

**ANÁLISIS DEL EFECTO AERODINÁMICO DE CHORROS SINTÉTICOS  
EN PERFILES AERODINÁMICOS TÍPICOS DE TURBINAS EÓLICAS**

***ANALYSIS OF THE AERODYNAMIC EFFECT OF SYNTHETIC JETS IN TYPICAL  
AERODYNAMIC PROFILES OF WIND TURBINES***

Cristian González Rodríguez

Cristian Javier Galindo Álvarez

*cristian.gonzalez@estudiantes.uamerica.edu.co*

*cristian.galindo@estudiantes.uamerica.edu.co*

**Directores:** Wilson. Tafur y Oscar. Ochoa

*wilson.tafur@profesores.uamerica.edu.co*

*oscar.ochoa@profesores.uamerica.edu.co*

*Departamento de Ingeniería, Fundación Universidad de América,*

**Resumen**

En el presente trabajo se estudió el diseño aerodinámico de un perfil alar tipo DU17DBD25, usado en turbinas eólicas, mediante simulación con el programa *Ansys Fluent*. Fueron evaluadas varias técnicas de mallado en simulaciones sin chorro sintético variando los ángulos de ataque entre 10° y 20° y seleccionando el más eficiente en términos del coeficiente de sustentación. Con la mejor configuración se realizó la simulación con chorro sintético buscando extender el punto de separación de la capa límite del rompimiento en forma de flujo turbulento. Con la inserción del chorro sintético se pudo lograr una mejor eficiencia

aerodinámica del perfil, mejorando en un 5% con relación a los datos experimentales de la literatura. El estudio detallado de diferentes técnicas de mallado permitió garantizar esta mejora.

**Palabras clave:** Perfil aerodinámico; Turbinas eólicas; Chorro sintético; Simulación

### **Abstract**

In the present work, the aerodynamic design of a DU17DBD25 type wing profile, used in wind turbines, was studied through simulation with the Ansys Fluent program. Several meshing techniques were evaluated in simulations without synthetic jet, varying the angles of attack between 10° and 20° and selecting the most efficient one in terms of lift coefficient. With the best configuration, the simulation was carried out with a synthetic jet seeking to extend the separation point of the boundary layer of the rupture in the form of turbulent flow. With the insertion of the synthetic jet, a better aerodynamic efficiency of the profile could be achieved, improving by 5% in relation to the experimental data from the literature. The detailed study of different meshing techniques made it possible to guarantee this improvement.

**Keywords:** Aerodynamic profile; Wind turbines; synthetic jet; Simulation

### **Nomenclatura**

- $A_+$  = *Amplitud máxima del chorro sintético*
- $A$  = *Amplitud de oscilación*
- $AoA$  = *Ángulo de ataque*
- $C_d$  = *Coeficiente de arrastre*
- $C_l$  = *Coeficiente de sustentación*

- $C_{\mu}$  = *Coeficiente de soplado*
- $C_p$  = *Coeficiente de presión*
- $c$  = *Longitud de cuerda*
- $d$  = *Longitud de orificio del chorro sintético*
- $f$  = *Frecuencia de oscilación*
- $k$  = *Energía cinética de turbulencia*
- $\omega$  = *Disipación de turbulencia específica*
- $p$  = *Presión*
- $SJ$  = *Chorro sintético*
- $St$  = *Número de Strouhal*
- $t$  = *Tiempo*
- $T$  = *Periodo de tiempo*
- $U$  = *Velocidad*
- $U_{\infty}$  = *Velocidad del flujo libre*
- $U_{jet}$  = *Velocidad de salida del chorro sintético*
- $x/c$  = *Posición  $x$  adimensional a lo largo de la cuerda*
- $w_{jet}$  = *Ancho de salida del chorro sintético*

## **1. Introducción**

Entre las diferentes estrategias para combatir el cambio climático y realizar la transición energética, las fuentes de energía renovable son uno de los actores principales. El aprovechamiento de estas es una de las áreas de investigación de mayor impacto en los últimos años. En particular, la energía eólica ha tenido un avance significativo en las últimas décadas convirtiéndose junto con la energía solar en sinónimo de sostenibilidad. Esta fuente de energía es una de las más limpias y con mayor disponibilidad ya que, gracias a investigaciones realizadas por

Joselin Hebert [1], el potencial energético técnicamente disponible que ofrece la energía eólica está entre 20 a 50 *PWh* por año, mientras que el consumo total anual de electricidad es aproximadamente 15 *PWh*.

Los sistemas que aprovechan la energía eólica para generar electricidad se denominan aerogeneradores (también conocidos como turbinas eólicas). Estos se suelen clasificar en aerogeneradores de arrastre y de sustentación según la forma en que las aspas o palas convierten la energía cinética del viento en energía mecánica rotacional en el eje de la máquina. Tal y como su nombre indica en los aerogeneradores de sustentación las palas generan torque en el eje a través de la combinación de las fuerzas de sustentación y arrastre que el perfil aerodinámico de estas genera. Esto permite predecir y controlar el comportamiento de la pala, y por tanto del rotor, por medio del análisis del triángulo de velocidades y el ángulo de ataque. De esta forma la ciencia de turbomaquinaria y de aerodinámica que se ha desarrollado para otras tecnologías se aplica al diseño de aerogeneradores.

Uno de los fenómenos que más se ha estudiado de los perfiles aerodinámicos es el conocido como “entrada en pérdida”, en donde hay una pérdida de fuerza de sustentación cuando el ángulo de ataque supera cierto valor conocido como “ángulo de ataque crítico”. Una explicación física de este fenómeno la encontramos en [2], donde se determina que “a medida que crece (el ángulo de ataque), el flujo tiende a separarse de la superficie superior del perfil aerodinámico, creando una gran estela de "aire muerto" detrás del perfil aerodinámico. Dentro de esta región separada, el flujo está recirculado, y parte del flujo en realidad se está moviendo en una dirección opuesta a la corriente libre, el llamado flujo inverso. Este flujo separado se debe a efectos viscosos. La consecuencia de este flujo separado es una disminución precipitada en la sustentación y un gran aumento en la resistencia.”

El fenómeno descrito es de particular interés en el estudio del comportamiento de las palas de los aerogeneradores dado que el control de la velocidad de giro y de la parada del rotor se hace en algunos diseños por medio de la entrada en pérdida del perfil aerodinámico. Tal y como indica [3] “el control de potencia cambiando el

ángulo aerodinámico de ataque del rotor se puede lograr mediante dos métodos. ... Otra posibilidad es cambiar el ángulo de paso de las palas a un ángulo de ataque mayor hasta el llamado "ángulo de ataque aerodinámico crítico", en cuyo punto el flujo de aire se separa en la superficie de las palas del rotor, limitando así la potencia aerodinámica. La ventaja de este método es que el ángulo de giro necesario en la pala es menor."

La mayoría de las simulaciones CFD en perfiles aerodinámicos de turbinas eólicas se han concentrado en perfiles de tipo NACA y DU17DBD25. Entre estos el de mayor aplicación es el NACA 0012 por sus características de simetría alrededor del perfil [4].

A pesar de las optimizaciones y estudios realizados a perfiles por varios autores [5][6][7][8], la literatura especializada no ha tratado el problema de extender el flujo laminar sobre la capa límite hasta más atrás del punto rompimiento, donde se inicia el flujo turbulento.

Una investigación llevada a cabo por Tavernier [9], permitió evaluar la eficiencia de un perfil alar tipo DU17DBD25 en un túnel de viento de forma experimental con medición de velocidades a partir de la regulación del ángulo de ataque, indicando que con una inclinación de  $15^\circ$  se obtiene un mejor resultado en la separación de la capa límite. En dicho trabajo fue simulado numéricamente el perfil con y sin instalación de generadores de vórtice, los cuales son aletas soldadas sobre el perfil de álabe. Este resultado también fue revalidado por Molano [10], el cual implementó un chorro sintético sobre el perfil aerodinámico. El autor comparó el rendimiento aerodinámico de aerogeneradores verticales mediante chorros sintéticos bajo dos condiciones de simulación, sin control de flujo (solo el perfil) y con control de flujo (chorros sintéticos). En ambos casos se obtuvieron las características aerodinámicas del perfil para analizar su comportamiento de entrada en pérdida de sustentación en función del ángulo de ataque desde  $0^\circ$  hasta  $22^\circ$ . Al utilizar el control dinámico de flujo se encontró que para altos ángulos de ataque el coeficiente de sustentación aumenta en un máximo de 57.6 % con respecto a las condiciones no controladas.

En la literatura se encuentran varios métodos de implementación de dispositivos a los perfiles alares [11], en este se hizo el mejoramiento de las características aerodinámicas de las palas de turbinas eólicas en condiciones de pérdida de sustentación mediante el control pasivo de la capa límite aplicando ranuras en su superficie.

Diferentes autores como E Montazer et. al.[12], Tavernier [7], Avila Rojas [13] han estudiado el rendimiento aerodinámico asociado a la ubicación del chorro sintético. Estos informan de la dificultad para optimizar la localización de este.

La presente investigación busca comparar el rendimiento aerodinámico (valores del coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre obtenidos por simulación numérica) de un perfil tipo DU17DBD25 con chorro sintético de unas dimensiones y características definidas, con los resultados obtenidos por otros autores bajo características similares.

## **2. Aspectos conceptuales**

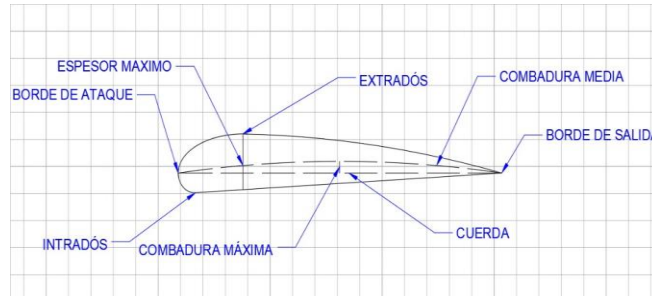
### **2.1 Perfil aerodinámico**

Un perfil aerodinámico se define como la sección de un ala cortada transversalmente a la cuerda de la misma, el cual es capaz de desplazar el aire por la superficie así generando unas fuerzas alrededor con una distribución de presiones, sustentación y arrastre. Un perfil aerodinámico según la función que vaya a cumplir contará con unos diseños gruesos o finos, curvos, simétricos o asimétricos e incluso con la longitud del álabe, siendo que el perfil DU17DBD25 es un perfil diseñado para los estudios de aerogeneradores este se caracteriza por llevarse a cabo en investigaciones gracias a sus propiedades pues es un perfil diseñado especialmente con un grosor mayor incluso superando la longitud de  $1C$ , con el fin de poder llevar a cabo investigaciones sobre la implementación de distintos dispositivos, mejorando así sus propiedades capturando eficazmente la energía eólica, reduciendo la turbulencia del flujo de aire, mientras que perfiles más comunes como los tipo NACA son normalmente utilizados en la aviación

## 2.1.2 Partes de un perfil aerodinámico

Figura 1.

*Partes de un perfil aerodinámico*



**Nota.** La imagen muestra las partes de un perfil aerodinámico

Un perfil aerodinámico cuenta con una descripción de partes como se muestran en la figura 1:

Borde de ataque

Borde de salida

Línea de curvatura

Radio de curvatura borde de ataque

Extradós

Intradós

Cuerda

Espesor máximo

## 2.2 Modelado y simulación CFD

Las técnicas de modelado con CFD (Computer Fluids Dynamic) son empleadas para estudiar el comportamiento de termofluidos en diversidad de condiciones. Para la realización del presente trabajo se destacan los desarrollados de [14],[6],[7],[8],[9] los cuales desarrollaron investigaciones sobre las eficiencias aerodinámicas en diferentes tipos de perfiles y software. Asimismo, otro texto que

ha contribuido en el abordaje de esta problemática es el de [10], donde explica la implementación de un chorro sintético en un perfil DU17DBD25.

Para realizar una simulación efectiva y más próxima a la realidad es necesario comprender los coeficientes de sustentación y arrastre, y según se recomienda en la literatura [14],[15] deben ser analizadas juntos. Posterior a esto se deben tener en cuenta que el fluido se está analizando de manera incomprensible, de forma transitoria, con un modelo de turbulencia RANS en el software Ansys Fluent.

La condición CFL (Courant-Friedrichs-Lewy) es la relación entre la velocidad local y el espaciado de la malla local y el tamaño del paso de tiempo utilizado en la simulación. Un número CFL mayor a uno indica que el paso de tiempo es demasiado grande y puede resultar en inestabilidad numérica, mientras que un número CFL menor que uno indica que el paso de tiempo es lo suficientemente pequeño como para que la simulación converja. Por lo tanto, elegir un número CFL adecuado es fundamental para lograr simulaciones de CFD precisas y estables. En este estudio, las simulaciones se ejecutaron con un número CFL de 200, buscando que el  $\Delta t$  no fuera demasiado pequeño para que la solución se alcanzará en un tiempo aceptable, esto gracias a recomendaciones de los autores [14].

### **2.3 Aplicación del chorro sintético en perfiles aerodinámicos**

Los chorros sintéticos buscan modificar el comportamiento inestable presente en la aerodinámica del perfil. De igual manera el entendimiento de un fluido transitorio es limitado debido a la complejidad de la turbulencia y estructuras difíciles de medir. Los chorros sintéticos consisten en un diafragma oscilante, que funciona a partir de sistemas eléctricos o electromecánicos, este es colocado en una pequeña cavidad que está conectada al flujo externo a través de un orificio en el perfil. Las ondas oscilantes del diafragma producen el ingreso y expulsión del flujo dentro y fuera de la cavidad. A medida que el flujo es expulsado, un chorro de vórtices se desplaza desde la superficie, lo cual extrae momento de la capa límite, estabilizando y mejorando las características aerodinámicas. Se espera que al utilizar este dispositivo en una aplicación de energía eólica, el efecto del chorro sintético



impacte directamente en la fuerza de sustentación producida por la pala y aumente la potencia del rotor. Los chorros sintéticos son comúnmente conocidos como dispositivos de Flujo de Masa Neta Cero (ZNMF por sus siglas en inglés), dado que los efectos de succión y soplado no implican la adición de masa, el mayor beneficio es el control de la separación del flujo (capa límite) o la adherencia a la superficie con una reducción en los gastos de energía. Por lo tanto, los chorros sintéticos pueden modificar y mejorar el rendimiento aerodinámico de manera más eficiente que los dispositivos convencionales de Control de Flujo Pasivo (PFC por sus siglas en inglés), como los deflectores Gurney, logrando en algunos casos mejores resultados como se ve evidenciado en la investigación de Edwige donde implementa el los chorros sintéticos evaluando la optimización que puede generar por medio del actuador [16] [17]. La importancia del uso de los chorros sintéticos como actuadores de control de flujo se basa en la búsqueda de capturar las fluctuaciones no estacionarias de un chorro sintético mediante simulaciones numéricas requiriendo una malla computacional fina y de pequeños pasos de tiempo relacionados estrechamente con la frecuencia de oscilación. Esto hace que los cálculos numéricos sean bastante costosos computacionalmente. Una simulación numérica bidimensional de una turbina eólica de eje vertical (VAWT por sus siglas en inglés) que utiliza chorros sintéticos como técnica de control de flujo, muestra que esta estrategia conduce a un aumento en el coeficiente de potencia, aunque el uso de más de un orificio de chorros sintéticos puede tener el efecto contrario, generando mayores fluctuaciones de carga [18]. Como se mencionó, se realizó la simulación del chorro en el perfil aerodinámico. Se utilizó un modelo simplificado el cual es programado para realizar la función de oscilación gracias a una condición de capa límite en la superficie del perfil, en lugar de una membrana, cavidad y orificio para así modelar la salida del chorro [9]. Así mismo, comparar los resultados de la simulación del chorro con los obtenidos por De Tavernier con generadores de vórtices [9]. En este, la salida del chorro se colocó en  $x/c = 0.2$  equivalente al 20% del tamaño de la cuerda, esto gracias a investigaciones realizadas anteriormente por distintos autores en donde se ha informado de mejoras significativas al colocar el chorro cerca del borde de ataque [19, 20, 21]. El

modelo con chorro se compara con resultados experimentales sin control y con generadores de vórtices colocados en la misma ubicación.

Para la implementación del dispositivo se deben tener en cuenta tres características en la asignación del chorro. Se debe proporcionar la información acerca del flujo del fluido. Por otro lado se debe tener la información sobre la frecuencia de los actuadores mediante el número de Strouhal ( $St$ ), el cual se define como la relación entre la frecuencia característica del chorro, la velocidad y la longitud características del flujo. Se expresa como en la ecuación 1:

$$St = 2\pi f \frac{w_{jet}}{U_{\infty}} \quad \text{Ecuación 1}$$

donde  $f$  es la frecuencia del chorro,  $w_{jet}$  es el ancho de la salida del chorro y  $U_{\infty}$  es la velocidad del flujo libre. El número de Strouhal puede proporcionar información sobre la eficiencia del chorro en la generación de vórtices y se puede utilizar para comparar el rendimiento de diferentes jets sintéticos.

La amplitud de velocidad adimensional  $A+$  se define como la relación entre la amplitud máxima de velocidad del chorro y la velocidad característica del flujo, expresada en la ecuación 2:

$$A+ = \frac{U_{jet}}{U_{\infty}} \quad \text{Ecuación 2}$$

donde  $U_{jet}$  es la velocidad máxima del chorro. Este parámetro proporciona información sobre la intensidad del chorro.

Finalmente, el coeficiente de impulso del chorro, también conocido como coeficiente de soplado ( $C_{\mu}$ ) representa la relación entre el caudal másico del chorro y el caudal másico del fluido ambiente, y se puede utilizar para caracterizar la intensidad y eficiencia del chorro, ecuación 3:

$$C_{\mu} = \frac{(w_{jet} U_{jet}^2)}{(c U_{\infty}^2)} \quad \text{Ecuación 3}$$

Las simulaciones se llevaron a cabo utilizando un número de Strouhal de 0.3, como sugirieron BoukenKoul et al. [20], quienes encontraron que los números de Strouhal en el rango de 0.2 a 2 resultan en mejoras significativas en el coeficiente aerodinámico de sustentación a altos ángulos de ataque. De manera similar, se seleccionó un coeficiente de impulso de 0.014, ya que se ha informado que produce resultados satisfactorios con valores que van desde  $1 \times 10^{-4}$  a  $1 \times 10^{-2}$  [19]. La Tabla 1 ilustra las configuraciones que se aplicaron al actuador

**Tabla 1.**

*Parámetros del chorro sintético*

Actuador	Frecuencia [Hz] $f$	Amplitud [m/s] $A_+$	Velocidad chorro sintético [m/s] $U_{jet}$
Chorro sintético	100	17	17

**NOTA.** Se muestran los datos de configuración del chorro sintético

Se buscó simular un solo tipo de perfil aerodinámico conocido como DU17DBD25, para parametrizar y analizar el efecto de sustentación y arrastre para luego implementar un chorro sintético que podría mejorar dichos requerimientos. Mediante una metodología de investigación exploratoria se realiza el diseño de perfil de álabe para un aerogenerador eólico en las etapas relacionadas a continuación.

### 3. Metodología

#### 3.1 Modelo computacional sin chorro sintético

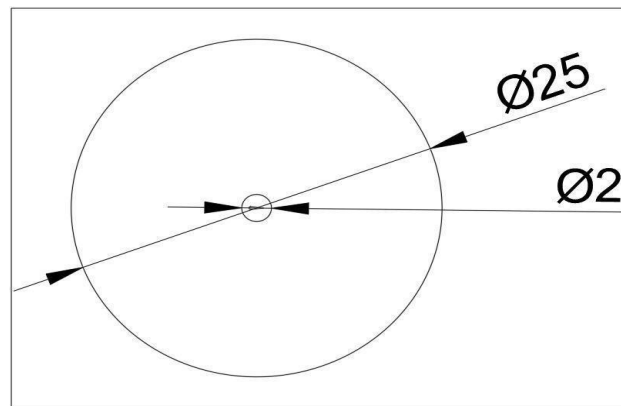
Para realizar la simulación primero se hizo la adquisición y procesamiento de datos geométricos del perfil DU17DBD25 con la definición de los requerimientos geométricos del perfil aerodinámico. Fueron empleados los datos dimensionales del perfil suministrador por [22] para generar los datos en el plano  $X$  y  $Y$ .

##### 3.1.1 Dominio

El modelo se definió en dos dimensiones como primer paso para modelar el perfil. Se consideró un dominio circular (25C de diámetro) Figura 2, en donde se evidenciara que el perfil cuenta con una longitud de 1 metro equivalente a 1 cuerda

**Figura 2.**

*Plano del dominio*



**Nota.** Plano circular de 25 cuerdas de diámetro con refinación

### 3.1.2 Análisis de discretización de malla

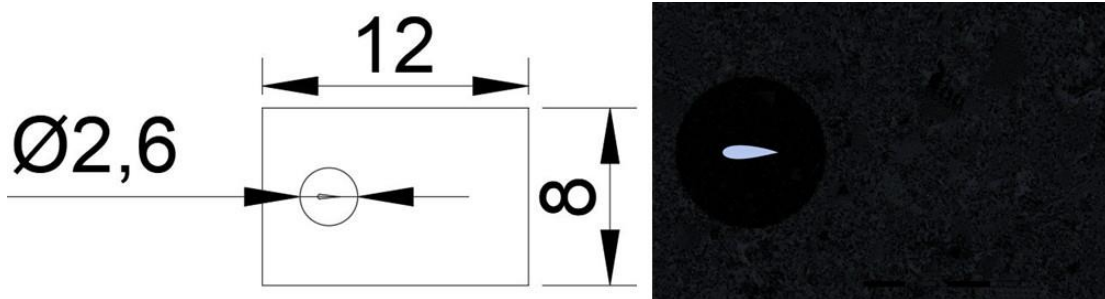
Las ecuaciones de Navier-Stokes, que se encuentran presentes en el movimiento de los fluidos, esta variable no cuenta con una solución analítica conocida y es por esto que es necesario acceder a la aproximación numérica. Para lograr esto, es necesario discretizar el dominio analizado la mayor cantidad de celdas o elementos en los que el modelo aproxima resultados para las variables analizadas. El método para la generación de la malla puede llegar a afectar los resultados de la simulación. Es por ello que se debe hacer un buen diseño el cual nos ayudará a obtener resultados del modelo buscando que estos no influyan de forma considerable y por el contrario sean lo más independientes posibles de la malla, y que únicamente dependen de las condiciones de contorno y los parámetros estipulados. Por lo general, aunque se pueden encontrar algunas excepciones, cuanto mayor sea el número de celdas, mejor será la precisión del modelo. No obstante, a mayor número de elementos, será mucho mayor la cantidad a la hora de realizar los cálculos, siendo esto un incremento en el coste computacional requerido por lo cual se puede convertir en algo sumamente dificultoso e

inalcanzable. Es por ello que hay que llegar a un punto de equilibrio entre la precisión de los resultados y la resolución de la malla, por lo anterior se elaboraron los siguientes modelos hasta llegar al equilibrio de cómputo con un acercamiento a los resultados.

La geometría que se presenta en la Figura 3 consiste en la fabricación del mallado en donde se optó por hacer un dominio rectangular con una refinación circular de radio 1.3 m, con un tipo de elemento triangular, esta malla cuenta con una cantidad de elementos de 497.000 y se nombró “malla A”

**Figura 3.**

*Imagen del perfil simulado*

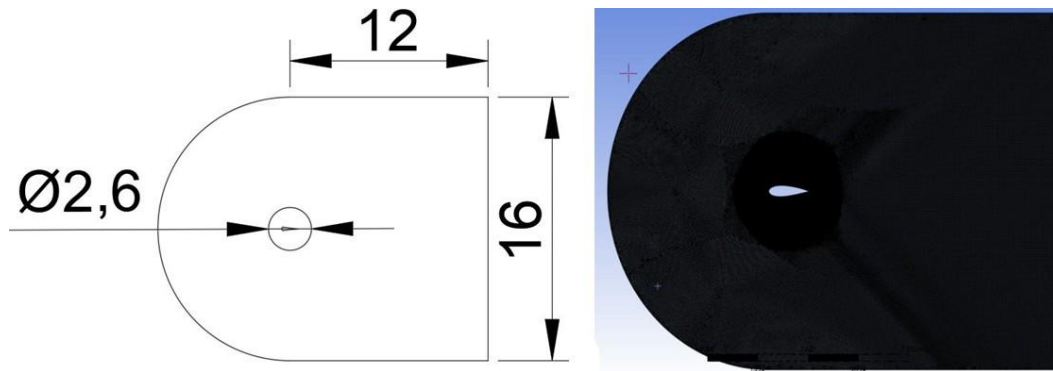


**Nota.** Malla estructurada tetraédrica con refinación circular visto desde varias lejanías

Después de esta se busco un tipo de dominio computacional que nos permitiera ubicar el ángulo de entrada del viento, se seleccionó un dominio en forma de C con la misma refinación que tenía la “malla A”, este dominio computacional cuenta con un tipo de malla cuadrado con una cantidad de elementos de 222.000 y se le nombró “malla B” Figura 4.

**Figura 4.**

*Imagen del perfil simulado*

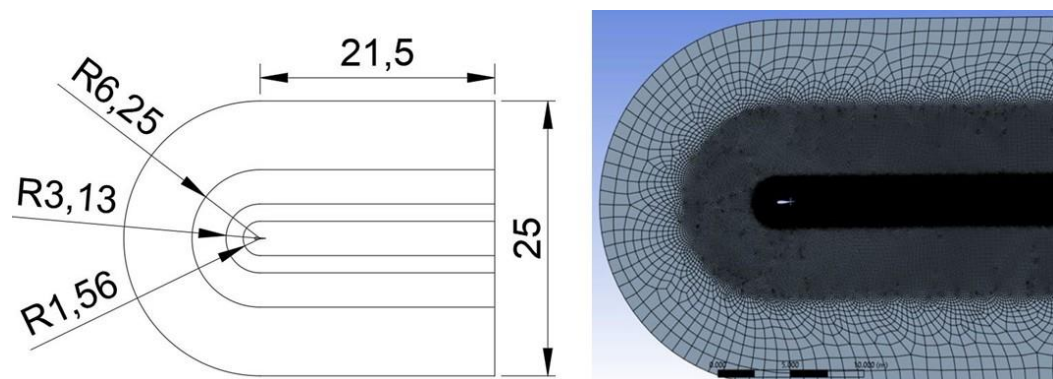


**Nota.** Malla estructurada tipo c generada en Ansys Mesh visto desde varias lejanías

Para la siguiente selección de malla se buscó mantener el dominio computacional y se le modificó su refinación de manera que los datos fuesen un poco más cercanos a los experimentales. La nueva densificación se acrecentó de manera progresiva a medida que se acercaba al perfil con un porcentaje de 10% (Figura 5), de igual manera los parámetros con los que contaba la “malla B”, por lo tanto los valores que cambian son la cantidad de elementos, en este caso contamos con 16.000, a este dominio se le nombró “malla C”.

**Figura 5.**

*Imagen del perfil simulado*



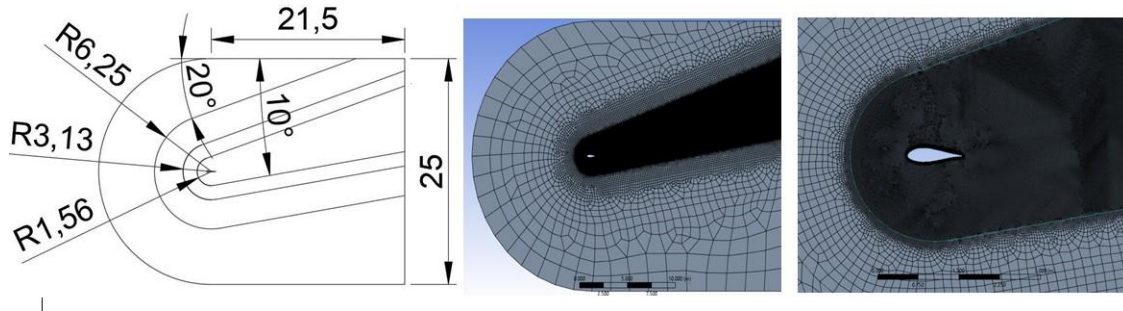
**Nota.** Plano de malla tipo c rectangular con refinaciones sin ángulo visto desde varias lejanías

En el siguiente dominio computacional que se seleccionó, se mantuvo el mismo que se utilizó en la “malla B”, de igual manera la modificación que se hizo nuevamente fue la refinación, en este caso que permita el estudio de los datos en los ángulos 10 y 20 grados conservando la misma forma del dominio

computacional, por lo cual la franja de refinación se inclinó en la parte superior 20 grados y en la inferior 10 grados los cual nos permite el estudio de estos dos ángulos, por consiguiente el número de elementos de esta placa es de 455.000 y se le nombró “malla D”(Figura 6)

**Figura 6.**

*Imagen del perfil simulado*

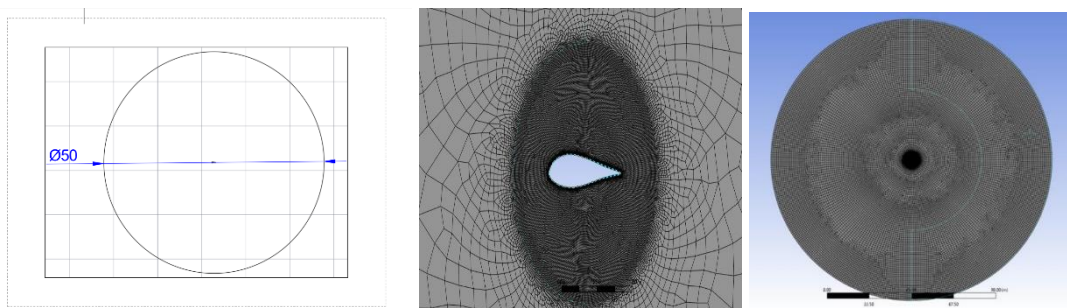


**Nota.** Malla tipo c generada en Ansys Mesh con refinación en ángulo visto de varias lejanías

Para la siguiente malla se tomó la decisión de cambiar el dominio tipo C por uno circular con una cantidad de elementos menor, cuenta con 515.000 y con una refinación por capas, esta malla se nombró como “malla E” y tiene un diámetro de 50m con un elemento cuadrado Figura 7

**Figura 7.**

*Imagen del perfil simulado*



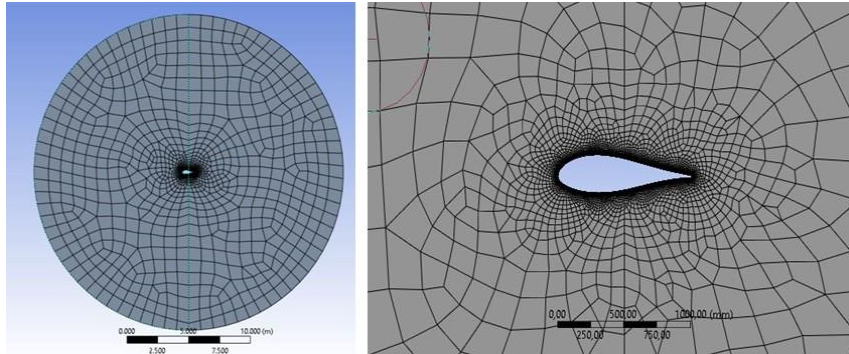
**Nota.** Malla tipo o de 50m de diámetro generada en Ansys Mesh visto de varias lejanías

Analizando la malla E se pudo evaluar que al ser tan extenso el dominio la exigencia computacional es mayor y es por ello que se llegó a la conclusión de no poder realizar simulaciones dada la complejidad de la misma, por lo tanto se

planteó un nuevo dominio en donde se mantiene la forma circular , sin embargo disminuye el diámetro a 25 m por lo cual el número de elementos cambiará a 127.000, a este mallado se le denomino “malla F” y tiene un tipo de elemento cuadrado Figura 8

**Figura 8.**

*Imagen del perfil simulado*

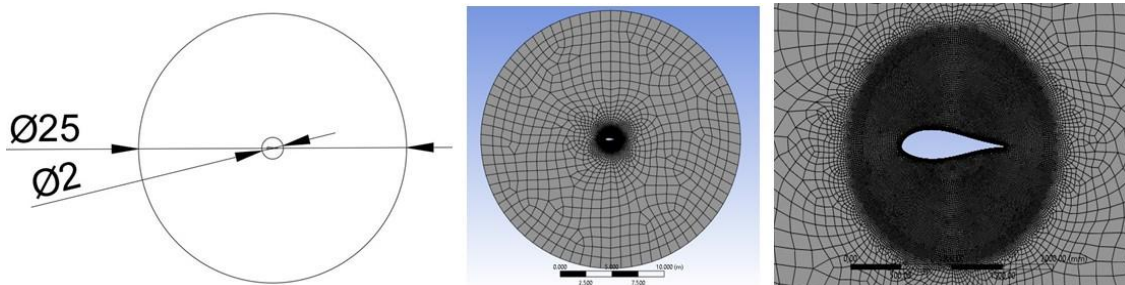


**Nota.** Malla tipo o de 25m de diámetro generada en Ansys Mesh visto de varias lejanías

Se fabricó una malla final con los mismos parámetros que la “malla F”, a la cual se le agregó una refinación circular de 1 m de radio (Figura 9), para un dato más exacto, este dominio computacional cuenta con un número de elementos de 144.000 y se denominó “malla G”

**Figura 9.**

*Imagen del perfil simulado*



**Nota.** Malla circular de 25 cuerdas de diámetro con refinacion visto de varias lejanías

Este último modelo computacional se generó a partir de una malla cuadrada y cuenta con 144 mil elementos en donde se densifican en 2 capas, la primera



exterior cuenta con un tamaño de elemento de 1m, para definir el elemento más cercano al perfil se dispuso como última refinación un tamaño 1 de elemento de 0.001 m poder obtener mejores resultados ya que las celdas a ser menor tamaño pueden capturar mejor el movimiento del fluido con un  $y^+$  de 3.14, posterior a ello se procede a especificar las condiciones de entrada del fluido en donde contaremos con la parte tipo c la cual será Inlet, la otra parte del dominio se nombrara como Outlet y finalmente el perfil será nombrado como Wall En una condición de frontera, se especifica cómo se comporta o se limita una variable o propiedad en una determinada ubicación de la geometría del modelo. En este caso tenemos variables de velocidad con un valor de 13.87 m/s, dado un número de Reynolds  $1 \times 10^6$ , se implementó una viscosidad dinámica de 0.0000178 y una densidad de  $kg/ms$

fluido de 1.29 kg/ms. Se utilizaron dos ángulos de ataque 10° y 20°. Estas condiciones se detallan en la Tabla 2.

**Tabla 2.**

*Propiedades termofísicas del fluido y tipo de perfil*

Magnitud física	Valor	Unidad
Viscosidad dinámica	0.0000178	kg/m.s
Densidad	1.29	kg/m <sup>3</sup>
Número de Reynolds	$1 \times 10^6$	adim.
Velocidad	13.87	m/seg

**Nota.** En esta tabla se muestran los valores y unidades físicas

### 3.1.4 Validación

El perfil a utilizar en el proyecto es el DU17DBD25, en el cual se realizaron

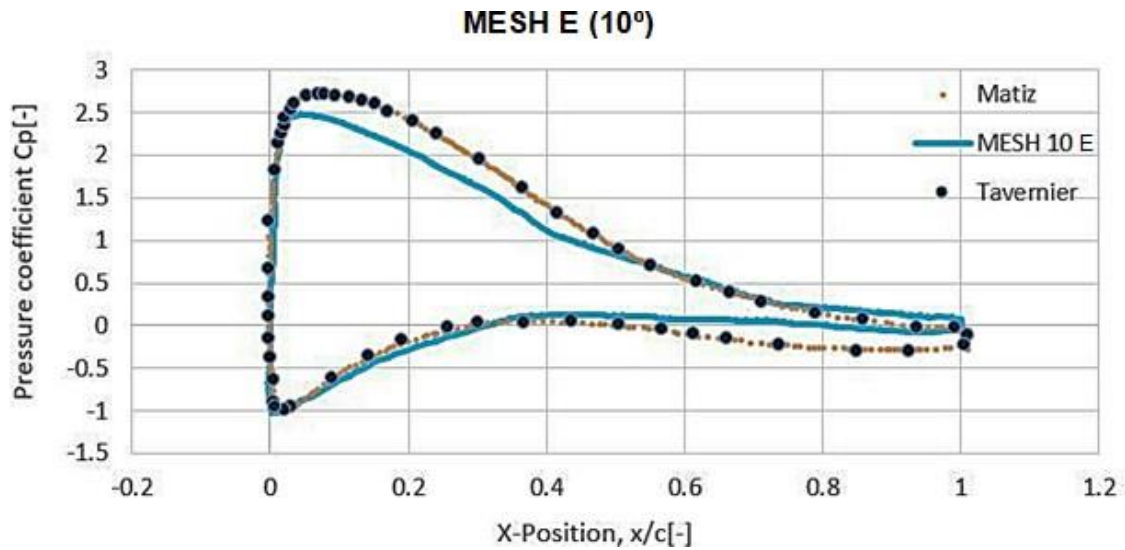
simulaciones sin el chorro sintético para ángulos de ataque de 10 y 20 grados, en todos los tipos de mallas que se implementaron con un enfoque en la malla explicada en sección anterior y se compararon contra los datos de Tavernier [9].

Se realizó la modificación de los datos de entrada en formato de texto, de manera que al exportar al software ANSYS se obtuviera una geometría del perfil. Se usó métodos de mecánica de fluidos computacional CFD del ANSYS FLUENT con el fin de capturar los fenómenos no estacionarios, se realizaron simulaciones transitorias y se compararon con datos experimentales [9]. Los resultados de los coeficientes de sustentación y arrastre se muestran en la Tabla 2.

Dicho lo anterior también se dispuso a realizar una validación de datos por medio del coeficiente de presión con los ángulos de 10 y 20 grados, en donde para ángulos pequeños de 10° como se evidencia en la Figura 10, se obtendrá que el flujo estará ligado a la superficie del perfil y los datos obtenidos se comportan de manera similar a los experimentales y modelados en CFD [9][14]. Sin embargo para ángulos más elevados como 20 grados Figura 11, en donde la separación de la capa límite ya a ocurrido el comportamiento del coeficiente de presión tiende a tener valores inferiores en la superficie del perfil, es de aclarar que para poder obtener un resultado numérico más exacto a los experimentales es necesario contar con un modelo numérico superior que sea capaz de capturar todos los valores como la transición de flujo laminar a turbulento, sin embargo gracias a las simulaciones realizadas se evidencia que el modelo  $k - \omega$  utilizadas en este estudio demuestra una concordancia con los resultados experimentales indicando que es capaz de obtener los valores relevantes del flujo.

**Figura 10.**

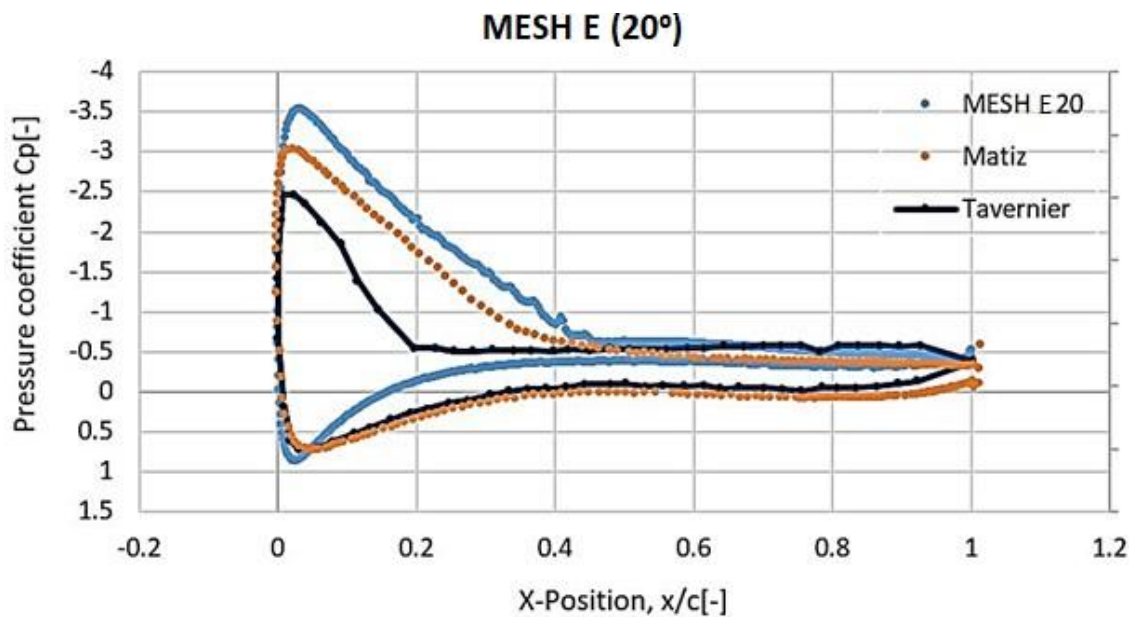
*Resultados de simulación en coeficiente de presión*



**Nota.** Coeficiente de presión malla F para un ángulo de  $10^\circ$

**Figura 11.**

*Resultados de simulación en coeficiente de presión*



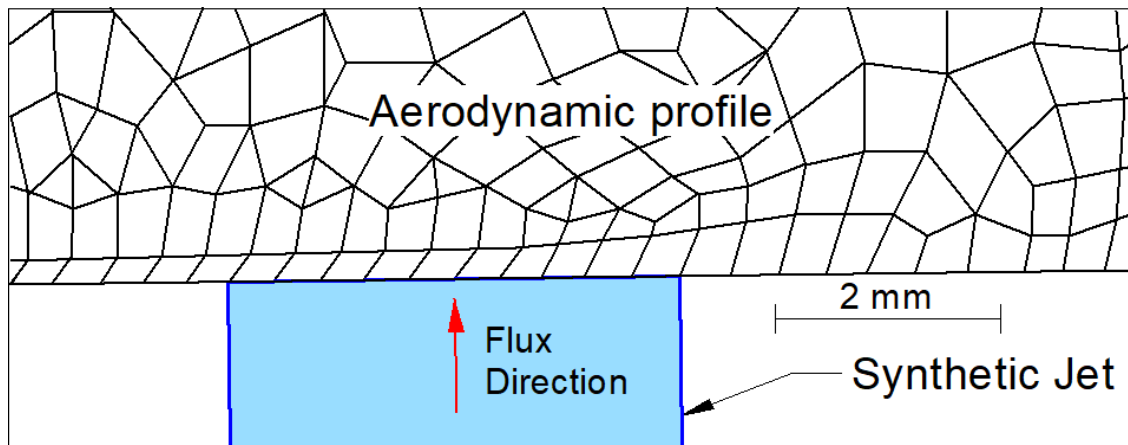
**Nota.** Coeficiente de presión malla F para un ángulo de  $20^\circ$

### 3.2 Simulación del perfil aerodinámico con chorro

La simulación con chorro sintético (SJs) Figura 12, se realizó por medio de un dominio circular siguiendo los parámetros de la malla F ya que se pudo evidenciar el buen comportamiento de la simulación al momento de realizar la validación de datos experimentales , adicional a lo anterior también se optó por hacer uso de la malla G pues esta cuenta con una refinación adicional y gracias a que la malla cuenta con 144000 elementos con un  $y^+$  3.6 para obtener un porcentaje de 6.4% de variación por encima al experimental del Tavernier, demostrando que el chorro sintético si tuvo una mejora en la sustentación, incrementando el valor más allá del punto de separación de la capa límite del perfil.

**Figura 12.**

*Imagen del chorro sintético*



**Nota.** Se observa el chorro sintético de 4 mm ubicado en la malla

## 4. Resultados

### 4.1 Modelado y simulación del perfil aerodinámico

En la Tabla 3 se presentan los resultados de la simulación de los distintos tipos de mallas detallando el coeficiente de sustentación, coeficiente de arrastre, la relación  $C_l/C_d$  y el  $Y^+$  respectivamente a 10 grados. Como se puede observar los coeficientes de sustentación tienen una mayor aproximación a los datos extraídos por Tavernier al momento de ir mejorando la técnica de mallado.

Se puede ver en la Tabla 3 que la malla A tiene rendimiento de coeficiente de sustentación de  $C_l$  igual a 43.67, un  $C_d$  de 13.62 y relación  $C_l/C_d$  igual a 22.29%,

mientras que, la malla A tiene el peor desempeño con el  $C_l$  de 43.67,  $C_d$  de 13.62 y la relación  $C_l/C_d$  igual a 3.20%.

Se puede ver en la Tabla 3 que la malla F tiene el mejor rendimiento con el  $C_l$  igual a 1.1013, un  $C_d$  de 0.0494 y relación  $C_l/C_d$  igual a 3.20%, mientras que, la malla B tiene el peor desempeño con el  $C_l$  de 43.67,  $C_d$  de 13.62 y la relación  $C_l/C_d$  igual a 3.20%.

Los resultados de la Tabla 3 muestran que una mejor técnica de mallado tiene una fuerte influencia en la obtención de datos del perfil. Si los

Parámetros relacionados con la posición, orientación y dimensiones del dominio se eligen correctamente, el perfil puede recibir de manera satisfactoria valores de salida muy cercanos a lo experimentado.

**Tabla 3**

*Simulación de resultados en distintas mallas para un  $AoA=10^\circ$  y un  $AoA=0$  para la malla A.*

$10^\circ$	A ( $0^\circ$ )	B	C	D	F	G
$C_l$	43,67	0,4774	0,562	0,7252	1,1013	1,103
$C_d$	13,62	0,03	0,3728	0,0852	0,0494	0,209
$C_l/C_d$	3,2063	15,9133	1,5075	8,5117	22,2935	5,628
Y+	17,02	0,0000474	3.14	15,42	3.14	6,0483

**Nota.** Se evidencia en la tabla los valores de resultados de cada malla en  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_l/C_d$ , Y+

En la Tabla 4 se presentan los resultados de la simulación de los distintos tipos de mallas detallando el coeficiente de sustentación, coeficiente de arrastre, la relación  $C_l/C_d$  y el Y + respectivamente a 20 grados. Como se puede observar los coeficientes de sustentación tienen una mayor aproximación a los datos extraídos por Tavernier al momento de ir mejorando la técnica de mallado.

Se puede ver en la Tabla 4 que la malla F tiene el mejor rendimiento con el  $C_l$  igual a 1, un  $C_d$  de 0.049 y relación  $C_l/C_d$  igual a 20.24%, mientras que, la malla A tiene

el peor desempeño con el  $C_l$  de 43.67,  $C_d$  de 13.62 y la relación  $C_l/C_d$  igual a 3.20%. Los resultados de la Tabla 4 muestran que una mejor técnica de mallado tiene una fuerte influencia en la obtención de datos del perfil. Si los parámetros relacionados con la posición, orientación y dimensiones del dominio se eligen correctamente, el perfil puede recibir de manera satisfactoria valores de salida muy cercanos a lo experimentado.

**Tabla 4.**

*Simulación de resultados en distintas mallas para un  $AoA=20^\circ$  y un  $AoA=0$  para la malla A.*

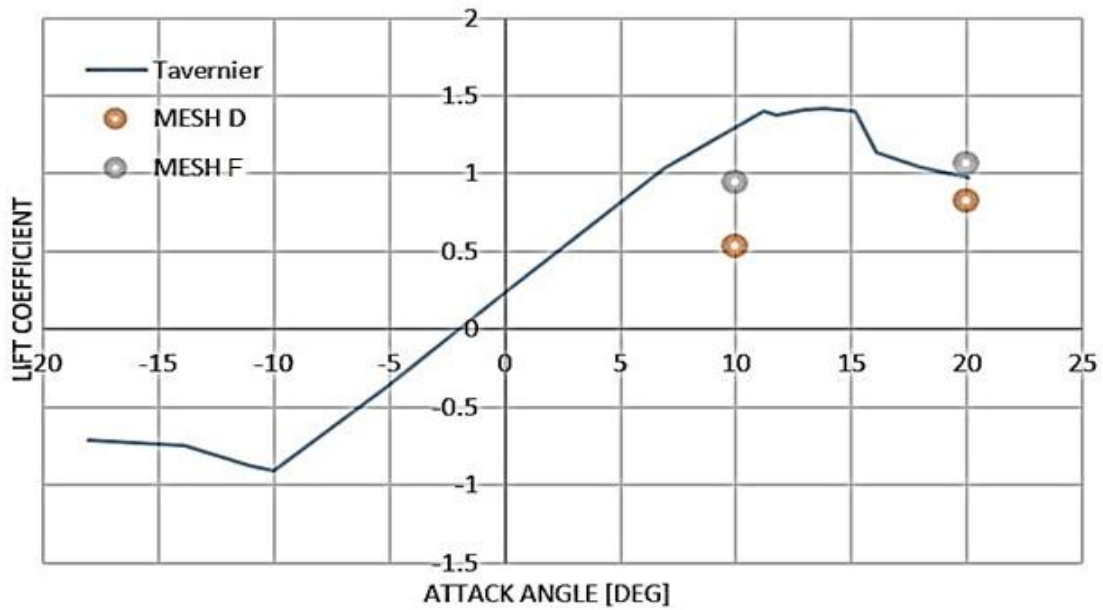
20°	A (0°)	B	C	D	F	G
$C_l$	43,67	0,8174	0,818	1,0589	1	1,1603
$C_d$	13,62	0,1173	0,117	0,2353	0,0494	0,2049
$C_l/C_d$	3,2063	6,9685	6,9915	4,5002	20,2429	5,6628
$Y^+$	17,02	0,0083	0,088	13,111	3,14	6,0483

**Nota.** Se evidencia en la tabla los valores de resultados de cada malla en  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_l/C_d$ ,  $Y^+$

Se realizaron simulaciones en estados transitorios con y sin chorros sintéticos (SJs), con el objetivo de validar los resultados comparando con valores experimentales del perfil descrito por D. Tavernier et al. [9]. Lo anterior gracias a la refinación y buena técnica de mallado, evaluando las que tuviesen mayor proximidad, destacando que el uso de un mayor nivel de refinamiento lograría un mejor acercamiento a los datos experimentales. En la Figura 13 y Figura 14 se observa la validación de  $AoA=10$  y  $AoA=20$  (Attack of Angle) sin Chorro sintético para dos diferentes mallas comparadas con la experimental.

**Figura 13.**

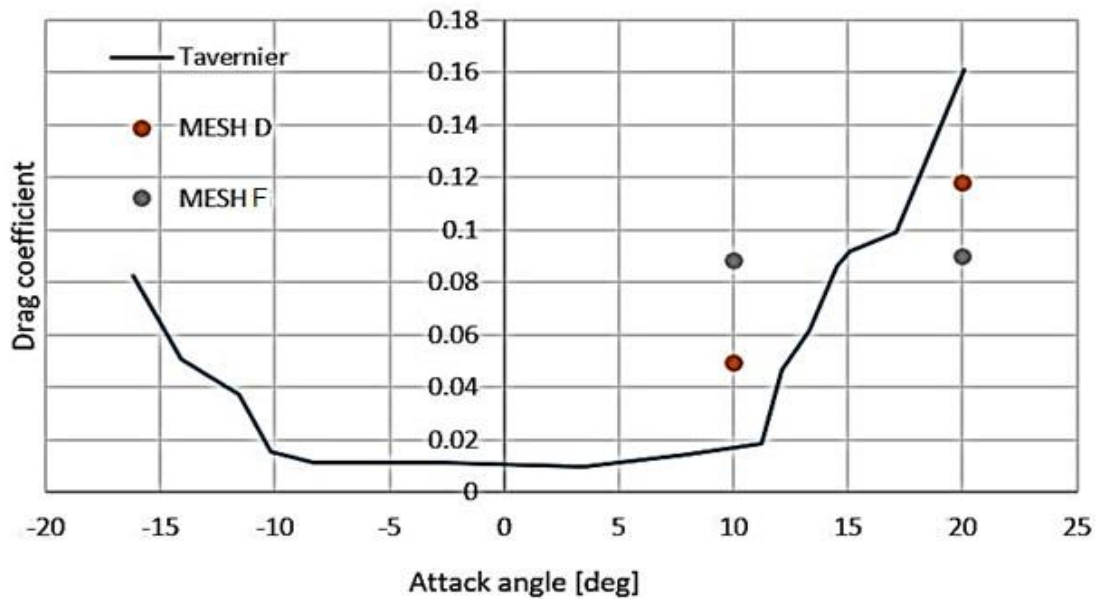
Imagen de simulación coeficiente de sustentación



**Nota.** Comparación experimental y numérica del coeficiente de sustentación para el estado estacionario

Figura 14.

Imagen de simulación coeficiente de arrastre





**Nota.** Comparación experimental y numérica del coeficiente de arrastre para el estado estacionario

#### 4.2 Simulación del chorro sintético

En la Tabla 5 se presentan los resultados de la simulación de los distintos tipos de mallas en ambas se detallan los valores con chorro sintético detallando en el coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre, la relación  $C_l/C_d$  y el  $Y+$  respectivamente a 10 grados..

Se puede ver en la Tabla 5 que la malla G tiene el mejor rendimiento con el  $C_l$  igual a 1.103, un  $C_d$  de 0.17 y relación  $C_l/C_d$  igual a 6.4882, mientras que, la malla F tiene un rendimiento un poco inferior con el  $C_l$  de 1,101  $C_d$  de 0.21 y la relación  $C_l/C_d$  igual a 5.2429%.

Los resultados de la Tabla 5 muestran que una mejor técnica de mallado tiene una fuerte influencia en la obtención de datos del perfil. Si los parámetros relacionados con la posición, orientación y dimensiones del dominio se eligen correctamente, el perfil puede recibir de manera satisfactoria valores muy cercanos a lo experimentado.

**Tabla 5.**

*Simulación de resultados de con chorro sintético a 10°*

10°	E	F
$C_l$	1,101	1,103
$C_d$	0,21	0,1700
$C_l/C_d$	5,2429	6,4882
$Y+$	3,57	3.6

**Nota.** Se evidencia los resultados de  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_l/C_d$ ,  $Y+$ , con chorro sintético en las mallas E y F a 10°

En la Tabla 6 se presentan los resultados de la simulación de los distintos tipos de mallas en ambas se detallan los valores con chorro sintético detallando en el coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre, la relación  $C_l/C_d$  y el  $Y+$  respectivamente a 20 grados..

Se puede ver en la Tabla 6 que la malla G tiene el mejor rendimiento con el  $C_l$  igual a 1.006, un  $C_d$  de 0.16 y relación  $C_l/C_d$  igual a 6.6625, mientras que, la malla F tiene un rendimiento un poco inferior con el  $C_l$  de 1,1025  $C_d$  de 0.175 y la relación  $C_l/C_d$  igual a 6.3%.

Los resultados de la Tabla 6 muestran que una mejor técnica de mallado tiene una fuerte influencia en la obtención de datos del perfil. Si los parámetros relacionados con la posición, orientación y dimensiones del dominio se eligen correctamente, el perfil puede recibir de manera satisfactoria valores muy cercanos a lo experimentado., ya que, a pesar de lo cercano que fueron los datos en ambas mallas se demuestra que el chorro sintético aumenta la efectividad del perfil aerodinámico

**Tabla 6.**

*Simulación de resultados de con chorro sintético a 20°*

20°	E	F
$C_l$	1,1025	1,066
$C_d$	0,175	0,1600
$C_l/C_d$	6,3000	6,6625
$Y_+$	3,57	3,6

**Nota.** Se evidencia los resultados de  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_l/C_d$ ,  $Y_+$ , con chorro sintético en las mallas E y F a 20°

## 5. Conclusiones

Con respecto a la simulación sin chorro sintético se pudieron evaluar mallas de buena calidad pero la de mejor eficiencia se obtuvo con la malla F, que al mismo tiempo permitió validar los resultados experimentales encontrados en la literatura.

En relación a la simulación con chorro sintético (SJs) se obtuvo una mejora en el coeficiente de sustentación en un 5% de variación por encima a los resultados experimentales de Tavernier, demostrando que el chorro sintético si tuvo unamejora en la sustentación, incrementando el valor más allá del punto de separación de la

capa límite del perfil.

Se concluye también, que para poder aplicar el chorro sintético en simulaciones es necesario hacer un estudio sobre las técnicas de mallado más adecuadas en modelo sin el chorro sintético

## 6. REFERENCIAS

1. G.M. Joselin Herbert, S. Iniyar, E. Sreevalsan, y S. Rajapandian, "A review of wind energy technologies", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Wiley Interscience, DOI: 10.1016/j.rser.2005.08.004, Vol. 11, No. 6, pp. 1117-1145, August 2007.
2. J.D Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, 2nd ed. McGraw-Hill, 1991, pp.259.
3. E. Hau, *Wind Turbines: Fundamentals, Technologies, Application, Economics*, 2nd ed. Springer, 2013, pp.106.
4. C. D. Moreno, "Simulación del ruido generado en el perfil aerodinámico NACA0012" Undergraduate degree work, Dept. Mechan. Eng., University of Pamplona., Pamplona, NS, 2022. Available: <http://repositoriodspace.unipamplona.edu.co/jspui/handle/20.500.12744/4156>
5. J. C. Avila, "Análisis y optimización aerodinámica del prototipo de turbina eólica tipo savonius implementado en la facultad tecnológica" Undergraduate degree work, Dept. Mechan. Eng., University Francisco Jose de Caldas, Bogotá, 2017. Available: <http://hdl.handle.net/11349/7853>.
6. A.Tejada Lanusas, "Estudio aerodinámico comparativo entre ala tipo flecha y transonic truss-braced wing (TTBW)" Treball Final de Grau, UPC, Escola d'Enginyeria de Barcelona Est, Departament de Mecànica de Fluids, 2019. Available: <http://hdl.handle.net/2117/176682>
7. A. González and J. Hinojosa, "Study of the influence of protuberances in the trailing edge of airfoils and determination of their aerodynamic efficiency through CFD using Ansys Fluent", *Rev. int. métodos numér. cálc. diseño ing.*, DOI: 10.23967/j.rimni.2019.07.001, Vol. 35, No. 3, 36, 2019.

8. A. Tejada Lanusas, "Estudio aerodinámico comparativo entre ala tipo flecha y transonic truss-braced wing (TTBW)" Master's dissertation, University of Zaragoza, Dept. Science and Technology of Materials and Fluids, 2022. Available: <https://zaguan.unizar.es/record/120822>
9. D. De Tavernier, C. Ferreira, A. Viré, B. LeBlanc, S. Bernardy, "Controlling dynamic stall using vortex generators on a wind turbine airfoil", *Renewable Energy*, DOI: 10.1016/j.renene.2021.03.019, Vol. 172, pp. 1194-1211, 2021.
10. G. Molano, "Mejora del rendimiento aerodinámico de aerogeneradores verticales mediante Chorros Sintéticos", Undergraduate degree work, Dept. Mechan. Eng., University of Andes, Bogotá, 2023. Available: <http://hdl.handle.net/1992/64316>.
11. H. Rosero, "Obtención experimental de los coeficientes de sustentación y arrastre de perfiles aerodinámicos para su aplicación en turbinas eólicas," 2020. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/10651/56220>
12. E. Montazer, M. Mirzaei, E. Salami, T. Ward, F. Romli and S. Kazi, "Optimization of a synthetic jet actuator for flow control around an airfoil", *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, DOI: 10.1088/1757-899X/152/1/012023, Vol. 152, 2023.
13. L.D Avila, "Análisis en CFD de un perfil alar NACA 4415 con control de chorro sintético a alto ángulo de ataque", Undergraduate degree work, Dept. Mechan. Eng., University of Andes, Bogotá, 2010. Available: <http://hdl.handle.net/1992/14510>
14. A. Matiz, G. Molano and O. Lopez, "Flow Control with Synthetic Jets on a Wind Turbine Airfoil", *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., AIAA 2023 Aviation Forum*, DOI: 10.2514/6.2023-3526, June 2023.
15. R. Ruiz and J. De Dios, "Análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico mediante CFD", Undergraduate degree work, Dept. Mechan. Eng., University of Cantabria, 2020. Available: <http://hdl.handle.net/10902/20259>
16. M. Desalvo and A. Glezer, "Airfoil aerodynamic performance modification using hybrid surface actuators". In *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, DOI: 10.2514/6.2005-872, Vol. 872, pp. 3317–3328, 2005.

17. S. Edwige, P. Gilotte and I. Mortazavi, "Computational analysis of actuation techniques impact on the flow control around the ahmed body". *Fluids*, DOI: 10.3390/fluids7020052, Vol. 7, No. 2, 52, 2022.
18. H. Zhu, W. Hao, C. Li, and Q. Ding, "Simulation on flow control strategy of synthetic jet in a vertical axis wind turbine". *Aerospace Science and Technology*, DOI: 10.1016/j.ast.2018.03.012, Vol. 77, pp. 439-448, 2018.
19. J. Gilarranz, L. Traub and O. Rediniotis, "A New Class of Synthetic Jet Actuators—Part I: Design, Fabrication and Bench Top Characterization". *Journal of Fluids Engineering*, DOI: 10.1115/1.1839931, Vol. 127, No. 2, pp. 367-376, 2005.
20. M.A Boukenkoul, F. Li and M. Aounallah, "A 2D Simulation of the Flow Separation Control over a NACA0015 Airfoil Using a Synthetic Jet Actuator" *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, DOI: 10.1088/1757-899X/187/1/012007, Vol. 187, No. 1, 2017.
21. R. Duvigneau and M. Visonneau, "Optimization of a Synthetic Jet Actuator for Aerodynamic Stall Control" *Computers Fluids*, DOI: 10.1016/j.compfluid.2005.01.005, Vol. 35, No. 6, pp. 624–638, 2006.