



Análisis aerodinámico de álabes Darrieus biomimetizado con aleta de ballena jorobada mediante CFD

Aerodynamic analysis of biomimetic Darrieus blades with humpback whale flipper using CFD

Marín-Aguilar Julio Cesar
Universidad Autónoma del Estado de México
Facultad de Ingeniería
Correo: jmarina@uaemex.mx
<https://orcid.org/0009-0005-3500-2326>

Sánchez-Pozos Miriam
Universidad Autónoma del Estado de México
Facultad de Ingeniería
Correo: msanchezpo@uaemex.mx
<https://orcid.org/0000-0002-6528-5524>

Palacios-González J. Cuauhtémoc
Universidad Autónoma del Estado de México
Facultad de Ingeniería
Correo: jcpalaciosg@uaemex.mx
<https://orcid.org/0000-0003-1876-6226>

López-Rebollar Boris Miguel
Universidad Autónoma del Estado de México
Instituto Interamericano de Tecnologías y Ciencias del Agua
Correo: bmlopezr@uaemex.mx
<https://orcid.org/0000-0002-6914-0787>

Resumen

La inserción de tubérculos en el borde de ataque de un perfil NACA0018, inspirándose en la anatomía de las aletas dorsales de la ballena jorobada, se realizó mediante la adaptación de un perfil cosenoidal. Para ello, se ajustaron la amplitud y el período respecto a la cuerda promedio del perfil, como parte de una estrategia pasiva para el control del flujo. Con el fin de estimar el comportamiento aerodinámico de los perfiles modificados, se realizaron simulaciones numéricas. Posteriormente, se comparó su rendimiento para implementarlos en un rotor tripala para un aerogenerador de eje vertical tipo Darrieus tripala recto (también conocido como tipo H). Los álabes propuestos fueron analizados mediante la dinámica de fluidos computacional (CFD) con un enfoque basado en las ecuaciones de Navier-Stokes promediadas en el esquema de Reynolds (RANS, por sus siglas en inglés). Las gráficas de los coeficientes de arrastre y sustentación en función del ángulo de ataque revelaron que la presencia de los tubérculos influye en el rendimiento de los perfiles, especialmente el coeficiente de arrastre. Al examinar los coeficientes de potencia con el esquema denominado «Tubo Doble de Corriente Múltiple (DMST)», se identificó una variación del coeficiente de potencia en la aeroturbina para los casos analizados para distintos valores de la relación de velocidad en la punta (*TSR*). Se presentó un incremento en la eficiencia entre 5.42 % y 9.57 % (propuesta destacada), mientras que existió una disminución cercana a 40 % (propuesta desfavorable) en comparación con el rotor con álabes sin modificar. En consecuencia, la incorporación de los tubérculos puede ser una estrategia viable para mejorar el desempeño aerodinámico del aerogenerador.

Descriptores: Tubérculo, ballena jorobada, CFD, DMST, turbina Darrieus, simulación.

Abstract

The insertion of tubercles on the leading edge of a NACA0018 profile, inspired by the anatomy of the humpback whale's dorsal flippers, was achieved by adapting a cosinoidal profile. For this purpose, the amplitude and period were adjusted with respect to the profile's average chord, as part of a passive strategy for flow control. To assess the aerodynamic performance of the modified profiles, numerical simulations were conducted. Subsequently, their performance was compared for implementation in a straight three-bladed Darrieus vertical axis wind turbine (also known as type H). The proposed blades were analyzed through Computational Fluid Dynamics (CFD) using a method grounded in the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations. The graphs of drag and lift coefficients as a function of the angle of attack revealed that the presence of tubercles influences the performance of the profiles, particularly the drag coefficient. When examining the power coefficients with the scheme known as "Double Multiple Stream Tube (DMST)", a variation in the power coefficient of the wind turbine was identified for the analyzed cases at different values of the Tip Speed Ratio (*TSR*). There was an increase in efficiency between 5.42 % and 9.57 % (notable proposal), while there was a decrease of about 40 % (unfavorable proposal) compared to the rotor with unmodified blades. Consequently, the incorporation of tubercles can be a viable strategy for improving the aerodynamic performance of the wind turbine.

Keywords: Tubercle, humpback whale, CFD, DMST, Darrieus turbine, simulation.

INTRODUCCIÓN

El viento, originado por diferencias en la presión atmosférica, es una fuente renovable utilizada en la antigüedad para actividades como la navegación, la molienda de granos y el bombeo de agua (Zhang, 2021). La conversión moderna de energía eólica en electricidad mediante aerogeneradores es un avance relativamente reciente. Aunque la primera aeroturbina moderna fue construida en Escocia en 1887, su desarrollo significativo comenzó en la década de 1970, impulsado por la crisis petrolera y la preocupación por el cambio climático (Gipe & Möllerström, 2022). Desde entonces, las turbinas han evolucionado hacia diseños más grandes y eficientes, posibilitando la instalación de parques eólicos a gran escala.

La variabilidad en la dirección y velocidad del viento influye considerablemente en la producción de energía, lo que ha impulsado investigaciones y desarrollos tecnológicos para mitigar este desafío. Los aerogeneradores, clasificados como turbomaquinaria, transforman la energía cinética del viento en movimiento rotacional, que luego se transforma en electricidad mediante un sistema de transmisión y generador (Burton *et al.*, 2021).

Los aerogeneradores se clasifican en dos categorías principales según la orientación de su eje: horizontal y vertical. Los de eje horizontal destacan por su eficiencia alta y capacidad de arranque automático, siendo predominantes en parques eólicos ubicados en montañas, praderas y océanos. Sin embargo, estos emplazamientos suelen requerir infraestructura costosa y estar alejados de los centros de consumo, lo que provoca pérdidas de transmisión (Yang *et al.*, 2018). Además, su sensibilidad a los cambios de dirección del viento demanda mecanismos complejos de orientación y control. En contraste, los de eje vertical no dependen de la dirección del viento, lo que las hace ideales para áreas urbanas y entornos con flujos cambiantes. Entre sus ventajas destacan los menores costos de mantenimiento, menor ruido y mayor adaptabilidad; factores que han favorecido su desarrollo y aplicación (Roshan *et al.*, 2020).

La selección del perfil aerodinámico es trascendental en el diseño de rotores de eje vertical, ya que impacta directamente en la eficiencia y capacidad de generación de energía del sistema. Los perfiles aerodinámicos presentan coeficientes específicos de sustentación y arrastre que determinan la capacidad del rotor para capturar energía eólica (Santamaría *et al.*, 2022). En este contexto, los álabes desempeñan un rol relevante, no solo en la conversión eficiente de energía, sino también en la estabilidad del rotor y la reducción del ruido durante su operación (Burton *et al.*, 2021).

La modificación del borde de ataque de los perfiles aerodinámicos con tubérculos biomimetizando las aletas pectorales de las ballenas jorobadas se basa en estudios que destacan su impacto en maniobras hidrodinámicas. Fish & Battle (1995) demostraron que estas protuberancias mejoran significativamente el rendimiento hidrodinámico y la maniobrabilidad de estos mamíferos, incluso considerando sus grandes dimensiones (Figura 1). Estas características han abierto nuevas posibilidades en el diseño de tecnologías tanto marinas como aerodinámicas.



Figura 1. Representación de una ballena jorobada con enfoque en los tubérculos de su aleta dorsal (Gopinathan & Bruce, 2021)

Incorporar tubérculos en el borde de ataque de los perfiles aerodinámicos retrasa la pérdida dinámica, mejora las propiedades de sustentación y arrastre en el régimen posterior a la pérdida, y genera vórtices que reactivan la capa límite. Estos efectos han sido confirmados por investigaciones como las de Fish & Lauder (2006) y Sudhakar *et al.*, (2017). De manera similar, las protuberancias aplicadas a los álabes de rotores eólicos amplían los rangos operativos de ángulo de ataque y velocidad del viento.

La mayoría de los estudios sobre tubérculos se han centrado en perfiles aerodinámicos (Hansen *et al.*, 2016). Miklosovic *et al.* (2004) demostraron que estas protuberancias en el borde de ataque retrasan la pérdida dinámica, incrementando el ángulo de desplome de sustentación en un 40 % y el coeficiente de sustentación máxima en un 6 % bajo ciertas condiciones. Además, identificaron que en ciertos rangos de ángulo de ataque los perfiles modificados generaban mayor arrastre para niveles de sustentación equivalentes, mientras que en otros mostraban pendientes de sustentación más suaves en comparación con los perfiles convencionales. Johari *et al.* (2007) también reportaron mejoras, destacando un incremento de 50 % en el coeficiente de sustentación con impactos mínimos o nulo en el arrastre. Hryniuk & Bohl (2020) demostraron que las protuberancias sinusoidales en el borde de ataque actúan como un control

pasivo del flujo, retrasando la pérdida dinámica en ángulos de ataque entre 0° y 50°.

La emulación de las protuberancias de las aletas de la ballena jorobada en el borde de ataque tiene el potencial de modificar los coeficientes de sustentación y arrastre, lo que podría impactar positivamente el coeficiente de potencia y mejorar el rendimiento del rotor. Aunque los estudios mencionados han demostrado los beneficios de integrar características biomiméticas en álabes de aerogeneradores, su aplicación en aeroturbinas de eje vertical ha recibido poca atención. Si bien existen investigaciones sobre conceptos similares en aerogeneradores de eje horizontal y vertical, persiste el desafío de mejorar el rendimiento del rotor en condiciones de velocidades bajas de viento.

Las aeroturbinas de eje vertical Darrieus, tipo H o recto, aunque estructuralmente simples en comparación con las de eje horizontal, presentan una aerodinámica compleja. Los enfoques teóricos más comunes para su análisis incluyen métodos de *momentum*, vórtice y cascada (Du *et al.*, 2019). Particularmente, el análisis basado en la teoría de cantidad de movimiento incluye tres variantes principales: *momentum*, elemento de pala y *momentum* de elemento de pala (BEM, por sus siglas en inglés). Este último ha derivado en múltiples formulaciones, entre las que destaca el modelo de Tubo Doble de Corriente Múltiple (DMST, por sus siglas en inglés) desarrollado por Paraschivoiu (1981).

El método DMST usa la teoría BEM para igualar la variación del momento inducido por el flujo y las fuerzas aerodinámicas sobre los álabes, permitiendo estimar tanto el par momento como la potencia generada por el rotor. Su atractivo radica en su relativa simplicidad y en la capacidad de correlacionar sus resultados con datos experimentales (Roy *et al.*, 2021).

En general, el modelo DMST es una herramienta eficaz para evaluar el desempeño de aeroturbinas de eje vertical, ya que permite analizar y validar diseños de rotores, siempre que se disponga de datos confiables de sustentación y arrastre. Por esta razón, fue empleado en este estudio.

Este trabajo buscó analizar el impacto de incorporar protuberancias en el borde de ataque del perfil aerodinámico NACA0018, inspiradas en los tubérculos de las aletas de la ballena jorobada, en el desempeño de aeroturbinas Darrieus tipo H bajo condiciones de velocidad baja del viento, típicas de entornos urbanos y de menor altura. Las propiedades estacionarias de los álabes modificados se evaluaron mediante simulaciones numéricas de dinámica de fluidos computacional.

DESARROLLO

El estudio analiza el comportamiento tridimensional del flujo de aire mediante simulaciones efectuadas con el software comercial ANSYS-Fluent, basado en Dinámica de Fluidos Computacional (CFD). Para describir y analizar el comportamiento del flujo, se aplican dos ecuaciones fundamentales: La ecuación de continuidad, Ecuación (1), y las ecuaciones de Navier-Stokes, Ecuación (2). Estas relaciones son trascendentes para caracterizar el flujo y proporcionar datos clave sobre su dinámica, tal como se implementa en el software de simulación (ANSYS Inc, 2021). Las fórmulas correspondientes son:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) \\ = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j}) \end{aligned} \quad (2)$$

El término $-\rho \overline{u'_i u'_j}$, conocido como esfuerzo de Reynolds, aparece en las ecuaciones de Navier-Stokes promediadas en el esquema de Reynolds (RANS). Para calcular este término, se empleó el modelo de turbulencia SST $k - \omega$ de dos ecuaciones, elegido por su precisión en las regiones principales del flujo y en la capa límite, además de su capacidad para capturar estructuras de flujo en una amplia gama de números de Reynolds (Götten *et al.*, 2019). La energía cinética turbulenta (k) y la tasa de disipación específica (ω), se definen mediante las Ecuaciones (3) y (4), respectivamente (Wu & Liu, 2021):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho u_j k - (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] = \tau_{ij} S_{ij} - \beta^* \rho \omega k \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho u_j \omega - (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] = \quad (4)$$

$$P_\omega - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_\omega}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$$

Por su parte, la Ecuación (5) define la viscosidad turbulenta μ_t en función del esfuerzo de Reynolds, lo que

permite relacionar las propiedades del flujo turbulento con las ecuaciones de RANS (Wu & Liu, 2021):

$$\tau_{ij} = 2\mu_t \left(S_{ij} - \frac{1}{3} S_{nn} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (5)$$

PERFILES AERODINÁMICOS BIOMIMETIZADOS

Se seleccionó el perfil NACA0018 debido a su similitud con las aletas de las ballenas jorobadas en términos de espesor y curvatura. Este perfil tiene un espesor máximo de 18 % de su longitud de cuerda y una distribución simétrica, haciéndolo adecuado para adaptarse a las características biomiméticas de dichas aletas. Las coordenadas del perfil fueron obtenidas mediante la herramienta AirfoilTools (2023), que proporcionó un archivo .csv con las coordenadas del perfil, dándole el formato adecuado para importarlo en ANSYS-SpaceClaim® (Figura 2a). La geometría se configuró con una envergadura (H) de 0.5 m.

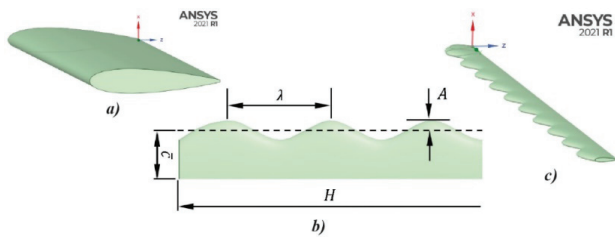


Figura 2. a) Modelo tridimensional del perfil aerodinámico NACA0018, b) visualización esquemática de los ajustes en la parte frontal que asemejan las protuberancias de la ballena jorobada, c) perfil modificado con un contorno cosenoidal para la geometría normalizada $A/\bar{c} = 0.2$, $\lambda/\bar{c} = 2$

En la adaptación de los perfiles, se consideraron tres parámetros esenciales para especificar las protuberancias en el borde de ataque: La cuerda promedio ($\bar{c}$), la amplitud (A) y el período (o frecuencia, λ), como se ilustra en la Figura 2b. Las coordenadas del borde de ataque (z) con una cuerda variable fueron ajustadas mediante una función cosenoidal (Gopinathan *et al.*, 2020), descrita por la Ecuación (6):

$$c(z) = \bar{c} - A \cdot \cos\left(\frac{2\pi}{\lambda} z\right)$$

La Tabla 1 presenta las propuestas evaluadas en las simulaciones. Para garantizar la viabilidad en impresión 3D, la cuerda $\bar{c}$ se definió en 0.025 m. Tanto la amplitud como el período se normalizaron con los cocientes $A/\bar{c}$ y $\lambda/\bar{c}$. La representación geométrica de los tubérculos se muestra en la Figura 2c.

Tabla 1. Parámetros adoptados en los diseños biomiméticos de los perfiles

$\bar{c}$ [m]	A [m]	λ [m]	$A/\bar{c}$ [-]	$\lambda/\bar{c}$ [-]
0.025	0.0125, 0.0025, 0.005	0.025, 0.05, 0.1	0.05, 0.1, 0.2	1, 2, 4

CONCEPTUALIZACIÓN DEL DOMINIO COMPUTACIONAL

Es esencial definir un volumen de control apropiado que no influya significativamente en los resultados y, al mismo tiempo, haga uso adecuado de los recursos computacionales disponibles. En este estudio, el álabe se ubicó dentro de un bloque con sección transversal rectangular que simula un túnel de viento confinado (Figura 3a). Las dimensiones del dominio se establecieron de la siguiente manera: La distancia desde la superficie de entrada hasta el borde de ataque y desde las fronteras superior e inferior hasta la cuerda fue igual a $1\bar{c}$, mientras que la separación entre la parte posterior del perfil (filo) y la superficie de salida se fijó en $3\bar{c}$ (Figura 3b).

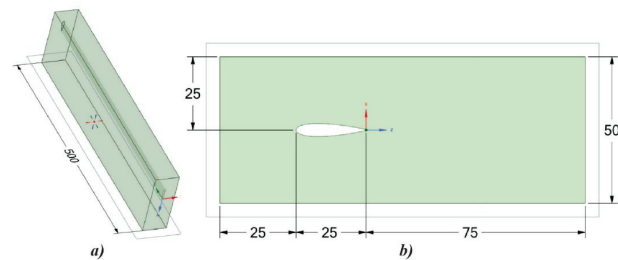


Figura 3. Dimensiones del dominio computacional (unidades en mm), a) visualización tridimensional, b) sección transversal

CONSIDERACIONES PARA EL MALLADO Y LAS SIMULACIONES NUMÉRICAS

Las condiciones de frontera, fundamentales para las simulaciones, definen cómo el fluido (aire) interactúa con el dominio y los límites del espacio simulado. La Tabla 2 agrupa las condiciones de frontera aplicadas, mientras que las Figuras 4a y b ilustran su disposición espacial.

Tabla 2. Parámetros de las condiciones de frontera

Selección especificada	Tipo	Propiedades adicionales
inlet	Velocidad de entrada	1.7 m/s $I = 0.3 \%$ $\mu_t = 5$
outlet	Presión de salida	0 Pa (man) $I = 5 \%$ $\mu_t = 10$
int	Simetría	Superficies que rodean al perfil
ext		
top		
bottom	Pared	Estacionaria
airfoil		

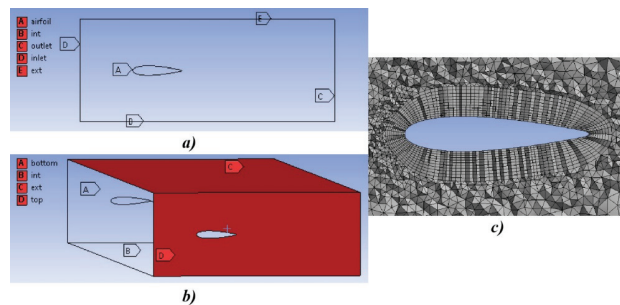


Figura 4. Representaciones del dominio computacional y las condiciones de frontera: a) sección transversal, b) vista tridimensional, c) malla refinada en las capas de resolución cercanas al perfil ($y^+ \approx 1$)

Para abordar la complejidad de los perfiles, resulta indispensable realizar refinamientos específicos en la malla. Estos ajustes permiten adaptar la densidad y el tamaño de los elementos en regiones clave donde se prevén gradientes significativos en las variables de flujo. Los controles de malla pueden ser globales o locales: Los ajustes globales afectan la densidad en todo el dominio, mientras que los locales refinan la malla en áreas específicas de interés.

En las regiones adyacentes a las superficies de las paredes, se manejó la técnica de capas de resolución (*inflation layers*), que genera un conjunto de capas de malla con densidad creciente, permitiendo capturar con mayor precisión los fenómenos dentro de la capa límite, donde se producen gradientes pronunciados en las variables de flujo. El parámetro adimensional y^+ es relevante en simulaciones de CFD, ya que mide la distancia desde la pared hasta el primer nodo de la malla, escalada según las propiedades del flujo del fluido (Figura 4c). Mantener un $y^+ \approx 1$ garantiza una resolución adecuada dentro de la capa límite viscosa, donde los efectos

de la viscosidad dominan y el perfil de velocidad varía rápidamente.

La malla se discretizó definiendo tres parámetros clave: Altura de la primera capa (y_H), número de capas (N) y tasa de crecimiento (G). Para calcular y_H , se implementó el criterio de $y^+ \approx 1$, estableciendo que la distancia entre la pared y el centroide de la primera celda (y) es igual a la mitad de y_H . La forma para obtener " y ", según Rodríguez (2019), se detalla en la Tabla 3.

El espesor de la capa límite (δ_{99}) debe quedar dentro de las capas de resolución. Para flujo laminar, este valor se calcula de la Ecuación (13) (Çengel & Cimbala, 2018). Establecer la distribución de las celdas considerando N y G implica resolver ecuaciones no explícitas, lo que demanda métodos numéricos. Sin embargo, un análisis detallado permite expresar N en función de G , como se representa en la Ecuación (14) (Wimshurst, 2021).

De acuerdo con Wimshurst (2021), G debe situarse entre 1.05 y 1.3, dependiendo de la calidad deseada en la malla y del análisis de sensibilidad que determine el número mínimo de N . En este estudio, se utilizó $G = 1.07$, valor que aseguró la estabilidad de los coeficientes aerodinámicos en la superficie del perfil.

Un análisis de sensibilidad de malla resulta importante para determinar una conformación satisfactoria que garantice la independencia de los resultados, precisión aceptable y uso eficiente de los recursos computacionales. Los elementos evaluados en este análisis se presentan en la Tabla 4.

Con los parámetros definidos en la Tabla 4, las variaciones en los coeficientes de arrastre y sustentación (Figura 5). La estabilidad de los coeficientes a medida que aumenta el refinamiento de la malla indica que se alcanzó un nivel de discretización adecuado, asegurando que los resultados no son afectados por la distribución de la malla.

Como se observa en la Figura 5, los coeficientes aerodinámicos presentan una estabilización relativa a partir de los 9 millones de elementos. Aunque el coeficiente de arrastre (Figura 5a) no muestra una tendencia completamente constante, las variaciones en la tercera cifra significativa del eje vertical son prácticamente invariables. Esto indica que un mayor refinamiento de la malla no generaría mejoras sustanciales en la precisión. En cambio, el coeficiente de sustentación (Figura 5b) alcanza valores casi constantes a partir de este nivel de refinamiento, lo que sugiere que se ha logrado una discretización adecuada.

El análisis de sensibilidad de malla busca determinar el refinamiento en el que los resultados son independientes de la malla, asegurando un balance entre precisión y costo computacional. Aunque una de las gráficas muestra una pendiente prolongada, las varia-

Tabla 3. Fórmulas para el refinamiento de malla en la capa límite

Ecuación	Incógnita	Resultado	
$Re = \frac{V_{\infty} \cdot \bar{c}}{\nu}$	Re_x	2.18e + 3	(7)
$C_f = \frac{0.664}{Re^{1/2}} \text{ (laminar)}$	C_f	1.61e-2	(8)
$\tau_{pared} = C_f \frac{\rho \cdot V_{\infty}^2}{2}$	τ_{pared}	2.13e-2	(9)
$u_{\tau} = \sqrt{\frac{\tau_{pared}}{\rho}}$	u_{τ}	1.52e-1	(10)
$y = \frac{y^+ \cdot \nu}{u_{\tau}}$	y	1.28e-4	(11)
$y_H = 2y$	y_H	2.56e-4	(12)
$\delta_{99} = \frac{4.91 \cdot \bar{c}}{Re^{1/2}} \left(Re < 5 \times 10^5 \right)$	δ_{99}	2.63e-3	(13)
$N = \frac{\ln \left[1 - \frac{\delta_{99}}{y_H} (1 - G) \right]}{\ln[G]}$	N	8.01	(14)

Tabla 4. Controles globales y locales aplicados al análisis de sensibilidad

Tamaño de elementos (global) [mm]	Dimensionamiento de Cara [mm]	Tasa de crecimiento global [-]	Altura de la primera capa (y_H) [mm]	Capas max. (N) [-]	Tasa de crecimiento local (G) [-]
2.5, 3.0, 3.5, 4.0, 4.5	0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7	1.1	0.256	11	1.07

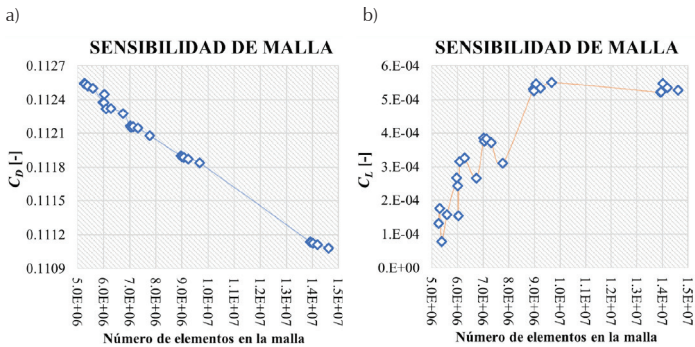


Figura 5. Refinamientos de malla del perfil NACA0018 a un ángulo de ataque de 0°: a) coeficientes de arrastre, b) coeficientes de sustentación

ciones son menores a 1 % a partir del refinamiento seleccionado, lo que justifica considerar este nivel como estable. En consecuencia, no es necesario emplear una malla excesivamente fina. Para este estudio, se adoptaron el tamaño de elementos de 3.5 y 0.4 para el dimensionamiento de cara, reflejando un total de 9 071 126 elementos en el dominio.

La validación de los resultados numéricos es un paso trascendental para avalar la correcta implementación de la metodología. En este caso, la velocidad reducida del viento considerada limitó la disponibilidad de datos experimentales o analíticos directamente comparables en la literatura para el perfil aerodinámico examinado. Para abordar esta restricción, el análisis de sensi-

bilidad y convergencia aseguraron la independencia de los resultados respecto al refinamiento de malla y las configuraciones del modelo numérico, mediante el concepto de capa límite asociado a y^+ . Estos análisis respaldan la precisión de las simulaciones efectuadas, que comúnmente son omitidas en investigaciones con flujos en capa límite. Por lo que al presentarse en este trabajo constituyen una base para futuras validaciones experimentales bajo las condiciones específicas de este estudio.

La Tabla 5 representa los parámetros principales utilizados en las simulaciones numéricas, abarcando las propiedades del fluido, las condiciones del flujo y los ajustes específicos en el solucionador para la precisión y estabilidad de las simulaciones.

Tabla 5. Propiedades dinámicas del aire y condiciones de flujo

Atributo	Valor
Densidad (ρ)	0.92 kg/m ³
Viscosidad absoluta (μ)	1.79 × 10 ⁻⁵ m ² /s
Velocidad del flujo (V_∞)	1.7 m/s
Número de Reynolds (Re)	2.1843 × 10 ³ (laminar)
Número de Mach (Ma)	0.005 (< 0.3 Subsónico)
Modelo de turbulencia	SST (k) – ω (low Re)
Esquema de presión-velocidad	Acoplado
Técnica para gradientes	Mínimos cuadrados basado en celdas

TUBOS DOBLES DE CORRIENTE MÚLTIPLE (DMST)

El modelo DMST implica relaciones específicas para predecir con precisión el rendimiento de un rotor Darrieus recto al capturar la interacción entre el flujo de viento y la geometría de la aeroturbina. Las ecuaciones elegidas y adaptadas, basadas en Beri & Yao (2011), y Saber *et al.* (2018); se sintetizan en las Tablas 6 y 7. Estas se aplican en cada segmento de los tubos de corriente para calcular las variables clave del rendimiento del rotor, utilizando un número de divisiones angulares azimutales ($\Delta\theta$) fijado en 20°.

El modelo resuelve iterativamente dos coeficientes de empuje: C_{T-mom} derivado de la conservación del *momentum*, y C_{T-BEM} calculado a partir de los coeficientes aerodinámicos del perfil y la velocidad local del viento mediante BEM. Estas funciones se resuelven en dos mitades del rotor: corriente arriba, representadas por las Ecuaciones (16) y (17) y corriente abajo, por las Ecuaciones (22) y (23). Para acelerar la convergencia de los coeficientes de empuje, se empleó la Ecuación (27) para el factor de inducción axial (a), aplicable tanto para valores bajos como elevados de a .

El cálculo del coeficiente de potencia, Ecuación (36), requiere estimar previamente el coeficiente de momento, Ecuación (35). Esto implica garantizar que, en cada sección de los tubos de corriente, se cumpla la condición $C_{T-mom} \approx C_{T-BEM}$ validando así el factor a . Este factor permite determinar la velocidad relativa del viento (Ecuaciones (18) y (24)), el ángulo de ataque (Ecuaciones (19) y (25)) y el coeficiente de fuerza tangencial (Ecuaciones (29) y (31)). Este proceso iterativo constituye una fase crítica de la metodología, proporcionando una base sólida para el análisis del rendimiento del rotor.

DISCUSIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS

A continuación, se exponen los resultados obtenidos de las simulaciones numéricas del esquema DMST, acoplado con los datos generados en ANSYS-Fluent. Este análisis no solo muestra la influencia directa de las modificaciones introducidas en el rendimiento aerodinámico, sino que también proporciona una visión general de las interacciones complejas entre los álabes modificados y las condiciones cambiantes del flujo durante la rotación del rotor.

Para estimar los coeficientes de arrastre y sustentación (C_D y C_L , respectivamente) en los distintos ángulos de ataque, los perfiles se rotaron en sentido antihorario con incrementos de 20° por posición para completar una vuelta. En los intervalos de [0°, 20°] y [340°, 360°], los incrementos fueron en 5° para mayor precisión. Las curvas mostradas en la Figura 6 presentan una tendencia similar en la mayoría de los casos; sin embargo, en los intervalos de [60°, 120°] y [240°, 300°], el arreglo $A/\bar{c} = 0.2_ \lambda/\bar{c} = 4$ muestra valores significativamente menores del C_D en comparación con las demás geometrías. Por otro lado, el perfil estándar, sin modificaciones, presentó los valores más altos del C_D .

En cuanto al C_L (Figura 7), sucede un comportamiento similar en los mismos intervalos y geometrías. Sin embargo, la proporción $A/\bar{c} = 0.05_ \lambda/\bar{c} = 4$ mostró una tendencia comparable a $A/\bar{c} = 0.2_ \lambda/\bar{c} = 4$, evidenciando que las relaciones de longitud de onda coinciden, aunque con distinta amplitud.

Analizando los ángulos de ataque comprendidos entre - 40° (340°) y 40°, se aprecia una diferencia más notable en los C_D (Figura 8a). La combinación de parámetros $A/\bar{c} = 0.1_ \lambda/\bar{c} = 1$ registra los valores superiores en la mayor parte del intervalo, excepto en el rango [- 5°, 5°], donde el arreglo $A/\bar{c} = 0.2_ \lambda/\bar{c} = 1$ muestra la mayor magnitud, aunque con una diferencia reducida. En cambio, la distribución $A/\bar{c} = 0.2_ \lambda/\bar{c} = 2$ presenta los valores más bajos del C_D , excepto en los extremos - 40° y 40°, donde $A/\bar{c} = 0.2_ \lambda/\bar{c} = 1$ tiene los mínimos valores.

Tabla 6. Fórmulas utilizadas en el esquema DMST

Mitad corriente arriba ($0 \leq \theta < \pi$)		
Parámetro	Ecuación	
Velocidad inducida en la sección del álabe	$V_i = (1 - a) V_\infty$	(15)
Coeficiente de empuje (<i>momentum</i>)	$C_{T-mom} = 4a (1 - a)$	(16)
Coeficiente de empuje (BEM)	$C_{T-BEM} = \left(\frac{B \cdot \bar{c}}{R} \right) \left(\frac{1}{2\pi} \right) \left(\frac{V_R}{V_\infty} \right)^2 \left[C_n - \frac{C_t}{\tan \theta} \right]$	(17)
Velocidad relativa del álabe (V_R) normalizada con V_∞	$\frac{V_R}{V_\infty} = \sqrt{[(1-a)\sin\theta]^2 + [(1-a)\cos\theta + TSR]^2}$	(18)
Ángulo de ataque del álabe	$\alpha = \tan^{-1} \left[\frac{(1-a)\sin\theta}{(1-a)\cos\theta + TSR} \right]$	(19)
Mitad corriente abajo ($\pi \leq \theta < 2\pi$)		
Velocidad de equilibrio en la mitad del rotor	$V_e = V'_\infty = (1 - 2a)V_\infty$	(20)
Velocidad inducida en la sección del álabe	$V'_i = (1 - a') V_e = (1 - 2a) (1 - a') V_\infty$	(21)
Coeficiente de empuje (<i>momentum</i>)	$C_{T-mom} = 4a' (1 - a')$	(22)
Coeficiente de empuje (BEM)	$C_{T-BEM} = \left(\frac{B \cdot \bar{c}}{R} \right) \left(\frac{1}{2\pi} \right) \left(\frac{V'_R}{V'_\infty} \right)^2 \left[C_n + \frac{C_t}{\tan \theta} \right]$	(23)
Velocidad relativa del álabe (V'_R) normalizada con (V'_∞)	$\frac{V'_R}{V'_\infty} = \sqrt{[-(1-a')\sin\theta]^2 + [(1-a')\cos\theta + TSR \left(\frac{V_\infty}{V'_\infty} \right)]^2}$	(24)
Ángulo de ataque del álabe	$\alpha = \tan^{-1} \left[\frac{-(1-a')\sin\theta}{(1-a')\cos\theta + TSR \left(\frac{V_\infty}{V'_\infty} \right)} \right]$	(25)

Tabla 7. Relaciones aerodinámicas complementarias para el modelo DMST

Parámetro	Ecuación	
Corrección del coeficiente de empuje (<i>momentum</i>) cuando $a > 0.4$	$C_{T-mom} = 0.86 + 1.56 (a - 0.143)^2$	(26)
Relación empírica para obtener “a” en función de “ C_T ” (Spera, 2009)	$a = 0.27 C_T + 0.10 C_T^3$	(27)
Coeficiente de fuerza normal cuando $0 \leq \alpha < 90^\circ$	$C_n = C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha$	(28)
Coeficiente de fuerza tangencial cuando $0 \leq \alpha < 90^\circ$	$C_t = C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha$	(29)
Coeficiente de fuerza normal cuando $90^\circ \leq \alpha < 180^\circ$	$C_n = -C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha$	(30)
Coeficiente de fuerza tangencial cuando $90^\circ \leq \alpha < 180^\circ$	$C_t = -C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha$	(31)
Número de Reynolds local en el álabe	$Re_b = \frac{\rho \cdot \bar{c} \cdot V_R}{\mu}$	(32)
Relación de velocidad en la punta (o periferia)	$TSR = \frac{\omega_r \cdot R}{V_\infty}$	(33)
Par de torsión promedio en la aeroturbina	$Q_{avg} = \frac{B}{2m} \times \sum_{i=1}^{2m} \frac{1}{2} \rho \cdot V_R^2 (H \cdot c) C_t \cdot R$	(34)
Coeficiente de momento del rotor	$C_Q = \frac{Q_{avg}}{\frac{1}{2} \rho \cdot V_\infty^2 (D \cdot H) R}$ $= \left(\frac{N \cdot \bar{c}}{D} \right) \left(\frac{1}{2m} \right) \sum_{i=1}^{2m} \left(\frac{V_R}{V_\infty} \right)^2 C_t$	(35)
Coeficiente de potencia del rotor	$C_p = C_Q \cdot TSR$	(36)

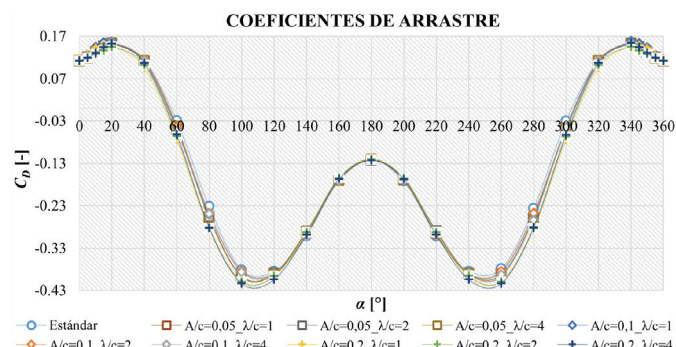


Figura 6. Variación de los coeficientes de arrastre en relación con el ángulo de ataque para los diferentes perfiles

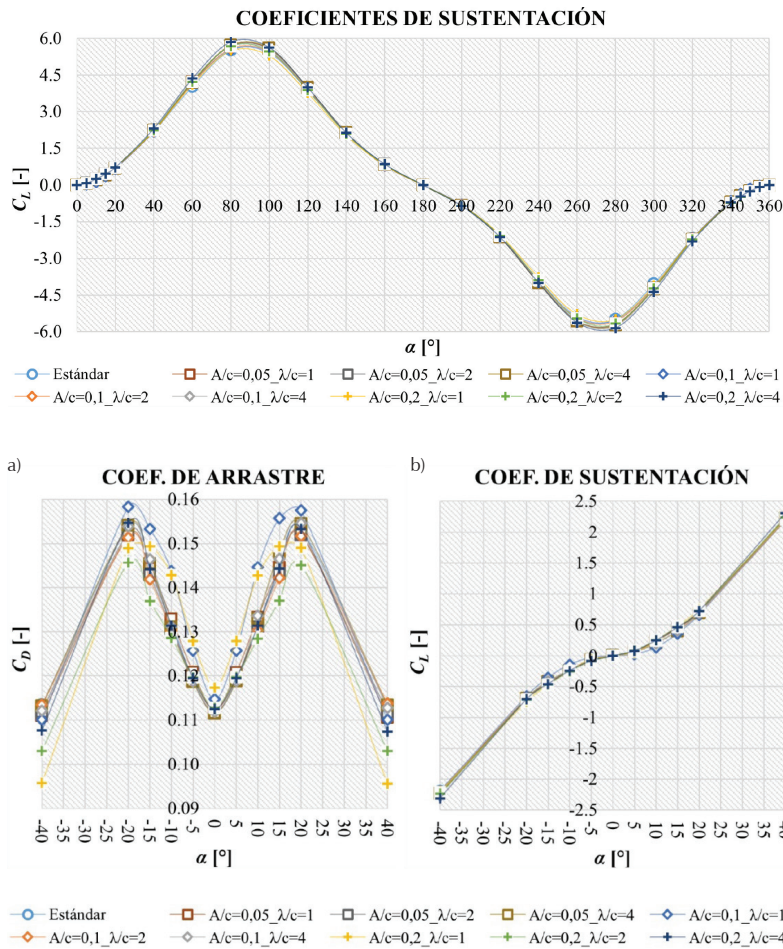


Figura 7. Variación de los coeficientes de sustentación en relación con el ángulo de ataque para los distintos perfiles

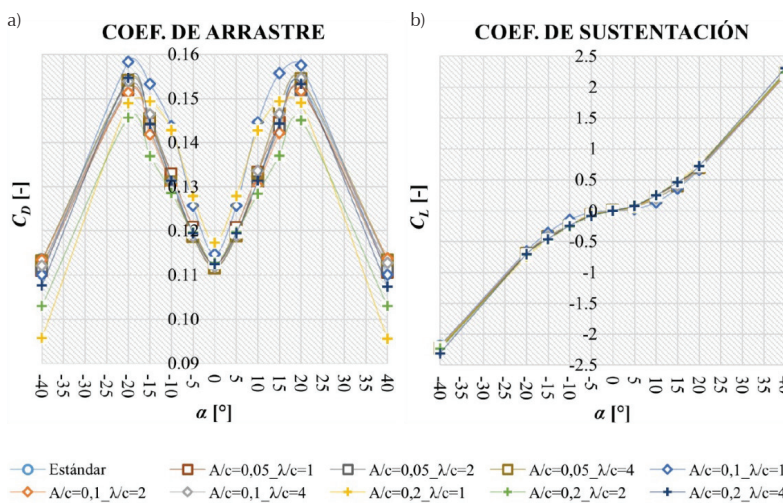


Figura 8. Coeficientes aerodinámicos en función de los ángulos de ataque entre -40° y 40° para los diversos álabes, a) coeficientes de arrastre, b) coeficientes de sustentación

En la Figura 8b, se aprecia que el C_L muestra un comportamiento homogéneo entre las geometrías propuestas, sin diferencias sustanciales. Sin embargo, la configuración $A/\bar{c} = 0.1_ \lambda/\bar{c} = 1$ tiene los valores más bajos en el intervalo $[-20^\circ, 20^\circ]$.

En relación con el desempeño aerodinámico asociado a la absorción de energía eólica disponible, representado por el coeficiente de potencia (C_p), se valoraron

diferentes condiciones de operación del rotor mediante la relación de velocidad en la punta (TSR) por sus siglas en inglés). La Figura 9 muestra las variaciones del C_p al incorporar álabes biomimetizados, evidenciando un incremento en la potencia entregada por el rotor en comparación con el perfil estándar. Estos hallazgos indican que la inclusión de protuberancias en el borde de ataque del perfil mejora su rendimiento aerodinámico.

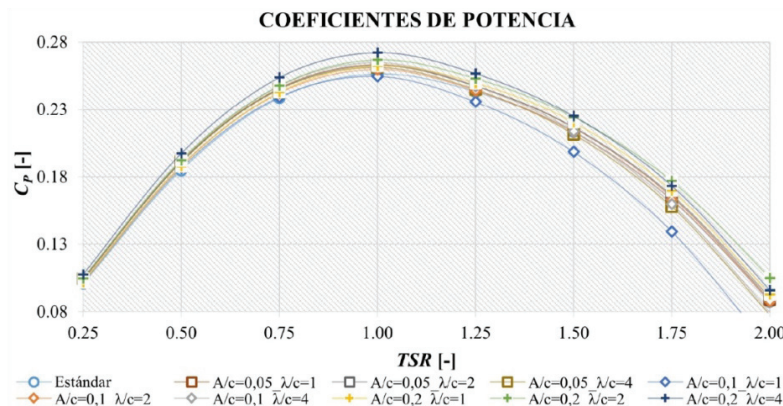


Figura 9. Coeficientes de potencia respecto a la relación de velocidad en la punta para los diferentes rotores propuestos

Un análisis detallado al variar la (TSR) (Figura 10) muestra que la geometría con mejor desempeño, en general, corresponde a $A/\bar{c} = 0.2_ \lambda/\bar{c} = 4$, seguida por $A/\bar{c} = 0.2_ \lambda/\bar{c} = 2$ cuando $TSR > 1.75$. En contraste, la geometría $A/\bar{c} = 0.1_ \lambda/\bar{c} = 1$ ostenta el rendimiento más bajo, incluso por debajo del perfil estándar sin tubérculos.

Aunque las tendencias de los coeficientes C_D y C_L son similares, las diferencias en magnitud, especialmente en el C_p , son relevantes desde un punto de vista técnico. Estas variaciones, aunque relativamente pequeñas, se traducen en incrementos en la potencia generada, alcanzando decenas o incluso centenas de watts, dependiendo del tamaño de la aeroturbina. La similitud en las tendencias puede deberse a las condiciones de flujo a velocidad baja, donde predominan las fuerzas viscosas, limitando cambios más pronunciados en los coeficientes aerodinámicos. Esto resalta la necesidad de realizar estudios complementarios a velocidades mayores para analizar con mayor profundidad la sensibilidad de los tubérculos en condiciones más variadas y exigentes.

La Tabla 8 expone una comparación del C_p para distintas relaciones de la TSR . Las cuatro primeras colum-

nas muestran los valores obtenidos mediante la Ecuación (36), mientras que las tres últimas columnas expresan el porcentaje de cambio con referencia a la aeroturbina con perfiles estándar. Estos porcentajes reflejan las mejoras en los rotores equipados con álabes biomimetizados.

Para $TSR < 1$, la geometría menos favorable ($A/\bar{c} = 0.1_ \lambda/\bar{c} = 1$) presenta un comportamiento similar al perfil no modificado. Sin embargo, a medida que la $TSR > 1$, el C_p exhibe un notable decaimiento, evidenciando una clara desventaja frente al perfil base. En cambio, el arreglo $A/\bar{c} = 0.2_ \lambda/\bar{c} = 4$ demuestra un incremento en el C_p de aproximadamente 6 % en comparación con el perfil base para la mayoría de los valores de la TSR alcanzando un aumento de 9.6 % cuando la $TSR = 2$.

La configuración $A/\bar{c} = 0.2_ \lambda/\bar{c} = 2$ se posiciona como la segunda opción más favorable. A partir de $TSR > 1.75$, esta supera al mejor diseño, logrando un incremento máximo del C_p cercano a 20 % cuando $TSR = 2$. Estos hallazgos demuestran que la elección de la geometría de los tubérculos, basada en una función cosenoidal periódica, tiene un impacto en el rendimiento de la aeroturbina. Sin embargo, sería posible mejorar su

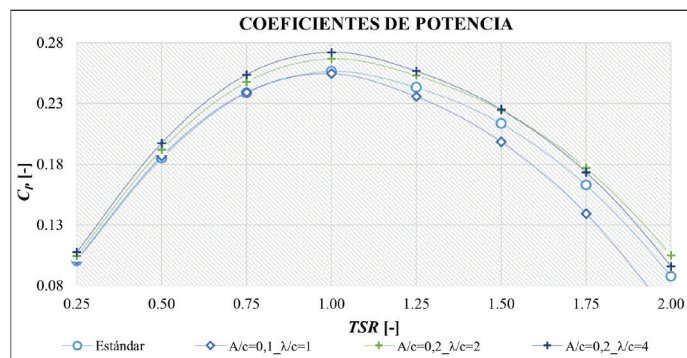


Figura 10. Comparación de los coeficientes de potencia respecto al caso estándar (álabes sin modificar) para las aeroturbinas con mejor rendimiento ($A/\bar{c} = 0.2_ \lambda/\bar{c} = 4$ y $A/\bar{c} = 0.2_ \lambda/\bar{c} = 2$) y menor eficiencia ($A/\bar{c} = 0.1_ \lambda/\bar{c} = 1$)

Tabla 8. Comparativa de los coeficientes de potencia en función de la relación de velocidad en la punta para las configuraciones más y menos favorable de los perfiles biomimetizados

TSR [-]	C_p [-], Ecuación (36)				C_p [%], Error relativo		
	Base	$A/\bar{c} = 0.1$ $\lambda/\bar{c} = 1$	$A/\bar{c} = 0.2$ $\lambda/\bar{c} = 2$	$A/\bar{c} = 0.2$ $\lambda/\bar{c} = 4$	$A/\bar{c} = 0.1$ $\lambda/\bar{c} = 1$	$A/\bar{c} = 0.2$ $\lambda/\bar{c} = 2$	$A/\bar{c} = 0.2$ $\lambda/\bar{c} = 4$
0.25	0.1008	0.1017	0.1045	0.1076	0.90	3.67	6.71
0.50	0.1851	0.1867	0.1921	0.1973	0.87	3.83	6.62
0.75	0.2387	0.2393	0.2477	0.2538	0.25	3.78	6.30
1.00	0.2565	0.2547	0.2669	0.2722	-0.71	4.05	6.11
1.25	0.2434	0.2357	0.2532	0.2567	-3.13	4.03	5.48
1.50	0.2134	0.1985	0.2243	0.2250	-6.98	5.11	5.42
1.75	0.1629	0.1393	0.1771	0.1735	-14.48	8.67	6.46
2.00	0.0876	0.0528	0.1051	0.0960	-39.76	19.92	9.57

eficiencia mediante un análisis más amplio para mayores velocidades del viento, permitiendo identificar configuraciones con mejor desempeño. Cabe destacar que este trabajo se centró en evaluar la modificación geométrica de los perfiles con tubérculos inspirados en la ballena jorobada, considerando condiciones de velocidades de viento bajas comunes en gran parte del territorio mexicano.

CONCLUSIONES

Las simulaciones numéricas de los perfiles aerodinámicos y su integración en el esquema DMST permitieron indagar el impacto de las protuberancias biomiméticas en el rendimiento de un rotor Darrieus recto con perfiles NACA0018. Aunque no se observaron mejoras sustanciales en los coeficientes de sustentación y arrastre debido a la velocidad baja estimada, se identificaron cambios en el coeficiente de potencia. Destacan configuraciones $A/\bar{c} = 0.2_\lambda/\bar{c} = 4$, con un aumento máximo de 9.6 % cuando la $TSR = 2$, y $A/\bar{c} = 0.2_\lambda/\bar{c} = 2$, con una mejora cercana a 20 % para $TSR > 1.75$; probando la sensibilidad del rendimiento del rotor a las proporciones geométricas de las protuberancias.

En síntesis, la implementación de tubérculos inspirados en las aletas de la ballena jorobada demuestra el potencial de los elementos biomiméticos como herramientas pasivas para modificar el flujo y mejorar la eficiencia del rotor en condiciones específicas. Si bien este estudio se centró en una velocidad baja del viento comunes en México, futuras investigaciones podrían explorar diseños alternativos y velocidades mayores, ampliando la comprensión del impacto de estas modificaciones en el desempeño de aeroturbinas de eje vertical.

REFERENCIAS

- Airfoil Tools. (2023). Airfoil Tools website. Recuperado el 16 de enero de 2023 de <http://airfoiltools.com/>
- ANSYS Inc. (2021). Ansys fluent theory guide-release 2021 R2. Cansonsburg: ANSYS, Inc.
- Beri, H., & Yao, Y. (2011). Double multiple streamtube model and numerical analysis of vertical axis wind turbine. *Energy and Power Engineering*, 03(03), 262-270. <http://doi.org/10.4236/epe.2011.33033>
- Burton, T., Jenkins, N., Bossanyi, E., Sharpe, D., & Graham, M. (2021). *Wind energy handbook*. 3rd ed. Hoboken: John Wiley & Sons.
- Çengel, Y. A., & Cimbala, J. M. (2018). *Fluid mechanics: Fundamentals and applications*. 4th ed. New York: McGraw-Hill Education.
- Du, L., Ingram, G., & Dominy, R. G. (2019). A review of H-Darrieus wind turbine aerodynamic research. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C. *Journal of Mechanical Engineering Science*, 233(23-24), 7590-7616. <https://doi.org/10.1177/0954406219885962>
- Fish, F. E., & Lauder, G. V. (2006). Passive and active flow control by swimming fishes and mammals. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 38(1), 193-224. <https://doi.org/10.1146/annurev.fluid.38.050304.092201>
- Fish, F. E., & Battle, J. M. (1995). Hydrodynamic design of the humpback whale flipper. *Journal of Morphology*, 225(1), 51-60. <https://doi.org/10.1002/jmor.1052250105>
- Gipe, P., & Möllerström, E. (2022). An overview of the history of wind turbine development: Part I-The early wind turbines until the 1960s. *Wind Engineering*, 46(6), 1973-2004. <https://doi.org/10.1177/0309524X221117825>
- Gopinathan, V., & Bruce-Ralphin, R. J. (2021). Aerodynamics with state-of-the-art bioinspired technology: Tubercles of humpback whale. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: *Journal of Aerospace Engineering*, 235(16), 2359-2377. <http://doi.org/10.1177/09544100211001501>
- Gopinathan, V. T., Bruce Ralphin Rose, J., & Surya, M. (2020). Investigation on the effect of leading edge tubercles of sweptback wing at low reynolds number. *Mechanics & Industry*, 21(6), 621. <https://doi.org/10.1051/meca/2020095>
- Götten, F., Finger, D., Marino, M., Bil, C., Havermann, M., & Braun, C. (2019). A review of guidelines and best practices for subsonic aerodynamic simulations using RANS CFD.
- Hansen, K. L., Rostamzadeh, N., Kelso, R. M., & Dally, B. B. (2016). Evolution of the streamwise vortices generated between leading edge tubercles. *Journal of Fluid Mechanics*, 788, 730-766. <https://doi.org/10.1017/jfm.2015.611>
- Hryniuk, J. T., & Bohl, D. G. (2020). The effects of leading-edge tubercles on dynamic stall. *Journal of Fluid Mechanics*, 893, A5. <https://doi.org/10.1017/jfm.2020.216>
- Johari, H., Henoch, C., Custodio, D., & Levshin, A. (2007). Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance. *AIAA Journal*, 45(11), 2634-2642. <https://doi.org/10.2514/1.28497>
- Miklosovic, D. S., Murray, M. M., Howle, L. E., & Fish, F. E. (2004). Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (Megaptera novaeangliae) flippers. *Physics of Fluids*, 16(5), L39-L42. <http://dx.doi.org/10.1063/1.1688341>
- Paraschivoiu, I. (1981, May 1). *Double-multiple streamtube model for Darrieus in turbines*. Lewis Research Center Wind Turbine Dyn. Cleveland: NASA.
- Rodriguez, S. (2019). *Applied computational fluid dynamics and turbulence modeling*. Cham: Springer International Publishing.
- Roshan, A., Sagharichi, A., & Maghrebi, M. J. (2020). Nondimensional parameters' effects on hybrid darrieus-savonius wind turbine performance. *Journal of Energy Resources Technology*, 142(1). <http://dx.doi.org/10.1115/1.4044517>
- Roy, L., Kincaid, K., Mahmud, R., & MacPhee, D. W. (2021). Double-multiple streamtube analysis of a flexible vertical axis wind turbine. *Fluids*, 6(3), 118. <https://doi.org/10.3390/fluids6030118>
- Saber, E., Afify, R., & Elgamal, H. (2018). Performance of SB-VAWT using a modified double multiple streamtube model.

Alexandria Engineering Journal, 57(4), 3099-3110. <https://doi.org/10.1016/j.aej.2018.07.009>

Santamaría, L., Galdo Vega, M., Pandal, A., González Pérez, J., Velarde-Suárez, S., & Fernández-Oro, J. M. (2022). Aerodynamic performance of VAWT airfoils: Comparison between wind tunnel testing using a new three-component strain gauge balance and CFD Modelling. *Energies*, 15(24), 9351. <https://doi.org/10.3390/en15249351>

Spera, D. A. (2009). *Wind turbine technology: Fundamental concepts in wind turbine engineering*. 2nd ed. New York: ASME Press.

Sudhakar, S., Karthikeyan, N., & Venkatakrishnan, L. (2017). Influence of leading edge tubercles on aerodynamic characteristics of a high aspect-ratio UAV. *Aerospace Science and Technology*, 69, 281-289. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.06.031>

Wimshurst, A. (2021, 24 de junio). Inflation layers/prism layers in CFD. Recuperado el 1 de diciembre de 2023 de <https://www.youtube.com/watch?v=1gSHN99I7L4>

Wu, L., & Liu, X. (2021). Dynamic stall characteristics of the bionic airfoil with different waviness ratios. *Applied Sciences*, 11(21), 9943. <https://doi.org/10.3390/app11219943>

Yang, Y., Guo, Z., Song, Q., Zhang, Y., & Li, Q. (2018). Effect of blade pitch angle on the aerodynamic characteristics of a straight-bladed vertical axis wind turbine based on experiments and simulations. *Energies*, 11(6), 1514. <https://doi.org/10.3390/en11061514>

Zhang, L. (2021). Wind energy development: History and current status. World Scientific Publishing Company, 1-6. Recuperado de https://doi.org/10.1142/9789811225925_0001

Cómo citar:

Marín-Aguilar, J. C., Sánchez-Pozos, M., Palacios-González, J. C., & López-Rebollar, B. M. (2025). Análisis aerodinámico de álabes Darrieus biomimetizado con aleta de ballena jorobada mediante CFD. *Ingeniería Investigación y Tecnología*, 26(01), 1-13. <https://doi.org/10.22201/fi.25940732e.2025.26.1.005>