

Study of the influence of protuberances in the trailing edge of airfoils and determination of their aerodynamic efficiency through CFD using Ansys Fluent

Angel González^{1,2}, Jorge Hinojosa¹

1 Facultad de Ingeniería. Universidad de Talca. Chile.

2 Universität Hannover

Abstract

In the present research, the effect of incorporating protuberances in the leading edge to the aerofoil NACA-0012 was studied. For the simulations, two profiles were designed: parametric profile (NACA 0012) and modified profile (0012-MOD), with help of CAD Program Inventor Professional 2016. The 0012-MOD profile incorporates modifications in the leading edge, whose inspiration comes from malformations present on the flippers of the humpback whale (*Megaptera novaeangliae*). The computational simulations were performed in Ansys Fluent, using the turbulent viscosity model $k-\epsilon$ realizable, with SIMPLE calculation algorithm. The study fluid is air in the incompressible range with $Ma: 0.11$. To obtain the lift and drag curves for both profiles, they were simulated for angles of attack α : between 0° and 40° , this way it will be possible to compare the profiles and determine their aerodynamic behaviour.

In the present research, the effect of incorporating protuberances in the leading edge to the aerofoil NACA-0012 was studied. For the simulations, two profiles were designed: parametric profile (NACA 0012) and modified profile (0012-MOD), with help of CAD Program Inventor Professional 2016. The 0012-MOD profile incorporates modifications in the leading edge, whose inspiration comes from malformations present on the flippers of the humpback whale (*Megaptera novaeangliae*). The computational simulations were performed in Ansys Fluent, using the turbulent viscosity model $k-\epsilon$ realizable, with SIMPLE calculation algorithm. The study fluid is air in the incompressible range with $Ma: 0.11$. To obtain the lift and drag curves for both profiles, they were simulated for angles of attack α : between 0° and 40° , this way it will be possible to compare the profiles and determine their aerodynamic behaviour.

OPEN ACCESS

Published: 17/07/2019

Accepted: 11/07/2019

Submitted: 18/01/2019

DOI:
10.23967/j.rimni.2019.07.001

Keywords:
perfil aerodinámico
sustentación
CFD
protuberancias
airfoil
lift
protuberances

Resumen

En la presente investigación se estudió el efecto de incorporar protuberancias en el borde de ataque al perfil aerodinámico NACA-0012. Para las simulaciones se diseñaron dos perfiles: perfil paramétrico (NACA 0012) y perfil modificado (0012-MOD), con ayuda del programa CAD Inventor Professional 2016. El perfil 0012-MOD incorpora modificaciones en el borde de ataque, cuya inspiración proviene de las malformaciones presentes en las aletas de la ballena jorobada (*Megaptera novaeangliae*). Las simulaciones computacionales se realizaron con el software comercial Ansys Fluent®, utilizando el modelo de viscosidad turbulenta $k-\epsilon$ realizable, con algoritmo de cálculo SIMPLE. El fluido de estudio es aire en el rango incompresible con $Ma: 0,29$. Con el objeto de obtener las curvas de sustentación y arrastre para ambos perfiles, se realizaron simulaciones para ángulos de ataque α entre los 0° y los 40° , de esta forma será posible comparar los perfiles y determinar su comportamiento aerodinámico.

Palabras clave: Perfil aerodinámico, sustentación, CFD, protuberancias

1. Introducción

La ballena jorobada (*Megaptera novaeangliae*) ha sido nombrada como la más acrobática de las ballenas ya que puede realizar giros con ángulos de ataque superiores a los 40° . La alta maniobrabilidad de esta especie puede estar conectado directamente con su ecología de alimentación. Estas ballenas consumen grandes cantidades de plancton, arenque y capelín, y para capturarlos, la ballena necesita de complejas técnicas que requieren de habilidades de viraje, surfear y buceo.

Un método ampliamente efectivo utilizado por las ballenas jorobadas se denomina alimentación por embestida y destaca por su estilo de nado a una velocidad aproximada de $2,6$ m/s con un ángulo de ataque que va de los 30° a los

90° [1].

Otro método se conoce como burbujeo. La ballena genera una columna de burbujas al exhalar aire desde su orificio nasal mientras nada en ascenso. La red de burbujas resultantes encierra a su presa y la concentra de tal forma que la ballena puede consumir una gran cantidad en una maniobra de nado hacia arriba a través del centro de la red [2]. Un pequeño radio de giro implica que mayor cantidad de presas podrían ser concentradas en la red de burbujas, lo cual podría potencialmente incrementar la efectividad del método de alimentación. El radio de giro se puede determinar por la ecuación de fuerza inercial actuando en la ballena como función de la fuerza de sustentación generada por sus aletas [3].

Las protuberancias pueden ser vistas físicamente como generadores de vorticidad, permitiéndole a las ballenas transportar una mayor cantidad de energía entre las capas de fluido cercanas a sus aletas. Un mayor intercambio de energía permite desarrollar una capa límite turbulenta que es más resistente a flujo reverso si se compara con la capa límite laminar. Dicha resistencia permitirá retrasar la entrada en pérdida que experimentarían sus aletas sin la presencia de las protuberancias en el borde de ataque [4], por consiguiente, desarrolla mayores fuerzas aerodinámicas.

La [Figura 1](#) permite esclarecer el concepto de protuberancias en las aletas de la ballena jorobada otorgando una idea del modelo conceptual que podría presentar un perfil aerodinámico al aplicar biomímesis en su proceso de diseño.

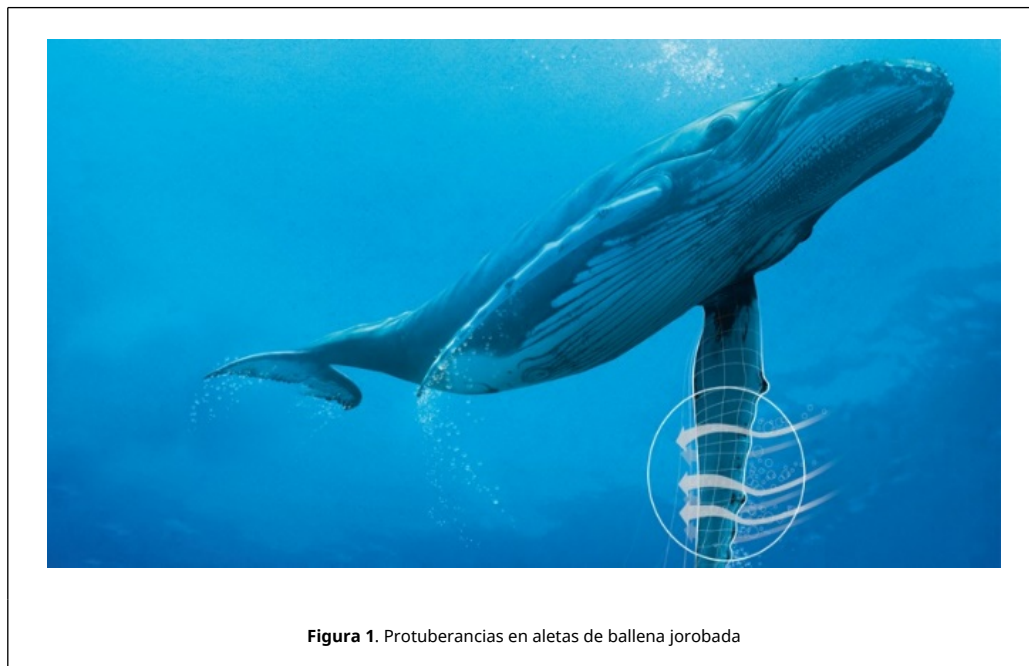


Figura 1. Protuberancias en aletas de ballena jorobada

1.1. Estado del arte

Desde los años 70 en adelante que la eficiencia aerodinámica se a mejorado constantemente, principalmente piloteado por la industria aeronáutica. Desde hace algún tiempo se estudia la eficiencia en aplicaciones ligadas con las energías renovables: generadores eólicos, turbinas hidráulicas, etc. Nuevas tecnologías son necesarias, para llegar a nuevos límites en estas mejoras (perfiles modificables, control activo de flujo, materiales y estructuras más livianas, etc).

El estudio de las protuberancias en perfiles aerodinámicos no es algo nuevo, existen estudios numéricos y experimentales que analizan su influencia en el retraso de la separación de la capa límite para múltiples tipos de perfiles alares [5-15], en la reducción del ruido en aspas en generadores eólicos [16-18], en la mejora en la eficiencia en turbinas para aplicaciones de energía mareomotriz [19-21], entre otros.

En este trabajo en particular, analizamos los coeficientes de sustentación y arrastre para un perfil NACA-0012 con y sin protuberancias, obteniendo como resultado una mínima diferencia < 15% para estos parámetros. Sin embargo, se comprueba que las protuberancias retardan la aparición del flujo separado, permitiendo al perfil operar hasta valores del ángulo de ataque de 30°.

2. Situación física

El estudio se enfoca en el análisis tridimensional del comportamiento del flujo de aire sobre los perfiles aerodinámicos NACA 0012 Y 0012-MOD. Las propiedades del aire, así como el número de Reynolds (Re) y número de Mach (Ma) que desarrollan, se dan a conocer en la [Tabla 1](#).

Tabla 1. Propiedades del fluido de estudio

Tipo de material	Fluido	Aire
Propiedades	Variabilidad	
Densidad (kg/m ³)	1,225	Constante
Viscosidad (kg/ms)	1,789×10 ⁻⁵	Constante
Velocidad aire (m/s)	40	Valor de ingreso
Reynolds, Re	2,739×10 ⁶	-
Número de Mach, Ma	0,11	-

Para dicho valor de Ma, se pueden despreciar los efectos de compresibilidad presentes en el flujo de aire, por lo cual se hace posible considerar al fluido de estudio como newtoniano [5]. Las consideraciones anteriores permiten establecer un grupo de ecuaciones gobernantes que rigen la situación física a ser simulada computacionalmente, mediante el uso del método de volúmenes finitos.

2.1. Ecuaciones gobernantes

Para un fluido incompresible, las ecuaciones gobernantes son la ecuación de continuidad y la ecuación de conservación de la cantidad de movimiento lineal [22-23]. La ecuación (1) representa la conservación de masa presente en un volumen de control, conocida en la literatura técnica como ecuación de continuidad.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{u}) = 0 \quad (1)$$

Para evaluar la conservación de la cantidad de movimiento lineal, se deben considerar las ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por Reynolds (RANS) [24].

La primera componente de las ecuaciones (2), (3) y (4) representa el gradiente de presiones que actúan en cada una de las direcciones principales; el segundo término asocia la viscosidad dinámica del fluido y el gradiente de velocidades al cuadrado, este producto se le denomina fuerza viscosa neta por unidad de volumen [25]. El último término se conoce con el nombre de esfuerzos de Reynolds.

En \vec{x} :

$$\frac{D \vec{u}}{Dt} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \mu \left[\frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial z^2} \right] - \rho \left[\frac{\partial \bar{u}\bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{u}\bar{v}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{u}\bar{w}}{\partial z} \right] \quad (2)$$

En \vec{y} :

$$\frac{D \vec{v}}{Dt} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial y} + \mu \left[\frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial z^2} \right] - \rho \left[\frac{\partial \bar{v}\bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}\bar{v}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{v}\bar{w}}{\partial z} \right] \quad (3)$$

En \vec{z} :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial x_j} = \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_j)}{\partial x_j} = \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b + S_\epsilon \quad (5)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (6)$$

El modelo de viscosidad turbulenta $k - \epsilon$ realizable incorpora dos nuevas ecuaciones conservativas al modelo. La primera de ellas evalúa la energía cinética turbulenta k (ecuación (5)), mientras que la ecuación (6) determina la tasa

de disipación de la energía cinética turbulenta ε [26].

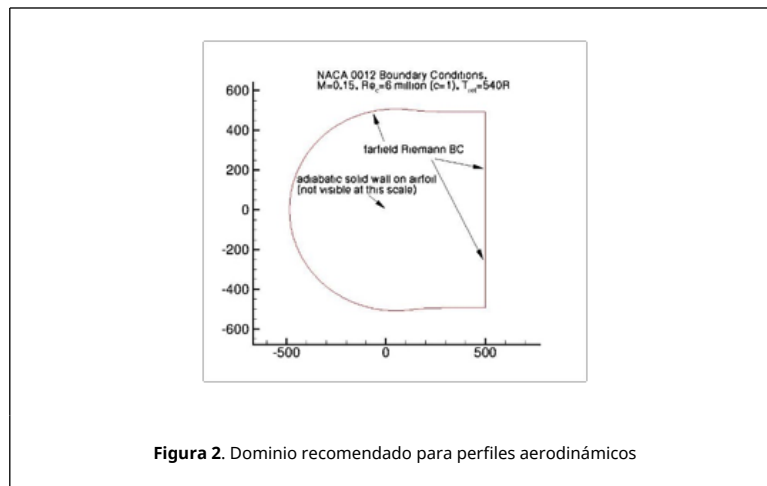
El valor de la viscosidad turbulenta μ_t se determina de la combinación de k y ε , acorde a la ecuación (7).

Las constantes del modelo son:

$$C_{1\varepsilon} = 1,44 \quad C_2 = 1,9 \quad \sigma_k = 1,0 \quad \sigma_\varepsilon = 1,2$$

2.2. Determinación del dominio de análisis

Para determinar el dominio de análisis se consideraron recomendaciones de la NASA que establecen que el volumen de control debe ser lo suficientemente grande como para no influir en los resultados y a su vez optimizar los recursos computacionales de los cuales se dispone. El valor mínimo del dominio se estableció en 12,5 veces c ; donde c representa la cuerda del perfil. La [Figura 2](#) muestra un esquema en términos generales de la forma que debe tener el dominio.



2.3. Diseño de las geometrías

El diseño del perfil NACA 0012 se realizó utilizando el programa CAD Inventor® Professional 2016. Los puntos que permiten crear el perfil son generados por la herramienta en línea AirfoilTools®, que entrega un archivo en formato .csv el cual contiene 162 puntos coordenados que caracterizan al perfil NACA 0012 ([Figura 3](#)), el cual fue extruido de 1,8 m.

