



GOBIERNO DEL  
ESTADO DE MÉXICO



# **TECNOLÓGICO DE ESTUDIOS SUPERIORES DE CHICOLOAPAN**

Ingeniería en Energías Renovables

SELECCIÓN Y SIMULACIÓN DEL COMPORTAMIENTO  
AERODINÁMICO DE PERFILES PARA EL DISEÑO DE UN  
AEROGENERADOR DE 1KW, MEDIANTE EL USO DE  
DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)

Tesis profesional

Que para obtener el Grado de

Ingeniera en Energías Renovables

P R E S E N T A

SERGIO NEFTALI CONSTANTINO VALDOVINOS

Directora: M.C.E.E. Brenda Beatriz Hernández Juárez

Co director: Dr. José Rafael Dorrego Portela



Chicoloapan de Juárez, Estado de México a 20 de agosto de 2024



## Presentación y directorio de los asesores

El presente trabajo realizado bajo de la modalidad de Tesis profesional, titulado “Selección y simulación del comportamiento aerodinámico de perfiles para el diseño de un aerogenerador de 1 KW, mediante el uso de dinámica de fluidos computacional (CFD)” y que ha sido realizado por el alumno **Sergio Neftalí Constantino Valdovinos** con matrícula 19020040 ha sido aprobado al igual que aceptado como requisito para obtener el grado de **Licenciatura** en:

## Ingeniería en Energías Renovables

Directora:

---

M.C.E.E. Brenda Beatriz Hernández Juárez

Co director:



---

Dr. José Rafael Dorrego Portela

Revisor

---

Mtro. Isaac García Contreras

Revisor

---

Dr. Daniel Hernández Rivera



## **Agradecimientos**

A mis padres María Del Carmen Valdovinos Vargas, Sergio Constantino Moreno, gracias por confiar en mí, es de ustedes la inspiración a seguir en mi estudio, como ejemplo de vivir y como modelo de ser, aprecio y les recompensare cada sacrificio que han realizado por mí, venciendo los obstáculos y mostrando de lo que puedo ser capaz gracias a ustedes.

A mis hermanas que siempre han sido mi apoyo en las mayores dificultades que he tenido, siempre puedo contar con ustedes.

A la madre patria que con orgullo me forjó en sus aulas, su libertad me enseñó a ser audaz e independiente a ser humano porque en ella nací y a ella representaré toda mi vida.

A mis profesores que me han visto evolucionar mis estudios, quienes con sus experiencias formaron conocimientos y que su ardua labor por compartirlos lo apreciaré siempre, en especial agradezco al Dr. José Rafael Dorrego Portela, quién me recibió y amaestro el mundo de la eólica entrenándome para dominar este conocimiento.

A mi profesor Juan Bernabé Trujano Castro que me dio clases y me preparo para ser profesional a lo largo de mi carrera por él estoy listo para aprender algo más allá en este camino.

A mis compañeros que viví experiencias y disfruté de su compañía, juntos aprendimos, crecimos y nos apoyamos durante el desarrollo profesional.

A la universidad del Istmo de Tehuantepec que me recibió en sus aulas y porque bajo su cobijo elabore este trabajo con ayuda de sus instalaciones y sus profesores.

Al final al Tecnológico de Estudios Superiores de Chicoloapan TESCH, donde aprendí y comprendí que para lograr algo debo luchar por ello, rendirse no es una opción.



## I. Resumen

El desarrollo de un estudio mediante la simulación como investigación auxilia a comprender los diferentes fenómenos de un objeto de estudio, la simulación puede lanzar las probabilidades que suceden en un ambiente real, controlando los sistemas de simulación se pone a prueba el programador para lograr que mediante las ecuaciones en el lenguaje matemático se interpreten fenómenos llevados de forma estadística y luego gráfica, como lo sucedido en esta tesis, donde el flujo del aire es difícil de comprender su comportamiento, por ser el único flujo global que no se mantiene estático, el uso de un perfil aerodinámico a lo largo de la historia con fines aeronáuticos y luego para la generación de movimiento, aprovechable en la energía eólica, desde sus comienzos los perfiles aerodinámicos se inspiran en las formas de las alas de aves y superficies dinámicas como las hojas de los árboles y semillas, que usan del fenómeno de la sustentación para desplazarse, en esta tesis fueron estudiados los perfiles de 3 familias: NACA de 4 dígitos, Wortmann y Selig/Giguere (SG), de los que se estudiaron 4 candidatos: NACA 4412, NACA 3415, FX 63-137 y SG 6041, que presentan antecedentes altamente eficientes, donde entre ellos se destaca el perfil SG 6041, el cual demuestra una estabilidad aerodinámica en un rango de ángulos de ataque de  $0^\circ$  a  $12^\circ$  con una reducción de la turbulencia y un control en la generación de estela, su geometría con un espesor modificado de 12% (de la cuerda) fue evaluada en el régimen laminar y turbulento de una velocidad del viento de 8.92 m/s. a un Reynolds de 200000 a 600000 con el uso del Software de versión libre XFOIL, y simulado en uno de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), analizando el comportamiento de la velocidad y presión sobre el perfil.



## **II. Abstract**

The selection of airfoils for wind turbine ensures the efficiency of the system as well as its durability and resistance to environmental factors, the manufacture of prototypes and the planning of experiments generate long periods of time and large investments to be trial and error type, in this thesis, the use of a methodology using CFD, simulates the behavior of the design, giving opportunity to correct, shortening the time and investment of the experiment, in addition to evaluating the modifications proposed by the designer, approaching with a probability of up to 90% of the actual behavior, it is important to evaluate and select the airfoil of a wind turbine blade to ensure good workmanship, high efficiency and the necessary refractions for any system



## Contenido

I.	Agradecimientos .....	3
II.	Resumen .....	4
III.	Abstract .....	5
1.	Introducción .....	9
2.	Antecedentes .....	11
3.	Marco teórico .....	15
3.1	Comportamiento del viento .....	15
3.2	El aerogenerador .....	16
3.3	Aerodinámica para aerogeneradores.....	18
3.4	Definición del perfil aerodinámico.....	18
3.5	Clasificación de los tipos de perfiles aerodinámicos.....	20
3.6	Principio de funcionamiento del perfil aerodinámico .....	22
3.7	Familias de perfiles aerodinámicos.....	25
3.7.1	Serie NACA de 4 dígitos:.....	25
3.7.2	<i>Perfiles Wortmann:</i> .....	26
3.7.3	<i>Perfiles SG:</i> .....	26
3.8	Flujo laminar y turbulento .....	26
3.9	Separación del flujo .....	27
3.10	Capa límite del flujo .....	28
3.11	Sustentación y arrastre.....	30
3.12	Coefficiente de potencia .....	34
3.13	Ecuación de la continuidad .....	34
3.14	Energía del viento: .....	36
3.15	Velocidad media del viento.....	38
3.15	Modelo de simulación.....	39



3.15.1	<i>Modelo de turbulencia de COMSOL SST k- w LR</i> .....	43
3.15.2	<b>Parámetros de calidad de la malla</b> .....	43
3.16	<b>Estudio de parámetros de diseño</b> .....	46
3.16.1	<i>En materia de competencia de diseño:</i> .....	46
3.16.2	<i>En materia eólica:</i> .....	46
3.16.3	<i>En materia de selección:</i> .....	46
3.17	<b>Coordenadas para perfiles aerodinámicos</b> .....	47
4.	<b>Planteamiento del problema</b> .....	49
5.	<b>Hipótesis</b> .....	50
6.	<b>Objetivos</b> .....	51
7.	<b>Metodología</b> .....	52
7.1	<b>Obtención de la velocidad de diseño</b> .....	56
7.2	<b>Etapas de selección de los perfiles aerodinámicos</b> .....	56
7.3	<b>Proceso de la etapa de simulación en Xfoil</b> .....	58
7.4	<b>Gráficos obtenidos del análisis de datos en Xfoil:</b> .....	60
7.5	<b>Resultado de la selección</b> .....	64
7.6	<b>Etapas de simulación en CFD COMSOL</b> .....	64
7.6.1	<i>Proceso de simulación para el perfil NACA 4412</i> .....	65
7.6.2	<i>Proceso de simulación para el perfil SG 6041</i> .....	70
8.	<b>Resultados y discusión</b> .....	74
8.1	<b>Resultados de la simulación del perfil NACA 4412</b> .....	74
8.1.1	<i>Resultados en el análisis de velocidad</i> .....	75
8.1.2	<i>Resultados de análisis de presión sobre el perfil NACA 4412.</i> .....	80
8.2	<b>Resultados de la simulación del perfil SG 6041</b> .....	86
8.2.1	<i>Resultados en el análisis de velocidad</i> .....	87



8.2.2	<i>Resultados del análisis de presión sobre el perfil SG 6041.....</i>	92
<b>9.</b>	<b>Sobre la discusión .....</b>	<b>98</b>
<b>9.1</b>	<b>Análisis de resultados: .....</b>	<b>98</b>
9.1.1	<i>Análisis de resultados en el estudio de fuerza de sustentación (CL): 99</i>	
9.1.2	<i>Análisis de resultados en el estudio de fuerza de arrastre (CD): ...</i>	101
9.1.3	<i>Análisis de resultados en relación del estudio de eficiencia aerodinámica (CL/CD): .....</i>	104
<b>9.2</b>	<b>Valoración de la selección de resultados: .....</b>	<b>108</b>
<b>9.3</b>	<b>Discusión de resultados .....</b>	<b>109</b>
<b>10.</b>	<b>Conclusiones.....</b>	<b>110</b>
	<b>Referencias .....</b>	<b>112</b>
<b>11.</b>	<b>Anexos.....</b>	<b>116</b>





## 1. Introducción

La eólica nace como una de las más antiguas formas de transformación de energía cinética del viento a mecánica y después de mecánica a eléctrica, esta técnica que aprovecha las velocidades del viento diurnas, nocturnas, y estacionales, así como las ráfagas que han obligado a desarrollar adaptaciones pertinentes a las diferentes aplicaciones aéreas que dejaron de ser solo mecánicas para ser eléctricas.

Para que el aerogenerador pueda efectuar el giro de arranque y después la estabilización del sistema es necesario romper con dos fuerzas naturales, la gravedad y la resistencia del flujo de aire a esto se le conoce como la fuerza de sustentación que vencerá ambas fuerzas a cierta velocidad del aire, el perfil aerodinámico con el que es diseñado el álabe estabiliza el movimiento por la curvatura de su superficie que provoca una diferencia de presiones entre el aire que circula en barlovento y sotavento, creando por defecto un comportamiento dinámico.

En la actualidad la tecnología de aerogenerador sigue encontrando que el sistema aproveche el total de la potencia disponible, la mayor parte de las pérdidas mecánicas se suscitan en la transmisión de la energía cinética a mecánica, el buen diseño y la adecuada selección de los perfiles aerodinámicos permitirá que la eficiencia del sistema se mantenga más cercana del nivel ideal.

Un estudio aerodinámico obliga a estudiar particularmente las álabes del rotor y estas a su vez del resto del sistema, el análisis de dinámica de fluidos computacional, evalúa y obtiene resultados objetivos en cuanto a las condiciones de comportamiento cercanas a la realidad, a diferencia de la simulación en un análisis dimensional, se ahorra el costo de producción de modelos y prototipos, el programa permite simular perfiles en arreglos seccionales o en superficies completas como un pre diseño del álabe.

La CFD acrónimo de Computacional Fluid Dynamics o Dinámica de Fluidos Computacional es una herramienta de ingeniería asistida por ordenador (CAE), referida a la simulación del flujo de fluidos tomando las variables en fenómenos físicos y químicos implicados como la turbulencia, la transferencia de calor y



fenómenos de interés científico e industriales, [1], donde para esta tesis se efectuó en la selección y evaluación de perfiles aerodinámicos para encontrar la mejor eficiencia y el mayor rango de ángulos de ataque que aseguren la estabilidad del aerogenerador y aseguren una transmisión de energía cinética a mecánica en el sistema de generación eólica.



## 2. Antecedentes

La industria aeronáutica dependía de los estudios realizados por instituciones evaluadoras de perfiles alares en sus diseños aeronáuticos. Por parte del Reino Unido la RAE (Royal Aircraft Establishment), en Estados Unidos la institución de desarrollo nacional de perfiles alares es NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), antecesora de la NASA, quienes se encargaban de realizar las pruebas experimentales y seleccionar aquellos que cumplieran con las mejores condiciones de desempeño aerodinámico. [2]

En el año 1759 se realiza una investigación en banco de pruebas y evaluaciones científicas de los molinos de viento llamada “Una Prueba Experimental Relativa a la Potencia Natural del Agua y del Viento para hacer Girar Molinos y Otras Máquinas que dependen del movimiento circular”, a cargo del inglés John Smeaton establece 3 reglas básicas en la energía eólica:

- 1.- La velocidad de las puntas de los álabes debe ser proporcional a la velocidad del viento que incide sobre ellos.
- 2.- El par máximo es proporcional al cuadrado de la velocidad del viento.
- 3.- La potencia máxima es proporcional al cubo de la velocidad del viento.

A mediados del 1980, en el desarrollo de las turbinas eólicas se dejan de aplicar al diseño los perfiles aerodinámicos de la familia NACA desarrollados y usados en aviación.

En 1986 la sociedad Alemana Germanischer Lloyd SE, redacta un primer conjunto de normas, y un certificado de regulación llamado “Regulation for the Certification of Wind Energy Conversion Systems”, basado en los requisitos de fabricación de los países productores de turbinas eólicas, así como para las industrias fabricantes de generadores.

En 1955, los primeros trabajos de estandarización surgen derivado del crecimiento de la industria eólica, la Comisión Electrotécnica Internacional (IEC) redacta el



primer acuerdo en el año 2001, con la expedición de la primer norma IEC 1400-1 Wind Turbine Generator Systems- part1 Safety Requeriments, elaboró el conjunto de estándares basados en normas y certificados que permitieron el comercio y la propagación de tecnologías en materia eólica, impuso el desarrollo industrial de cada país dedicado al perfeccionamiento aerodinámico de la eólica entre ellas:

- NREL: Laboratorio Nacional de Energías Renovables, Estados Unidos.
- EWEA: Asociación Europea de Energía del Viento, Europa.
- ITDG: Grupo de Tecnología Intermedia de Desarrollo, Reino Unido.

Donde se establecieron los modelos cuyo funcionamiento promete la efectividad de generación basado en el desarrollo de perfiles y de construcción de diferentes componentes del aerogenerador, tales como el rotor, la caja multiplicadora, el buje, el generador, el sistema de orientación y el sistema de freno.

No fue hasta la expedición de la norma IEC 1400-1 donde las normas de generación de perfiles se habilitan con posibilidades de modificar la geometría del perfil aerodinámico, correspondiente a la aplicación que tendrá donde los parámetros de selección y diseño son propuestos por el investigador teniendo como antecedente a las familias y geometrías patentadas que evaluados por la NACA son competentes en y estables durante su uso.

Las técnicas de evaluación de los perfiles aerodinámicos se comenzó desde principios de la primera guerra mundial realizando pruebas de laboratorio con túneles de viento en los centros Langley, Ames y Lewis, con fines de estudiar los problemas de seguridad y rendimiento de las alas de avión, en 1920, se comienza el interés por estudiar la comprensibilidad aerodinámica rediseñando los perfiles y registrando nuevos modelos al conocer los fenómenos aerodinámicos, además de conocer factores de riesgo como la formación de hielo en los aviones, no fue hasta 1941, cuando NACA comenzó el campo de investigación relacionado con la simulación por prototipos de los diferentes perfiles aerodinámicos utilizando pigmentos y fotografías para analizar la turbulencia y generación de estelas. [3]

CFD tuvo su origen cuando la combinación del estudio de la mecánica de fluidos y el cálculo numérico dio origen a una serie de ecuaciones llamadas de Navier Stokes,



para resumir la serie de ecuaciones se componen los volúmenes finitos, esos, dividen el fluido en bloques y secciones que simula el comportamiento individual de cada bloque y al final une todos los resultados limitando el tamaño de la simulación, ese software estudia el movimiento del fluido y no como tal el objeto relaciona solo las variables de movimiento, velocidad, presión, transferencia de calor, viscosidad, densidad del flujo y energía cinética.

El pionero en CFD fue el profesor Dudley Brian Spalding, jefe de la unión dinámica de fluidos computacionales en el Imperial College London, con Suhas Pantankar desarrollaron el algoritmo de los volúmenes finitos en CFD, a mediados de los 70's, la inserción del programa Direct Numerical Simulation DNS y Large Eddy Simulation LES dieron origen al modelo de turbulencia para conocer el comportamiento de flujos en altos números de Reynolds como los K-e, añadiendo técnicas de mallado más precisas usando tetraedros y prismas en lugar de triángulos como en los indicios de la programación del CFD. [4]

Para generar una simulación se necesitaba de 2 a 6 horas para realizar todos los cálculos y sacar la probabilidad final de ellos, con solo 8 millones de puntos de mallado disponibles, no fue hasta 1990, cuando el software genero simulaciones en 20 min con una precisión del 98% dando resultados gráficos confiables para la investigación.

En 2017, un estudio desarrollado por NREL, analizó y evaluó los perfiles "S" o réflex adecuados que soportaran velocidades de viento de 11 m/s en Egipto, simulados utilizando la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), en dos dimensiones, y se llevó a cabo la comprobación de los resultados con resultados obtenidos en un túnel de viento, con los cales se obtuvieron un error del 11%, en las evaluaciones finales y resultaron que los perfiles S825, S826, S830 Y S831, se adaptan a las condiciones de viento incidente ( $V_{\infty}$ ).

Belamadi Riyadh en 2016. Realizó un estudio numérico con el uso de CFD, para refinar las características aerodinámicas del perfil S809, que fue condicionado de entrada en perdida (Stall), usando controles pasivos en la capa límite usando



ranuras (slots), validado por cuatro modelos de turbulencia tipo Reynolds-Averaged Navier Stokes (RANS).

Nitin Tenguria en 2010, diseñó un aerogenerador horizontal de 5 kW usando la "Teoría de Momento del Elemento de Pala" (BEM, por sus siglas en inglés), considerando los perfiles NACA 4412 Y NACA 64<sub>3</sub>-218, la relación obtenida de los coeficientes de sustentación ( $C_L$ ) y arrastre ( $C_D$ ) de los perfiles, resultaron de 108.91 y 71.9, correspondiente en la simulación a un número Reynolds  $3 \times 10^6$ , demostrando que a medida que la razón de velocidad de punta ( $\lambda$ ) aumenta, la longitud de la cuerda (C), disminuye.

Haipeng Wang en 2017, [5] analiza el rendimiento aerodinámico de perfil S809 con el uso de vórtices usando CFD, desde la transferencia de momentum del fluido y la trayectoria de los vórtices, examinando el coeficiente de sustentación, de arrastre el gradiente de velocidad en las abscisas y la vorticidad.

Sánchez del Río en 2017, [6] realizó un diseño de un aerogenerador del tipo H-Darrieus y estudio la influencia del ángulo de pitch, usando la mecánica de fluidos computacional.

Christian Rodríguez en 2022, [7] seleccionó y evaluó 6 perfiles para aerogeneradores de baja potencia de 1, 2.5 y 10 kW, aplicando el uso de la simulación CFD con énfasis en análisis cualitativo y cuantitativo diseñando los álabes mediante la teoría del momento BEM, donde resultó que el perfil SD 7032 tuvo la mayor relación de sustentación/arrastre

López Moles, 2021, realizó el estudio de un perfil NACA 4412, sometiéndolo a diferentes ángulos de ataque y simularlo en CFD, con el programa ANSYS, donde después los comparo con los resultados obtenidos en un túnel de viento después de evaluar la eficiencia del perfil manufacturado en madera.



### **3. Marco teórico**

El origen de la formación de corrientes proviene de múltiples factores que se suman y dan como resultado los repentinos cambios al aire que siempre buscará la estabilidad, formando corrientes que generan cambio en la presión y temperatura tratando de llegar a un equilibrio termodinámico.

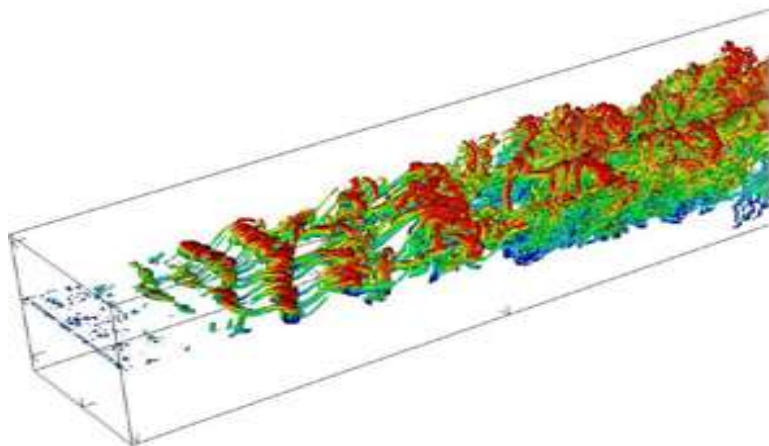
#### **3.1 Comportamiento del viento**

Viento es el nombre denominado al aire en movimiento como un flujo inestable y variable respecto al tiempo y espacio, la estadística, es el único método que puede demostrar el comportamiento gráfico de viento y evaluar el recurso eólico necesario para comenzar el diseño de un aerogenerador.

Autores e investigadores recomiendan el análisis del comportamiento del viento por al menos un año ilustrando los datos diarios, semanales, mensuales o anuales [8]

Período temporal: Resulta del calentamiento de la tierra por efectos de la radiación incidente durante un día, el movimiento del aire genera corrientes fuertes sobre superficies planas y templadas frecuentemente durante la primavera y verano, mientras que en invierno y otoño implican menores corrientes por la presencia de depresiones y bajas temperaturas. [2]

Dentro de la física el estudio del comportamiento de gases y líquidos en movimiento comprenden un grado de complejidad donde las más cercanas a su comportamiento ya la realidad son las ecuaciones de Navier Stokes (Figura 1), de origen francés en 1822, que realizó una modificación a las ecuaciones de Euler quien ya estudiaba la interpretación del movimiento de partículas.

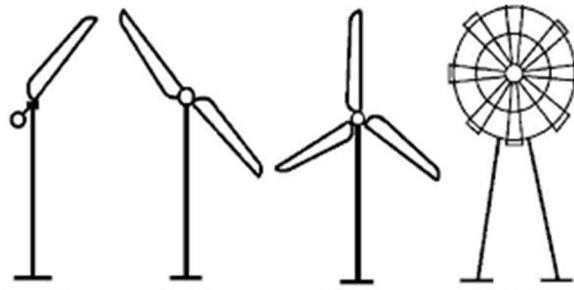


*Fig. 1. Comportamiento del viento cuando este llega con algún obstáculo, [9]*

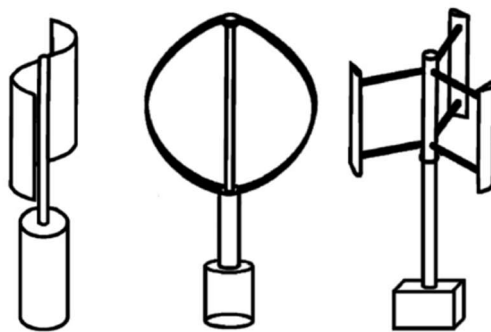
## 2.2 El aerogenerador

El aerogenerador es una máquina eléctrica simple con un rotor que posee cierto número de álabes que efectúan un movimiento circular a resultado de la geometría de los perfiles que se diseñan para que el flujo de aire transmita su energía al sistema, existe una clasificación que abarca los diferentes tipos de aerogeneradores, de acuerdo a la posición del eje: Cuando el eje es perpendicular a suelo, se clasifican en Aerogeneradores de eje vertical (VAWTs, Vertical Axis Wind Turbines por sus siglas en Inglés) Figura 2 b.; dentro de los cuales se pueden destacar: Savonius, Darrieus y Giromil, y cuando el eje es paralelo al suelo, se clasifican en Aerogeneradores de eje horizontal (HAWTs, por sus siglas en Inglés) Figura 2 a. Otra forma de clasificar a los aerogeneradores de acuerdo con la unión de diferentes sistemas Figura 2 c, mixtos o indefinidos [9]

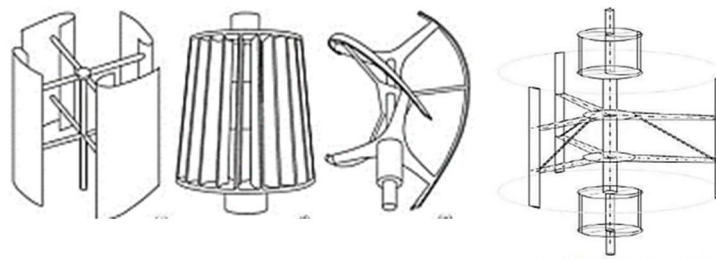




a.



b.



c.

Fig. 2. Clasificación de los aerogeneradores: a) Aerogeneradores de eje horizontal, b) Aerogeneradores de eje vertical y c) Aerogeneradores mixtos e indefinidos.

## 2.3 Aerodinámica para aerogeneradores

La aerodinámica estudia la mecánica de los fluidos analizando el movimiento de los gases, las fuerzas que estos generan y su movimiento, además del comportamiento que presentan en diferentes condiciones ambientales.

## 2.4 Definición del perfil aerodinámico

Un perfil aerodinámico es una superficie sustentadora con un contorno cerrado por dos curvas envolventes alargadas resultantes de una serie de radios variables cuyos centros forman la línea media, un borde de ataque y uno de fuga capaz de responder al flujo aire. En la figura 3, se ilustra los parámetros geométricos del perfil:

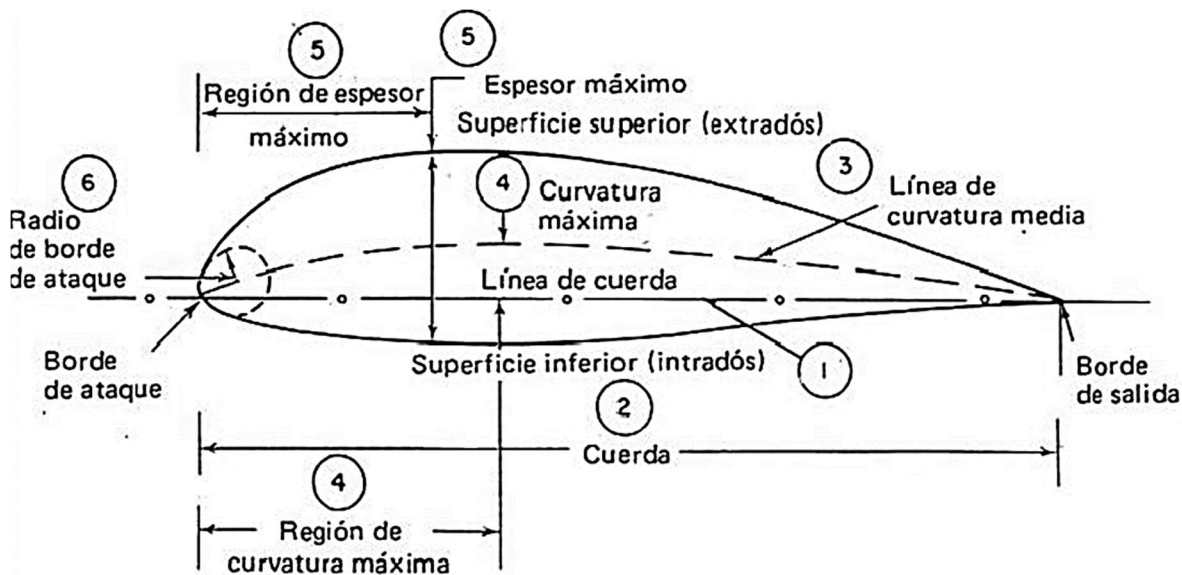


Fig. 3. Terminología del perfil aerodinámico.

- Extradós (*upper chrome*) es la parte superior del perfil, o llamada zona de succión.
- Intradós (*lower chrome*) es la parte inferior del perfil asociada a la zona de presión.
- Borde de ataque (*leading chro*) es la parte del perfil que está en contacto con la corriente del aire.



- Borde de salida (*trailing chro*) es la punta o zona de desprendimiento del perfil.
- La línea de curvatura media (*mean camber line*) es la característica de diseño más importante del desempeño aerodinámico en el análisis a 2d, la línea es el resultado de la integración de puntos de manera equidistante entre el extradós y el intradós estableciendo la curvatura del perfil. Si la línea de curvatura media pasa por encima de la cuerda es positiva, negativa si va por debajo y de doble curvatura si va en un tramo por arriba y otro por debajo.
- La cuerda (*chord*) es la línea con la dimensión resultante de la unión entre el punto de inicio y el de finalización, definidos como el borde de ataque y el borde de salida.
- El camber máximo o la ordenada máxima de la línea de curvatura media (*maximun camber*) de un perfil alar, es la distancia máxima que existe entre la línea de la cuerda y la línea de curvatura media, perpendicular con respecto a la cuerda.
- El camber, la línea de curvatura media y la cuerda son las variables más importantes en el diseño, controlaran la sustentación y los momentos del perfil durante su funcionamiento.
- El espesor del perfil máximo (*máximum thickness*) es el punto sobre la cuerda, con distancia es medida entre el extradós e intradós, medido de forma perpendicular a la cuerda en la máxima apertura y su posición es interpretada en porcentaje referente al valor total de la cuerda que varía desde el 3% al 24%.
- El radio de la nariz del borde de ataque (*leading-edge radius*) es alrededor del 1% de la longitud de cuerda, definiendo la forma del borde de ataque, el radio es en efecto el radio de un círculo centrado en una línea tangente entre el borde superior y el inferior, centrado en el origen de la línea de curvatura media, depende el incremento de la magnitud del radio del borde de ataque en reducir la pérdida "*stall*" del perfil, si la magnitud es reducida en el radio, la pérdida de sustentación es mayor generando pendientes más agudas.

La distribución del espesor del perfil genera efectos aerodinámicos importantes en relación con el coeficiente máximo de sustentación y la capa límite laminar, si el espesor incrementa el coeficiente de sustentación máximo aumenta, por lo que son directamente proporcionales entre sí.

Existe un límite que debe ser considerado para evitar el fenómeno de separación que sucede cuando el espesor es incrementado de más, el gradiente de presión adversa aumenta generando la falla de la geometría.



El ángulo de ataque o *angle of attack* ( $\alpha$ ), es la desviación que sufre el perfil como respuesta a la dirección del aire, creando una inclinación entre la cuerda y la horizontal de referencia.

## 2.5 Clasificación de los tipos de perfiles aerodinámicos

El autor [10], propone la siguiente clasificación alterna de las diferentes morfologías de perfiles aerodinámicos, como se muestra en la figura 4.

*Según su forma:*

- Simétrico: Son perfiles donde la línea media y la cuerda coinciden usados generalmente en alas rotativas, al permanecer el centro de presión constante a diferentes ángulos de ataque.
- Asimétrico: Son perfiles con curvaturas diferentes a la posición de la cuerda normalmente el borde de ataque presenta una deformación más elevada en alguna de las caras, con mayor sustentación y baja pérdida aerodinámica.

*Según sus propiedades:*

- Laminares: son secciones con baja resistencia, con formas delgadas y baja curvatura, mantienen el flujo laminar en mayor porcentaje de la cuerda y controlan el remanso.
- De alta sustentación: perfiles asimétricos con mayor sustentación y baja presencia de turbulencia, crean palas más largas y delgadas.
- De bajo momento: no tienden a angular hacia arriba, tienen bajos momentos de cabeceo, más usados en helicópteros.
- Críticos: secciones cuyo ángulo de entrada en pérdida es superior al resto, con aplicaciones supersónicas.

*Según su régimen de operación:*

- Subsónicos: destinados para velocidades menores a la velocidad del sonido, tienen bordes de ataque muy redondeados.
- Transónico: o supercríticos retrasan las ondas de choque a velocidades cercanas a la del sonido.
- Supersónicos: secciones delgadas con bordes de ataque y salida afilados, empleados en velocidades superiores a la del sonido, son hipersensibles en cambios de su ángulo de ataque brusco.

Al llegar la dirección del viento al borde de ataque del perfil se crea un vector entre ambas fuerzas, la dirección del viento y la resistencia del perfil por la gravedad, la



resultante de este vector es la fuerza de sustentación, que crea un movimiento vertical venciendo la fuerza de gravedad y de resistencia [11].

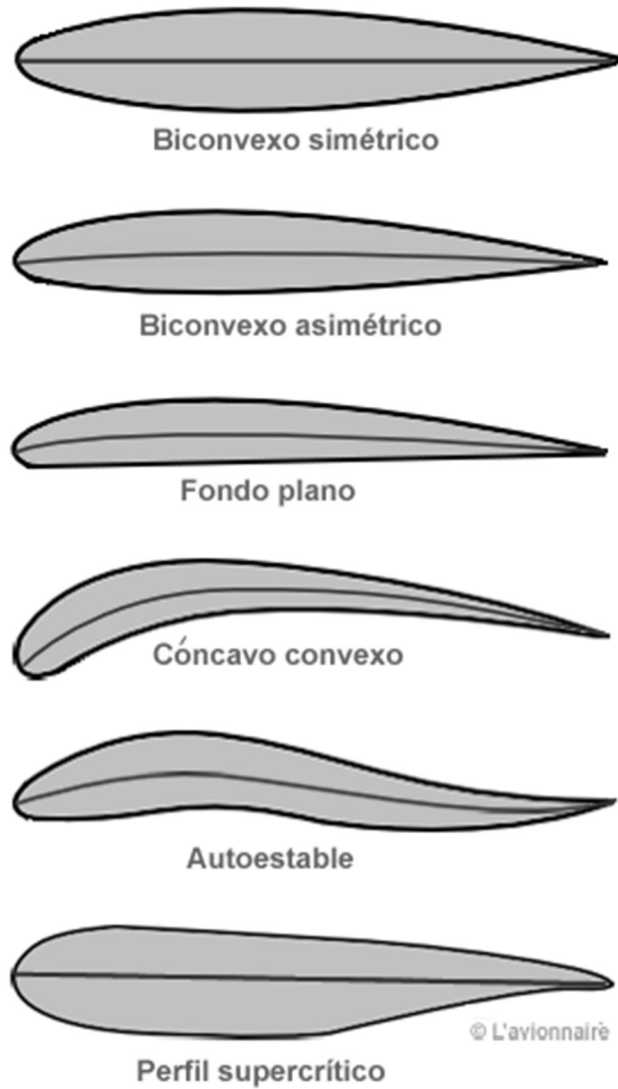


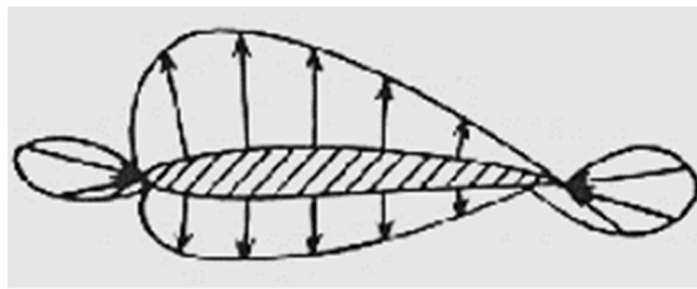
Fig. 4. Terminología del perfil aerodinámico.

## 2.6 Principio de funcionamiento del perfil aerodinámico

El aumento de la velocidad del viento sobre el extradós del perfil, diferencia con la velocidad del viento en el intradós, creando un canal de presiones entre ambas superficies, esta presión genera una fuerza de fuga resultante que causa un levantamiento, veamos los siguientes dos casos:

### *Caso 1. Perfil asimétrico:*

Las presiones resultantes sobre el extradós y el intradós generan oposición entre sí de la misma magnitud figura 5, resulta que no existe una sustentación hasta que se modifica el ángulo de ataque, el cual provoca que un lado del perfil reciba mayor presión que el otro y esta diferencia genera la sustentación en dirección vertical, donde la resultante es conocido como centro de presión figura 6.



*Fig. 5. Un perfil sin modificación al ángulo de ataque, [14].*



*Fig. 6. Un perfil con una ligera inclinación en su ángulo de ataque, [14].*



## Caso 2. Perfiles simétricos:

En un perfil simétrico figura 7, la distribución de presiones es similar en el extradós e intradós, las resultantes son de la misma magnitud, pero en sentido contrario a pesar de originarse en el mismo punto.

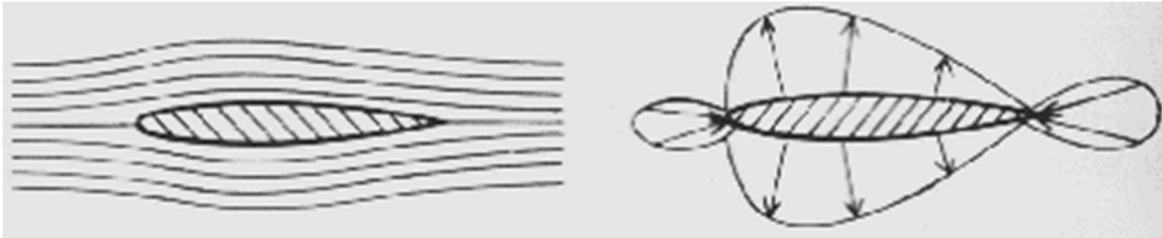


Fig. 7. Un perfil simétrico sin ángulo de ataque, [14].

La fuerza aerodinámica se origina por dos efectos, la distribución de presiones ( $p$ ) sobre la superficie y la distribución de esfuerzos cortantes ( $\tau$ ) sobre la superficie del cuerpo figura 8.

La segunda ley de Newton establece que la rapidez de cambio de momentum de una partícula del fluido es igual a la suma de las fuerzas que están actuando sobre el fluido.

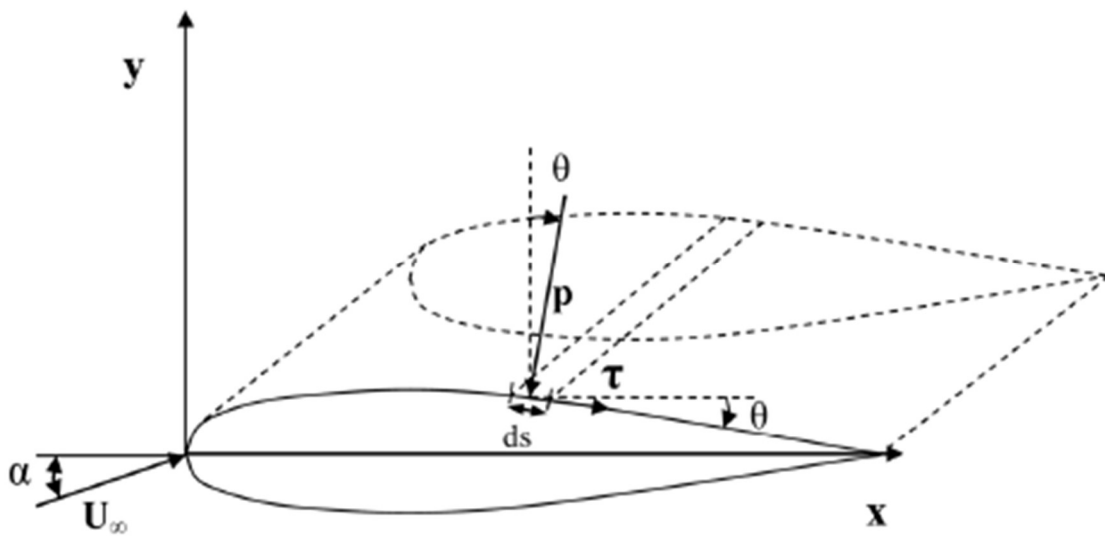


Fig. 8. La fuerza de presión y el esfuerzo cortante sobre la superficie aerodinámica, [15].

La presión actúa de forma normal con respecto a la superficie y los esfuerzos actúan tangencial a la superficie, ambas al actuar en un momento sobre el perfil generan la resultante aerodinámica total, que se divide en dos componentes, uno es el levantamiento por la diferencia de presiones y otro la resistencia al avance por los esfuerzos cortantes, el levantamiento actúa perpendicular al viento, como se muestra en la figura 9, la resistencia de forma paralela oponiéndose al movimiento del perfil cuando un flujo lo interviene.

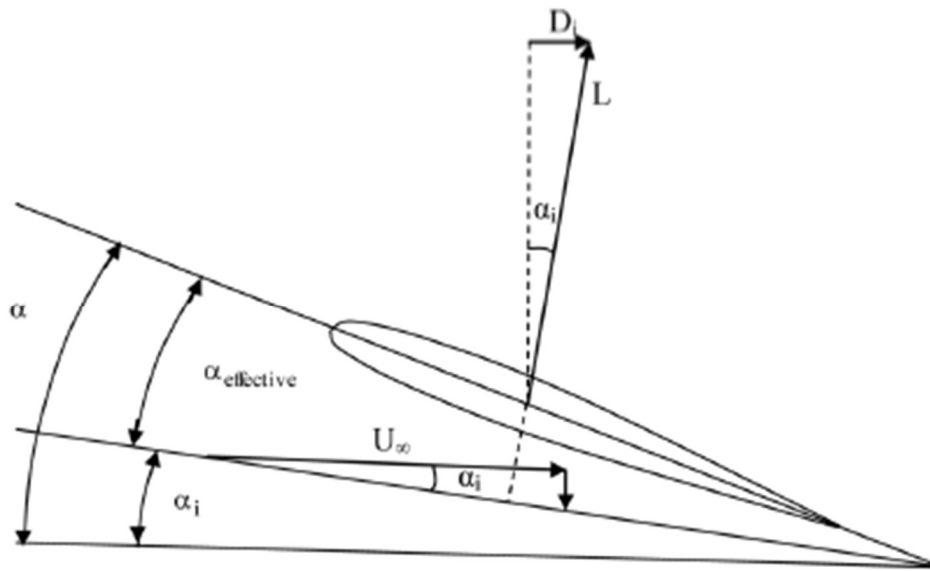


Fig. 9. De las fuerzas y resultantes que actúan en un momento de intervención en el perfil por el flujo del viento, [15].

Para que la sustentación exista la velocidad del viento debe aumentar, para incrementar la sustentación la velocidad se aumenta al cuadrado, al mismo tiempo de forma directamente proporcional se incrementa el arrastre, ambos factores deben ser proporcionales para mejorar el desempeño durante su operación.

La distribución del viento alrededor del perfil tiene un comportamiento particular, en el borde de ataque se distribuye el viento por la parte superior e inferior del perfil, durante el recorrido las fuerzas se adhieren a las superficies y en la salida el viento dividido se une a modo de evitar retorno en el flujo [7].



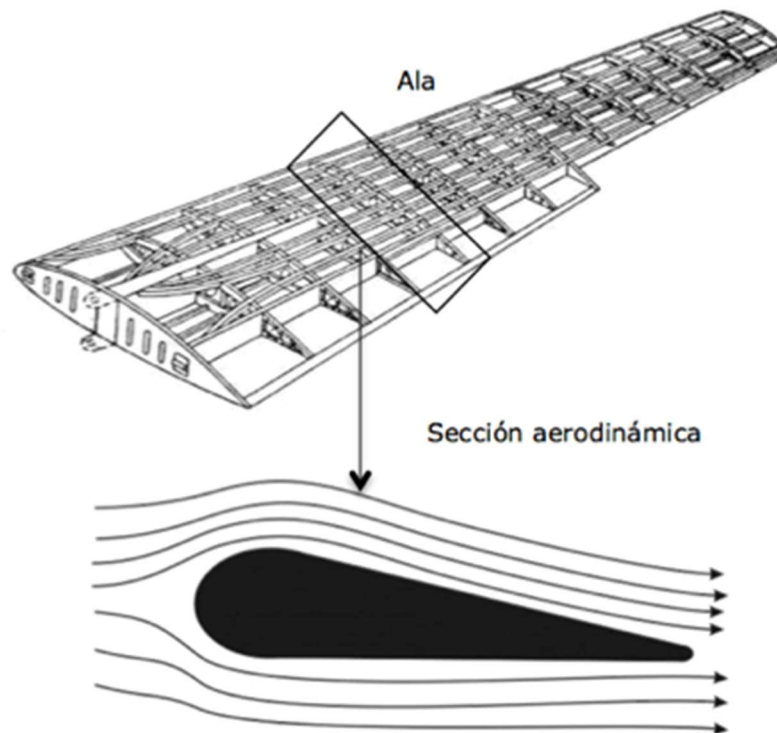


Fig. 10. Comportamiento de la distribución del viento en un perfil, [16].

En la curvatura positiva del perfil el flujo recorre una mayor distancia, provocando que la velocidad del flujo aumente con respecto al inferior, por la propia geometría del perfil debe lograrse que ambas circulaciones lleguen al mismo tiempo en el borde de salida, de aquí depende el número de Reynolds y la rugosidad con la que se complementa el perfil para su mejor eficiencia.

## 2.7 Familias de perfiles aerodinámicos

### 2.7.1 Serie NACA de 4 dígitos:

El primer dígito especifica la combadura (curvatura) máxima (m) en porcentaje de la distancia total de la cuerda (longitud del perfil), el segundo dígito indica a que posición esta la combadura máxima (p) en décimas de la cuerda, el último par de dígitos son el espesor máximo (t) del perfil en porcentaje de la cuerda.



### 2.7.2 *Perfiles Wortmann:*

Creados en la década de los 60's por el alemán Franz Xavier Wortmann, desarrolla esta familia con la siguiente nomenclatura, FX seguido de dos números un guion y cuatro números.

FX 63-137, 63 año que fue diseñado el perfil, 13.7 es el espesor máximo del perfil multiplicado por 10 para clasificar el tipo de perfil.

### 2.7.3 *Perfiles SG:*

Desarrollada por el Dr. Michael Selig juntamente con el Centro de Investigaciones Aerodinámicas Gottingen en Alemania.

## **2.8 Flujo laminar y turbulento**

Flujo laminar (Figura 11 derecha), es el tipo de fluido en que sus partículas se mueven en capas paralelas, su movimiento es uniforme y constante, su deslizamiento en capas es suave [12], y es muy sencillo de predecir su dirección normalmente este comportamiento se ve en velocidades relativamente bajas. Este flujo se considera más para la simulación en Xfoil, por la determinación de las condiciones ideales en el funcionamiento del sistema.

Flujo turbulento figura 11 izquierda, es el fluido en el que las partículas se mueven fuertemente y de manera repentina cambian de dirección y velocidad, su deslizamiento es irregular y caótico, es complejo predecir su comportamiento su movimiento genera pérdida de energía y altas marcas de resistencia, pero a diferencia del laminar tiene mayor velocidad y fuerza. Este es más considerado en la simulación de CFD por las condiciones más apegadas a la realidad donde el comportamiento del aire tiende a ser cambiante en sus condiciones.

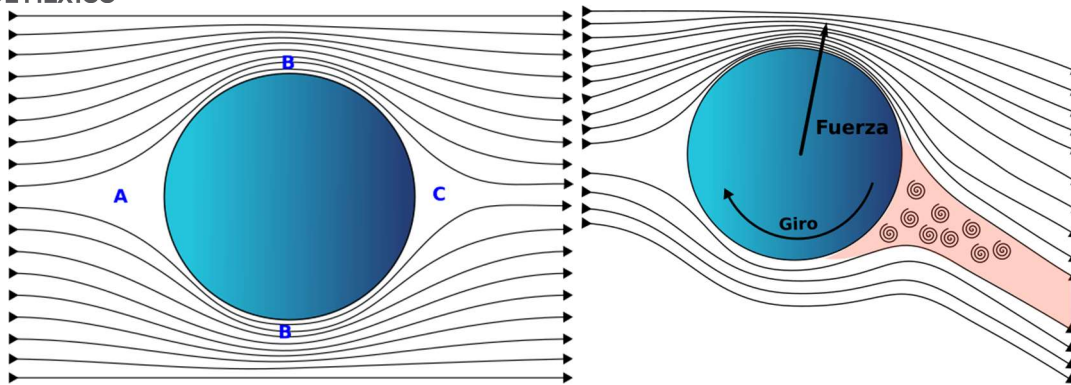


Fig. 11. Comportamiento del flujo laminar y turbulento, [18].

## 2.9 Separación del flujo

En la figura 12, se muestra el flujo de la corriente del aire cuando se genera un punto llamado punto de separación, remanso o punto de estancamiento, el punto hará que la velocidad del flujo del aire aumente en el intradós y el extradós basado en el teorema de Bernoulli [13].

Las presiones estáticas también se reparten de forma equivalente, eliminando la presión diferencial que provoca pérdidas de sustentación, según la posición del ángulo de ataque el punto de separación se moverá hacia arriba o abajo del borde de ataque, puede producir deformaciones en las palas o desvíos causando vórtices que aumentan el arrastre, generan vibraciones y turbulencias, al momento de generarse el punto de separación el perfil sufre pequeñas turbulencias y vórtices que pueden retardar la estabilidad del giro del aerogenerador, por ello es importante en el diseño del perfil crear una geometría en el borde de ataque adecuada.

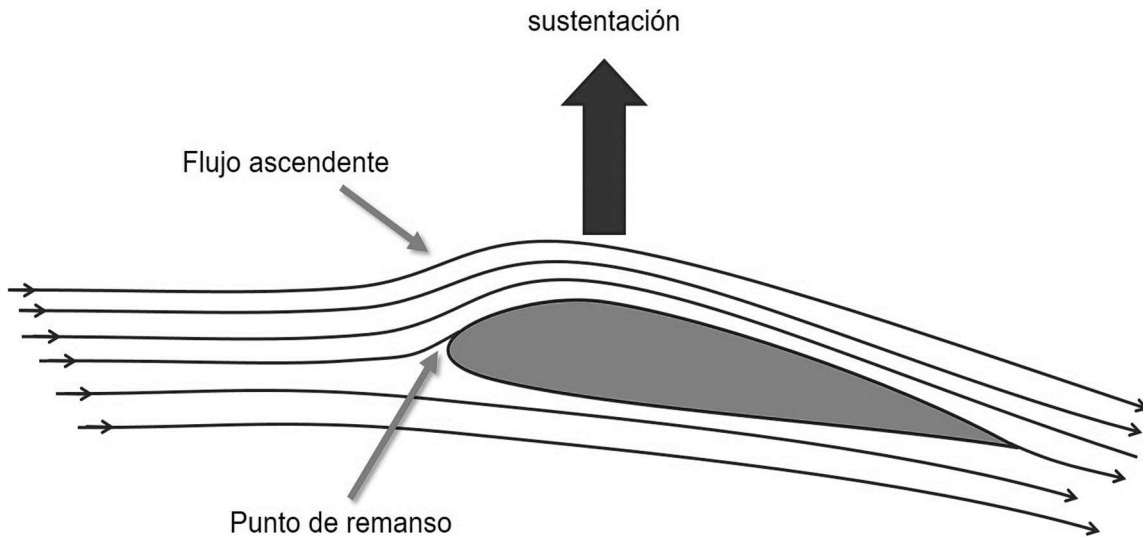


Fig. 12. Punto de separación del flujo del fluido sobre un perfil, [20].

### 3.10 Capa límite del flujo

Cuando las moléculas del aire entran en contacto con un perfil se adhiere a la capa superior y la velocidad del flujo tiende a disminuir a cero, causado por el rozamiento viscoso del fluido que varía la transferencia del movimiento en las partículas del flujo, el espesor de la capa crece constante a medida que el fluido avanza sobre la superficie, [14], al aumentar el espesor, el flujo se vuelve inestable por el rozamiento viscoso parcial pasando de laminar a turbulento, entre esta relación la velocidad aumenta conforme se va alejando de la superficie, como se muestra en la Figura 13, la velocidad en la primera capa es menor que en la capa de la corriente libre.

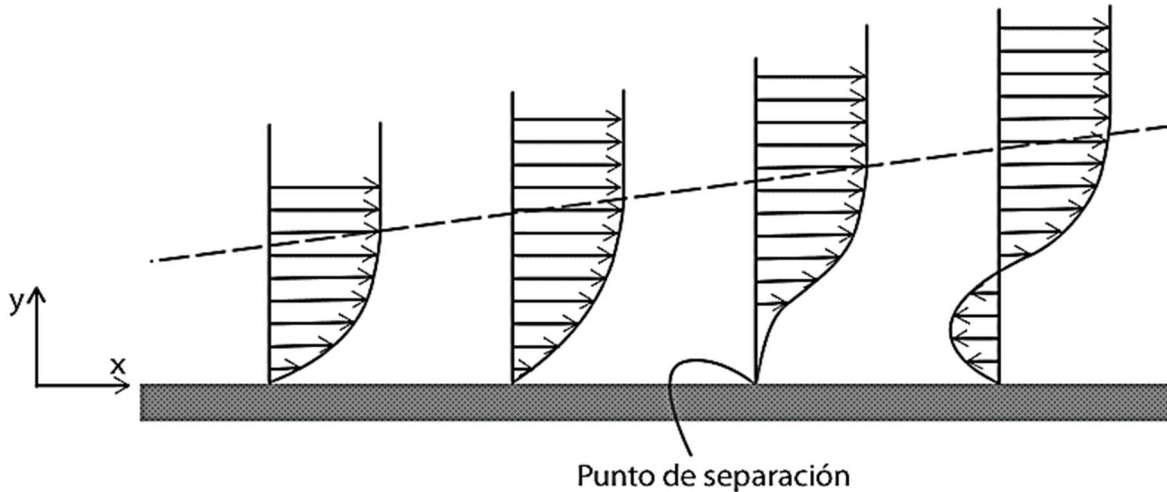


Fig. 13. De la formación de la capa límite sobre una superficie. [22].

En la zona donde se produce la diferencia ascendente de velocidades del flujo se le denomina capa límite figura 14, el espesor de la capa abarca de cero m/s a el 99% de la velocidad que posee la corriente libre, en el límite de la capa el rozamiento de la corriente libera más energía y produce ondulaciones turbulentas al no controlar la dirección del flujo de fluido. [15].

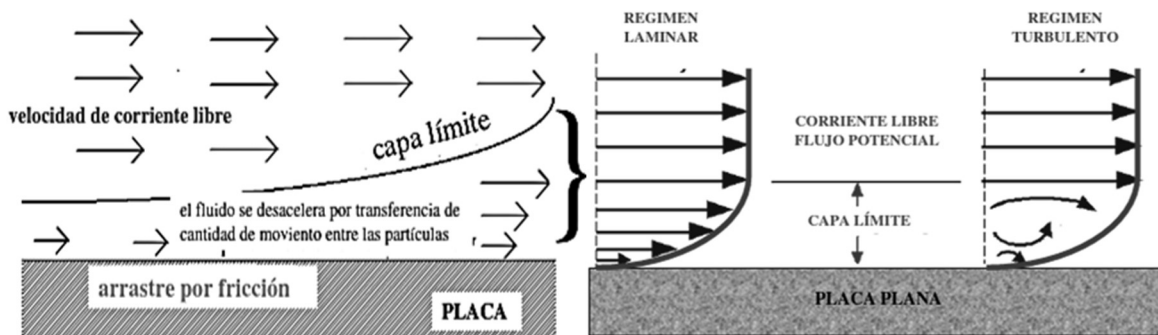


Fig. 14. Capa límite y del punto de igualdad de la velocidad del flujo. [22].

Cuando el perfil recibe el flujo en un ángulo de ataque bajo, la capa límite se adhiere al extradós y forma pequeñas recirculaciones en el intradós, si el ángulo de ataque aumenta la sustentación también lo hará, hasta que el flujo del aire en el extradós se acelera y comienza a desprenderse del perfil, como se muestra en la figura 15, en este momento la succión abre un espacio donde la recirculación sube al extradós y lo empuja hacia abajo, este efecto turbulento sobre el perfil se llama efecto estela,

al recibir más empuje elimina la sustentación y comenzara a resistirse al flujo del aire, en este momento entra en perdida aerodinámica (*stall*), pues funciona ahora como un obstáculo a la corriente del aire.

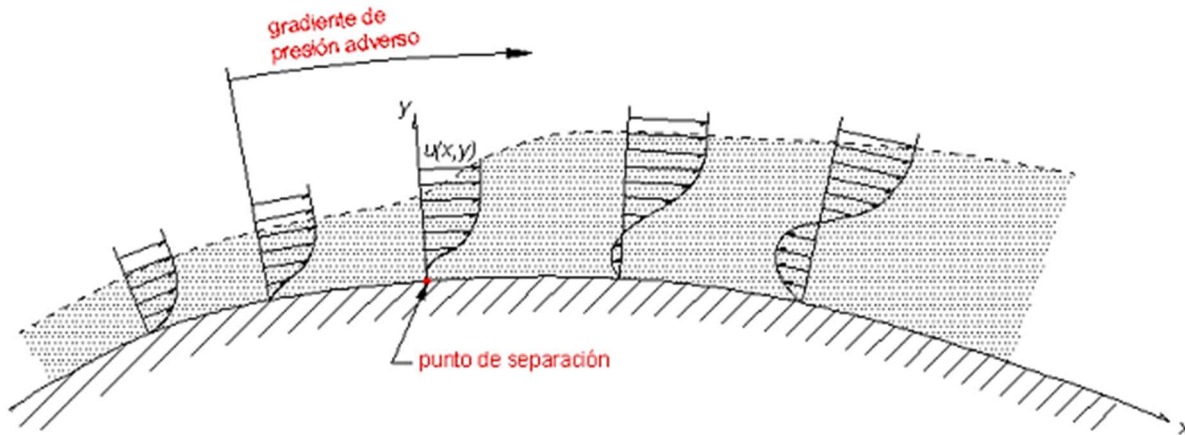


Fig. 15. De la aparición del efecto estela y la zona de turbulencia sobre el perfil.

## 2.11 Sustentación y arrastre

La sustentación como se muestra en la figura 16, se puede definir como la fuerza perpendicular a la dirección del movimiento de un cuerpo en contacto con un fluido, para elevarse la fuerza de sustentación debe ser igual al peso total de la masa que se desea elevar. Es representada en la literatura con la letra  $L$ . [16].

El arrastre es la fuerza ejercida por el fluido sobre un cuerpo en dirección opuesta a la entrada del flujo, esta fuerza es opuesta al movimiento de un cuerpo generando cierto agotamiento o pérdida en el momento de movimiento del perfil aerodinámico. Es representada en la literatura con la letra  $D$ .

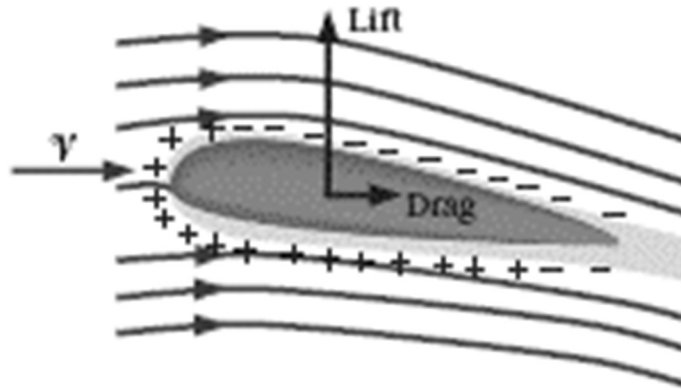


Fig. 16. Un flujo interactuando con un perfil. [25].

Las fuerzas de sustentación y arrastre que actúan sobre un diferencial de área ( $dA$ ) en la superficie son  $PdA$  y  $\tau_w dA$ , respectivamente. De esta manera, la fuerza de sustentación y arrastre diferencial sobre ( $dA$ ) sobre el comportamiento del flujo son:

$$dF_L = -PdA \sin\theta - \tau_w dA \cos\theta \quad 2.1$$

$$dF_D = -PdA \cos\theta + \tau_w dA \sin\theta \quad 2.2$$

Dónde:  $\theta$  es el ángulo de la normal que genera una dirección debido al flujo a través de una diferencial de área ( $dA$ ).

Con la siguiente integral se puede determinar el total de las fuerzas de arrastre ecuación 2.4 y sustentación ecuación 2.3, que actúan sobre el perfil cuando este entra en contacto con un flujo de fluido.

$$F_L = \int_A dF_L = \int_A (-P \sin\theta) - (\tau_w \cos\theta) dA \quad 2.3$$

$$F_D = \int_A dF_D = \int_A (-P \cos\theta) + (\tau_w \sin\theta) dA \quad 2.4$$

Donde determinaran el comportamiento del sistema del perfil de forma experimental, pero no logran determinar las distribuciones de presión y arrastre reales, de esto se plantean coeficientes adimensionales  $C_L$  (2.5) y  $C_D$  (2.6) respectivamente, con las siguientes ecuaciones.



$$C_L = \frac{2F_L}{\rho v^2 C} \quad 2.5$$

$$C_D = \frac{2F_D}{\rho v^2 C} \quad 2.6$$

Dónde:  $\rho$  es la densidad del aire [ $\text{kg/m}^3$ ],  $v^2$  la Velocidad del aire [ $\text{m/s}$ ],  $C$  es la longitud de la cuerda del perfil [ $\text{m}$ ].

Estos valores indican la eficiencia del perfil con la ecuación 2.7, de forma aerodinámica, aclaro no siempre el valor más cercano a 1 será el mejor candidato, cambiarán las condiciones según el destino del diseño, si se desea mayor arrastre o mayor sustentación en el perfil, la valoración depende siempre de la geometría y aplicación del perfil, la ecuación 2.7 se define como:

$$\varepsilon = \frac{C_L}{C_D} \quad 2.7$$

Estos coeficientes dependen de 3 parámetros adimensionales, (Aerodinámico., 2002.) el ángulo de ataque ( $\alpha$ ), número de Reynolds ( $Re$ ), y el número de Mach ( $Ma$ ), para la definición de las características y el comportamiento del fluido el más importante es Reynolds ( $Re$ ) que se determina con la ecuación 2.8.

$$Re = \frac{\text{Fuerza inercial}}{\text{fuerza viscosa}} = \frac{\rho v c}{\mu} = \frac{v c}{\nu} \quad 2.8$$

Donde  $\mu$  es la viscosidad del viento,  $\nu = \mu/\rho$  es la viscosidad cinemática.

El número de Reynolds determina el comportamiento de las fuerzas inerciales con respecto a las viscosas, cuando este número es alto se interpreta que las fuerzas inerciales dominan clasificando al flujo turbulento, mientras que en números bajos se clasifica como flujo laminar como se muestra en la figura 17, [17].



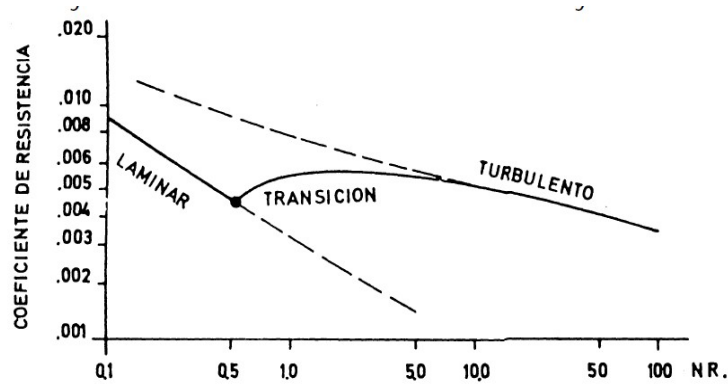


Fig. 17. De la clasificación del flujo por número de Reynolds.

El número de Mach representado por la  $M$ , indica la relación de la velocidad de un fluido ( $V_0$ ) y la velocidad del sonido en el fluido ( $V_{sonido}$ ) la ecuación es la siguiente:

$$M_a = \frac{V_0}{V_{sonido}} \quad 2.9$$

Este número clasifica las siguientes velocidades de vuelo tabla 1.

Tabla 1. Clasificación de la velocidad de vuelo según el número de Mach.

Nombre	Rango
Subsónico	$M < 0.7$
Transónico	$0.7 < M < 1.2$
Supersónico	$1.2 < M < 5$
Hipersónico	$M < 5$



## 2.12 Coeficiente de potencia

Este coeficiente define la potencia obtenida de la relación de la potencia extraída y la potencia disponible del viento determinado con la ecuación 2.10.

$$C_P(a) = \frac{P}{P_{disponible}} = \frac{2\rho Av_1^3 a(1-a)^3}{\frac{1}{2}\rho Av_1^3} \quad 2.10$$

Considerando que el coeficiente de inducción axial  $a=1/3$  se obtiene el máximo coeficiente de potencia teórico en la ecuación 2.11.

$$CP_{max} = \frac{16}{27} = 0.5926 \quad 2.11$$

Este valor en la ecuación 2.11, es denominado el límite de Betz junto al siguiente principio “La máxima potencia extraíble de una corriente de aire en un aerogenerador ideal es de 59% de la potencia disponible del viento que incide sobre él”. [6].

## 2.13 Ecuación de la continuidad

Es una ecuación de conservación de la masa de un fluido incomprensible en este estudio el aire a velocidades de hasta 367 km/h o  $M = 1$ , establece que dado un volumen que entra durante un intervalo de tiempo debe transitar de forma constante y al salir el volumen debe ser el mismo al de entrada, [5], representado en la Figura 18.

En la sustentación del perfil el trayecto recorrido en el mismo tiempo por las líneas de corriente adopta el perfil como sistema de referencia, al ser asimétrico en el caso de la figura 18, la velocidad de la línea es mayor arriba que abajo, el teorema implica que la presión  $P_b$  y la fuerza  $F_b$  sean mayores en el área de presión del perfil, a diferencia de la parte superior  $P_a$  y  $F_a$  son disminuidas por el retraso que sufre el flujo de fluido sobre el extradós del perfil.

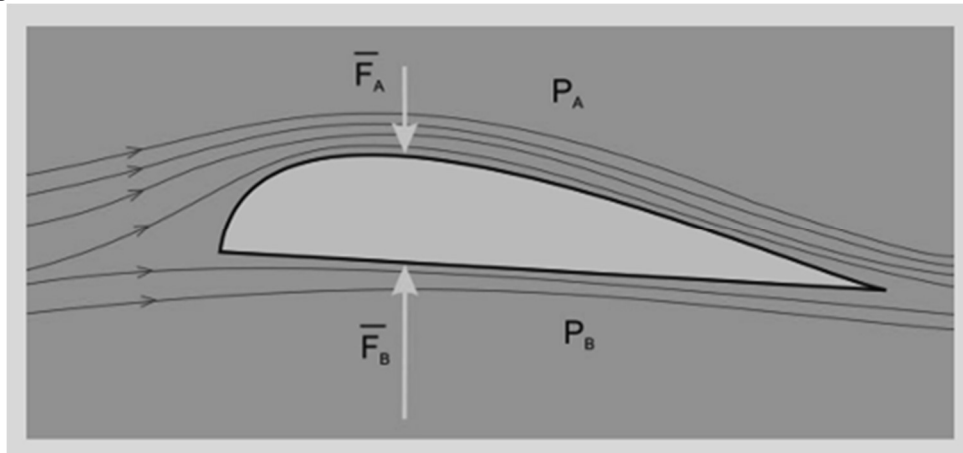


Fig. 18. Ecuación de Bernoulli aplicada a perfiles aerodinámicos.

La ecuación 2.12, demuestra la continuidad para perfiles aerodinámicos.

$$\dot{m}_{in} = A_{in}\rho_{in}v_{in} = A_{out}\rho_{out}v_{out} = \dot{m}_{out} \quad 2.12$$

Según al teorema de Bernoulli la ecuación 2.12 opta la forma de la ecuación 2.13 de la siguiente forma:

$$\frac{P_1}{\rho g} + \frac{v_1^2}{2g} + H = \frac{P_2}{\rho g} + \frac{v_2^2}{2g} + H + pf \quad 2.13$$

Donde:

$\frac{P_x}{\rho g}$  es la presión dinámica. Resulta de dividir la presión, entre la densidad del fluido ( $\rho$ ) por la aceleración de la gravedad.

$\frac{v_x^2}{2g}$  es la velocidad del fluido. Resulta de elevar la velocidad al cuadrado y dividirla entre el doble del valor de la aceleración de la gravedad.

H es la altura del fluido en donde presenta la circulación.

pf es la Pérdidas por fricción.

## 2.14 Energía del viento:

El viento se origina en la capa atmosférica conocida como tropósfera, [18] declara que en la zona ecuatorial existe una zona de convergencia intertropical donde el aire se eleva y se traslada a latitudes más altas cuando recibe una carga de energía por radiación además del efecto Coriolis, como se muestra en la figura 19.

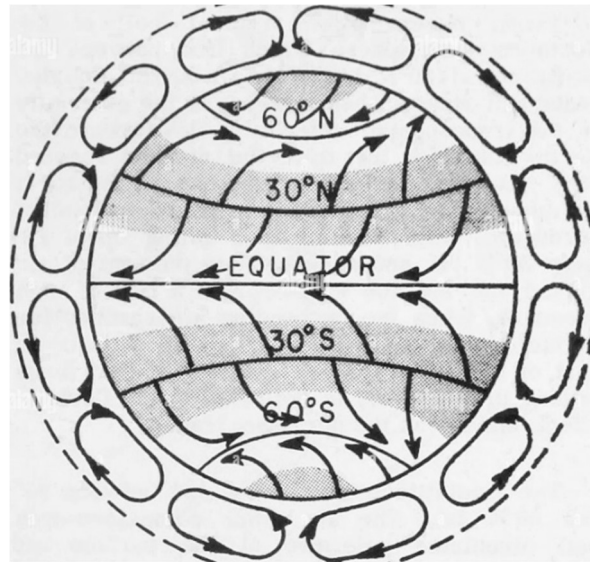


Fig. 19. Efecto Coriolis sobre la atmósfera [47].

Dichos movimientos poseen energía disponible para su aprovechamiento, la energía cinética causada por el movimiento de las masas de aire es expresada en la ecuación 2.14.

$$E = \frac{1}{2} mv^2 \quad 2.14$$

Donde:

$m$  es la masa de aire y  $v$  la velocidad del viento.

La potencia disponible en términos de conversión cinética a mecánica permite conocer la fuerza de torque y los rpm de un sistema de conversión como lo es el eje lento, rápido y la caja multiplicadora, que elevaran los rpm para generar la velocidad adecuada y comenzar la producción de electricidad en un generador, la ecuación 2.15 determina cual es la potencia que el viento puede generar determinado como:



$$P = \frac{1}{2} \rho A v^3 \quad 2.15$$

Donde:

$\rho$ , es la densidad del aire variable en función a la presión y temperatura, de manera estándar se toma el valor de 1,225 kg/m<sup>3</sup>.

$A$  es la superficie sobre la que incide el empuje del viento en m<sup>2</sup>

$V^3$ , la velocidad del viento elevada al cubo, esto da una advertencia puesto que un mínimo cambio puede generar gran diferencia aumentando o disminuyendo la potencia eólica.

A lo largo del desarrollo de estas ecuaciones se toma como una constante a  $\frac{1}{2}$  debido al límite de Betz explicado en páginas anteriores, el coeficiente de potencia en un aerogenerador relaciona la potencia aprovechable y la disponible, como puede verse en la figura 20. La diferencia entre los términos es que la aprovechable es la potencia producida por el aerogenerador, y la potencia disponible es la cinética total del viento cuando circula en la atmósfera de modo en el  $C_p$  (coeficiente de potencia) es una medida de la eficiencia de un aerogenerador [19].

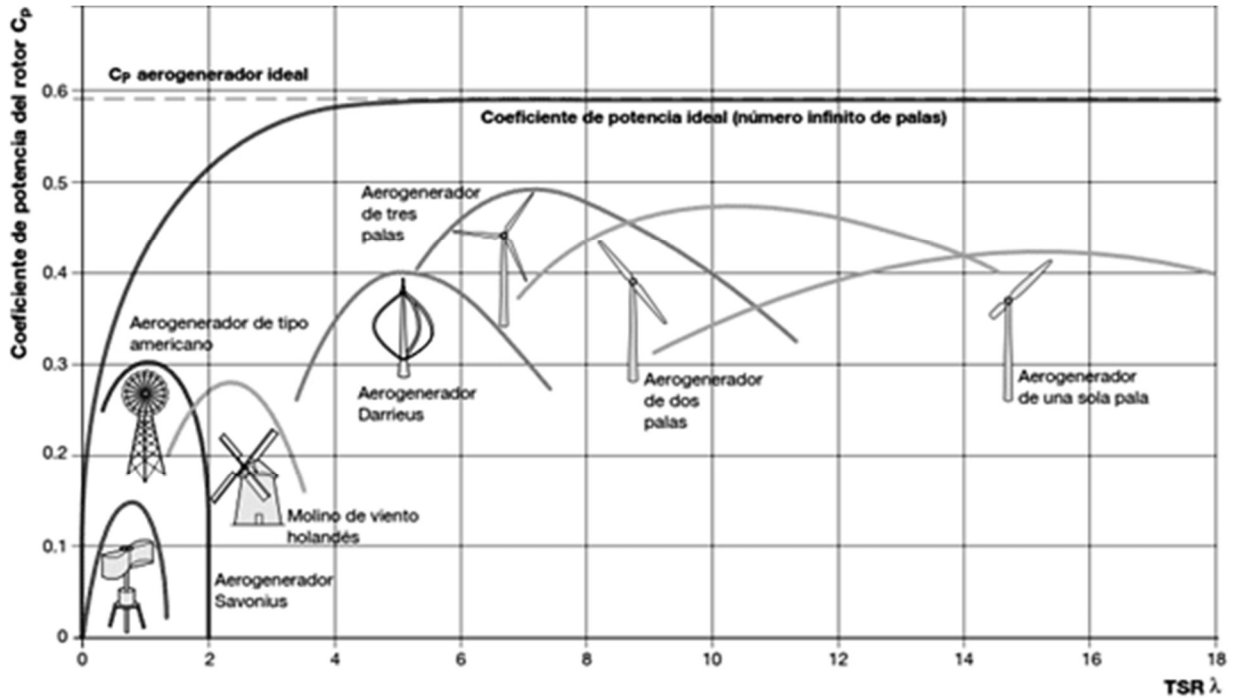


Fig. 20. Gráfica con coeficientes de potencia de los diferentes tipos de aerogeneradores.

Para determinar al viento como un parámetro es necesario considerar una media entre los datos registrados para describir su comportamiento, es llamada velocidad media del viento ( $V_m$ ) se obtiene mediante la expresión 2.16.

$$V_m = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^N V_i \quad 2.16$$

Donde:

$V_i$ , es la velocidad del viento y  $n$  es el número de datos de la velocidad de viento registrados, que son promediados en periodos de tiempo que van desde 5 min a horas por día.

La desviación estándar mide la dispersión de la muestra si se obtiene una baja desviación estándar indica que el rango de datos está cerca de la posición de la media y por lo tanto es más segura, una desviación alta indica que los valores se extienden por lo tanto no es muy confiable el dato.

La ecuación 2.17 es usada para determinar la desviación estándar:



$$\sigma_v = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^N (V_i - V_m)^2} \quad 2.17$$

La norma IEC 61400-2, formula la ecuación 2.18 para determinar la velocidad de viento nominal:

$$v_n = 1.4 V_m \quad 2.18$$

Para determinar la velocidad promedio se aplica la ecuación 2.19.

$$V_m = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i \quad 2.19$$

Siendo N el número de datos medidos y  $x_i$  el valor promedio en un intervalo de tiempo.

### 3.15 Modelo de simulación

Dinámica de Fluidos Computacional:

Es una herramienta programable que combina la mecánica de fluidos con los métodos numéricos para obtener soluciones matemáticas e interpretaciones gráficas del fenómeno de transporte de los fluidos, calor, masa, combustión, reacciones químicas y aerodinámicas.

Existen 3 elementos clave para que la simulación de CFD sea funcional, estos son: la integración de una malla, el modelado de las condiciones de contorno, y el desarrollo de algoritmos, [1].

Mediante las ecuaciones de Navier Stokes unidas a la ecuación de continuidad, que al resolverse en un sistema de ecuaciones entregan un campo de velocidad y de presión para todo el flujo sometido en un estudio.

Para la predicción de un flujo incomprensible su interpretación en coordenadas cartesianas de se necesitan de las siguientes ecuaciones:



Ecuación 2.20, continuidad de un flujo incompresible: (COMSOL., 2019.).

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad 2.20$$

Para la componente X de la ecuación 2.21, de Navier Stokes del flujo incompresible es:

$$\rho \cdot \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = - \frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad 2.21$$

Para la componente Y de la ecuación 2.22, de Navier Stokes de flujo incompresible es:

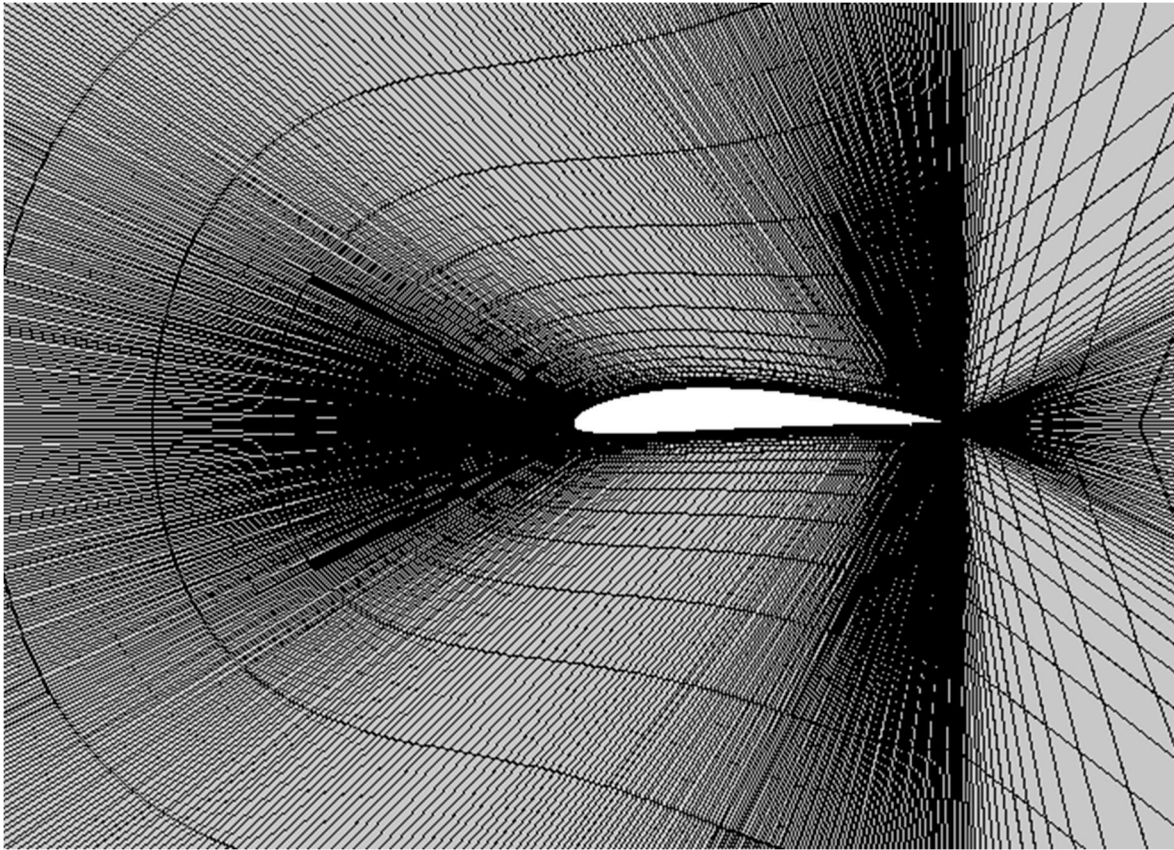
$$\rho \cdot \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = - \frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad 2.22$$

Para la componente Z de la ecuación 2.23 de Navier Stokes de flujo incompresible es:

$$\rho \cdot \left( \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = - \frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad 2.23$$

Como las ecuaciones no brindan una solución analítica racional se interpreta con un método numérico que convierten el dominio continuo del estudio en un dominio formado por partes con el fin de asignar valores específicos a cada variable en la parte más mínima de cada parte cambiando los valores hasta obtener una relación proporcional al tamaño del estudio, como puede verse en la figura 21.





*Fig. 21. De la malla estructural para estudios de fluidos, la triangulación a su alrededor, tiene una velocidad y una presión diferente para cada uno, fuente propia.*

En el caso de flujos turbulentos las oscilaciones en el campo de velocidad y presión, que dependen del tiempo, crean pequeñas fugas que minimizan la capacidad de traducción del ordenador a las ecuaciones por lo que se recomienda un mallado fino para no llevar al error el cálculo, [20], con un número de Reynolds alto las oscilaciones son tan minúsculas que no son posibles de graficar, figura 22, contrario si se trabaja con un número de Reynolds moderado permite una mayor comprensión de la turbulencia.

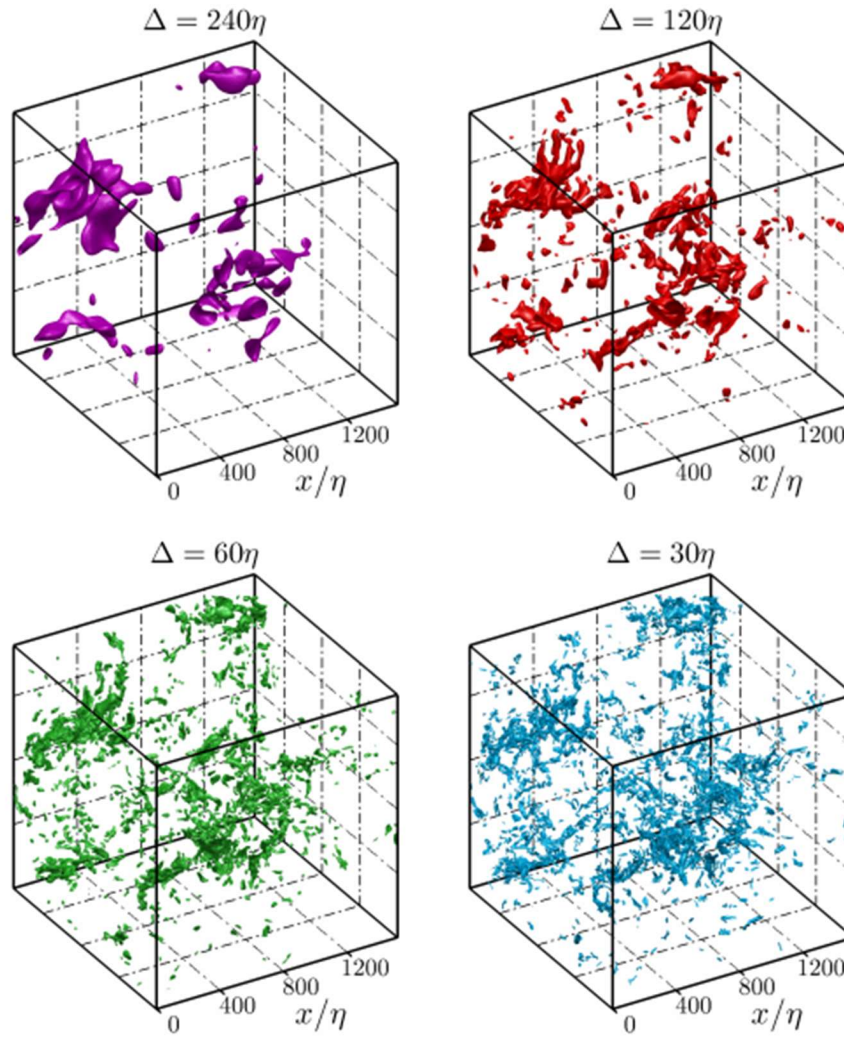


Fig. 22. Modelos de análisis de la cascada de turbulencia basada en la teoría de Kolmogorov (1941), [30]

### 2.15.1 Modelo de turbulencia de COMSOL SST $k$ - $w$ LR

El modelo de turbulencia propuesto por Menter en 1993 figura 23, llamado “*Shear-Stress Transport*” consiste en una combinación de los modelos  $k$ - $\epsilon$  estándar y  $k$ - $w$ , en la región de la capa límite más cercana a la pared el modelo SST pasa a  $k$ - $w$ , y por fuera de la capa límite toma la forma  $k$ - $\epsilon$ , [21].

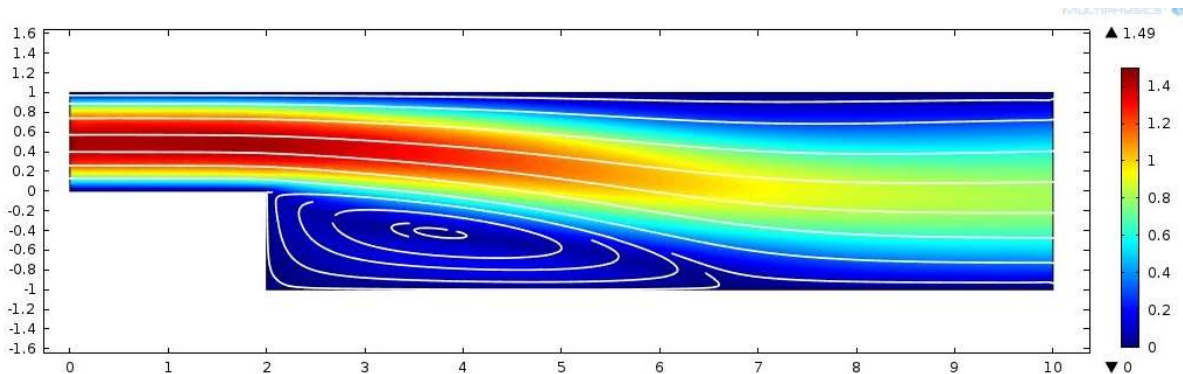


Fig. 23. Modelo de turbulencia COMSOL SST  $k$ - $w$  LR de Menter en 1993.

La calidad del mallado en una simulación de CFD comprende una afinidad y ajustes que deben tomarse en cuenta para fines de análisis de estudios específicos, los nodos y elementos que comprenden a un mallado definen el estudio de simulación, [22].

[23], comenta que el mallado se subdivide en tres importantes indicadores para asegurar la calidad y mejorar la presentación de los resultados, Skewness, Orthogonal Quality y Aspect Ratio, los cuales proporcionan la solución en valor promedio, máximo, mínimo y la desviación estándar del modelo a analizar, se describen las características de cada indicador a continuación:

Skewness (oblicuidad): o sesgo es la calidad figura 24, referida a el nivel de oblicuidad que la malla puede presentar entre los elementos que existen dentro de la malla, si los elementos tienen ángulos muy pequeños llevan a una dificultad de interpretación de convergencia por lo tanto darán inexactitudes en la solución numérica.

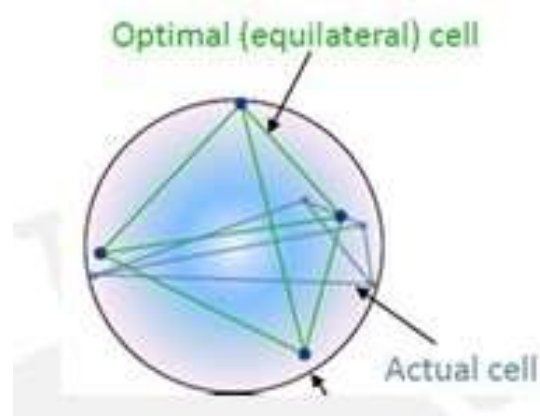


Fig. 24. Óptima desviación de oblicuidad en una celda de malla, extraída de ANSYS 2015.

La desviación equilátera del volumen (ecuación 2.24) asegura que si el valor de Skewness es igual o cercano a cero la malla se vuelve óptima.

$$Skewness = \frac{optimal\ cell\ size - cell\ size}{optimal\ cell\ size} \leq 0 \quad (2.24)$$

Orthogonal Quality (calidad ortogonal): Figura 25 es un parámetro de calidad de malla que se deriva directamente de la discretización del sistema de ecuaciones (ecuación 2.25) donde un valor igual o cercano a uno indica una excelente calidad, y uno cercano a cero demuestra lo contrario.

$$Orthogonal\ quality = \min \left[ \frac{A_i f_i}{|A_i| |f_i|}, \frac{A_i C_i}{|A_i| |C_i|} \right] \quad (2.25)$$

La ecuación es calculada por el programa en cada cara  $i$  de la celda que integran al mallado.

Donde:

$A_i$ , es el vector normal de la cara  $i$ .

$f_i$ , es el vector desde el centroide de la celda al centroide de la cara  $i$ .

$C_i$ , es el vector desde el centroide de la celda hasta el centroide de la celda adyacente.

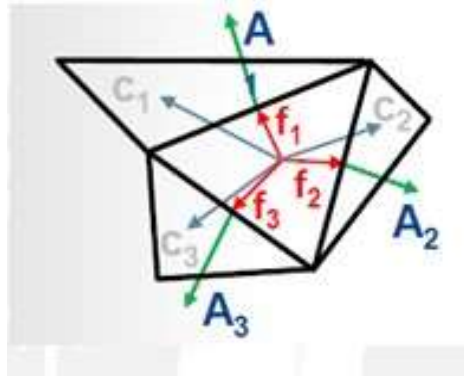


Fig. 25. Calidad ortogonal en una celda dentro del mallado de ANSYS, extraído de ANSYS 2015

Aspect Ratio (Relación de aspecto): interpreta la relación que existe entre dos medidas de cada elemento, para la configuración tridimensional se tienen dos relaciones, la primera es una relación entre las áreas de los elementos, la segunda es una relación proporcional a el radio de una esfera perimetral y una esfera céntrica de cada elemento como se muestra en la figura 26.

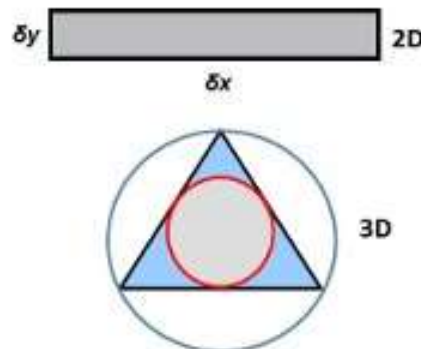


Fig. 26. Aspecto del radio referencial en la calidad del cálculo dentro del mallado de ANSYS, extraído de ANSYS 2015.

La siguiente escala muestra la escala de colores de la calidad de la malla, en los parámetros de oblicuidad y calidad ortogonal, para la evaluación de la malla la figura 27, es excelente y 0 es inaceptable.

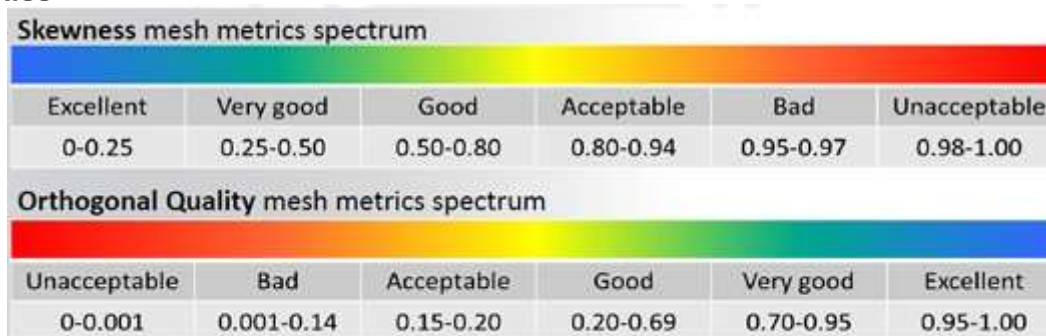


Fig. 27. Escala de colores para la evaluación de la calidad de la malla en la simulación de CFD. [1].

## 2.16 Estudio de parámetros de diseño

Para esta sección se determinan los siguientes parámetros que diversos autores inmersos en el área recomiendan para el diseño de un perfil aerodinámico. [24], [25], [26] y fuente propia.

### 2.16.1 En materia de competencia de diseño:

- En la aeronáutica se estiman a los perfiles delgados, con arrastre mínimo y baja sensibilidad a la suciedad.
- En el área estructural se estiman a los perfiles gruesos para un mejor soporte, con materiales ligeros y mínimos cortes estructurales.
- En el área económica se estiman perfiles con  $C_L$  máx. alto para recuperar pronto la inversión inicial.

### 2.16.2 En materia eólica:

- El número de palas se califica mejor con 3 por su mayor estabilidad estructural y aerodinámica, ejercen menor ruido y son para altas velocidades de viento.
- El diseño del ángulo de inclinación en la pala (*titl*) debe estar entre 5 y 6 grados, para garantizar que no choquen las palas contra la estructura de soporte del sistema y para no reducir el área de barrido del rotor, considerando una deformación elástica de la pala mientras recibe la corriente del aire.

### 2.16.3 En materia de selección:

- De los perfiles algunas de las propiedades necesarias en el diseño de la pala, aerodinámicas, aero acústicas y dinámicas, no hay una metodología establecida para el diseño de un perfil por la complejidad que en este se ejerce, de modo resumido se proporcionan las siguientes consideraciones:
- Manufactura del perfil, entre más afilado sea el borde de salida más complejo será el proceso industrial para su fabricación.
- Relación adecuada de  $C_L/C_D$  y estable con respecto a las inclinaciones de  $\alpha$ .



- $C_L$  máx. estable en el punto de remanso y estabilidad en la punta para un mejor control de potencia.
- Baja sensibilidad a adherir suciedad en la superficie del perfil
- Cambio uniforme en los grosores a lo largo de la pala para evitar fracturas se estipulan los siguientes rangos:
  1. Rotor rígido: 16% - 26% t/c.
  2. Rotor flexible: 11% - 21% t/c.
  3. Pequeñas turbinas: 10% - 16% t/c.

Para la selección de un perfil aerodinámico se recomienda:

- Determinar los fines de uso de la pala.
- Realizar un listado de perfiles candidatos considerando la manufactura y el posible escalamiento en la punta para su fabricación.
- Analizar la geometría y manufactura además de las propiedades aerodinámicas de los perfiles en el programa Xfoil, y evaluar los puntajes obtenidos en las curvas  $C_L$  vs *alfa* y  $C_L/C_D$  vs *alfa*.

## 2.17 Coordenadas para perfiles aerodinámicos

[27], declara que las abscisas, ordenadas y pendientes de la línea media son nombradas como  $x_{c1}$ ,  $y_{c1}$  y  $\tan\theta$  representando coordenadas figura 28, en un punto de la superficie superior (*UP*) e inferior (*Low*) en la sección de una pala sumando a  $y_t$  para la distribución simétrica de espesor a lo largo de la cuerda en la posición de  $x$  las ecuaciones 3.26 para  $x$  y la 3.27 para  $y$ .

$$x_U = x - y_t \sin\theta \quad 3.26$$

$$y_u = y_c + y_t \cos\theta \quad 3.27$$

Para la geometría superior del perfil, las expresiones 3.28 y 3.29 correspondientes a las coordenadas de la superficie inferior son:

$$x_L = X + y_t \sin\theta \quad 3.28$$

$$y_L = y_c - y_t \cos\theta \quad 3.29$$

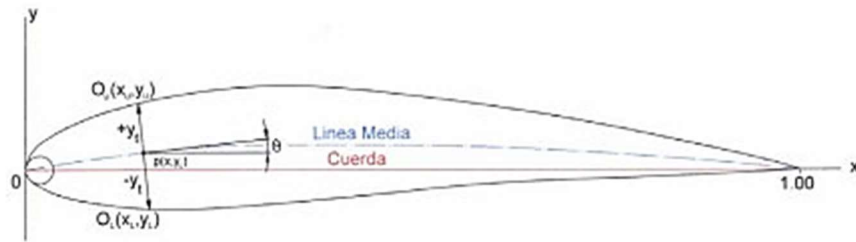


Fig. 28. Determinación de las coordenadas  $(x,y)$  de un perfil aerodinámico para análisis 2D, extraída de *Análisis de dinámica de fluidos de un perfil aerodinámico*, [37].





#### **4. Planteamiento del problema**

Los aerogeneradores de baja potencia de eje horizontal necesitan de una correcta selección de los perfiles aerodinámicos a utilizar en el diseño de los álabes, que les permita asegurar su funcionamiento y generación de energía durante su tiempo de vida útil, la capacidad de generación dependerá según el nivel de sustentación del perfil aerodinámico.

Comercialmente existen algunos modelos de aerogeneradores que presentan una alta eficiencia aerodinámica como son: Candidor, Meteor, Galaxy Gang [28], [28] que muestran efectividad en su funcionamiento y utilizaron los perfiles aerodinámicos NACA 2412 y 4412. Por la facilidad de la manufactura de este tipo de perfil y por la adaptabilidad del buje a este tipo de álabes, la generación de estos sistemas permite la completa integración de materiales diversos que resistan las condiciones climáticas, la desventaja es que no se cuentan con refracciones, ni planes de mantenimiento que aseguren su vida útil después de comprarse, al ser fabricados bajo pruebas experimentales alejan al sistema de un comportamiento real, además de que estos sistemas normalmente no son diseñados para su uso en México, debido al cambio en la condiciones climáticas que se tienen en sus lugares de diseño origen.



## 5. Hipótesis

Aplicar un método de predicción al comportamiento aerodinámico de los perfiles que permita valorar su rendimiento y conocer la eficiencia de su geometría facilitando su fabricación asegura el funcionamiento efectivo y la estabilidad aerodinámica para conocer las mejores condiciones de trabajo de un perfil aerodinámico en México.



## 6. Objetivos

### 6.1 General

Seleccionar y simular el comportamiento un perfil aerodinámico para un aerogenerador con capacidad de potencia nominal de 1 kW

### 6.2 Específicos.

- Establecer los criterios de selección de perfiles para el álabe del aerogenerador.
- Determinar los coeficientes aerodinámicos (sustentación y arrastre) mediante el XFoil.
- Determinar los coeficientes aerodinámicos (sustentación y arrastre) mediante la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD).
- Realizar una comparación entre los resultados analizados en CFD, para determinar la mejor eficiencia del perfil aerodinámico.



## 7. Metodología

En esta sección se presenta la metodología general para la selección del perfil aerodinámico diagrama 1, donde se seleccionaron 4 perfiles aerodinámicos utilizados en el diseño de aerogeneradores de baja potencia y se escalaron a un espesor relativo del 12% de la cuerda según los criterios de diseño para aerogeneradores de baja potencia, y evaluándolo en un régimen laminar usando el código XFOIL y turbulento utilizando CFD.

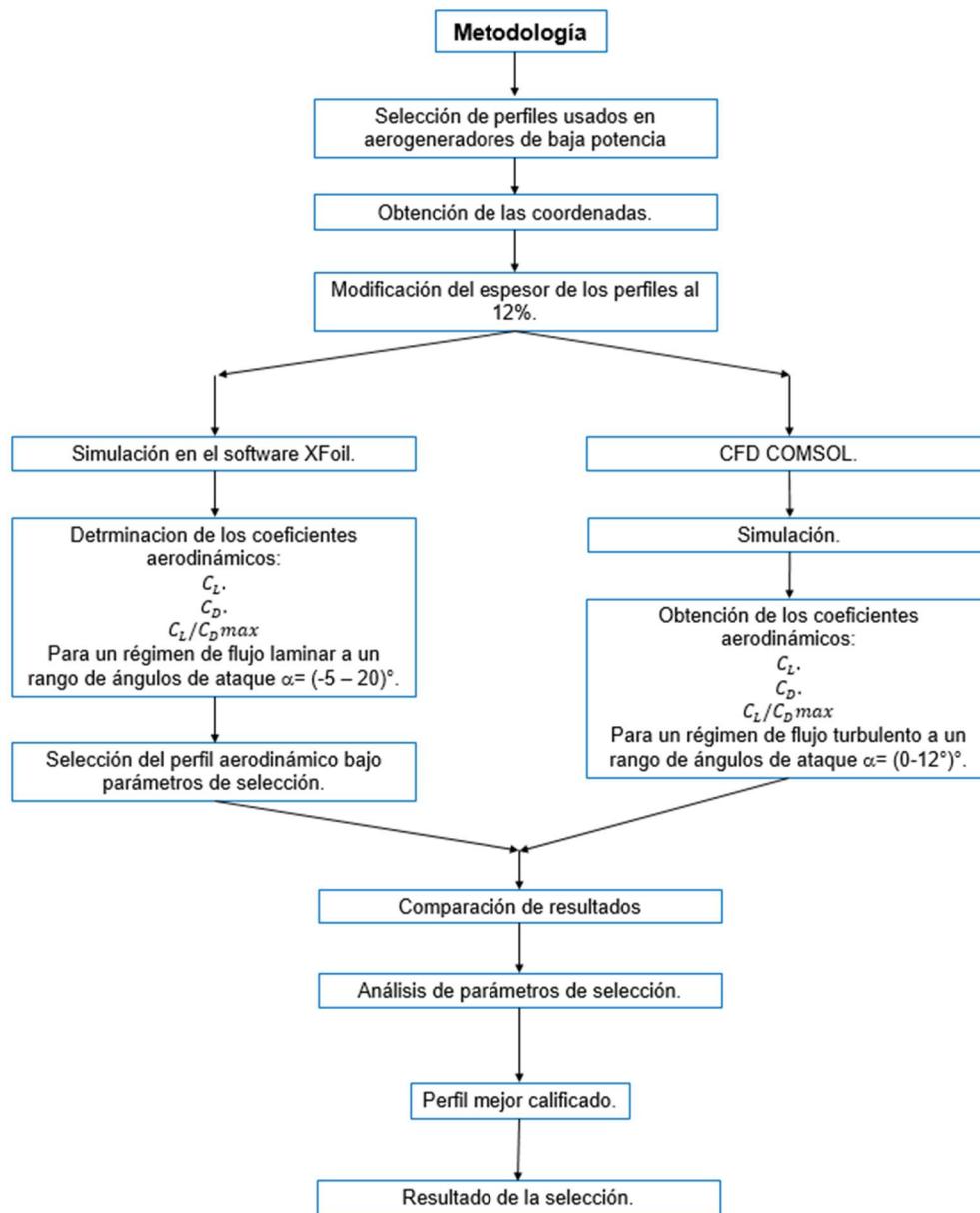


Diagrama 1. Metodología desarrollada para la selección de perfiles aerodinámicos.



En el diagrama de flujo diagrama 2 se muestra la metodología, aplicada para la evaluación de perfiles aerodinámicos, en régimen laminar para , donde es necesario la determinación de un rango de números de Reynolds clasificado como laminar (200,000 a 600,000), y un rango de ángulos de ataque de (-10 a 20°) que este es el movimiento máximo del perfil, desde el punto de máxima presión en el intradós, y la máxima succión en el extradós, este rango es independiente a si el análisis se enfoca a régimen laminar, debido a que el ángulo de ataque define la inclinación adecuada del perfil, y su trayectoria hasta llegar a la máxima sustentación.

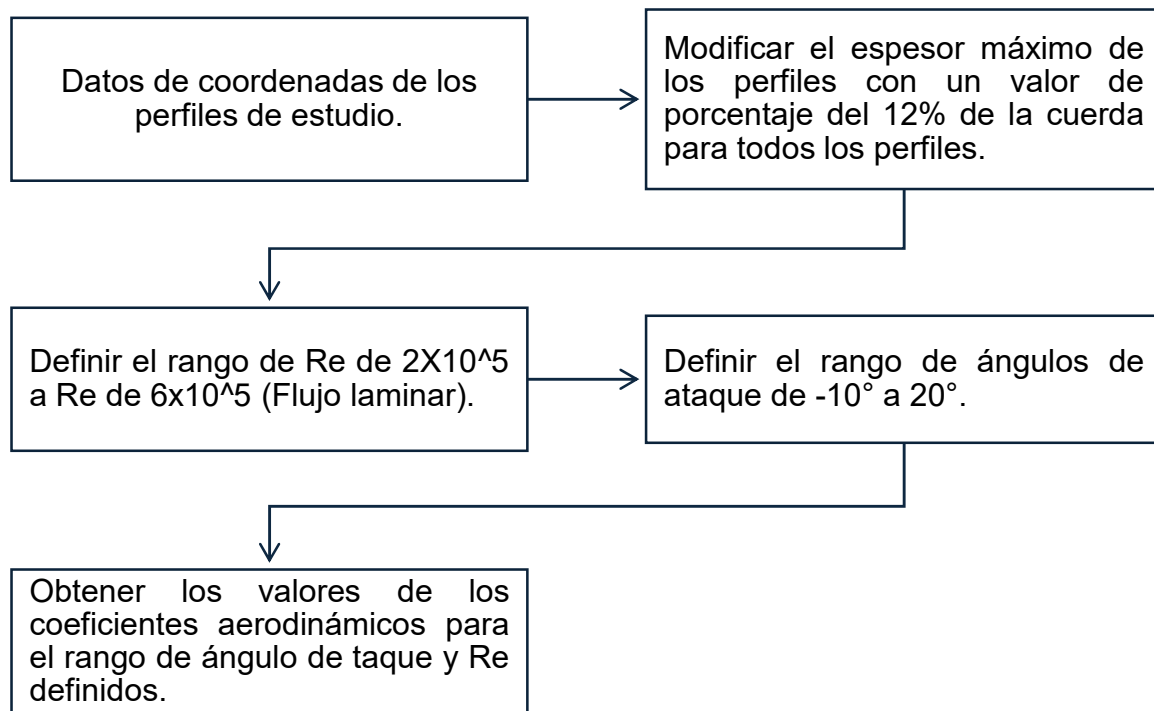


Diagrama 2. Metodología para la evaluación de perfiles en XFOil.

En el diagrama 3, se puede observar el proceso para la preselección de perfiles a bajo número de Reynolds, basada en [29], obtenido en la metodología descrita



en el diagrama 3, donde se determinaron los coeficientes de sustentación ( $C_L$ ), de arrastre ( $C_D$ ), y de momento ( $C_m$ ), para el rango de ángulos de ataque ( $\alpha$ ) y números  $Re$  correspondientes al flujo laminar.

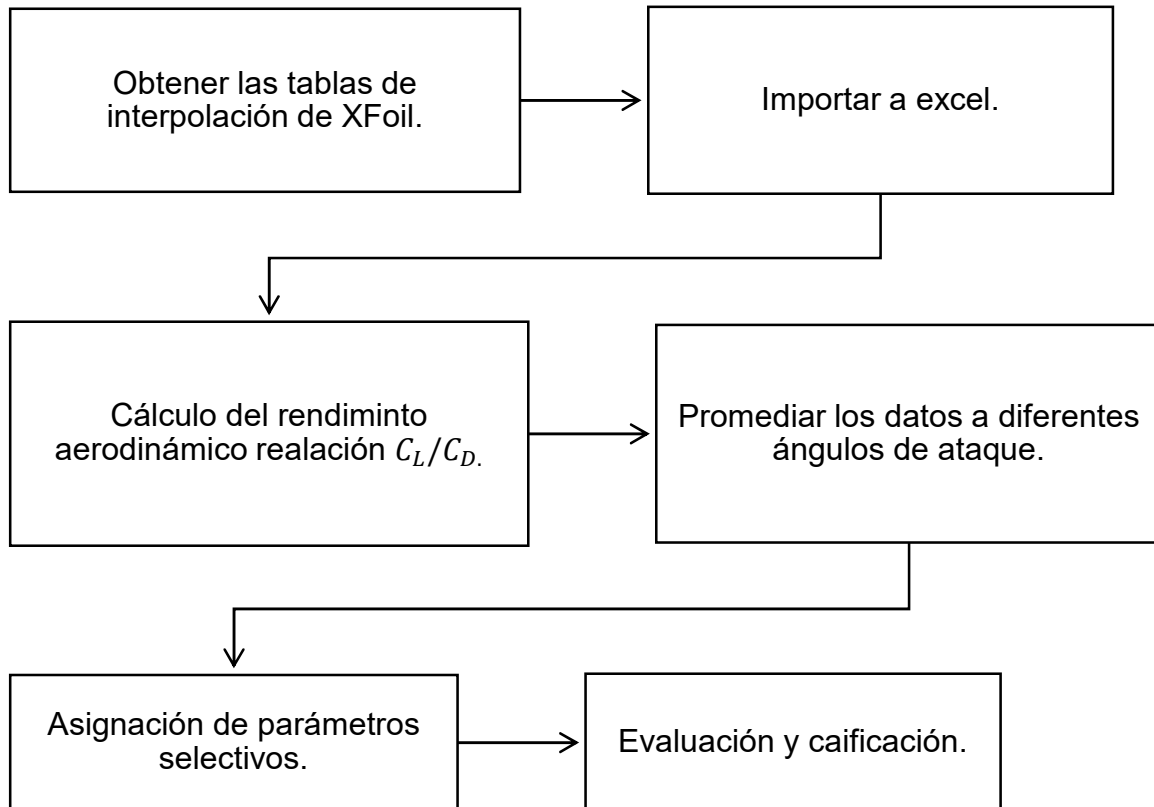


Diagrama 3. Proceso de preselección de los perfiles bajo el número de Reynolds.

En el diagrama 4. Se presenta el diagrama de flujo para la determinación de los coeficientes aerodinámicos en un régimen turbulento utilizando CFD. [30], determinaron el número de  $Re$  (Reynolds), para aerogeneradores de baja potencia, debido al régimen turbulento, y establecieron que el mismo se encuentra por debajo de  $5 \times 10^5$  o 500,000, adecuado para llevar el estudio a la simulación por CFD, bajo el modelo de flujo SST (Shear Stress Transport),

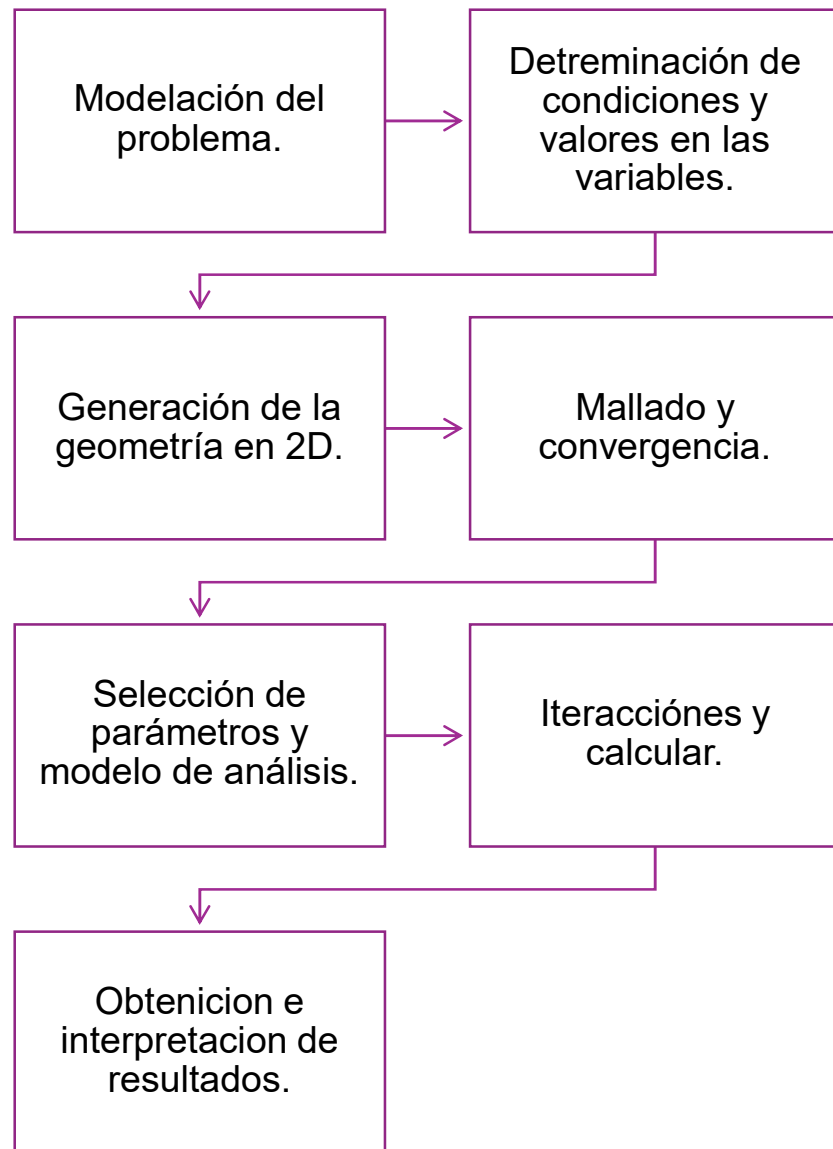


Diagrama 4. Proceso de simulación de fluidos en (CFD) COMSOL.

Según la metodología presentada primero se muestra la selección de los perfiles para la simulación en el software XFOIL, la obtención de coeficientes aerodinámicos, la evaluación bajo criterios de selección y la simulación en CFD COMSOL, obtención de coeficientes y la comparación de resultados para finalizar con la selección del perfil aerodinámico con mayor desempeño.



## 7.1 Obtención de la velocidad de diseño

Los datos de la velocidad del viento fueron tomados de la estación anemométrica CERTE M04, figura 29, ubicada en La Ventosa, Oaxaca, bajo las siguientes coordenadas 16.545922, -94.954740, la presente memoria toma como referencia la valoración del estudio anual de año 2023, se determina con la ecuación 2.16 y 2.19, es 8.92 m/s para evaluar los perfiles en la simulación Xfoil y CFD COMSOL.

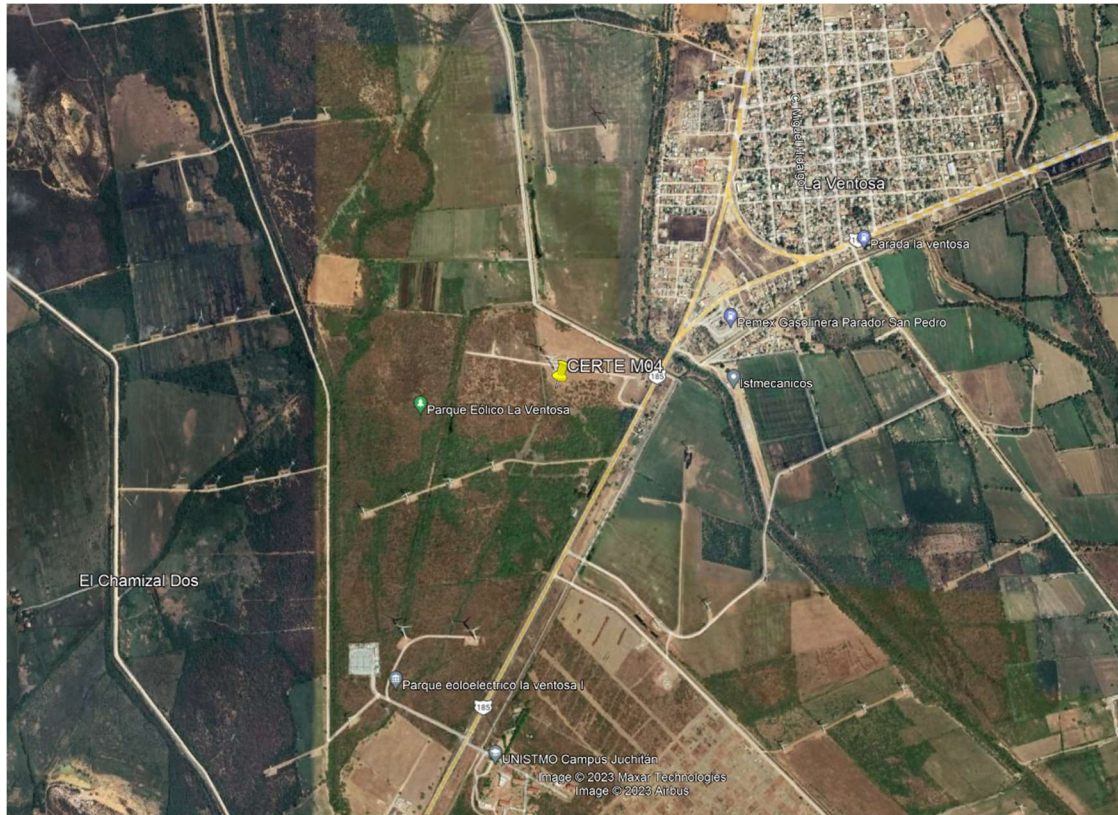


Fig. 29. Ubicación espacial de la central meteorológica CERTE M04.

## 7.2 Etapa de selección de los perfiles aerodinámicos

Los perfiles recomendados por fuentes de autores declaradas en los antecedentes y por experiencia en profesionales en materia aerodinámica se postulan los siguientes perfiles, los cuales muestran ser apropiados para aerogeneradores de baja potencia, determinando primero un estudio en Xfoil y uno en CFD.



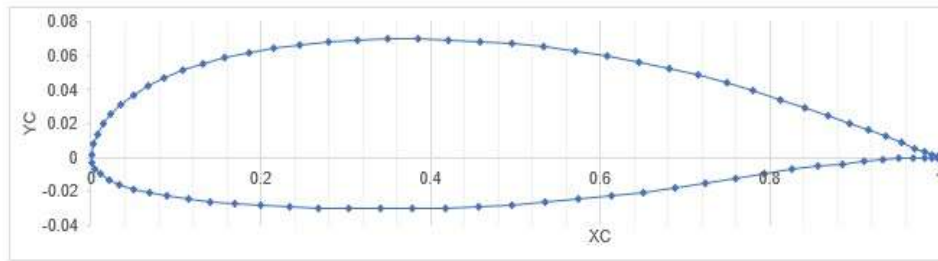


Tabla II. Descripción de los perfiles aerodinámicos preseleccionados procedentes de diferentes familias de perfiles aerodinámicos.

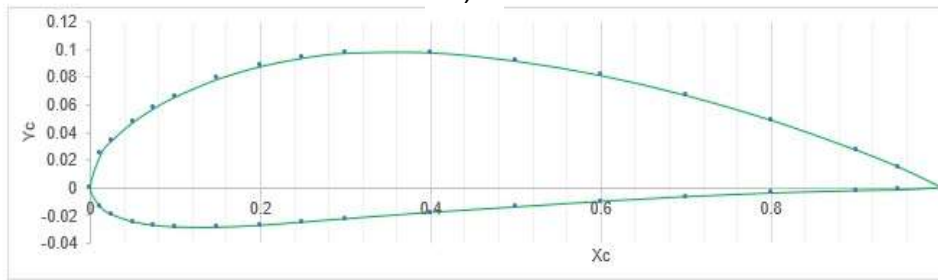
PERFIL / SERIE	CARACTERÍSTICAS.
<b>NACA 3415</b>	Pertenece a NACA de 4 dígitos con una curvatura máxima de 3% de la cuerda a un 40% con un espesor de 15% respecto a la medida de la cuerda.
<b>NACA 4412</b>	Pertenece a NACA de 4 dígitos con una curvatura máxima de 4% de la cuerda a un 40% con un espesor de 12% respecto a la medida de la cuerda.
<b>FX 63-137</b>	Pertenece a WORTMANN creado con condiciones subsónicas, #63 con espesor de 13.7%
<b>SG 6041</b>	Pertenece a Airfoils con una curvatura máxima de 2.3% y un espesor equivalente al 16% de la cuerda.

Obteniendo las coordenadas adecuadas a cada perfil para integrar su análisis en XFOil, fueron extraídas de [31], donde de forma gratuita se pueden adquirir, el principio de configuración es en coordenadas para un plano cartesiano con el arreglo x, y para ello se interpretaron los valores resultando las coordenadas del Anexo 1. La siguiente figura muestra las gráficas de coordenadas de los perfiles en razón a su espesor y tamaño de la cuerda, véase la figura 30. a) perfil SG 6041, b) perfil NACA 4412, c) perfil NACA 3415 y d) perfil FX 63-137.

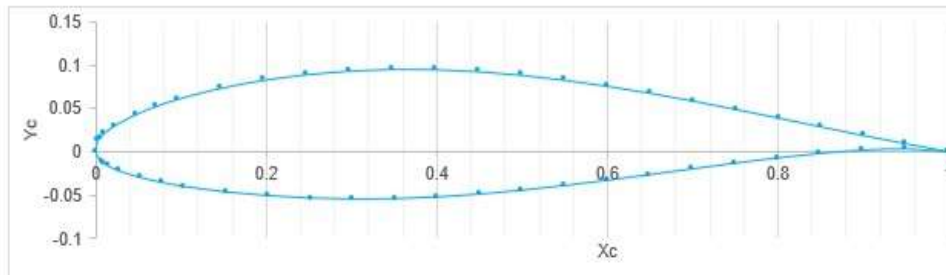
Se aclara que en esta obtención las coordenadas generan el perfil con el porcentaje de registro de la fuente, sin la modificación del espesor recomendada para aerogeneradores de baja potencia de modo que las formas del perfil muestran las características nominales descritas en la tabla 4.



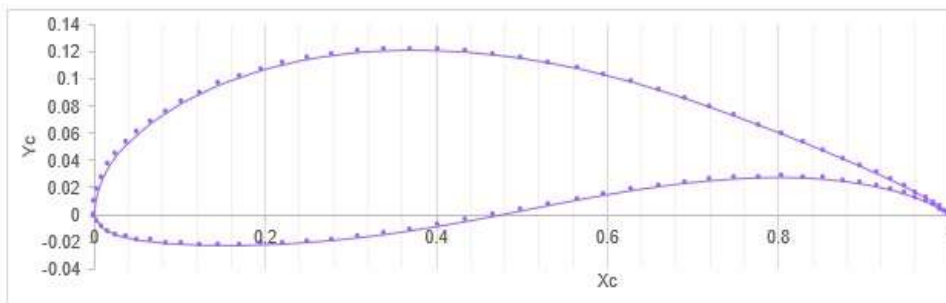
a)



b)



c)



d)

Fig. 30. Coordenadas geométricas de diseño de los perfiles candidatos, fuente propia.

### 7.3 Proceso de la etapa de simulación en Xfoil

En esta etapa se realizó la selección del perfil aerodinámico donde se aplicó el proceso de selección. Puede verse en el anexo 4 la modificación del espesor y el ajuste de los puntos de la cuerda para adaptar los perfiles a la recomendación para aerogeneradores de baja potencia, separando las coordenadas para acortar el



borde de salida y redondear el borde de ataque. En la tabla 3, se observa los resultados de los coeficientes aerodinámicos obtenidos en Xfoil y promediados en Excel de cada perfil, para una relación  $C_L/C_D$  máxima y los valores máximos  $C_L$  y mínimos de  $C_D$ .

Tabla III. Coeficientes aerodinámicos para una eficiencia aerodinámica máxima.

<b>Perfiles</b>	<b><math>C_L/C_D</math> máx./ <math>\alpha^\circ</math></b>	<b><math>C_L</math> máx./ <math>\alpha^\circ</math></b>	<b><math>C_D</math> mín./ <math>\alpha^\circ</math></b>
<b>NACA 4412</b>	99.2119 /6°	1.4978/ 16°	0.0080/ 0°
<b>SG 6041</b>	79.1763 /4°	1.3541/ 16°	0.0079/ 2°
<b>NACA 3415</b>	89.5184 /4°	1.3453/ 12°	0.0075/ 2°
<b>FX 63 -137</b>	115.476 /4°	1.7713/ 14°	0.0091/ 3°



En la tabla 4 se puede observar las calificaciones de cada perfil en función de los criterios de selección, utilizando los datos de la tabla 3.

*Tabla IV. De los resultados en la evaluación de perfiles candidatos según la metodología para la evaluación de perfiles de Xfoil.*

No.	Parámetros de evaluación	Perfiles evaluados			
		SG 6041	<b>NACA4412</b>	NACA3415	FX63137
1	Max $C_L/C_D$	1	3	2	4
2	$C_L$ máx.	2	3	1	4
3	Variación de $C_L$ al entrar al régimen de flujo	2	4	1	3
4	Manufactura	3	4	2	1
		8	<b>14</b>	6	12

Donde las calificaciones son 4 para el más adecuado y 1 para el menos adecuado,

#### 7.4 Gráficos obtenidos del análisis de datos en Xfoil:

A continuación, se muestran los gráficos obtenidos en esta metodología, donde se detectan los valores de máxima sustentación y el momento en que el ángulo de ataque llega a la pérdida.

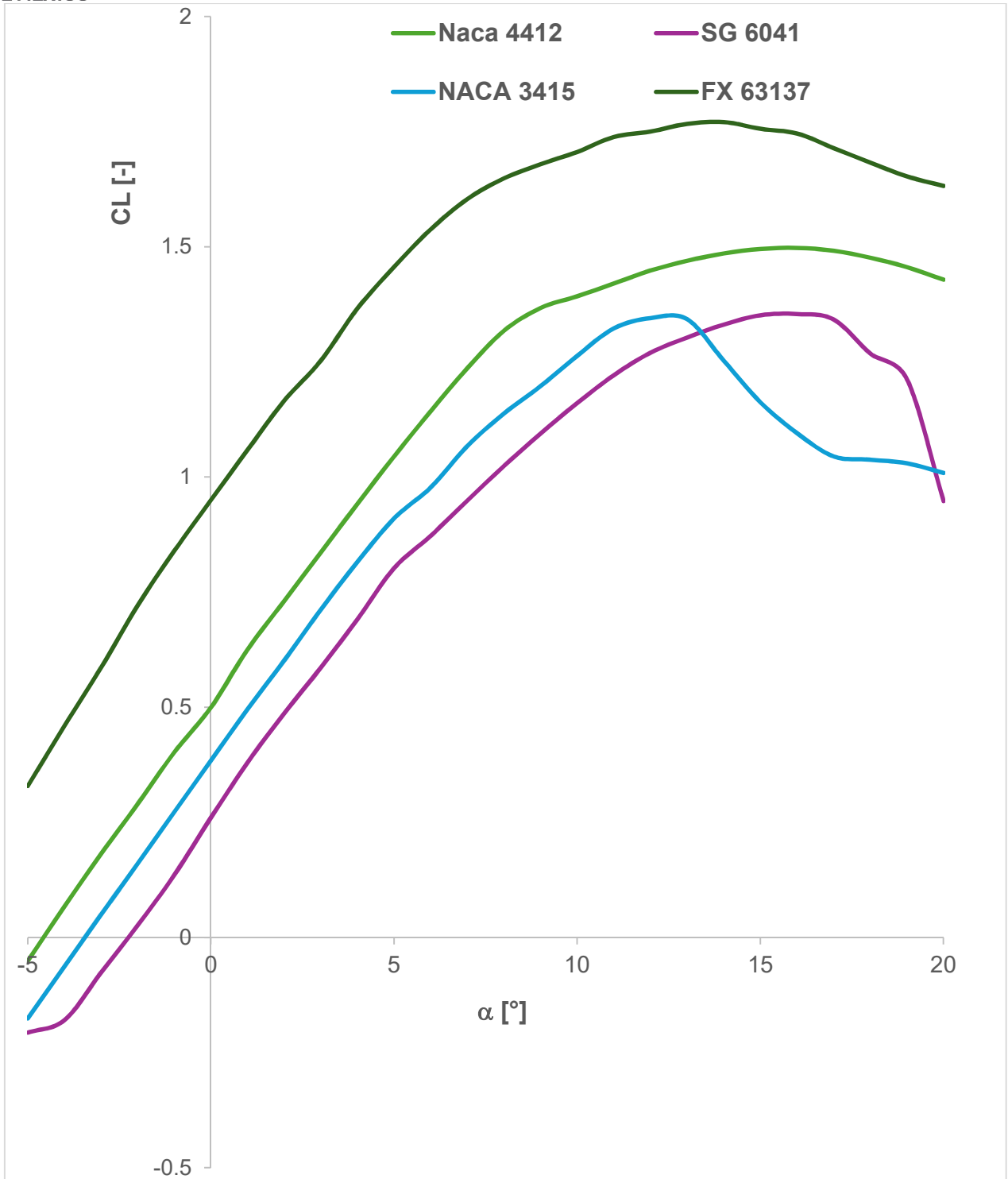


Fig. 31. Gráfica del coeficiente de sustentación.



El comportamiento de los perfiles es similar en el coeficiente de sustentación al rango de Reynolds de  $200 \times 10^6$  –  $600 \times 10^6$ , se puede observar en la figura 31, un patrón de estabilidad del perfil en el rango de ángulos ( $9^\circ$  a  $13^\circ$ ) antes de caer en arrastre, lo que nos indica buena eficiencia aerodinámica, comenzando un descenso en el rango de ángulos ( $14^\circ$  a  $20^\circ$ ), manteniendo un estado constante.

En la figura 32, se puede observar la eficiencia aerodinámica para el rango de Reynolds de  $200 \times 10^6$  –  $600 \times 10^6$ , con un patrón en forma de campana indicando los ángulos con mejor estabilidad aerodinámica.

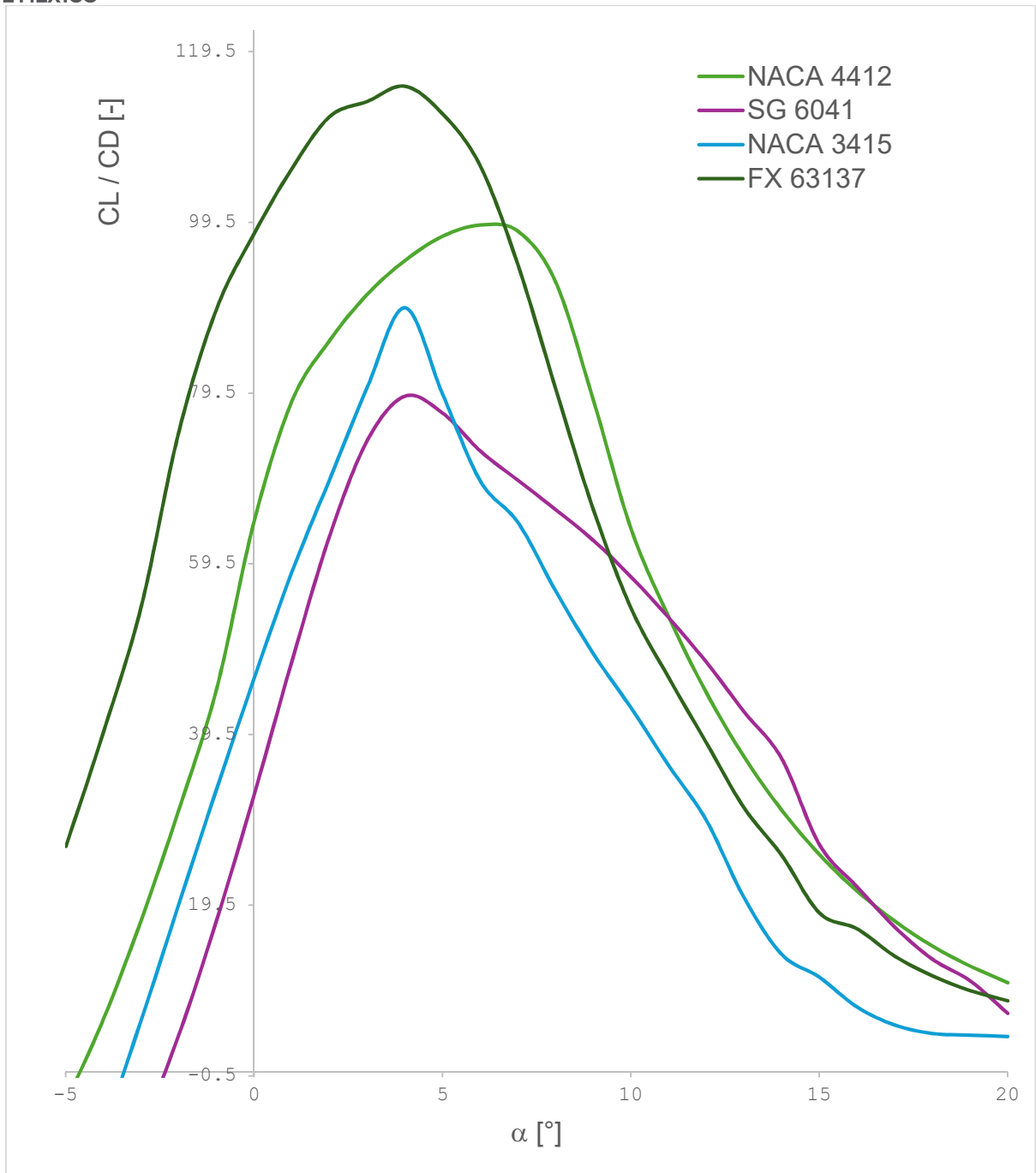


Fig. 32. Eficiencia aerodinámica a  $\alpha$  (-5° - 20°).



## 7.5 Resultado de la selección

Para esta etapa la evaluación diagrama 3 marca a el perfil NACA 4412 Y SG 6041, como los candidatos con mayor resistencia teórica a el flujo de fluido, en el rango de ángulos de ataque de  $-10^\circ$  a  $20^\circ$ , de un 85% antes de entrar a la falla aerodinámica por arrastre, como se observa en la tabla 5.

Tabla V. Análisis del coeficiente de sustentación y del coeficiente de arrastre.

Perfil	Sustentación máxima		Comienzo de arrastre.		
	$\alpha$	$C_{Lmax}$	$R_e$	$\alpha_{stall}$	Re
<b>NACA 4412</b>	$15^\circ$	1.56	600,000	$17^\circ$	RANGO
<b>NACA 3415</b>	$14^\circ$	1.40	600,000	$15^\circ$	RANGO
<b>SG 6041</b>	$16^\circ$	1.41	600,000	$17^\circ$	RANGO
<b>FX 63-137</b>	$13^\circ$	1.80	600,000	$14^\circ$	RANGO

(RANGO) esta referenciado al establecido para este estudio de  $(200 \text{ a } 600) \times 10^6$ .

El perfil aerodinámico FX 63-137 queda descartado de esta selección debido a que la manufactura de este perfil necesita de un alargamiento del borde de salida y un dimensionamiento modificando la estructura y no por lo tanto modifica el estudio que, a pesar de poder ser simulado la eficiencia baja al modificar su geometría, al menos para las aplicaciones de aerogeneradores de baja potencia.

## 7.6 Etapa de simulación en CFD COMSOL

Esta sección se muestra metodología de la simulación de los perfiles diagrama 4, compuesta de dos partes la primera parte es para el perfil NACA 4412, y la segunda etapa será la del perfil SG 6041.





### 7.6.1 Proceso de simulación para el perfil NACA 4412

Realizando la metodología presentada anteriormente, se obtiene una simulación a un régimen de viento de 8.97m/s bajo las condiciones de flujo turbulento en el simulador SST- k-w-LR. Como se muestra en la figura 33. Para integrar el flujo de fluido, de forma que se obtenga lo gráficos del comportamiento aerodinámico el perfil, en formación de la capa límite y en el comportamiento de las presiones estructurales que puede sufrir usando los parámetros establecidos en la tabla 5, para su simulación.

Tabla VI. Parámetros usados en la simulación:

▼ Parámetros			
» Nombre	Expresión	Valor	Descripción
U_inf	8.92[m*s <sup>-1</sup> ]	8.92 m/s	
rho_inf	1.2[kg*m <sup>-3</sup> ]	1.2 kg/m <sup>3</sup>	
mu_inf	1.81397e-5[kg*...]	1.814E-5 kg/(...	
L	12.5[m]	12.5 m	
c	1.0[m]	1 m	
alpha	0	0	

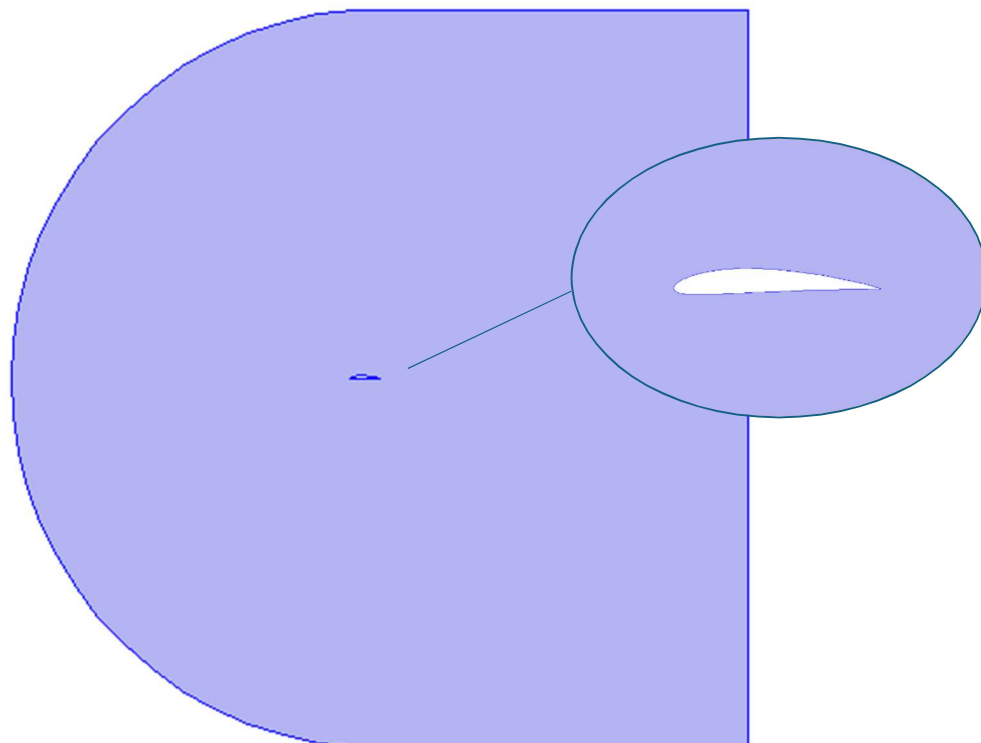
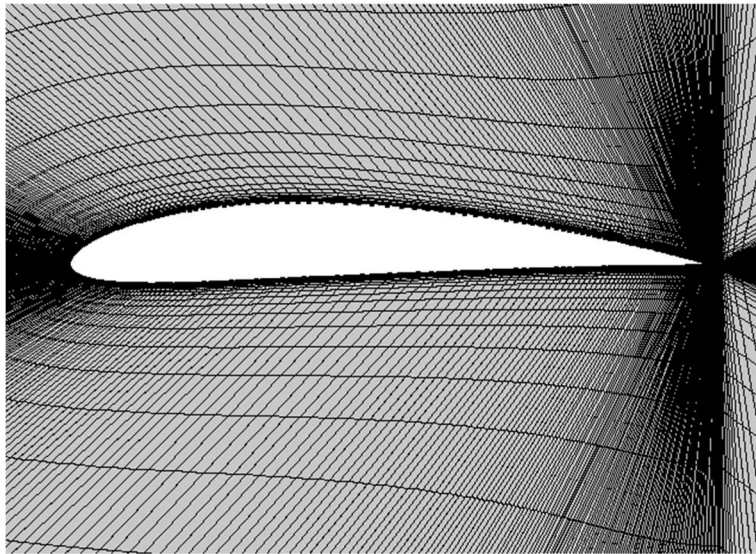


Fig. 33. Área de dominio para la simulación de NACA 4412.



La instalación del mallado triangular para realizar el análisis de simulación, la malla cuenta con 50 elementos distribuidos por las diferentes caras de la superficie de modo que al final se integran 15000000 de elementos seccionales figura 33 que analizaran el comportamiento de todas las variables en el análisis de resultados.

Cada sección con un diseño triangular cercana a los bordes del perfil y rectangular cercana a las paredes del área de análisis como se muestra en la figura 34.



*Fig. 34. Malla triangular en los bordes cercano a la geometría del perfil NACA 4412, fuente propia.*

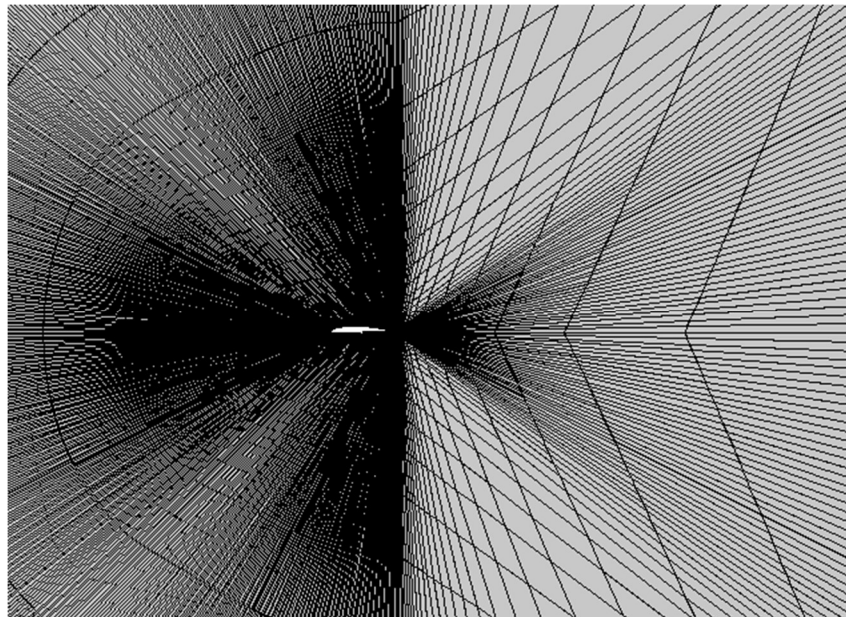


Fig. 35. Mallado en las paredes del área de análisis del perfil NACA 4412, fuente propia.

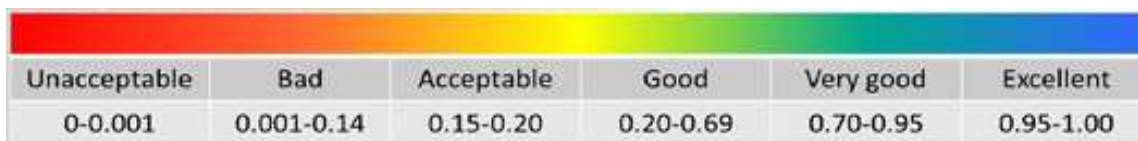


Fig. 36. Coloración de la malla para el perfil NACA 4412, antes de ejecutar el estudio de simulación para evaluar su calidad. [42].

Para la evaluación de la malla se observa en la figura 37 que está dentro del rango establecido como muy bueno y bueno, en la superficie cercana a las paredes del perfil a diferencia de la zona fuera del análisis de interés donde el color es rojo naranjado, como muestra la escala de evaluación de la figura 36, indica que el espacio del mallado entre cada elemento es mayor y por lo tanto los resultados opera esta sección son más probables de ser erróneos, mientras más grande es el espacio designado para cada elemento valuado mayor será la convergencia que para la ecuación establecida sufre cambio en la determinación de las variables dando así que la simulación no logre descifrar lo que sucede en el perímetro del área de trabajo.

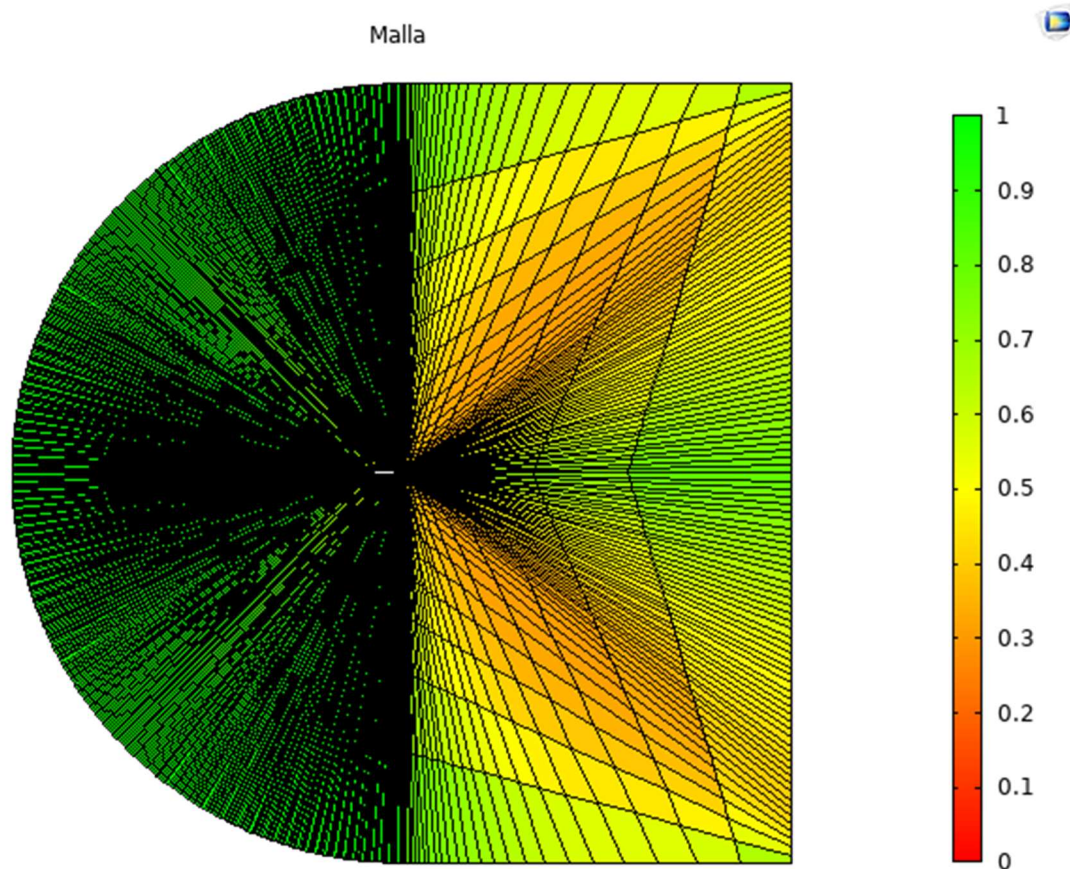


Fig. 37. Evaluación de la coloración de la malla antes de la simulación. Fuente propia.

La coloración de la malla antes de la simulación, demuestran un valor menor a 1, significa entonces que la malla es la adecuada y que las ecuaciones se han ajustado al sistema de simulación.

— Estadísticas del elemento de dominio —

Número de elementos:	28100
Calidad mínima de elemento:	0.3058
Calidad media de elemento:	0.7184
Ratio de área de elemento:	2.008E-12
Área de mallado:	557.9 m <sup>2</sup>

Fig. 38. Análisis estadístico de la calidad de la malla.



Como se muestra en la figura 38, los parámetros de la calidad de la malla muestra que se construyeron un total de 28100 elementos para la evaluación del perfil NACA 4412, el parámetro de mayor importancia es el de la calidad de la malla media, que basado en la figura 36, la calidad es aceptable así como en la oblicuidad de la malla que detecta que está en aceptable, por lo tanto, indica que el estudio se ajusta en los parámetros seguros y se espera que los resultados sean certeros y lo más cercanos a la realidad en la simulación.



### 7.6.2 Proceso de simulación para el perfil SG 6041

Realizando la metodología presentada anteriormente, se obtiene una simulación a un régimen de viento de 8.97m/s bajo las condiciones de flujo turbulento en el simulador SST- k-w-LR. Para integrar el flujo de fluido como se muestra en la figura 39, de forma que se obtenga lo gráficos del comportamiento aerodinámico el perfil, en formación de la capa límite y en el comportamiento de las presiones estructurales que puede sufrir tomando los parámetros de la tabla 7 para su simulación.

Tabla VII. Parámetros usados en la simulación:

▼ Parámetros			
» Nombre	Expresión	Valor	Descripción
U_inf	8.92[m*s^-1]	8.92 m/s	
rho_inf	1.2[kg*m^-3]	1.2 kg/m <sup>3</sup>	
mu_inf	1.81397e-5[kg*m^-1*s^-1]	1.814E-5 kg/(...	
L	12.5[m]	12.5 m	
c	1.0[m]	1 m	
alpha	0	0	

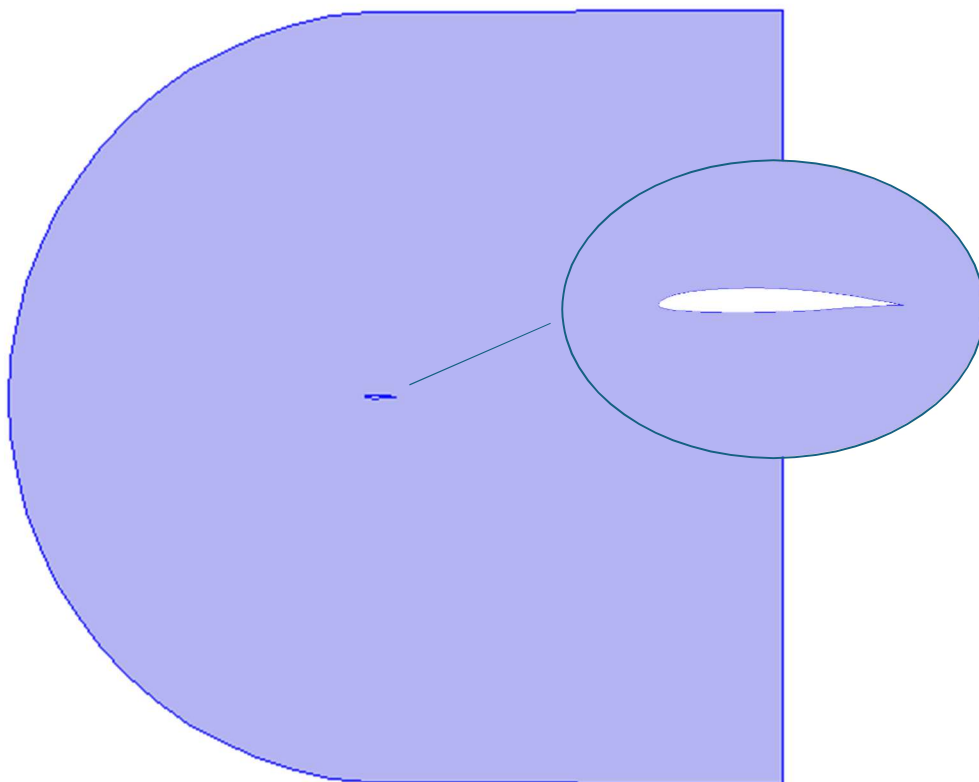
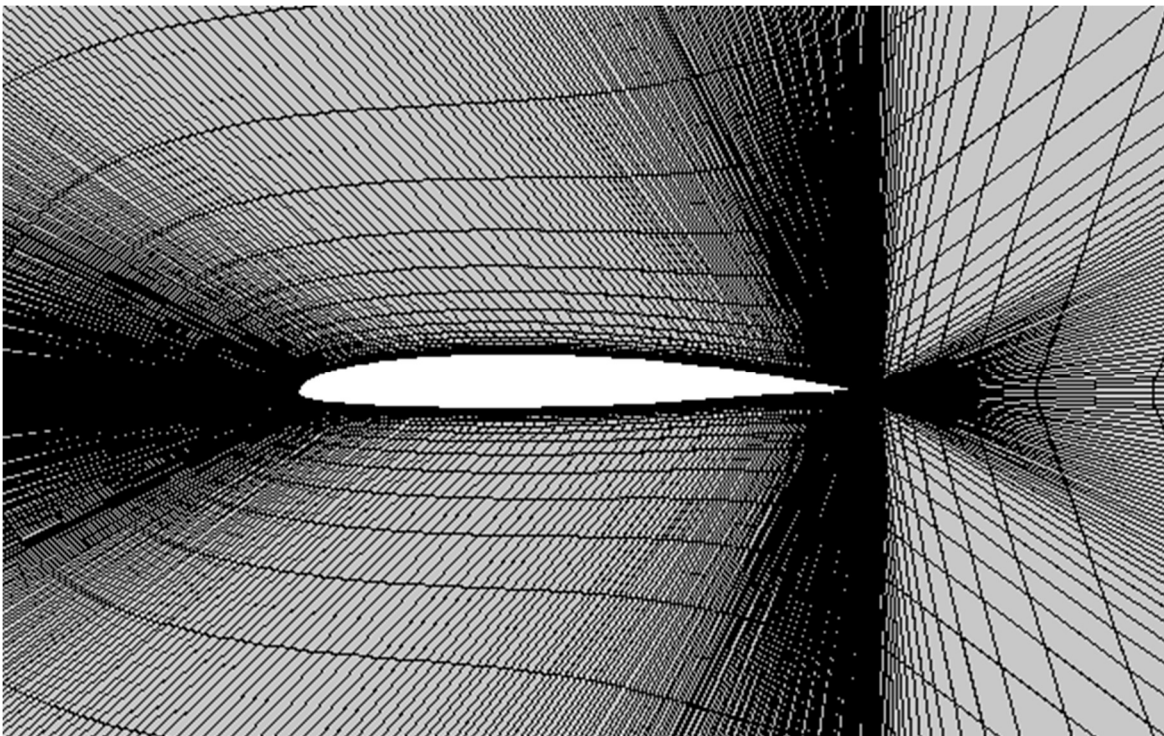


Fig. 39. Área de dominio para la simulación de SG 6041.



La instalación del mallado triangular para realizar el análisis de simulación, la malla cuenta con 50 elementos distribuidos por las diferentes caras de la superficie de modo que al final se integran 15000000 de elementos seccionales figura 41 que analizaran el comportamiento de todas las variables en el análisis de resultados.

Cada sección con un diseño triangular cercana a los bordes del perfil y rectangular cercana a las paredes del área de análisis como se muestra en la figura 40.



*Fig. 40. Malla triangular en los bordes cercano a la geometría del perfil SG 6041, fuente propia.*

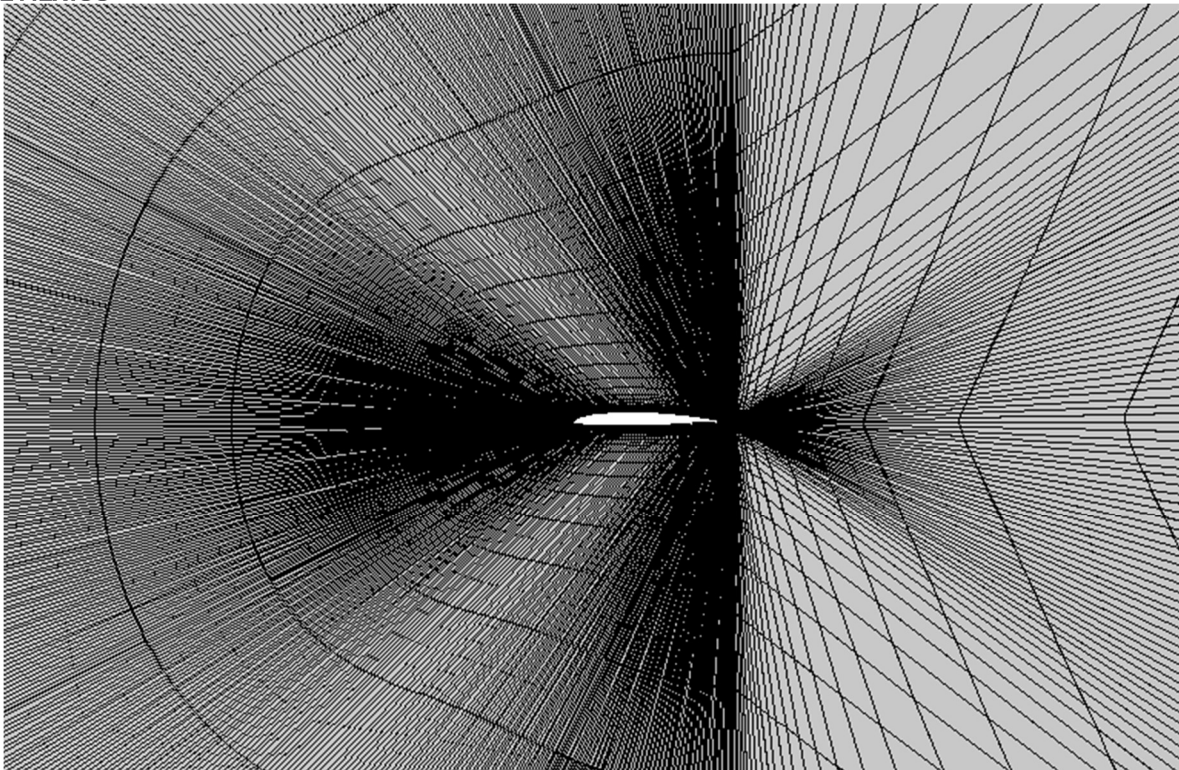


Fig. 41. Mallado en las paredes del área de análisis del perfil SG 6041, fuente propia.

Para la evaluación de la malla se observa en la figura 42 que está dentro del rango establecido como muy bueno y bueno, en la superficie cercana a las paredes del perfil, a diferencia de la zona fuera del análisis de interés donde el color es rojo naranjado, por que indica que el espacio del mallado entre cada elemento es mayor y por lo tanto los resultados opera esta sección son más probables de ser erróneos, mientras más grande es el espacio designado para cada elemento valuado mayor será la convergencia que para la ecuación establecida sufre cambio en la determinación de las variables dando así que la simulación no logre descifrar lo que sucede en el perímetro del área de trabajo

— Estadísticas del elemento de dominio —	
Número de elementos:	28100
Calidad mínima de elemento:	0.3058
Calidad media de elemento:	0.7184
Ratio de área de elemento:	2.008E-12
Área de mallado:	557.9 m <sup>2</sup>

Fig. 42. Análisis estadístico de la calidad de la malla.





Como se muestra en la figura 43, los parámetros de la calidad de la malla muestran que se construyeron un total de 28100 elementos para la evaluación del perfil SG 6041, donde la calidad de la malla media graduada en la escala mostrada en la figura 36, es aceptable, así como la oblicuidad de la malla detectada como aceptable, por lo tanto, indica que el estudio se ajusta en los parámetros seguros y se espera que los resultados sean certeros y lo más cercanos a la realidad en la simulación, además de presentar una buena calidad de coloración figura 43, en la malla lo que indica que la simulación lanzara resultados certeros.

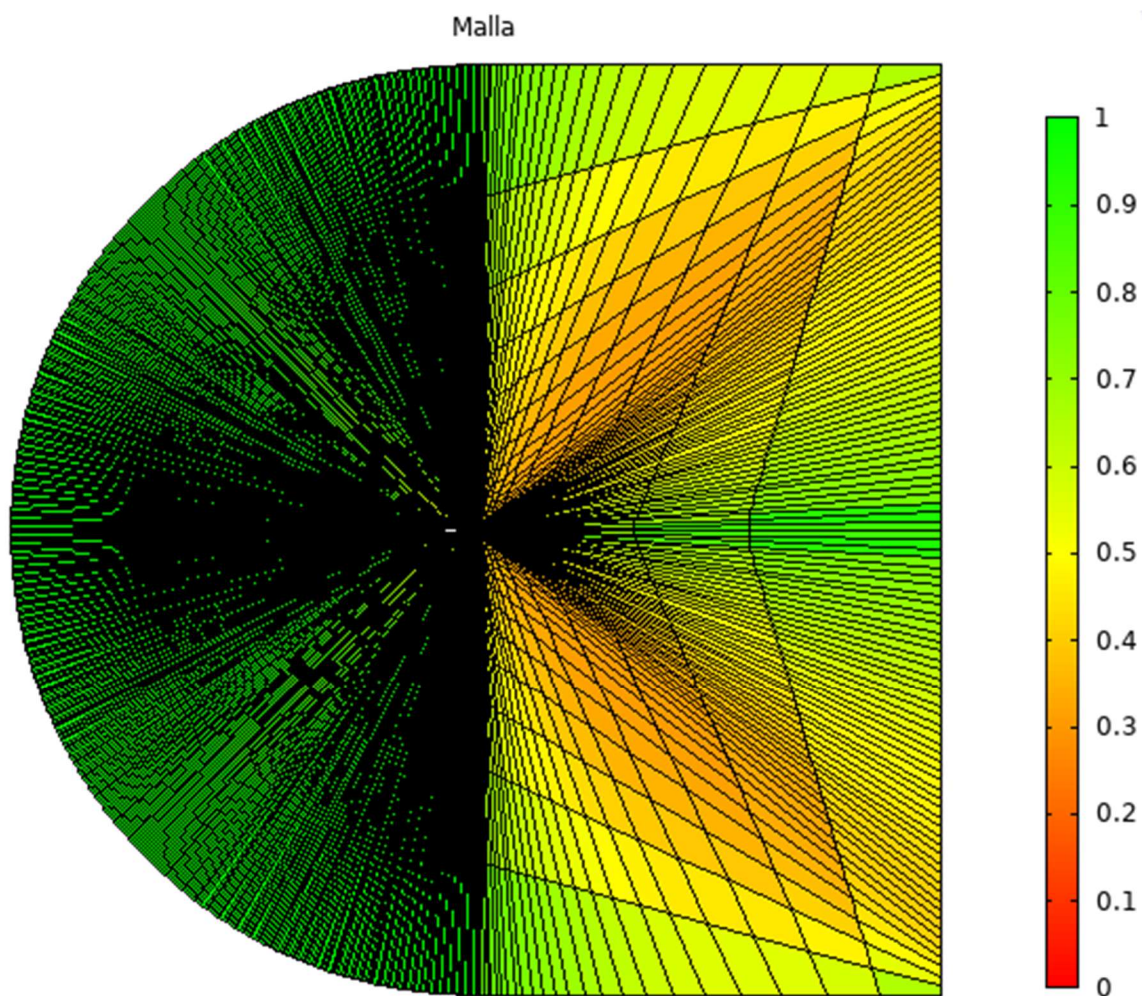


Fig. 43. Coloración de la malla antes de la simulación.

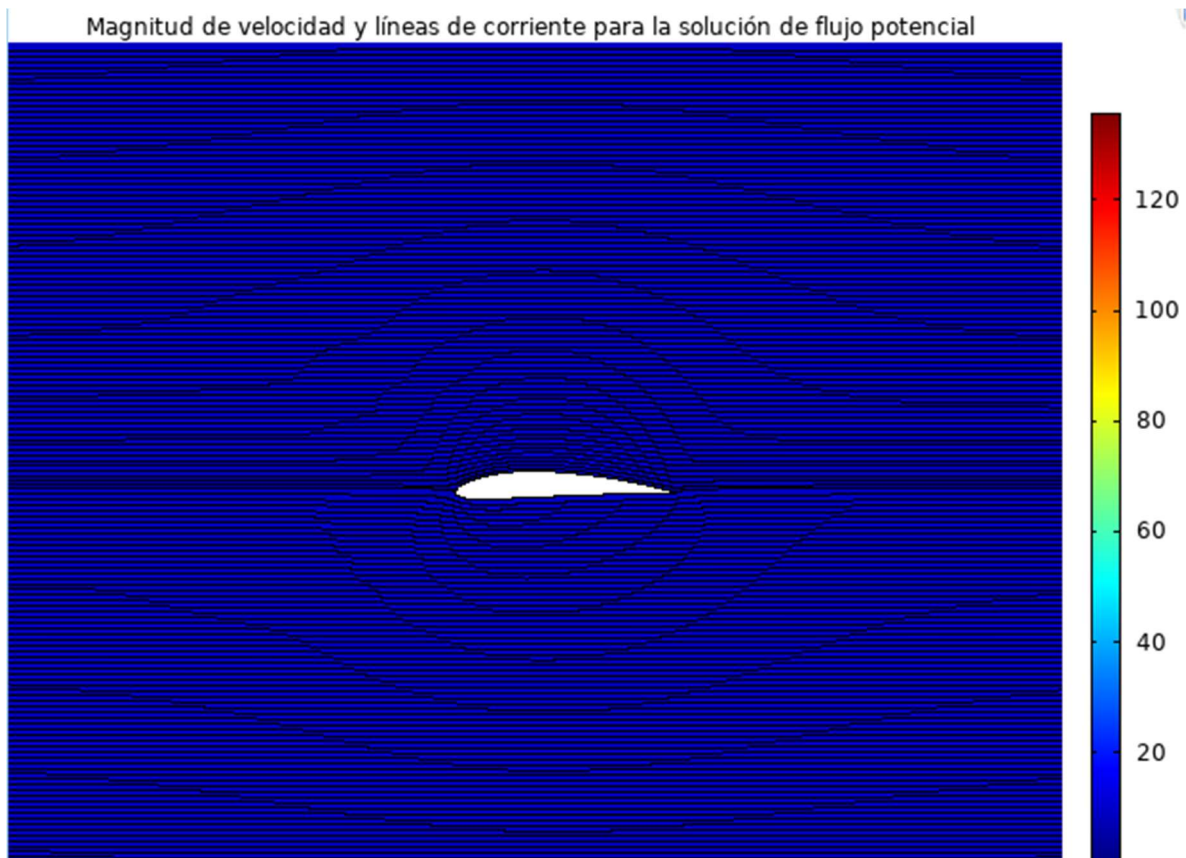


## 8. Resultados y discusión.

En este capítulo se registran los resultados obtenidos luego de realizar la simulación de los perfiles en el modelo SST-Kw- LR, en un lapso de cálculos por 8 horas cada una y un ajuste de los gráficos obtenidos que presentan a continuación.

### 8.1 Resultados de la simulación del perfil NACA 4412.

En la instalación del estudio se obtuvieron las líneas potenciales de flujo de aire sobre el perfil cuando comienza su interacción (figura 44), detectando el punto de remanso en el borde de ataque, un aumento en la capa límite sobre las paredes del perfil a lo largo del extradós y un índice de turbulencia en el borde de salida, lo que indica que el perfil responde de forma adecuada a los diferentes ángulos de ataque, y una aceptable presencia de turbulencia, que puede reducirse si se realiza una modificación en la geometría del perfil.



### 8.1.1 Resultados en el análisis de velocidad.

Las siguientes figuras muestran la simulación del comportamiento del perfil naca 4412 en un rango de ángulos ataque ( $\alpha$ ) de  $0^\circ$ - $12^\circ$  con incrementos de  $2^\circ$ , y su generación de la capa límite (tonalidades rojas) sobre el perfil, y su generación de estela en el borde de salida (coloración azul, verde y amarilla).

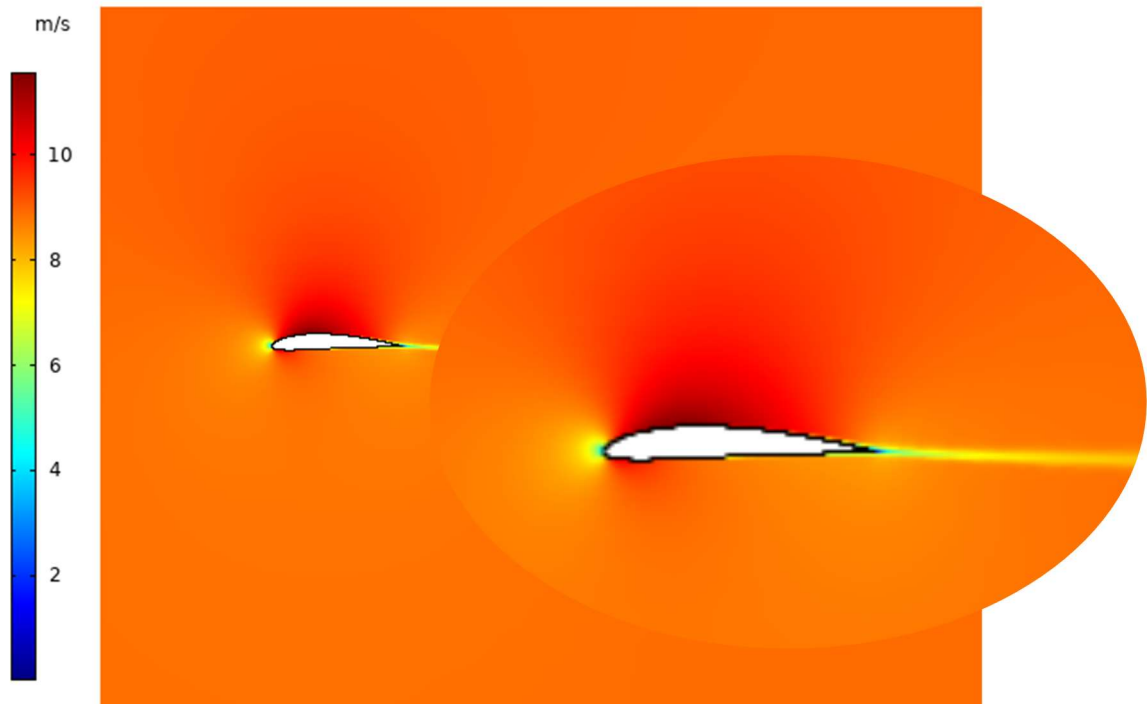


Fig. 45. Formación de la capa límite y de la turbulencia sobre el perfil NACA 4412.

Nótese que la presencia de la capa límite es creciente según el aumento de la velocidad en el simulador, la presencia de los colores azulados cerca de las paredes del extradós muestra la adherencia de la capa límite, donde la velocidad disminuye a causa de la geometría del perfil, mientras que en el extradós la velocidad aumenta al tratar de cumplir la condición de Bernoulli, generando la fuerza de sustentación figuras 45-46.

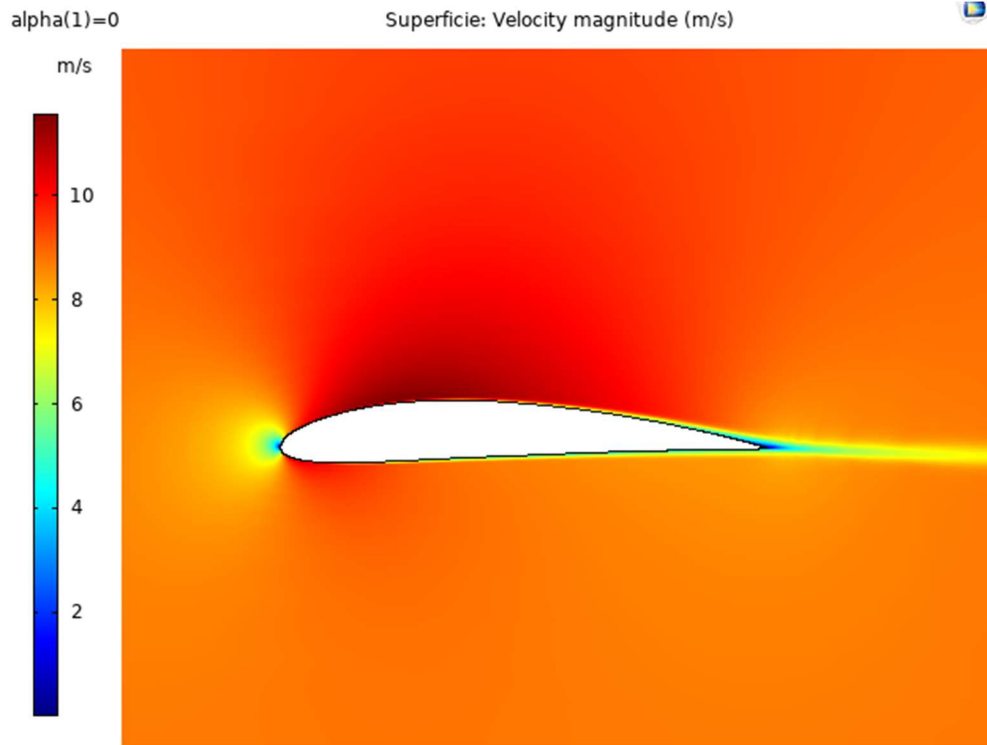


Fig. 46. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil NACA 4412 a  $0^\circ$ .

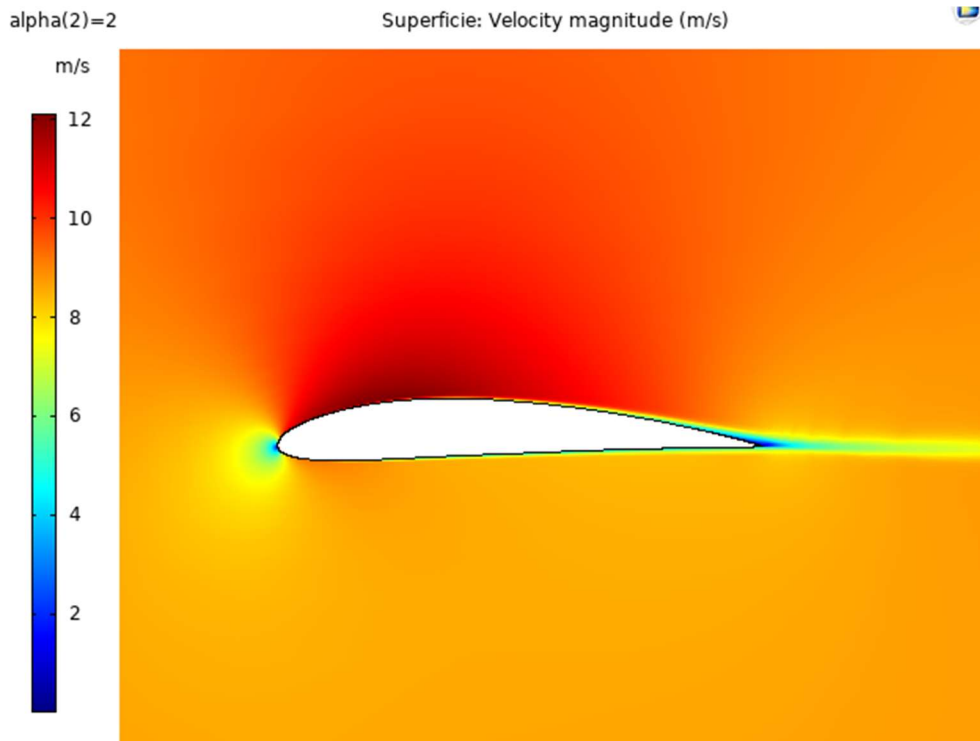


Fig. 47. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil NACA 4412 a  $2^\circ$ .

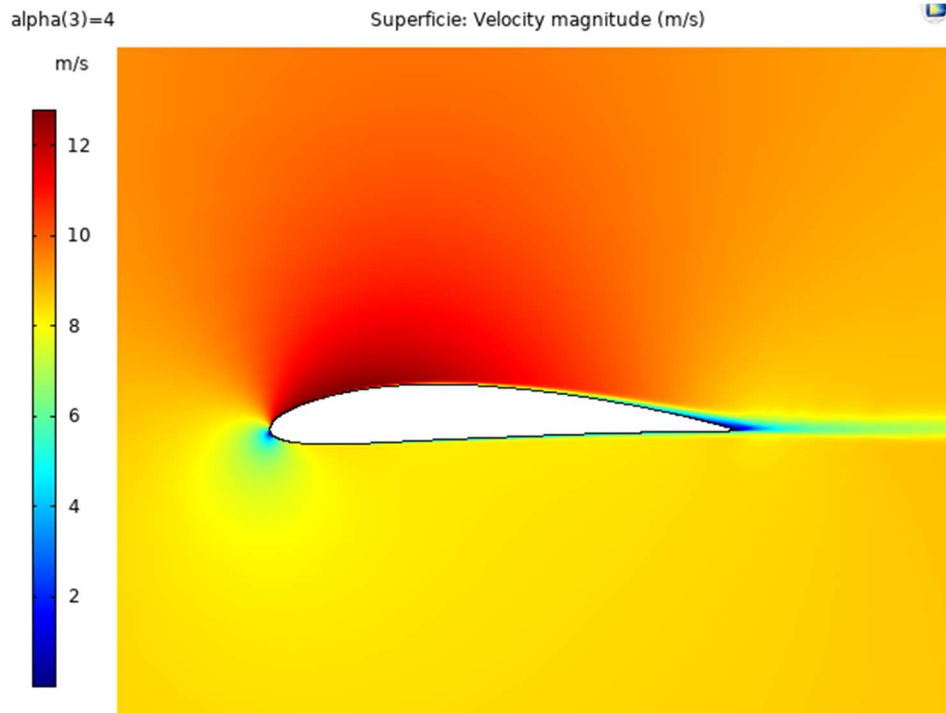


Fig. 48. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil NACA 4412 a  $4^\circ$ .

En las figuras 47 – 50, se aprecia una elevación de la velocidad en la cara del intradós del perfil y una disminución en el extradós debido a que la posición del perfil en este punto, suele tener el borde de ataque arriba lo que genera que se empuje por la fuerza del viento, creando la presencia de turbulencia en el borde de salida, añadido a que la turbulencia reduce considerablemente los coeficientes de sustentación y la eficiencia del perfil, por lo tanto, la aparición de los colores azul fuerte indican que la velocidad se reduce y no circula de forma correcta, figura 51 – 52.

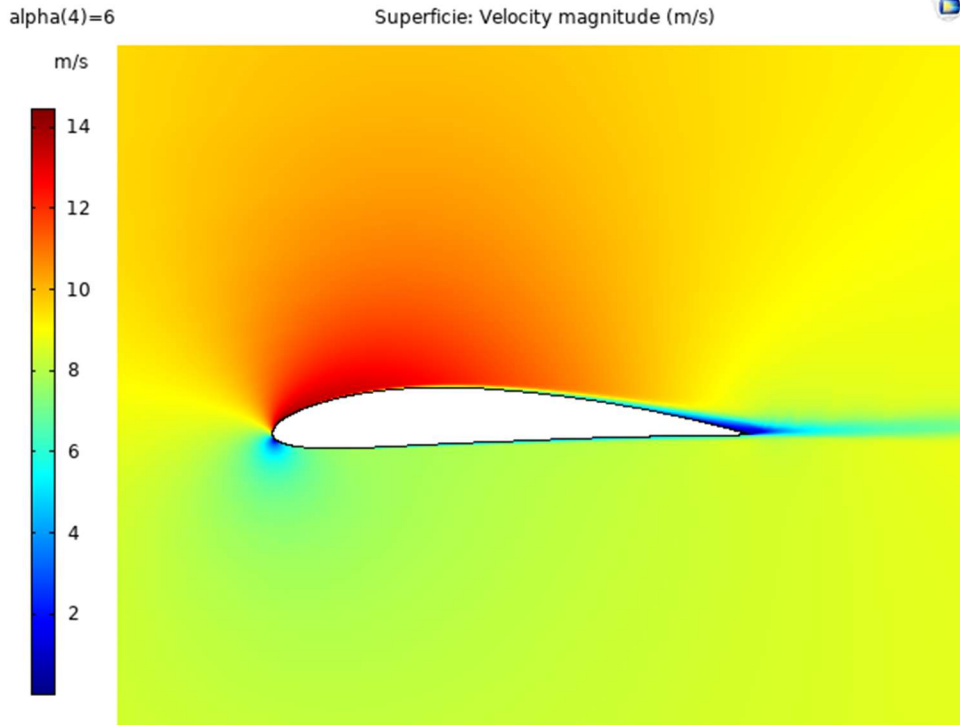


Fig. 49. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil NACA 4412 a 6°.

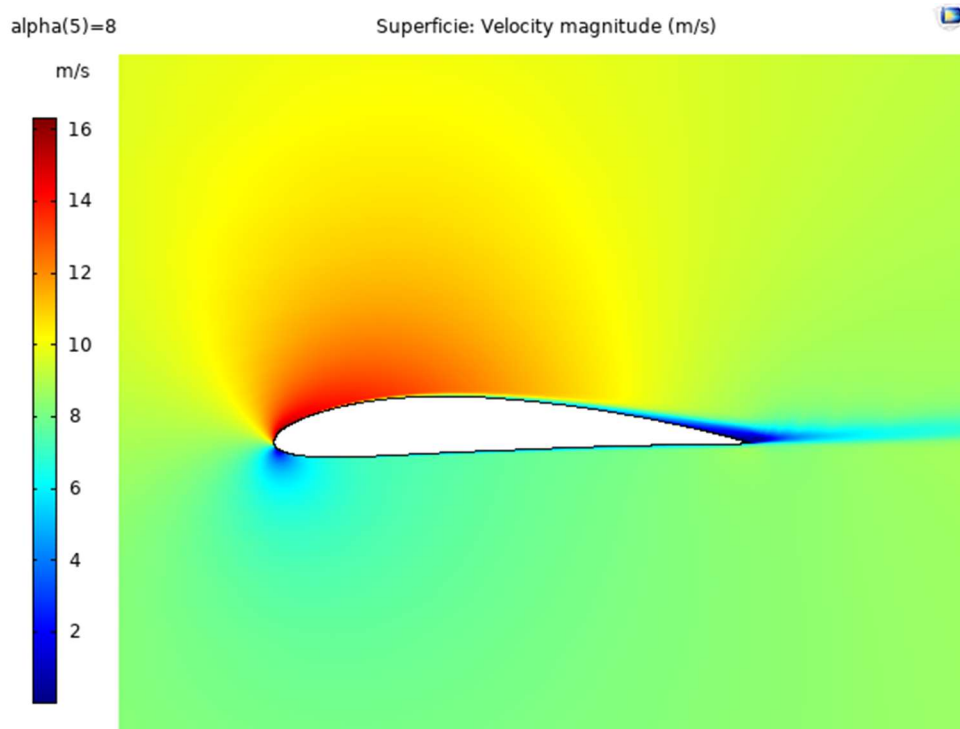


Fig. 50. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil NACA 4412 a 8°.

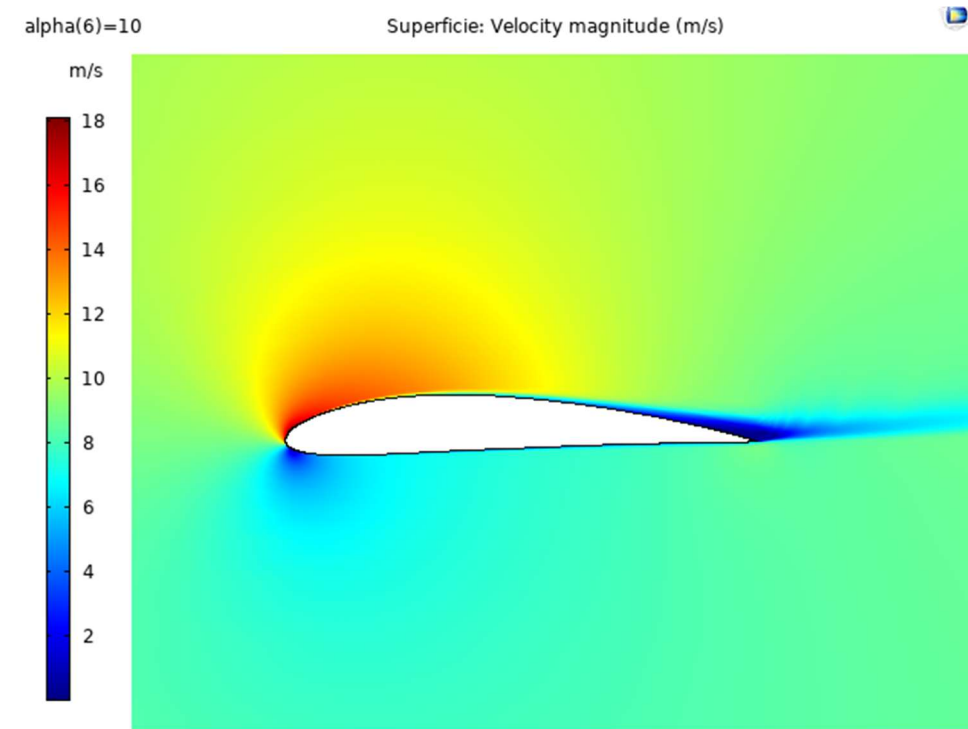


Fig. 51. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil NACA4412 a 10°

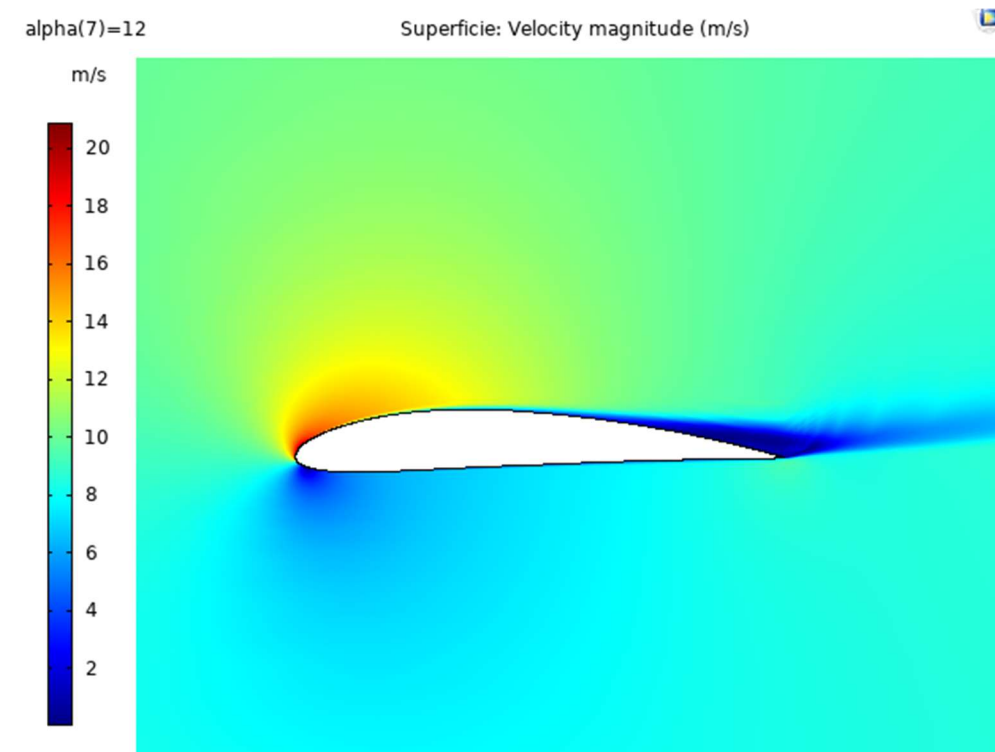


Fig. 52. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil NACA 4412 a 12°.

### 8.1.2 Resultados de análisis de presión sobre el perfil NACA 4412.

A continuación, se muestran los resultados obtenidos en el estudio de presiones para el perfil NACA 4412, donde la mayor presión ejercida sobre el borde de ataque se presentará conforme el rango de ángulos establecidos en la simulación, mientras que las coloraciones azules marcarán la sustentación lograda por el perfil, el color rojo muestra la variación en la que el perfil estará comenzando su pérdida aerodinámica y lanzará el arrastre figura 53.

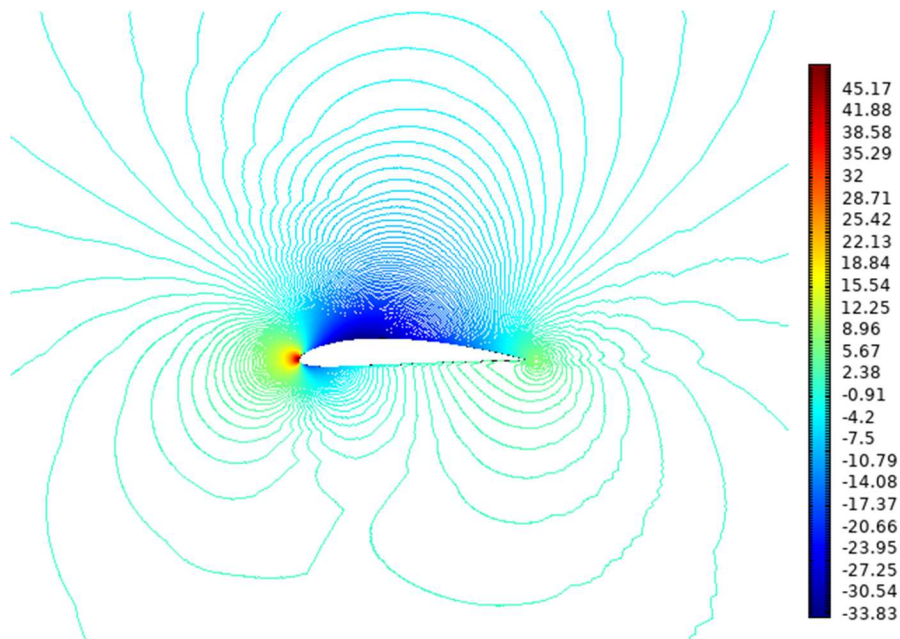


Fig. 53. Presiones ejercidas sobre el perfil NACA 4412, y su escala de coloración en pascales Pa, rojo mayor presión, azul menor presión.

En las figuras 53 – 60, se aprecia el comportamiento de la presión en el cuerpo del perfil, creando puntos de fuga o resistencias al flujo del viento, estos puntos de encuentro indican la dispersión en la estructura correspondiente a la forma del perfil, en el borde de ataque se encontrarán la mayor concentración de presiones arriba de los 30 Pa como la mayor y cerca de los 5 como mínima., cuando el perfil llega a una posición mayor tanto el borde de ataque como el de salida sufren una elevación en la presión de la estructura presentando menos puntos de fuga, indicando un sobre esfuerzo en el perfil.



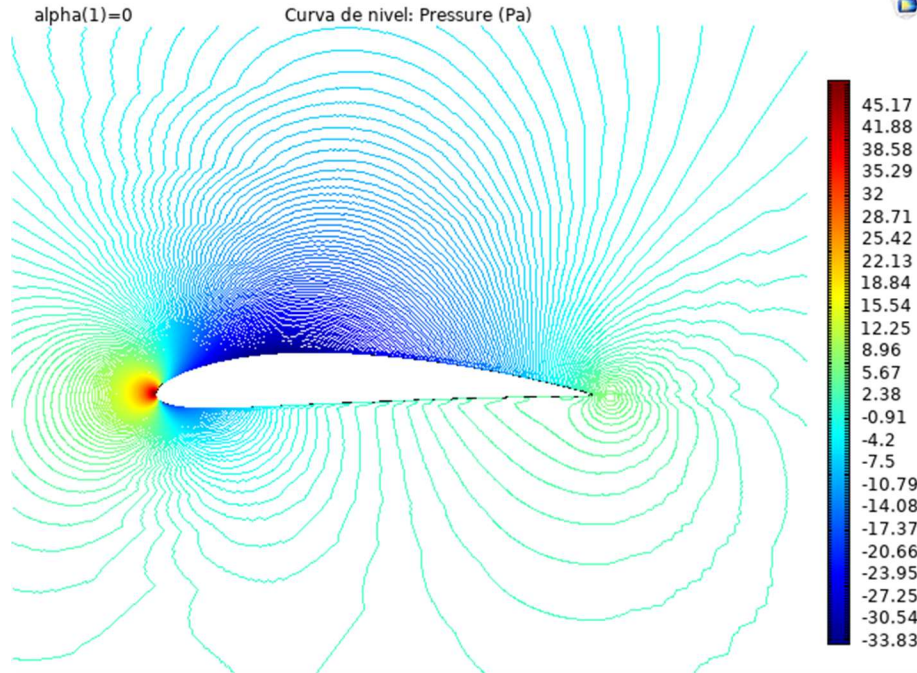


Fig. 54. Distribución de presiones del perfil NACA 4412 A 0°.

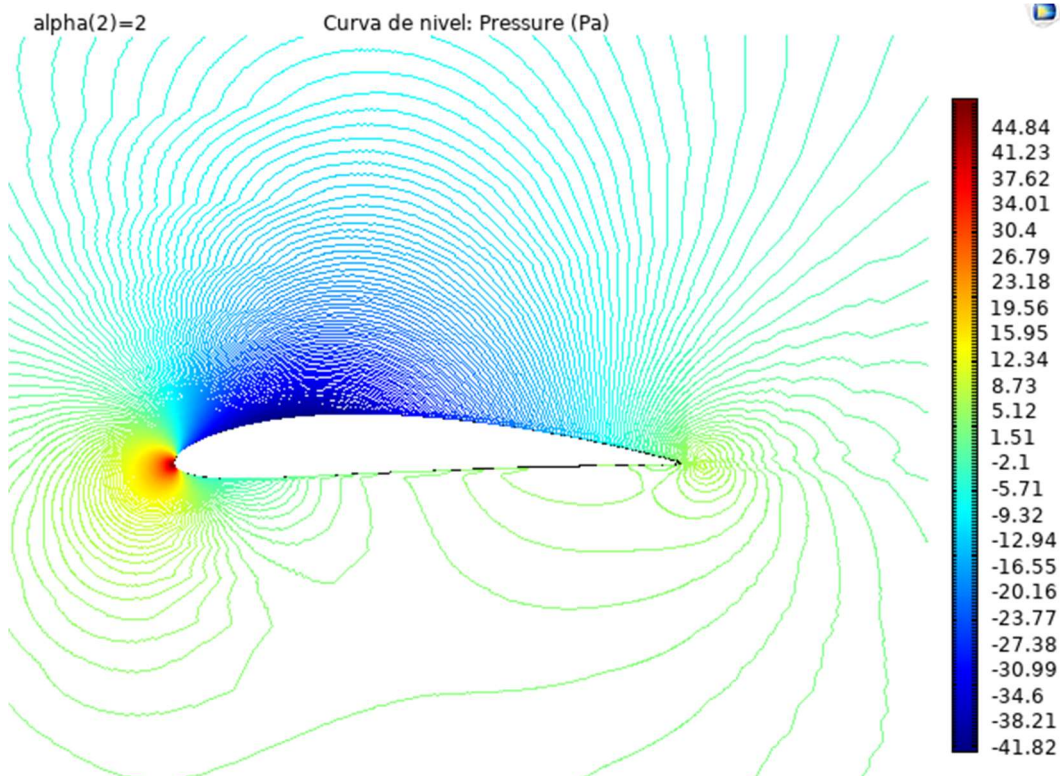


Fig. 55. Distribución de presiones del perfil NACA 4412 a 2°.

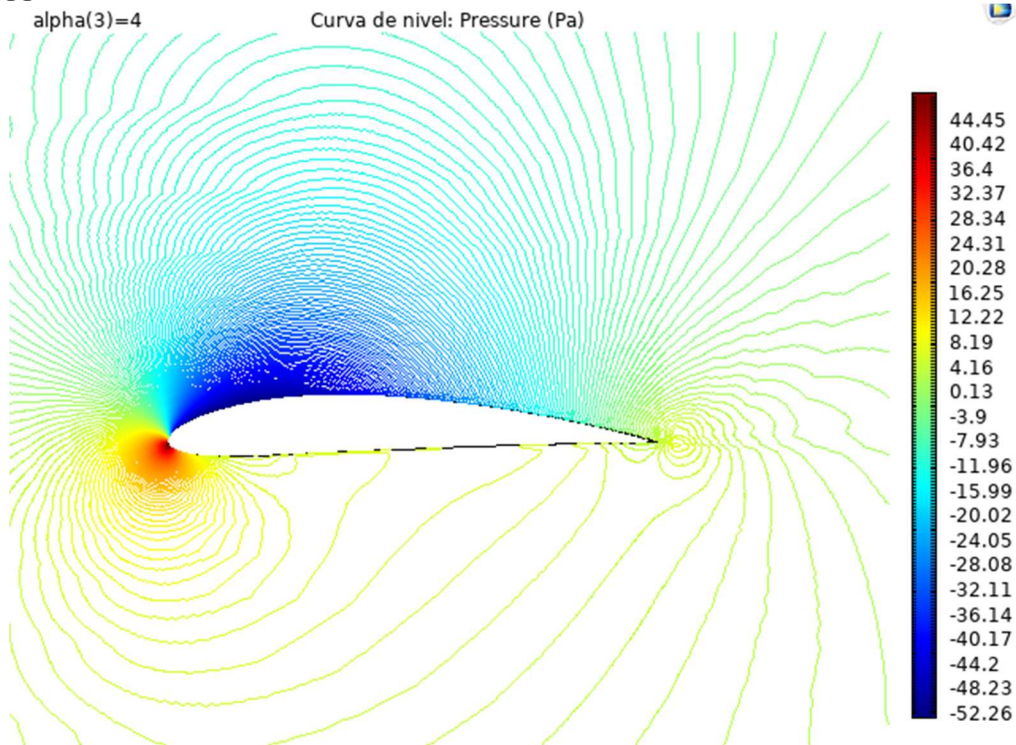


Fig. 56. Distribución de presiones del perfil NACA 4412 a 4°.

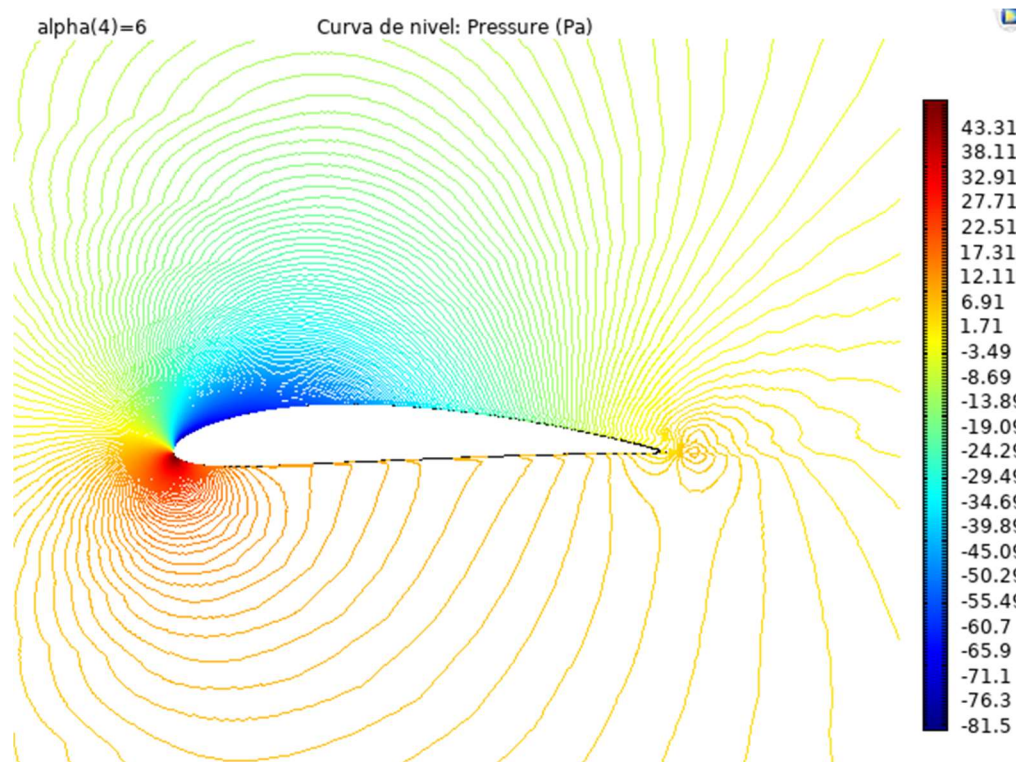


Fig. 57. Distribución de presiones del perfil NACA 4412 a 6°.

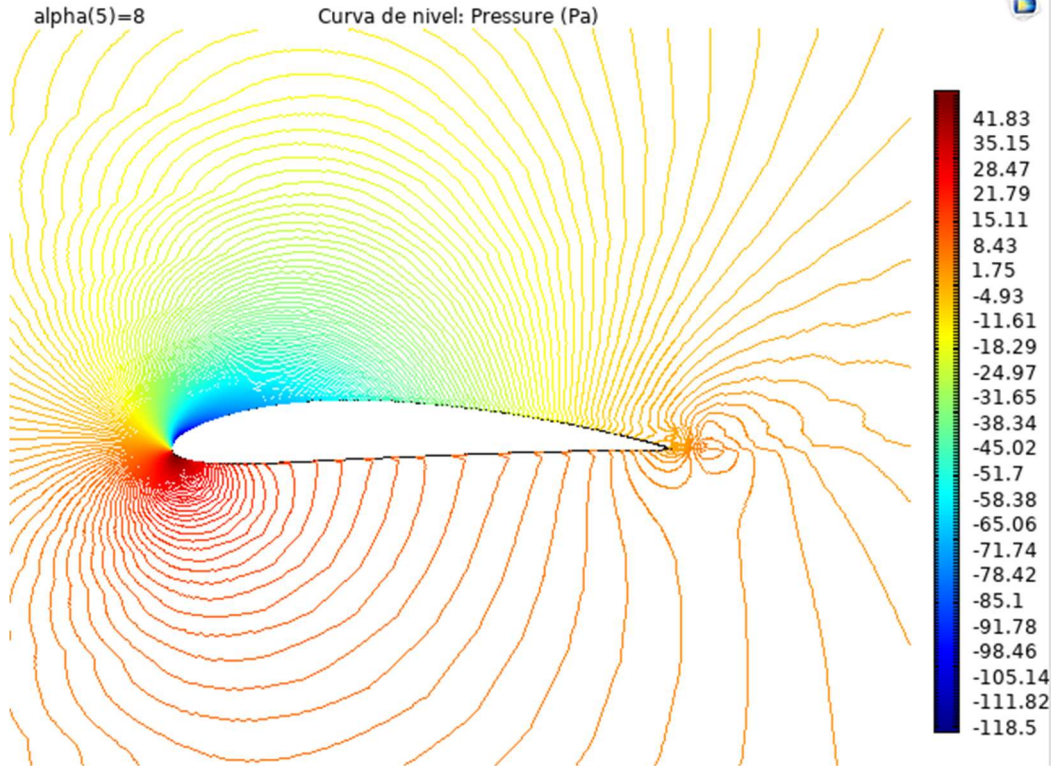


Fig. 58. Distribución de presiones del perfil NACA 4412 a 8°.

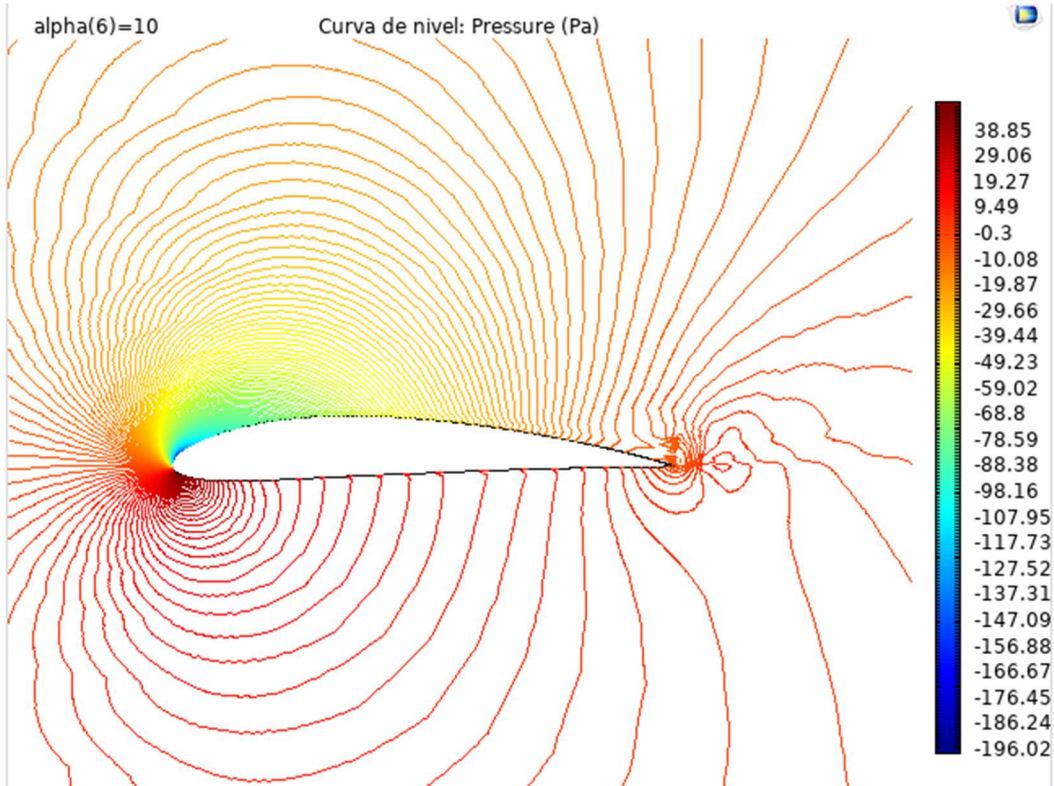


Fig. 59. Distribución de presiones del perfil NACA 4412 a 10°.

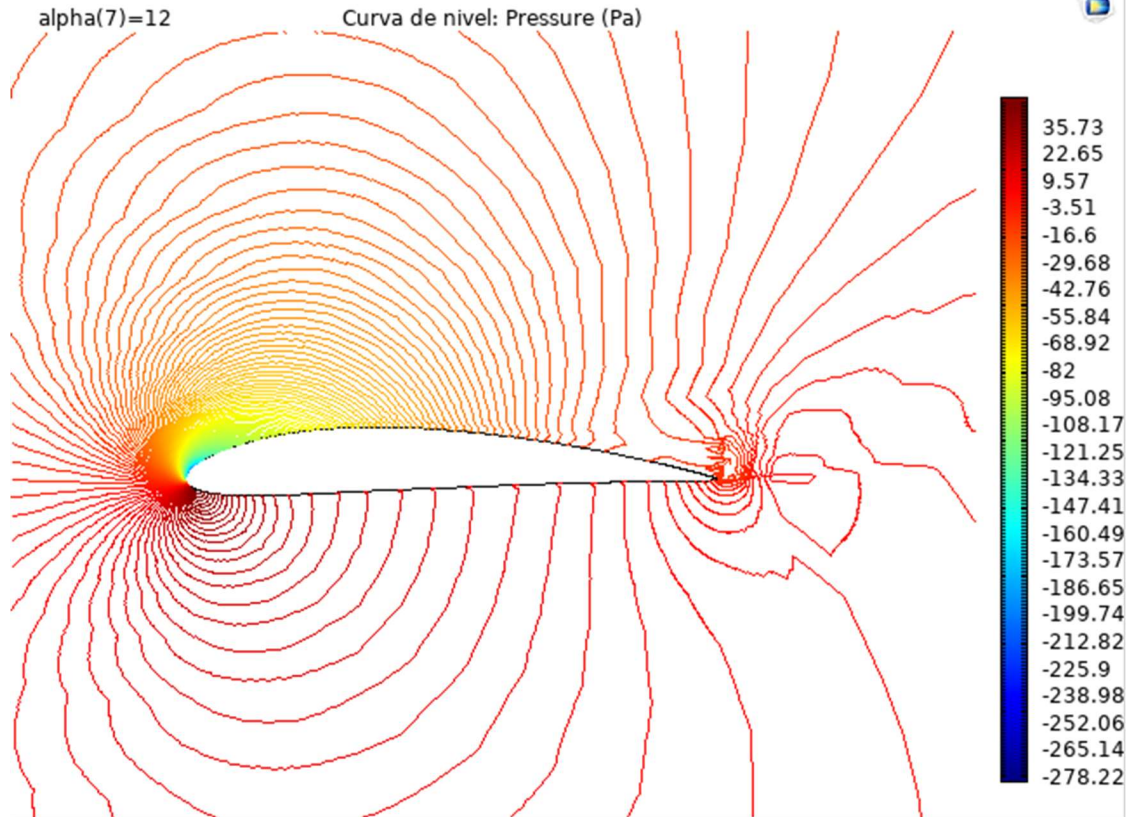


Fig. 60. Distribución de presiones del perfil NACA 4412 a 12°.

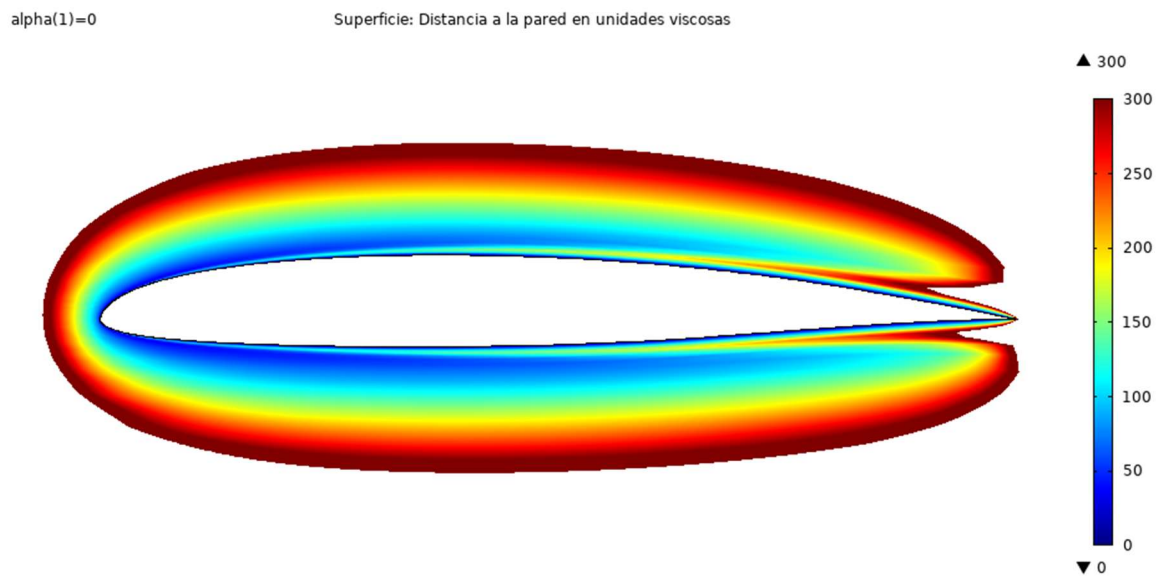


Fig. 61. Comportamiento de la viscosidad del viento sobre el perfil NACA 4412, cuando está a 0°.



Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

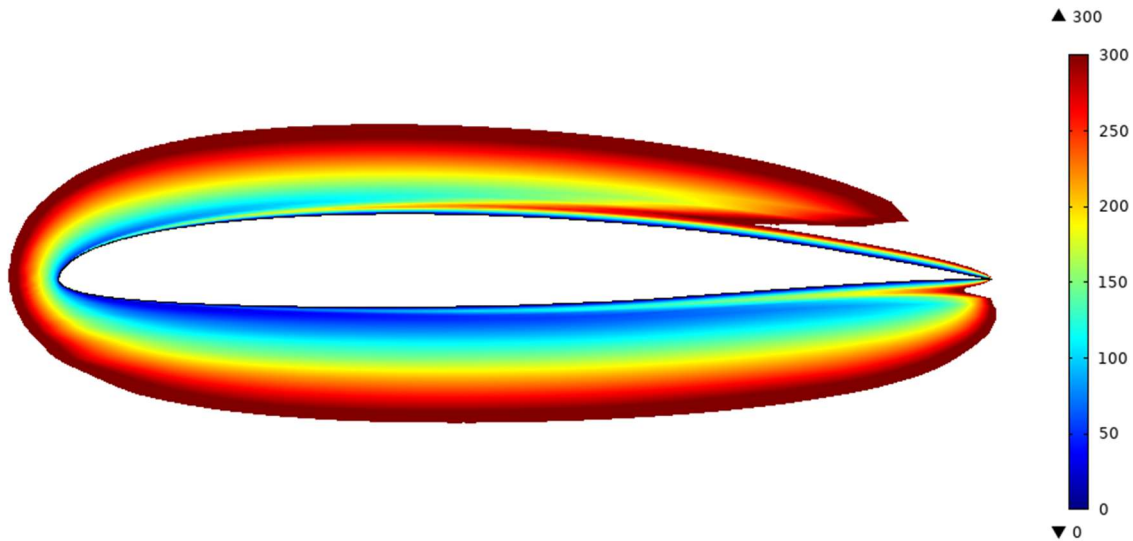


Fig. 62. Comportamiento de la viscosidad del viento sobre el perfil NACA 4412, cuando está a  $6^\circ$ .

alpha(7)=12

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

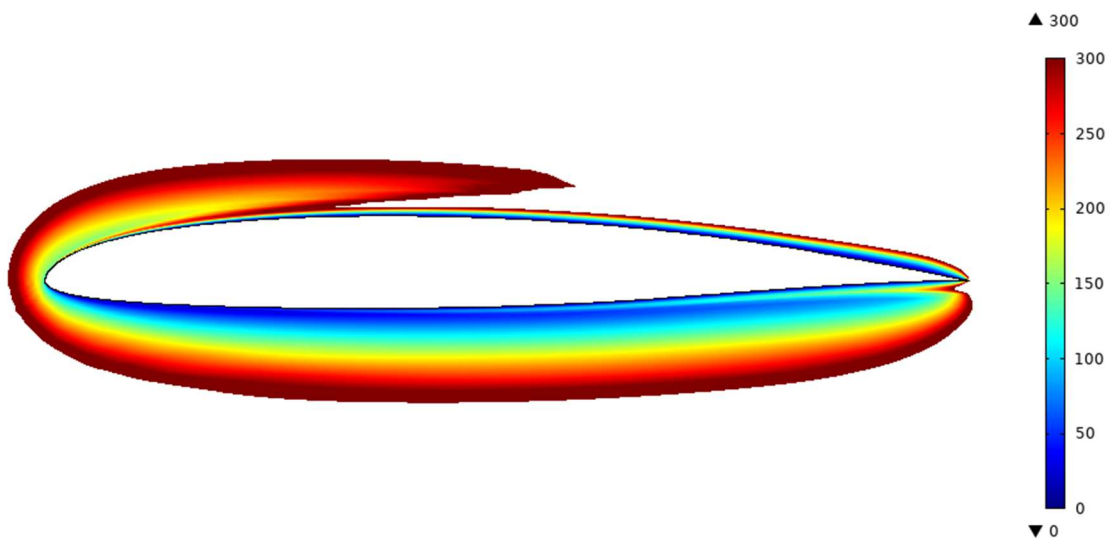


Fig. 63. Comportamiento de la viscosidad del viento sobre el perfil NACA 4412, cuando está a  $12^\circ$ .

En las figuras 61, 62 y 63, se observa el comportamiento de la adherencia del flujo del viento, cuando entra en contacto el punto de remanso se encuentra central y la dispersión del viento es proporcional en ambas caras del perfil, según vaya mostrando su movimiento la simetría del perfil presenta una variación negativa en el extradós, indicando la presencia de un empuje brusco y no de una sustentación efectiva.



## 8.2 Resultados de la simulación del perfil SG 6041.

En el análisis de simulación del perfil SG 6041 se muestra en la figura 64, las líneas potenciales de flujo cuando el perfil entra en contacto con el aire, se puede apreciar el punto de remanso en el borde de ataque del perfil que se encuentra por debajo del punto medio del espesor final del borde de ataque, la generación de la capa limite es menor en relación al perfil NACA4412, debido a que este perfil cuenta con una geometría más alargada y menos gruesa, sin embargo en la generación de la turbulencia es mayor y comienza más cercana a la distancia media total de la cuerda del perfil, lo que puede predecir que el rango de trabajo del perfil tendrá menos ángulos de ataque, a pesar de presentar una buena eficiencia aerodinámica.

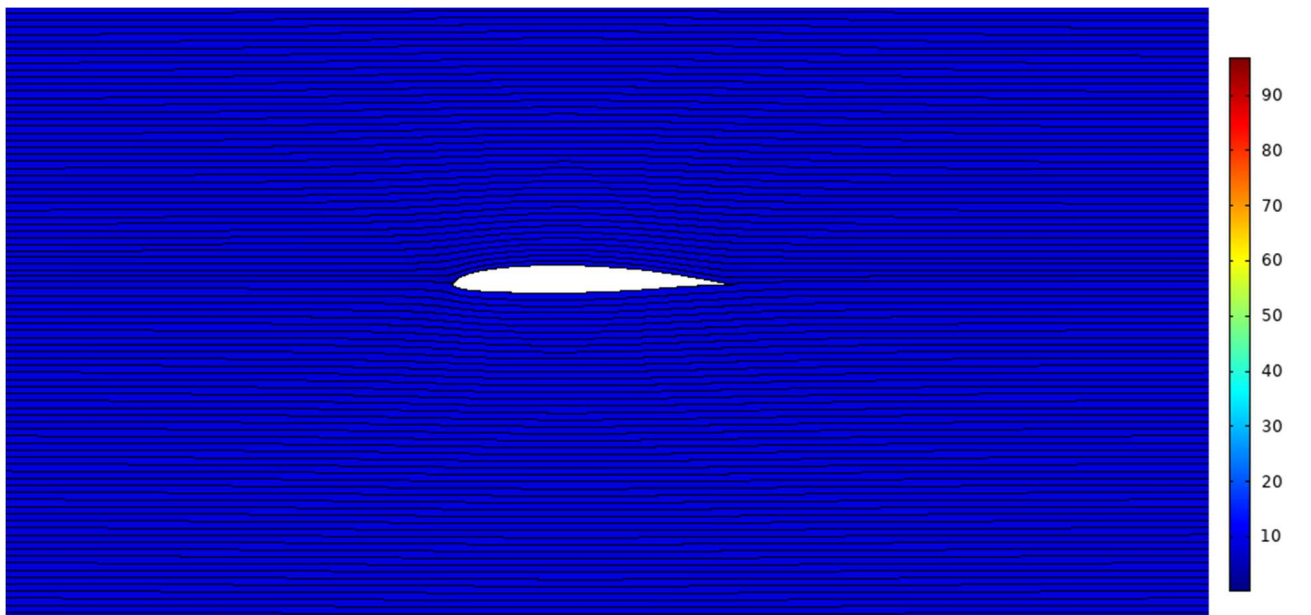


Fig. 64. Líneas potenciales de flujo del perfil SG 6041 cuando entra en contacto con el aire a una velocidad de 8.97 m/s.

Nótese que la presencia de la capa límite es creciente según el aumento de la velocidad en el simulador, la presencia de los colores azulados cerca de las paredes del extradós muestra la adherencia de la capa límite, donde la velocidad disminuye a causa de la geometría del perfil, mientras que en el extradós la velocidad aumenta al tratar de cumplir la condición de Bernoulli, generando la fuerza de sustentación figuras 65 a 68, se detecta una elevada velocidad en el extradós cerca de los 12



m/s, y una estabilidad por la simetría del perfil y luego una reducción en el intradós a 8 m/s.

### 8.2.1 Resultados en el análisis de velocidad.

Las siguientes figuras muestran la simulación del comportamiento del perfil SG 6041 en un rango de ángulos de ataque ( $\alpha$ )  $0^\circ$ - $12^\circ$  con incrementos de  $2^\circ$ , y su generación de la capa límite (tonalidades rojas) sobre el perfil, y su generación de estela en el borde de salida (coloración azul, verde y amarilla) figura 65.



Fig. 65. Comportamiento de la formación de la capa límite y de la turbulencia sobre el perfil SG 6041.

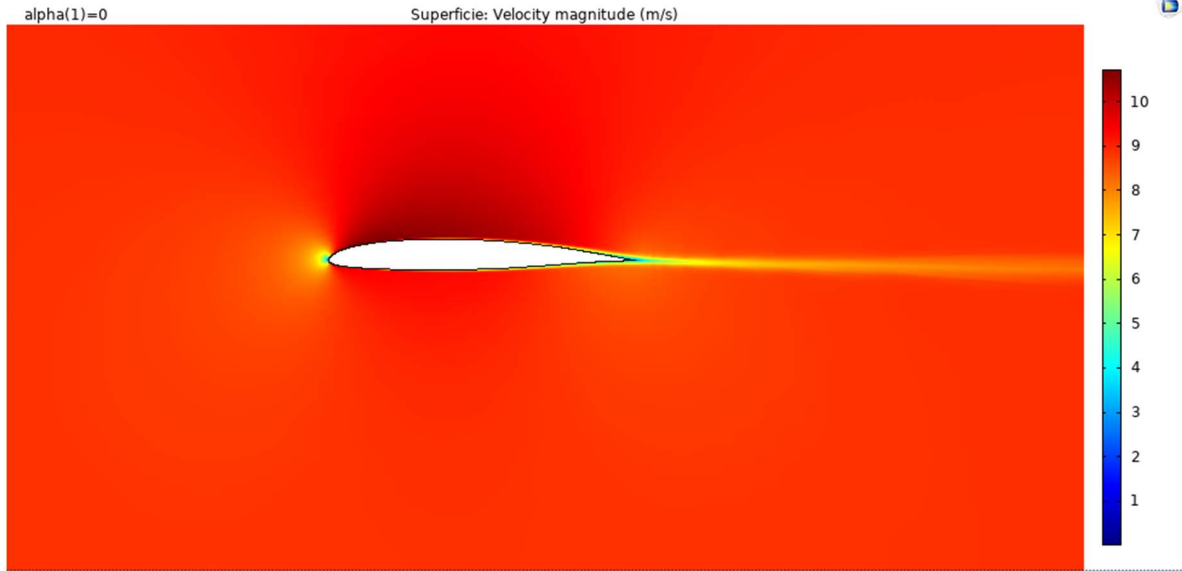


Fig. 66. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil SG 6041 a 0°.

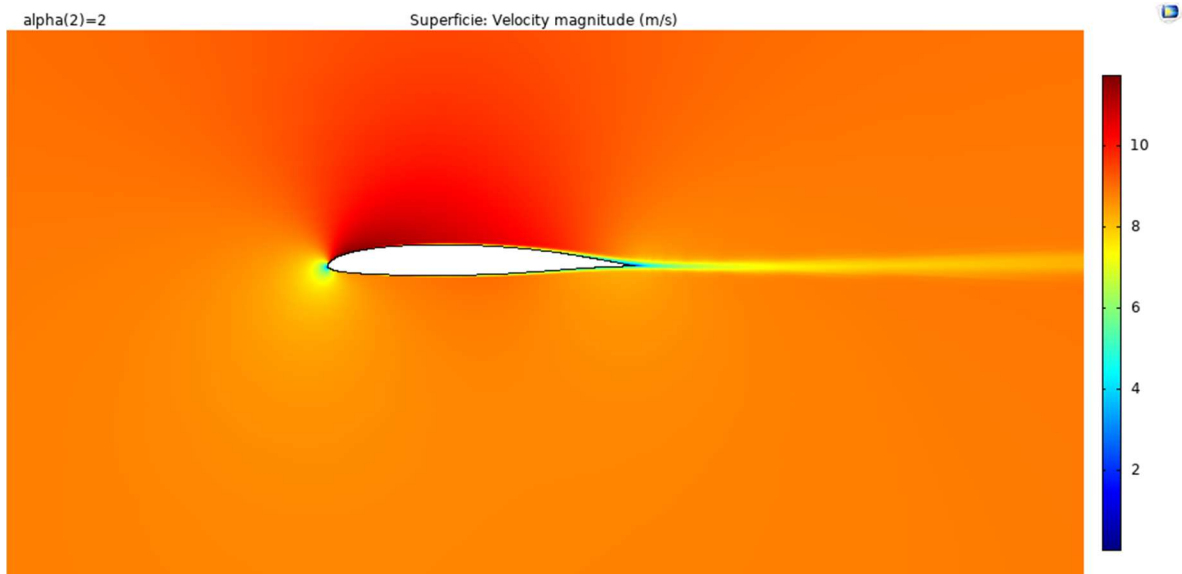
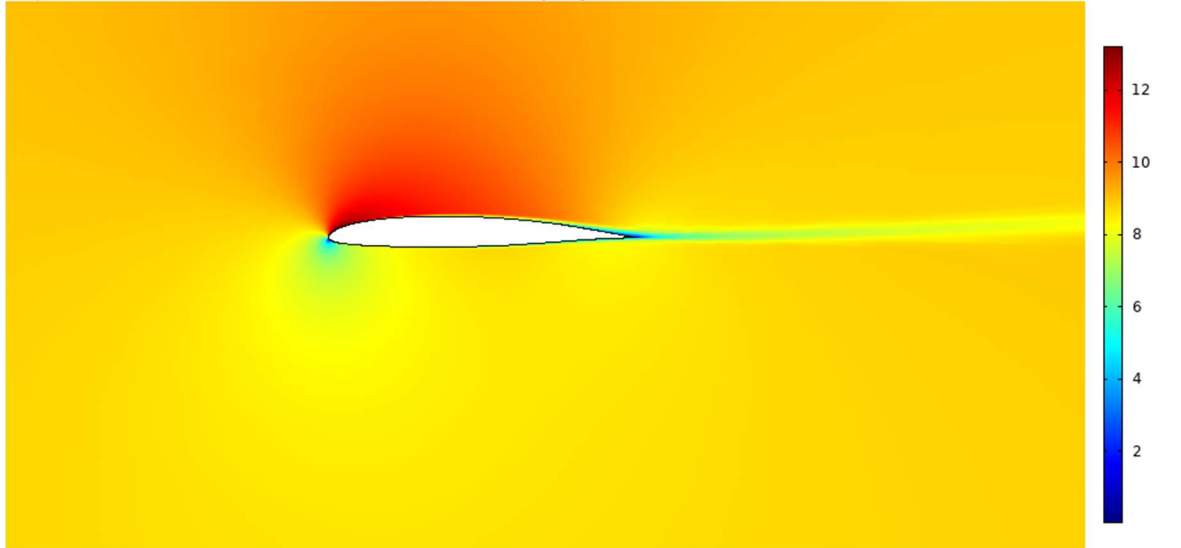


Fig. 67. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil SG 6041 a 2°.





*Fig. 68. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil SG 6041 a 4°.*

En las figuras 69 - 72, se aprecia una elevación de la velocidad en la cara del intradós del perfil (10 m/s) y una disminución (6 m/s) en el extradós, debido a que la posición del perfil en este punto, suele tener el borde de ataque arriba lo que genera que se empuje por la fuerza del viento, creando la presencia de turbulencia en el borde de salida, añadido a que la turbulencia reduce considerablemente los coeficientes de sustentación y la eficiencia del perfil, por lo tanto la aparición de los colores azul fuerte indican la pérdida aerodinámica del perfil.

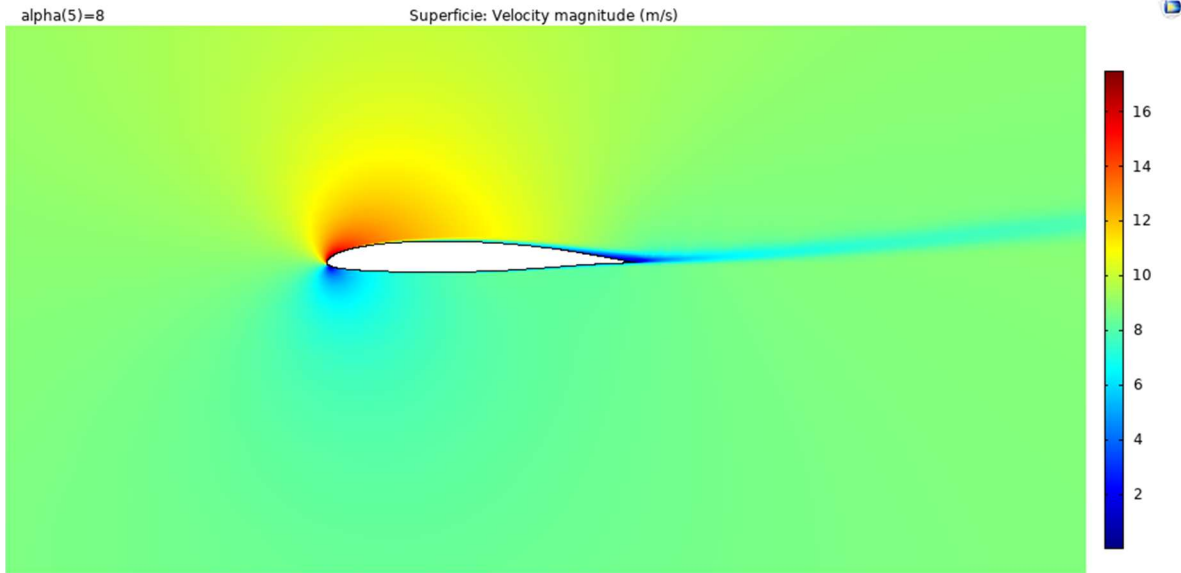


Fig. 69. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil SG 6041 a 6°.

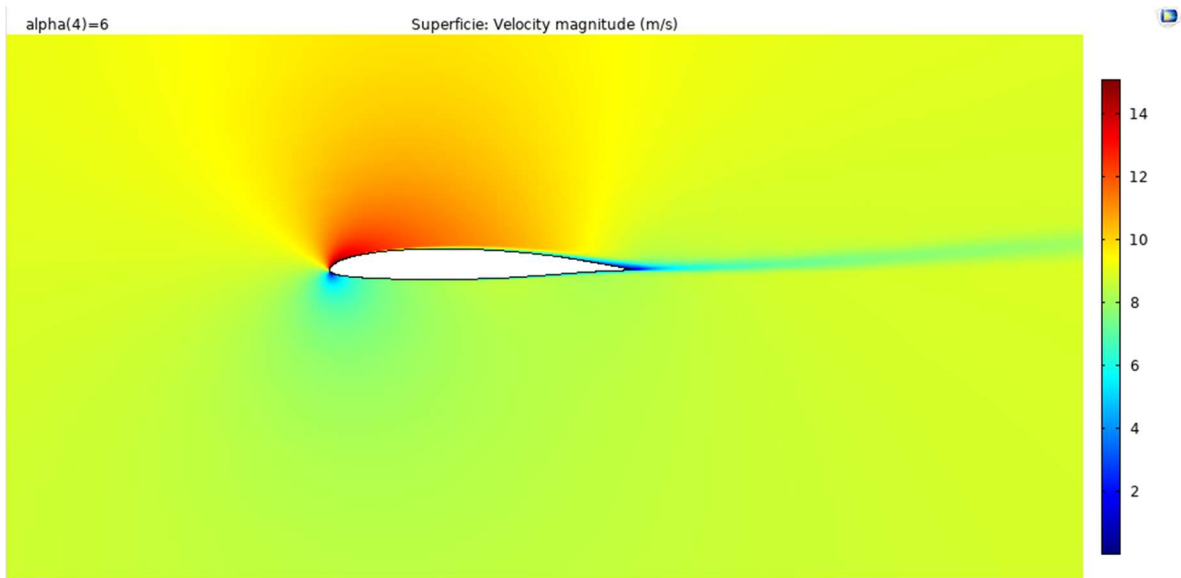


Fig. 70. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil SG 6041 a 8°.

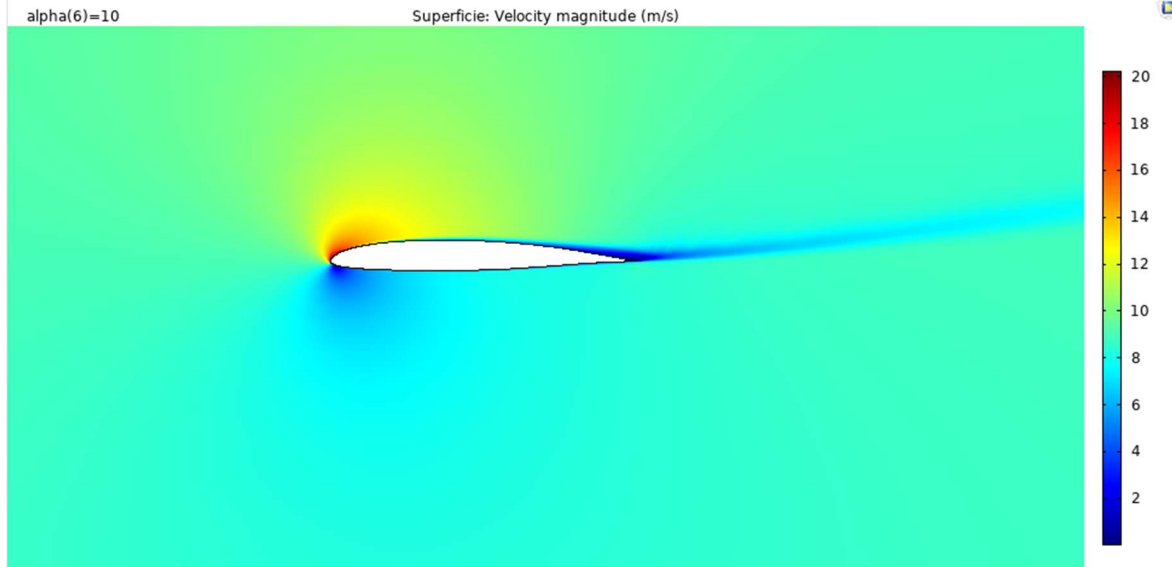


Fig. 71. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil SG 6041 a 10°.

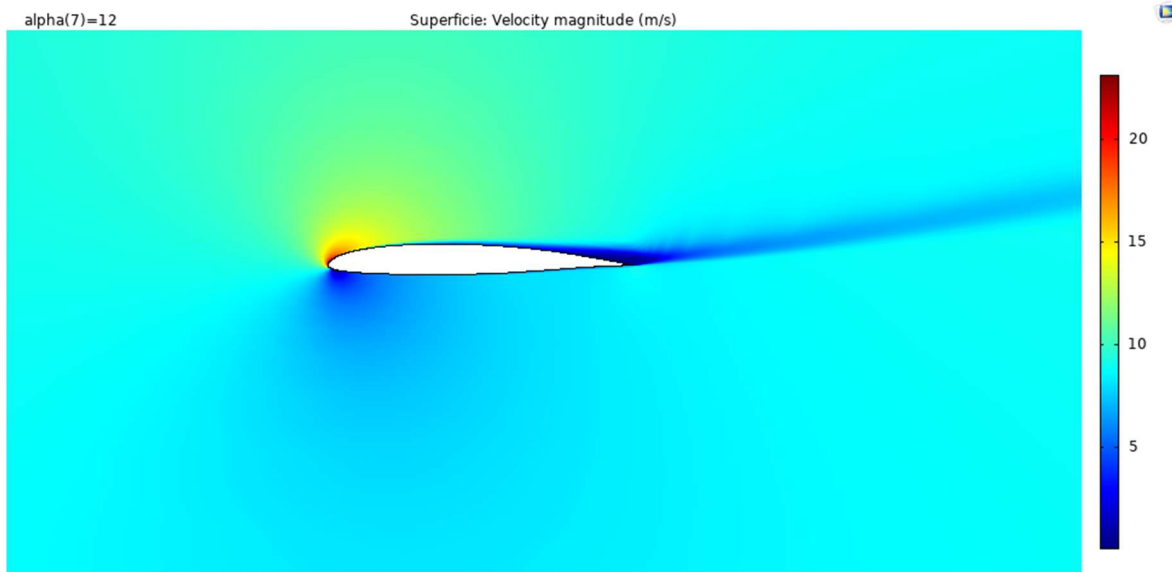


Fig. 72. Comportamiento de la capa límite y de la turbulencia del perfil SG 6041 a 12°.

### 8.2.2 Resultados del análisis de presión sobre el perfil SG 6041.

A continuación se muestran las figuras de las líneas de presión figura 73, sobre el perfil SG 6041, donde se puede observar que el remanso, genera una elevación de presión al estar ubicado por debajo de la cuerda media del perfil, dispersando la presión en la zona de salida, en el borde de salida se puede detectar la presencia de un remolino de presiones generado por la geometría del perfil, que disipa la presión de forma equidistante al centro, logrando mantener por mayor tiempo la sustentación, a pesar de la elevada presencia de la turbulencia el rango de trabajo de ángulos de ataque reduce considerablemente la presión y la turbulencia en este perfil.

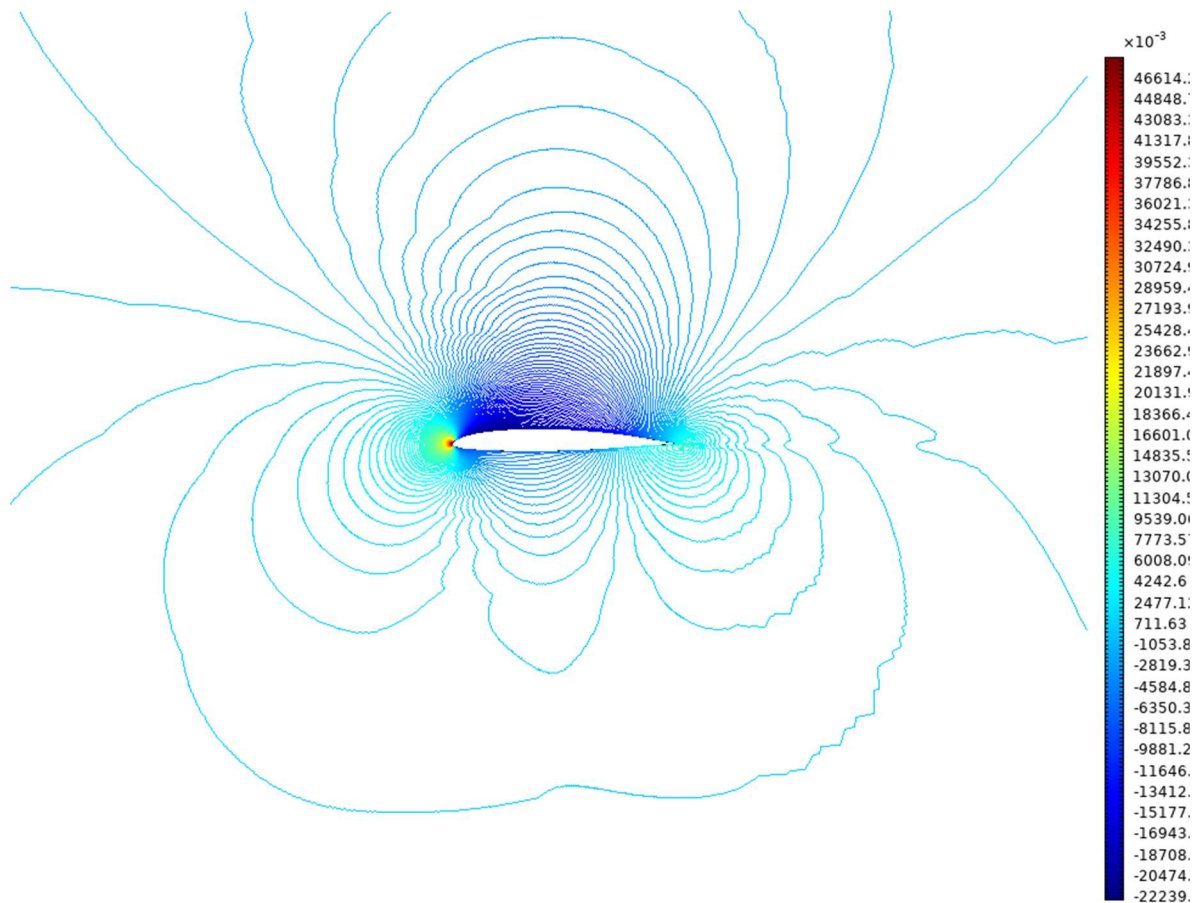


Fig. 73. Presiones ejercidas sobre el perfil SG 641 y su escala de coloración en pascales Pa, rojo mayor presión y azul menor presión.

En las figuras 74 - 80, se aprecia el comportamiento de la presión en el cuerpo del perfil, creando puntos de fuga o resistencias al flujo del viento, estos puntos de encuentro indican la dispersión en la estructura correspondiente a la forma del perfil, en este caso el perfil muestra 3 puntos, mejorando la estabilidad al reducir la presión en 31 Pa como la mayor y 0.2 Pa como la menor cuando el perfil llega a una posición mayor tanto el borde de ataque como el de salida sufren una mínima elevación de

la presión de la estructura presentando menos, indicando un mínimo esfuerzo que no presenta riesgo estructural.

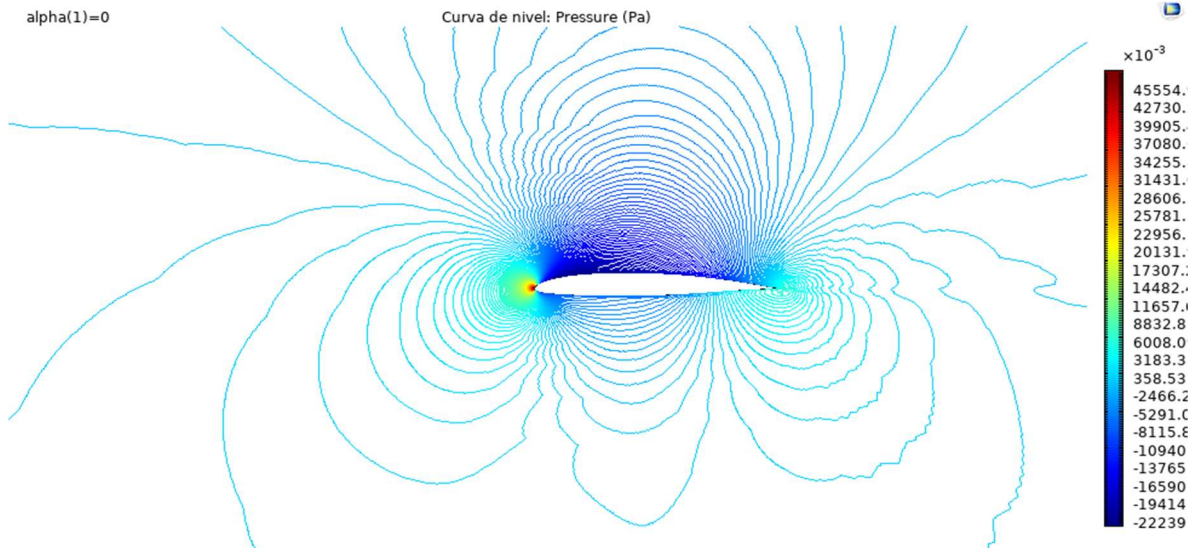


Fig. 74. Distribución de presiones en el perfil SG 6041 a un ángulo de ataque de  $0^\circ$ .

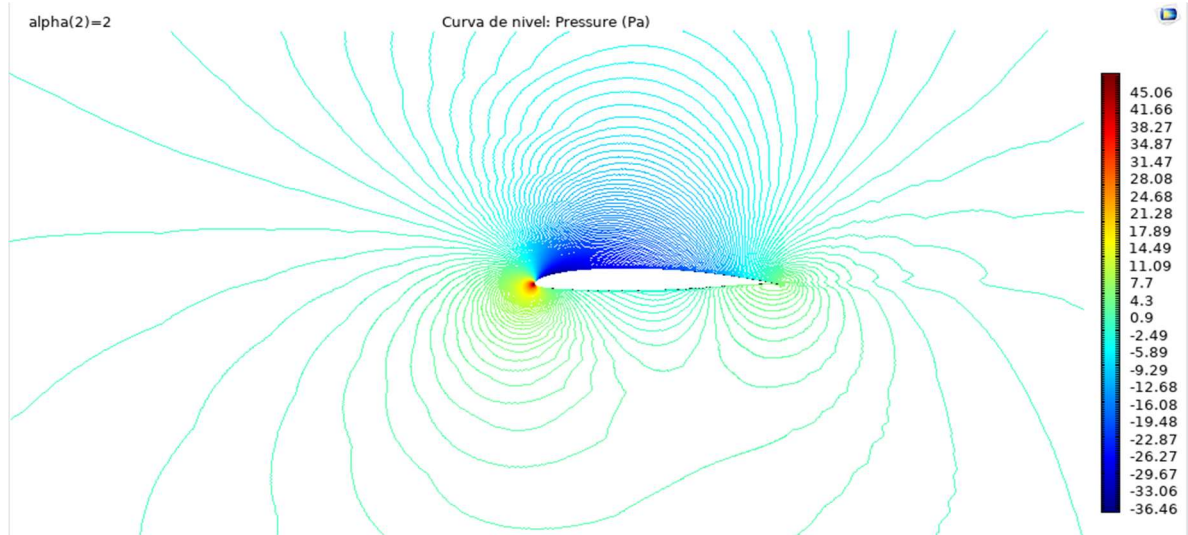


Fig. 75. Distribución de presiones del perfil SG 6041 a un ángulo de ataque de  $2^\circ$ .

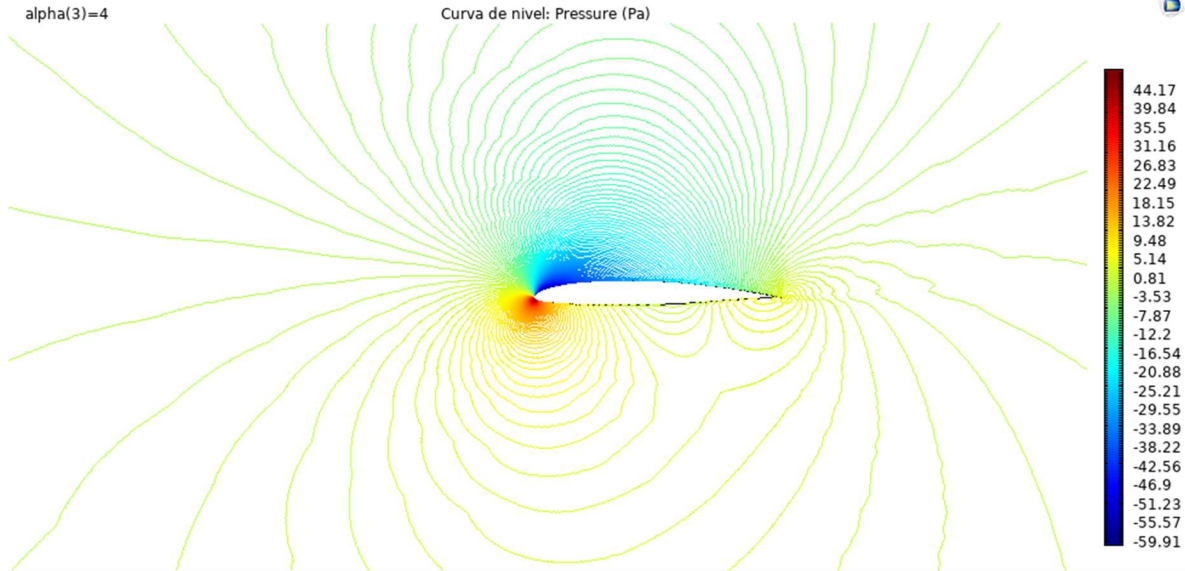


Fig. 76. Distribución de presiones en el perfil SG 6041 a un ángulo de ataque de 4°.

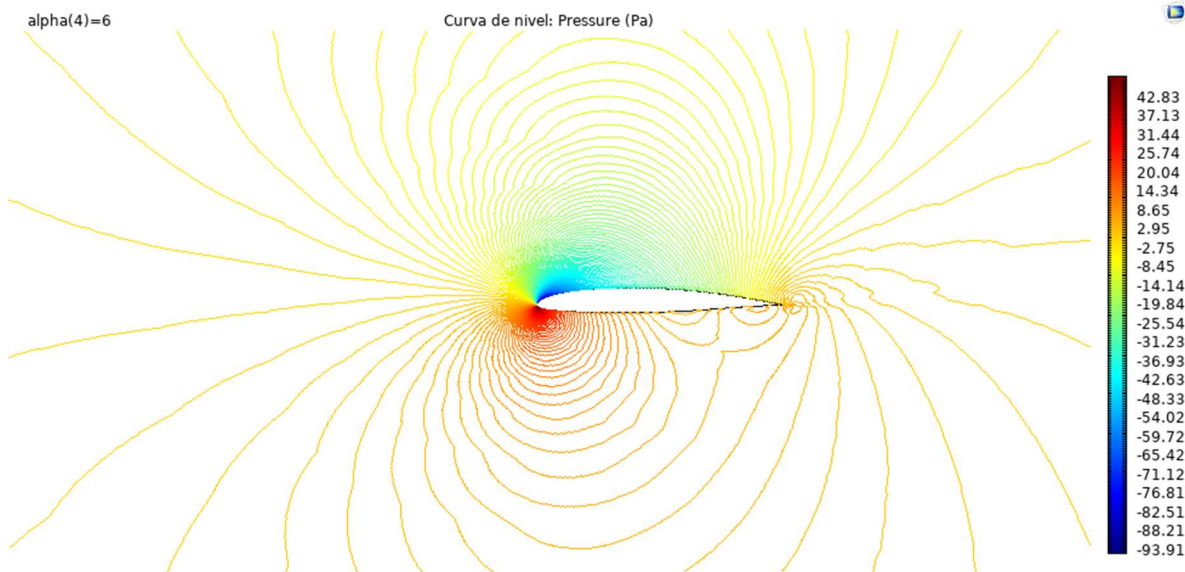


Fig. 77. Distribución de presiones en el perfil SG 6041 a un ángulo de ataque de 6°.

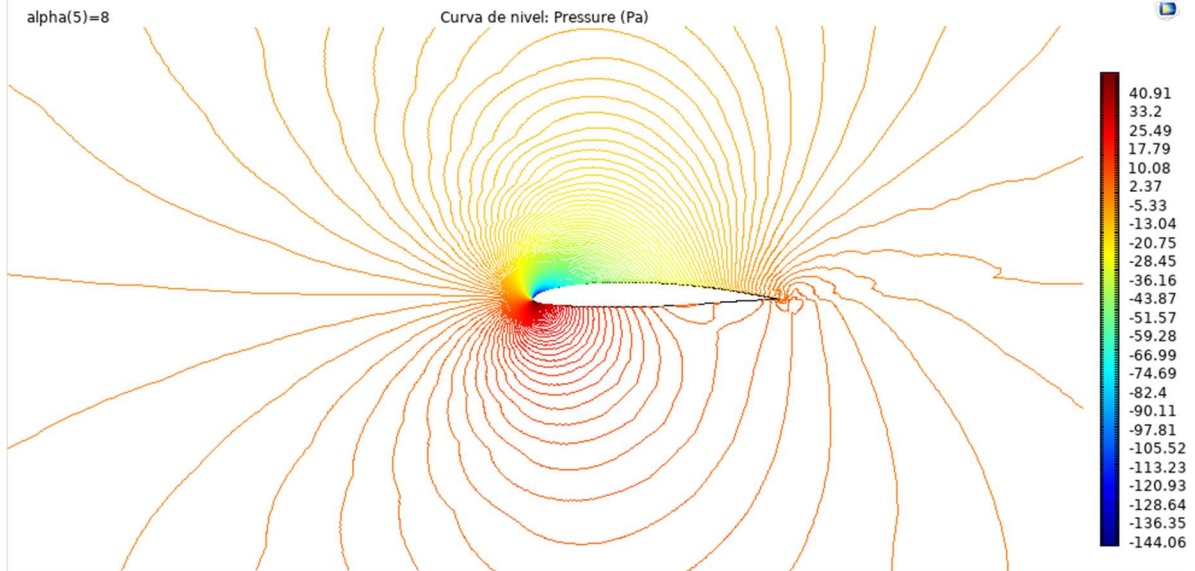


Fig. 78. Distribución de presiones del perfil SG 6041 a un ángulo de ataque de 8°.

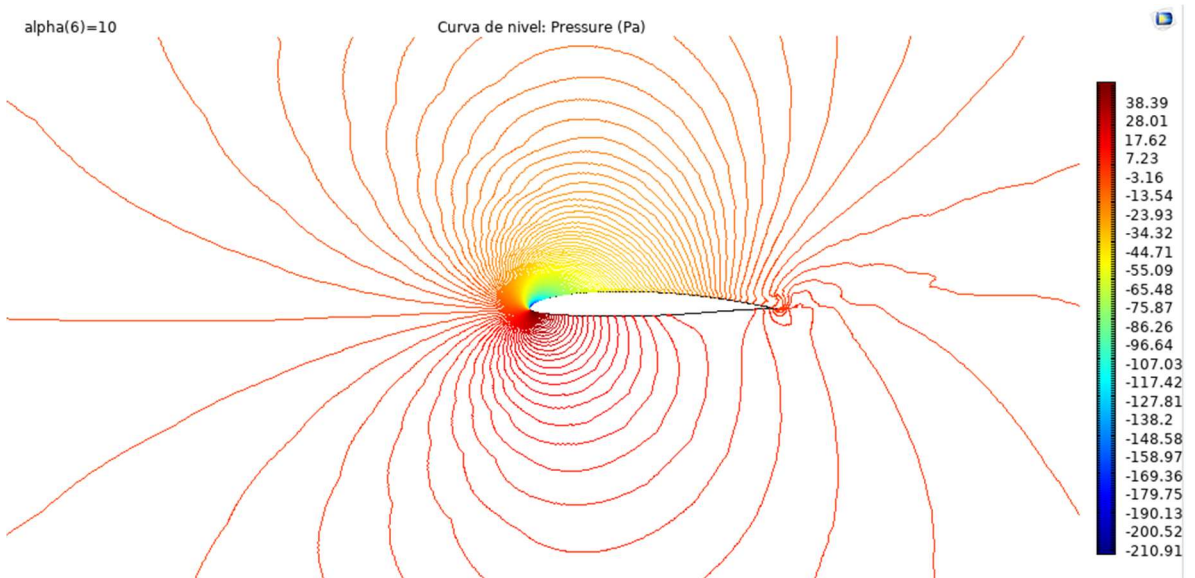


Fig. 79. Distribución de presiones en el perfil SG 6041 a un ángulo de ataque de 10°.

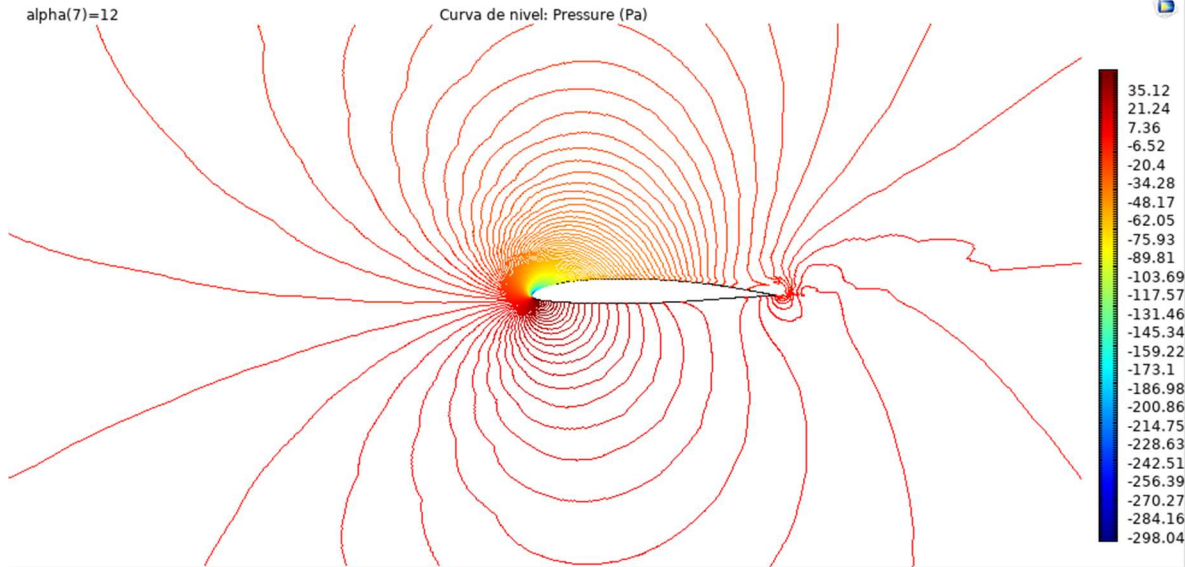


Fig. 80. Distribución de presiones del perfil SG 6041 a un ángulo de ataque de 12°.

alpha(1)=0

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

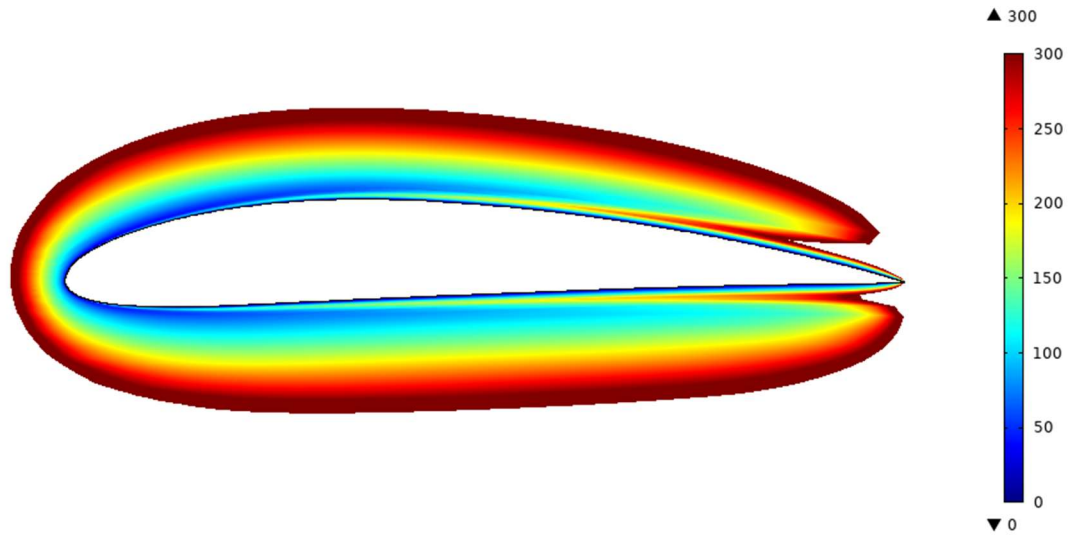


Fig. 81. Comportamiento de la viscosidad del viento sobre el perfil SG 6041, cuando está a 0°.





Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

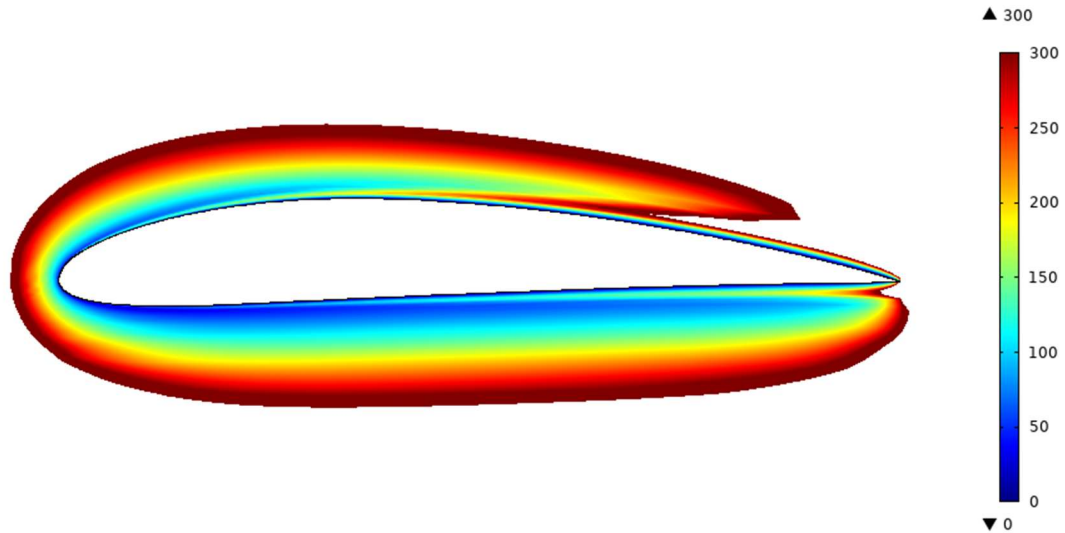


Fig. 82. Comportamiento de la viscosidad del viento sobre el perfil SG 6041, cuando está a 6°.

alpha(7)=12

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

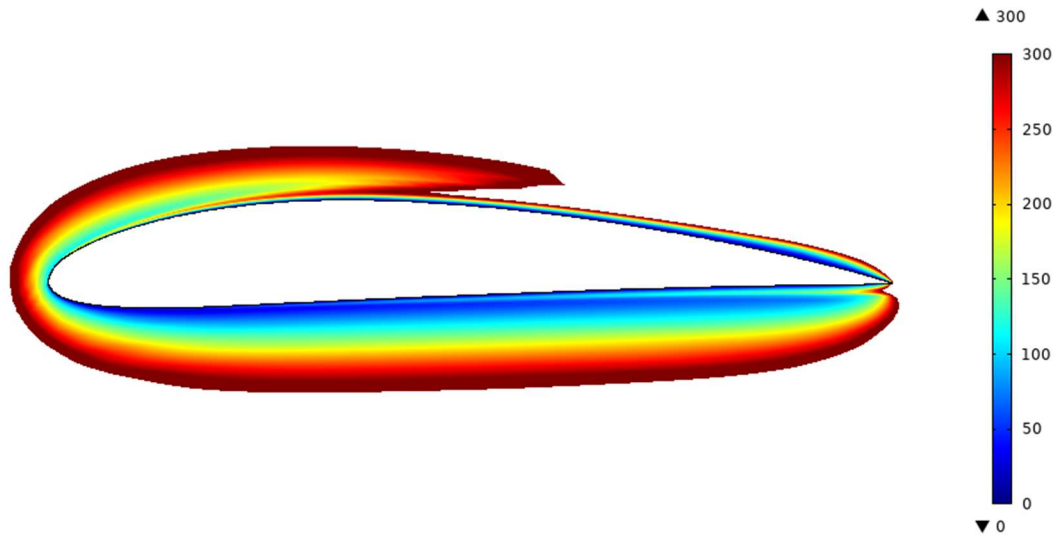


Fig. 83. Comportamiento de la viscosidad del viento sobre el perfil SG 6041, cuando está a 12°.

En las figuras 81, 82 y 83, se observa el comportamiento de la adherencia del flujo del viento, cuando entra en contacto el punto de remanso se encuentra central y la dispersión del viento es proporcional en ambas caras del perfil, según vaya mostrando su movimiento la asimetría del perfil presenta una estabilidad en un rango mayor de ángulos de ataque, manteniendo mejor la estabilidad de la sustentación.



## 9. Sobre la discusión

### 9.1 Análisis de resultados:

Para el análisis de los resultados de esta fase, se tomarán en cuenta los valores analizados en la simulación para ambos perfiles, tomando las tablas de relación de  $C_L/\alpha$ ,  $C_D/\alpha$  y  $C_L/C_D$ , de modo que se pueda comparar su comportamiento previo analizado en Xfoil, donde ambos demostraron matemáticamente tener la mejor relación de estos parámetros de evaluación, además de que el comportamiento de ellos en la evaluación según los números de Reynolds resultaron efectivos, las siguientes tablas muestran los resultados obtenidos por las simulación de ambos perfiles.

Se muestran a continuación las tablas obtenidas para el perfil NACA 4412 tabla 8 y SG 6041 tabla 9.

Tabla VIII. Valores obtenidos en CFD para el perfil NACA 4412 a diferentes ángulos de ataque.

NACA 4412			
$\alpha$ [°]	$C_L$ [-]	$C_D$ [-]	$C_L/C_D$ [-]
0	0.3877	0.0059	65.5182
2	0.5910	0.0076	77.3848
4	0.7884	0.0108	72.7477
6	0.9760	0.0155	62.7504
8	1.1485	0.0220	52.0814
10	1.2949	0.0310	41.7507
12	1.3922	0.0444	31.3431
<b>Máxima</b>			<b>77.3848</b>

Tabla IX. Valores obtenidos en CFD para el perfil SG 6041 a diferentes ángulos de ataque.

SG 6041.			
$\alpha$ [°]	$C_L$ [-]	$C_D$ [-]	$C_L/C_D$ [-]
0	0.2563	0.0022	115.2283
2	0.4719	0.0032	145.9789
4	0.6837	0.0053	127.2350
6	0.8883	0.0088	100.8067
8	1.0805	0.0139	77.3886
10	1.2504	0.0216	57.8888
12	1.3799	0.0333	41.3193
<b>Máxima</b>			<b>145.9789</b>



### 9.1.1 Análisis de resultados en el estudio de fuerza de sustentación ( $C_L$ ):

Los siguientes gráficos son la interpretación gráfica de la sustentación ( $C_L$ ) obtenidos en las tablas 4.6 y 4.7.

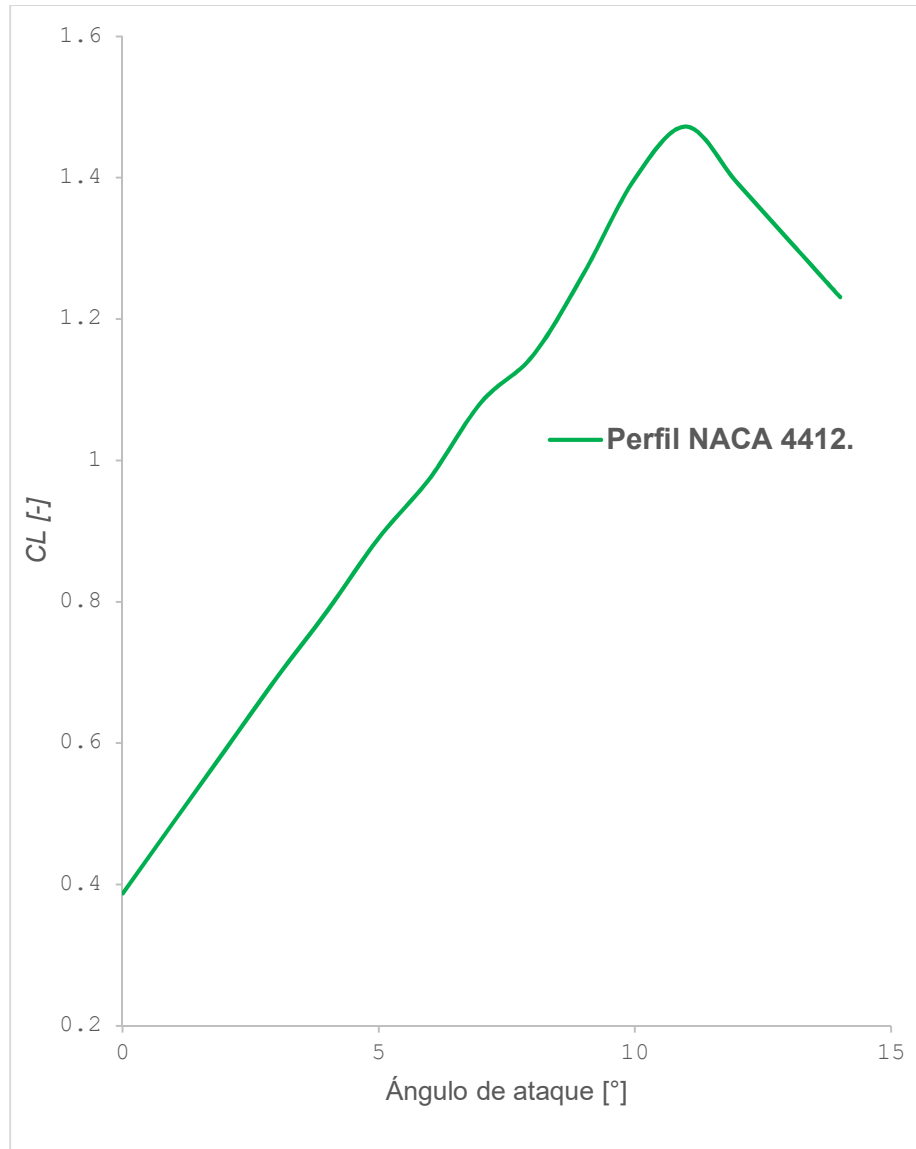


Fig. 84. Fuerza de sustentación ( $C_L$ ) a diferentes ángulos de ataque ( $\alpha$ ), del perfil NACA 4412.

En la figura 84, se puede apreciar el coeficiente de sustentación con relación a ángulos de ataque en un rango de  $0^\circ$  a  $11^\circ$ , donde después de  $\alpha = 11^\circ$  el perfil comienza a experimentar una caída del coeficiente de sustentación y un incremento del coeficiente de arrastre, con un descenso del 25% debido fundamentalmente al



desprendimiento de la capa límite al aproximarse al borde de ataque creando una zona de turbulencia.

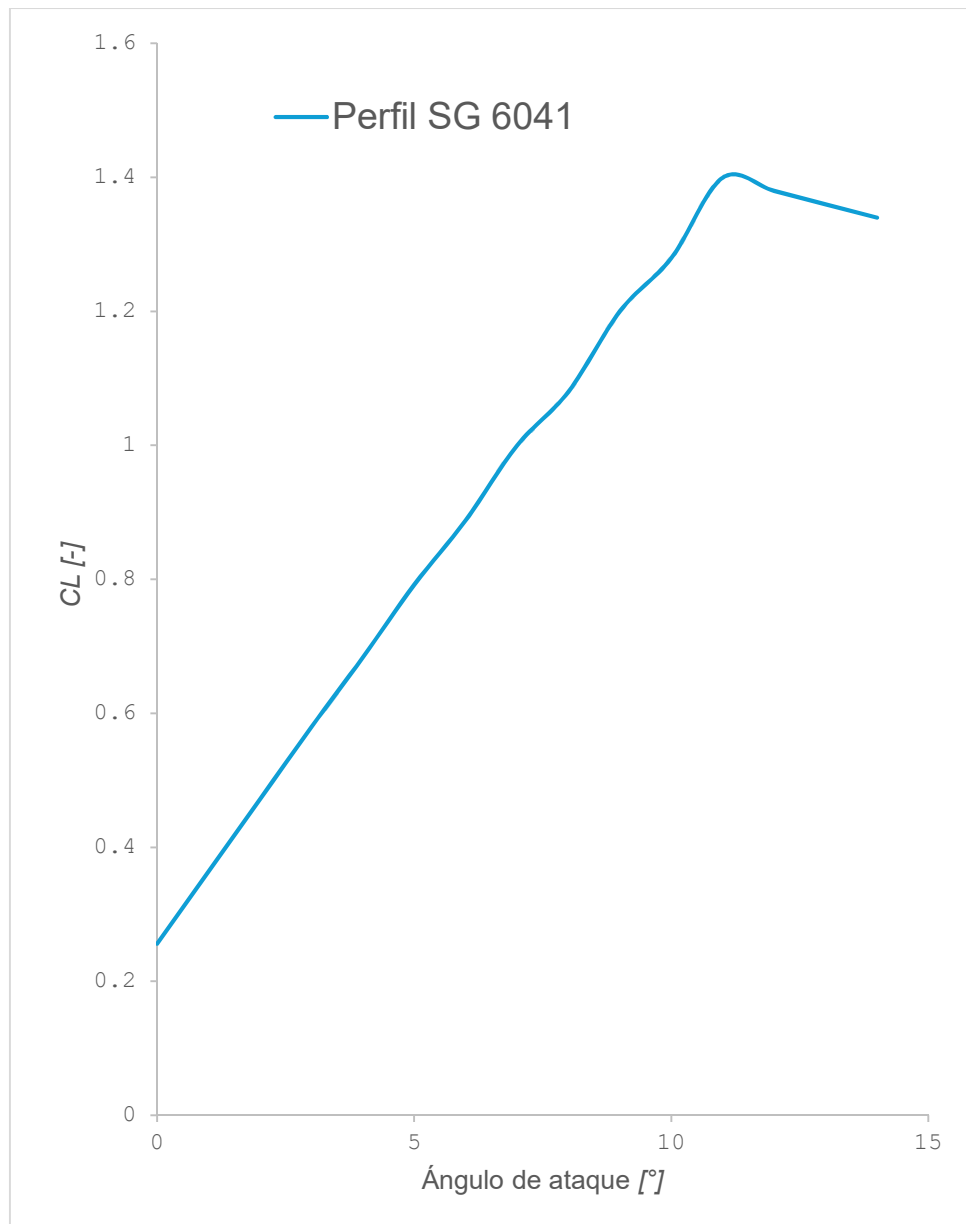


Fig. 85. Fuerza de sustentación ( $C_L$ ) a diferentes ángulos de ataque ( $\alpha$ ), del perfil SG 6041.

En la figura 85, se puede apreciar el coeficiente de sustentación con relación a ángulos de ataque en un rango de  $0^\circ$  a  $11^\circ$ , donde después de este ángulo el perfil comienza una caída del coeficiente de sustentación y un incremento del coeficiente de arrastre, con un descenso gradual de 6%, dando mayor estabilidad en este ángulo como se puede ver en las figuras 71 - 72. La capa límite se reduce por la



curvatura del borde de ataque, sin embargo, la turbulencia se presenta antes de la media cuerda, indicando que el álabe vibra de forma permisible, por lo tanto, estable, siendo así el ángulo de ataque  $13^\circ$ , el límite superior y  $0^\circ$  el inferior de uso para el perfil SG 6041.

### 9.1.2 *Análisis de resultados en el estudio de fuerza de arrastre ( $C_D$ ):*

En la figura 86 se puede apreciar que el comportamiento ascendente de la gráfica es debido a los diferentes ángulos de ataque que el perfil toma, su comportamiento en el arrastre (*Drag*  $C_D$ ) se va incrementando por la presencia de turbulencia en el borde de salida del perfil debido a un aumento en la diferencia de presiones además de que la dirección del viento sobre el perfil comenzará a crear un vector que tendrá mayor empuje en la zona del extradós del perfil, por lo tanto, su función principal por sustentación disminuye, puede verse que en el rango de ángulos de ataque ( $\alpha$ ), de  $3^\circ$ - $6^\circ$ , el incremento es constante antes de la elevación instantánea después de los  $10^\circ$  para el perfil NACA 4412. Los siguientes gráficos son la interpretación gráfica del arrastre ( $C_D$ ) obtenidos en las tablas 8 y 9.

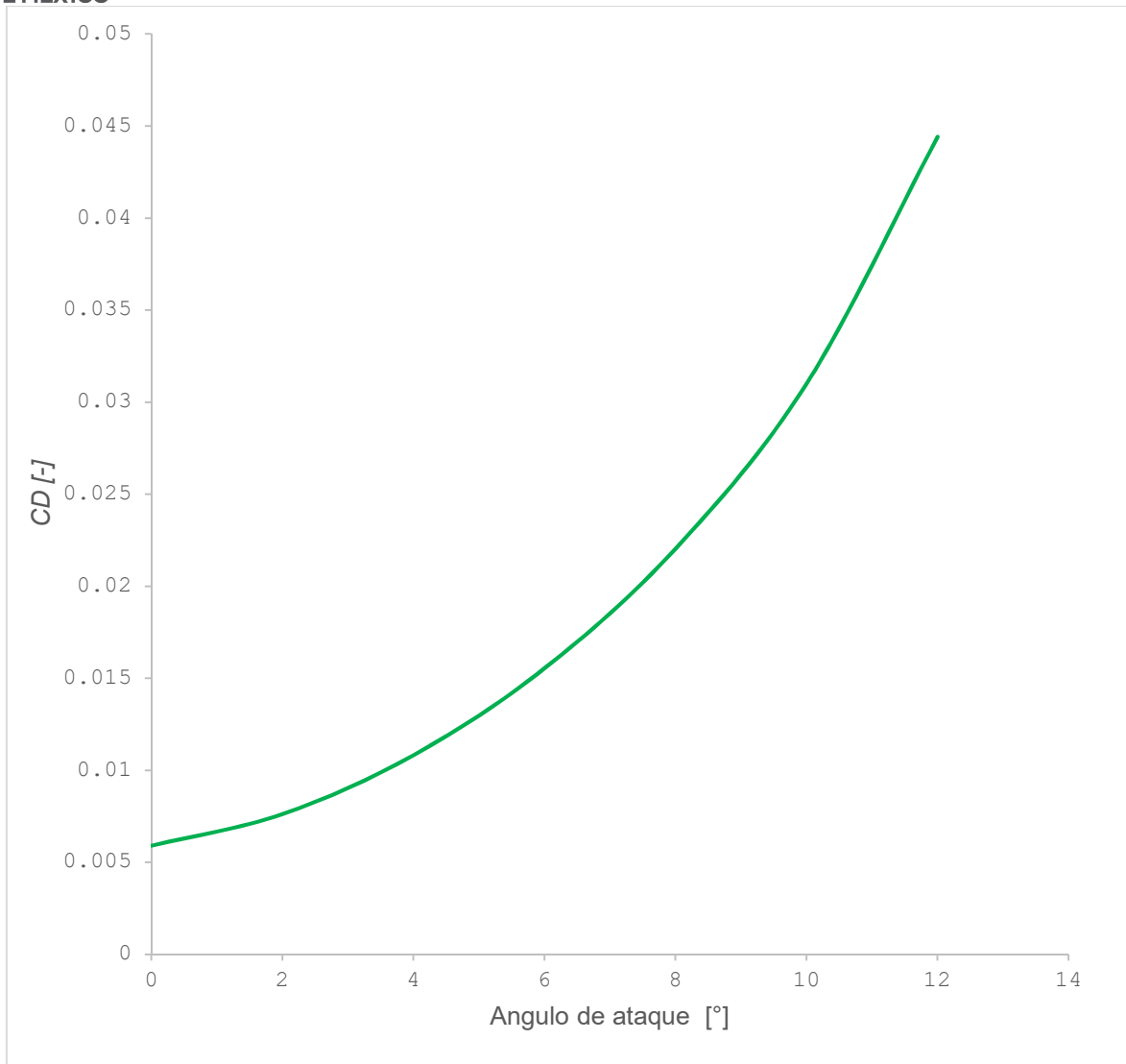


Fig. 86. Fuerza de arrastre ( $C_D$ ) a diferentes ángulos de ataque ( $\alpha$ ), del perfil NACA 4412.

En la figura 87, se puede apreciar que el comportamiento ascendente de la gráfica es debido a los diferentes ángulos de ataque que el perfil toma, su comportamiento en el arrastre ( $C_D$ ) se va incrementando por la presencia de turbulencia en el borde de salida del perfil debido a un aumento en la diferencia de presiones además de que la dirección del viento sobre el perfil comenzará a crear un vector que tendrá mayor empuje en la zona del extradós del perfil, por lo tanto, su función principal por sustentación disminuye, puede verse que en el rango de ángulos de ataque ( $\alpha$ ), de  $3^\circ$ - $8^\circ$ , el incremento es constante antes de la elevación instantánea después de los  $10^\circ$  para el perfil SG 6041.

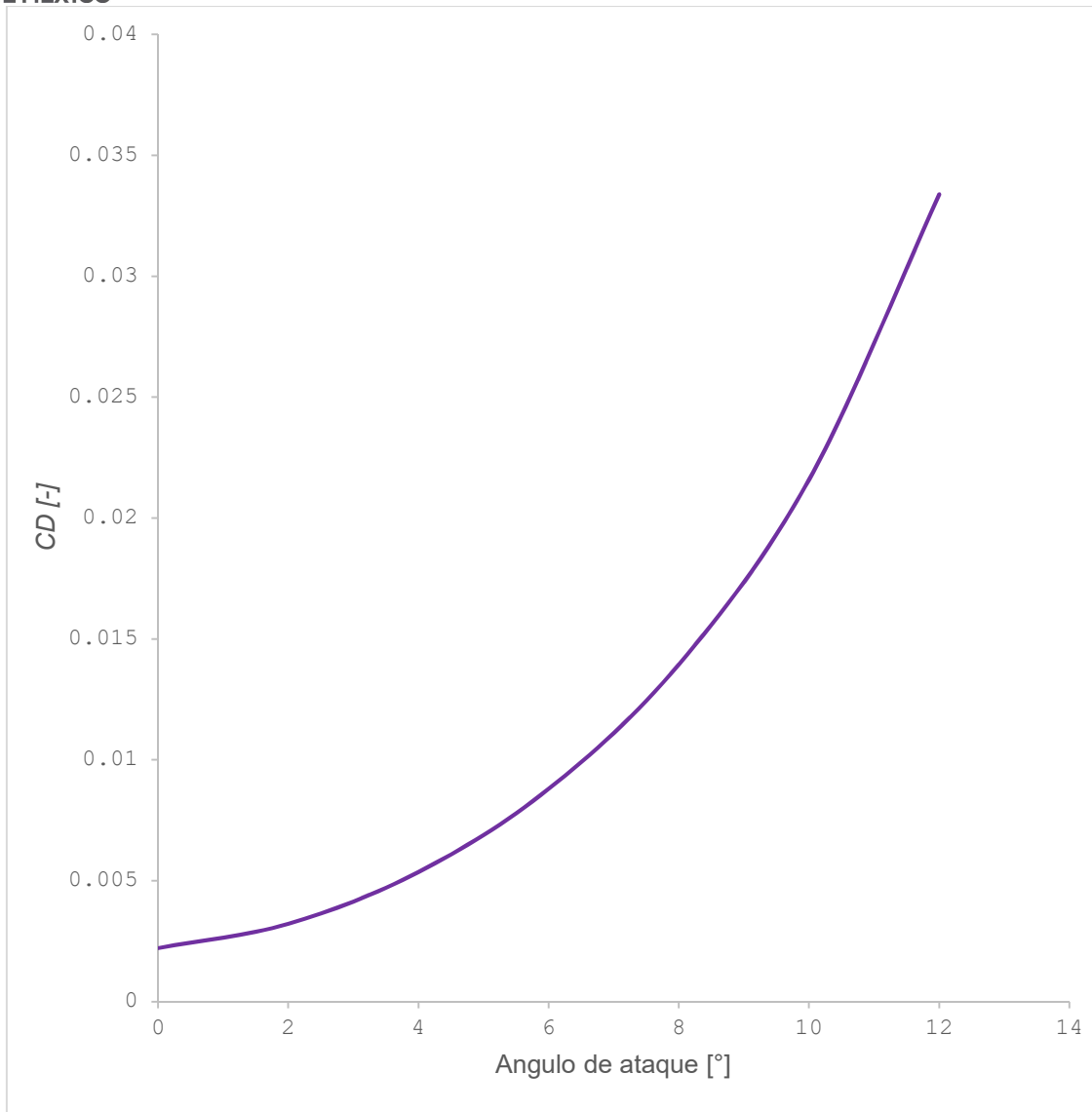


Fig. 87. Fuerza de arrastre ( $C_D$ ) a diferentes ángulos de ataque ( $\alpha$ ) del perfil SG 6041.



### 9.1.3 *Análisis de resultados en relación del estudio de eficiencia aerodinámica ( $C_L/C_D$ ):*

Los siguientes gráficos muestran la eficiencia aerodinámica que se obtuvo de la interpretación de los datos en la simulación de los perfiles, en estos gráficos la mayor relevancia se interpreta en el ángulo que mayor relación de  $C_L/C_D$ , tendrá como resultado indicar el ángulo efectivo y seguro de trabajar al estar por completo trabajando bajo la fuerza de sustentación, y mínimo rango de arrastre.

En la figura 88, se observa el comportamiento del perfil en el régimen de flujo turbulento, puede verse la curva de caída que interpreta el comportamiento del perfil a medida que va tomando diferentes ángulos de ataque, cerca del origen de la correlación existe un incremento potencial que refiere cuando la capa límite comienza su formación y la presencia de la estela parece ser nula como se muestra en la figura 46 , además de que los puntos de presión son distribuidos en la parte media del perfil como se muestra en la figura 54 , lanza el estado ideal del funcionamiento aerodinámico del perfil NACA 4412, cuando llega a un rango de  $3^\circ$  y  $4^\circ$  , aparece la máxima relación de los coeficientes de sustentación y arrastre en un 77.38 a partir del ángulo de ataque mayor a  $5^\circ$  se presenta una caída de la eficiencia aerodinámica, en otras palabras, el perfil comienza a trabajar mediante un esfuerzo vectorial de arrastre por la generación de una capa límite menor además de la presencia de la turbulencia en el perfil como se muestra en las figuras 50, 51 y 52 (coloración azul), le causará diferentes fenómenos como la vibración, torsión de sistema y agotamiento del álabe, entre mayor sea el ángulo de ataque optado por el perfil mayor será el riesgo de seguridad para usarse, añadido a que la generación de un movimiento circular en el arreglo de álabes se verá afectado, por lo tanto si se maneja un ángulo de ataque mayor a  $15^\circ$  no se está asegurando que la generación de energía en el sistema se produzca igual o mayor potencia, más bien en este estado el aerogenerador frenará para evitar una falla mecánica en el eje lento, y sobreesfuerzos de los álabes del aerogenerador.



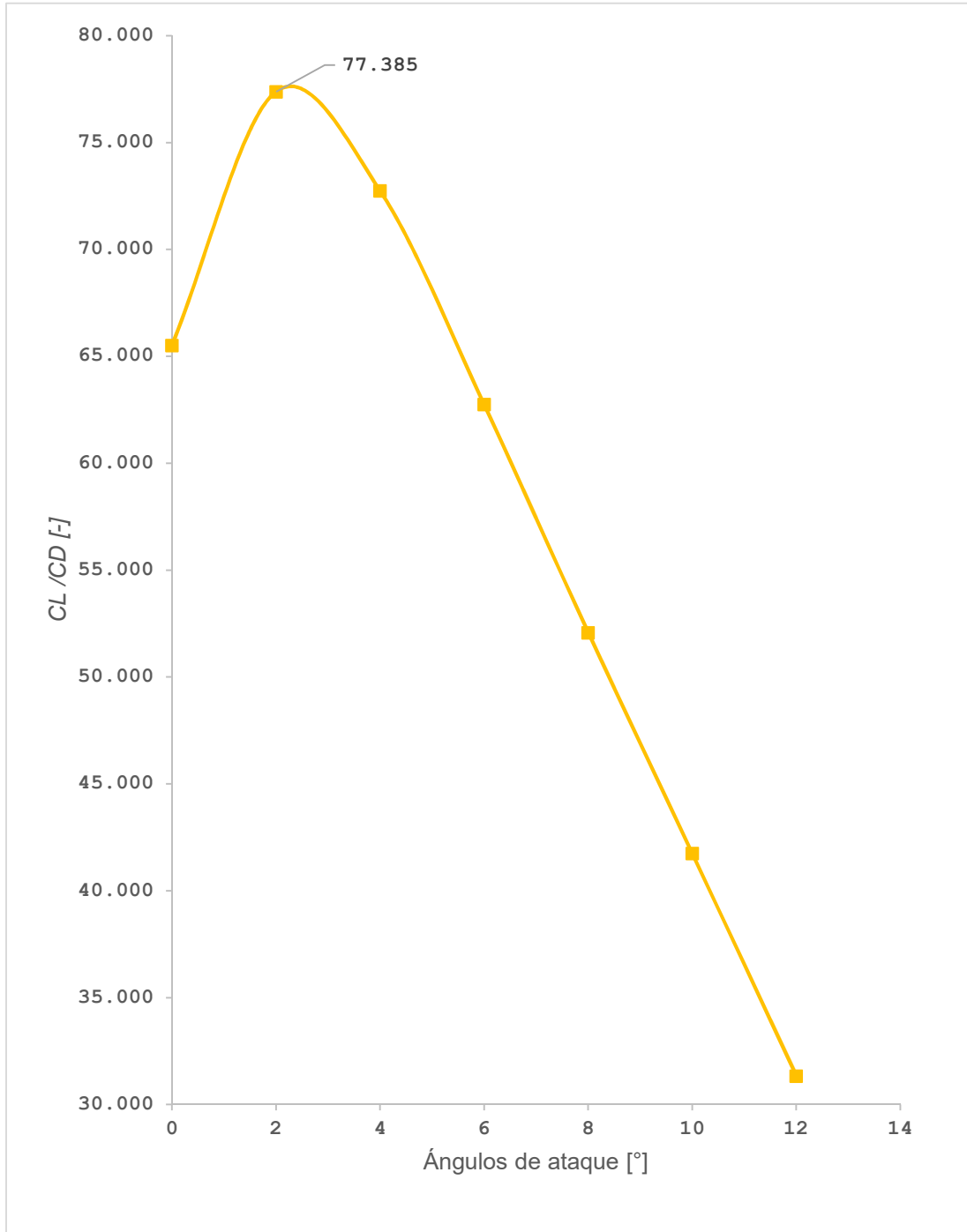


Fig. 88. Comportamiento aerodinámico del perfil NACA 4412 cuando está sometido a la fuerza de velocidad del viento de 8.92 m/s.

En la figura 88, se puede observar que el perfil SG 6041 en el régimen de flujo turbulento, la curva resultante que interpreta el comportamiento del perfil medida



que va tomando diferentes ángulos de ataque, cerca del origen de la correlación existe un incremento potencial que refiere cuando la capa límite comienza su formación y la presencia de la turbulencia es mínima como se muestra en las figuras 66 y 67, los puntos de presión a diferencia del perfil NACA 4412 son distribuidos en 3 posiciones como se muestra en las figuras 74, 75 y 76, la parte media de la cuerda, la segunda tercia de la cuerda y en la tercera cuarta de la cuerda, lo que le brinda una mayor estabilidad cuando interactúa con el flujo de aire, en el estado ideal de funcionamiento aerodinámico del perfil SG 6041 se presenta cuando está en un rango de  $2^\circ$ ,  $3^\circ$  y  $4^\circ$ , aumentando el rango de estabilidad aerodinámica, con una máxima relación de 145.979 cuando llega a ángulos de ataque mayor a  $5^\circ$  se puede ver el incremento inverso por la disminución en la capa límite del extradós como se muestra en la figura 70, así como la generación de la turbulencia en el borde de salida como se muestra en las figuras 71 y 72, comenzando el estado de pérdida aerodinámica, en otras palabras, comienza a trabajar mediante un esfuerzo vectorial de arrastre por la generación de diferentes fenómenos como la vibración y torsión del álabe, entre mayor sea el ángulo de ataque optado por el perfil mayor será el riesgo de seguridad para usarse, añadido a que la generación de un movimiento circular en el arreglo de álabes se verá afectado, por lo tanto si se maneja un ángulo de ataque mayor a  $15^\circ$  no se está asegurando que la generación de energía en el sistema se dé igual o mayor potencia, más bien en este estado el aerogenerador frenara para evitar una falla mecánica en el eje lento.

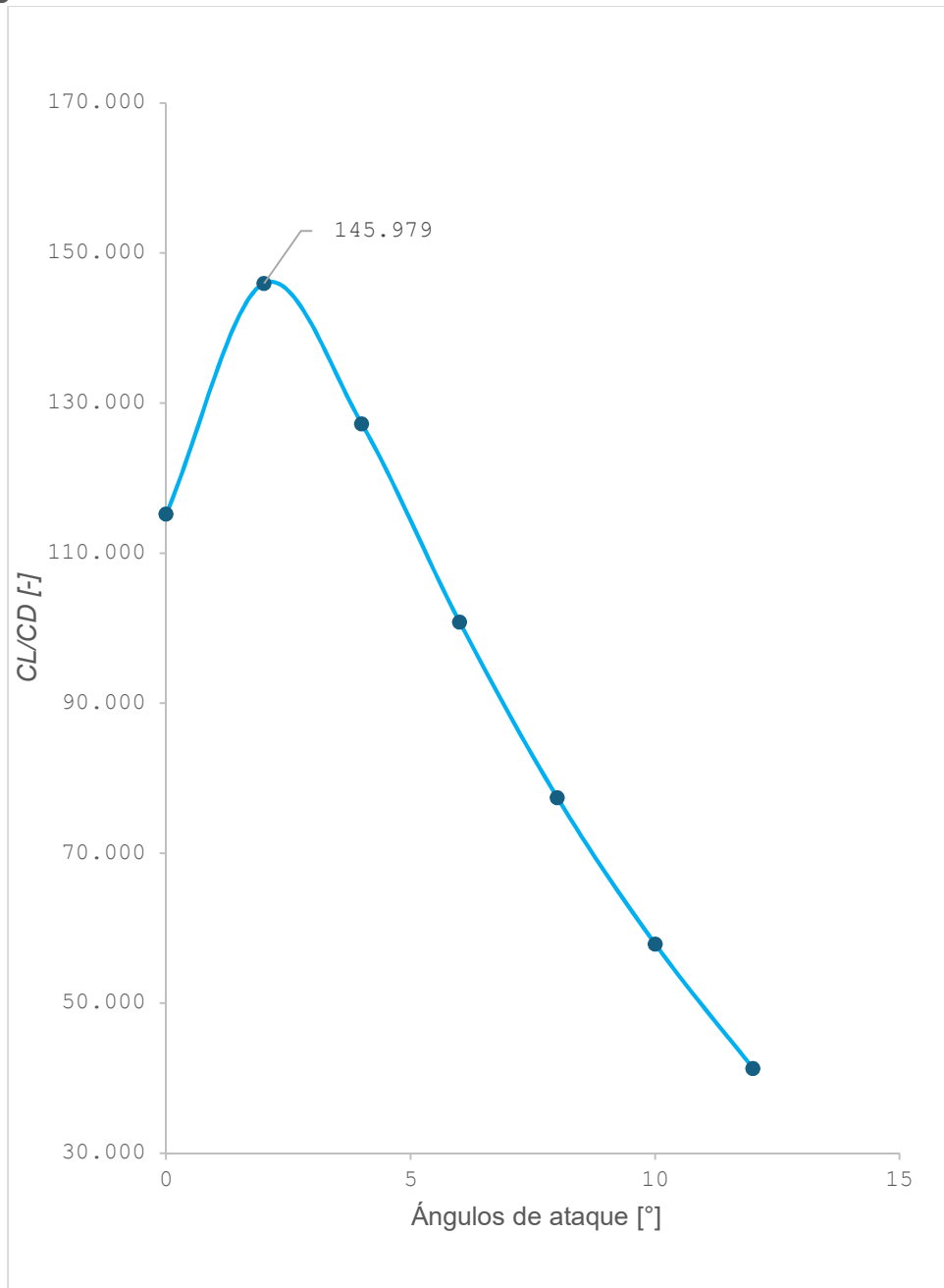


Fig. 89. Comportamiento aerodinámico del perfil SG 6041 cuando está sometido a la fuerza de velocidad del viento de 8.92 m/s.



## 9.2 Valoración de la selección de resultados:

Realizando la comparación de los análisis de los perfiles NACA 4412 y SG 6041, el mejor comportamiento es para el SG 6041 como se muestra su geometría en la figura 90, debido a que presenta una mayor estabilidad aerodinámica a un rango de más ángulos de ataque ( $\alpha$ )  $0^\circ$ -  $12^\circ$ , además de que la presencia de la distribución de la presión en el sistema presenta 3 puntos de dispersión mejorando la sujeción del álabo y las vibraciones cuando entra en contacto con cambio bruscos en la dirección y velocidad del viento.

A diferencia del perfil NACA 4412 que presenta un rango estable de ángulos de ataque ( $\alpha$ )  $0^\circ$ -  $8^\circ$ , con la presencia de mayor turbulencia en el borde de salida debido a la agudez geométrica del perfil, por lo tanto, para aplicaciones de aerogeneradores de baja potencia se selecciona el perfil aerodinámico SG 6041.

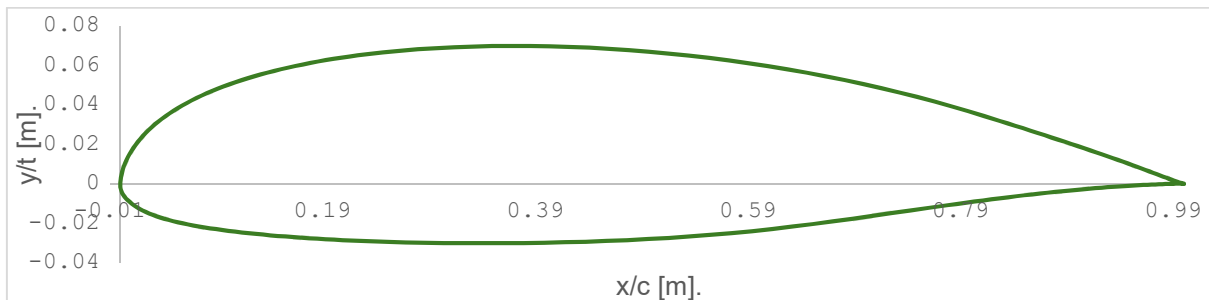


Fig. 90. Perfil SG 6041 seleccionado con la mejor aerodinámica.



### 9.3 Discusión de resultados

El perfil SG 6041 evaluado con una velocidad del viento de 8.92 m/s, en el régimen laminar de  $Re$  200000, y turbulento de  $Re$  600000, primero por XFoil un rango de ángulos de ataque de  $0^\circ$  a  $12^\circ$  demuestra una reducción en la turbulencia generada por la agudez del borde de salida (figura 117-124 en anexos), así como la adaptación modificada del espesor a un 12% (figura 93 en anexos) permitió que el extradós fuese más resistente y el intradós dispersara mejor la presión ejercida sobre el perfil, su comportamiento a diferencia de otros perfiles opta por una mayor eficiencia aerodinámica de  $145.97 C_L/C_D$ , a un rango de ángulos de ataque de  $0^\circ$  a  $10^\circ$ , considerando las variaciones de la presión ejercidas por la fuerza de la velocidad del viento, dando mayor seguridad en su uso en la construcción de álabes el perfil SG además de ser competente de forma aerodinámica lo es también en la manufactura pues no se necesita de una modificación especializada en el borde de salida para que pueda ser elaborado en la maquinaria industrial, así como la geometría del perfil permite que sea adaptable a diferentes escalas en los aerogeneradores diseñados para baja escala, esperando que su comportamiento tenga mayor sustentación entre  $2$  y  $6^\circ$  de ángulo de ataque, dispersión de la presión por tres puntos sobre la geometría del perfil y mínima presencia de turbulencia, vibraciones y movimientos que puedan causar fracturas en el álabe.



## 10. Conclusiones

La simulación de los perfiles aerodinámicos produjo que durante el diseño, una serie de correcciones, después de seguir las condiciones de diseño de la norma IEC 1400-1, y las modificaciones que autores recomiendan para aerogeneradores de baja potencia, en cuanto a la geometría del perfil en las secciones del intradós y el extradós, el perfil sufrió una alteración al modelo original, dando así un diseño propio que al someterlo a la simulación detecto esta modificación, cuando en el análisis de la presión sobre el perfil se generaron más puntos de descarga, indicando que la estructura del perfil soporta adecuadamente la velocidad de viento de diseño que para esta tesis fue de 8 m/s, además el proceso de simulación requirió de otras áreas de conocimiento como la mecánica de fluidos y la física de vectores, para interpretar el modelo matemático y el comportamiento del perfil cuando trabajo a diferentes ángulos de ataque, el modelo SST k-w RL, contempla una base de datos que se programa a lo largo del experimento para añadir la geometría al simulador así como las condiciones de trabajo, aparte de la malla, las transformadas de laplace usadas para instalar la ecuación de la continuidad y el teorema de Bernoulli, una vez dominado el conocimiento de CFD, COMSOL para programar las ecuaciones y añadir el perfil, es más rápido y sencillo evaluar tantas veces sean necesarias y cuantas modificaciones se realicen a los perfiles, para esta tesis el tiempo para la simulación fue de dos horas por cada perfil y 2 horas para obtener los resultados gráficos y las tablas de datos, sin embargo el procedimiento necesita de una minuciosa programación , ya que se va evaluando cada paso en el simulador hasta llegar a las operaciones finales, el diseñador debe ser consciente de que puede cambiar de forma instantánea o que lo esperado no se obtendrá de acuerdo a el modelo de turbulencia del experimento, pues en algunos perfiles la modificación no puede ser tanta a la original, ya que pone en riesgo la seguridad y función del perfil, esto hace que modifiques en Xfoil las veces que sean necesarias para no perder las propiedades aerodinámicas del perfil, recomiendo ampliamente un análisis por excel, donde es más instantánea la operación para que al simularse no se tenga sobre trabajo y vaya siendo más segura la modificación, también recomiendo un espesor mayor o igual al 12 % respecto la cuerda para mejorar el



borde de salida y disminuir la aparición de turbulencia, y al final pero no menos importante la morfología del perfil, concluyo que entre más delgado y curvo sea mayor será su turbulencia, y entre más grande y recto menor será su eficiencia aerodinámica.



- [1] CFD, CFD Analysys and theoretical modeling of miltiblade small savocius and turbines minimal lates and rada velvu., Switzerland: CFD archives, 2019..
- [2] I. Aerodinámico, Apunte de la materia aeronáutica general, capítulo 2. Aerodinámica de perfiles., Córdoba: INUA, 2002.
- [3] E. G. Llama, Apuntes de la NASA 100 años de la NACA, España: EL MUNDO , 2015..
- [4] A. González, «Academia . edu,» Academia CD, 16 enero 2018.. [En línea]. Available: [https://www.academia.edu/39320819/Historia\\_del\\_CFD](https://www.academia.edu/39320819/Historia_del_CFD). [Último acceso: 9 Diciembre 2023].
- [5] P. H., Teorema de Bernoulli., Buenos aires Argentina : Universidad Tecnológica Nacional de Buenos Aires, 2003..
- [6] R. Sánchez., Análisis aerodinámico de una hélice bipala de un vehículo aereo no tripulado del tipo cuadricóptero para incrementar la eficiencia de un vuelo vertical., lima Perú: Pontificia Universidad católica del Perú., 2018..
- [7] C. V. R.D., Análisis aerodinámico de perfiles para el diseño de aerogeneradores de baja potencia en condiciones de viento del campus de la UNIS., Chimbole Perú: Universidad Nacional del Santa, 2021.
- [8] M. Manawel J.F., WIND ENERGY EXPLAINED, Theory, design an aplicacion., USA, 2009.
- [9] Paz. A. d, Aerogeneradores de pequeña escala, Madrid : Ministerio de ciencia e innovación., 2020.
- [10] R. Corpa, Diseño de perfiles aerodinámico mediante metodologías inversas., Colombia : Aeroespacial y mecánica de fluidos , 2015..
- [11] G. F., Diseño de perfiles aerodinámicos., México: Instituto Politécnico Nacional., 2006.
- [12] L. W.-y. Li X, Analysis of effect or vortex generater spacing on Bunday Layer flow separation control, appiled sciences., Tokyo : CNSC, 2019.
- [13] S. I. P. Linos, Límite de Beltz y teorema de Bernoulli., Oviedo Epaña.: Escuela Politécnica de Gigón., 2023..
- [14] T. Ó, Aerodinámica para aeronáutica, Polonia : Comolonimbo, 2020..
- [15] UTS., Flujos Viscosos y su comportamiento., Alemania : Fm,Umich,mx, 2000.





- [16] C. S. Velazquez S, Guia de laboratorio de mecánica de fluidos, comportamiento aerodinámico de cuerpos fuselares y perfiles alares, Chile: Panamerican., 2006..
- [17] P. L. Ganiele Mj, Perfiles de microaerogeneradores HWAT a bajo número de reynolds., Argentina : Universidad Tres de Febrero., 2021..
- [18] V. López., Ingeniería de la energía eólica, Nuevas energías., Barcelona : Alfaomega., 2013..
- [19] L. R. S. A., Análisis comparativo de tecnologías sustitutivas para la medición del potencial eólico., Guatemala : ITUGS, 2022.
- [20] M. O. Richmond, Revisión de los perfiles aerodinámicos apropiados para las turbinas eólicas de eje Horizontal y de pequeña escala en zonas boscosas., Costa Rica : Instituto Tecnológico de Costa Rica , 2020..
- [21] R. Navarro., Modelos de turbulencia introducidos para CFD COMSOL., México.: COMSOL archives., 2019.
- [22] B. H. Cárrigán Travis, Aerodynamic shape optimization of a vertical axis wind turbine using diferencial evolution., Texas USA.: Universidad de Texas, 2011..
- [23] A. y. Ramirez Gracia, Estudio teórico experimental acerca de la aplicabilidad de los metodos datoom para la estabilidad estática longitudinal en aviones a escala de microvehiculos aereos., Bogotá : Universidad de san Buenaventura, 2018.
- [24] E. J. A., Diseño de una metodología para el análisis de flujo en 2 D de transporte utilizando CFD., Chimbarazo Ecuador : Escuela Superior Politécnica de Chimbarazo., 2021..
- [25] B. Z. Hapeng W, Flow control on the NREL S809 wind turbine aorfol using vortex generators., Liaoling, China : University of Technology y Dalian., 2018..
- [26] V. Pavón., Moelación de respuesta aerodinámica para aspas con stall pasivo., Oaxaca México.: Universidad del ISTMO , 2019.
- [27] C. A. O. Suárez., Analisis de dinámica de fluidos de un perfil aerodinámico., Concepción, Chile.: Universidad del Bío Bío., 2005..
- [28] I. Mártil., Mayores fabricantes de aerogeneradores del mundo., Madrid.: Cde. comunicación., 2023..
- [29] C. Marcelo, Diseño de una metodología para el análisis de flujo de una tubería de condición para riego., Riobamba. Ecuador: Facultad de Recursos Naturales de La escuela Superior Politécnica de Chimabarazo., 2021..
- [30] L. A. Esquiuel J, Determinación de las características aerodinámicas de perfiles para aerogeneradores de baja potencia utilizando CFD, Argentina : Liupiata , 2017.



- [31] AIRFOLTOOLS, <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit>, NASA.
- [32] SENER., Análisis de la producción eólica regional, capítulo 2, modelo de producción eólica regional., México., 2018..
- [33] A. Mártil Ignacio, Mayores fabricantes de aerogeneradores del mundo, Madrid : Cde Comunicacion , 2023..
- [34] López. Villarrubia, Ingeniería de la energía eólica., Barcelona : ALFAOMEGA, 2013.
- [35] COMSOL, Flow around an inclined NACA 001, Airfoil under model SST turbulence of the k-w, USA : COMSOL archives, 2019.
- [36] C. Suárez, Análisis de dinámica de fluidos de un perfil aerodinámico., Chile .Concepción : Universidad de Bío Bío., 2005..
- [37] A. o. turbulence, DNS usin data of compressible plane free shear layer flow., Cambridge : Cambridge, 2021..
- [38] lavionnaire, «Lavionnaire .fr,» espalas, 25 sm 2010-2024. [En línea]. Available: <https://www.lavionnaire.fr/EspAlas.php>. [Último acceso: 6 noviembre 2023].
- [39] X. A. Jodar, Biomecánicas de las técnicas aereas deportivas., España: Universidad de castilla la mancha, 2017.
- [40] A. Roy, «bookboon.com,» Aerodinamics, sd sm 2012. [En línea]. Available: <https://bookboon.com/es>. [Último acceso: 18 noviembre 2023].
- [41] P. Daniel, «PDCTRLASALLE,» LA SALLE, thursday octubre 2013. [En línea]. Available: <http://pdctdr lasallebonanova.blogspot.com>. [Último acceso: 25 octubre 2023].
- [42] c. turner, «mc grow hill,» 28 julio 2023. [En línea]. Available: Flow over bodies Drag and Lift capther 15, can54261\_ch15.qdx.. [Último acceso: 14 octubre 2023].
- [43] R. gonzález, «el vuelo de la gran aventura,» 5 mayo 2023. [En línea]. Available: <https://greatbustardsflight.blogspot.com>. [Último acceso: 13 octubre 2023].
- [44] fiscics, «Textos Cientificos,» 22 05 2014. [En línea]. Available: <https://www.textoscientificos.com/fisica/fluidos/flujos-en-capa-limite>. [Último acceso: 16 octubre 2023].
- [45] C. y. Cengel, Teorema de bernoulli y navier stokes, Switserland: OPUS, 2001.
- [46] ALAMY, «ALAMY,» STOCK PHOTOS, 24 04 2022. [En línea]. Available: <https://www.alamy.es/la-aerographer-mate-3-amp-2-estados-unidos-marina-la-meteorologia-la-oceanografia-capitulo-13..> [Último acceso: 16 OCTUBRE 2023].



[47] F. R., «la ciencia de la mula francis,» dinahosting, 23 agosto 2017. [En línea]. Available: <https://francis.naukas.com/2017/08/23/se-observa-la-cascada-hacia-la-turbulencia/>. [Último acceso: 18 octubre 2023].



## ***Glosario y lista de simbología***

### *Glosario de términos.*

- Esfuerzo cortante: Es una fuerza tangencial que actúa en un material cuando es sometido a ciertos movimientos como la torsión y el giro.
- Esfuerzo vectorial: Es la magnitud vectorial que surge como resultado de la fuerza que hace una estructura para no deformarse cuando se le aplica una carga.
- Falla aerodinámica: Se genera cuando el perfil aerodinámico es impulsado por fuerza de arrastre donde la sustentación se elimina y la presión aumenta generando fracturas en su estructura, generando turbulencias y el efecto estela.
- Fuerza: Es una magnitud vectorial que mide la intensidad del intercambio de momento lineal entre dos cuerpos.
- Fuerza inercial: Es una propiedad de los cuerpos en movimiento que resulta de la fuerza restante que mantiene el movimiento del cuerpo después de ejercer sobre él un impulso.
- Fuerza viscosa: Es la medida de la resistencia que tiene un flujo para fluir con mayor o menor velocidad en el espacio.
- Presión: Es una magnitud derivada de la fuerza con respecto un área que tiende a distribuirla uniformemente por toda la superficie, resistiendo la fuerza que se le aplique.
- Presión estática: Es la presión que ejerce el peso compuesto por la masa y gravedad de un fluido sin que tenga una velocidad o movimiento.
- Presión dinámica: Es la presión que resulta de la inercia del movimiento de un fluido que incrementa cuando existen obstáculos en su dirección.
- Perdida aerodinámica: Fenómeno aerodinámico que se origina como consecuencia de la reducción de la capa límite en una superficie aerodinámica que es llevada a un ángulo de ataque demasiado vertical.
- Resistencia: Capacidad de mantener un esfuerzo por un periodo de tiempo controlado antes de que persuadir una estabilidad en el cuerpo que puede estar en movimiento o estático.
- Superficie aerodinámica Es un cuerpo diseñado para reaccionar con un movimiento a la circulación de gases o líquidos alrededor de su geometría, atravesando el flujo de un fluido.
- Turbulencia: Movimiento atmosférico que surge como respuesta a un cambio brusco de la velocidad y dirección del viento, a causa de diferentes fenómenos como obstáculos, diferencia de presiones y temperaturas.



- Velocidad: Capacidad de un cuerpo para realizar un movimiento a través de rangos de tiempo, como respuesta de un fenómeno de cambio en la magnitud y dirección.
- Viscosidad cinemática: Es la velocidad compuesta por una dirección y sentido, que une una fuerza horizontal y otra vertical, creando un vector resultante cuando ambas fuerzas interactúan entre ambas.

### *Simbología.*

<i>A</i>	<i>Área del conducto [m].</i>
<i>A</i>	<i>Área del rotor [m<sup>2</sup>].</i>
<i>C</i>	<i>Longitud de la cuerda del perfil [m].</i>
<i>Cl</i>	<i>Coefficiente de sustentación [-].</i>
<i>Cd</i>	<i>Coefficiente de arrastre [-].</i>
<i>Cp</i>	<i>Coefficiente de potencia [-].</i>
<i>Cp<sub>max</sub></i>	<i>Coefficiente de potencia máximo [-].</i>
<i>E</i>	<i>Energía del viento [kW/m<sup>2</sup>]</i>
<i>F</i>	<i>Fuerza [N].</i>
<i>F<sub>l</sub></i>	<i>Fuerza de sustentación [-].</i>
<i>F<sub>d</sub></i>	<i>Fuerza de arrastre [-].</i>
<i>g</i>	<i>Gravedad [N/m<sup>2</sup> / Kg<sup>2</sup>].</i>
<i>H</i>	<i>Altura del fluido referenciado al suelo [m].</i>
<i>in</i>	<i>Dentro [-].</i>
<i>L</i>	<i>Longitud del perímetro del perfil aerodinámico [m].</i>



$m$	<i>Curvatura máxima [m].</i>
$m$	<i>Masa de aire [kg].</i>
$\dot{m}$	<i>Flujo másico [kg/s].</i>
$Ma$	<i>Número de mach [kg/h].</i>
$out$	<i>Fuera [-].</i>
$P$	<i>Combadura máxima [m].</i>
$P$	<i>Potencia extraída [kW/h].</i>
$P$	<i>Presión [Pa].</i>
$pro$	<i>Promedio [-].</i>
$P_d$	<i>Potencia disponible [kW/m<sup>2</sup>].</i>
$PdA$	<i>Sustentación diferencial del área [-].</i>
$\frac{Px}{\rho g}$	<i>Presión dinámica [N/m<sup>2</sup>].</i>
$Re$	<i>Número de Reynolds [-].</i>
$t$	<i>Espesor máximo [m].</i>
$t/c$	<i>Relación espesor / cuerda del perfil aerodinámico (rigidez) [m].</i>
$t_w dA$	<i>Arrastre diferencial de área [-].</i>
$U_{inf}$	<i>Velocidad del viento inferior [m/s]</i>
$V$	<i>Velocidad del viento [m/s].</i>
$V_1$	<i>Velocidad del viento a la entrada [m/s].</i>
$v^2$	<i>Velocidad del viento absoluta [m/s].</i>



$v_0$  Velocidad de un fluido [m/s].

$v_{sonido}$  Velocidad del sonido en un fluido [m/s].

$v_m$  Velocidad media del viento [m/s].

$v_{nom}$  Velocidad nominal para la norma IEC 61400-2 [m/s].

$v_{pro}$  Velocidad promedio del viento [m/s].

$\frac{Vx^2}{2g}$  Velocidad del fluido [m/s].



## Letras Griegas.

$a$	<i>Coeficiente de inducción axial.</i>
$\alpha$	<i>Ángulo de ataque del perfil.</i>
$\epsilon$	<i>Eficiencia aerodinámica.</i>
$\mu$	<i>Viscosidad del viento.</i>
$\rho$	<i>Densidad del aire.</i>
$\sigma$	<i>Desviación estándar del viento.</i>
$\delta x$	<i>Discriminante polinomial laplaciano de la componente x.</i>
$\delta y$	<i>Discriminante polinomial laplaciano de la componente y</i>
$\nu$	<i>Viscosidad cinemática.</i>
$\partial_u, \partial_v, \partial_w$	<i>Derivada de la variable velocidad del viento de Navier Stokes.</i>
$\partial_x$	<i>Derivada de Navier Stokes para la componente en x.</i>
$\partial_y$	<i>Derivada de Navier Stokes para la componente en y.</i>
$\partial_z$	<i>Derivada de Navier Stokes para la componente en z.</i>
$\partial_t$	<i>Instante de tiempo derivativo para las ecuaciones de Navier Stokes.</i>
$\partial_p$	<i>Derivada de Navier Stokes para la presión del sistema.</i>





### Anexo 1. Coordenadas de los perfiles aerodinámicos.

Coordenada. 1 Perfil SG 6041, en el orden de Y y X.

SG 6041	
1	0
0.996089	0.000642
0.985048	0.003157
0.968133	0.007602
0.946046	0.013324
0.918825	0.020084
0.887037	0.028045
0.851444	0.037037
0.812782	0.046731
0.771742	0.056677
0.728946	0.066315
0.684771	0.074819
0.638946	0.081988
0.591971	0.087923
0.544321	0.092477
0.496467	0.095295
0.44832	0.096342
0.400324	0.095949
0.353012	0.094259
0.306932	0.091363
0.262594	0.087322
0.220471	0.082211
0.181021	0.076101
0.144635	0.069084
0.111706	0.061261
0.082528	0.052754
0.057423	0.043713
0.036592	0.034302
0.02031	0.024706
0.008599	0.015142
0.00176	0.006074
0.000651	0.003396
0.000138	0.001358
0.000023	-0.000542
0.000294	-0.001935
0.000443	-0.002413
0.001282	-0.004385
0.005329	-0.010118
0.015376	-0.01868

0.030216	-0.027173
0.049559	-0.035201
0.073374	-0.042563
0.101374	-0.049059
0.133441	-0.054581
0.169219	-0.059031
0.208482	-0.062361
0.250797	-0.064545
0.295834	-0.065585
0.343087	-0.065504
0.392138	-0.06434
0.44242	-0.062144
0.493444	-0.058965
0.544594	-0.054833
0.595407	-0.049596
0.645795	-0.043462
0.695149	-0.036874
0.742856	-0.030066
0.788279	-0.023032
0.831428	-0.016082
0.871626	-0.010003
0.907952	-0.005223
0.93944	-0.001945
0.96515	-0.000135
0.984246	0.000448
0.996022	0.000259
1	0



NACA 4412	
1	0
0.95	0.0147
0.9	0.0271
0.8	0.0489
0.7	0.0669
0.6	0.0814
0.5	0.0919
0.4	0.098
0.3	0.0976
0.25	0.0941
0.2	0.088
0.15	0.0789
0.1	0.0659
0.075	0.0576
0.05	0.0473
0.025	0.0339
0.0125	0.0244
0	0
0.0125	-0.0143
0.025	-0.0195
0.05	-0.0249
0.075	-0.0274
0.1	-0.0286
0.15	-0.0288
0.2	-0.0274
0.25	-0.025
0.3	-0.0226
0.4	-0.018
0.5	-0.014
0.6	-0.01
0.7	-0.0065
0.8	-0.0039
0.9	-0.0022
0.95	-0.0016
1	0

NACA 3415	
1	0
0.95028	0.00931
0.90059	0.01884
0.85085	0.02885
0.80102	0.039
0.75109	0.04907
0.70106	0.05877
0.65093	0.0678
0.6007	0.07595
0.55039	0.08298
0.5	0.08871
0.44955	0.09289
0.39905	0.09527
0.34852	0.09559
0.298	0.09362
0.2475	0.08941
0.19705	0.08279
0.14669	0.07348
0.09647	0.06077
0.07147	0.05261
0.0466	0.04264
0.02198	0.02964
0.00991	0.02074
0.00525	0.01585
0.003	0.01287
0	0
0.007	-0.01087
0.00975	-0.01305
0.01509	-0.01646
0.02802	-0.0222
0.0534	-0.03
0.07853	-0.03565
0.10353	-0.04009
0.15331	-0.04656
0.20295	-0.05095
0.2525	-0.05361
0.302	-0.05474
0.35148	-0.05439
0.40095	-0.05243



0.45045	-0.04909
0.5	-0.04459
0.54961	-0.03918
0.5993	-0.03311
0.64907	-0.0266
0.69894	-0.01989
0.74891	-0.01327
0.79989	-0.00716
0.84915	-0.00193
0.89941	0.00184
0.94972	0.00333
1	0

0.4673	0.11833
0.43474	0.12042
0.40245	0.12137
0.37059	0.12191
0.33928	0.12128
0.30866	0.12024
0.27886	0.11792
0.25	0.11522
0.22221	0.11122
0.19562	0.10704
0.17033	0.10165
0.14645	0.09622
0.12408	0.08961
0.10332	0.08313
0.08427	0.07555
0.06699	0.06836
0.05156	0.06005
0.03806	0.05248
0.02653	0.0448
0.01704	0.03625
0.00961	0.0274
0.00428	0.0175
0.00107	0.009
0	0
0.00107	-0.00232
0.00428	-0.00566
0.00961	-0.00995
0.01704	-0.01254
0.02653	-0.01537
0.03806	-0.01698
0.05156	-0.01887
0.06699	-0.01992
0.08427	-0.02122
0.10332	-0.0218
0.12408	-0.02256
0.14645	-0.02263
0.17033	-0.02277
0.19562	-0.0222
0.22221	-0.02161
0.25	-0.02034
0.27886	-0.01895
0.30866	-0.01688
0.33928	-0.0146

Coordenada. 4 Perfil SG 6041, en el orden de Y y X.

FX63137	
1	0
0.99893	0.00082
0.99572	0.00249
0.99039	0.00501
0.98296	0.00818
0.97347	0.01189
0.96194	0.01601
0.94844	0.02043
0.93301	0.02516
0.91573	0.03018
0.89668	0.03553
0.87592	0.04114
0.85355	0.04711
0.82967	0.05323
0.80438	0.05962
0.77779	0.06605
0.75	0.07273
0.72114	0.07927
0.69134	0.0859
0.66072	0.09204
0.62941	0.09804
0.59755	0.10331
0.56526	0.10823
0.5327	0.11221
0.5	0.11578



0.37059	-0.01167
0.40245	-0.00848
0.43474	-0.00486
0.4673	-0.00103
0.5	0.00307
0.5327	0.00716
0.56526	0.01112
0.59755	0.01475
0.62941	0.01813
0.66072	0.02098
0.69134	0.02345
0.72114	0.0253
0.75	0.02668
0.77779	0.02745
0.80438	0.02768
0.82967	0.02729
0.85355	0.02631
0.87592	0.02479
0.89668	0.02284
0.91573	0.02052
0.93301	0.01794
0.94844	0.01514
0.96194	0.01219
0.97347	0.00921
0.98296	0.0063
0.99039	0.00373
0.99572	0.00169
0.99893	0.0004
1	0

Anexo 2. Tablas de los Datos obtenidos por Xfoil bajo los números de Reynolds de  $200 \times 10^6$  a  $600 \times 10^6$ .

Tabla A. 1 Datos obtenidos por el Xfoil. Perfil NACA 4412. Primera parte.

RE = 200000					
alpha	CL	CD	Cm	CL/CD	
-10	-0.3902	0.1061	-0.0487	-3.67766	
-9	-0.3676	0.09752	-0.0363	-3.76948	
-8	0	0	0	0	
-7	-0.3645	0.04736	-0.0835	-7.69637	
-6	-0.2473	0.02406	-0.0986	-10.2785	
-5	-0.1077	0.01981	-0.1046	-5.43665	
-4	0.0403	0.01651	-0.116	2.440945	
-3	0.1686	0.01443	-0.114	11.68399	
-2	0.2857	0.01294	-0.1141	22.07883	
-1	0.3938	0.01117	-0.1126	35.2515	
0	0.5205	0.01013	-0.1131	51.38203	
1	0.6259	0.01052	-0.112	59.4962	
2	0.7315	0.01113	-0.1095	65.72327	
3	0.8374	0.01188	-0.1081	70.48822	
4	0.9425	0.01275	-0.1067	73.92157	
5	1.046	0.01373	-0.1051	76.18354	
6	1.1425	0.01466	-0.1021	77.93315	
7	1.2311	0.01557	-0.0978	79.06872	
8	1.3118	0.01679	-0.0923	78.12384	
9	1.3662	0.01896	-0.0829	72.05696	
10	1.363	0.02486	-0.0671	54.82703	
11	1.3645	0.0323	-0.0561	42.24458	
12	1.3805	0.03982	-0.0492	34.66851	
13	1.4026	0.04751	-0.0441	29.52221	
14	1.4245	0.05569	-0.0401	25.5791	
15	1.4443	0.06455	-0.0371	22.3749	
16	1.4578	0.07463	-0.0352	19.5337	
17	1.4509	0.08801	-0.0358	16.48563	
18	1.4248	0.10521	-0.04	13.54244	
19	1.4037	0.12268	-0.0473	11.44196	
20	1.3304	0.15316	-0.0664	8.686341	

RE = 300000					
alpha	CL	CD	Cm	CL/CD	
-10	-0.4012	0.09954	-0.0466	-4.03054	
-9	-0.5215	0.05167	-0.0776	-10.0929	
-8	-0.4463	0.02745	-0.0974	-16.2587	
-7	-0.3138	0.0212	-0.1047	-14.8019	
-6	-0.1732	0.0172	-0.112	-10.0698	
-5	-0.041	0.01453	-0.115	-2.82175	
-4	0.0739	0.01245	-0.115	5.935743	
-3	0.1839	0.01123	-0.114	16.37578	
-2	0.2946	0.01033	-0.1132	28.51888	
-1	0.4034	0.00955	-0.1122	42.24084	
0	0.5223	0.00821	-0.1122	63.61754	
1	0.6263	0.00867	-0.1102	72.2376	
2	0.7311	0.00925	-0.1086	79.03784	
3	0.8363	0.00995	-0.1072	84.05025	
4	0.9409	0.01073	-0.1058	87.68872	
5	1.0436	0.01156	-0.1041	90.27682	
6	1.1397	0.01239	-0.1012	91.98547	
7	1.2321	0.01338	-0.0978	92.0852	
8	1.3144	0.01477	-0.0929	88.9912	
9	1.3631	0.01769	-0.0829	77.05483	
10	1.3776	0.02314	-0.0698	59.53328	
11	1.4021	0.02873	-0.0606	48.80265	
12	1.4202	0.03573	-0.0535	39.74811	
13	1.4312	0.04427	-0.0483	32.32889	
14	1.4436	0.05347	-0.0449	26.99832	
15	1.4531	0.06375	-0.0431	22.79373	
16	1.4579	0.07525	-0.0428	19.37409	
17	1.4588	0.08773	-0.0437	16.62829	
18	1.4559	0.10146	-0.0466	14.3495	
19	1.4396	0.11819	-0.0524	12.18039	
20	1.427	0.13473	-0.0598	10.59155	

RE = 400000					
alpha	CL	CD	Cm	CL/CD	
-10	-0.3656	0.10081	-0.0406	-3.62662	
-9	-0.4283	0.07225	-0.0592	-5.92803	
-8	-0.4036	0.02025	-0.1072	-19.9309	
-7	-0.268	0.01686	-0.1132	-15.8956	
-6	-0.1462	0.01412	-0.1153	-10.3541	
-5	-0.0336	0.01212	-0.1151	-2.77228	
-4	0.0749	0.01076	-0.1138	6.960967	
-3	0.1854	0.00984	-0.113	18.84146	
-2	0.2955	0.00919	-0.1123	32.15452	
-1	0.4048	0.00874	-0.1115	46.31579	
0	0.499	0.00744	-0.1072	67.06989	
1	0.6256	0.00774	-0.1098	80.82687	
2	0.7306	0.0083	-0.1083	88.0241	
3	0.8358	0.00895	-0.1069	93.38547	
4	0.941	0.00965	-0.1057	97.51295	
5	1.0436	0.0104	-0.104	100.3462	
6	1.1412	0.01123	-0.1015	101.6207	
7	1.2358	0.01224	-0.0986	100.9641	
8	1.3184	0.01382	-0.0939	95.39797	
9	1.3652	0.01717	-0.0838	79.51077	
10	1.3945	0.02174	-0.0725	64.14443	
11	1.4286	0.02646	-0.0638	53.99093	
12	1.4525	0.03268	-0.0565	44.44614	
13	1.4706	0.04035	-0.0513	36.4461	
14	1.4812	0.04969	-0.0479	29.80881	
15	1.486	0.06067	-0.0465	24.49316	
16	1.4841	0.07331	-0.0468	20.24417	
17	1.4769	0.08727	-0.0484	16.92334	
18	1.468	0.10235	-0.052	14.34294	
19	1.455	0.11843	-0.0571	12.28574	
20	1.4442	0.13448	-0.0638	10.73914	

Tabla A. 2 Datos obtenidos por el Xfoil. Perfil NACA 4412. Segunda parte

RE = 500000					
alpha	CL	CD	Cm	CLICD	
-10	-0.6315	0.02555	-0.1005	-24.7162	
-9	-0.507	0.02087	-0.1071	-24.2932	
-8	-0.3729	0.01717	-0.1135	-21.7181	
-7	-0.2543	0.01434	-0.1155	-17.7336	
-6	-0.1434	0.0123	-0.1151	-11.6585	
-5	-0.0349	0.01085	-0.114	-3.21659	
-4	0.0744	0.00974	-0.113	7.636604	
-3	0.1852	0.00907	-0.1124	20.41896	
-2	0.2955	0.00854	-0.118	34.60187	
-1	0.405	0.00824	-0.111	49.15049	
0	0.5081	0.00728	-0.1095	69.79396	
1	0.6255	0.00714	-0.1097	87.60504	
2	0.7307	0.0077	-0.1083	94.8961	
3	0.8364	0.0083	-0.107	100.7711	
4	0.9419	0.00898	-0.1059	104.8886	
5	1.0452	0.00968	-0.1044	107.9752	
6	1.1446	0.01049	-0.1022	109.1134	
7	1.2403	0.01152	-0.0996	107.6649	
8	1.3214	0.01334	-0.0948	99.05547	
9	1.3686	0.01682	-0.0848	81.36742	
10	1.4081	0.0207	-0.0746	68.02415	
11	1.4504	0.02472	-0.0665	58.67314	
12	1.4815	0.03012	-0.0592	49.18659	
13	1.5051	0.03699	-0.0537	40.68938	
14	1.5195	0.04566	-0.0499	33.27858	
15	1.5236	0.0565	-0.0481	26.96637	
16	1.5206	0.06921	-0.0482	21.97081	
17	1.5134	0.08331	-0.05	18.16589	
18	1.4986	0.09909	-0.0533	15.12362	
19	1.4771	0.11639	-0.0585	12.69095	
20	1.4597	0.13367	-0.0656	10.92018	

RE = 600000					
alpha	CL	CD	Cm	CLICD	
-10	-0.6128	0.02141	-0.1064	-28.6221	
-9	-0.4849	0.01789	-0.1122	-27.1045	
-8	-0.3626	0.01514	-0.1154	-23.9498	
-7	-0.2519	0.01317	-0.1154	-19.1268	
-6	-0.1455	0.01136	-0.1142	-12.8081	
-5	-0.0361	0.0101	-0.1133	-3.57426	
-4	0.0738	0.00914	-0.1125	8.074398	
-3	0.1847	0.00854	-0.112	21.62763	
-2	0.2952	0.00812	-0.1114	36.35468	
-1	0.405	0.00788	-0.1109	51.39594	
0	0.5113	0.0072	-0.11	71.01389	
1	0.6255	0.00674	-0.1097	92.80415	
2	0.7313	0.00726	-0.1084	100.73	
3	0.8376	0.00784	-0.1073	106.8367	
4	0.9434	0.00848	-0.1062	111.25	
5	1.0476	0.00913	-0.1049	114.7426	
6	1.1483	0.00995	-0.103	115.407	
7	1.244	0.01105	-0.1005	112.5792	
8	1.3235	0.0131	-0.0954	101.0305	
9	1.3735	0.01646	-0.0858	83.44471	
10	1.42	0.01985	-0.0765	71.53652	
11	1.4679	0.0234	-0.0688	62.73077	
12	1.5082	0.02792	-0.0618	54.01862	
13	1.5391	0.03363	-0.056	45.49512	
14	1.5598	0.04147	-0.0517	37.61273	
15	1.5696	0.05126	-0.0492	30.62037	
16	1.5686	0.06333	-0.0487	24.76867	
17	1.5579	0.07752	-0.0499	20.09675	
18	1.5346	0.09423	-0.0529	16.28568	
19	1.504	0.1128	-0.0583	13.33333	
20	1.4823	0.13082	-0.0653	11.33084	

Tabla A. 3 Promedios obtenidos para la valoración de resultados en la etapa 1 del perfil NACA 4412.

PROMEDIOS					
ALPHA	CL	CD	CM	CL/CD	MAXCL/CD
-10	-0.48026	0.070682	-0.06816	-12.9346	99.21195
-9	-0.46186	0.05204	-0.07848	-14.2376	MAX CL
-8	-0.39635	0.016002	-0.0867	-16.3715	1.4978
-7	-0.2905	0.022586	-0.10646	-15.0509	1.34802
-6	-0.17112	0.015808	-0.11088	-11.0338	0.972012
-5	-0.05066	0.013482	-0.1124	-3.5643	0.027988
-4	0.06746	0.01172	-0.11318	6.210131	
-3	0.18156	0.010622	-0.11308	17.78957	
-2	0.244417	0.009824	-0.11256	30.74175	
-1	0.4024	0.009116	-0.11166	44.87164	
0	0.426867	0.008052	-0.1104	64.57546	
1	0.62576	0.008162	-0.11012	78.59397	
2	0.73104	0.008728	-0.10862	85.68227	
3	0.8367	0.009384	-0.1073	91.10635	
4	0.94194	0.010118	-0.10606	95.05238	
5	1.0452	0.0109	-0.1045	97.90486	
6	1.14326	0.011744	-0.102	99.21195	
7	1.23666	0.012752	-0.09886	98.47242	
8	1.3179	0.014364	-0.09386	92.521	
9	1.36732	0.01742	-0.08404	78.68694	
10	1.39264	0.022058	-0.0721	63.61308	
11	1.185583	0.027122	-0.06316	53.28841	
12	1.44858	0.033254	-0.05604	44.4136	
13	1.46972	0.04059	-0.05068	36.89634	
14	1.48572	0.049196	-0.0469	30.65551	
15	1.49532	0.059346	-0.0448	25.44971	
16	1.4978	0.071146	-0.04434	21.17829	
17	1.49158	0.084768	-0.04556	17.65998	
18	1.47638	0.100468	-0.04896	14.72884	
19	1.45588	0.117698	-0.05472	12.38647	
20	1.42872	0.137372	-0.06418	10.45361	

Tabla A. 4 Datos obtenidos por el Xfoil perfil SG 6041. Primera parte.

RE = 200000						RE = 300000						RE = 400000					
alpha	CL	CD	CM	CLICD		alpha	CL	CD	Cm	CLICD		alpha	CL	CD	Cm	CLICD	
-10	-0.4186	0.11028	0.1064	-3.79579		-10	-0.4562	0.06675	-0.0479	-5.25879		-10	-0.7912	0.03906	-0.0521	-20.256	
-9	-0.4225	0.09243	0.08873	-4.57103		-9	-0.7188	0.04547	-0.0459	-15.8082		-9	-0.723	0.02657	-0.055	-27.2111	
-8	-0.4371	0.08024	0.07676	-5.44741		-8	-0.6649	0.02741	-0.0478	-24.2576		-8	-0.6152	0.02088	-0.0576	-29.4636	
-7	-0.5088	0.06963	0.0663	-7.3072		-7	-0.5517	0.02134	-0.0504	-25.8529		-7	-0.4979	0.01735	-0.0603	-28.6374	
-6	0	0	0	0		-6	-0.4303	0.01802	-0.0535	-23.879		-6	-0.376	0.01476	-0.0636	-25.4743	
-5	0	0	0	0		-5	-0.3139	0.0157	-0.0553	-19.9936		-5	-0.2544	0.01298	-0.0663	-19.5994	
-4	-0.3097	0.02109	0.01356	-14.6847		-4	-0.1879	0.01376	-0.059	-13.6555		-4	-0.1396	0.01137	-0.0673	-12.2779	
-3	-0.1774	0.01589	0.00798	-11.1643		-3	-0.0863	0.01063	-0.0585	-8.1853		-3	-0.0479	0.00888	-0.0643	-5.39414	
-2	-0.0629	0.01248	0.00752	-5.04006		-2	0.0286	0.00989	-0.0574	2.89181		-2	0.0519	0.00798	-0.0608	6.503759	
-1	0.0538	0.01251	0.00758	4.30056		-1	0.1377	0.00972	-0.0549	14.16667		-1	0.1582	0.00787	-0.0583	20.10165	
0	0.2621	0.01242	0.00729	21.10306		0	0.2416	0.00951	-0.0507	25.40484		0	0.2607	0.0078	-0.0547	33.42308	
1	0.4441	0.01121	0.00598	39.61641		1	0.3464	0.00913	-0.0477	37.94085		1	0.364	0.00761	-0.0518	47.8318	
2	0.5573	0.01019	0.00496	54.69087		2	0.4578	0.00879	-0.0463	52.08191		2	0.4659	0.00748	-0.0489	62.2861	
3	0.637	0.00966	0.00429	65.94203		3	0.5866	0.00881	-0.0493	66.58343		3	0.5656	0.00767	-0.0456	73.74185	
4	0.7225	0.00997	0.00415	72.4674		4	0.7257	0.00951	-0.0553	76.30915		4	0.6844	0.00859	-0.0473	79.67404	
5	0.7951	0.01178	0.00506	67.49576		5	0.8155	0.01094	-0.053	74.54296		5	0.8203	0.01041	-0.0543	78.79923	
6	0.8684	0.01429	0.00669	60.76977		6	0.8656	0.01256	-0.0421	68.9172		6	0.8708	0.01177	-0.0434	73.98471	
7	0.9472	0.01705	0.00903	55.55425		7	0.9351	0.01444	-0.0351	64.75762		7	0.95	0	0	0	
8	1.0265	0.02008	0.01208	51.12052		8	1.004	0.01642	-0.0283	61.14495		8	1.0188	0.0151	-0.0311	67.4702	
9	1.1048	0.02319	0.01543	47.64122		9	1.068	0.01873	-0.0211	57.02082		9	1.0867	0.017	-0.0242	63.92353	
10	1.1734	0.02762	0.02015	42.48371		10	1.1308	0.02133	-0.0146	53.01453		10	1.1507	0.0193	-0.0176	59.62176	
11	1.2316	0.03422	0.02746	35.99065		11	1.1893	0.0243	-0.0084	48.94239		11	1.2112	0.02188	-0.0113	55.35649	
12	1.2635	0.0404	0.03432	31.27475		12	1.239	0.02816	-0.0022	43.99858		12	1.2594	0.02546	-0.0046	49.46583	
13	1.2543	0.04881	0.04339	25.6976		13	1.2793	0.03284	0.0036	38.95554		13	1.3024	0.02966	0.0013	43.91099	
14	1.269	0.05322	0.04792	23.84442		14	1.3078	0.03696	0.0086	33.56776		14	1.3313	0.0354	0.0066	37.60734	
15	1.3	0	0	0		15	1.3238	0.04695	0.0121	28.19595		15	1.3485	0.04312	0.0102	31.22681	
16	1.29	0	0	0		16	1.3296	0.05692	0.0133	23.3591		16	1.3495	0.05324	0.0114	25.34748	
17	1.28	0	0	0		17	1.3131	0.07105	0.0103	18.48135		17	1.3425	0.06641	0.0087	20.21533	
18	1	0	0	0		18	1.2888	0.08632	0.0039	14.59239		18	1.3235	0.0827	0.0031	16.00363	
19	0.9143	0.23908	0.23566	3.824243		19	1.2132	0.1179	-0.0132	10.29008		19	1.2829	0.10504	-0.0083	12.21344	
20	0.9317	0.25835	0.25496	3.606348		20	0	0	0	0		20	1.2484	0.12811	-0.0218	9.729139	



Tabla A. 5 Datos obtenidos por el XFoil perfil SG 6041. Segunda parte.

RE= 500000					
alpha	CL	CD	Cm	CL/CD	
-10	-0.7928	0.02882	-0.0586	-27.5087	
-9	0	0	0	0	0
-8	-0.5758	0.01786	-0.0654	-32.2396	
-7	-0.4576	0.01479	-0.0684	-30.9398	
-6	-0.3409	0.01287	-0.0702	-26.488	
-5	-0.2321	0.01133	-0.07	-20.4854	
-4	-0.13	0.01018	-0.0682	-12.7701	
-3	-0.0361	0.00821	-0.0653	-4.39708	
-2	0.0577	0.007	-0.0613	8.242857	
-1	0.1642	0.00689	-0.0591	23.83164	
0	0.2678	0.00684	-0.0562	39.15205	
1	0.372	0.00677	-0.0537	54.9483	
2	0.4748	0.0068	-0.0512	69.82353	
3	0.5696	0.00714	-0.0471	79.77591	
4	0.6659	0.00806	-0.0439	82.61787	
5	0.7974	0.0098	-0.0498	81.36735	
6	0.8765	0.01121	-0.0448	78.18912	
7	0.9535	0.01266	-0.0389	75.31596	
8	1.031	0.01419	-0.0334	72.6568	
9	1.1008	0.01592	-0.0267	69.14573	
10	1.1663	0.01801	-0.02	64.75847	
11	1.2305	0.02026	-0.0139	60.73544	
12	1.2853	0.02321	-0.0075	55.37699	
13	1.3262	0.02733	-0.001	48.52543	
14	1.3595	0.03246	0.0046	41.88232	
15	1.3752	0.03976	0.0089	34.58753	
16	1.3852	0.04887	0.0103	28.34459	
17	1.372	0.06241	0.0083	21.98366	
18	1.3505	0.07931	0.0021	17.02812	
19	1.3129	0.10028	-0.0075	13.09234	
20	1.2702	0.12435	-0.021	10.21472	

RE = 600000					
alpha	CL	CD	Cm	CL/CD	
-10	-0.7838	0.02438	-0.0624	-32.1493	
-9	0	0	0	0	0
-8	-0.5516	0.01573	-0.0705	-35.0668	
-7	-0.4408	0.0134	-0.0715	-32.8955	
-6	-0.3363	0.01165	-0.0707	-28.867	
-5	-0.231	0.01041	-0.0696	-22.1902	
-4	-0.1287	0.00948	-0.0677	-13.5759	
-3	-0.0318	0.00786	-0.0653	-4.0458	
-2	0.0591	0.00639	-0.0611	9.248826	
-1	0.1661	0.00628	-0.0593	26.44304	
0	0.2715	0.00624	-0.0571	43.50962	
1	0.3765	0.00624	-0.0548	60.33654	
2	0.4792	0.00638	-0.0524	75.10972	
3	0.5737	0.00684	-0.0485	83.87427	
4	0.659	0.00777	-0.0429	84.81338	
5	0.7834	0.00936	-0.047	83.69658	
6	0.8818	0.01078	-0.046	81.79963	
7	0.9601	0.01213	-0.0403	79.15087	
8	1.0405	0.01353	-0.0352	76.90318	
9	1.1123	0.01511	-0.0287	73.6135	
10	1.1824	0.01688	-0.0225	70.04739	
11	1.2448	0.01916	-0.0159	64.96868	
12	1.3033	0.02177	-0.0097	59.86679	
13	1.353	0.02514	-0.0036	53.81862	
14	1.388	0.02987	0.0025	46.46803	
15	1.4116	0.03612	0.0073	39.08084	
16	1.416	0.04524	0.01	31.29973	
17	1.4033	0.0582	0.0087	24.1168	
18	1.3783	0.07523	0.003	18.32115	
19	1.339	0.09669	-0.007	13.84838	
20	1.2909	0.12092	-0.0199	10.67565	

Tabla A. 6 Promedios obtenidos para la valoración de resultados en la etapa 1 del perfil SG 6041.

RPOMEDOS					
ALPHA	CL	CD	CM	CL/CD	
					CL/CD MAX
-10	-0.64852	0.057858	-0.02292	-17.7937	79.17637
-9	-0.37286	0.032894	-0.00243	-9.51808	
-8	-0.56892	0.032424	-0.03291	-25.295	MAX CL
-7	-0.49136	0.027302	-0.03686	-25.1386	1.3541
-6	-0.2967	0.01146	-0.0516	-20.9416	1.2187
-5	-0.20628	0.010084	-0.05224	-16.4537	1.0083
-4	-0.17918	0.013176	-0.04973	-13.3928	-0.0083
-3	-0.0759	0.010294	-0.04908	-6.62396	
-2	0.02688	0.008748	-0.04662	4.369438	
-1	0.136	0.008654	-0.0448	17.76991	
0	0.26074	0.008562	-0.04228	32.51853	
1	0.3806	0.008192	-0.0404	48.13478	
2	0.487	0.007928	-0.03877	62.79843	
3	0.5865	0.008024	-0.03724	73.9835	
4	0.6915	0.00878	-0.03705	79.17637	
5	0.80234	0.010458	-0.03981	77.18038	
6	0.87262	0.012122	-0.03392	72.73208	
7	0.94918	0.011256	-0.02105	54.95574	
8	1.02416	0.015864	-0.02318	65.85913	
9	1.09452	0.01799	-0.01705	62.26896	
10	1.16072	0.020628	-0.01091	57.98517	
11	1.22148	0.023964	-0.00441	53.19873	
12	1.2701	0.0278	0.002064	47.99659	
13	1.30304	0.032756	0.008738	42.18164	
14	1.33112	0.037982	0.014044	36.67397	
15	1.35142	0.03319	0.0077	26.61823	
16	1.35406	0.040854	0.009	21.67018	
17	1.34218	0.051614	0.0072	16.9584	
18	1.26822	0.065112	0.00242	13.18906	
19	1.21246	0.131798	0.039932	10.6537	
20	0.94784	0.126346	0.038452	6.845171	

Tabla A. 7 Datos obtenidos por el Xfoil perfil NACA 3415. Primera parte.

RE = 200000						
alpha	CL	CD	Cm	CL/CD	Cm	CL/CD
-10	-0.4481	0.08962	-0.0463	-5		
-9	-0.4631	0.07161	-0.0557	-6.55076		
-8	0	0	0	0		
-7	-0.4797	0.02779	-0.0715	-17.2616		
-6	-0.3363	0.01937	-0.0799	-16.8403		
-5	-0.1893	0.01567	-0.088	-12.0804		
-4	-0.0648	0.01125	-0.0935	-5.76		
-3	0.05	0.01123	-0.0926	4.45236		
-2	0.1534	0.01172	-0.089	13.08874		
-1	0.262	0.01175	-0.0876	22.29787		
0	0.3698	0.01179	-0.0862	31.36556		
1	0.4764	0.01191	-0.0846	40		
2	0.5782	0.01203	-0.082	48.06318		
3	0.6727	0.01209	-0.0777	55.64103		
4	0.7769	0.01175	-0.0755	66.11915		
5	0.8972	0.01176	-0.0779	76.29252		
6	1.0015	0.01259	-0.077	79.54726		
7	1.0385	0.01927	-0.0678	53.89206		
8	1.0934	0.02411	-0.0607	45.35048		
9	1.1601	0.02393	-0.0555	38.76044		
10	1.2625	0.038	-0.0552	33.22368		
11	1.314	0.05022	-0.0495	26.16487		
12	1.2786	0.06451	-0.0388	19.82018		
13	1.29	0	0	0		
14	0.9	0	0	0		
15	0.9832	0.17734	-0.09	5.544152		
16	0.9657	0.19994	-0.1061	4.929979		
17	1.0004	0.21893	-0.1197	4.569497		
18	1.0229	0.236	-0.1317	4.334322		
19	1.0655	0.2502	-0.1361	4.258593		
20	1.0838	0.26492	-0.1518	4.091046		

RE = 300000						
alpha	CL	CD	Cm	CL/CD	Cm	CL/CD
-10	-0.4912	0.07481	-0.0607	-6.56597		
-9	0	0	0	0		
-8	-0.5514	0.02884	-0.0738	-19.1193		
-7	-0.4151	0.02013	-0.0828	-20.621		
-6	-0.2821	0.0154	-0.0883	-18.3182		
-5	-0.1675	0.01272	-0.0898	-13.1682		
-4	-0.0599	0.00958	-0.0912	-6.25261		
-3	0.0506	0.00892	-0.0908	5.672646		
-2	0.1608	0.00911	-0.0897	17.65093		
-1	0.2719	0.00923	-0.089	29.45829		
0	0.3835	0.00931	-0.0887	41.19227		
1	0.4948	0.00944	-0.0883	52.41525		
2	0.604	0.00962	-0.0876	62.78586		
3	0.7108	0.00986	-0.0862	72.08925		
4	0.808	0.0099	-0.0826	81.61616		
5	0.8987	0.00986	-0.0777	91.14604		
6	0.9	0	0	0		
7	1.057	0.01762	-0.0716	59.98865		
8	1.1222	0.02173	-0.0658	51.64289		
9	1.1744	0.02685	-0.0584	43.73929		
10	1.2485	0.03215	-0.0546	38.83359		
11	1.3312	0.04133	-0.0529	32.20905		
12	1.34	0.0525	-0.0443	25.52381		
13	1.2951	0.06849	-0.0386	18.90933		
14	0.9786	0.15283	-0.0821	6.403193		
15	0.9776	0.16794	-0.0875	5.940217		
16	0.9974	0.19405	-0.1056	5.139912		
17	1.005	0.21792	-0.122	4.611784		
18	1.0412	0.23095	-0.1274	4.508335		
19	1.0606	0.24908	-0.1427	4.25807		
20	1.0883	0.2653	-0.1542	4.102149		

RE = 400000						
alpha	CL	CD	Cm	CL/CD	Cm	CL/CD
-10	0	0	0	0		
-9	-0.657	0.02964	-0.0697	-22.166		
-8	-0.5263	0.0217	-0.0795	-24.2535		
-7	-0.3933	0.01652	-0.0861	-23.8075		
-6	-0.2772	0.01347	-0.0883	-20.5791		
-5	-0.1708	0.01143	-0.088	-14.9431		
-4	-0.0618	0.0094	-0.0887	-6.57447		
-3	0.0497	0.00787	-0.0899	6.315121		
-2	0.1623	0.00789	-0.0897	20.57034		
-1	0.2752	0.008	-0.0895	34.4		
0	0.3882	0.00809	-0.0896	47.98517		
1	0.501	0.00824	-0.0897	60.80097		
2	0.6125	0.00842	-0.0895	72.74347		
3	0.7218	0.00866	-0.0888	83.34873		
4	0.8252	0.00889	-0.0868	92.8234		
5	0.9195	0.00937	-0.083	98.19234		
6	0.9925	0.01237	-0.0776	80.23444		
7	1.0715	0.0164	-0.0744	65.33537		
8	1.1433	0.02007	-0.0694	56.96562		
9	1.1944	0.02446	-0.0616	48.83074		
10	1.2524	0.02922	-0.0558	42.86105		
11	1.3245	0.03611	-0.0526	36.67959		
12	1.3601	0.04465	-0.0465	30.46137		
13	1.3445	0.05733	-0.0407	23.45194		
14	1.2788	0.07738	-0.0416	16.52623		
15	1.1862	0.10724	-0.0554	11.06117		
16	1.0116	0.18697	-0.1032	5.410494		
17	1.012	0.21599	-0.1223	4.685402		
18	1.0427	0.22981	-0.1297	4.537226		
19	1.0654	0.24811	-0.1435	4.294063		
20	1.0923	0.2652	-0.1555	4.118778		

Tabla A. 8 Datos obtenidos por el Xfoil perfil NACA 3415. Segunda parte.

Promedios  
para la  
de

RE = 500000						RE = 600000					
alpha	CL	CD	Cm	CL/CD		alpha	CL	CD	Cm	CL/CD	
-----	-----	-----	-----	-----		-----	-----	-----	-----	-----	
-10	-0.7224	0.03698	-0.0663	-19.5349		-10	-0.7635	0.02724	-0.0674	-28.0286	
-9	-0.6459	0.02387	-0.0742	-27.0591		-9	-0.637	0.02011	-0.0769	-31.6758	
-8	-0.5138	0.01796	-0.0824	-28.608		-8	-0.5045	0.01617	-0.0841	-31.1998	
-7	-0.3868	0.01463	-0.0872	-26.4388		-7	-0.3889	0.01318	-0.0867	-29.5068	
-6	-0.2794	0.01253	-0.0872	-22.2985		-6	-0.2834	0.01149	-0.0864	-24.6649	
-5	-0.1734	0.01069	-0.087	-16.2208		-5	-0.1753	0.01003	-0.0864	-17.4776	
-4	-0.063	0.00914	-0.0876	-6.89278		-4	-0.0638	0.00886	-0.087	-7.2009	
-3	0.0493	0.00724	-0.0894	6.809392		-3	0.0492	0.00683	-0.0891	7.203514	
-2	0.1631	0.00718	-0.0896	22.71588		-2	0.1637	0.00671	-0.0896	24.39642	
-1	0.2763	0.00725	-0.0898	38.1931		-1	0.278	0.00675	-0.09	41.18519	
0	0.3907	0.00736	-0.0901	53.08424		0	0.3923	0.00686	-0.0904	57.18659	
1	0.5041	0.0075	-0.0903	67.21333		1	0.5061	0.00698	-0.0908	72.50716	
2	0.6165	0.0077	-0.0904	80.06494		2	0.6	0	0	0	
3	0.7268	0.00792	-0.09	91.76768		3	0.7301	0.00743	-0.0908	98.2638	
4	0.833	0.00828	-0.0888	100.6039		4	0.8376	0.00787	-0.09	106.4295	
5	0.9	0	0	0		5	0.937	0.00894	-0.088	104.8098	
6	0.9927	0.0124	-0.0783	80.05645		6	1.0023	0.01265	-0.081	79.2332	
7	1.0814	0.01559	-0.0763	69.36498		7	1.0897	0.0149	-0.0778	73.19423	
8	1.1578	0.01897	-0.0719	61.03321		8	1.1747	0.01763	-0.0746	66.63074	
9	1.2198	0.02236	-0.0655	54.55277		9	1.2403	0.02101	-0.0687	59.03379	
10	1.2654	0.02722	-0.0578	46.48788		10	1.2877	0.02487	-0.0608	51.77724	
11	1.318	0.0323	-0.0525	40.80495		11	1.3281	0.03054	-0.0541	43.48723	
12	1.3762	0.04019	-0.0488	34.24235		12	1.3718	0.03687	-0.0491	37.2064	
13	1.3829	0.04945	-0.0432	27.96562		13	1.4016	0.0443	-0.0452	31.63883	
14	1.3529	0.06487	-0.0413	20.85556		14	1.4083	0.05632	-0.0424	25.00533	
15	1.278	0.08927	-0.0482	14.31612		15	1.3679	0.07375	-0.0444	18.5478	
16	1.1838	0.12518	-0.0691	9.456782		16	1.2994	0.10007	-0.0554	12.98491	
17	1.015	0.21568	-0.1233	4.706046		17	1.2121	0.13763	-0.0788	8.806946	
18	1.0477	0.22772	-0.1308	4.600826		18	1.0428	0.23203	-0.1348	4.494246	
19	1.0667	0.24903	-0.1453	4.28342		19	1.0744	0.2446	-0.1425	4.392478	
20	1.0977	0.26288	-0.1543	4.17567		20	1.1004	0.26209	-0.1552	4.198558	

Tabla A. 9  
obtenidos  
valoración  
resultados

en la etapa 1 del perfil NACA 3415

PROMEDIOS					
ALPHA	CL	CD	CM	CL/CD	MAX CL/CD
-10	-0.48504	0.04573	-0.04814	-11.8259	89.51841
-9	-0.4818	0.029046	-0.0553	-17.4903	MAX CL
-8	-0.4192	0.016934	-0.06396	-20.6361	1.34534
-7	-0.41276	0.01845	-0.08286	-23.5271	1.210806
-6	-0.29168	0.014572	-0.08602	-20.5402	0.864153
-5	-0.17526	0.012108	-0.08784	-14.778	0.135847
-4	-0.06266	0.009646	-0.0896	-6.53615	
-3	0.04976	0.008418	-0.09036	6.090606	
-2	0.16066	0.008522	-0.08952	19.68446	
-1	0.2728	0.008596	-0.08918	33.10689	
0	0.3849	0.008682	-0.089	46.16277	
1	0.49648	0.008814	-0.08874	58.58734	
2	0.60224	0.007554	-0.0699	52.73149	
3	0.71244	0.009192	-0.0867	80.2221	
4	0.81614	0.009338	-0.08474	89.51841	
5	0.91048	0.007986	-0.06532	74.07615	
6	0.9778	0.010002	-0.06278	63.81427	
7	1.06762	0.016756	-0.07358	64.34306	
8	1.13828	0.020502	-0.06848	56.32459	
9	1.1978	0.024922	-0.06194	48.98341	
10	1.2633	0.030292	-0.05684	42.63669	
11	1.32316	0.0381	-0.05232	35.86914	
12	1.34534	0.047744	-0.0455	29.45082	
13	1.34282	0.043914	-0.03354	20.39314	
14	1.18372	0.07028	-0.04148	13.75806	
15	1.16258	0.123108	-0.0651	11.08189	
16	1.09558	0.161242	-0.08788	7.584416	
17	1.0489	0.20123	-0.11322	5.475935	
18	1.03946	0.231302	-0.13088	4.494991	
19	1.06652	0.248204	-0.14202	4.297325	
20	1.0925	0.264078	-0.1542	4.13724	

Tabla A. 10 Datos obtenidos por el XFile perfil FX 63137. Primera parte.

RE = 200000						RE = 300000						RE = 400000					
alpha	CL	CD	Cm	CL/CD		alpha	CL	CD	Cm	CL/CD		alpha	CL	CD	Cm	CL/CD	
-10	-0.2261	0.12348	-0.0478	-1.83107		-10	-0.1801	0.11345	-0.0649	-1.58748		-10	-0.1484	0.11014	-0.0695	-1.34738	
-9	-0.1673	0.10742	-0.0647	-1.55744		-9	-0.1171	0.09697	-0.0824	-1.20759		-9	-0.0869	0.09402	-0.0856	-0.92427	
-8	-0.1126	0.09136	-0.0833	-1.23249		-8	0	0	0	0		-8	-0.0743	0.07675	-0.1035	-0.40782	
-7	0	0	0	0		-7	0	0	0	0		-7	0.0483	0.05752	-0.1308	0.839708	
-6	0	0	0	0		-6	0.186	0.0189	-0.1957	9.84127		-6	0.2182	0.01424	-0.2022	15.32303	
-5	0.2454	0.02133	-0.1899	11.50492		-5	0.3311	0.01465	-0.2042	22.60068		-5	0.3485	0.01222	-0.2071	28.51882	
-4	0.4061	0.01726	-0.2005	23.52839		-4	0.4596	0.01281	-0.2083	35.87822		-4	0.4714	0.01132	-0.2098	41.64311	
-3	0.5493	0.01483	-0.2069	37.03978		-3	0.5874	0.01168	-0.2122	50.2911		-3	0.5959	0.0104	-0.2131	57.29808	
-2	0.7055	0.01274	-0.2173	55.37677		-2	0.7271	0.01004	-0.2195	72.42032		-2	0.7292	0.00901	-0.2188	80.9323	
-1	0.8184	0.0133	-0.2163	61.53383		-1	0.8405	0.01034	-0.2192	81.28627		-1	0.8444	0.00901	-0.2193	93.71809	
0	0.9259	0.01373	-0.2141	67.43627		0	0.9494	0.0107	-0.2177	88.72897		0	0.9563	0.00932	-0.2189	102.6073	
1	1.0377	0.0138	-0.2134	75.19565		1	1.0579	0.011	-0.2166	96.17273		1	1.0641	0.00966	-0.2176	110.1553	
2	1.1466	0.01388	-0.2121	82.60807		2	1.1638	0.01123	-0.215	103.6331		2	1.1703	0.01004	-0.2163	116.5637	
3	1.248	0.01395	-0.2094	89.46237		3	1.2668	0.01163	-0.2131	108.9252		3	1.2733	0.0106	-0.2144	120.1226	
4	1.3448	0.01419	-0.206	94.77097		4	1.3654	0.01227	-0.2104	111.2795		4	1.3716	0.01146	-0.2119	119.6859	
5	1.4279	0.01454	-0.2001	98.20495		5	1.4558	0.01323	-0.2062	110.0378		5	1.4633	0.01268	-0.2082	115.4022	
6	1.5247	0.01601	-0.1979	95.23423		6	1.5302	0.01452	-0.1992	105.3857		6	1.535	0.01393	-0.2006	110.1938	
7	1.6014	0.01809	-0.192	88.52405		7	1.6035	0.01684	-0.1929	95.21971		7	1.6062	0.01644	-0.194	97.70073	
8	1.6531	0.02098	-0.1819	78.79409		8	1.6503	0.02018	-0.1824	81.77899		8	1.6449	0.02058	-0.1825	79.92711	
9	1.6726	0.02593	-0.1683	64.50444		9	1.6651	0.02628	-0.169	63.35997		9	1.6734	0.02592	-0.1711	64.56019	
10	1.662	0.0349	-0.1549	47.62178		10	1.6842	0.03323	-0.1589	50.66312		10	1.713	0.03105	-0.163	55.16908	
11	1.6717	0.04398	-0.1469	38.01046		11	1.7176	0.03982	-0.1524	43.1341		11	1.7431	0.03768	-0.1557	46.26062	
12	1.6837	0.05395	-0.1415	31.20853		12	1.736	0.04868	-0.1467	35.66146		12	1.7739	0.04498	-0.1502	39.43753	
13	1.7042	0.06388	-0.1385	26.67815		13	1.7577	0.0581	-0.143	30.25301		13	1.7809	0.05587	-0.1453	31.87578	
14	1.7094	0.07668	-0.137	22.29264		14	1.7844	0.06765	-0.1409	26.37694		14	1.773	0.07017	-0.1423	25.26721	
15	1.7	0	0	0		15	1.7517	0.0868	-0.1407	20.18088		15	1.7667	0.08573	-0.1421	20.60772	
16	1.7359	0.10272	-0.1398	16.89934		16	1.7355	0.1051	-0.1435	16.51284		16	1.7452	0.10508	-0.1453	16.6083	
17	1.7067	0.12385	-0.1465	13.78038		17	1.7138	0.1254	-0.15	13.66667		17	1.7054	0.12915	-0.1539	13.2048	
18	1.6797	0.14572	-0.1567	11.5269		18	1.6815	0.14878	-0.1615	11.30192		18	1.6762	0.15232	-0.1655	11.00446	
19	1.6485	0.16975	-0.1716	9.71134		19	1.644	0.17459	-0.1778	9.416347		19	1.65	0.17564	-0.1801	9.394215	
20	1.6143	0.196	-0.1907	8.236224		20	1.6188	0.1984	-0.195	8.164315		20	1.633	0.1973	-0.1955	8.276736	

Tabla A. 11 Datos obtenidos por el Xfoil perfil FX 63137.Segunda parte.

RE = 500000						RE = 600000					
alpha	CL	CD	Cm	CL/CD		alpha	CL	CD	Cm	CL/CD	
-10	-0.1406	0.10466	-0.0785	-1.3434		-10	0	0	0	0	
-9	-0.0767	0.0915	-0.0886	-0.83825		-9	-0.0753	0.08689	-0.0948	-0.86661	
-8	-0.0263	0.07241	-0.1084	-0.36321		-8	-0.0312	0.01799	-0.1913	-1.7343	
-7	0.0971	0.01591	-0.198	6.10308		-7	0.1143	0.01302	-0.2028	8.778802	
-6	0.2338	0.01245	-0.2053	18.77912		-6	0.2402	0.01124	-0.2069	21.37011	
-5	0.3581	0.01079	-0.209	33.18814		-5	0.3633	0.01003	-0.2101	36.22134	
-4	0.4785	0.01021	-0.2111	46.86582		-4	0.4833	0.00942	-0.2121	51.30573	
-3	0.5984	0.00965	-0.213	62.01036		-3	0.6005	0.0091	-0.2133	65.98901	
-2	0.7242	0.00879	-0.2165	82.38908		-2	0.7221	0.00859	-0.2155	84.06286	
-1	0.8472	0.0083	-0.2195	102.0723		-1	0.8487	0.00783	-0.2196	108.3908	
0	0.9594	0.00852	-0.2193	112.6056		0	0.9609	0.00802	-0.2195	119.813	
1	1.068	0.00889	-0.2184	120.135		1	1.0703	0.00839	-0.2188	127.5685	
2	1.1737	0.00936	-0.2169	125.3953		2	1.176	0.00895	-0.2175	131.3966	
3	1.2	0	0	0		3	1.2781	0.00975	-0.2157	131.0872	
4	1.3749	0.01103	-0.2128	124.651		4	1.3766	0.01084	-0.2133	126.9926	
5	1.4665	0.01243	-0.2093	117.9807		5	1.4695	0.01229	-0.2102	119.5688	
6	1.5493	0.01402	-0.2042	110.5064		6	1.5528	0.01421	-0.2055	109.2752	
7	1.6051	0.01665	-0.1945	96.4024		7	1.604	0.01694	-0.1948	94.68713	
8	1.6472	0.02066	-0.1835	79.72894		8	1.6502	0.02067	-0.1844	79.83551	
9	1.6888	0.02501	-0.1737	67.52499		9	1.6984	0.0245	-0.1755	69.32245	
10	1.7299	0.02987	-0.1655	57.9143		10	1.7431	0.02898	-0.1674	60.14838	
11	1.7698	0.03541	-0.1587	49.98023		11	1.7925	0.03354	-0.1614	53.44365	
12	1.77	0	0	0		12	1.7899	0.04396	-0.1525	40.71656	
13	1.7893	0.05539	-0.1464	32.30366		13	1.8048	0.05391	-0.1475	33.47802	
14	1.7884	0.06871	-0.1434	26.02823		14	1.8017	0.06739	-0.1443	26.73542	
15	1.7801	0.08454	-0.1431	21.0563		15	1.7852	0.08443	-0.144	21.14414	
16	1.755	0.10456	-0.1465	16.78462		16	1.7608	0.10444	-0.1474	16.85944	
17	1.719	0.12796	-0.1545	13.43389		17	1.7289	0.1271	-0.155	13.60268	
18	1.6822	0.15259	-0.1669	11.02431		18	1.6971	0.15069	-0.1665	11.26219	
19	1.6536	0.17622	-0.1815	9.383725		19	1.6706	0.17385	-0.1805	9.609433	
20	1.6425	0.19589	-0.1952	8.384808		20	1.6533	0.19532	-0.1955	8.464571	

Tabla A. 12 Promedios obtenidos para la valoración de resultados en la etapa 1 del perfil FX 63137.

PROMEDIOS					
ALPHA	CL	CD	CM	CL/CD	MAX CL/CD
-10	-0.13904	0.090346	-0.05214	-1.22186	115.476
-9	-0.10466	0.09536	-0.08322	-1.07883	MAX CL
-8	-0.04028	0.051702	-0.0973	-0.74756	1.77138
-7	0.05194	0.01729	-0.10632	3.144318	1.594242
-6	0.17564	0.011366	-0.16202	13.06271	0.968036
-5	0.32928	0.013804	-0.20406	26.40678	0.031964
-4	0.45978	0.012204	-0.20836	39.84425	
-3	0.5863	0.011132	-0.2117	54.52567	
-2	0.72162	0.009834	-0.21752	75.03626	
-1	0.83984	0.009756	-0.21878	89.40026	
0	0.95038	0.010058	-0.2179	98.23823	
1	1.0596	0.010348	-0.21696	105.8454	
2	1.16608	0.010692	-0.21556	111.9194	
3	1.25324	0.009186	-0.17052	89.91948	
4	1.36666	0.011958	-0.21088	115.476	
5	1.4566	0.013034	-0.2068	112.2389	
6	1.5384	0.014538	-0.20148	106.1191	
7	1.60404	0.016392	-0.19364	94.5068	
8	1.64314	0.020614	-0.18294	80.01293	
9	1.67966	0.025528	-0.17152	65.85441	
10	1.70644	0.031606	-0.16194	54.30733	
11	1.73894	0.038086	-0.15502	46.16581	
12	1.7507	0.038314	-0.11818	29.40482	
13	1.76738	0.05743	-0.14414	30.91773	
14	1.77138	0.07012	-0.14158	25.34009	
15	1.75674	0.0683	-0.11398	16.59781	
16	1.74648	0.10438	-0.1445	16.73291	
17	1.71476	0.126692	-0.15198	13.53768	
18	1.68334	0.15002	-0.16342	11.22396	
19	1.65334	0.17401	-0.1783	9.503012	
20	1.63258	0.196582	-0.19438	8.305331	



Anexo 3. Gráficos obtenidos de los datos de la metodología para perfiles bajo el número de Reynolds.

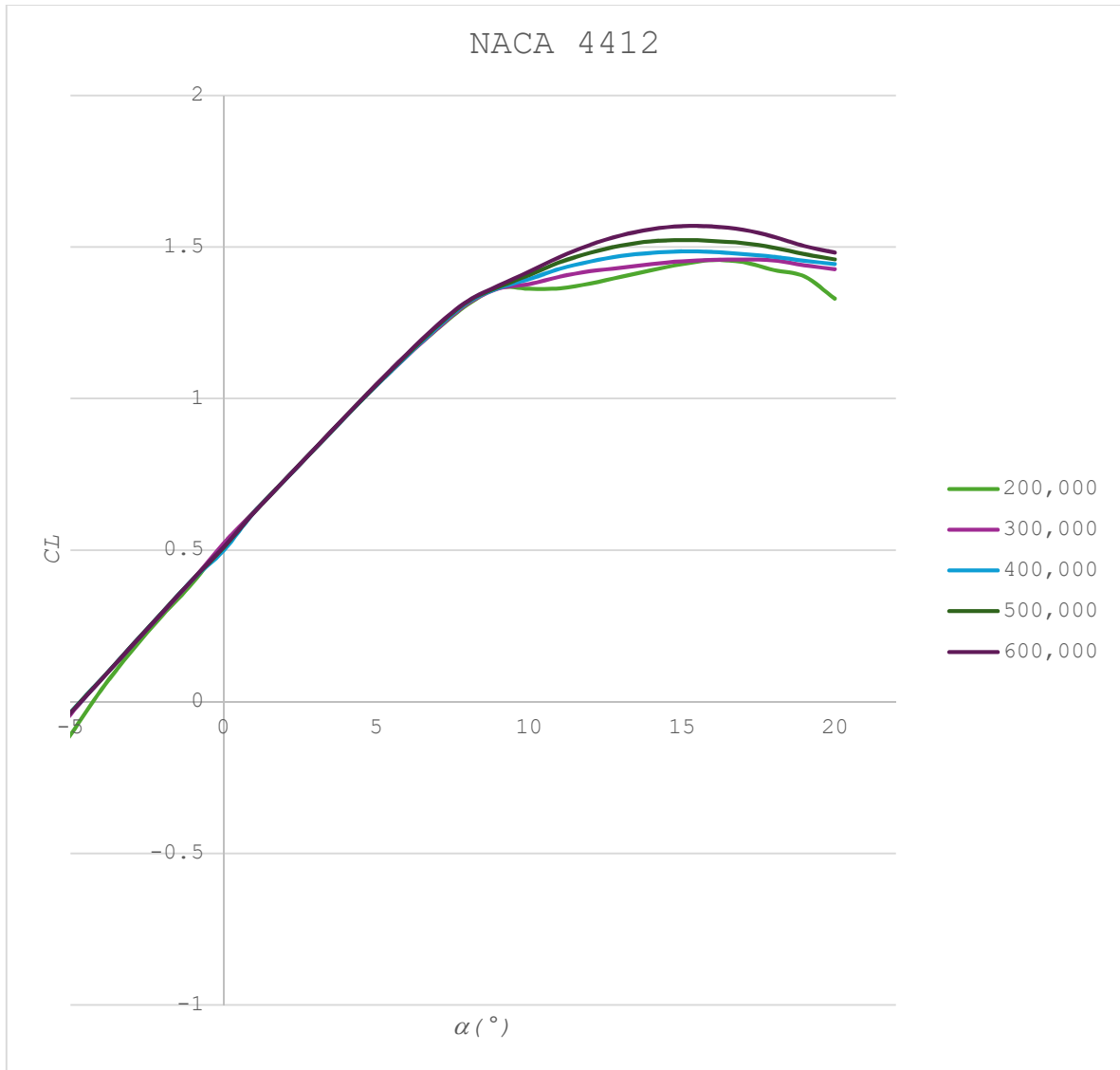


Gráfico 3.1. De la sustentación de NACA 4412 respecto al rango de ángulos de ataque (-5°, 20°).

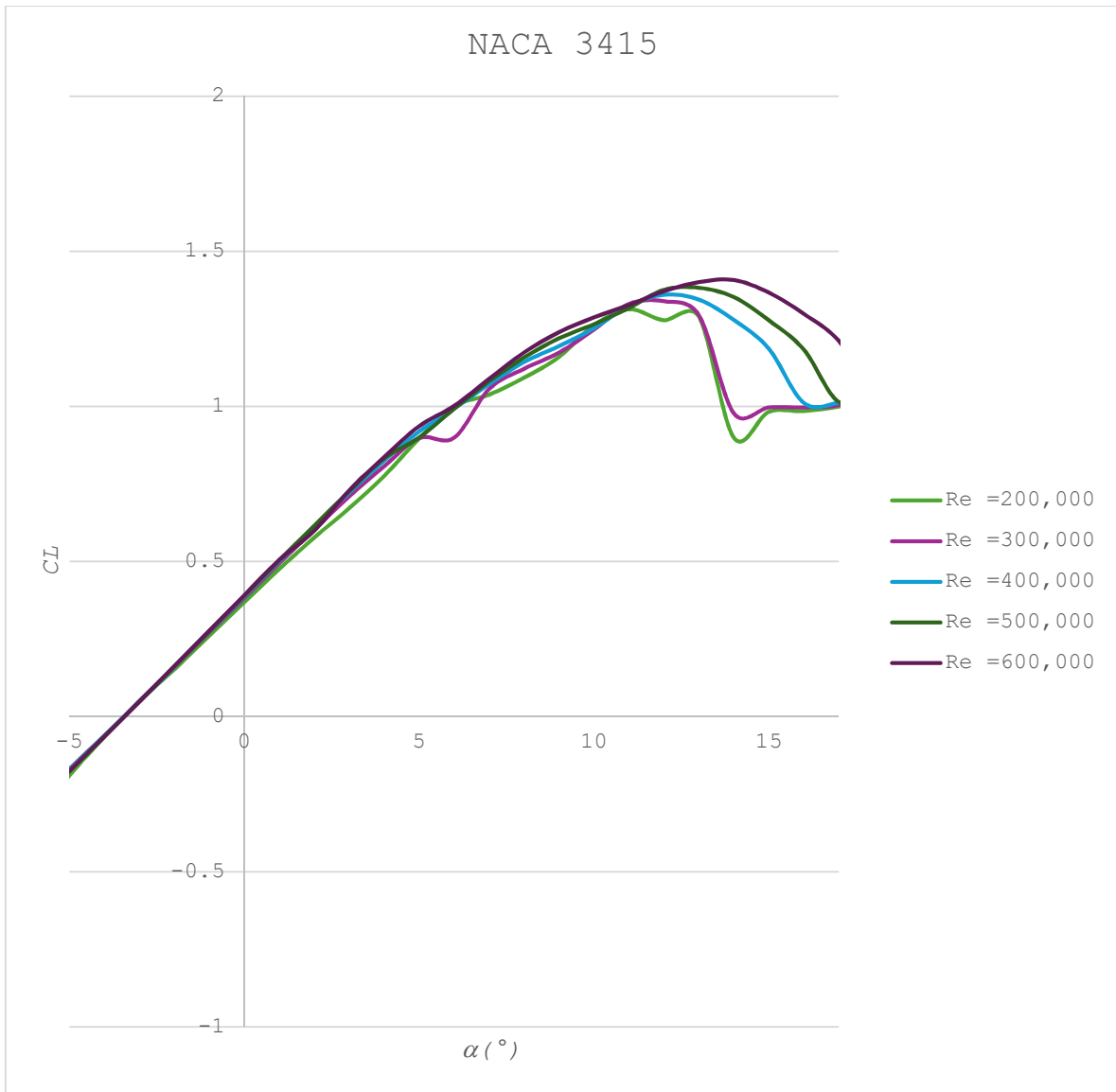


Gráfico 3.2. De la sustentación de NACA 3415 respecto al rango de ángulos de ataque (-5], 17°).

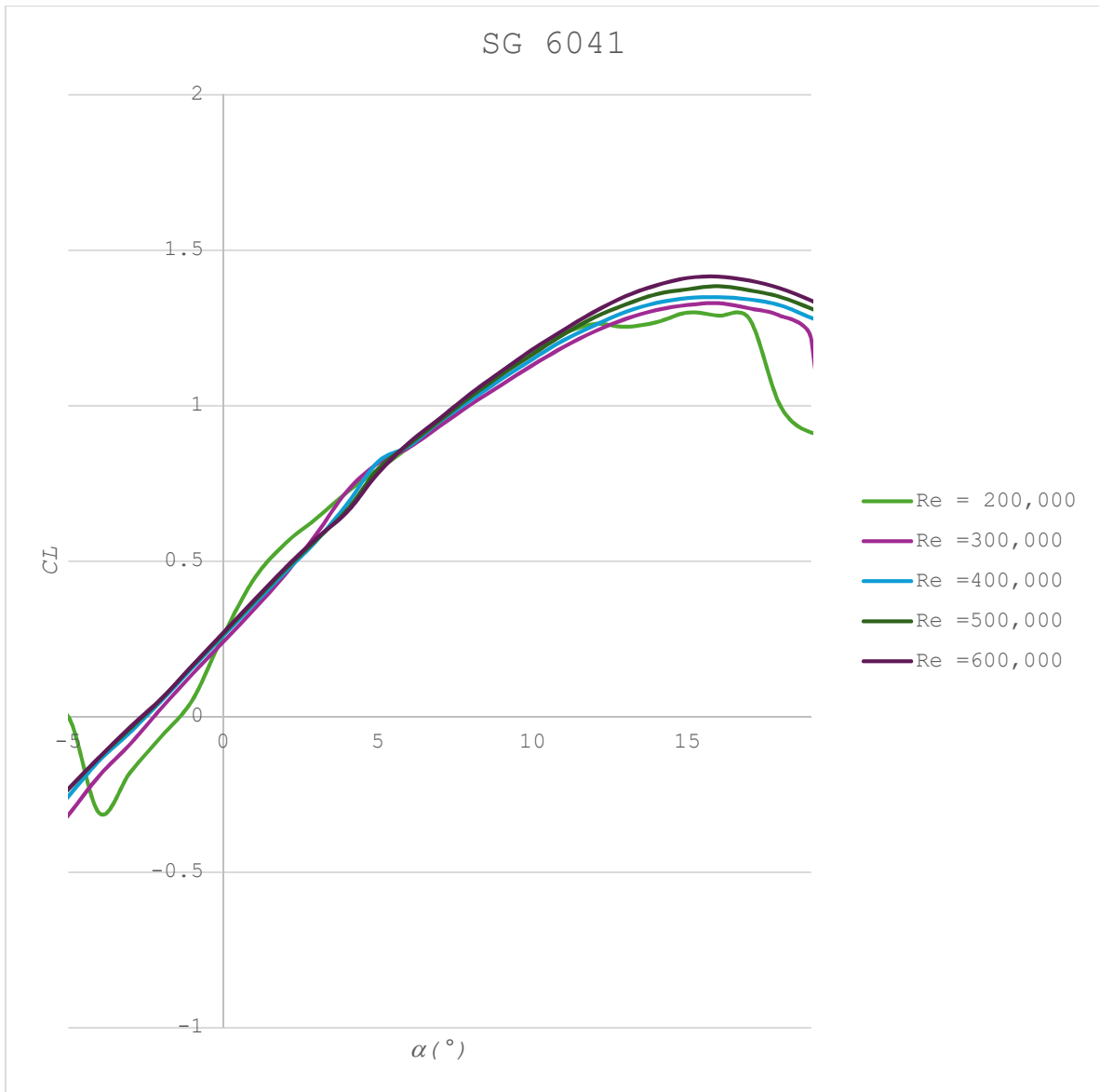


Gráfico 3.3. De la sustentación de SG 6041 respecto al rango de ángulos de ataque (-5°, 19°),

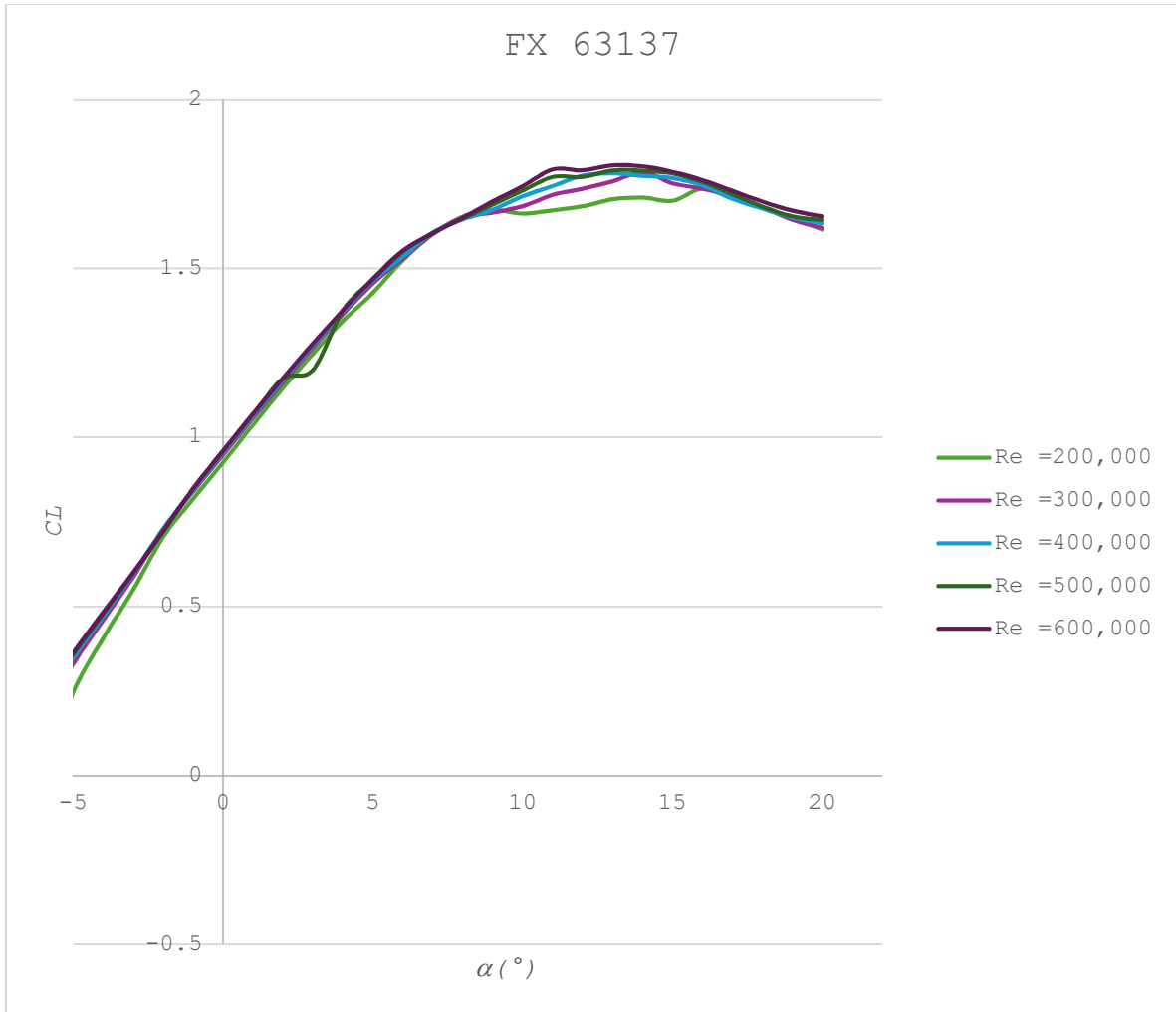


Gráfico 3.4. De la sustentación de FX 63137 respecto al rango de ángulos de ataque (-5°, 20°).

# Anexo 4. Ajuste de las geometrías de los perfiles para la simulación en el simulador COMSOL SST-kw-LR.

Figura 91. Sección transversal del perfil NACA 4412, para el análisis en CFD.

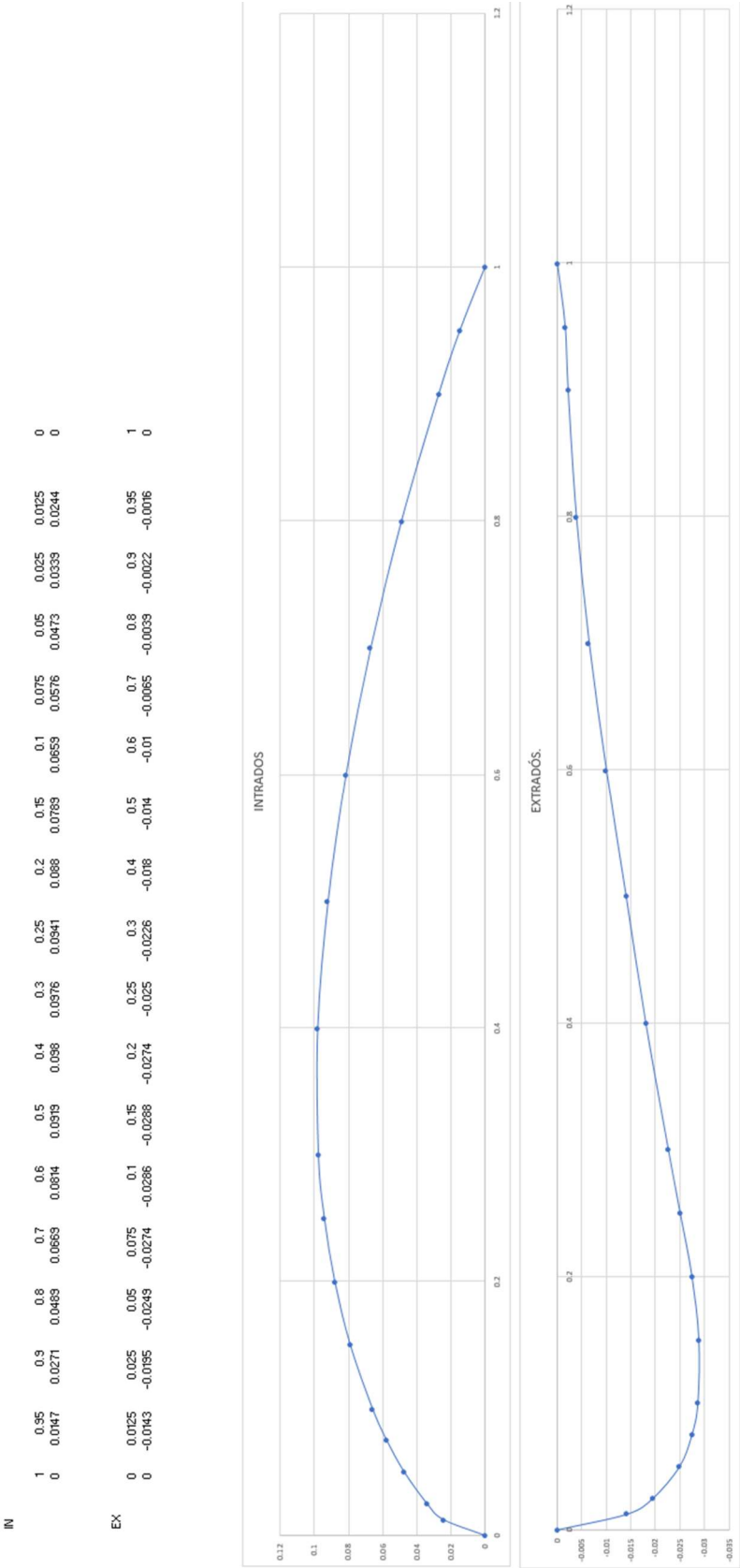


Figura 92. Sección transversal del perfil SG 6041, para el análisis en CFD.

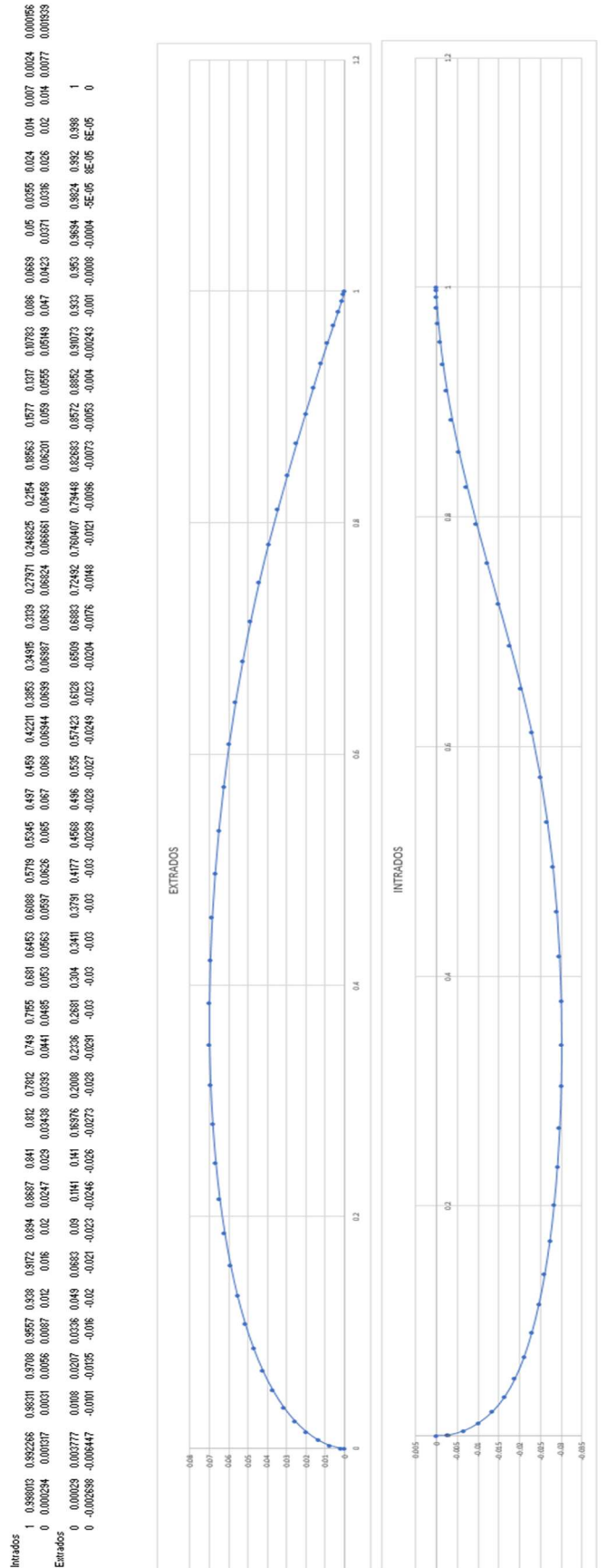


Figura 93. Corrección de los parámetros de diseño del perfil SG 6041 según la norma IEC 61400-2, aerogeneradores de baja potencia.

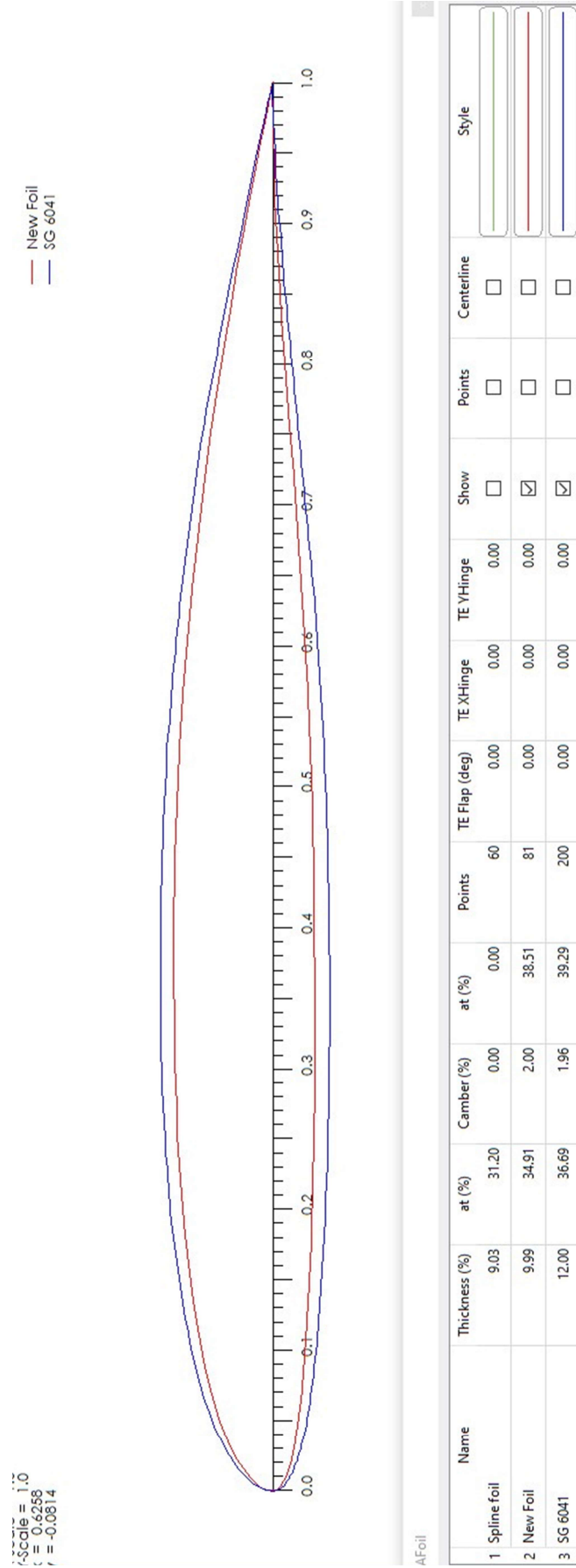


Figura 94. Corrección de los parámetros de diseño del perfil NACA 4412 según la norma IEC 61400-2, aerogeneradores de baja potencia.

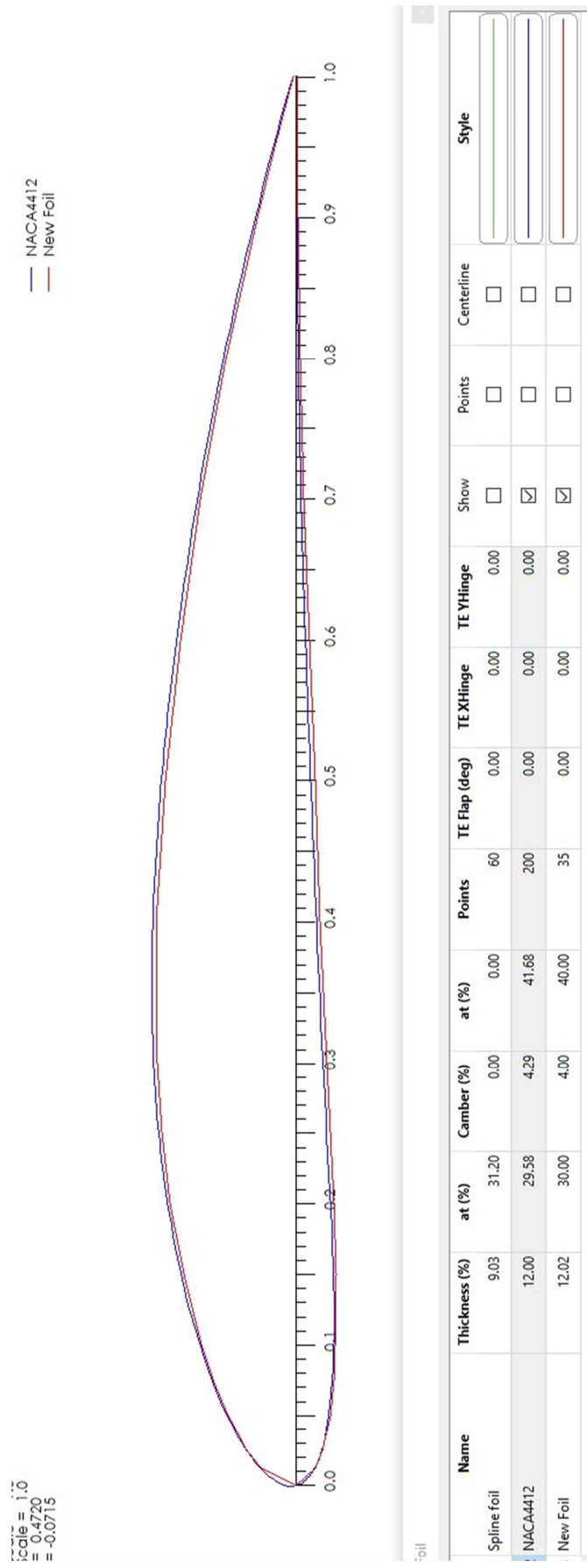
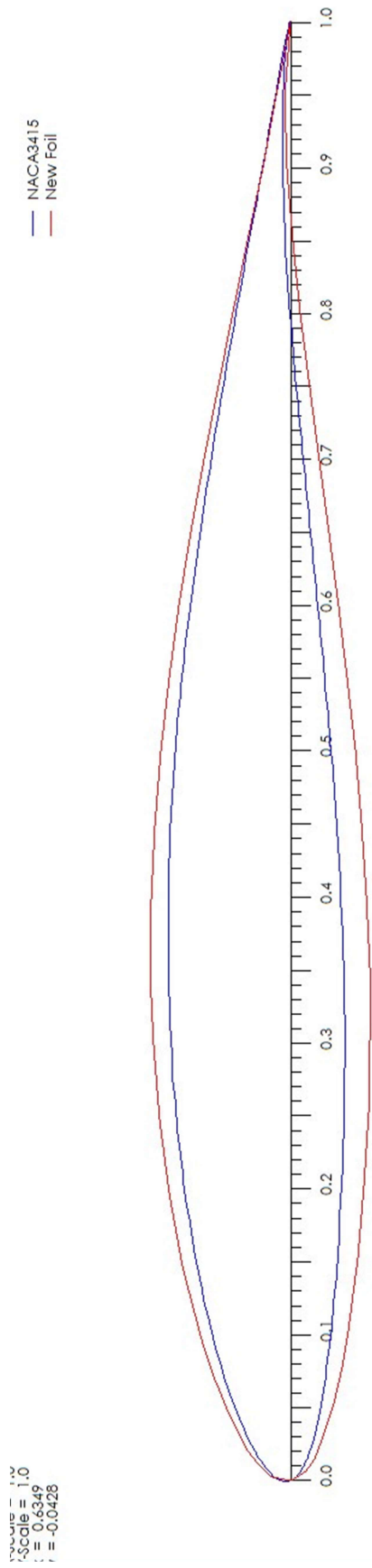




Figura 95. Corrección de los parámetros de diseño del perfil NACA 3415 según la norma IEC 61400-2, aerogeneradores de baja potencia.

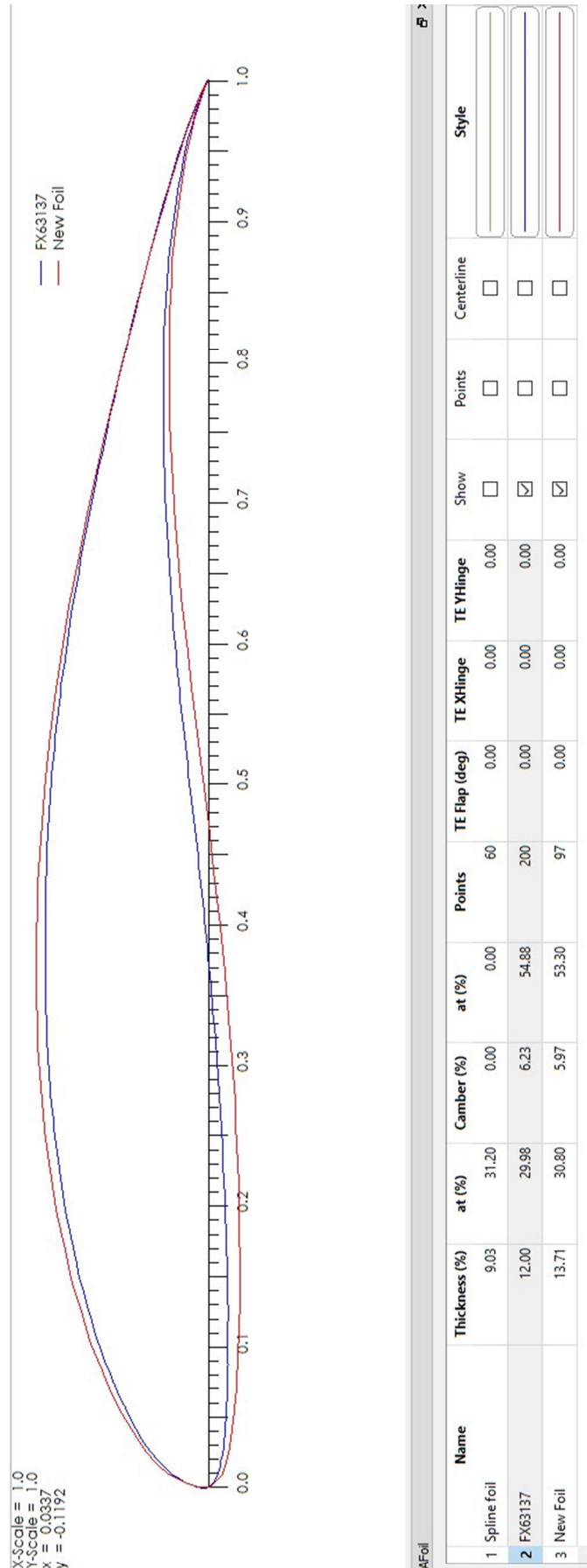


Scale = 1.0  
 Xc = 0.6348  
 Yc = -0.0428

Airfoil

Name	Thickness (%)	at (%)	Camber (%)	at (%)	Points	TE Flap (deg)	TE XHinge	TE YHinge	Show	Points	Centerline	Style
1 Spline foil	9.03	31.20	0.00	0.00	60	0.00	0.00	0.00	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
2 NACA3415	12.00	34.39	2.52	51.09	200	0.00	0.00	0.00	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
3 New Foil	15.00	34.90	2.21	50.00	51	0.00	0.00	0.00	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

Figura 96. Corrección de los parámetros de diseño del perfil FX 63137 según la norma IEC 61400-2, aerogeneradores de baja potencia.



## Anexo 5. Concentración de la capa limite cuando el perfil entra en contacto con el viento.

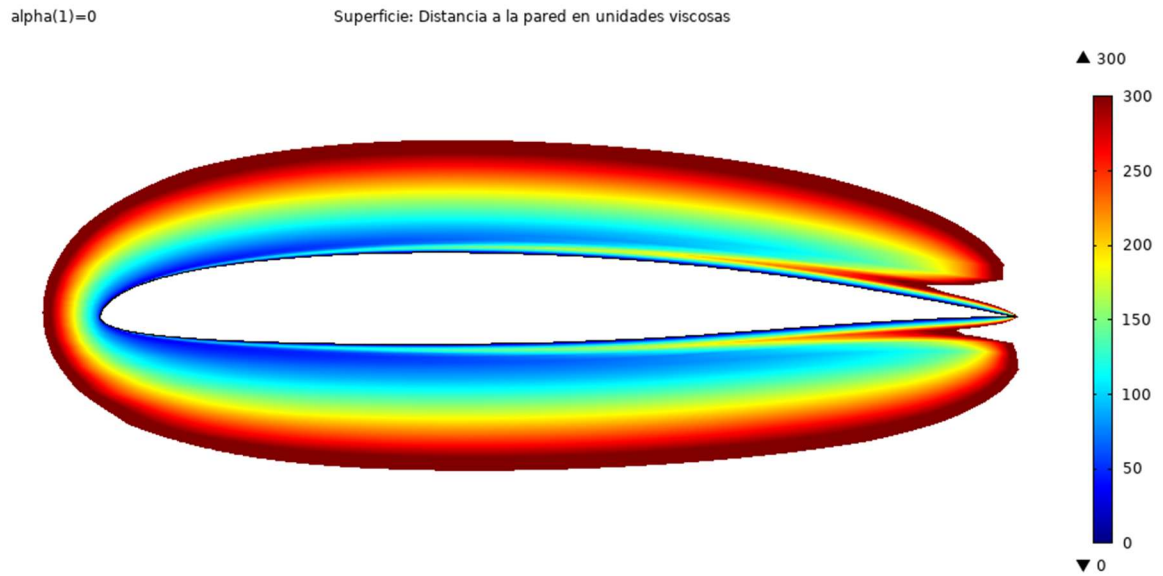


Fig. 97. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil NACA 4412 a 0°.

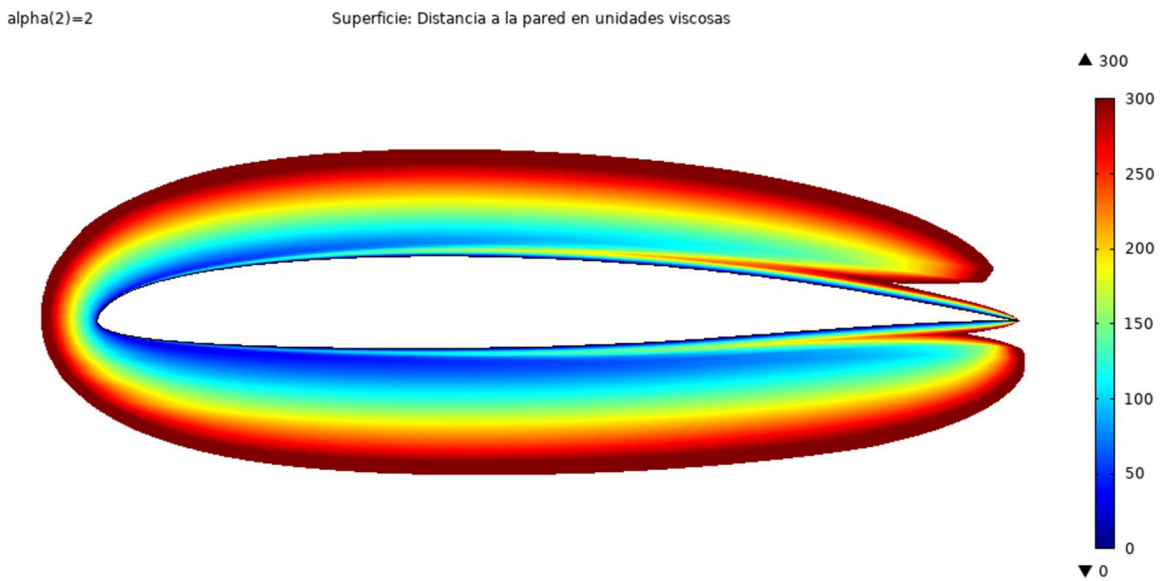


Fig. 98. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil NACA 4412 a 2°.

alpha(3)=4

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

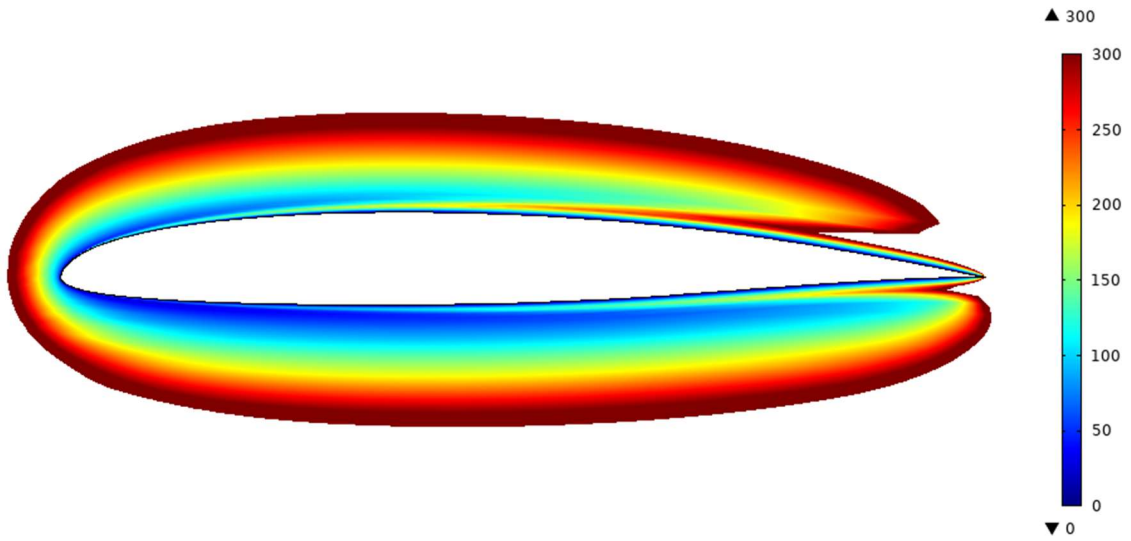


Fig. 99. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil NACA 4412 a 4°.

alpha(4)=6

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

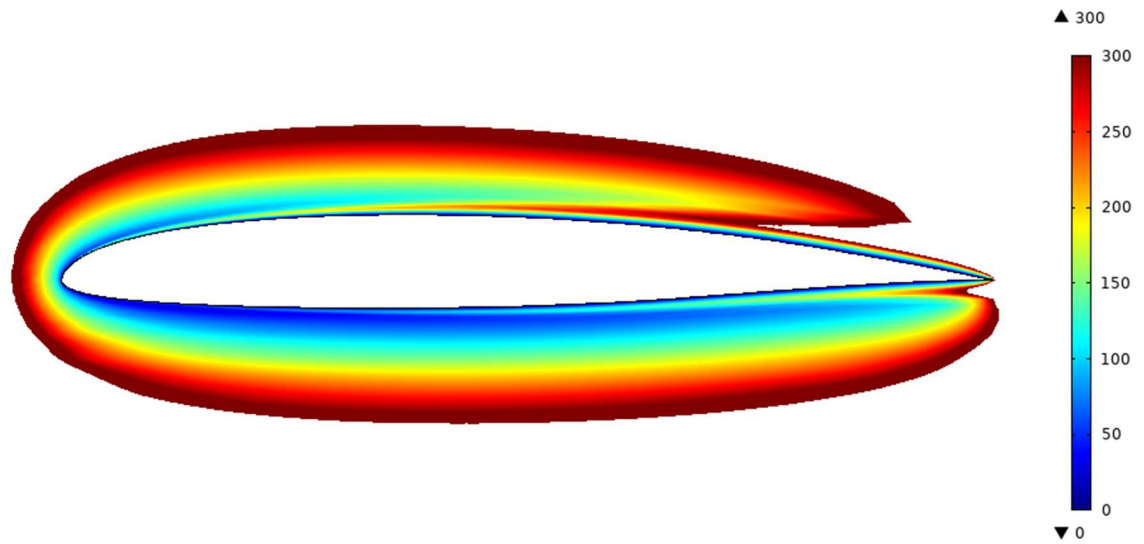


Fig. 100. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil NACA 4412 a 6°.

alpha(5)=8

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

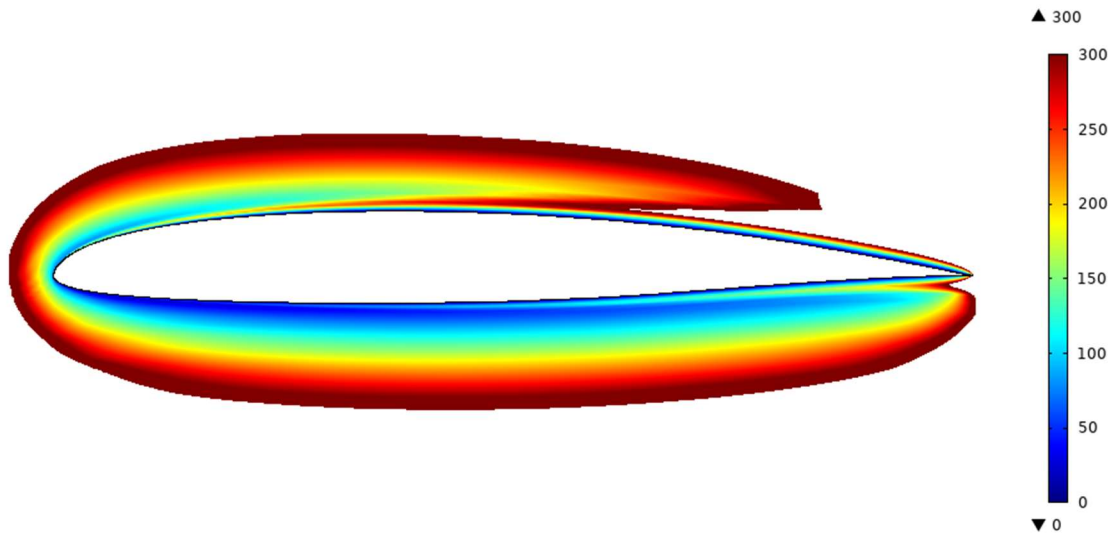


Fig. 101. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil NACA 4412 A 8°.

alpha(6)=10

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

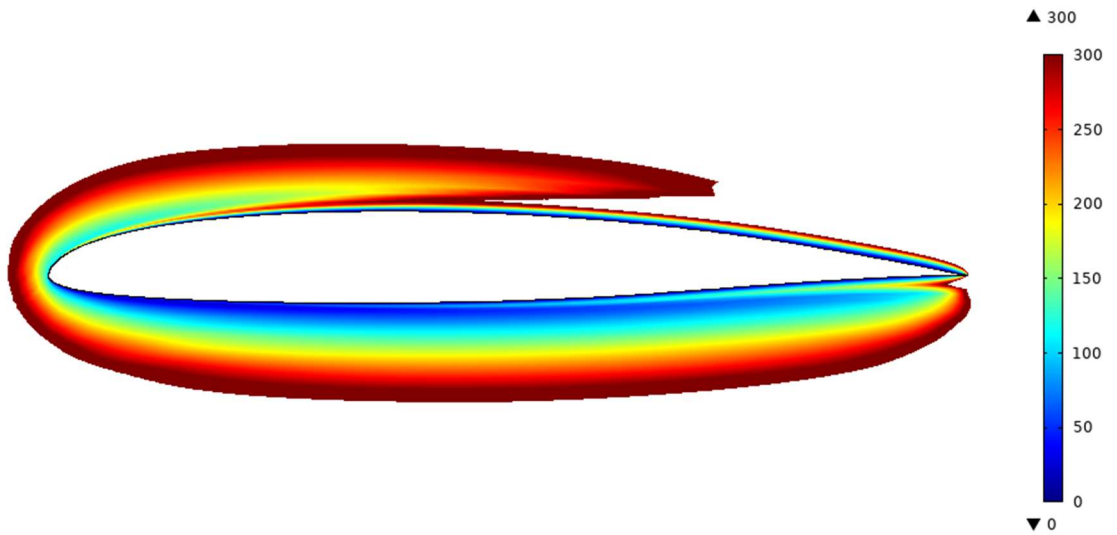


Fig. 102. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil NACA 4412 a 10°.

alpha(7)=12

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

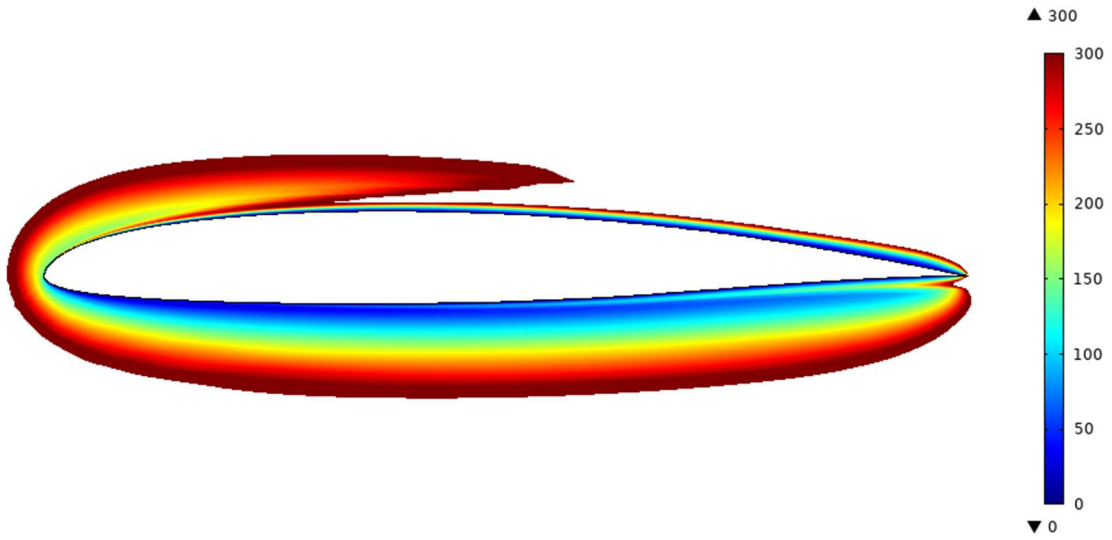


Fig. 103. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil NACA 4412 a 12°.

alpha(1)=0

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

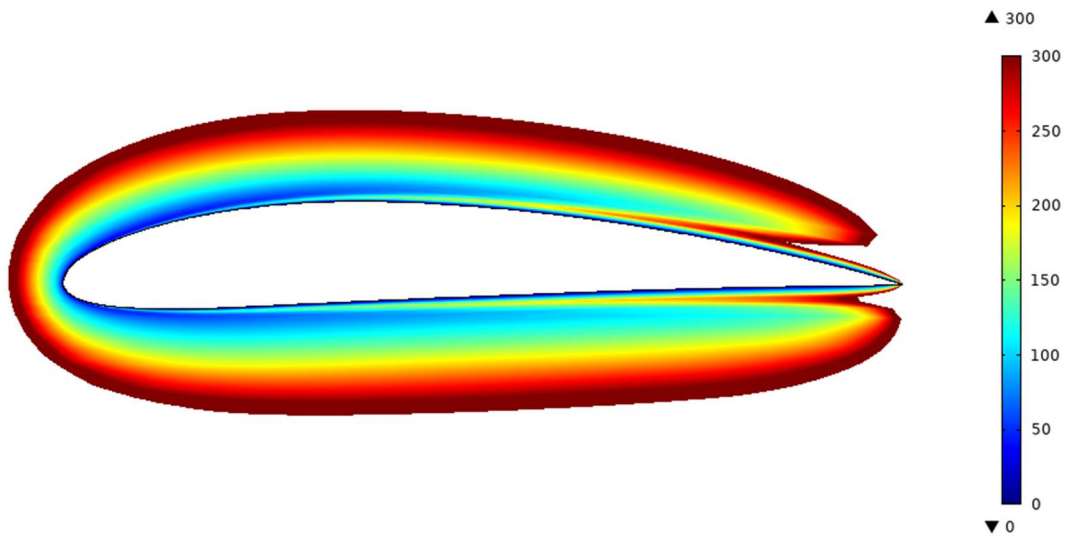


Fig. 104. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil SG 6041 a 0°.

alpha(2)=2

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

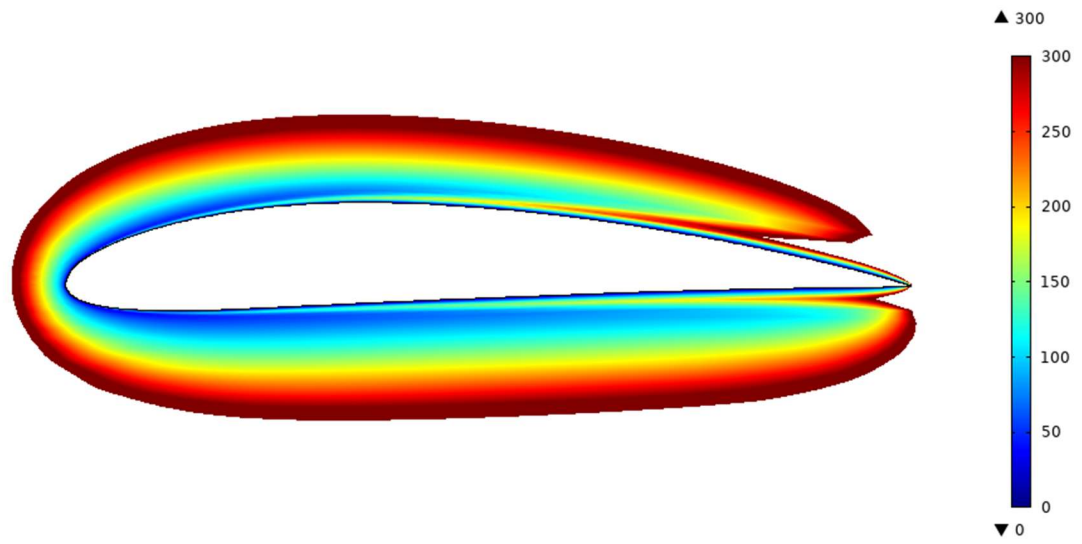


Fig. 105. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil SG 6041 a 2°.

alpha(3)=4

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

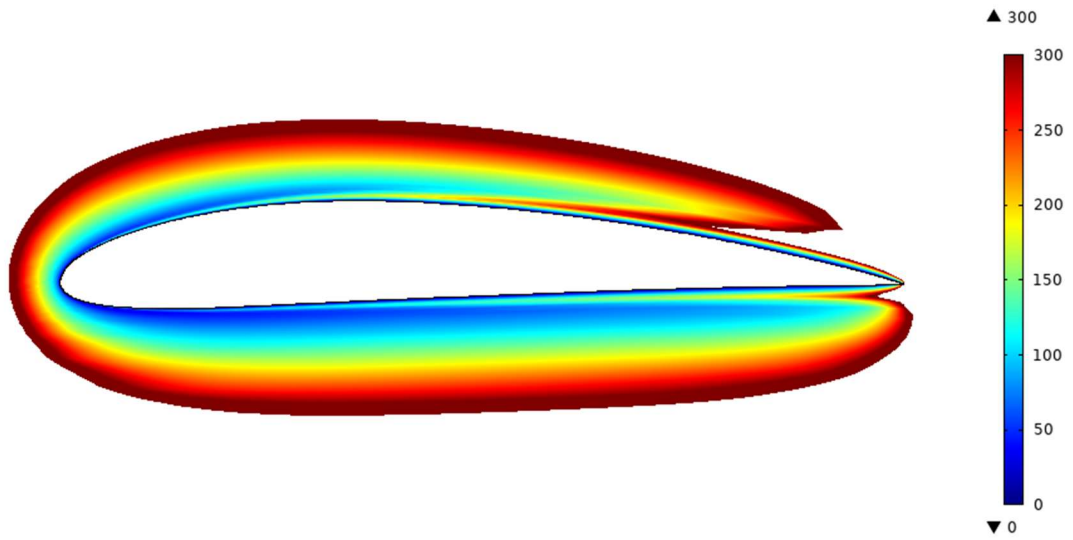


Fig. 106. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil SG 6041 a 4°.

alpha(4)=6

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

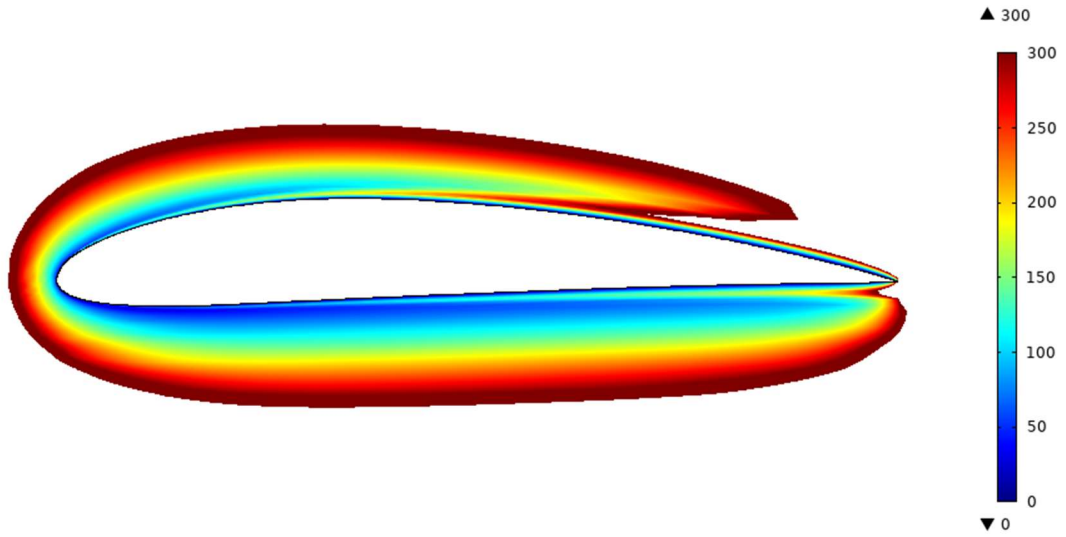


Fig. 107. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil SG 6041 a 6°.

alpha(5)=8

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

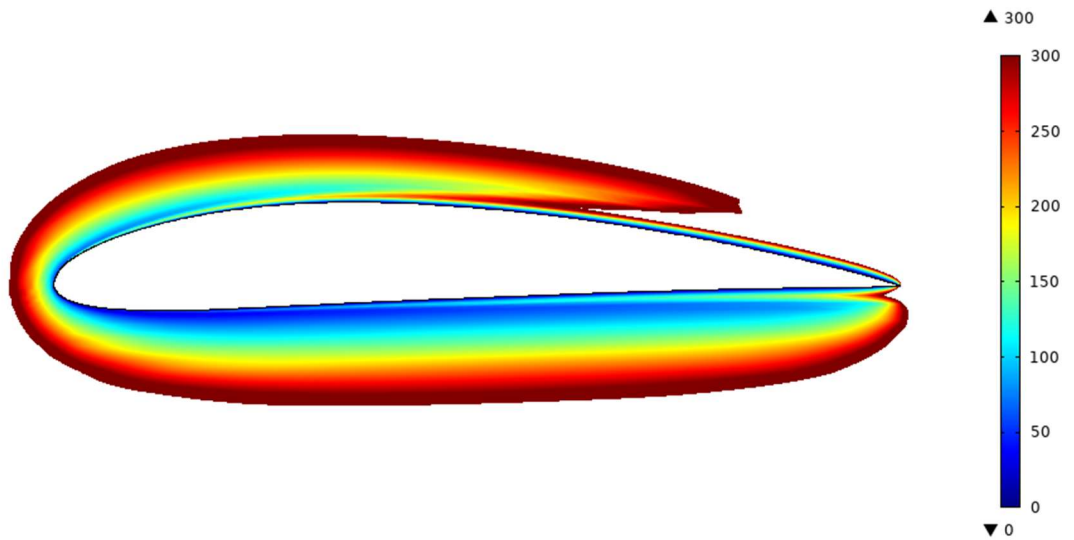


Fig. 108. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil SG 6041 a 8°.



alpha(6)=10

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

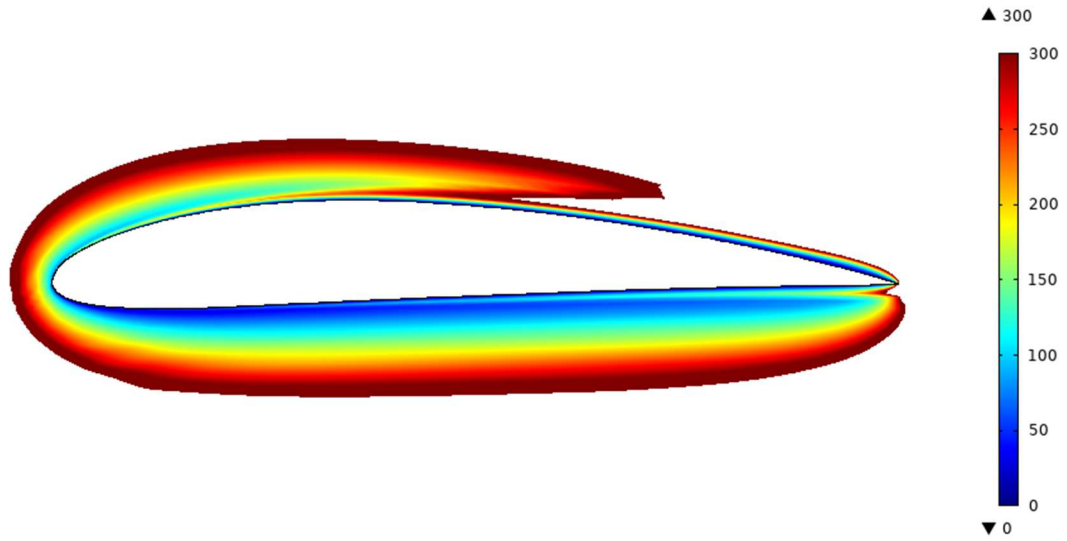


Fig. 109. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil SG 6041 a 10°.

alpha(7)=12

Superficie: Distancia a la pared en unidades viscosas

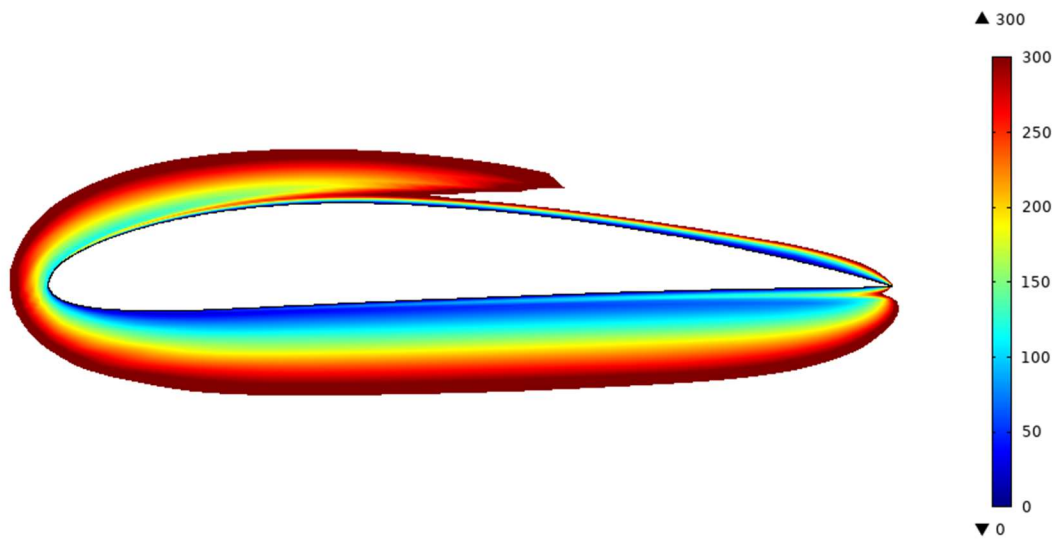


Fig. 110. Viscosidad cinemática del viento alrededor del perfil SG 6041 a 12°.

Anexo 6. Comportamiento de las estelas generadas por la geometría del perfil.

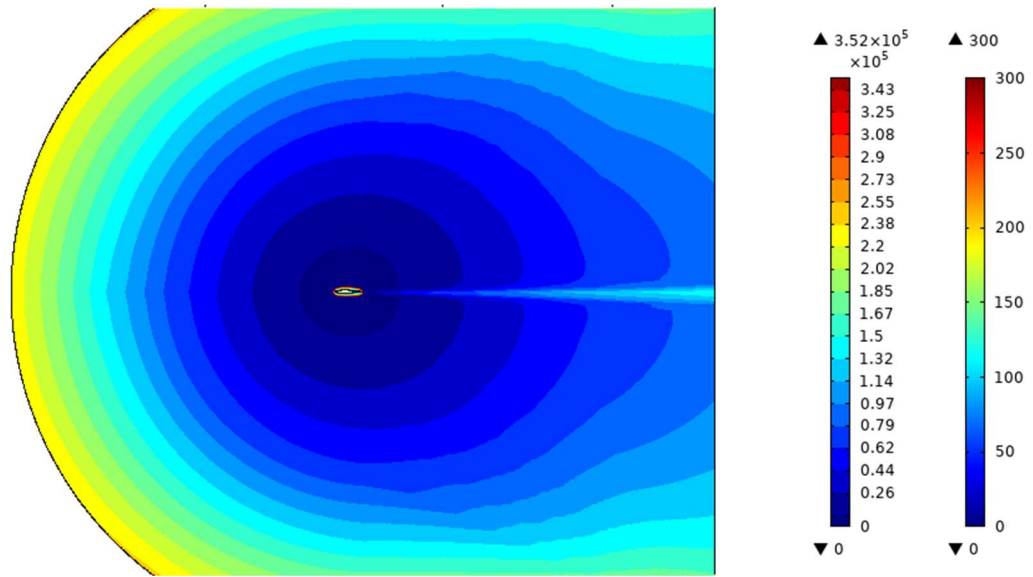


Fig. 111. Comportamiento de la estela del viento en el perfil SG 6041 a un ángulo de  $0^\circ$ .

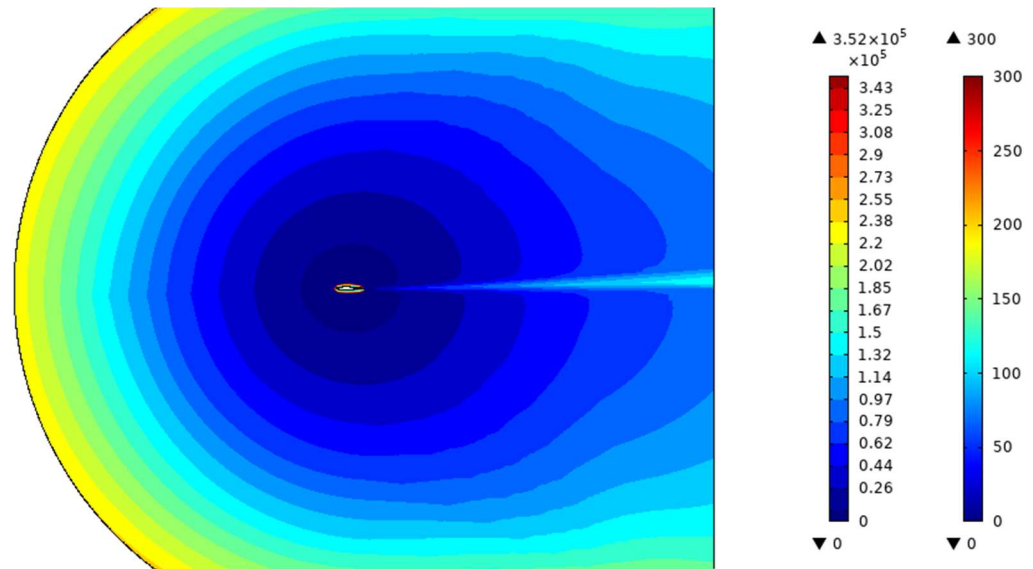


Fig. 112. Comportamiento de la estela del viento en el perfil SG 6041, a un ángulo de  $2^\circ$ .

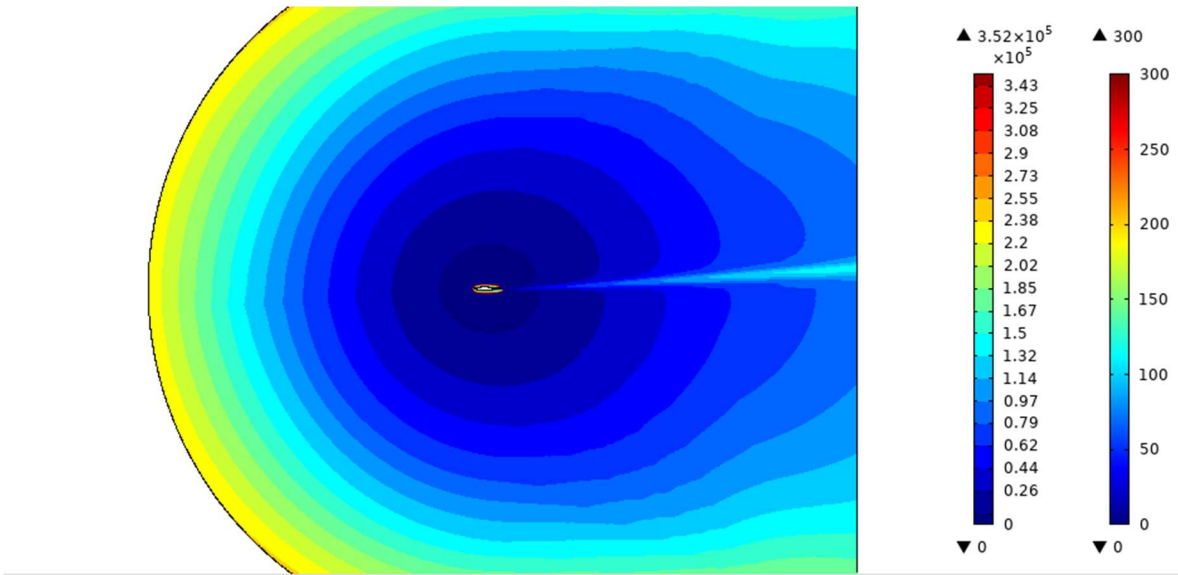


Fig. 113. Comportamiento de la estela del viento del perfil SG 6041 a un ángulo de 4°.

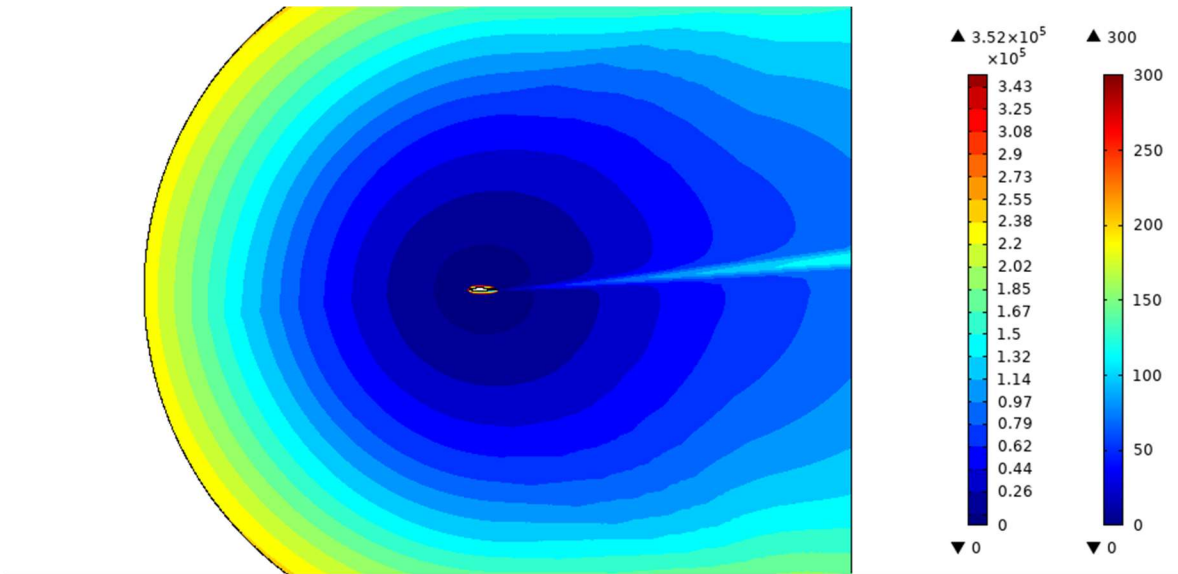


Fig. 114. Comportamiento de la estela del viento en el perfil SG 6041 a un ángulo de 6°.

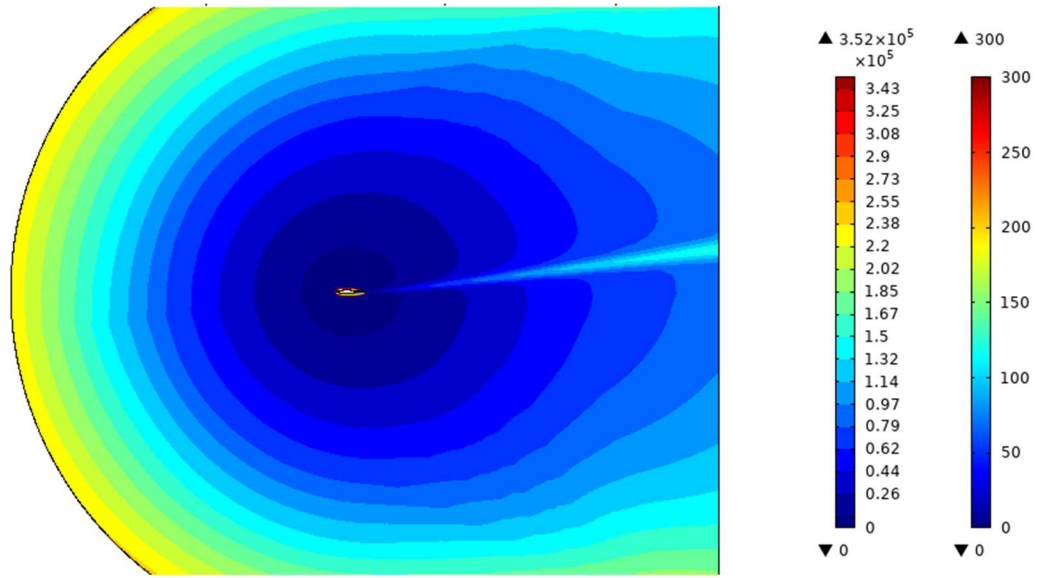


Fig. 115. Comportamiento de la estela del viento en el perfil SG 6041 a un ángulo de 8°.

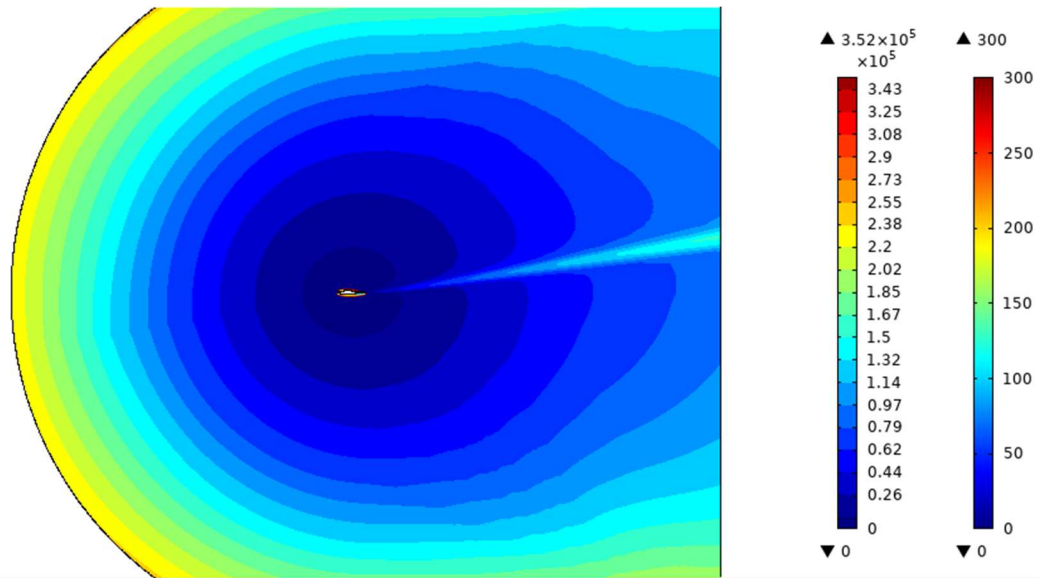


Fig. 116. Comportamiento de la estela del viento en el perfil SG 6041 a un ángulo de 10°.

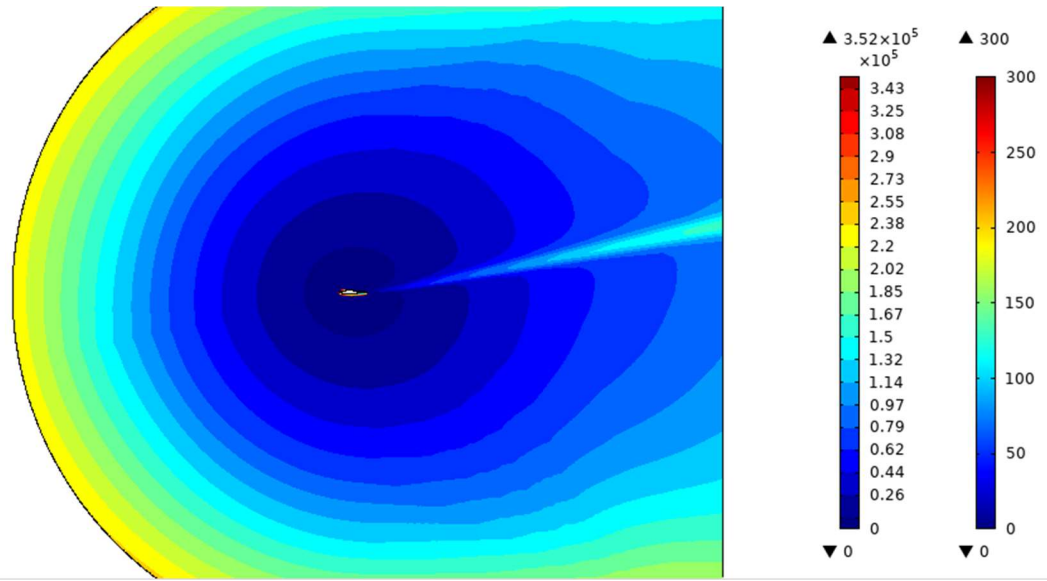


Fig. 117. Comportamiento de la estela del viento en el perfil SG 6041 a un ángulo de 12°.

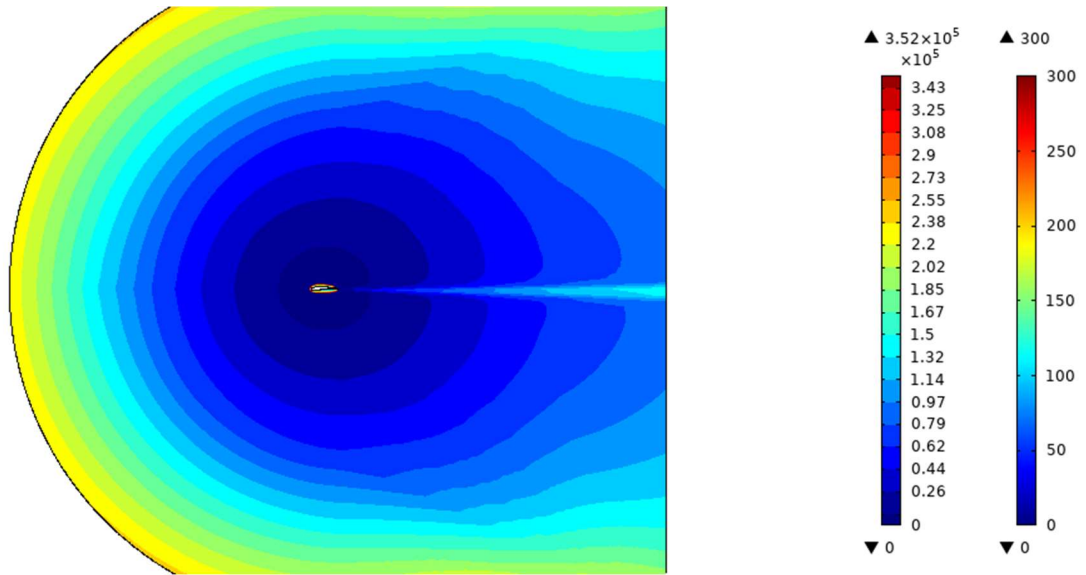


Fig. 118. Comportamiento de la estela del viento en el perfil NACA 4412 a un ángulo de 0°.

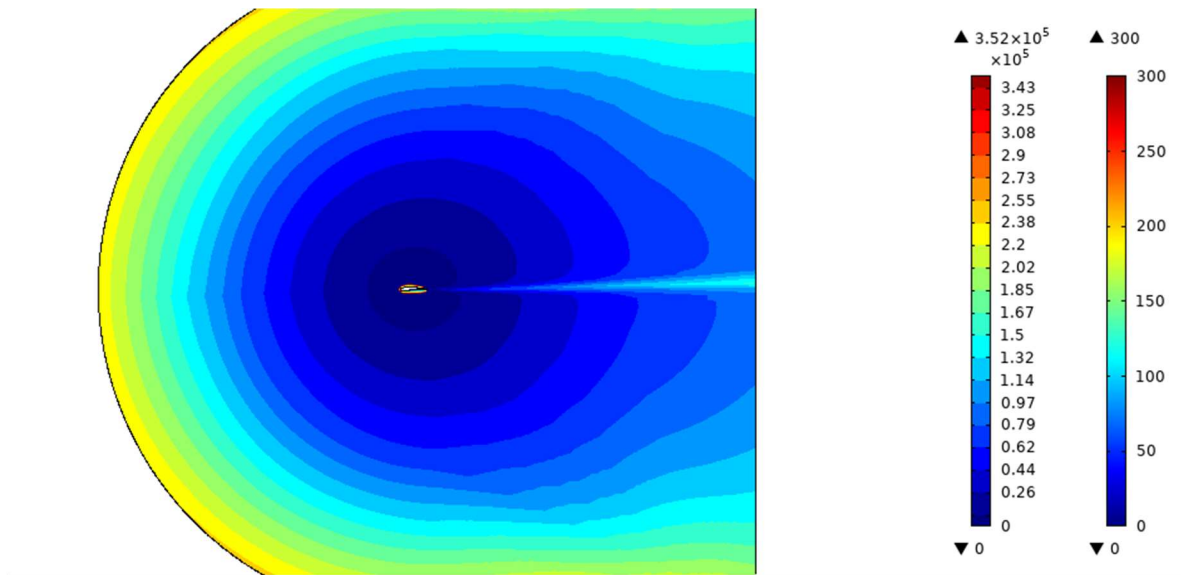


Fig. 119. Comportamiento d la estela del viento en el perfil NACA 4412 a un ángulo de 2°.

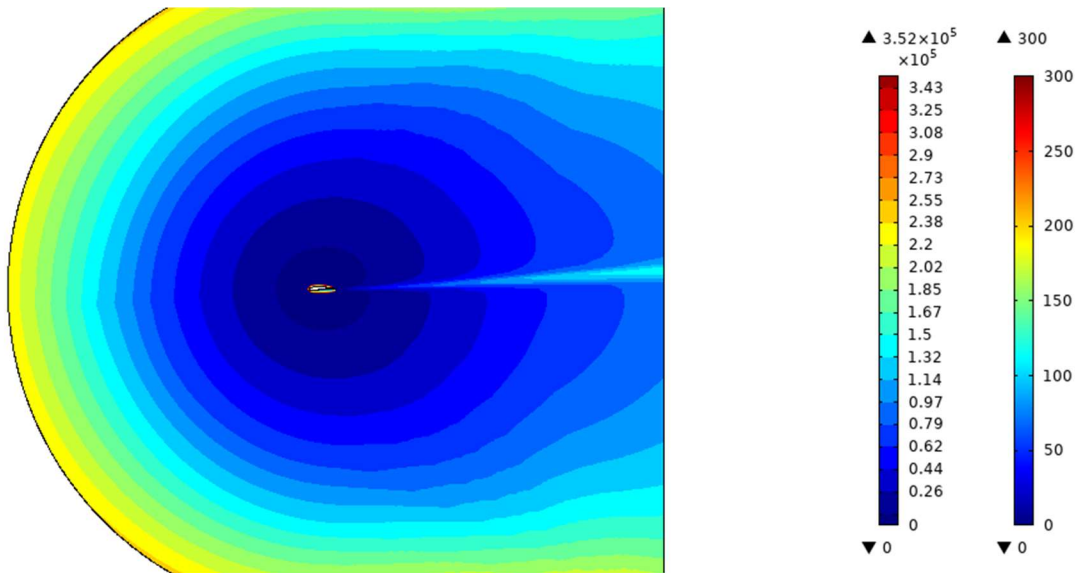


Fig. 120. Comportamiento de la estela del viento en el perfil NACA 4412 a un ángulo de 4°.

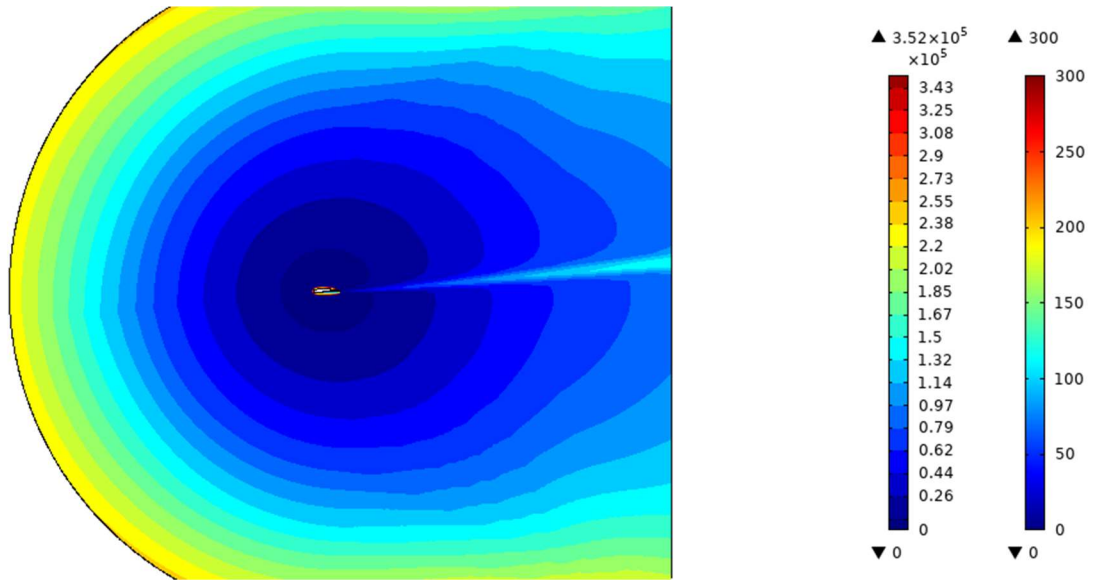


Fig. 121. Comportamiento de la estela del viento en el perfil NACA 4412 a un ángulo de  $6^\circ$ .

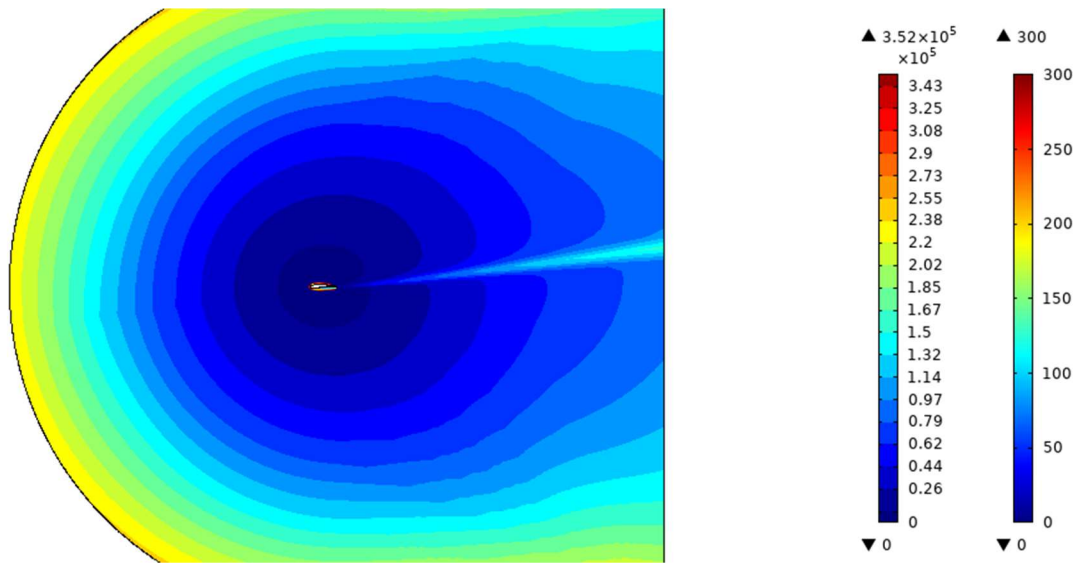


Fig. 122. Comportamiento de la estela del viento en el perfil NACA 4412 a un ángulo de  $8^\circ$ .

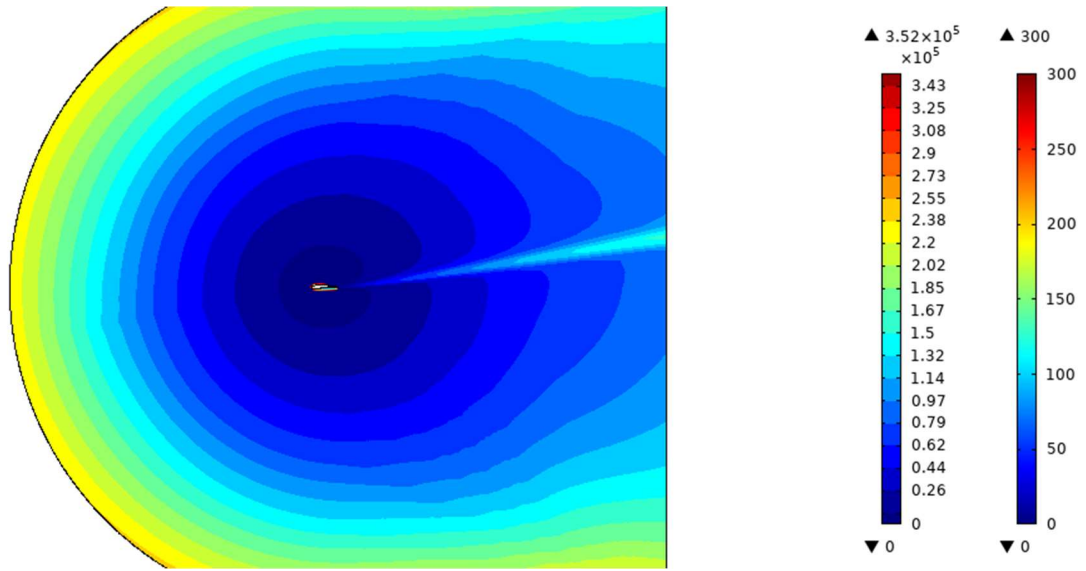


Fig. 123. Comportamiento de la estela del viento en el perfil NACA 4412 a un ángulo de ataque de 10°.

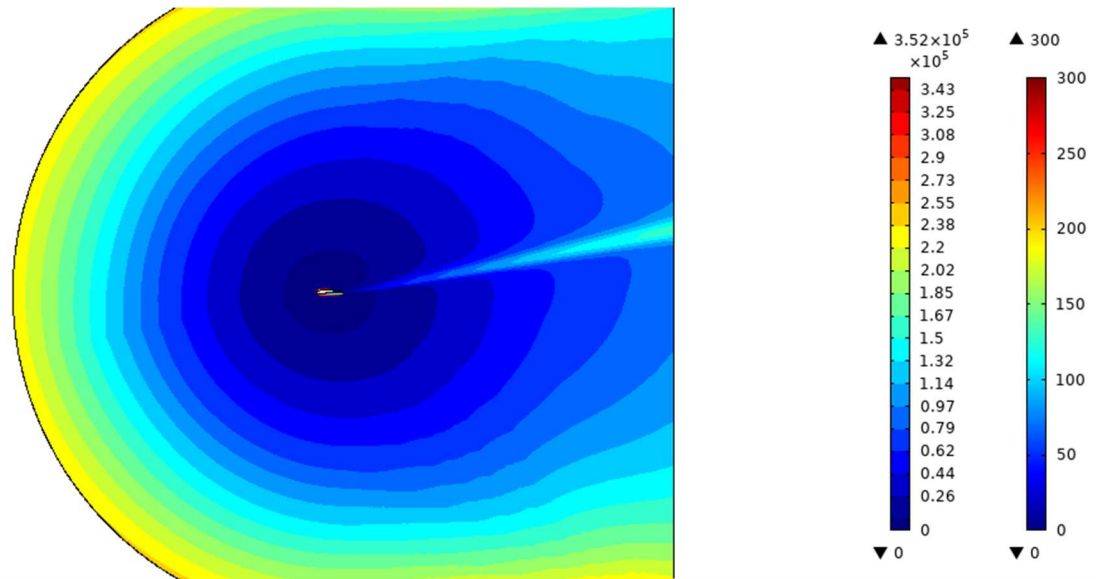


Fig. 124. . Comportamiento de la estela del viento en el perfil NACA 4412 a un ángulo de 12°.