simulaciones 2D estipuladas con un *solver* estacionario. Cada elemento de aspa sería simulado, en un número de Reynolds apropiado, para cinco ángulos de ataque.
6. Construcción de las curvas para los coeficientes estimados C_L y C_D con los resultados de las simulaciones.
7. Implementación del algoritmo según la teoría BEM para evaluar si es posible obtener, con los coeficientes aerodinámicos estimados, factores de inducción que caractericen la eficiencia de los elementos de aspa.

3.2. Modelado del aspa

El modelado del aspa se realizó en un software CAD interpretando las indicaciones para el tallado del aspa consignadas en Piggott (2003). Allí se establece un blanco de madera, cuyas dimensiones mínimas son 125 x 40 x 1200 mm. Se optó por utilizar un

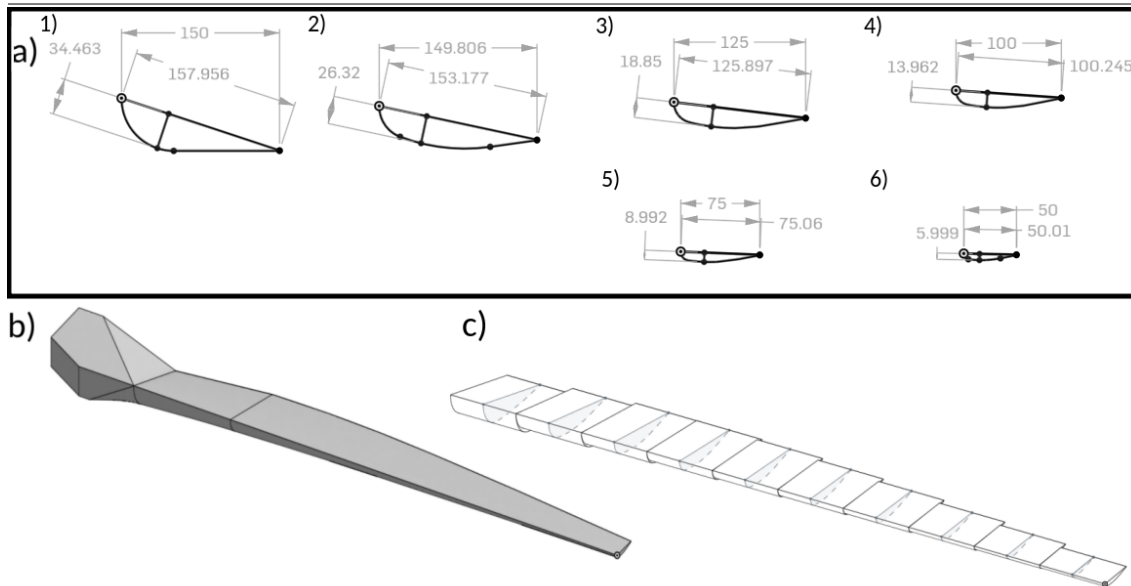


Figura 5: a) Dimensiones para la secciones de construcción 1-6 según el manual de fabricación del aspa. Unidades en mm. b) Modelo CAD 3D. c) Zona de interés del aspa dividida en 10 elementos de 100 mm de extensión radial cada uno, en cuyo centro se aprecia corte seccional del que fueron extruidos.

blanco ligeramente más ancho, de 150 mm, ya que de acuerdo a Piggott esto favorecería una raíz del aspa más robusta, ofreciendo mejor resistencia estructural y una posible mejora aerodinámica para condiciones de arranque. Se especifican seis secciones, la primera ubicada a 200 mm desde la raíz y la última en la punta, a 1200 mm, separadas entre sí por 200 mm. Cada una tiene una caída en el borde de fuga desde la parte superior del blanco. Con las secciones dibujadas se realizó un barrido para construir la parte del aspa comprendida entre los 200 mm y la punta. Las seis secciones resultantes se aprecian en la Figura 5-a. Las dimensiones señaladas en ella son el cateto (la cuerda proyectada a la cara superior del blanco), la caída en el borde de fuga desde el plano superior del blanco, y el espesor del perfil a un 30 % de la cuerda. Para la raíz se realizó una extrusión sobre un boceto del plano inferior. Una vista del aspa ya modelada se aprecia en la Figura 5-b.

3.3. Cortes seccionales para simulaciones CFD

Para aplicar la teoría BEM se dividió en 10 partes de sección uniforme la parte del aspa afectada a la circulación de viento, comprendida entre los 200 mm desde la raíz hasta la punta. Para cada división se tomó aquella sección correspondiente a su centro. Las longitudes de cuerdas, longitudes de los catetos, ángulo respecto al plano de rotación, espesor máximo y relación espesor-cuerda ($Re_c = t_{max}/c$) se listan en el Tabla 1.



En la Figura 5-c se aprecia la discretización de la zona de interés del aspa en 10 secciones de 100 mm de extensión radial cada una.

Sección	δr [mm]	Cuerda [mm]	Cateto [mm]	β [°]	t_{max} [mm]	R_{ec}
1	250	156,64	150	16,7424	31,89	0,2036
2	350	154,35	150	13,6350	27,12	0,1757
3	450	146,24	143,75	10,5882	24,31	0,1662
4	550	132,53	131,25	7,9696	20,49	0,1546
5	650	119,39	118,75	5,9352	17,48	0,1464
6	750	106,58	106,25	4,5099	15,12	0,1419
7	850	93,93	93,75	3,5477	12,71	0,1353
8	950	81,34	81,25	2,6955	10,14	0,1247
9	1050	68,79	68,75	1,9540	8,01	0,1165
10	1150	56,27	56,25	1,5277	6,54	0,163

Tabla 1: Geometría de las secciones obtenidas para las simulaciones: longitud de cuerda, proyección al plano de rotación, ángulo de paso, espesor máximo (ubicado en 0,3 c), y relación espesor-cuerda.

Se escalaron los cortes seccionales para que todos tuvieran una longitud de cuerda igual a 1000 mm y así utilizar una misma malla base de la cual vaciarlos. La envergadura de cada sección también fue establecida en 1000 mm, al igual que el ancho de la malla base utilizada para las simulaciones. Los cortes extraídos y escalados fueron rotados para que su cuerda forme con una línea horizontal de referencia un ángulo de 0°. Desde el software CAD se los exportó en formato STL para que el programa mallador ("snappyHexMesh", de OpenFOAM) pudiera leerlos correctamente. En la Figura 6 se aprecian los cortes obtenidos, y la decreciente relación espesor-cuerda según aumenta la distancia radial a la raíz del aspa.

3.4. Concepto de malla base del dominio

Para comparar las simulaciones se implementó una misma malla base sobre la cual insertar los perfiles seccionales. La malla se denomina de forma "C", siendo recomendado su uso para el estudio de perfiles aerodinámicos (Rumsey, 2019). La generación de la misma se realizó con el software Gmsh. Se estableció una zona central en la cual iría el perfil de interés, y zonas pertenecientes a la "corriente libre", cuyas dimensiones y cantidad de elementos son función de las dimensiones y cantidad de elementos de la zona central. El parámetro fundamental de dimensionado general es el largo de la cuerda de las secciones. En las Figuras 7 y 8 se muestra la malla finalmente

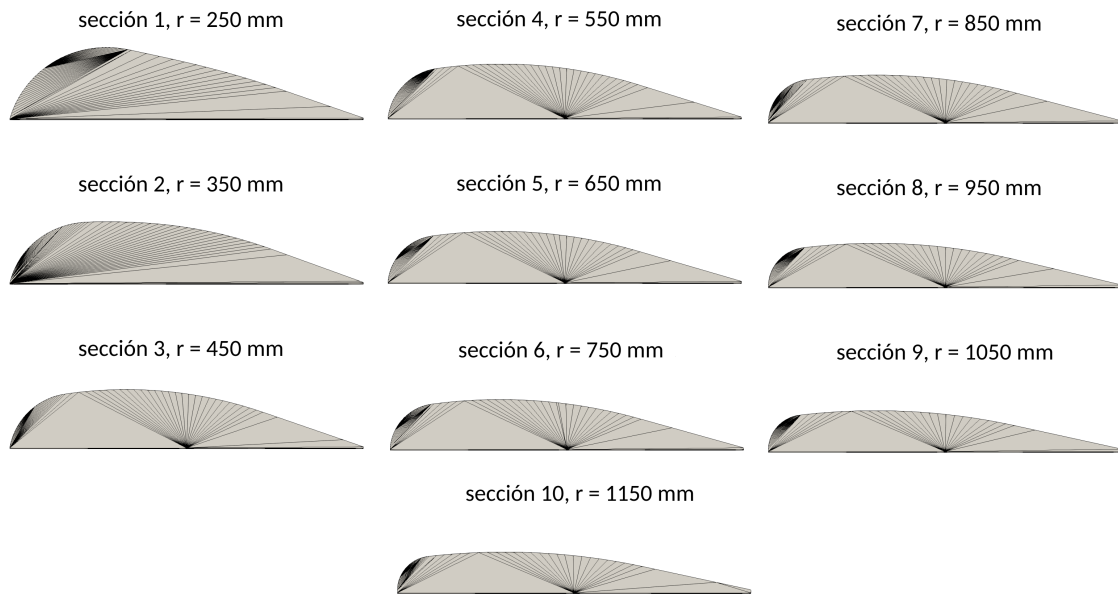


Figura 6: Diez cortes seccionales para simulación en formato STL. Todos fueron escalados para tener una cuerda de 1000 mm y un ángulo con respecto a la horizontal de 0°.

usada, denominada como *media* en el estudio de sensibilidad que se detalla en la sección 3.5. La malla obtenida es bidimensional. Se observan también en las Figuras 7 y 8 las diferentes zonas de la malla donde se aplicarán las condiciones de contorno necesarias: las líneas rojas pertenecen a la superficie de frontera denominada *inlet*, por donde ingresa el viento; las líneas verdes son la frontera *outlet* por la cual egresa; las líneas anaranjadas corresponden a la frontera *topAndBottom*, la cual contribuye a la región de corriente libre. En planos paralelos a la imagen se ubican las fronteras *front* y *back* que modelan la condición bidimensional.

La división de los lados que definen la zona central en igual cantidad de elementos aseguró que las celdas finales fuesen cuadrados. La presencia de elementos cuyos lados guardan una relación 1:1 favorecía la convergencia del algoritmo “snappyHexMesh” utilizado para el vaciado de la sección. En las líneas radiales fue importante asegurar una progresión del tamaño de los elementos para la cantidad de elementos deseados. El resultado se aprecia en la Figura 8 para una malla base de 30 elementos centrales.

3.5. Estimación de los errores por discretización

Concepto. Para tener una idea de la precisión de las estimaciones de las simulaciones se siguieron los lineamientos dados en *Journal of Fluids Engineering Editorial Policy: Statement on the Control of Numerical Accuracy*, donde se cita un artículo de I. B. Celik

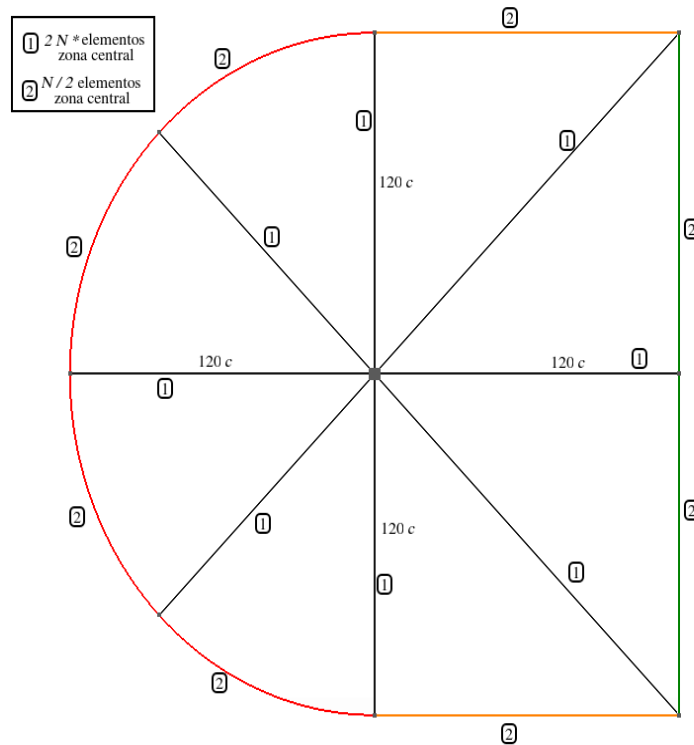


Figura 7: Malla base conceptual. Las dimensiones de desde la zona central son 120 veces la cuerda del elemento simulado.

como metodología estándar para la estimación de los errores por discretización en aplicaciones CFD. Por razones de brevedad se remite al lector al mismo para el desarrollo de las expresiones matemáticas utilizadas.

El índice de convergencia de malla (CGI por sus siglas en inglés) está basado en el estimador del error por refinación derivado de la extrapolación generalizada de Richardson. El porcentaje de diferencias entre los valores calculados y asintóticos de la solución son calculados mediante el CGI. Muestra qué tan lejos está el valor calculado del valor asintótico. También expone cuánto cambiaría el valor simulado si se prosiguiera refinando más finamente la malla. Un valor pequeño de CGI es señal de que el valor simulado está acercándose al rango asintótico. La precisión del valor asintótico depende del orden de los esquemas numéricos utilizados y de cuán correcto es el modelo adoptado para el flujo (Mohd Sakri, S. y Z., 2016).

Aplicación. El estudio de sensibilidad se realizó en tres mallas geoméricamente similares, con diferente cantidad de celdas, y con un perfil aerodinámico del cual se tuvieran datos aerodinámicos para comparar. Se usó el perfil NACA 2412, para el cual existen datos en el rango de números de Reynolds de interés obtenidos mediante el

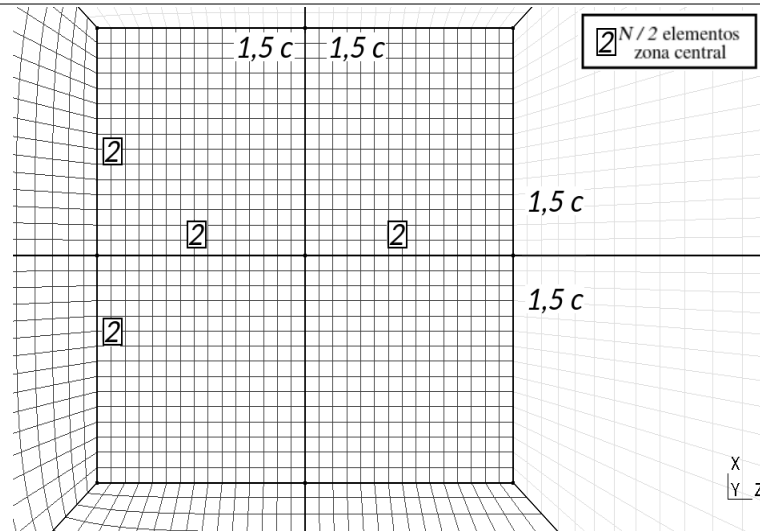


Figura 8: Detalle de la zona central de la malla base conceptual. La zona central es un cuadrado cuyos lados tienen 3 veces el largo de la cuerda de la sección. Aplicación del mallado para 30 elementos por lado de la zona central.

código de simulación XFOIL (ver XFOIL, 2013).

Las simulaciones se realizaron con un *solver* estacionario, para $Re = 5 \times 10^5$ y $\alpha = 8^\circ$. Para una cuerda de 1 m y densidad $\rho = 1,204 \text{ kg/m}^3$, viscosidad dinámica $1,813 \times 10^{-5} \text{ kg/(ms)}$, la velocidad de simulación se fijó en 7,53 m/s. Los parámetros para el modelo de turbulencia fueron los siguientes: $\kappa_\infty = 5,67 \times 10^4 \text{ [m}^2/\text{s}^2]$, $\omega_\infty = 37,65 \text{ s}^{-1}$, $v_{t_\infty} = 1,506 \times 10^5 \text{ [m}^2/\text{s}]$, $\kappa_s = 1 \times 10^{-50} \text{ [m}^2/\text{s}^2]$, $\omega_s = 26.063.818 \text{ [s}^{-1}]$, $v_{ts} = 1 \times 10^{-50} \text{ [m}^2/\text{s}]$. Cabe recordar que los valores para v_{t_∞} y v_{ts} , si bien fueron definidos, son dejados para calcular como condición por el software de simulación.

Solver utilizado y criterios de convergencia. Para la realización de las simulaciones del estudio de sensibilidad, así como para las simulaciones de las secciones de elemento de aspa, se utilizó el *solver* estacionario simpleFoam. Se aplica a fluidos incompresibles, y permite modelar turbulencia. Utiliza el algoritmo SIMPLE para la resolución de las ecuaciones acopladas de presión y velocidad. Para la solución de las ecuaciones de las variables del modelo se utilizaron esquemas numéricos de segundo orden, siguiendo las indicaciones de "Journal of Fluids Engineering Editorial Policy Statement on the Control of Numerical Accuracy" (2008).

Un criterio usual de convergencia, y usado para esta PS, es observar la estabilidad o periodicidad de las variables de interés en el fluido, en nuestro caso los coeficientes de arrastre y sustentación. Por lo tanto se dejó evolucionar los residuos numéricos hasta

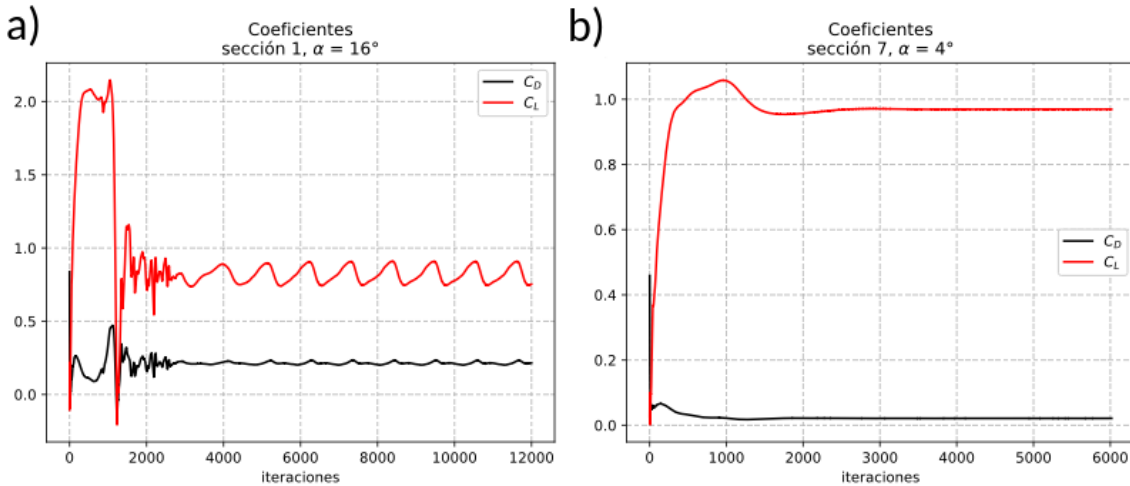


Figura 9: Evolución de los coeficientes en la simulación. a) Sección 1, $\alpha = 16^\circ$. Arribo a una solución estable periódica. b) Sección 7, $\alpha = 4^\circ$. Arribo a una solución estable en un solo valor

valores que normalmente hubieran indicado la convergencia según otro criterio usual, pero la observación de los coeficientes indicaba que la solución todavía estaba evolucionando.

Se corrieron un mínimo de 6000 iteraciones para permitir el desarrollo de las variables y la disminución de los residuos. Luego, cuando el promedio de ambos coeficientes tenía variaciones menores al 1 % en 2000 iteraciones se establecía la solución como convergida. En aquellos casos donde los promedios tenían mayores variaciones, se observó que los coeficientes tenían una variación entre valores acotados de la solución y se repetían periódicamente. Esto también se consideró una solución convergida, y el promedio se tomó para la unidad mínima de patrón repetitivo. Ver Figuras 9 a y b para gráficos de solución estable en un solo valor y solución periódica.

Modelado del perfil NACA y generación de mallas para estudio de sensibilidad. El perfil NACA fue creado mediante la interpolación de una curva *spline* por 200 puntos que describen su superficie, obtenidos de <http://airfoiltools.com/plotter/index>. Con el software Gmsh se malló la curva generada para generar la superficie del perfil 3D en formato STL.

A partir de la malla base conceptual se diseñaron tres mallados distintos. Una malla base con 14 particiones sobre los lados de la zona central, y 28 particiones sobre las líneas radiales hasta las superficies de frontera, esta es la malla *basta*. Una malla base con 30 particiones sobre los lados de la zona central, y 60 particiones sobre las líneas

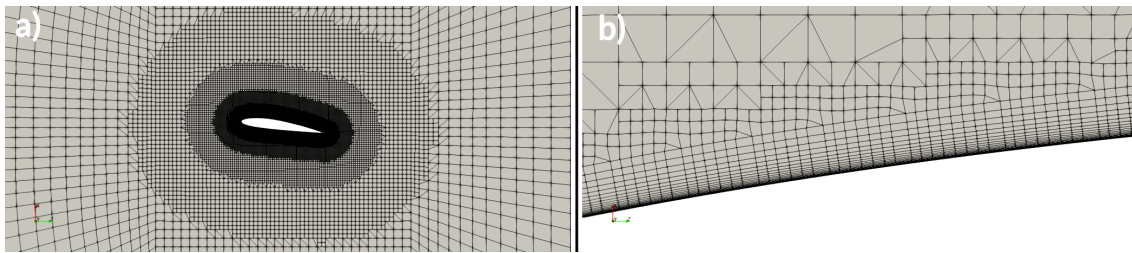


Figura 10: Vaciado del perfil NACA 2412, $\alpha = 8^\circ$. a) Zona central de la malla media. Se ven las sucesivas refinaciones en torno al perfil para aumentar la densidad de celdas en las regiones donde los gradientes de las variables de flujo son mayores. b) Detalle de la superficie. Se observan las celdas elongadas que constituyen la resolución de la capa límite.

radiales hasta las superficies de frontera, esta es la malla *media*. Una malla base con 62 particiones sobre los lados de la zona central, y 124 particiones sobre las líneas radiales hasta las superficies de frontera., esta es la malla *fin*. Todas tuvieron un sólo elemento en la dirección del espesor

Vaciado del perfil NACA. El perfil NACA fue rotado para generar un ángulo de ataque de 8° . Luego se vació de cada una de las mallas base mediante la herramienta snappyHexMesh. La misma opera intersectando a una malla de destino una superficie, preferentemente en formato STL, que opera como “herramienta de corte”. Cada vez que una celda de la malla base es intersectada por una arista de la superficie herramienta, la celda se divide en dos por cada dimensión. Luego de la intersección, snappyHexMesh mueve los nodos de las celdas creadas para ajustar la superficie original a las celdas refinadas. Un último paso crea celdas oblongadas sobre la superficie para captar mejor los detalles de la capa límite (Anderson, 1995). Si bien tienen una gran relación de aspecto, su mayor longitud corresponde a la dirección paralela a la superficie, donde los gradientes de velocidades son pequeños. En cambio, su longitud en dirección perpendicular a la superficie es pequeña, permitiendo captar mejor los gradientes abruptos de las cantidades de interés.

Aquí se determinó la altura de la primera celda observando los recaudos para la distancia y^+ . Para la velocidad de simulación la altura que cumple con $y^+ \leq 1$ es 0,0215 mm. Se generaron 19 capas, que cubren adecuadamente la capa límite sin generar defectos en la malla. El resultado del mallado se aprecia en las Figuras 10 a y b.

Resultados del estudio de sensibilidad. Se obtuvieron simulaciones convergidas para las mallas basta, media y fina. Los resultados del estudio de estimación del error se



detallan en la Tabla 2. Se ve que las estimaciones para el coeficiente de sustentación tienen un comportamiento oscilatorio en torno al valor asintótico, mientras que las simulaciones del coeficiente de arrastre muestran una aproximación continua al valor asintótico. Para el caso del coeficiente C_L ambos GCI se encuentran por debajo del 1 % y se considera satisfactoria la malla media. Para el caso del coeficiente C_D , si bien el GCI_{21} es un poco menor que GCI_{32} , se considera que la mejora en la precisión de las estimaciones de C_D no justifican el tiempo adicional requerido por el mallado y solución.

La Tabla 3, que compara tiempos de cálculo y de mallado para cada malla, respalda la decisión de sacrificar un poco de precisión en la estimación en virtud de los tiempos que requiere el desarrollo del trabajo (50 mallados y sus correspondientes simulaciones). Los resultados del código XFOIL para el Re y α simulados otorgan un valor de 1,0660 para C_L y 0,01511 para el C_D , coincidiendo dentro de un margen pequeño de tolerancia con los resultados de las simulaciones en OpenFOAM. Para corridas de prueba para otras condiciones, con números de Reynolds entre los 1×10^5 y 2×10^5 , los resultados para el coeficiente de sustentación siguen en márgenes razonables, mientras que para el coeficiente de arrastre arrojan discrepancias de hasta el 20 %. Para $Re = 5 \times 10^5$ y $\alpha > 12^\circ$ las desviaciones llegan al 60 %. Este comportamiento es encontrado en otras fuentes (Kirk y col., 2014) y se atribuye a las coordenadas que XFOIL utiliza para calcular localmente las componentes de las fuerzas causadas por el flujo (Ramanujam, Ozdemir y Hoeijmakers, 2016). Por lo tanto, se toman como válidos los coeficientes obtenidos con OpenFOAM, dentro del error estimado por el estudio de sensibilidad. Como comentario final del estudio, la diferencia porcentual entre los valores de XFOIL para C_L y C_D respecto de los valores obtenidos con la malla media son de 5,37 % y 20,98 % respectivamente.

3.6. Determinación del régimen de velocidades más favorable para la simulación de las secciones

Según indicaciones del diseñador la velocidad específica óptima del generador es $\lambda = 7$ (Piggott, 2003). Sin embargo, su rango de operación cubre desde $\lambda = 5$ hasta $\lambda = 9$. Por debajo del valor mínimo, las aspas entran en zona de pérdida y dejan de tener la suficiente potencia para poder mantener las revoluciones y alimentar el generador



eléctrico. Por encima de ese régimen las aspas llegan a velocidades de giro peligrosas estructuralmente, y un mecanismo las posiciona paralelas al viento para resguardar su integridad.

	Coef. de sustentación C_L	Coef. de arrastre C_D
N_1, V_1	37.536; 51266,8	
N_2, V_2	90.793; 51388,6	
N_3, V_3	259.247; 51412,4	
r_{21}	1,69	
r_{32}	1,55	
φ_1	1,0327	0,01776
φ_2	1,0088	0,01828
φ_3	1,0101	0,01949
pp	4,85	2,14
φ_{ext}^{21}	1,0347	0,01750
e_a^{21}	2,31 %	2,93 %
e_{ext}^{21}	0,2 %	1,43 %
GCI_{21}	0,25 %	1,76 %
φ_{ext}^{32}	1,0086	0,01750
e_a^{32}	0,13 %	6,62 %
e_{ext}^{32}	0,02 %	4,4 %
GCI_{32}	0,25 %	5,27 %
Tabla 2: Errores de discretización para C_L y C_D de perfil NACA 2412.		

	Tiempo de mallado [min:s]	Tiempo de cálculo [min:s]
Malla 1 (fina)	26:40	104:50
Malla 2 (media)	8:23	16:38
Malla 3 (basta)	2:58	7:57
Tabla 3: Tiempos de mallado y cálculo requeridos en por el estudio de sensibilidad.		

Para este rango de velocidades el número de Reynolds varía entre un mínimo de $1,7 \times 10^5$ y un máximo de $4,56 \times 10^5$ para los elementos de aspa, lo que corresponde, en flujos externos, a números de Reynolds “bajos” (Wood, 2011). Durante el régimen de Re bajo los perfiles aerodinámicos atraviesan una etapa de transición, en la que el flujo pasa de turbulento con vórtices periódicos a turbulento caótico, siendo el umbral aproximadamente $Re = 3,5 \times 10^5$, aunque el ángulo de ataque y la relación espesor-cuerda pueden disminuir considerablemente este valor (*Simulation of turbulent flows*, 2007).



OpenFOAM cuenta con modelos de turbulencia de transición pero su implementación era costosa computacionalmente para los fines de esta PS. Por lo tanto, con el fin de evitar que la mayoría de las simulaciones estuvieran en el régimen de transición, se realizaron las simulaciones para un régimen de giro $\lambda = 9$, que da valores mínimos de Reynolds de $2,56 \times 10^5$. Para decidir las velocidades de simulación se aplicó la ecuación 4, otorgando valores a a entre 0,001 y 4,999 (con un paso de 0,001) para obtener valores de a' y deducir las velocidades totales de incidencia. Luego se tomó el promedio de todas ellas para cada elemento de aspa, puesto que no hay una relación lineal entre a y a' . Los números de Reynolds promedio se muestran en los Tablas 4 y 5. Junto a ellos se observan las velocidades de flujo que fueron aplicadas en las simulaciones. Las mismas se obtuvieron a partir de los Re promedio pero aplicándose a longitudes de cuerda de un metro. También se señalan valores iniciales y condiciones del fluido para las simulaciones. Para todas las simulaciones se especificó la densidad del aire $\rho = 1,204 \text{ kg/m}^3$ y la viscosidad cinemática $\nu = 1,506 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$.

3.7. Determinación de la distancia y^+ y los parámetros de turbulencia iniciales

Para simplificar el preprocesamiento se usó el mismo espesor para la primera celda en las 50 mallas. La distancia debía ser la mínima necesaria para asegurar que $y^+ \leq 1$ en el elemento de aspa que fuera a ser simulado al mayor número de Reynolds.

El elemento con mayor Re de simulación es el 6 (ver Tabla 5). El espesor de la primera celda se fijó, al igual que para el caso NACA, en 0,0215 mm, construyendo un total de 19 capas de elementos de malla elongados para cubrir la capa límite. Los mismos parámetros se aplicaron a las secciones restantes, para todos los ángulos de ataque.

A partir de los datos de la velocidad y el espesor de la primera celda se pudieron determinar los valores de los parámetros de la turbulencia requeridos por el modelo. Los valores de densidad y viscosidad son idénticos a los del caso NACA y corresponden a los valores típicos del aire a temperatura y presión estándar. Los mismos se mantuvieron constantes para todos los ángulos de ataque de las secciones del aspa. En la Tabla 4 y 5 se detallan los valores calculados.

3.8. Simulación de las secciones

Se ejecutaron 50 simulaciones usando el *solver* simpleFoam. Se obtuvieron



soluciones convergidas, tanto por valor único o solución periódica, para todas las simulaciones. Como se observa en el Tabla 6, las soluciones periódicas ocurren para ángulos de ataque cercanos a la zona de pérdida del perfil. Para el perfil de la sección 1, que presenta la mayor relación espesor-cuerda y el número de Reynolds más bajo,

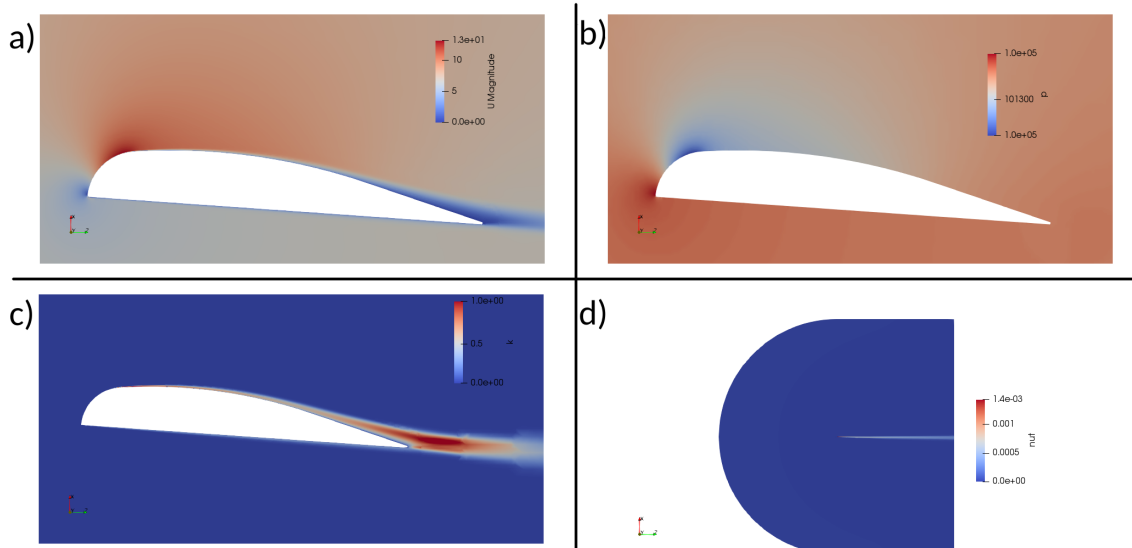


Figura 11: Resultados de la simulación para la sección 7. La escala de color corresponde a la magnitud de la variable simulada. a) Velocidad. Se observan zonas de alta velocidad en el extradós anterior del perfil y baja velocidad en el intradós y el borde de fuga. b) Presión. c) . Energía cinética de la turbulencia κ . Se aprecia que en el borde de fuga del perfil hay generación de turbulencia. d) Viscosidad de la turbulencia ν_t . Se aprecia la longitud de la estela turbulenta generada por el perfil en toda la extensión corriente abajo de la malla.

las soluciones periódicas comienzan para valores de α tan pronto como 8° .

Sección	1	2	3	4	5
$Re e^5$	2,41	3,21	3,87	4,27	4,55
U_∞ [m/s]	3,63	4,83	5,83	6,43	6,85
$\kappa_\infty e^{-4}$ [m ² /s ²]	1,3177	2,3329	3,3989	4,1345	4,6923
ω_∞ [s ⁻¹]	18,15	24,15	29,15	32,15	34,25
ω_s [s ⁻¹]	26.063.818				
$\nu_t e^{-6}$ [m ² /s]	7,26	9,66	11,66	12,86	13,7

Tabla 4: Valores iniciales para las condiciones de borde, secciones 1 a 5. El Re promedio se calcula para $\lambda = 9$ y las velocidades de simulación son para $c = 1$ m.

En las Figuras 11 a-d se muestran resultados de la simulación para la sección 7. Se observa, en la zona cercana al perfil el gradiente de presiones que genera la sustentación. Sobre el borde de ataque, como es de esperar, vemos una correspondencia entre altas velocidades y bajas presiones. En la inspección de la malla completa, se aprecia la generación de la viscosidad de la turbulencia ν_t en la estela del

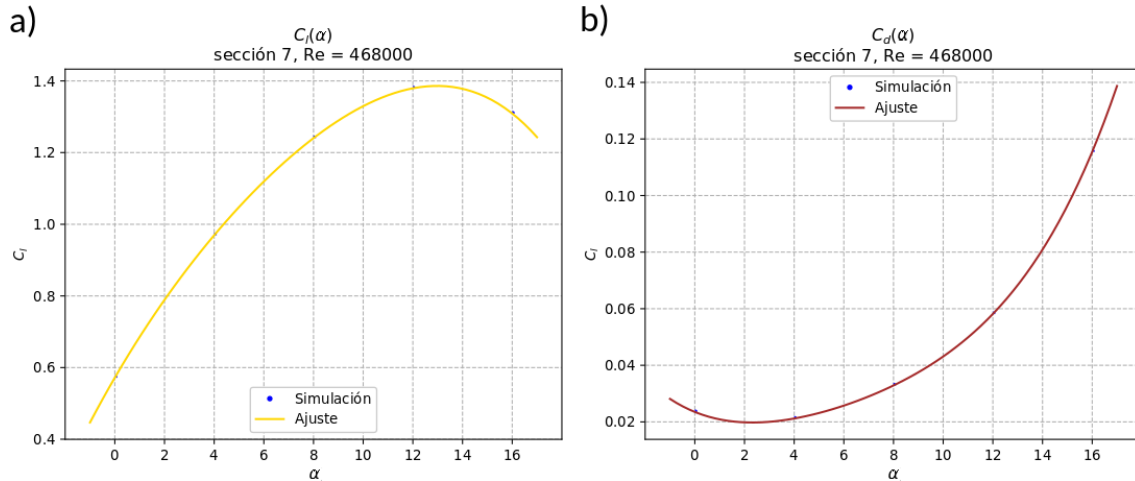


Figura 12: Curvas para Re indicado en gráfico, sección 7 ($\delta r = 850$ mm). a) $C_L(\alpha)$. b) $C_D(\alpha)$.

perfil. Su forma característica es el resultado del promedio de soluciones estables que realiza el solver estacionario.

Sección	1	2	3	4	5
$Re \cdot e^5$	4,69	4,68	4,54	4,24	3,81
U_∞ [m/s]	7,06	7,05	6,84	6,39	5,74
$\kappa_\infty \cdot e^{-4}$ [m ² /s ²]	4,9844	4,9703	4,6786	4,0832	3,2948
$\kappa_\infty \cdot e^{-4}$ [m ² /s ²]	35,3	35,25	34,2	31,95	28,7
ω_∞ [s ⁻¹]	26.063.818				
ω_s [s ⁻¹]	14,12	14,1	13,68	12,78	11,48

Tabla 5: Valores iniciales para las condiciones de borde, secciones 6 a 10. El Re promedio se calcula para $\lambda = 9$ y las velocidades de simulación son para $c = 1$ m.

Sección	$Re \cdot e^5$	R_{ec}	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 8^\circ$	$\alpha = 12^\circ$	$\alpha = 16^\circ$
1	2,41	0,2036	†	†	•	•	•
2	3,21	0,1757	†	†	†	†	•
3	3,87	0,1662	†	†	•	•	†
4	4,27	0,1546	†	†	†	†	†
5	4,55	0,1464	†	†	†	†	†
6	4,69	0,1419	†	†	†	†	†
7	4,68	0,1353	†	†	†	†	†
8	4,54	0,1247	†	†	†	†	•
9	4,24	0,1165	†	†	†	†	•
10	3,81	0,1163	†	†	†	†	•

Tabla 6: Resultados de las simulaciones de las secciones. †: solución convergida en un sólo valor. •: solución convergida periódica.

3.9. Curvas polinomiales de los coeficientes C_L y C_D

El objetivo de las simulaciones fue obtener valores de los coeficientes aerodinámicos para poder elaborar polinomios de los mismos, que permitieran calcular estos coeficientes para un ángulo de ataque determinado.

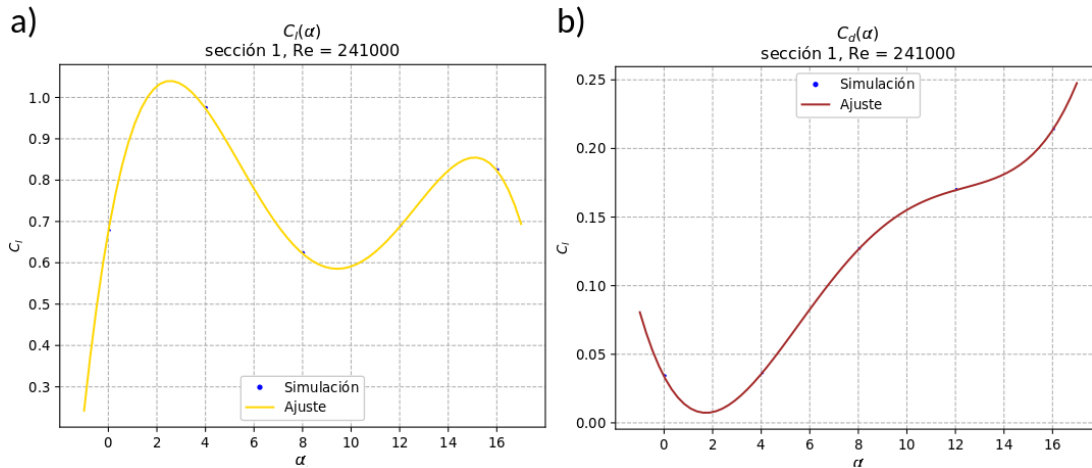


Figura 13: Curvas para Re indicado en gráfico, sección 1 ($\delta r = 250$ mm). a) $C_L(\alpha)$. b) $C_D(\alpha)$.

El ajuste de las curvas se hizo con un script programado en Python, utilizando las librerías NumPy y SciPy. La interpolación de los polinomios se realizó mediante la función “numpy.polyfit”, que utiliza un método de mínimos cuadrados (Community, 2019) para la determinación de los coeficientes del polinomio. Disponiendo de 5 datos, se elaboró para cada sección un polinomio de cuarto grado para describir C_L y C_D como función de α . Su rango de validez estimado, por comparación con curvas típicas de perfiles aerodinámicos, es desde $\alpha = -4^\circ$ hasta $\alpha = 18^\circ$. En las Figuras 12 a y b se observan las curvas generadas para la sección 7 ($\delta r = 850$ mm). Las Tablas 7 y 8 presentan los coeficientes de los polinomios para las generar las curvas de los coeficientes de arrastre y de sustentación respectivamente. En ambos casos el polinomio es de la forma

$$f(\alpha) = k_1 \alpha^4 + k_2 \alpha^3 + k_3 \alpha^2 + k_4 \alpha + k_5 \quad . \quad (25)$$

Las curvas obtenidas para la sección 1 (Figuras 13 a y b) difieren en aspecto de las del resto de las secciones. Parece que el coeficiente C_L entra rápidamente en pérdida en torno a los 3° , y luego se recupera para ángulos de ataque superiores a 9° para volver a entrar en pérdida a partir de los 15° . La curva C_D presenta una forma más parecida a las de otras secciones, pero con cierto amesetamiento en torno a los 10° . El autor interpreta este fenómeno como parte de la dificultad para modelar adecuadamente el régimen de transición para el Re y Re_c de esta sección en particular. Por lo tanto, al realizar la evaluación de la eficiencia de los elementos de aspa se considera que para α entre -2° y 3° los resultados son confiables.

Polinomios de ajuste para C_L y C_D . Los Tablas 7 y 8 contienen los coeficientes de los



polinomios obtenidos que describen las curvas de C_L y C_D .

Polinomios C_D					
Sección	$k_1 \times 10^{-6}$	$k_2 \times 10^{-5}$	$k_3 \times 10^{-4}$	$k_4 \times 10^{-3}$	$k_5 \times 10^{-2}$
1	+30,0211589	-107,548177	-10,7548177	-33,5072917	+3,37200000
2	+7,90364583	-17,2213542	+15,8354167	-3,78458333	+3,28700000
3	+3,72721354	-9,84635417	+12,1598958	-3,16208333	+3,07000000
4	+3,15429688	-8,22916667	+10,9796875	-3,31208333	+2,68700000
5	+4,48893229	-11,5338542	+13,5223958	-4,16833333	+2,51700000
6	+2,49511719	-6,04557292	+8,86953125	-3,14770833	+2,44400000
7	+3,07291667	-7,48697917	+9,92083333	-3,54708333	+2,35100000
8	+33,3121745	-79,7877604	+62,2075521	-14,8489583	+2,24700000
9	+54,8600260	-130,562500	+98,4661458	-22,6000000	+2,20000000
10	+28,0061849	-66,1835937	+51,2471354	-12,2393750	+2,23000000

Tabla 7: Coeficientes de los polinomios que construyen las curvas $C_D(\alpha)$. Rango de aplicación: -4° a 18°

Polinomios C_L					
Sección	$k_1 \times 10^{-6}$	$k_2 \times 10^{-5}$	$k_3 \times 10^{-4}$	$k_4 \times 10^{-3}$	$k_5 \times 10^{-2}$
1	-229,296875	+82,7369792	-93,8468750	+33,1858333	+6,76600000
2	-1,38346354	-3,47005208	+2,43151042	+7,47895833	+6,02500000
3	-20,6380208	+5,49479167	-7,46979167	+10,1883333	+5,97300000
4	-11,1979167	+2,85416667	-5,83333333	+107058333	+6,03100000
5	-20,2636719	+5,16015625	-7,87265625	+11,7281250	+5,96700000
6	-6,15234375	+1,10937500	-4,35468750	+11,1037500	+5,88800000
7	-11,6699219	+2,65494792	-5,82890625	+11,9164583	+5,72000000
8	+3,67838542	-1,36458333	-2,26197917	+11,3845833	+5,34900000
9	-21,2076823	+3,46223958	-4,73880208	+12,0347917	+4,99300000
10	-97,3958333	+21,7213542	-18,0447917	+14,9083333	+4,94500000

Tabla 8: Coeficientes de los polinomios que construyen las curvas $C_L(\alpha)$. Rango de aplicación: -4° a 18°

3.10. Determinación de los factores de inducción

Con las curvas obtenidas para los coeficientes aerodinámicos se aplicó el método iterativo de la sección 2.2. para encontrar los factores de inducción. Se agregaron al análisis, a las secciones ya obtenidas, 10 elementos circunferenciales más. De los mismos no se tenían datos aerodinámicos, pero se les aplicó las características de la sección inmediata superior.

Se aplicó el método de análisis para tres velocidades específicas, $\lambda = 5$, $\lambda = 7$ y $\lambda = 9$, que cubren el rango operacional indicado por el diseñador. Se utilizaron los coeficientes

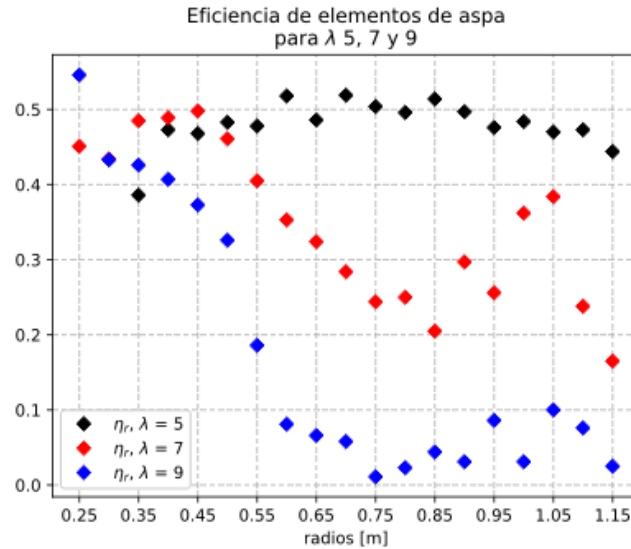


Figura 14: Eficiencia de los radios según método BEM. Para $\lambda = 5$ el rotor opera más eficientemente aerodinámicos obtenidos con $\lambda = 9$ para las velocidades específicas inferiores, sin considerar la dependencia de Re . Tomando como patrón curvas de coeficientes de perfiles conocidos, la mayoría de las curvas en función de Re están muy próximas diferenciándose principalmente para ángulos de ataque cercanos a los de pérdida.

Se encontraron factores de inducción en todas las velocidades específicas consideradas y para todos los radios de análisis, excepto para aquellos dos radios más próximos a la raíz con la velocidad específica más baja. Se aplicó una tolerancia $\epsilon = 5\%$ para la convergencia, en la iteración, entre el factor de inducción de prueba y el factor de inducción calculado a partir de los datos aerodinámicos. Para las secciones cercanas a la raíz, en $\lambda = 7$, fue necesario relajar estas tolerancias para lograr la convergencia. En $\lambda = 5$ sólo se pudo encontrar convergencia para tolerancias del 50 %, pero estos resultados no presentaban continuidad en el ángulo de ataque obtenido. Esto es atribuible a las dobles raíces que es posible encontrar en la intersección entre la ecuación de cantidad de movimiento axial y la ecuación de fuerzas de elemento de aspa. El autor interpreta esta dificultad de convergencia en la raíz para $\lambda = 7$, junto con la no convergencia de estos radios para $\lambda = 5$, de dos maneras. Para la sección 1, la aproximación de los coeficientes aerodinámicos, para $\alpha > 3$, es probablemente mala debido a los factores mencionados en la sección 3.9. Para el radio de análisis $r = 300$ mm se emplearon las características aerodinámicas de la sección 2 ($r = 350$ mm). Esto puede ser poco apropiado, puesto que, como se observó ya en la Figura 6, la tasa de



variación de la relación espesor-cuerda con respecto a la distancia a la raíz es mayor para las secciones más próximas a ella que para las secciones próximas a la punta.

Los resultados se muestran en las Tablas 10, 11 y 12. Se puede observar que el rango más eficiente para los elementos de aspa considerados, a excepción de los radios sin convergencia de la raíz, es $\lambda = 5$. Se aprecia también que el diseño de las aspas, y su impacto en las características aerodinámicas, la hacen operar en una condición de carga mayor a la ideal ($a > 0,3$) para el rango de velocidades específicas superior. La Figura 14 ilustra estas apreciaciones.

La distribución de los factores de inducción axial no es uniforme a lo largo de la envergadura del aspa, para ninguna de las tres velocidades específicas resueltas. Si bien esta variación radial de a es aceptada para velocidades específicas mayores 3, como se mencionó en la sección 2.1, cabe esperar que flujos en la dirección radial del aspa afecten el comportamiento aerodinámico de la misma.

Factores de inducción para $\lambda = 9$							
Radio [mm]	Coefs. Secc.	α	a	ϵ_a [%]	a'	$\epsilon_{a'}$ [%]	η_r
1150	10	+0,54545	+0,7302	5	+0,00031	5	0,025
1100	10	+0,56904	+0,6967	5	+0,00092	5	0,076
1050	9	+0,36308	+0,6934	5	+0,00131	5	0,1
1000	9	+0,11801	+0,6903	5	+0,00045	5	0,031
950	8	+0,12940	+0,6748	5	+0,00130	5	0,086
900	8	-0,13306	+0,6689	5	+0,00051	5	0,031
850	7	-0,40350	+0,6721	5	+0,00083	5	0,044
800	7	-0,68625	+0,6611	5	+0,00047	5	0,023
750	6	-0,98836	+0,6561	5	+0,00025	5	0,011
700	6	-1,02904	+0,6221	5	+0,00140	5	0,058
650	5	-1,12562	+0,5823	5	+0,00165	5	0,066
600	5	-1,30856	+0,5351	5	+0,00216	5	0,081
550	4	-1,22764	+0,4922	5	+0,00538	5	0,186
500	4	-0,82777	+0,4392	5	+0,01033	5	0,326
450	3	-0,63945	+0,3954	5	+0,01355	5	0,373
400	3	-0,57811	+0,3625	5	+0,01772	5	0,407
350	2	-0,28780	+0,3617	5	+0,02424	5	0,426
300	2	+0,13511	+0,3464	5	+0,03275	5	0,433
250	1	+0,53113	+0,3915	5	+0,06380	5	0,546

Tabla 10: Resultados del método BEM para $\lambda = 9$. Se listan ángulos de ataque α , las tolerancias ϵ y la eficiencia de elemento de aspa η_r .

3.11. Conclusiones

El modelo propuesto para el análisis de un aspa de turbina eólica, cuyas



características aerodinámicas eran desconocidas, resultó viable para lograr una primera estimación de su eficiencia como extractor de energía. La elección de un modelo de turbulencia, *solver* estacionario y discretización de las aspas permitió obtener resultados convergidos tanto para los coeficientes aerodinámicos como para los factores de inducción mediante el método BEM.

Sería conveniente realizar, de disponer con mayor plazo para el estudio, un modelo empleando un *solver* que modele el régimen de transición para los rangos de velocidades que experimentan los elementos de aspa. Asimismo, una mejor discretización del aspa en cercanías de la raíz, donde la relación espesor-cuerda varía rápidamente respecto al radio, podría permitir obtener factores de inducción para las velocidades específicas más bajas.

Factores de inducción para $\lambda = 7$							
Radio [mm]	Coefs. Secc.	α	a	ϵ_a [%]	a'	$\epsilon_{a'}$ [%]	η_r
1150	10	+1,36422	+0,6564	5	+0,00266	5	0,165
1100	10	+1,75095	+0,5900	5	+0,00353	5	0,238
1050	9	+2,37907	+0,5222	5	+0,00536	5	0,384
1000	9	+1,96934	+0,5397	5	+0,00578	5	0,384
950	8	+1,23112	+0,5900	5	+0,00508	5	0,256
900	8	+1,34054	+0,5668	5	+0,00621	5	0,297
850	7	+0,82436	+0,5952	5	+0,00515	5	0,205
800	7	+0,96811	+0,5705	5	+0,00667	5	0,25
750	6	+0,77072	+0,5670	5	+0,00737	5	0,244
700	6	+0,89784	+0,5405	5	+0,00928	5	0,284
650	5	+0,98577	+0,5162	5	+0,01164	5	0,324
600	5	+1,01044	+0,4855	5	+0,01401	5	0,353
550	4	+1,38297	+0,4418	5	+0,01761	5	0,405
500	4	+1,78716	+0,4024	5	+0,02265	5	0,461
450	3	+2,68920	+0,3736	5	+0,02882	5	0,498
400	3	+2,74601	+0,3626	5	+0,03523	5	0,489
350	2	+3,43919	+0,3405	5	+0,04415	5	0,485
300	2	+2,98335	+0,3012	25	+0,05070	25	0,434
250	1	+2,88166	+0,3800	15	+0,08546	15	0,451

Tabla 11: Resultados del método BEM para $\lambda = 7$. Se listan ángulos de ataque α , las tolerancias ϵ y la eficiencia de elemento de aspa η_r .

3.12. Vinculación de la PS con asignaturas de la carrera

Para la ejecución de esta PS fue muy importante la vinculación del autor con el Grupo de Materiales Granulares, donde aprendió técnicas de CFD que no son parte de la currícula actual de la carrera de Ingeniería Mecánica en la Facultad Regional La Plata.



Fueron valiosas las indicaciones y consejos del docente tutor, Ing. Mauro Baldini.

Para realizar simulaciones CFD fue imprescindible contar con los conocimientos de Mecánica de los Fluidos, Cálculo Avanzado y Sistemas CAD-CAM. Conocimientos adquiridos en Mecánica Racional permitieron comprender mejor la teoría BEM. El desarrollo de esta PS necesitó de muchos cálculos auxiliares y automatización de tareas, para los cuales conocimientos de Fundamentos de Informática resultaron valiosos.

4. Lecciones aprendidas y recomendaciones

Durante el curso de esta PS el autor aprendió criterios y buenas prácticas habituales en el ambiente de la ingeniería asistida por computadora. Desarrolló habilidades para juzgar la aplicación de modelos teóricos en simulaciones por computadora, hábitos de consulta en bibliografía especializada, tanto en español como inglés, consulta en foros especializados con profesionales de la temática, y presentación periódica de resultados y discusión de los mismos para reorientar al proyecto.

Factores de inducción para $\lambda = 5$							
Radio [mm]	Coefs. Secc.	α	a	ϵ_a [%]	a'	$\epsilon_{a'}$ [%]	η_r
1150	10	+5,52357	+0,4036	5	+0,00810	5	0,444
1100	10	+6,43884	+0,3375	5	+0,00849	5	0,473
1050	9	+6,71361	+0,3196	5	+0,00902	5	0,47
1000	9	+6,97729	+0,3088	5	+0,01008	5	0,484
950	8	+6,85401	+0,3156	5	+0,01110	5	0,476
900	8	+7,16572	+0,3105	5	+0,01281	5	0,497
850	7	+7,52136	+0,3062	5	+0,01477	5	0,514
800	7	+7,20083	+0,3211	5	+0,01643	5	0,496
750	6	+7,64534	+0,3144	5	+0,01883	5	0,504
700	6	+8,09817	+0,3085	5	+0,02204	5	0,519
650	5	+7,69627	+0,3177	5	+0,02426	5	0,486
600	5	+8,71451	+0,2971	5	+0,02945	5	0,518
550	4	+8,24357	+0,3006	5	+0,03253	5	0,478
500	4	+8,75437	+0,2908	5	+0,03924	5	0,483
450	3	+9,84392	+0,2682	5	+0,04546	5	0,468
400	3	+11,16273	+0,2568	5	+0,05731	5	0,473
350	2	+13,76310	+0,2092	5	+0,05741	5	0,386
300	2	-	-	-	-	-	-
250	1	-	-	-	-	-	-

Tabla 12: Resultados del método BEM para $\lambda = 5$. Se listan ángulos de ataque α , las tolerancias ϵ y la eficiencia de elemento de aspa η_r .

El autor aprendió también a programar en Python con una fuerte orientación al



cálculo numérico, habilidad que considera fundamental para una carrera dentro la ingeniería asistida por computadora.

A modo de recomendación, es opinión personal que la currícula de la carrera de Ingeniería Mecánica debería contar con una asignatura que enseñe fundamentos de CFD, puesto que es una herramienta que tendrá cada vez más un papel relevante en el diseño de dispositivos de aplicación industrial.

5. Bibliografía

- [07] *Simulation of turbulent flows*. Stanford University. 2007. URL: <https://web.stanford.edu/class/me469b/handouts/turbulence.pdf>.
- [08] "Journal of Fluids Engineering Editorial Policy Statement on the Control of Numerical Accuracy". En: *ASME Journal of Fluids Engineering* 130 (2008).
- [11] *Y plus wall distance calculation*. 2011. URL: https://www.cfd-online.com/Wiki/Y_plus_wall_distance_estimation.
- [13] *XFOIL. Subsonic airfoil development system*. MIT. 2013. URL: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>.
- [14] *The SIMPLE algorithm in OpenFOAM*. 2014. URL: https://openfoamwiki.net/index.php/OpenFOAM_guide/The_SIMPLE_algorithm_in_OpenFOAM.
- [15] *The Menter Shear Stress Transport Turbulence Model*. 2015. URL: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/sst.html>.
- [18] *What is y^+* . 2018. URL: <https://www.simscale.com/forum/t/what-is-y-plus/82394>.
- [19] *OpenFOAM. The open source CFD toolbox*. 2019. URL: <https://www.openfoam.com/>.
- [Age12] International Energy Agency. *Energy technology perspectives 2012*. Paris, 2012. URL: https://www.iea.org/publications/freepublications/publication/ETP2012_free.pdf.
- [And95] J. D. Anderson. *Computational fluid dynamics. The basics with applications*. McGraw-Hill, 1995.
- [Ass01] World Energy Assesment. *Renewable energy technologies*. 2001. URL: <https://web.archive.org/web/20070609101755/http://www.undp.org/energy/activities/wea/drafts-frame.html>.



- [Ber07] B. Berges. "Development of small wind turbines". Master's Thesis. Technical University of Denmark, 2007.
- [Bur+11] T. Burton y col. *Wind Energy Handbook*. 2Da edición. Wiley, 2011.
- [Cel93] I. Celik. "Numerical Uncertainty in Fluid Flow Calculations: Needs for Future Research". En: *ASME Journal of Fluids Engineering* 115 (1993).
- [Com19] The SciPy Community. *numpy.polyfit*. 2019. URL: <https://docs.scipy.org/doc/numpy/reference/generated/numpy.polyfit.html>.
- [EHG10] R. Eymard, R. Herbin y T. Gallouët. *Finite volume method*. 2010. URL: http://www.scholarpedia.org/article/Finite_volume_method.
- [Kir+14] W. T. Kirk y col. "Comparative study of CFD solver models for modeling of flow over wind turbine airfoils". En: *Proceeding of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*. 2014.
- [MSZ16] F. Mohd Sakri, Mat Ali M. S. y Sheik Salim S. A. Z. "Computational investigations and grid refinement study of 3D transient flow in a cylindrical tank using OpenFOAM". En: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* 152 (2016).
- [Pig03] H. Piggott. *How to build a wind turbine*. The axial flow wind mill plans. 2003. URL: <http://www.scoraigwind.com/pirate%20oldies/Hugh%20Piggott%20Axial-flow%20PMG%20wind%20turbine%20May%202003.pdf>.
- [ROH16] Giridhar Ramanujam, Huseyin Ozdemir y H. Hoeijmakers. "Improving Airfoil Drag Prediction". En: ene. de 2016.
- [RS03] B. Raphael e I. F. C. Smith. *Fundamentals of computer aided engineering*. Wiley, 2003.
- [Rum19] C. Rumsey, ed. *Grids - NACA 0012 Airfoil Case*. 2019. URL: https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_grids.html.
- [VM07] H. K. Versteeg y W. Malalasekera. *An introduction to computational fluid dynamics*. 2da edición. Pearson Education Ltd., 2007.
- [WLW76] R. Wilson, P. Lissaman y S. Walker. *Aerodynamic performance of wind turbines*. Reporte técnico. Oregon State Univ., Corvallis (USA). Dept. of Mechanical Engineering, 1976.
- [Woo11] D. Wood. *Small Wind Turbines. Analysis, Design and Application*. Springer, 2011.