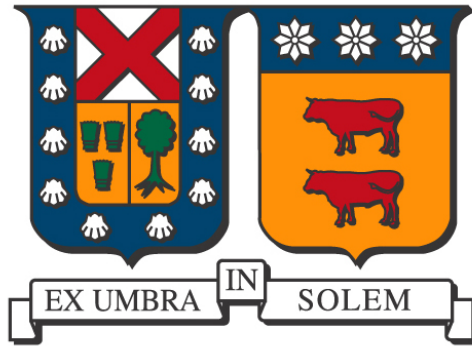


UNIVERSIDAD TÉCNICA FEDERICO SANTA MARIA

DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA CIVIL MECÁNICA

VALPARAISO - CHILE



**ESTUDIO DE INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA DE
ÁLABES EÓLICOS MORFOADAPTABLES CON PERFILES
SIMÉTRICOS Y ASIMÉTRICOS PARA AEROGENERADORES
HAWT ADAPTATIVOS DE BAJA Y MEDIANA POTENCIA.**

SEBASTIÁN SARABIA DÍAZ

MEMORIA DE TITULACIÓN PARA OPTAR AL TÍTULO DE INGENIERO
CIVIL MECÁNICO

PROFESOR GUÍA: PH. D. ING. ALEX FLORES M.

PROFESOR COREFERENTE: PH. D. ING. CHRISTOPHER COOPER V.

NOVIEMBRE 2023

Resumen

Este documento de investigación y estudio, realizado como trabajo de titulación para la carrera Ingeniería Civil Mecánica, tiene como principal objetivo estudiar, modelar y analizar álabes con tecnología FishBAC (Fish Bone Active Camber) o morfoadaptables, la cual permite aumentar el rango de operación y eficiencia con respecto a los distintos ángulos de ataque y lo cual se traduce en una maximización considerable de la explotación energética.

Para este estudio de simulaciones CFD se considera un régimen turbulento ($Re=2000000$) y transitorio, para álabes simétricos (NACA 0012) y asimétricos (NACA 4415). Se aplicó el modelo de turbulencia k- ω SST para simular flujos turbulentos sobre los perfiles antes mencionados, en donde se obtuvieron resultados para distintos ángulos de ataque en un rango de 0° a 15° , y también para distintos estados de deformación, los cuales se considera, perfil aerodinámico sin deflexión, con deflexión negativa de 2 %, con deflexión positiva de 2 % y deflexión negativa de 5 %.

Los resultados obtenidos para el perfil simétrico NACA 0012 y NACA 4415 concluyen en un aumento considerable de sustentación para deflexiones negativas.

En cuanto a la eficiencia obtenida para el perfil NACA 0012, el rango operacional para la deflexión negativa es de 0° a 10° , para luego obtener un óptimo con el perfil sin deflexión en ángulos de 10° a 15° . Para el perfil NACA 4415, el rango operacional para la deflexión negativa es de 0° a 5° , para el perfil sin deflexión se alcanza un óptimo entre los ángulos 5° a 10° , para luego obtener un óptimo en los ángulos mayores a 10° con una deflexión positiva.

Se concluye que la capacidad de modificar la forma del perfil aerodinámico en función del ángulo de ataque permite aumentar por sobre un 50 % su eficiencia aerodinámica en casi su totalidad de ángulos operacionales, lo cual se traduce en una maximización considerable de la capacidad de extracción energética.

Abstract

The main objective of this research and study, carried out as a degree work for the Civil Mechanical Engineering career, is to study, model and analyze blades with FishBAC (Fish Bone Active Camber) or morphoadaptable technology, which allows increasing the operating range and efficiency with respect to the different angles of attack and which translates into a considerable maximization of energy exploitation.

For this CFD simulation study, a turbulent ($Re=2000000$) and transient regime is considered for symmetrical (NACA 0012) and asymmetrical (NACA 4415) blades. The k- ω SST turbulence model was applied to simulate turbulent flows on the aforementioned airfoils, where results were obtained for different angles of attack in a range from 0° to 15° , and also for different states of deformation, which are considered, airfoil without deflection, with negative deflection of 2 %, with positive deflection of 2 % and negative deflection of 5 %.

The results obtained for the symmetrical airfoil NACA 0012 and NACA 4415 conclude in a considerable increase of lift for negative deflections.

As for the efficiency obtained for the NACA 0012 profile, the operational range for the negative deflection is from 0° to 10° , to then obtain an optimum with the profile without deflection at angles from 10° to 15° . For the NACA 4415 profile, the operational range for the negative deflection is from 0° to 5° , for the profile without deflection an optimum is reached between angles 5° to 10° , to then obtain an optimum at angles greater than 10° with a positive deflection.

It is concluded that the ability to modify the shape of the airfoil as a function of the angle of attack allows an increase of over 50 % in almost all operational angles, which translates into a considerable maximization of the energy extraction capacity.

Índice

1. Contexto	6
2. Consideraciones de trabajos anteriores	11
3. Planteamiento de Desafíos	12
4. Marco Teórico	13
4.1. Fenómeno Metereológico	13
4.2. Aerodinámica	13
4.3. Fuerzas Aerodinámicos	14
4.4. Números Adimensionales	16
4.5. Capa Límite	18
4.6. Ecuaciones de Navier-Stokes	19
4.6.1. Ecuaciones promediadas de Navier-Stokes (RANS)	20
4.7. Modelos de turbulencia	22
4.7.1. Modelo $k-\epsilon$	22
4.7.2. Modelo $k-\omega$	23
4.7.3. Modelo SST (Shear stress transport)	24
5. Estado del Arte	25
5.1. Morphing wing based on compliant elements, 2015 [7]	25
5.2. Parametric structural modelling of fish bone active camber morphing aerofoils, 2018 [8]	26
5.3. Integrated Rotor Performance Improvement and Vibration Reduction Using Active Camber Morphing, 2019 [9]	27
5.4. Effect of active camber morphing on rotor performance and control loads, 2021 [10]	28
5.5. Aeroelastic model and analysis of an active camber morphing wing, 2021 [11]	28
5.6. Experimental Aerodynamic Comparison of Active Camber Morphing and Trailing Edge Flaps, 2021 [12]	29
5.7. Performance analysis of a small wind turbine equipped with flexible blades, 2019 [13]	30
5.8. Morphing segmented wind turbine and related method, 2018 [14]	31
5.9. Morphing Airfoil (2018) [15]	31
5.10. Morphing trailing edge device for an airfoil, 2015 [16]	32
5.11. Active Control Surfaces for Wind Turbine Blades [17]	33
5.12. Near Stall Unsteady Flow Responses to Morphing Flap Deflections, 2021 [18]	34
5.13. Effect of Trailing-Edge Morphing on Flow Characteristics Around a Pitching Airfoil, 2021 [19]	35

5.14. Effect of flow Reynolds number on the aerodynamics of a novel bionic morphing flap, 2022 [20]	35
5.15. Effect of airfoil shape on power performance of vertical axis wind turbines in dynamic stall: Symmetric Airfoils, 2022 [21]	36
5.16. Effects of an Unsteady Morphing Wing with Seamless Side-Edge Transition on Aerodynamic Performance, 2022 [22]	37
5.17. Aerodynamic noise characteristics of airfoils with morphed trailing edges, 2022 [23]	38
5.18. Patentes internacionales utilizadas en Chile [24]	39
5.18.1. Turbina de energía eólica para la producción de energía eléctrica . . .	39
5.18.2. Turbina de viento con indicador de viento remoto	39
5.18.3. Aerogenerador para generar electricidad	40
5.18.4. Sistema de generación eléctrica tipo molino de viento	41
6. Objetivos	43
6.1. Objetivos Generales	43
6.2. Objetivos Específicos	43
7. Metodología y Planificación	44
7.1. Indicadores a Estudiar	44
8. Validación Mallado	45
8.1. Detalles del Mallado	46
8.2. Variaciones del Mallado	49
8.3. Resultados obtenidos	49
8.4. Mallado con deflexión	53
8.5. Mallado con flujo Transiente	56
9. Perfiles aerodinámicos a estudiar	57
10. Condiciones de Contorno	58
11. Simulaciones Transientes para NACA0012 sin deflexión	59
12. Simulaciones Transientes para NACA0012 con deflexión	62
12.1. Simulaciones Transientes para NACA0012 con deflexión negativa de 2 % . . .	63
12.2. Simulaciones Transientes para NACA0012 con deflexión positiva de 2 % . . .	65
12.3. Simulaciones Transientes para NACA0012 con deflexión negativa de 5 % . . .	67
13. Simulaciones Transientes para NACA4415 sin deflexión	70

14.Simulaciones Transientes para NACA4415 con deflexión	72
14.1. Simulaciones Transientes para NACA4415 con deflexión negativa de 2 % . . .	73
14.2. Simulaciones Transientes para NACA4415 con deflexión positiva de 2 % . . .	75
14.3. Simulaciones Transientes para NACA4415 con deflexión negativa de 5 % . . .	77
15.Análisis de Resultados	80
15.1. Resultados de simulaciones de NACA 0012	80
15.2. Resultados de simulaciones de NACA 4415	82
15.3. Comparativa entre Perfil Simétrico y Asimétrico	84
16.Conclusiones	86
17.Recomendaciones para Trabajos Futuros	87
18.Referencias	88
19.Anexo	92
19.1. Simulaciones Transientes para NACA 0012 sin deflexión.	92
19.2. Simulaciones Transientes para NACA 0012 con deflexión negativa de 0,02. .	95
19.3. Simulaciones Transientes para NACA 0012 con deflexión positiva de 0,02. . .	98
19.4. Simulaciones Transientes para NACA 4415 sin deflexión.	101
19.5. Simulaciones Transientes para NACA 4415 con deflexión negativa de 0,02. .	104
19.6. Simulaciones Transientes para NACA 4415 con deflexión positiva de 0,02. . .	107

1. Contexto

El constante crecimiento y desarrollo de las industrias, como también el crecimiento humano, son las principales causas del aumento del consumo de energía en el mundo, consumo el cual es liderado por fuentes de energía no renovables cuya generación depende de derivados del petróleo, gas natural y carbón. Los países que tienen con mayor consumo energético en el mundo son China, Estados Unidos e India, de los cuales aproximadamente un 75 % de su matriz energética tiene como fuente combustibles fósiles. El uso de estos combustibles fósiles ha desencadenado efectos negativos y daños colaterales, tanto en el medio ambiente como en la vivencia humana. Esto es lo que llamamos el cambio climático, el cual es producido por el calentamiento global, y este a su vez es producido por el aumento de emisiones de gases de efecto invernadero a la atmósfera por aumento de la actividad humana. Este aumento de gases invernaderos provocan que la atmósfera retenga más calor del necesario, lo cual se traduce en un aumento de la temperatura media del planeta.

Aquí es donde entran en juego las Energías Renovables No Convencionales (ERNC), son aquellas que no se consumen ni agotan en sus procesos de transformación y aprovechamiento de energía útil y generan impactos ambientales significativamente inferiores que aquellas producidas por las fuentes energéticas convencionales. Entre ellas están la energía hidráulica, energía eólica y energía solar como las más desarrolladas, y que, gracias a los avances tecnológicos, han entrado a competir directamente con las energías no renovables. A continuación se presenta un gráfico correspondiente al consumo energético mundial de 1990 a 2021 [5].

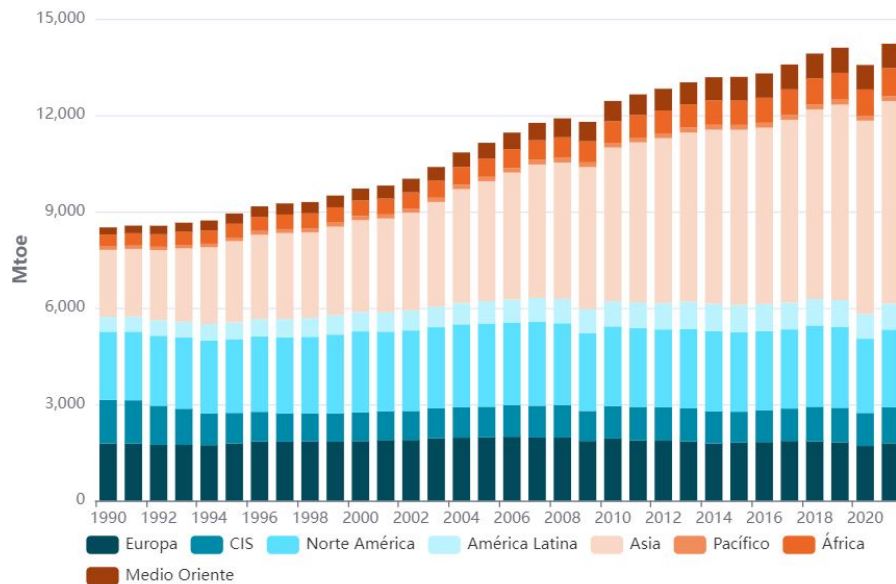


Figura 1: Consumo energético anual mundial de 1990 a 2021. Fuente: EnerData

Al igual que en el panorama mundial, en Chile el consumo energético ha estado en constante crecimiento durante las últimas décadas, debido principalmente al crecimiento de la población y de la actividad económica. Chile presenta una alta radiación para su aprovechamiento solar, fuertes vientos de norte a sur para desarrollar energía eólica, un alto potencial de energía marina en sectores costeros, gran capacidad para desarrollar biogás y un recurso geotérmico a lo largo de la cordillera, es por esto que el Ministerio de Energía junto con otros entes de financiamiento han impulsado el desarrollo de proyectos de ERNC.

A continuación se presentan gráficos correspondientes al historial de generación de energía de los sistemas SIC y SING, cuya interconexión hoy en día conforma el SEN, o Sistema Eléctrico Nacional.

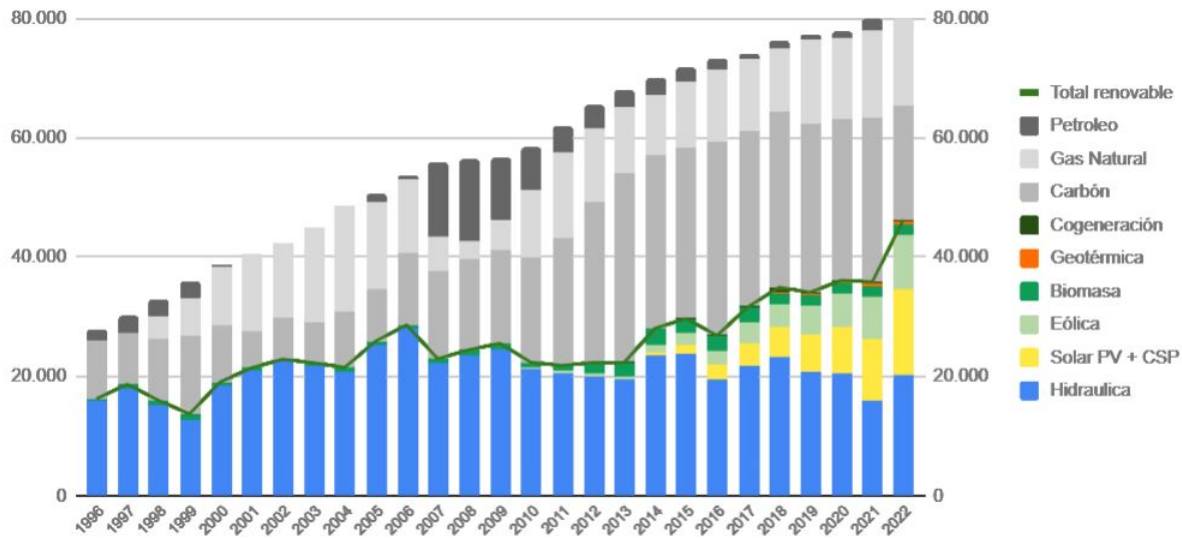


Figura 2: Volumen de energía generada por fuente [GWh] anual en Chile de 1996 a 2022.
Fuente: Generadoras.cl

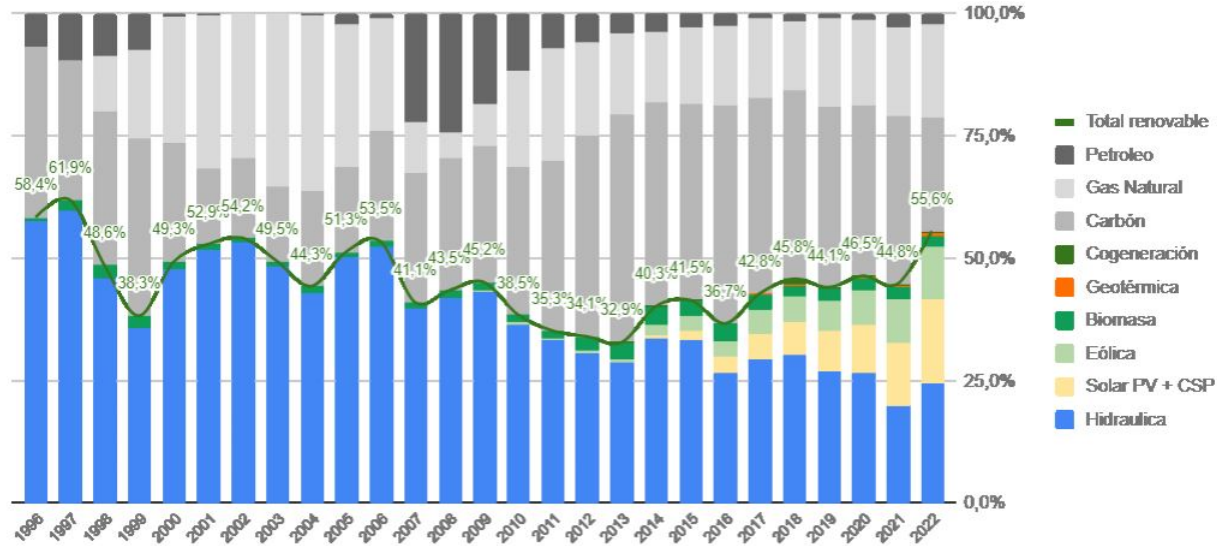


Figura 3: Participación relativa por fuente de generación en Chile de 1996 a 2022. Fuente: Generadoras.cl

De los gráficos presentados se puede ver que en cuanto a potencia instalada, las energías renovables no convencionales que lideran en Chile son la energía hidráulica, energía fotovoltaica y energía eólica. También se desprende de la Figura 3 que el porcentaje de participación de las ERNC son de un 55,6 % para el año 2022. Entrando un poco mas en detalle sobre las ERNC en Chile, a continuación se presenta la información porcentual de cada tipo de tecnología para la generación de energía, tanto como su potencia instalada en el Sistema Eléctrico Nacional (SEN), como la energía generada, actualizada a la fecha durante el mes de Marzo 2023. En donde se desprende que el porcentaje para la potencia instalada de energía hidráulica es de 22,1 %, para la energía solar, la cual incluye fotovoltaica y la de concentración es de 23,7 % y para la energía eólica es de 13,6 %, siendo estas las principales ERNC utilizadas en el país. Cabe destacar que esta información cambia mes a mes debido a la implementación de nuevos proyectos que están en fases de aprobación o construcción.

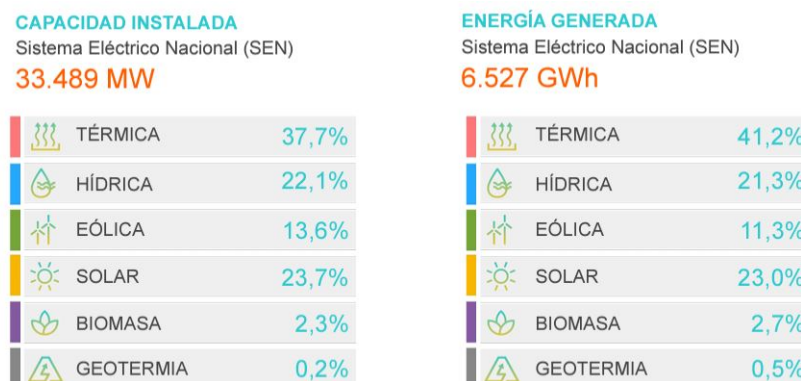


Figura 4: Capacidad instalada y Energía generada durante el mes de Marzo 2023. Fuente: Boletín Mercado Eléctrico Sector Generación, Generadoras.cl

La energía eólica es una energía renovable que utiliza la fuerza del viento para generar electricidad. El principal medio para obtenerla son los aerogeneradores, correspondientes a “molinos de viento” de tamaño variable que transforman con sus aspas la energía cinética del viento en energía mecánica. Durante las últimas décadas los costos de la tecnología eólica han disminuido notablemente y por ende la capacidad instalada ha ido en aumento. Existen distintos tipos de centrales eólicas. En Chile el más popular son las centrales con turbinas de eje horizontal, cuyas turbinas tienen un eje de rotación que se encuentra en posición paralela al suelo y que cuentan usualmente con tres aspas o palas. Los sistemas más altos tienen una altura cercana a 100 metros.

En Chile existe un gran potencial para el aprovechamiento y desarrollo de los sistemas eólicos, una de las razones por la que esta energía renovable está siendo impulsada es el Hidrógeno Verde, llamado así debido a su producción a partir de energías renovables. En Mayo de 2021 el Ministerio de Energía ha aprobado el primer proyecto de producción de Hidrógeno Verde en Chile llamado Haru Oni, en la región de Magallanes, el cuál utilizará energía eólica. Este y varios proyectos se están llevando a cabo en las regiones de Aysen y Magallanes debido al inmenso potencial del viento el cual cuenta con velocidades por sobre los 15 m/s, y la gran capacidad de generación eléctrica que estas presentan. De acuerdo con la Estrategia Nacional de H2V, política a largo plazo propuesta por el Ministerio de Energía, se contempla para el 2030 reemplazar el hidrógeno proveniente de combustibles fósiles utilizado actualmente en la industria petroquímica, industria alimentaria, industria de la agricultura, industria del vidrio, industria de los metales, entre otros.

El desarrollo de la energía eólica presenta una gran cantidad de aspectos técnicos a considerar como por ejemplo el tipo de material utilizado para la construcción de los alabes, diseño del generador, factores del viento, entre otros. Debido a la variabilidad natural del viento, se han desarrollado nuevas tecnologías para la aplicación en alabes eólicos. La tecnología morfo-adaptable FishBAC (Fish Bone Active Camber) es una tecnología basada la biomimética, ciencia que estudia a la naturaleza como fuente de inspiración de tecnologías innovadoras para resolver aquellos problemas humanos que la naturaleza ha resuelto. Consta de un álabe con una parte de su cuerpo móvil, el cual le permite adaptarse a condiciones específicas del viento controlando la separación de la capa límite de la superficie en la zona de salida y de esta manera maximizar el rango de eficiencia con su respectivo ángulo de ataque.

2. Consideraciones de trabajos anteriores

A continuación, se presentarán los desafíos y consideraciones de los trabajos de título anteriores de este proyecto. El proyecto cuenta con equipos anteriores de estudiantes los cuales fueron cumpliendo objetivos para ir desarrollando e investigando mas a fondo la tecnología FishBAC y sus parámetros. Dentro de estos trabajos del equipo anterior se encuentran:

- Alejandro Gajardo, “Fabricación y prueba de un perfil alar flexible de alto rendimiento aerodinámico basado en la tecnología FishBAC” [1]. En este trabajo se tuvo como desafío diseñar y fabricar una probeta de perfil alar morfoadaptable para posteriormente realizar pruebas experimentales. Este trabajo se detallan características mecánicas, aerodinámicas y geométricas de la probeta, también parámetros como el manto, el tendón, los sensores y el actuador a utilizar. En su conclusión nos expone que, en cuanto a la fabricación de probetas, estas se realizaron en material PLA con impresoras 3D, los tendones que permiten al alabe mover el cuerpo adaptable se realizaron con cintas de poliéster. En cuando al manto, el cual recubre las costillas del alabe, fueron creadas con láminas de fibras de carbono, la cual no tuvo los resultados esperados en sus deflexiones.
- Francisco Rosas, “Robotización de perfil alar de forma variable con aplicación FishBAC” [3]. En este trabajo se tuvo como desafío diseñar e implementar un sistema de control sensorizado para la probeta fabricada en el trabajo de A. Gajardo, mencionado anteriormente. En este estudio se presenta parámetros para un diseño conceptual, para luego seleccionar los componentes como el controlador, el módulo para los sensores y el actuador que cumplan con los requerimientos del sistema como también las limitaciones geométricas impuestas por la probeta. Finalmente, en este trabajo se obtuvieron toma de mediciones con los sensores de presión en la probeta, utilizando distintos ángulos de ataque y deflexiones para su posterior interpretación de flujos.
- Joaquín Bordachar, “Simulación dinámica de álabes de geometría adaptativa con aplicación de biomimética para turbinas eólicas de baja potencia” [2]. En este trabajo se tuvo como desafío caracterizar, por medio de simulaciones numéricas, el comportamiento de un modelo de álabe de geometría adaptativa frente a variaciones en el flujo transicionales, para luego aplicar los obtenido para optimizar el diseño del álabe. De este modo determinar las condiciones de operación para máxima eficiencia. En este trabajo se llegó a la conclusión, luego de experimentar con varios modelos, que el mas apto para el flujo transicional es el SST de transición γ - Re. Cabe destacar que en las simulaciones finales de este estudio se utilizaron con Reynolds de 200.000.

3. Planteamiento de Desafíos

Este trabajo tiene como desafío a abordar el estudio, exploración y comprensión de la tecnología morfoadaptable FishBAC para un flujo turbulento desarrollado, específicamente en la zona de desprendimiento de vórtices (efecto estela). Dado que el cuerpo es morfoadaptable, esta sujeto a una fuerza aerodinámica que ejerce un par de torsión sobre la viga FishBAC, la cual estará fluctuando en la zona de salida causando descompensación del efecto de sustentación. Comprender este fenómeno permitirá estimar las cargas cíclicas que se provocan en la zona de salida y afectan a la descompensación energética. Al estudiar el fenómeno mediante CFD se busca replicar el flujo con simulaciones transientes para distintos perfiles alares, tanto simétricos como asimétricos, con el fin de obtener conclusiones sobre el comportamiento frente a distintos estados de deformación y ángulos de ataque.

4. Marco Teórico

4.1. Fenómeno Meteorológico

El viento es producido por el movimiento del aire en la atmósfera. La atmósfera acumula energía proveniente del sol. Esta energía térmica se transforma en energía cinética, debido a los gradientes de temperatura que existen entre capas de baja altitud y alta altitud, causando el desplazamiento de masas de aire. Estos flujos atmosféricos son de naturaleza turbulenta ($Re > 10^6$), debido a su baja viscosidad y altas velocidades.

4.2. Aerodinámica

La aerodinámica es la rama de la mecánica de fluidos que estudia las acciones e interacciones que aparecen sobre los cuerpos sólidos cuando existe un movimiento relativo entre estos y el fluido que los cubre. La aerodinámica se encarga del estudio sobre conceptos básicos para la sustentación, las superficies de las aeronaves, alabes de aerogeneradores, entre otros.

Los perfiles aerodinámicos son estructuras con formas geométricas específicas que buscan generar fuerzas mecánicas en respuesta al movimiento relativo de dicho perfil en un fluido circundante. Estos se encuentran caracterizados por bastantes términos, los cuales serán explicados a continuación y pueden ser observados en la siguiente figura [1]:

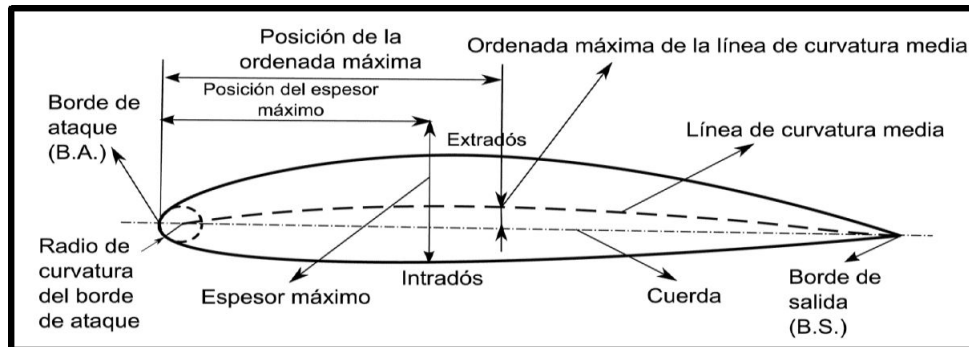


Figura 5: Nomenclatura para un perfil aerodinámico.

- **Borde de ataque:** Borde del perfil por el cual el flujo entra en contacto.
- **Radio de curvatura:** Es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós con su centro situado en la línea de curvatura media.
- **Borde de salida:** Es el borde por el cual el flujo sale del perfil.

- **Cuerda:** Línea recta que conecta el borde de ataque con el borde de fuga del perfil. Por lo general esta se denomina distancia “c”.
- **Extradós:** Es la curva del perfil sobre la cuerda.
- **Intradós:** Es la curva del perfil bajo la cuerda.
- **Línea de curvatura media:** Es una curva definida por los puntos medios entre el extradós y el intradós.
- **Comba:** Es la distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda del perfil.
- **Ordenada máxima de la línea de curvatura media:** Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda del perfil. Es valor suele escribirse en términos del porcentaje de la cuerda.
- **Posición de la ordenada máxima:** Es la distancia paralela a la cuerda, medida desde el borde de ataque hasta la ordenada máxima de la línea de curvatura media.
- **Espesor:** Es la distancia perpendicular a la cuerda entre el intradós y el extradós.
- **Posición del espesor máximo:** Es la distancia paralela a la cuerda, medida desde el borde de ataque hasta la ordenada donde el espesor alcanza su mayor valor.
- **Envergadura:** Es la longitud del perfil alar en la dirección normal al perfil del álabe, el largo entre los extremos del ala.

4.3. Fuerzas Aerodinámicas

El funcionamiento de estos perfiles se basa en la tercera ley de Newton, la ley de acción y reacción. Las partículas de aire chocan con la superficie sólida de los perfiles y estas son deflactadas hacia abajo, estas partículas producen una fuerza de reacción en los perfiles llamado efecto Downwash, produciendo la sustentación y el arrastre. Mientras mas elevado es el ángulo de ataque, mas es la sustentación del perfil aerodinámico. En la siguiente figura se puede apreciar el diagrama de fuerzas en un perfil aerodinámico [6].

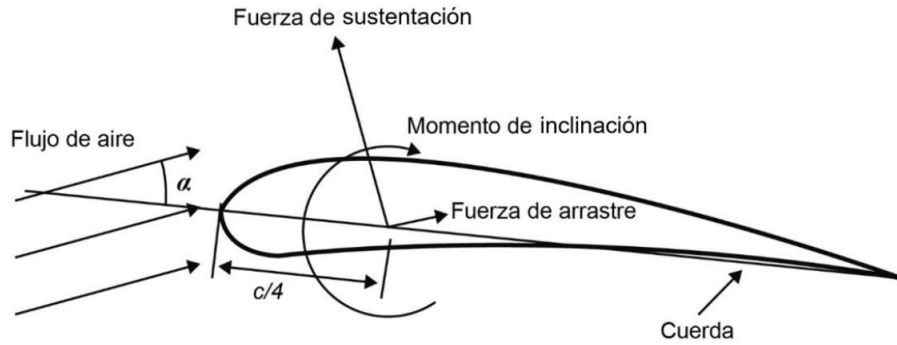


Figura 6: Diagrama de fuerzas en un perfil aerodinámico.

- **Fuerza de Sustentación (F_L):** es la fuerza generada sobre un cuerpo que se desplaza a través de un fluido, de dirección perpendicular a la dirección de la corriente incidente. Se calcula con la siguiente ecuación:

$$F_L = F \cdot \cos(\alpha) = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_L \quad (1)$$

Donde:

- F_L es la fuerza de sustentación [N]
- F fuerza resultante de las aplicadas en el perfil alar [N]
- α es el ángulo de ataque
- ρ es la densidad del fluido [kg/m^3]
- V es la velocidad [m/s]
- A es el área del cuerpo [m^2]
- C_L es el coeficiente de sustentación
- **Fuerza de Arrastre (F_D):** esta fuerza actúa en dirección opuesta al movimiento del cuerpo. En los perfiles alares esta relacionada con el ángulo de ataque, creciendo de manera exponencial a medida que aumenta el ángulo. Se calcula con la siguiente ecuación:

$$F_D = F \cdot \sin(\alpha) = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_D \quad (2)$$

Donde:

- F_D es la fuerza de arrastre [N]

- F fuerza resultante de las aplicadas en el perfil alar [N]
- α es el ángulo de ataque
- ρ es la densidad del fluido [kg/m^3]
- V es la velocidad [m/s]
- A es el área del cuerpo [m^2]
- C_D es el coeficiente de arrastre

4.4. Números Adimensionales

- **Coeficiente de Sustentación (C_L):** Relaciona la fuerza de sustentación, con la densidad del fluido incidente, además de la velocidad y el área del cuerpo. Se expresa mediante la siguiente ecuación [6]:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (3)$$

El coeficiente de sustentación tiene directa dependencia con el ángulo de ataque, hasta llegar a un punto máximo o bien conocido ángulo de ataque crítico, desde el cual el flujo que pasa sobre el extradós no logra recorrer y mantenerse adherido a toda la superficie del perfil, provocando pérdidas aerodinámicas en la sustentación. A continuación se muestra gráficamente en la figura.

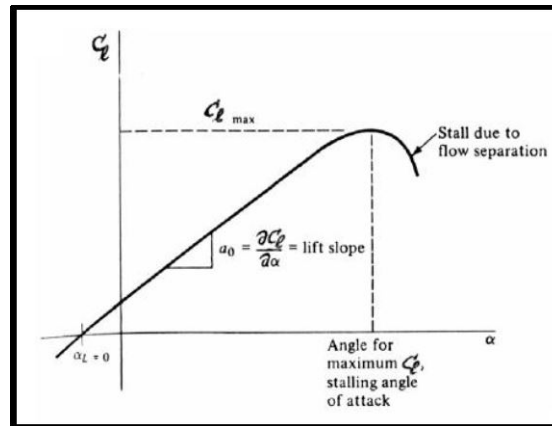


Figura 7: Gráfico C_L vs α en el perfil alar.

- **Coeficiente de Arrastre (C_D):** Relaciona la fuerza de arrastre con la densidad y la velocidad del fluido que rodea el cuerpo, además del área de este. Se utiliza para cuantificar la resistencia de un objeto sometido a un flujo externo. Se expresa mediante la siguiente ecuación:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (4)$$

- **Eficiencia Aerodinámica:** se define como la relación entre los coeficientes de sustentación y de arrastre. Se calcula con la siguiente expresión:

$$Eficiencia = \frac{C_L}{C_D} \quad (5)$$

- **Número de Reynolds:** es el cociente entre las fuerzas de inercia y las de viscosidad. Si su valor es pequeño, predominan las fuerzas viscosas. Si este valor es mayor predominan las fuerzas de inercia. Se calcula con la siguiente expresión:

$$Re = \frac{VD\rho}{\mu} \quad (6)$$

Donde:

- V es la velocidad $[m/s]$
- D es la longitud característica del sistema $[m]$
- ρ es la densidad del fluido $[kg/m^3]$
- μ es la viscosidad dinámica del fluido $[kg/ms]$

A partir del valor del número de Reynolds, es posible clasificar el tipo de flujo en el cual se está desarrollando el sistema, ya sea laminar, en transición o turbulento, como se observa en la siguiente figura:

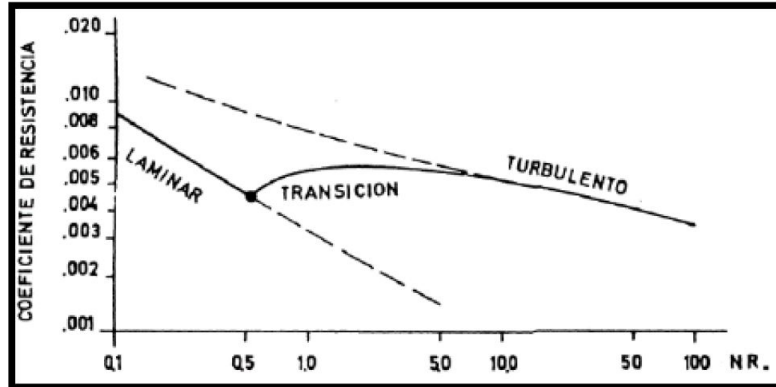


Figura 8: Gráfica de coeficiente de resistencia en función del número de Reynolds.

4.5. Capa Límite

La capa límite es una delgada zona del fluido cercana a la superficie de los cuerpos, en la cual se presentan variaciones de velocidad y donde se concentran los efectos viscosos debido a la presencia del sólido con el que entra en contacto. La capa límite se entiende como aquella zona en la que la velocidad del fluido respecto al sólido en movimiento varía desde cero hasta el 99 % de la velocidad de la corriente no perturbada. Esta capa puede ser laminar o turbulenta; aunque también pueden coexistir zonas de flujo laminar y de flujo turbulento [6].

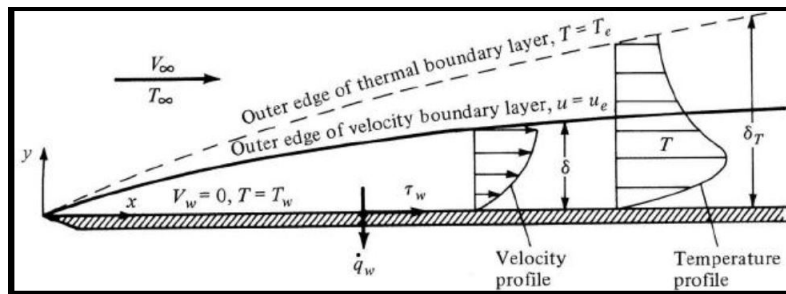


Figura 9: Campo de velocidad y temperatura al interior de la capa límite.

La capa límite se puede representar como en la Figura 9, donde los efectos viscosos se encuentran contenidos dentro de la capa delgada adyacente a la superficie que se puede observar. El espesor de la capa límite en la zona del borde de ataque o de llegada es pequeño, pero aumenta a lo largo de la superficie.

En cuerpos curvados existe una aceleración de las partículas fluidas en la parte anterior del cuerpo hasta el punto de mayor espesor (líneas de corriente se juntan). Pasado este punto el flujo se desacelera (líneas de corriente se abren) y aumenta la presión. Si la curvatura del cuerpo es muy grande, y dependiendo de las condiciones del flujo, se puede generar un flujo inverso y lo que se denomina desprendimiento de la capa límite, formando torbellinos y

vórtices. Detrás del cuerpo se generará una zona denominada estela o stall como se muestra en la Figura 10. La separación del flujo da como resultado una sustentación reducida y un aumento del arrastre, causado por el diferencial de presión entre las superficies delantera y trasera del objeto.

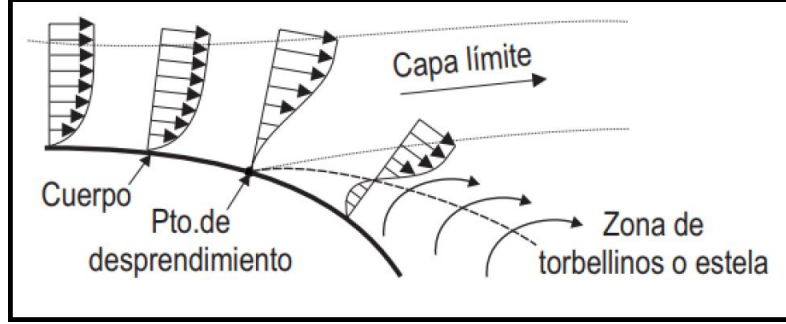


Figura 10: Desprendimiento y flujo inverso en un cuerpo curvo.

4.6. Ecuaciones de Navier-Stokes

Las ecuaciones de Navier-Stokes son un conjunto de ecuaciones en derivadas parciales no lineales que describen el movimiento de un fluido. Estas ecuaciones gobiernan la atmósfera terrestre, las corrientes oceánicas y el flujo alrededor de vehículos o proyectiles y, en general, cualquier fenómeno en el que se involucren fluidos newtonianos. Estas ecuaciones se obtienen aplicando los principios de conservación de la mecánica y la termodinámica a un volumen fluido. La obtención de las soluciones mediante métodos numéricos se le denomina dinámica de fluidos computacional (CFD, Computational Fluid Dynamics). Cabe destacar que, como se asume la ausencia de transferencia de calor para todos los casos considerados por este estudio, se obviará la ecuación de energía.

- Conservación de Masa

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV = - \int_S \rho \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} dS \quad (7)$$

Siendo $\mathbf{n}$ el vector normal unitario. Aplicando teorema de la divergencia:

$$\frac{d}{dt} \int_V \nabla \cdot \rho \mathbf{v} dV = - \int_S \rho \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} dS \quad (8)$$

Donde $\vec{v}$ es el vector velocidad. Usando el teorema integral de superficie, se puede reemplazar por una integral sobre el volumen V .

$$\int_V \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) \right] dV = 0 \quad (9)$$

Se obtiene:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (10)$$

La ecuación anterior representa la conservación de masa. Esta se puede expresar de la siguiente forma:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (11)$$

Donde u , v y w son las componentes del vector velocidad $\vec{v}$, las cuales dependen de posición y tiempo.

Para estudios de flujos incompresibles como los que se verán en este estudio, con densidad ρ constante, la ecuación queda simplificada:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (12)$$

■ Conservación de Momento Lineal

La conservación de momento esta dada por la ecuación:

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + (\vec{v} \cdot \nabla) \cdot \vec{v} = -\frac{\nabla p}{\rho} + \nu \nabla^2 \vec{v} \quad (13)$$

Donde p es la presión que soporta el fluido y ν su viscosidad cinemática.

Esta expresión se puede separar en las tres dimensiones $\vec{v} = (u, v, w)$.

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \\ \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \\ \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \end{aligned} \quad (14)$$

4.6.1. Ecuaciones promediadas de Navier-Stokes (RANS)

La complejidad de las ecuaciones de Navier-Stokes al no tener solución analítica conocida hace necesario el uso de métodos numéricos para obtener el buscado campo de presión y velocidad. El modelo RANS (Reynolds Average Navier-Stokes) fue propuesto por Reynolds en 1895 y consiste en descomponer las variables de interés (velocidad, presión, etc.) en un valor medio y otro fluctuante. La aplicabilidad del promedio de Reynolds depende implícitamente de la estabilidad de los valores promedio. El régimen turbulento se caracteriza por la

existencia de fluctuaciones aleatorias en el fluido. Un ejemplo de este comportamiento puede observarse cuando se mide la velocidad en función del tiempo en un punto de un flujo turbulento. La naturaleza aleatoria del flujo hace imposible un cálculo basado en las ecuaciones que gobiernan el movimiento de un fluido. Las ecuaciones de conservación siguen siendo válidas, sin embargo, las variables dependientes tales como la distribución de velocidad transiente debe interpretarse como una velocidad instantánea: un fenómeno imposible de predecir dado que las fluctuaciones ocurren aleatoriamente en el tiempo. Para solucionar esto la velocidad se puede descomponer en un valor estacionario medio sumado a una componente fluctuante, es decir, $u(t) = \bar{u} + u'(t)$. Haciendo de esta manera una forma mas conveniente de caracterizar el flujo turbulento para cada variable que se desee estudiar, es decir, $(\bar{u}, \bar{v}, \bar{w}, \bar{p}, etc)$ y (u', v', w', p', etc) [2].

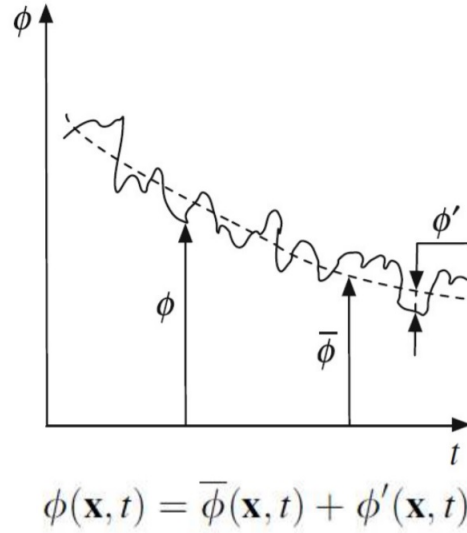


Figura 11: Fluctuaciones de un parámetro de interés en un punto fijo de un flujo turbulento.

De esta manera se obtienen las ecuaciones promediadas de Navier-Stokes en forma conservativa:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (15)$$

$$-\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\bar{T}_{ij}}{x_j} = \rho \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_j \bar{u}_i + \overline{u'_j u'_i}) \quad (16)$$

Sobre escribiendo la ecuación (16) en su forma no conservativa se obtiene:

$$\rho \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij} - \rho \overline{u'_j u'_i}) \quad (17)$$

En donde se define el termino $-\rho \overline{u'_j u'_i}$ como el tensor de esfuerzos de Reynolds $t_{ij} = t_{ji}$. De este modo, las ecuaciones RANS son 4 y contienen 10 incógnitas (la presión, 3 componentes de

velocidad y las 6 componentes del tensor de esfuerzos de Reynolds). A esto se le conoce como problema de cerradura (turbulence closure problem) pues el sistema está indeterminado y se requiere algún set adicional de ecuaciones para cerrar el sistema con igualdad de ecuaciones y de incógnitas.

4.7. Modelos de turbulencia

De este modo las ecuaciones originales de Navier Stokes se reformulan en función de las variables promedio y se obtiene un nuevo grupo de ecuaciones, precisamente las ecuaciones promediadas de Reynolds, que es similar al conjunto original pero con una variable adicional, razón por la cual se requiere un modelo adicional que permita cerrar el modelo RANS. A continuación se expondrán los modelos mas utilizados para flujos turbulentos [2].

4.7.1. Modelo k- ϵ

El modelo k- ϵ es un modelo semiempírico. Este se desarrolló asumiendo que los efectos de la viscosidad molecular son despreciables lo cual lo hace adecuado solo para flujos totalmente turbulentos. El modelo introduce dos nuevas variables: k es la energía cinética turbulenta y se define como la varianza de las fluctuaciones de la velocidad. ϵ es la disipación turbulenta y corresponde a la tasa a la cual se disipan las fluctuaciones de la velocidad. Este modelo se ha hecho muy popular en ingeniería debido a que resuelve de forma independiente k y ϵ . Sumado a eso, la potencia de cálculo requerida para obtener buenos resultados es relativamente baja comparado a otros modelos de dos ecuaciones. Sin embargo, el modelo k- ϵ exhibe problemas al simular flujos más complejos (Recirculación, separación de capa limite, entrada en pérdida, etc.).

Al combinarse, estas dos nuevas variables generan una expresión para la viscosidad turbulenta:

$$\mu T = C_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon} \quad (18)$$

En donde C_μ es una constante.

Los valores de k y ϵ vienen directamente de las ecuaciones diferenciales de transporte de energía cinética turbulenta y disipación turbulenta:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \epsilon \quad (19)$$

$$\rho \frac{\partial \epsilon}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j \epsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{\epsilon}{k} (C_{\epsilon 1} P_k - C_{\epsilon 2} \rho \epsilon) \quad (20)$$

En donde $C_{\epsilon 1}, C_{\epsilon 2}, \sigma_k, \sigma_\epsilon$ son constantes. P_k es el termino tensorial, se expresa como:

$$P_k = t_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (21)$$

El significado físico de las ecuaciones (19) y (20) son Tasa de cambio + Transporte por convección = Transporte por difusión + tasa de producción – la tasa de disipación. En este modelo las constantes fueron determinadas por Launder y Spalding a partir de experimentos con flujos turbulentos, estas constantes son:

$$C_\mu = 0,09, C_\epsilon = 1,44, C_\epsilon = 1,92, \sigma_k = 1,0, \sigma_\epsilon = 1,3 \quad (22)$$

4.7.2. Modelo k- ω

Al igual que el modelo k- ϵ , el modelo k- ω es un modelo empírico. Su forma final fue desarrollada por Wilcox para enfrentar las dificultades del modelo k- ϵ . Una vez más, se introducen dos nuevas variables y las ecuaciones correspondientes. La variable k sigue siendo la energía cinética turbulenta mientras que ω se define como la frecuencia turbulenta (tasa específica de disipación de turbulencia). De esta forma, el modelo k- ω define la viscosidad turbulenta como:

$$\mu T = \rho \frac{k^2}{\omega} \quad (23)$$

Los valores de k y ω vienen directamente de las ecuaciones diferenciales de transporte de energía cinética turbulenta y frecuencia turbulenta:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k1}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (24)$$

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 1}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \alpha_1 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_1 \rho \omega^2 \quad (25)$$

En donde P_k es el termino tensorial, al igual que en el modelo k- ϵ , se expresa como:

$$P_k = t_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (26)$$

Y las constantes del modelo son:

$$\alpha_1 = 5/9, \beta_1 = 0,075, \beta' = 0,09, \sigma_{k1} = 2, \sigma_{\omega 1} = 2 \quad (27)$$

El modelo k- ω no es tan popular como el k- ϵ pero aun así posee varias cualidades. Por ejemplo, se ha observado que funciona mejor que su antecesor cuando se simulan flujos transicionales o gradientes de presión adversos y tiende a ser muy estable en términos numéricos. También suele ser relativamente barato en cuanto a costos computacionales. Su principal desventaja es su sensibilidad a las condiciones de borde cuando se trata de flujos abiertos. Adicionalmente, le cuesta predecir las separaciones de flujo cuando existen gradientes de presión adversos significativos. Para corregir este problema se desarrolló el modelo SST (“Shear stress transport” o Transporte de Esfuerzo Cortante).

4.7.3. Modelo SST (Shear stress transport)

Es un modelo que combina la robustez del k- ϵ con la exactitud del modelo k- ω , lo que lo hace aplicable a una amplia gama de flujos. Emplea k- ϵ en las zonas de corriente libre y k- ω en las regiones cercanas a las paredes, pero su formulación elimina algunas debilidades de estos dos modelos. Es un modelo para flujos con alto número de Reynolds, pero también es conocido como un modelo de bajo número de Reynolds pues puede resolver todo el flujo hasta las paredes, sin usar funciones de pared. Sin embargo, el modelo depende de la distancia a la pared más cercana, por lo tanto, se incluye una ecuación para la distancia hacia la pared. Sus ecuaciones provienen de la sustitución de $\epsilon = k\omega$ en las ecuaciones del modelo k- ϵ , para luego introducir la función F_1 , quedando las siguientes ecuaciones:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (28)$$

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + (1 - F_1) 2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \alpha_3 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_3 \rho \omega^2 \quad (29)$$

Siendo F_1 la función que determina la prevalencia que tiene cada modelo dependiendo de la zona del flujo considerada: $F_1 = 1$ cerca de las superficies y $F_1 = 0$ fuera de la capa límite. Los nuevos coeficientes son una combinación lineal de los coeficientes correspondientes a cada modelo:

$$\Phi_3 = \Phi_1 F_1 + \Phi_2 (1 - F_1) \quad (30)$$

Los valores de las constantes del modelo son:

$$\alpha_2 = 0,44, \beta_2 = 0,0828, \sigma_{k2} = 1, \sigma_{\omega 2} = 1/0,856 \quad (31)$$

5. Estado del Arte

La tecnología FishBac puede considerarse como una área específica del desarrollo de alas flexibles. Esta se basa en la modificación de perfiles alares de tal forma que sus bordes de salida puedan deformarse de forma continua. Esto evita la aparición de ángulos pronunciados como los que se forman al moverse el alerón de un perfil convencional, reduciendo así la generación de fuerzas de arrastre y ruido. También se evita el desprendimiento prematuro de la capa límite sobre el borde de salida y la reducción del coeficiente de sustentación.

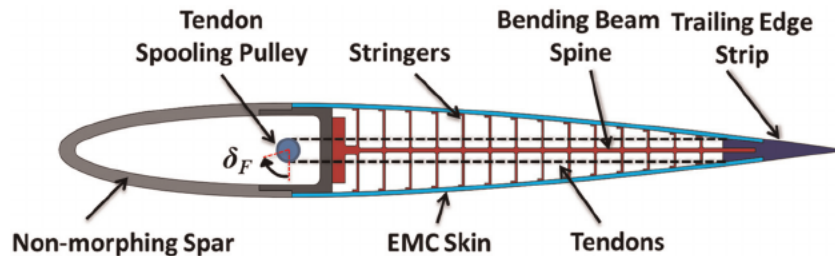


Figura 12: Elementos principales de un perfil alar tipo FishBac.

La operación del sistema se basa en la deformación de un perfil flexible provisto de una serie de costillas que soportan el manto del perfil. Este manto, hecho de materiales flexibles, es el que permite que el perfil se deforme de manera continua y sin cambios bruscos en su geometría. La deflexión es controlada por medio de tendones fijados a un polea motorizada. A continuación se presentarán algunas publicaciones y/o estudios con respecto a esta tecnología como también patentes internacionales existentes.

5.1. Morphing wing based on compliant elements, 2015 [7]

Este estudio enfocado a la aeronáutica, trata de resolver el problema de peso de los perfiles alares para aviones. Este estudio analiza la incorporación de una piel flexible electro adherida y con un corrugado doble, la cual supone una disminución en el peso, pero al costo de perder la superficie lisa del perfil alar. Se obtuvieron resultados con optimizaciones que indican que la corrugación doble puede abordar los requisitos para una relación óptima entre rigidez axial y flexibilidad requerida. Las pruebas en el túnel de viento muestran que los cambios de forma ocurren en una forma aerodinámica eficiente y que la controlabilidad lograda permite para reemplazar alerones convencionales.

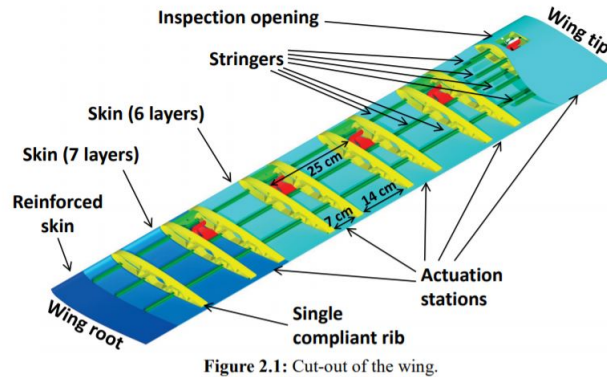


Figura 13: Corte del ala con detalle de componentes.

5.2. Parametric structural modelling of fish bone active camber morphing aerofoils, 2018 [8]

Se presenta un modelo analítico rápido, independiente de la malla y bidimensional del concepto de FishBAC. Los modelos estructurales existentes de este concepto son unidimensionales e isotrópicos y, por lo tanto, no pueden capturar la anisotropía del material ni las variaciones en el tramo de carga y/o deformación. El modelo propuesto aborda estas deficiencias al poder analizar laminados compuestos y resolver los campos de desplazamiento bidimensionales estáticos. La teoría de las placas de Kirchhoff-Love, junto con el método Rayleigh-Ritz, se utilizan para capturar la naturaleza compleja y variable de la rigidez del concepto de FishBAC en un único sistema de ecuaciones lineales. La robustez, la independencia de la malla y la naturaleza analítica de este modelo, combinados con una definición de geometría modular basada en parámetros, facilitan un análisis rápido y automatizado de una amplia gama de configuraciones de concepto de comba activa de espina de pescado. Por lo tanto, este modelo analítico es una herramienta poderosa para su uso en estudios comerciales, interacción fluido-estructura y optimización del diseño. 5 % y 8 % para deflexiones estáticas bajo cargas de presión uniformes representativas y momentos de actuación aplicados (excepto cuando existe corte transversal), en comparación con el método de elementos finitos.

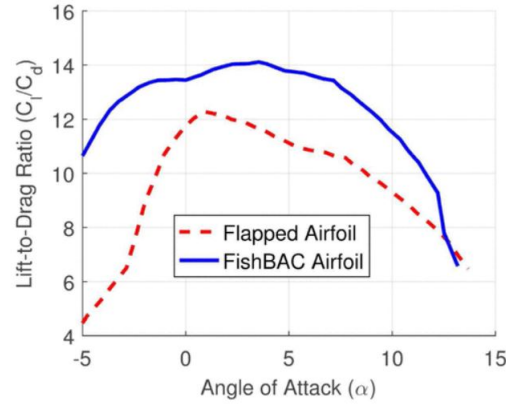


Figura 14: Relación elevación-arrastre versus ángulo de ataque del isotrópico FishBAC. Obtenido experimentalmente mediante pruebas en túnel de viento

5.3. Integrated Rotor Performance Improvement and Vibration Reduction Using Active Camber Morphing, 2019 [9]

Este artículo analiza las investigaciones de control activo de bucle abierto y de bucle cerrado de un rotor de helicóptero Bo-105 a gran escala con morphing activo de curvatura. Se investigó el potencial de un concepto de transformación de curvatura activa para reducir las cargas del cubo vibratorio no giratorio y la potencia del rotor mediante el control activo. El mecanismo empleado fue un concepto de morphing camber del perfil aerodinámico accionado dinámicamente conocido como Fish Bone Active Camber (FishBAC) que deforma suavemente el curvatura sobre la sección de popa del perfil aerodinámico. Se utilizó un análisis aeromecánico integral de helicópteros que modeló el movimiento elástico de la pala utilizando elementos de haz finito unidimensionales combinados con dinámica multicuerpo. Las fuerzas aerodinámicas se calcularon con un modelo de estela de vórtice libre junto con la teoría de la línea de elevación para la aerodinámica de la pala. La investigación de bucle abierto comprendió un estudio paramétrico de los parámetros de control relevantes que gobiernan el perfil de actuación cíclica de deflexión de curvatura activa y sus efectos sobre el rendimiento del rotor y la vibración del buje. Se descubrió que la transformación de camber activa utilizando entradas de control superpuestas una vez por revolución (1P) y 2P podía reducir simultáneamente la potencia del rotor en un 4,3 % y las cargas totales del cubo vibratorio en un 27 %. Además, se utilizó un controlador multicíclico adaptativo de circuito cerrado para identificar el potencial de este concepto de transformación para la reducción de la vibración del cubo utilizando entradas de control activo multicíclico. La activación de la curvatura activa utilizando una suma de cuatro entradas de armónicos de control, es decir, 1-4P, resultó en una reducción máxima de la vibración del cubo del 50 %.

5.4. Effect of active camber morphing on rotor performance and control loads, 2021 [10]

Este artículo se presenta una investigación computacional de un rotor de helicóptero con un mecanismo de transformación de curvatura FishBAC, para identificar la capacidad de ahorrar simultáneamente potencia del rotor y reducir las cargas del cabeceo utilizando magnitudes de deflexión de curvatura lo más bajas posibles. Se utilizó un análisis aeromecánico integral del rotor con modelado de palas elásticas y una estela de vórtice libre para el modelo aerodinámico para garantizar la eficiencia computacional. La investigación se basó en un rotor principal de helicóptero Bo 105 a gran escala en condiciones de vuelo específicas. Además de una variación de la posición radial y la longitud de la sección de inclinación activa, las capacidades y el comportamiento del sistema se investigaron en un estudio paramétrico extenso utilizando entradas de actuación prácticas. Los resultados finales se obtuvieron que todos los mecanismos de rotor activo investigados contribuyeron al ahorro de energía del rotor, entre un 1,8% a un 4,4%, a través de una distribución más uniforme del empuje sobre el disco del rotor.

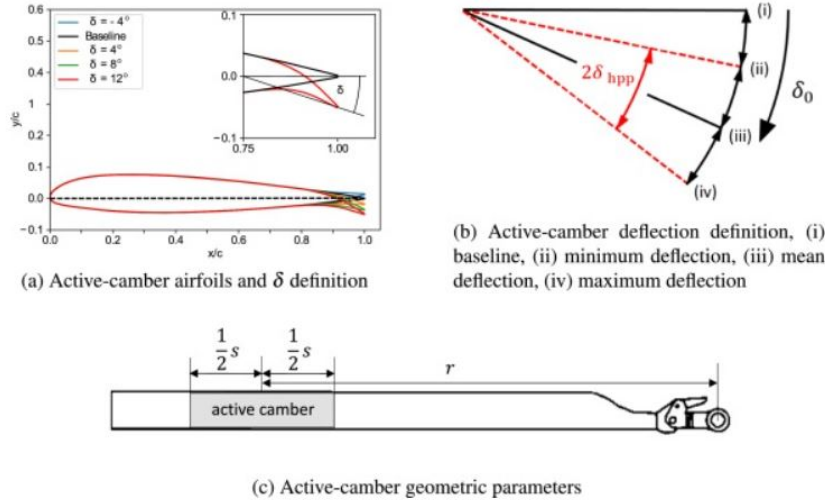


Figura 15: Parámetros para aspa de helicóptero.

5.5. Aeroelastic model and analysis of an active camber morphing wing, 2021 [11]

En este estudio se busca desarrollar un modelo para FishBAC el cual sea de baja fidelidad para estudios para la exploración y optimización de configuraciones. Las estructuras de aeronaves que se transforman generalmente introducen un mayor cumplimiento en las secciones aerodinámicas y, por lo tanto, afectarán la aeroelasticidad con el riesgo potencial de un mayor aleteo. Se desarrolla un modelo de baja fidelidad de un ala morphing activa y su

modelo aeroelástico para investigar la velocidad crítica potencial explotando su dimensión y flexibilidad acordes. Tal modelo puede usarse para diseño conceptual, donde se usan modelos de baja fidelidad para explorar y optimizar una amplia gama de configuraciones. El concepto de morphing camber se implementa mediante una representación continua de una estructura de dos segmentos con un segmento rígido y una parte deformable. El modelo aeroelástico se desarrolla sobre la base de modelos aerodinámicos tanto estables como inestables, de modo que los diferentes parámetros se pueden modificar fácilmente para examinar los cambios en las soluciones de aleteo. De particular interés son la relación entre la longitud del segmento morphing y la cuerda, y su rigidez relativa, ya que tal curvatura morphing se puede operar usando la parte deformable como aleta. Al comparar los resultados de los modelos aerodinámicos cuasi-estables e inestables, se muestra que el modelo aerodinámico cuasi-constante da una predicción más conservadora de la velocidad del aleteo. Además, las respuestas en el espacio de fase se simulan para mostrar el comportamiento aeroelástico fundamental del ala de curvatura morphing. También se muestra que el segmento compatible activo se puede utilizar para estabilizar la aeronave en transformación mediante el control de retroalimentación. Este documento proporciona una visión a nivel de sistema a través de modelos matemáticos, análisis de parámetros y control de retroalimentación en aplicaciones dinámicas de morphing camber.

5.6. Experimental Aerodynamic Comparison of Active Camber Morphing and Trailing Edge Flaps, 2021 [12]

En este documento se realiza una comparación experimental entre la morfoadaptabilidad FishBAC y la tradicional plana utilizada en la aeronáutica. A diferencia de los flaps con bisagras (p. Ej., Alerones, elevador y timón), los dispositivos de deformación de la curvatura varían la distribución de la curvatura de forma suave y continua, lo que produce mejoras en la eficiencia aerodinámica debido a la ausencia de cambios bruscos en la curvatura de la superficie aerodinámica. Uno de esos conceptos de morphing camber, el dispositivo Fish Bone Active Camber (FishBAC), ha mostrado importantes beneficios aerodinámicos en comparación con un flap. En este trabajo, se realizó una prueba de túnel de viento cuasi-2D para investigar el rendimiento aerodinámico de un dispositivo FishBAC y compararlo con un flap plano del borde de salida. Para determinar los coeficientes de fuerza aerodinámica se utilizó una combinación de equilibrio de fuerza cuasi constante y mediciones de presión de rastrillo de estela. Estas mediciones se complementan con un estudio de visualización de flujo realizado mediante Velocimetría de Imagen de Partículas, permitiendo la comparación de las estelas de campo cercano en términos de tamaño y estructura de vórtice. Además, se realizaron mediciones de desplazamiento en el FishBAC para rastrear formas deformadas bajo cargas aerodinámicas. Los resultados muestran que el FishBAC logra una mejora superior al 50 % en la relación de elevación a arrastre para coeficientes de elevación moderados a altos donde el dispositivo se desvía significativamente, y al menos un 16 % más de proporción de elevación a arrastre en todos los coeficientes de elevación, incluso cuando las deflexiones del

dispositivo son bajas.

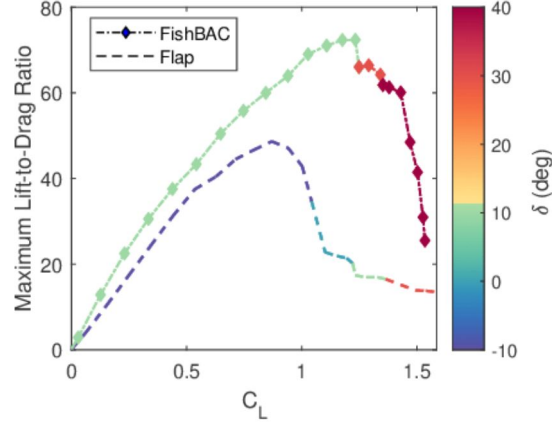


Figura 16: Resultados experimentales de la comparación FishBAC y Flaps.

5.7. Performance analysis of a small wind turbine equipped with flexible blades, 2019 [13]

La eficiencia de las turbinas eólicas puede disminuir drásticamente con respecto a las condiciones de diseño, lo que es especialmente problemático para los tipos de dispositivos pequeños de paso fijo y velocidad constante y aquellos que operan con vientos muy variables. Los avances recientes en el diseño de estructuras adaptativas dan lugar a un nuevo concepto de turbina, que emplea una transformación de forma continua, lo que permite que la turbina se adapte de manera más efectiva a condiciones variables. Dichas palas cambiantes podrían aumentar la captura de energía y ayudar a las pequeñas turbinas eólicas a ser más viables económicamente a través de una mayor eficiencia en una amplia gama de velocidades del viento y relaciones de velocidad punta. En este artículo, se examina la practicidad de un flexible de palas mediante análisis experimental y numérico. Los experimentos se llevan a cabo comparando un prototipo de diseño de palas rígidas con uno flexible idéntico, con un total de 18 conjuntos de datos que contienen 230 puntos de datos. Los resultados experimentales muestran que el diseño flexible supera al rígido, especialmente cuando se experimentan condiciones de carga desfavorables. Los coeficientes de potencia máxima corregida se incrementaron en todos los casos, hasta un 32,6 %. El rango operativo también se incrementó en la mayoría de los casos, hasta un máximo del 34,5 % con respecto al diseño de palas rígidas. Estos resultados sugieren que el diseño flexible podría producir más potencia que uno rígido, especialmente cuando las condiciones son subóptimas.

5.8. Morphing segmented wind turbine and related method, 2018 [14]

Esta patente consiste en utilizar alabes formados por hojas segmentadas conectadas por casquillos roscados y un sistema de cable de tensión (así como otros mecanismos de acoplamiento y sistemas de control de tensión disponibles), para lograr que el rotor adapte su forma con las cargas de torsión que ejerce el viento. A bajas velocidades del viento y del rotor, las palas segmentadas pueden, por ejemplo, estar completamente tensadas y ajustadas a un paso alto para asegurar el arranque y la máxima potencia a bajas velocidades. A altas rpm del rotor, la tensión del cable se puede diseñar de manera que las fuerzas centrífugas impulsen los segmentos de las palas hacia afuera para inclinar el rotor y evitar el exceso de velocidad. Esto actúa efectivamente como un control de paso pasivo para las velocidades del rotor. Además, el concepto de hoja segmentada puede aliviar las limitaciones de fabricación y envío de sistemas de escala extrema. En los conceptos propuestos, las cargas de flexión serán soportadas por el larguero del rotor segmentado y no por la piel de la pala. Esto puede resultar en deflexiones aguas abajo mucho mayores de las palas a altas velocidades del viento en comparación con las de una pala de turbina rígida convencional de una sola pieza.

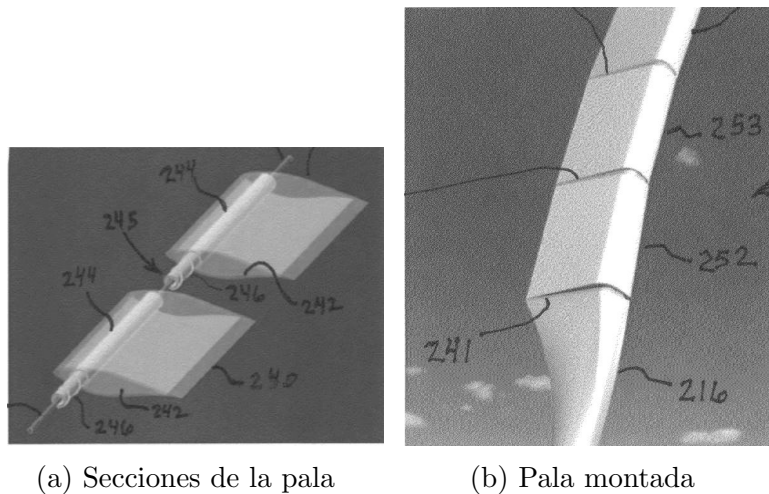


Figura 17: Diseños de turbina morfoadaptable seccionada.

5.9. Morphing Airfoil (2018) [15]

Patente Japonesa que consiste en el diseño de un perfil aerodinámico morfoadaptable que comprende un mecanismo de accionamiento que hace que el ala se divida en una varios de elementos de ala en una dirección de cuerda y se convierta en una dirección de cuerda de ala para convertirse en una celosía, y que cambia las posiciones relativas de la pluralidad de alas. La pluralidad de elementos de ala tiene un elemento de ala central y uno o más elementos de ala móviles que están dispuestos en posiciones delantera y trasera, respectivamente. El

mecanismo de accionamiento está configurado para cambiar las posiciones relativas de los elementos de ala adyacentes.



Figura 18: Prototipo de perfil morfoadaptable.

5.10. Morphing trailing edge device for an airfoil, 2015 [16]

Esta patente Estadounidense consiste en la fabricación de un dispositivo de borde de salida morfoadaptable (Número 100 en la Figura 19) para un perfil aerodinámico incluye una capa de revestimiento (Número 20 en la Figura 19), un accionador (Número 30 en la Figura 19) y un elemento de torsión (Número 40 en la Figura 19). La capa de revestimiento está configurado para extenderse sobre una superficie de una región del borde de salida de un perfil aerodinámico e incluye un punto de introducción de carga dentro de un área reforzada. El elemento de revestimiento incluye además un elemento de refuerzo dispuesto esencialmente perpendicular (Número 24 en la Figura 19) al punto de introducción de la carga, en el que el punto de introducción de la carga, el área reforzada y el elemento de refuerzo están integrados en el elemento de revestimiento. El actuador está configurado para impulsar el elemento de torsión con una carga de actuación. El elemento de torsión está configurado para trasladar la carga de actuación al punto de introducción de la carga, de modo que la carga de actuación transforma la región del borde de salida hacia arriba o hacia abajo con respecto a un plano horizontal. También se describen un perfil aerodinámico morphing para un avión, un avión con un perfil aerodinámico morphing y un método para fabricar un perfil aerodinámico morphing.

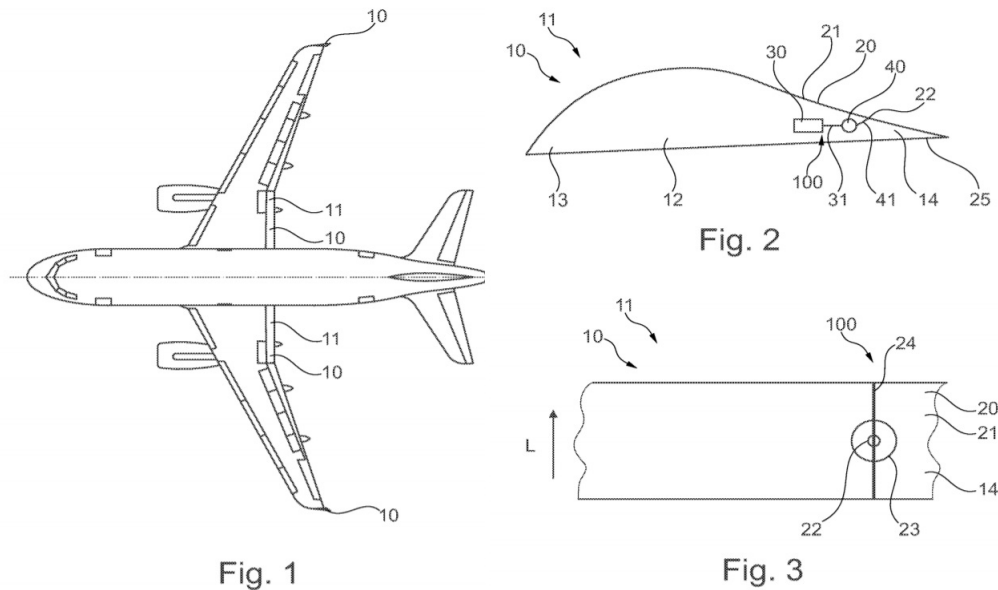


Figura 19: Esquemas de los componentes del dispositivo.

5.11. Active Control Surfaces for Wind Turbine Blades [17]

Esta patente Canadiense consiste en el diseño de un control FishBAC de una pala de perfil aerodinámico longitudinal que ejerce un par sobre el generador en respuesta a una corriente de aire que incide. Una disposición de borde de perfil aerodinámico adaptable está dispuesta a lo largo de un borde de la pala del perfil aerodinámico para al menos una parte de una dimensión longitudinal de la paleta del perfil aerodinámico. Una disposición de accionamiento morfoadaptable varía en la configuración de la disposición de borde de perfil aerodinámico adaptable y, en consecuencia, las características aerodinámicas de la pala del perfil aerodinámico. Una disposición de accionamiento aplica fuerzas de actuación a las superficies adaptables superior e inferior a través de los elementos de actuación superior e inferior. El borde del perfil aerodinámico compatible está dispuesto como un borde de salida de la pala del perfil aerodinámico.

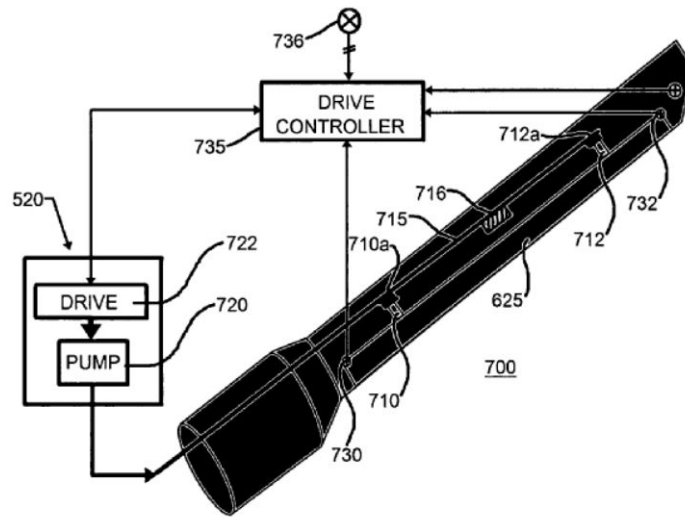


Figura 20: Diagrama de control FishBAC en la pala.

5.12. Near Stall Unsteady Flow Responses to Morphing Flap Deflections, 2021 [18]

En este documento se realiza un estudio al perfil aerodinámico NACA 0012 con borde de salida morfo adaptable en un régimen de flujo inestable, utilizando ángulos de ataque cercanos a la pérdida que experimentan las deflexiones en dirección hacia abajo (deflexión negativa). Se utilizó una parametrización geométrica para flujo inestable y un esquema de mallado dinámico para impulsar el movimiento morfoadaptable. El objetivo es determinar la susceptibilidad del flujo en las cercanías del actuador morfoadaptable y la viabilidad de la desviación rápida del flap hacia abajo como mecanismo de control, incluido su efecto sobre las fuerzas transitorias y la inestabilidad del campo de flujo. Las respuestas dinámicas del flujo a las desviaciones negativas se estudian para un rango de frecuencias utilizando el modelo RANS-LES, obteniendo en sus resultados relaciones proporcionales para el coeficiente de sustentación y arrastre entre la frecuencia de transformación y la pendiente de respuesta a la que evolucionan estas cantidades.

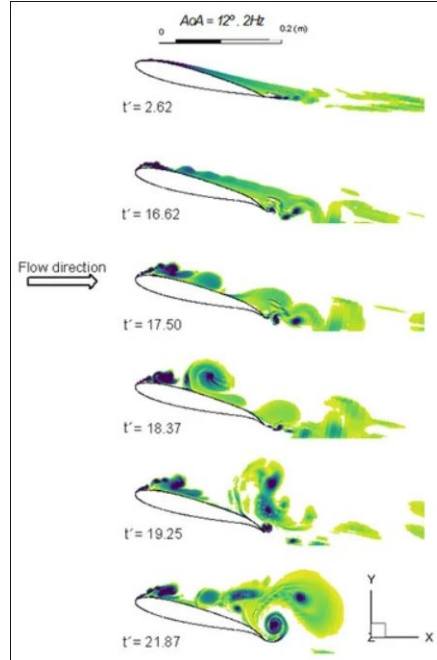


Figura 21: Esquema de perfil aerodinámico en distintos tiempos.

5.13. Effect of Trailing-Edge Morphing on Flow Characteristics Around a Pitching Airfoil, 2021 [19]

En este documento se investiga la supresión de la oscilación del cabeceo de un perfil aerodinámico NACA 0012 mediante el uso de borde morfoadaptable con cambio de fase. Los resultados del campo de flujo y fuerzas aerodinámicas se obtuvieron utilizando las ecuaciones promediadas de Navier-Stokes (RANS) acompañado con el modelo de transporte de esfuerzo cortante de Reynolds. El perfil aerodinámico se somete a un análisis de pérdida y aleteo desde una perspectiva energética mediante el cálculo de la energía extraída por el perfil aerodinámico de la corriente libre en un ciclo de oscilación. Los resultados sugieren que aun que el movimiento del borde de salida reduce la extracción de energía, es eficaz para suprimir la amplitud de oscilación del ciclo de aleteo.

5.14. Effect of flow Reynolds number on the aerodynamics of a novel bionic morphing flap, 2022 [20]

En este documento se propone un alabe morfoadaptable inspirado en las alas de las aves. Se realizan análisis aerodinámicos en un perfil 3D S809 para determinar mejoras en comparación con modelos de flaps convencionales. La investigación se lleva a cabo con valores de Reynolds del orden de 10^5 y ángulos de ataque de 0 a 6 grados. La evolución de los campos de presión y flujo, el flujo superficial, la fricción superficial y la turbulencia, proporciona una

idea de la importancia de la transformación variable a lo largo de la extensión. El morphing a lo ancho propuesto exhibe una separación de flujo retrasada y supresión de turbulencia en todas las condiciones de flujo, en comparación con el flap convencional.

5.15. Effect of airfoil shape on power performance of vertical axis wind turbines in dynamic stall: Symmetric Airfoils, 2022 [21]

En este documento se busca una solución para el problema que presentan las turbinas de eje vertical, las cuales sufren de un cambio inevitable en la relación de velocidad de la punta en condiciones de viento variable debido a la velocidad fija del rotor. Por lo que se busca una potencial solución utilizando perfiles morfoadaptables. Este estudio se centra en parámetros como el grosor y posición de la superficie aerodinámica, y también el radio de borde de ataque del perfil. Los resultados muestran que los tres parámetros que definen la forma tienen un impacto totalmente acoplado en el Coeficientes de empuje y potencia de la turbina.

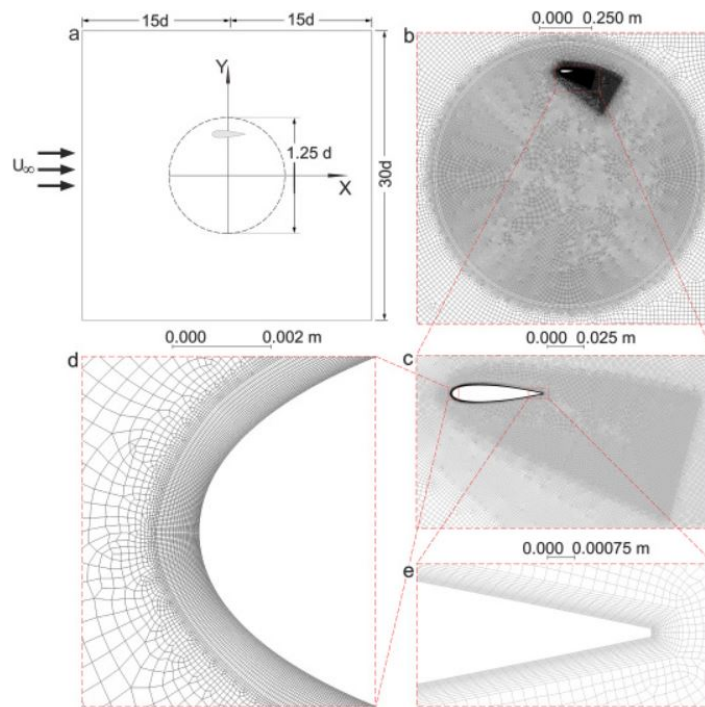


Figura 22: Esquema de simulación de perfil de turbina de eje vertical.

5.16. Effects of an Unsteady Morphing Wing with Seamless Side-Edge Transition on Aerodynamic Performance, 2022 [22]

En este documento se presenta un análisis de flujo no estacionario de una sección de ala aerodinámica 3D con borde de salida morfoadaptable y otro tipo de borde de salida articulado con bisagras (como flaps de aviones). Se utilizan las ecuaciones promediadas de Navier-Stokes (RANS), en conjunto con un Reynolds del orden de 10^6 y un rango de ángulos de ataque de 4 a 15 grados. En los resultados obtenidos se encontró que, en el régimen previo a la entrada en pérdida, el ala morfoadaptable produce un máximo de un 22 % más de sustentación y una reducción de arrastre casi constante del 25 % en comparación con el ala con aletas articuladas (flaps de avión). En segundo lugar, se realiza un análisis de flujo no estacionario del ala morfoadaptable para proporcionar más información sobre las fuerzas dinámicas de sustentación y arrastre durante los movimientos de aleta en tres frecuencias de transformación predefinidas de 4 Hz, 6 Hz y 8 Hz. Los resultados han demostrado que se observa un aumento inicialmente grande en el coeficiente de arrastre debido a los efectos de flujo inestable inducidos por el ala morfoadaptable.

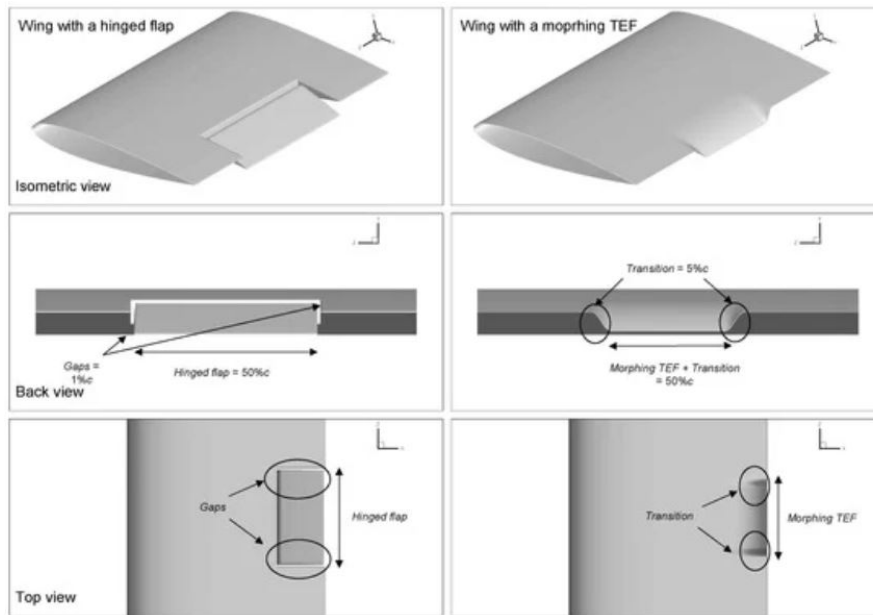


Figura 23: Diseños de alas aerodinámicas los cuales se compararon.

5.17. Aerodynamic noise characteristics of airfoils with morphed trailing edges, 2022 [23]

En este documento se presenta una investigación numérica de las características aerodinámicas y aeroacústicas del perfil aerodinámico NACA 0012 simétrico, en donde se compara un perfil NACA 0012 con flap articulado convencional y otro morfoadaptable. Mediante simulaciones con flujo inestable en la superficie y en la estela del perfil. Las pruebas se llevaron a cabo con una velocidad de entrada de 20 m/s correspondiente a un Reynolds de 2×10^5 y con un rango de ángulos de ataque de 0 y 4 grados. Los resultados obtenidos muestran que el perfil morfoadaptable produce valores mas altos en el coeficiente de sustentación, en comparación con el perfil articulado convencional. Además a partir de los resultados de flujo de estela y capa limite, se concluye que el perfil morfoadaptable produce valores mas altos de fluctuaciones de presión superficial en el borde de salida que se extienden hasta al estela, en consecuencia debido a estos aumentos de presión en la vecindad del borde de salida dan como resultado un aumento en el ruido.

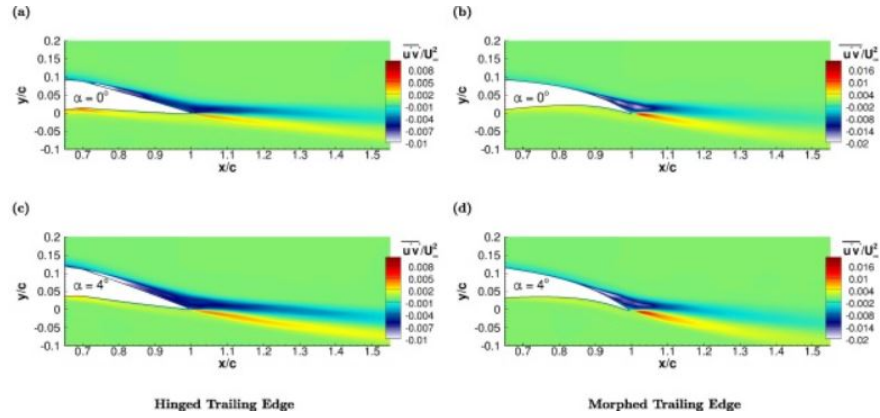


Figura 24: Resultados de estelas de perfiles aerodinámicos comparados.

5.18. Patentes internacionales utilizadas en Chile [24]

A continuación se presentan patentes de dominio público en Chile, expuestas en el informe Energías Renovables Solar y Eólica del Instituto Nacional de Propiedad Industrial (ENAPI). Estas patentes son de distintos tipos de tecnologías de aerogeneradores de baja y mediana potencia, por lo que pueden servir como base para la implementación de la tecnología FishBAC para futuros prototipos.

5.18.1. Turbina de energía eólica para la producción de energía eléctrica

Este documento divulga un generador eléctrico de una turbina de energía eólica, que comprende un estator que tiene una carcasa cilíndrica; una serie de segmentos dispuestos, a lo largo de la cara interior de la carcasa cilíndrica, en una configuración circunferencial; y una serie de dispositivos de bloqueo ajustables ubicados entre los segmentos para presionarlos circunferencialmente y bloquear los segmentos en una posición determinada.

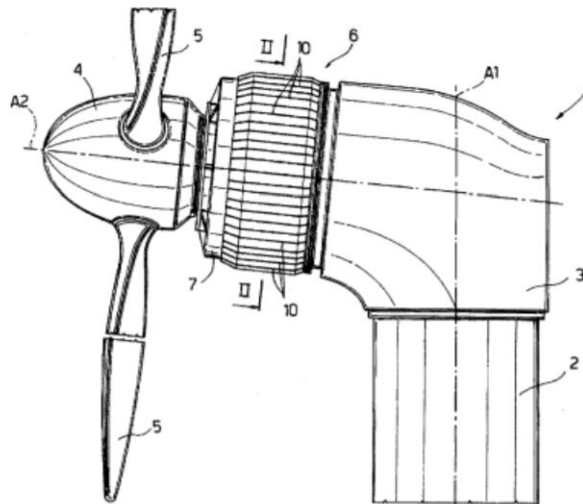


Figura 25: Diagrama de aerogenerador.

5.18.2. Turbina de viento con indicador de viento remoto

Este documento divulga una turbina eólica, que comprende un cubo de rotor que gira alrededor de un eje de rotor, palas de rotor que se extienden radialmente con respecto al eje de rotor con la misma separación angular entre sí, y un medidor de viento remoto que se fija externamente en la superficie del buje en un soporte y orientado de manera que se puedan determinar las características del viento a una distancia frente del buje. El medidor de viento remoto está dispuesto entre dos palas de rotor vecinas y en la dirección radial del eje del rotor y el montaje está sujeto a una brida de cojinete de pala respectiva en la zona de la

conexión del buje del rotor a las palas del rotor, de modo que el medidor de viento remoto se puede reequipar en la turbina eólica.

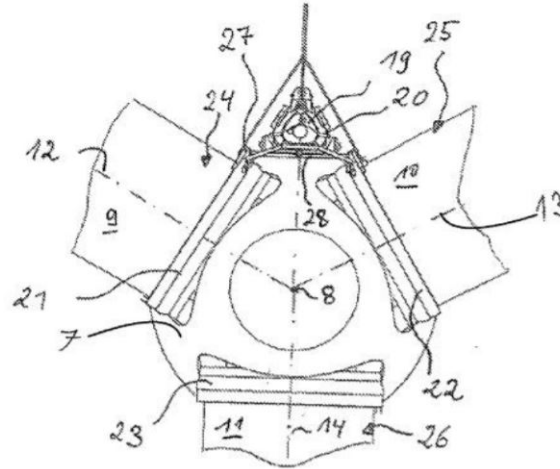


Figura 26: Diagrama de aerogenerador.

5.18.3. Aerogenerador para generar electricidad

Esta invención se refiere a turbinas eólicas para generar energía eléctrica y sistema de generación. Se trata de turbinas accionadas por viento, donde cada turbina tiene una pluralidad de palas sigmoides con el borde de salida de cada pala montado paralelo a un eje orientado horizontalmente. Cada pala se extiende radialmente hacia afuera desde el eje. El sistema de generación eléctrica está compuesto por un conjunto de turbinas montadas en una plataforma ubicada en la parte superior de una torre. En este sistema cada eje de turbina puede estar conectado directamente con un generador para producir electricidad.

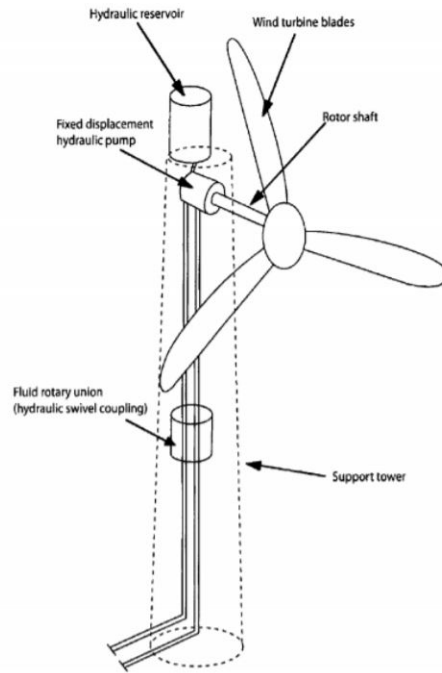


Figura 27: Diagrama de aerogenerador.

5.18.4. Sistema de generación eléctrica tipo molino de viento

En el presente documento se describe un sistema de generación eléctrica de tipo molino de viento, que genera una gran fuerza de rotación, incluso a partir de una pequeña cantidad de viento. El sistema de generación eléctrica incluye cuatro unidades de cuchillas giratorias de distintas dimensiones montadas en pares en los extremos opuestos de los ejes rotativos de un generador. Este último comprende un primer mecanismo de transmisión de potencia para transmitir el movimiento giratorio de las unidades de cuchillas a la armadura del generador eléctrico, un segundo mecanismo de transmisión de potencia para transmitir el movimiento giratorio de las unidades de cuchillas al polo magnético del generador eléctrico, generando la electricidad a través de la rotación de la armadura y el polo magnético en direcciones opuestas, lo cual se logra mediante el movimiento rotatorio de las unidades de cuchillas transmitidas a la armadura y al polo magnético por los mecanismos de transmisión de potencia.

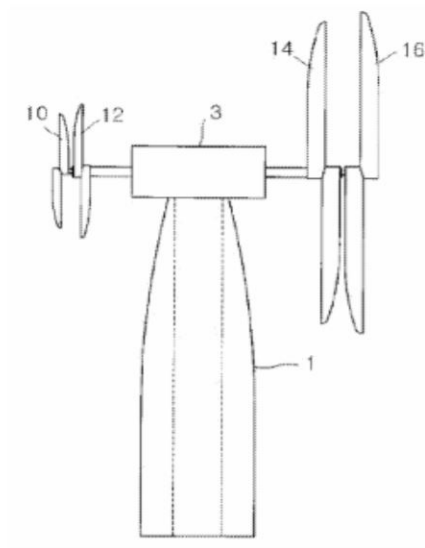


Figura 28: Diagrama de aerogenerador.

6. Objetivos

6.1. Objetivos Generales

Este trabajo tiene como objetivo comprender y modelar en un régimen turbulento desarrollado y transitorio el fenómeno de desprendimiento de capa límite en la zona de salida del perfil alar, que contemple la implementación de tecnología FishBAC en perfiles simétricos y asimétricos. Teniendo como base los trabajos de títulos anteriores se busca complementar el estudio general con el fin de maximizar la eficiencia aerodinámica y con ella la extracción energética del viento.

6.2. Objetivos Específicos

- Estudiar la interacción fluido-estructura del viento de régimen turbulento y los alabes con tecnología morfoadaptable para aviones y turbinas eólicas.
- Realizar una actualización del estado del arte en cuanto a tecnología FishBAC de los últimos años.
- Recopilar datos sobre patentes internacionales sobre la tecnología morfoadaptable, tecnología eólica y normas técnicas estandarizadas.
- Realizar simulaciones preliminares para la validación tanto del método como el mallado a utilizar.
- Definir variables de estudio para simulación fluido-estructura.
- Simular y analizar el comportamiento aerodinámico de perfiles simétricos y asimétricos en un régimen turbulento completamente desarrollado.

7. Metodología y Planificación

Este trabajo se presenta como continuación a trabajos de títulos anteriores de A. Gajardo [1], F. Rosas [2] y J. Bordachar [3], los cuales fueron resumidos en el apartado de Consideraciones de trabajos anteriores.

El trabajo consiste en realizar simulaciones mediante métodos CFD (dinámica de fluidos computacional) utilizando el software Ansys Fluent en perfiles morfoadaptables simétricos y asimétricos. Dichos perfiles estandarizados se diseñaran en el software Autodesk Inventor.

Como punto de inicio en donde ya se ha trabajado en el Marco Teórico y el Estado del arte correspondientes al tema a tratar, se debe realizar simulaciones preliminares para escoger el modelo de turbulencia y su respectivo mallado con el cual se realizaran las simulaciones finales. Posterior a ello, deben definir las variables de estudio, las que se analizaran y compararán en la etapa de conclusiones. Luego se procederá a realizar las simulaciones correspondientes con perfiles simétricos y asimétricos, variando deflexiones, ángulos de ataque, condiciones de entorno, entre otros. Finalmente se presentaran las conclusiones del trabajo, los cuales se esperan sean coherentes frente a los estudios realizados en trabajos de títulos anteriores y que puedan aportar en la investigación del proyecto para una futura implementación.

7.1. Indicadores a Estudiar

Con todo lo planteado anteriormente, se debe tener los indicadores a obtener como resultados de las simulaciones que se presentaran en las siguientes secciones. Estos indicadores a estudiar nos facilitaran la lectura de resultados y posteriormente sus respectivas conclusiones.

- Fuerza de Sustentación y Arrastre: nos permite calcular los respectivos coeficientes. En donde se busca siempre aumentar la sustentación y minimizar el arrastre.
- Eficiencia Aerodinámica: nos permitirá comparar los distintos perfiles y bajo que condiciones estos adquieren su mejor comportamiento.
- Campos de Presión y Velocidad: nos permitirá comprender visualmente como se comportan las turbulencias en el borde de salida de los perfiles.
- Capa Límite: es importante saber bajo que condiciones la capa limite se separa y en que lugar de la superficie ocurre.

8. Validación Mallado

Con el fin de obtener resultados mas precisos se procederá a evaluar el mallado y sus variaciones, para esto se utilizara un estudio de la NASA llamado "2D NACA 0012 Airfoil Validation Case" [26]. Este estudio de la NASA tiene el propósito de proporcionar datos de validación para modelos de turbulencia, los cuales son utilizados por distintos estudios de investigación a lo largo del mundo. Cabe destacar que los resultados de la NASA son proporcionados por sus propios códigos CFD, los cuales teóricamente deberían ser mas precisos que los software comerciales de CFD.

Las condiciones de contorno para este caso son:

- Flujo incompresible y estacionario ($Ma < 0.3$)
- Modelo de turbulencia: $k - \omega$ SST
- Numero de Reynolds (Re): 6000000
- Densidad aire (ρ) : $1,225 \text{ kg/m}^3$
- Largo de perfil aerodinámico: 1 m
- Viscosidad dinámica (μ) : $1,81\text{E-}5 \text{ kg/(m} \cdot \text{s)}$
- Velocidad (u) : 88,65 m/s
- $Y+ < 1$

Los resultados expuestos en este estudio se centran en el cálculo de los coeficientes de sustentación, arrastre y presión para los ángulos de ataque 0, 10 y 15 grados.

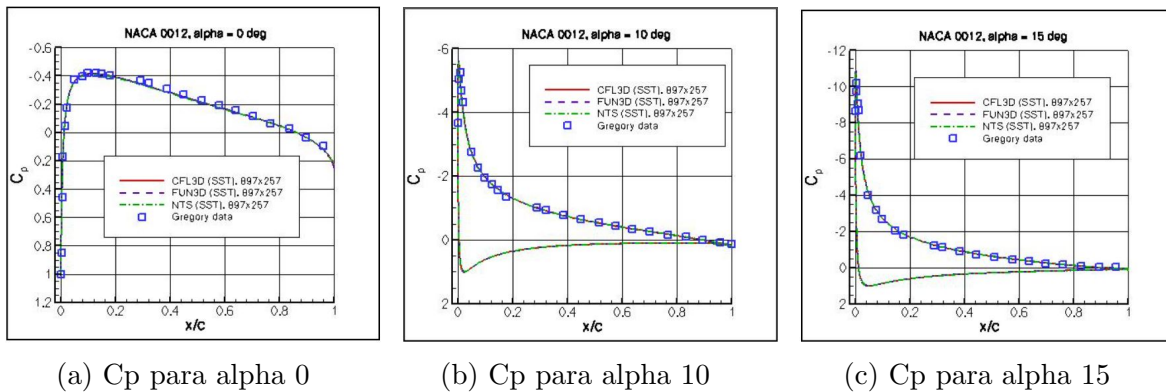


Figura 29: C_p vs x/c para distintos ángulos

CODE	CL (alpha=0)	CL (alpha=10)	CL (alpha=15)	CD (alpha=0)	CD (alpha=10)	CD (alpha=15)
CFL3D	approx 0	1.0778	1.5068	0.00809	0.01236	0.02219
FUN3D	approx 0	1.0840	1.5109	0.00808	0.01253	0.02275
NTS	approx 0	1.0765	1.5100	0.00809	0.01251	0.02187

Figura 30: Resultados proporcionados por la NASA.

Este estudio de la NASA "2D NACA 0012 Airfoil Validation Case" [26], cuenta con tres resultados de códigos independientes, CFL3D y FUN3D son códigos de la NASA. Para efecto de este estudio de malla se centrará en los resultados del código CFL3D. Para el modelo de turbulencia $k - w$ SST de este código (CFL3D) se debe tener en consideración:

- Intensidad de turbulencia: 0.052 %
- Relación de viscosidad turbulenta: 0.009

8.1. Detalles del Mallado

En simulaciones preliminares se buscaron mallados a fines con el propósito de poder representar con precisión los resultados de validación, pero también se buscó que el mallado no sea excesivo en su requerimiento computacional. Es por esto que se optó por una de las geometrías más usadas en simulaciones de perfiles aerodinámicos, el mallado tipo C o también llamado tipo bala. Como se muestra a continuación, este tipo de geometría cuenta con seis secciones, esto tiene la ventaja poder refinar en mayor medida las secciones de estudio de desprendimiento de capa límite, como la zona de salida y la superficie superior e inferior del perfil aerodinámico. Por el contrario, nos permite limitar el mallado en la zona de borde de impacto, el cual es una zona en la que no se busca un mallado exigente.

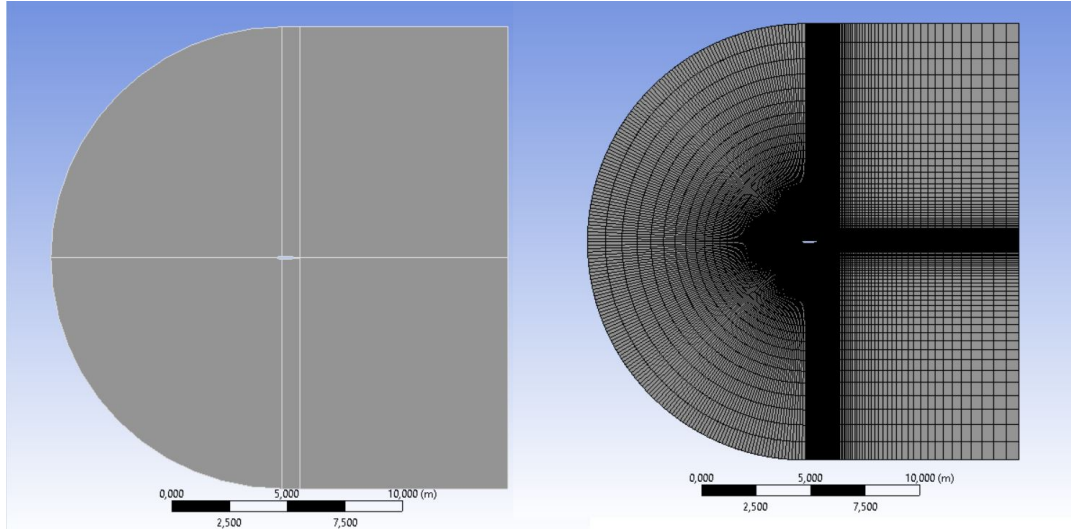


Figura 31: Mallado 1, Ansys Fluent.

Con las condiciones de contorno del estudio de validación presentadas anteriormente podemos obtener el valor aproximado de la altura de la subcapa en el borde de la pared del perfil aerodinámico, con esto aseguramos que se cumpla la condición $Y+ < 1$.

$$y+ = \frac{y\rho u_*}{\mu}$$

Donde:

- y es la distancia de la celda mas cercana a la pared $[m]$
- u_* es la velocidad de fricción $[m/s]$
- ρ es la densidad del fluido $[kg/m^3]$
- μ es la viscosidad dinámica del fluido $[kg/m * s]$

Para efecto de este estudio se ha utilizado una herramienta de calculo de distancia y , el cual ingresando parámetros de condiciones de contorno nos entrega el valor aproximado a tener en consideración para cumplir con la condición $Y+ < 1$.

First cell height in prism layer

Define your parameters to obtain the value for the height of the first cell in the prism layer.

Free stream velocity U [m/s]

88.65

Density ρ [kg/m³]

1,225

Dynamic viscosity μ [kg*m/s = N*s/m² = Pa*s]

0,0000181

Characteristic length L [m]

1

Desired y^+ [dimensionless]

1

Select if your simulation has internal or external flow

☐ Internal

☒ External

Output from calculator

Kinematic viscosity ν [m⁴/s]

0.000014775510204081632

Reynolds number Re_x [dimensionless]

5999792.817679559

First cell height [m]

0.000004660992162456042

Figura 32: Herramienta de estimación de distancia de la primera capa.

Por lo que se busca que la primera capa de mallado sea al menor o igual a:

$$y \leq 4,5E - 6 \text{ m}$$

En la siguiente figura podemos comprobar que el mallado cumple con la condición descrita.

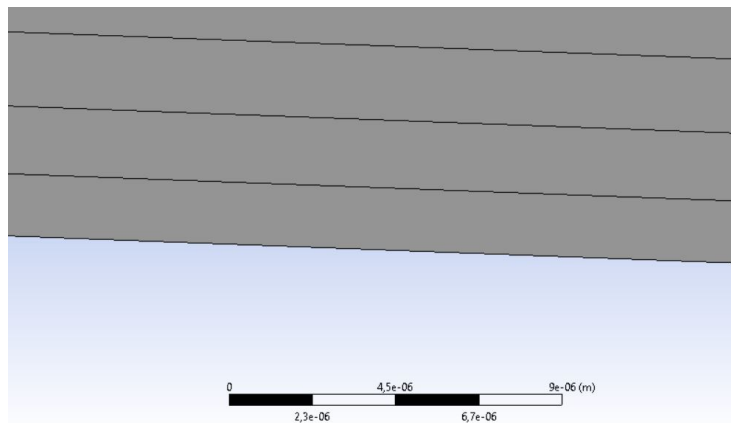


Figura 33: Subcapa en el borde de la pared del perfil.

8.2. Variaciones del Mallado

A continuación, se presentan variaciones del mallado 1 presentado en el apartado anterior. Estas variaciones consisten en refinamiento de malla y aumento del tamaño en la zona de salida del perfil aerodinámico.

Mallado	Nodos	Elementos
Mallado 1	151050	150000
Mallado 2	261350	260000
Mallado 3	181150	180000
Mallado 4	261250	260000

Tabla 1: Mallados a comparar.

El Mallado 2 es un refinamiento de malla del Mallado 1. Para el caso del Mallado 3, se aumento el tamaño de la geometría en la zona de salida del perfil aerodinámico. Para el caso del Mallado 4, es un refinamiento del Mallado 3.

8.3. Resultados obtenidos

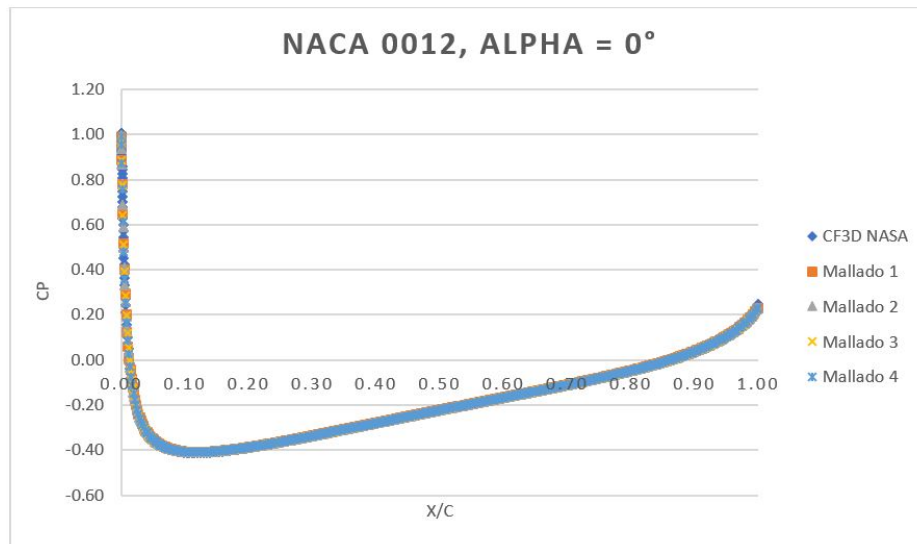


Figura 34: C_p vs x/c para $\alpha = 0^\circ$.

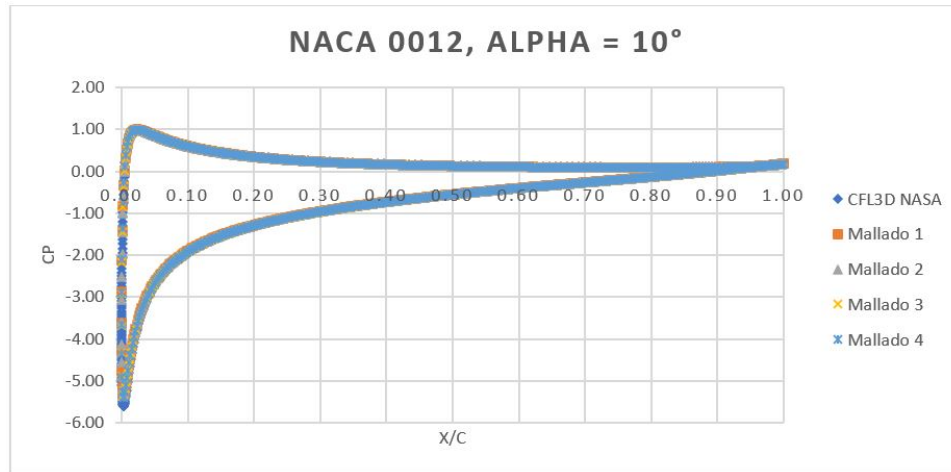


Figura 35: C_p vs x/c para alpha 10.

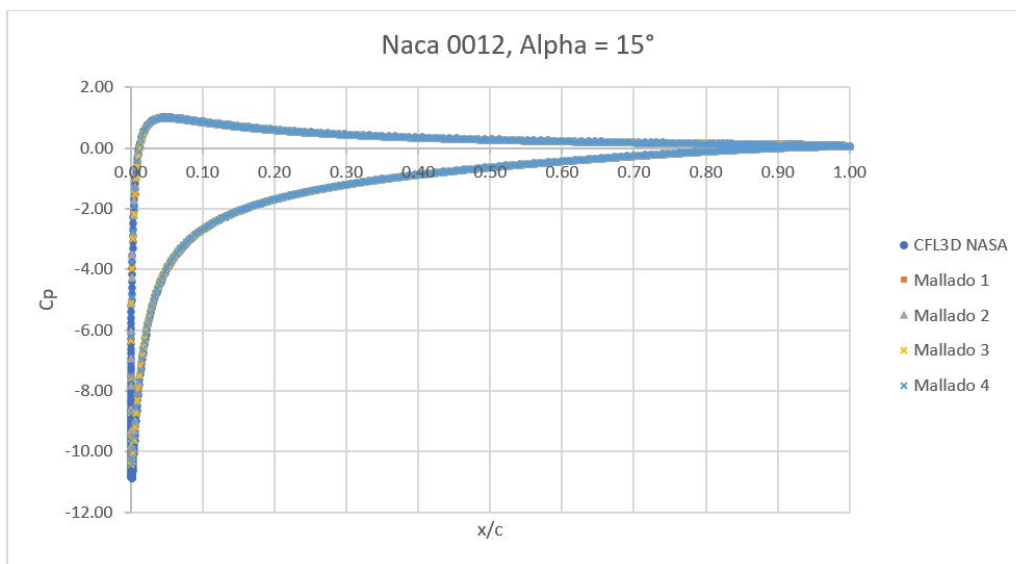


Figura 36: C_p vs x/c para alpha 15.

	CL (alpha=0)	CL (alpha=10)	CL (alpha=15)	CD (alpha=0)	CD (alpha=10)	CD (alpha=15)
CFL3D	Aprox 0	1.0778	1.5068	0.008094	0.01236	0.02219
Mallado1	4.1465E-8	1.0517	1.4781	0.00817	0.01497	0.0262
Mallado2	7.5812E-9	1.0509	1.4761	0.008179	0.01491	0.02609
Mallado3	-2.2318E-8	1.0591	1.4854	0.00817	0.01384	0.02423
Mallado4	5.3222E-7	1.0579	1.4814	0.008173	0.01383	0.02432

Tabla 2: Resultados de CL y CD para cada ángulo.

Errores %	CL (alpha=0)	CL (alpha=10)	CL (alpha=15)	CD (alpha=0)	CD (alpha=10)	CD (alpha=15)
Error M1	Aprox 0	2.42	1.9	0.94	21.12	18.07
Error M2	-	2.49	2.04	1.05	20.63	17.58
Error M3	-	1.74	1.42	0.94	11.97	9.19
Error M4	-	1.85	1.69	0.97	11.89	9.59

Tabla 3: Errores porcentuales de cada mallado

Como se expone en los resultados obtenidos, estos son bastante aceptables. Para el caso del coeficiente de presión, no se presenta diferencias significativas entre mallados en comparación con el resultado del estudio de validación. Para los casos de coeficiente de sustentación y arrastre, si se presenta pequeñas variaciones, las cuales se hacen notar entre los mallados 1 y 2 en comparación con los mallados 3 y 4, debido a que su geometría es distinta. Los mallados 1 y 2 cuentan con una distancia de 10 metros entre el borde de ataque y la zona de salida de la bala. Para los mallados 3 y 4, estos cuentan con una distancia de 20 metros entre el borde de ataque y la zona de salida de la bala.

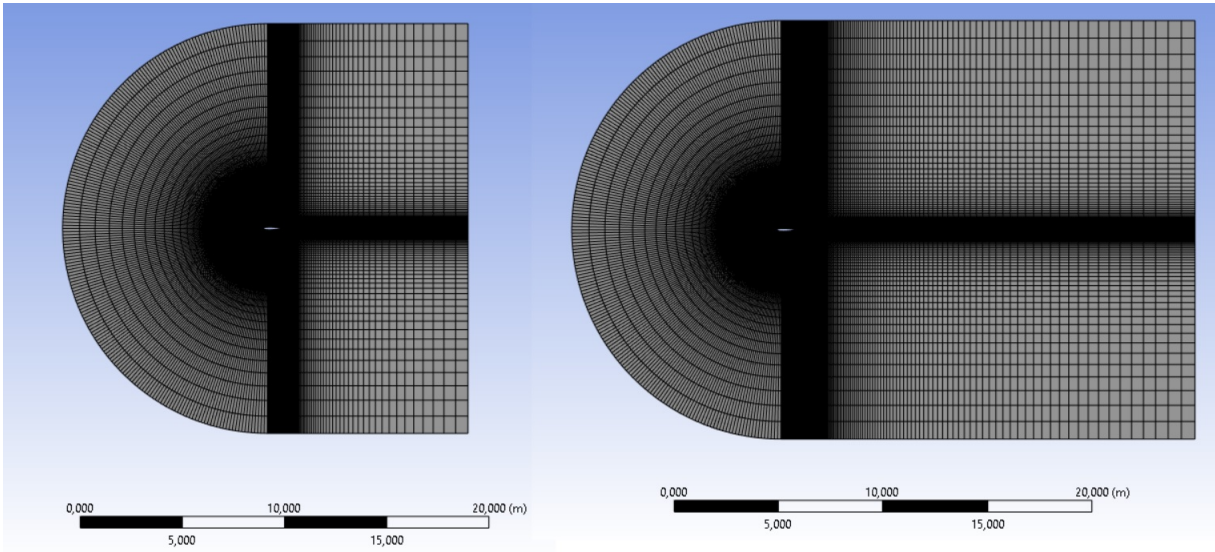


Figura 37: Diferencias de tamaño de Mallado 1 y 2 en comparación con 3 y 4.

Una de las razones que hay que tener en consideración es que ocurre un efecto de presión adversa en los ángulos mas elevados entre 10 y 15 grados para los mallados 1 y 2. Esto puede estar afectando las simulaciones y de esta manera las diferencias considerables entre los resultados en los ángulos mas elevados. En la siguiente figura se puede apreciar.

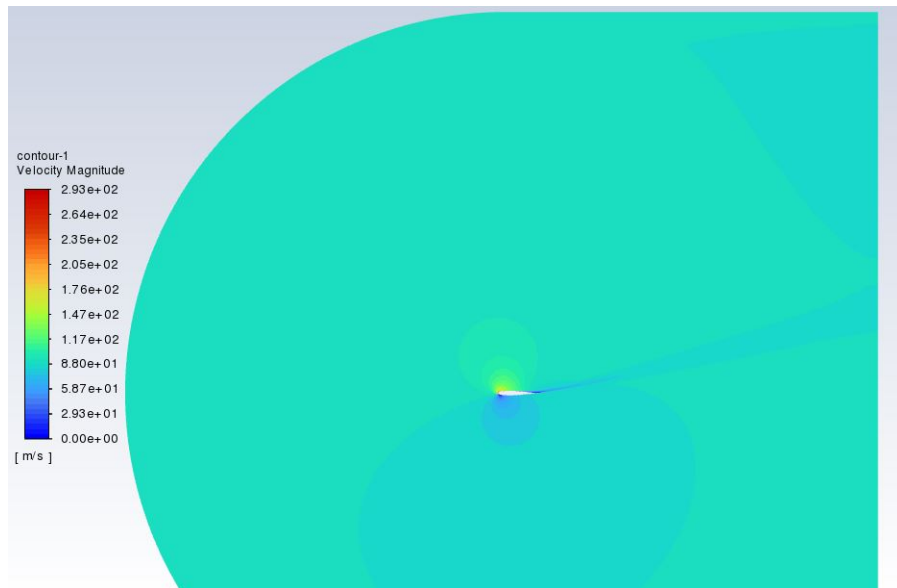


Figura 38: Campo de velocidad para Mallado 1 con alpha 15.

Una vez analizados los datos y comparaciones con el estudio de validación, se concluye que el mallado a utilizar en las siguientes simulaciones será el mallado 3, ya que presenta resultados y errores porcentuales aceptables. Además debido a que el mallado 3 y mallado 4 han entregados resultados prácticamente similares, solo los diferencia la carga computacional requerida, en este sentido lo más lógico es utilizar el mallado 3 debido a su precisión y menos carga computacional en comparación con el mallado 4.

8.4. Mallado con deflexión

En esta sección busca obtener las diferencias numéricas obtenidas en el análisis expuesto anteriormente con el del mismo perfil aerodinámico y mallado pero esta vez con deflexión. Para esto se utilizaran las mismas condiciones de contorno estacionarios y los mismos ángulos de ataque utilizados en el estudio de la NASA.

- Flujo incompresible y estacionario ($Ma < 0.3$)
- Modelo de turbulencia: $k - \omega$ SST
- Numero de Reynolds (Re): 6000000
- Densidad aire (ρ) : $1,225 \text{ kg/m}^3$
- Largo de perfil aerodinámico: 1 m
- Viscosidad dinámica (μ) : $1,81\text{E-}5 \text{ kg/(m} \cdot \text{s)}$
- Velocidad (u) : 88,65 m/s
- $Y+ < 1$

A continuación se describen las ecuaciones utilizadas para realizar la deformación del perfil aerodinámico. En donde primero se utilizó la herramienta Airfoil Tools [27] para realizar el perfil NACA0012 sin deflexión, la cual se ha utilizado en la sección anterior. Estas ecuaciones nos permiten describir la curva del perfil aerodinámico para cualquier perfil NACA de cuatro dígitos.

	Front ($0 \leq x < p$)	Back ($p \leq x \leq 1$)
Camber	$y_c = \frac{M}{p^2} (2Px - x^2)$	$y_c = \frac{M}{(1-p)^2} (1 - 2P + 2Px - x^2)$
Gradient	$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2M}{p^2} (P - x)$	$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2M}{(1-p)^2} (P - x)$

The thickness distribution is given by the equation:

$$y_t = \frac{T}{0.2} (a_0 x^{0.5} + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4)$$

Where:

$$\begin{aligned} a_0 &= 0.2969 & a_1 &= -0.126 & a_2 &= -0.3516 & a_3 &= 0.2843 \\ a_4 &= -0.1015 \text{ or } -0.1036 & & & & & & \text{for a closed trailing edge} \end{aligned}$$

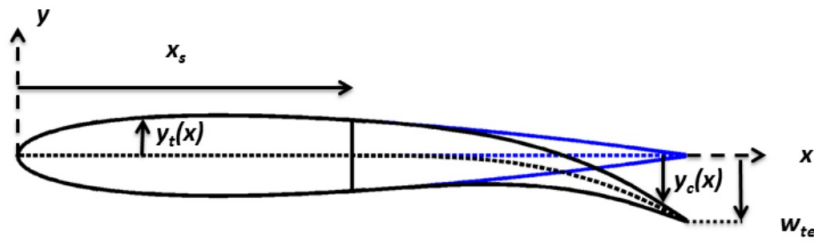
$$\theta = \text{atan} \left(\frac{dy_c}{dx} \right)$$

$$\text{Upper Surface} \quad x_u = x_c - y_t \sin(\theta) \quad y_u = y_c + y_t \cos(\theta)$$

$$\text{Lower Surface} \quad x_l = x_c + y_t \sin(\theta) \quad y_l = y_c - y_t \cos(\theta)$$

Figura 39: Ecuaciones para curva de perfil aerodinámico.

Una vez obtenido la curva para el perfil NACA sin deflexión se procede a calcular la deflexión para dicho perfil. Para la deflexión se utilizó la siguiente ecuación [28], en donde se debe definir el valor de la deflexión y el porcentaje del tramo del área morfoadaptable. Para este estudio se utilizará un valor de 40 % del borde de salida del perfil, el cual fue ya estudiado previamente en el trabajo de Título de Álvaro Piña [24].



$$y_c = \begin{cases} 0, & 0 \leq x \leq x_s \\ \frac{-w_{te}}{(1-x_s)^3} (x - x_s)^3, & x_s \leq x \leq 1 \end{cases}$$

Figura 40: Ecuaciones para curva de deflexión perfil aerodinámico.

A continuación se presentan los resultados obtenidos para simulaciones estacionarias en donde se busca comparar los resultados del estudio de la NASA y los obtenidos anteriormente con el perfil sin deflexión, con los resultados con deflexión. Los resultados obtenidos se presentan en la siguiente tabla.

	CL (alpha=0)	CL (alpha=10)	CL (alpha=15)	CD (alpha=0)	CD (alpha=10)	CD (alpha=15)
Estudio NASA	Aprox 0	1.0778	1.5068	0.008094	0.01236	0.02219
Mallado 3 Sin deflexión	1E-8	1.0591	1.4854	0.008172	0.01384	0.02423
Mallado 3 Con deflexión Metodo SIMPLE	0.297462	1.25701	1.61973	0.0085935	0.0161431	0.0280594
Mallado 3 Con deflexión Metodo COUPLE	0.29748	1.26606	1.622912	0.008592	0.0164961	0.0291055

Los resultados obtenidos con una deflexión negativa de 0.02 metros, son los esperados, ya que se espera un aumento en la sustentación al presentarse una deflexión negativa en el perfil aerodinámico. Además se realizó una comparación de las simulaciones realizadas con el método SIMPLE y método COUPLE para flujos estacionarios, con el fin de probar estabilidad en ambos métodos, obteniendo valores bastante similares.

8.5. Mallado con flujo Transiente

En esta sección se busca comparar el comportamiento del mallado en simulaciones con flujo transiente, bajo las mismas condiciones de contorno expuestas en el estudio de la NASA. Por consiguiente, se busca comparar los resultados de las simulaciones sin deflexión con flujos estacionarios con los resultados sin deflexión con flujos transientes. También para el caso con deflexión negativa de 0.02 metros para flujos estacionarios y flujos transientes. Los resultados obtenidos se presentan en la siguiente tabla.

	CL alpha=0	CL alpha=10	CL alpha=15	CD alpha=0	CD alpha=10	CD alpha=15
Estacionario Sin deflexión	1E-8	1.0591	1.4854	0.008172	0.01384	0.02423
Transiente Sin deflexión	1.9E-8	1.05949	1.4866	0.008172	0.01384	0.024153
Estacionario Con deflexión	0.29748	1.26606	1.622912	0.008592	0.0164961	0.0291055
Transiente Con deflexión	0.297455	1.266178	1.62295	0.0085935	0.016498	0.029109

Los resultados obtenidos son bastante consistentes. Notamos que el mallado nos entrega resultados similares para los casos estacionarios como también para los casos transientes. Las simulaciones realizadas de tipo transiente tienen un comportamiento estable y debido a la similitud de resultados con las simulaciones estacionarias, las cuales convergen más rápido, podemos decir que los resultados son bastante precisos. Dicho lo anterior, podemos afirmar que el mallado utilizado funciona de manera correcta, por lo que se continuará este estudio utilizando este mallado pero con distintas condiciones de contorno y distintos tipos de deflexiones.

9. Perfiles aerodinámicos a estudiar

A continuación se presentan los perfiles simétricos y asimétricos los cuales se trabajaran en las siguientes simulaciones. Con el fin de continuar el desarrollo de trabajos de titulación anteriores en donde se estudio en detalle los distintos perfiles aerodinámico y sus características, se procederá a utilizar el perfil simétrico NACA 0012, el cual fue utilizado en el trabajo de Joaquín Bordachar, en donde se trabajo con distintas deformaciones con flujos estacionarios y de transición de bajo Reynolds. Para el perfil asimétrico se utilizara el perfil NACA 4415, el cual fue estudiado en el trabajo de titulo de Álvaro Piña, en donde se trabajo con flujos estacionarios y turbulentos de Reynolds bajo 500000. En este ultimo estudio junto al trabajo de titulo de Natalia Contreras, en donde se estudió la capacidad de deflexión de distintos materiales, se considero una deformación en la zona de salida de 2 % .

- Perfil Simétrico: NACA 0012

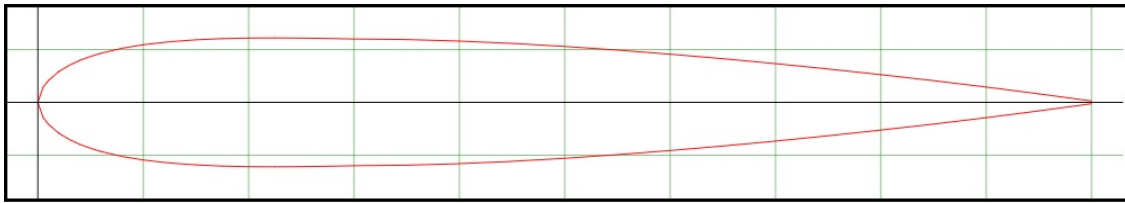


Figura 41: Curva de perfil NACA 0012.

- Perfil Asimétrico: NACA 4415

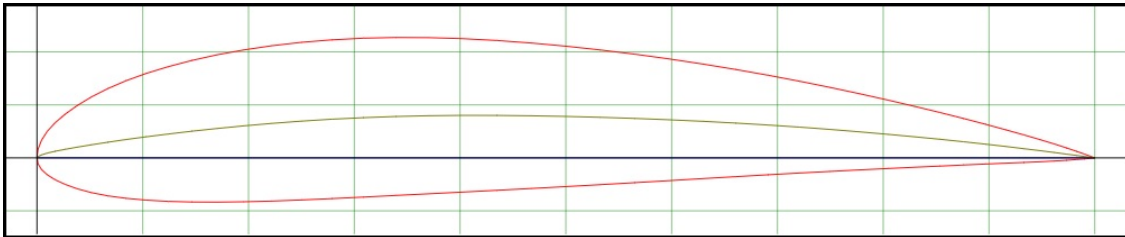


Figura 42: Curva de perfil NACA 4415.

10. Condiciones de Contorno

Las condiciones de contorno a utilizar simulan flujos turbulentos con velocidades extremas que pueden llegar a presentarse en la Patagonia en la Región de Magallanes. Debido a que estas velocidades no alcanzan el 30 % de la velocidad del sonido ($Ma < 0.3$) se considerará flujo incompresible. A continuación se presentan las variables utilizadas para las condiciones de contorno.

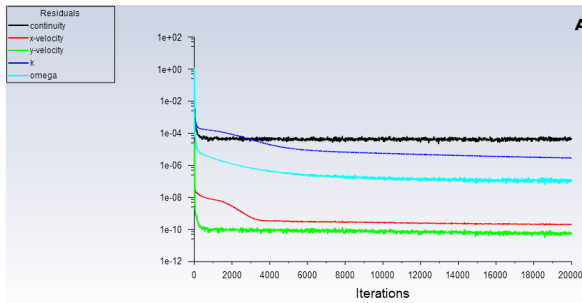
- Flujo incompresible y transitorio
- Modelo de turbulencia $k - w$ SST
- Numero de Reynolds (Re): 2000000
- Densidad aire (ρ) : 1.225 kg/m^3
- Largo característico del perfil aerodinámico : 1 m
- Viscosidad dinámica (μ) : $1.789\text{E-}5 \text{ kg/(m} \cdot \text{s)}$
- Velocidad (u): 29.22 m/s
- $Y+ < 1$

Para las simulaciones que se presentaran a continuación se utilizó la siguiente configuración. En donde cada simulación tomo un tiempo aproximado de 4 horas y 30 minutos, a excepción de algunas simulaciones que cumplieron con el criterio de convergencia antes de tiempo.

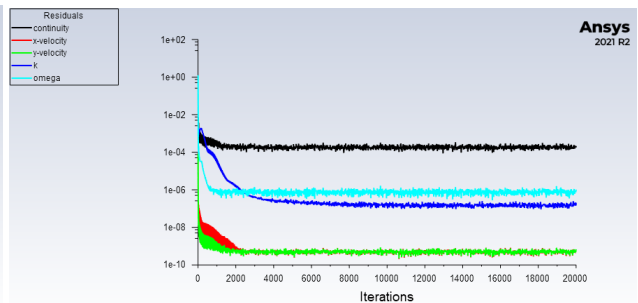
- Doble Precisión
- Modelo de turbulencia $k - w$ SST
- Método Couple de segundo orden (upwind)
- Criterio de convergencia de residuales: 10^{-6}
- Número de pasos: 1000
- Número de iteraciones por paso: 20
- Paso de Tiempo: 0,01
- Número total de iteraciones: 20000

11. Simulaciones Transientes para NACA0012 sin deflexión

A continuación se presenta las simulaciones del perfil NACA 0012, para ángulos de ataque de 0, 3, 5, 7, 10, 12 y 15 grados (Ver Anexo para detalles por ángulo).



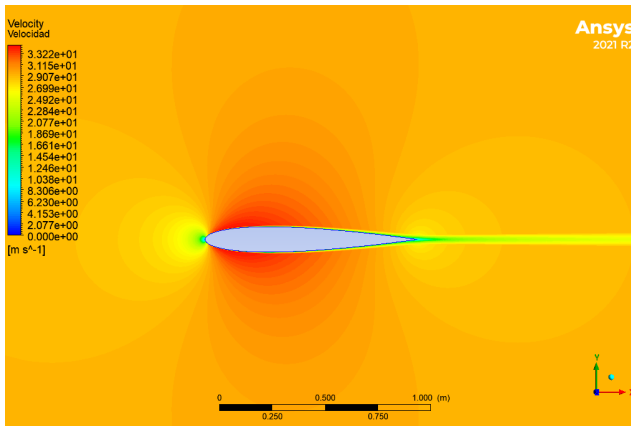
(a) Residuales ángulo 0



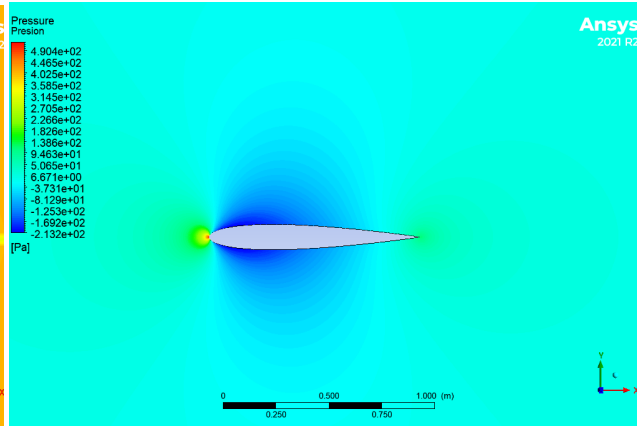
(b) Residuales ángulo 15

Figura 43: Residuales NACA 0012 sin deflexión

Podemos observar que el comportamiento de los residuales (Figura 43) es estable y convergen a lo largo de las iteraciones. Este comportamiento se ve repetido en todas las simulaciones posteriores tanto para el perfil simétrico como asimétrico para todos los ángulos de ataque estudiados.



(a) Contorno Velocidad ángulo 0°



(b) Contorno Presión ángulo 0°

Figura 44: Contorno de Velocidad y Presión

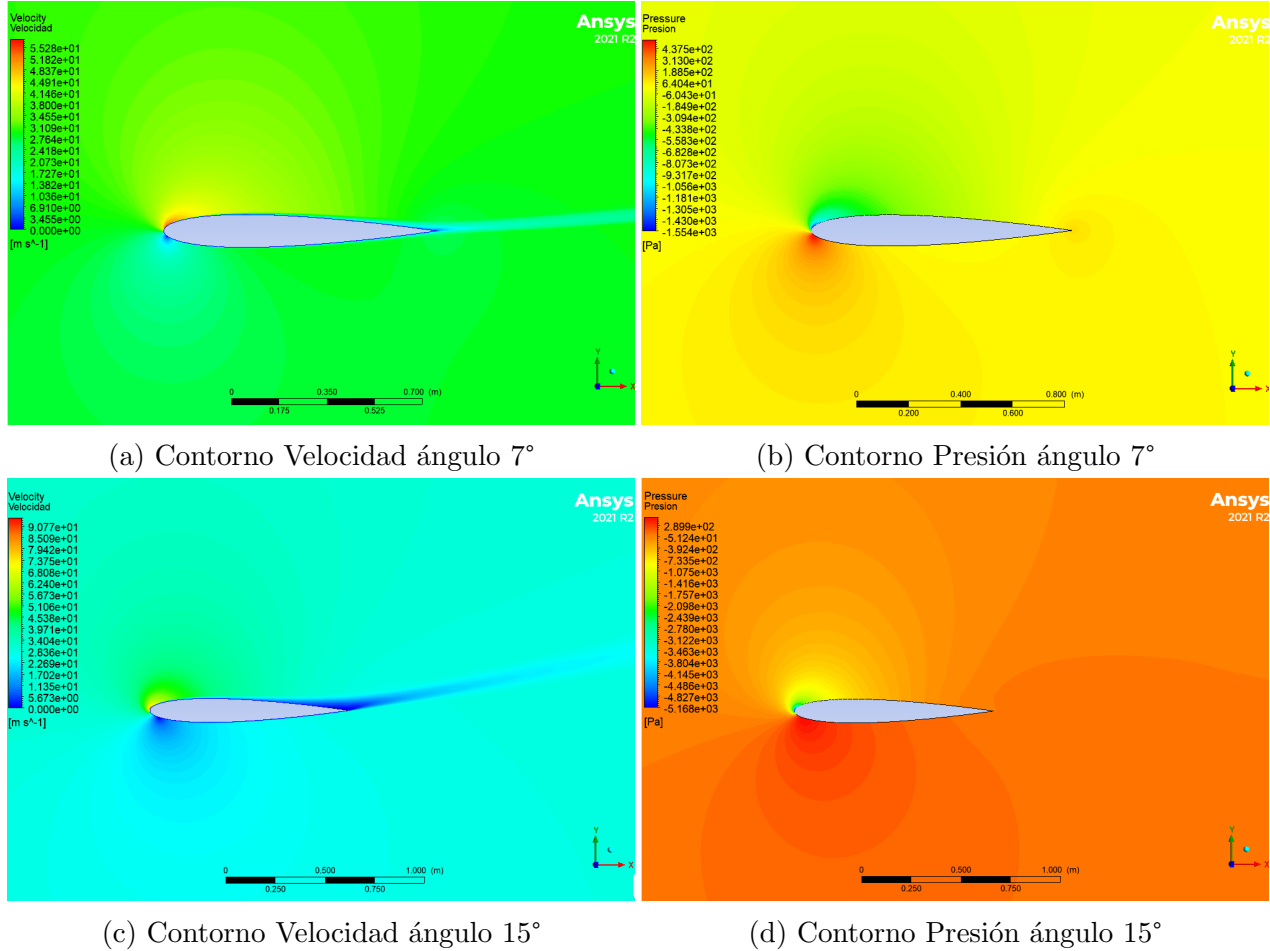


Figura 45: Contorno de Velocidad y Presión

Alpha	Drag	Lift
0	1,98E-08	0,0097847
3	0,010302571	0,32104566
5	0,011256605	0,53256703
7	0,012768248	0,720731
10	0,016387921	1,0345419
12	0,020143315	1,2121929
15	0,029857507	1,419353

Tabla 4: Resultados de coeficiente de arrastre y sustentación para NACA 0012 sin deflexión obtenido para cada ángulo.

Los resultados son los esperados. Para el perfil simétrico con un ángulo de ataque de 0°

este presenta coeficientes de sustentación bajos y coeficientes de arrastre aproximadamente nulos. Para ángulos superiores a 0° comienza un aumento proporcional de coeficientes con respecto a su respectivo ángulo. En el apartado de Anexo se presentan los contornos de velocidad y presión para cada ángulo estudiado.

12. Simulaciones Transientes para NACA0012 con deflexión

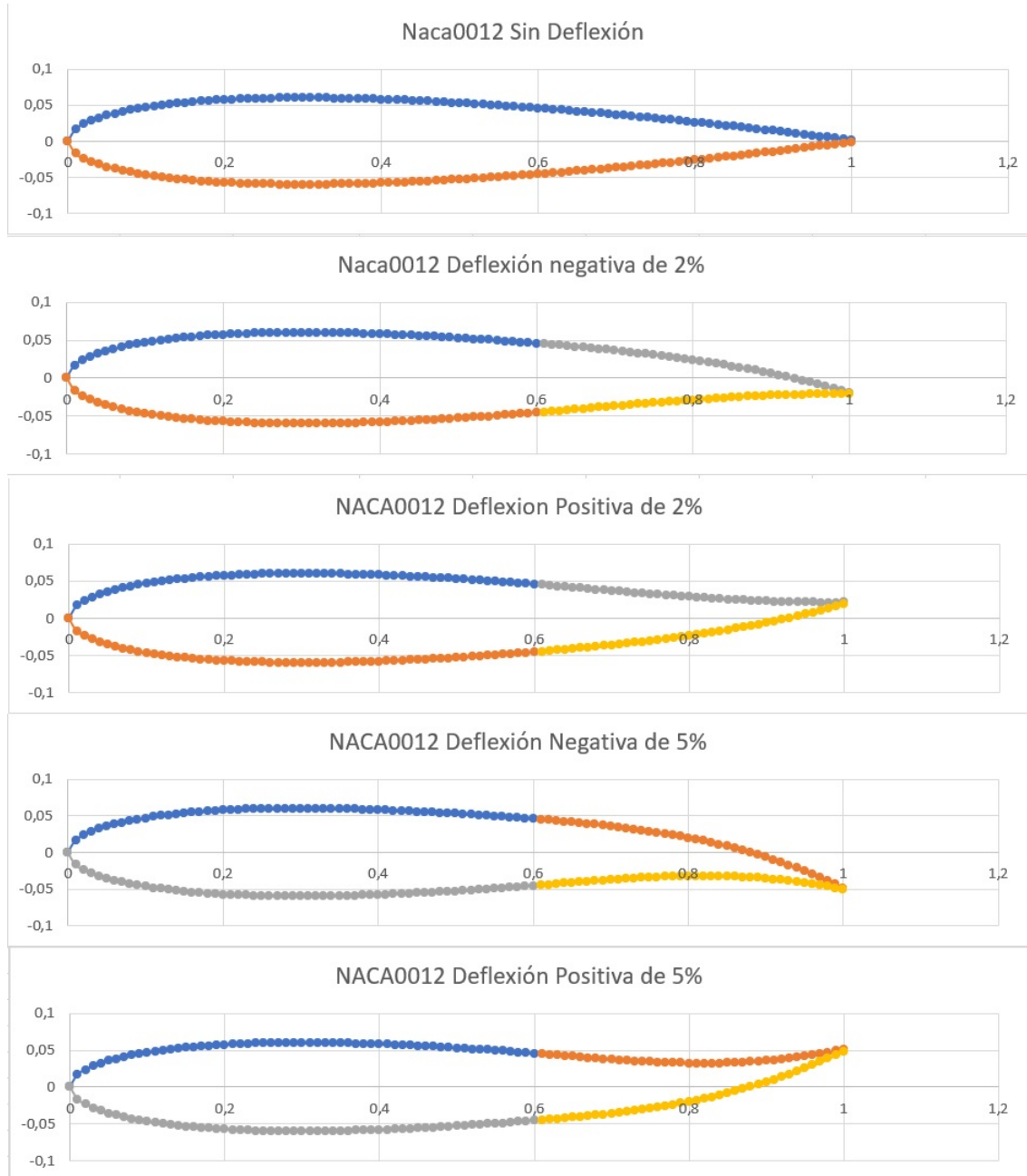


Figura 46: Comparación de curvas de perfil NACA 0012 con y sin deflexión.

12.1. Simulaciones Transientes para NACA0012 con deflexión negativa de 2 %

A continuación se presenta los resultados para las simulaciones del perfil NACA 0012 con deflexión negativa de 0,02, para ángulos de ataque de 0, 3, 5, 7, 10, 12 y 15 grados (Ver Anexo para detalles por ángulo).

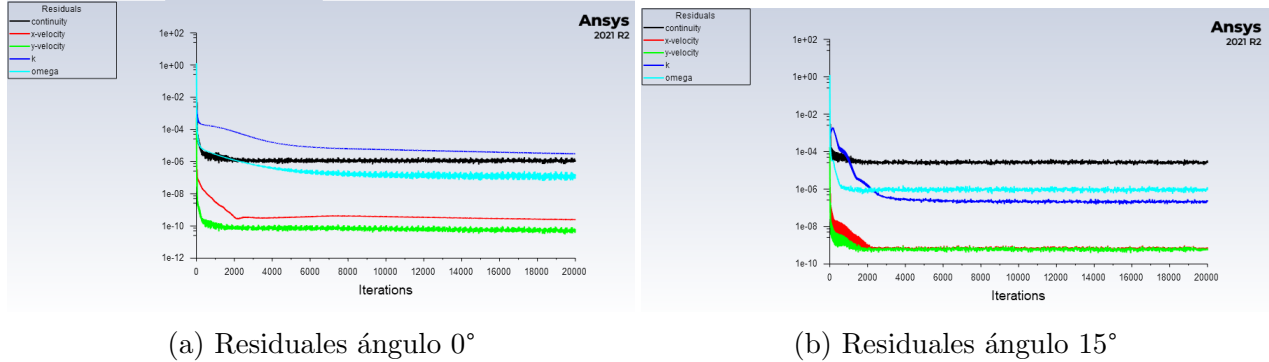


Figura 47: Residuales NACA 0012 deflexión negativa.

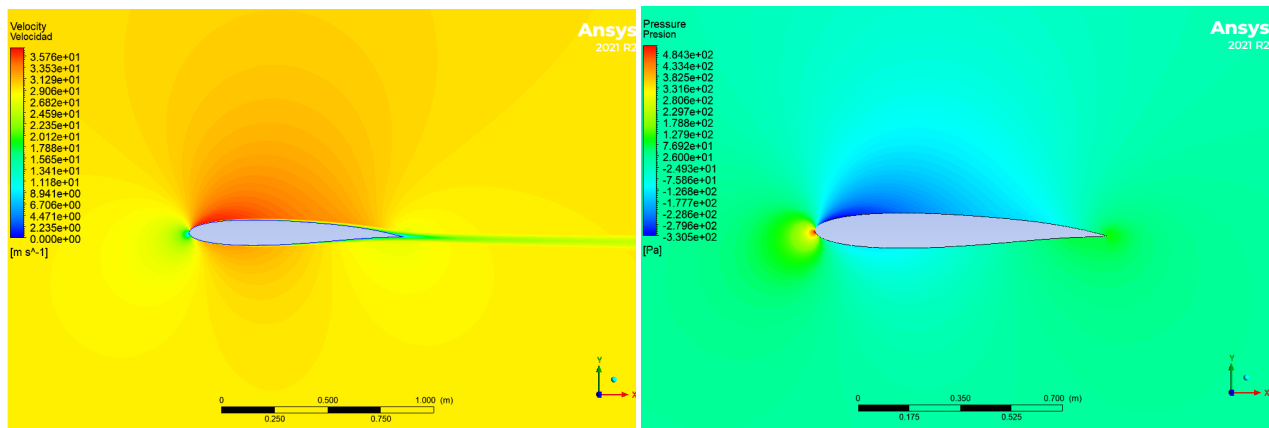


Figura 48: Contorno de Velocidad y Presión

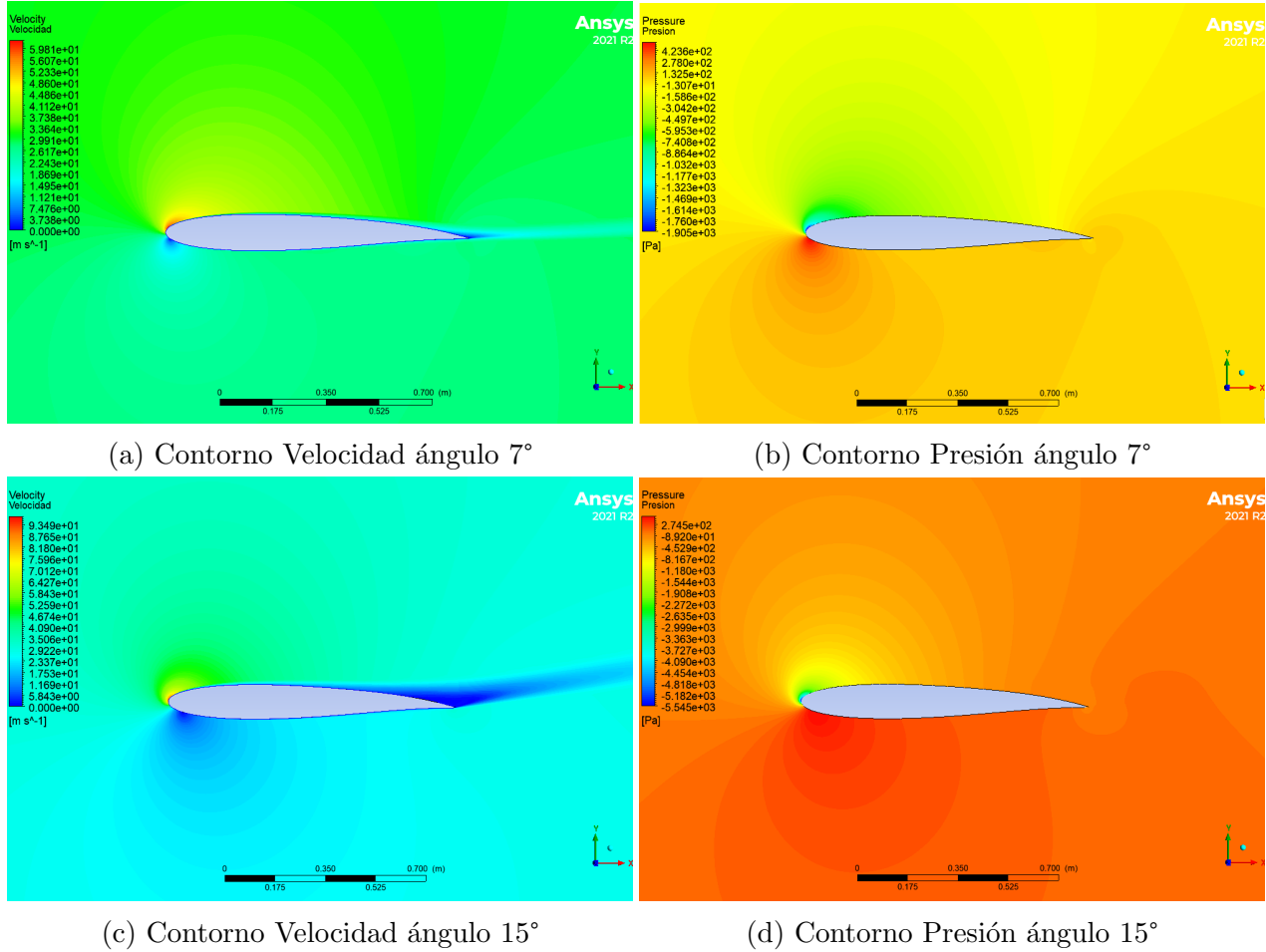


Figura 49: Contorno de Velocidad y Presión

Alpha	Drag	Lift
0	0,010262034	0,29377289
3	0,011509198	0,59736975
5	0,012938826	0,79170697
7	0,014944796	0,97776317
10	0,019474072	1,2367762
12	0,024084207	1,3871019
15	0,036050694	1,5462939

Tabla 5: Resultados coeficiente de arrastre y sustentación para deflexión negativa de 0,02.

Los resultados obtenidos con deflexión negativa son los esperados, se presenta un aumento considerable en los coeficientes de sustentación y en menor medida para los coeficientes de

arrastre, en comparación a los resultados sin deflexión. También se observa en contornos de velocidad a mayor ángulo de ataque este presenta mayor desprendimiento en la zona de salida (Figura 49).

12.2. Simulaciones Transientes para NACA0012 con deflexión positiva de 2 %

A continuación se presenta los resultados para las simulaciones del perfil NACA 0012 con deflexión positiva de 0,02, para ángulos de ataque de 0, 3, 5, 7, 10, 12 y 15 grados (Ver Anexo para detalles por ángulo).

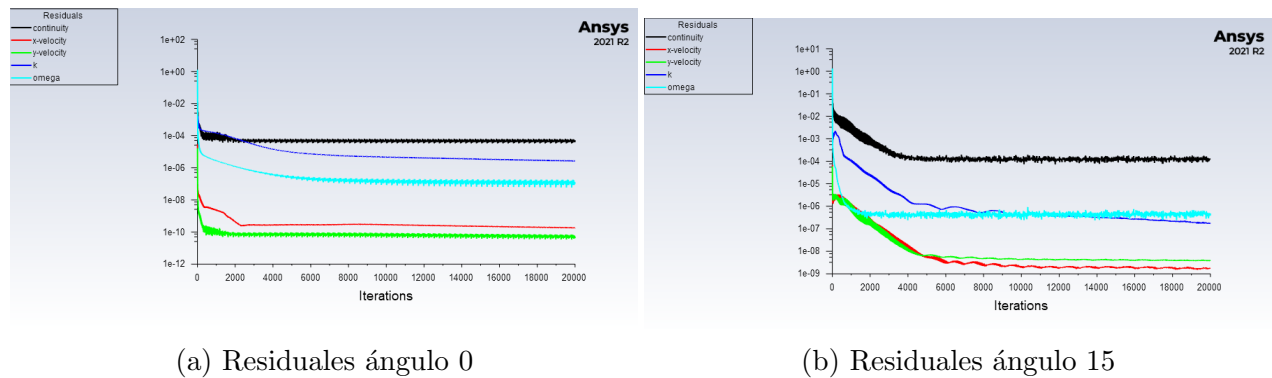


Figura 50: Residuales NACA 0012 deflexión negativa.

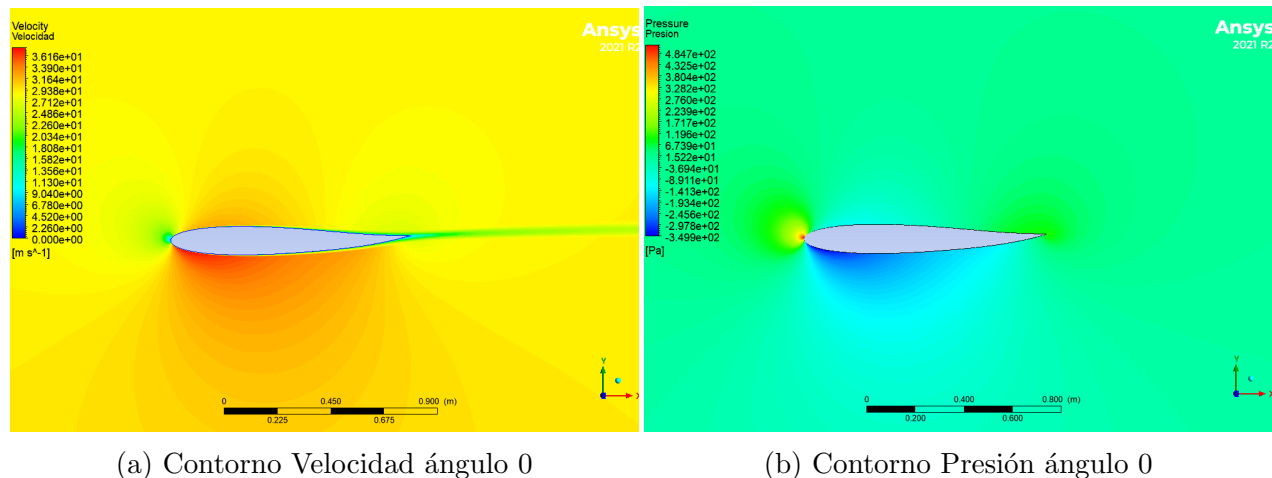


Figura 51: Contorno de Velocidad y Presión

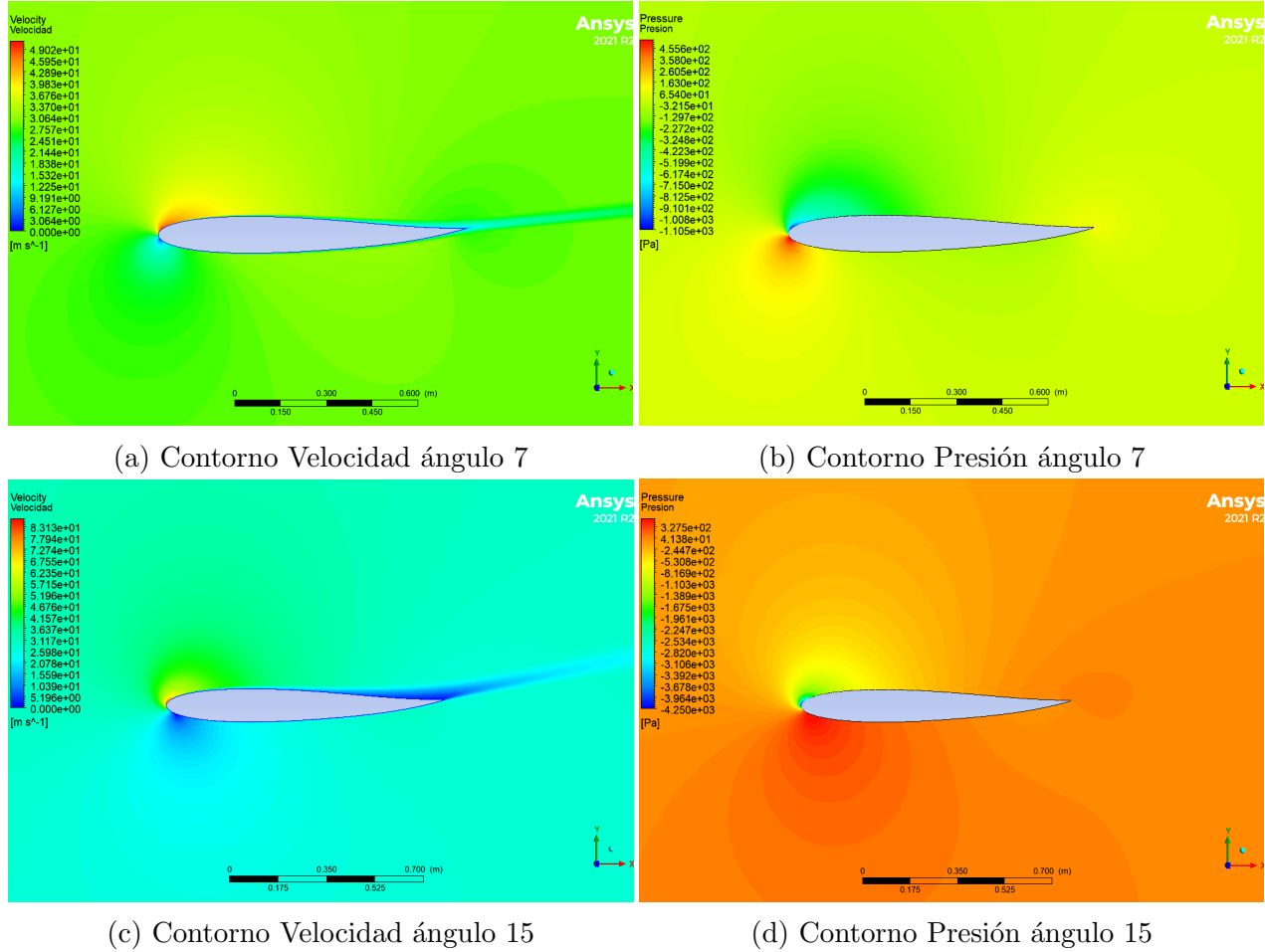


Figura 52: Contorno de Velocidad y Presión

Alpha	Drag	Lift
0	0,010352934	-0,33493495
3	0,010024271	-0,009248836
5	0,010401559	0,20794747
7	0,011309294	0,42262564
10	0,013868496	0,73268784
12	0,016663871	0,92280001
15	0,023740921	1,1516897

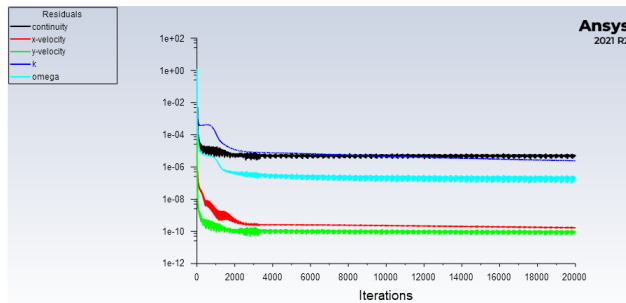
Tabla 6: Resultados de coeficiente de arrastre y sustentación para deflexión positiva de 0,02.

En cuanto a los resultados de la deflexión positiva, estos presentan un comportamiento singular en los ángulos de ataque bajo. Los valores de coeficientes de sustentación negativos

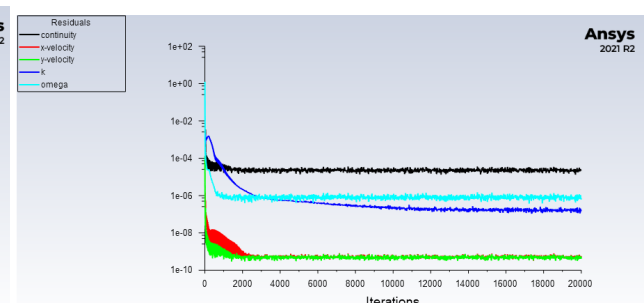
indican un cambio de sentido en dicha fuerza. Este comportamiento se utiliza en la aviación cuando se requiere disminuir la altitud. Los valores obtenidos de coeficientes de sustentación y arrastre se ven disminuidos en comparación con los resultados sin deflexión y con deflexión negativa. En cuanto al desprendimiento de capa limite a ángulos de ataque superiores este se ve disminuido en comparación con la deflexión negativa.

12.3. Simulaciones Transientes para NACA0012 con deflexión negativa de 5 %

A continuación se presenta los resultados para las simulaciones del perfil NACA 0012 con deflexión negativa de 0,05, para ángulos de ataque de 0, 3, 5, 7, 10, 12 y 15 grados (Ver Anexo para detalles por ángulo).

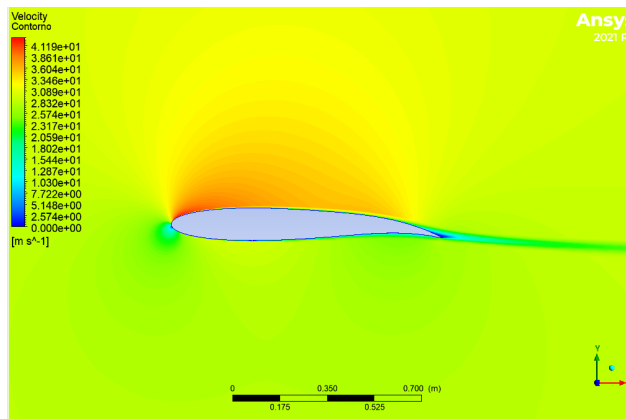


(a) Residuales ángulo 0

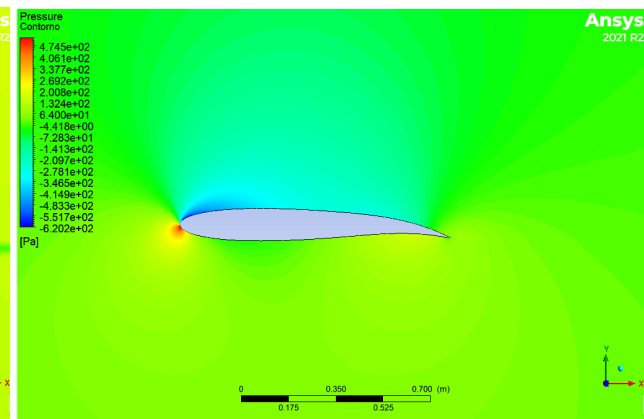


(b) Residuales ángulo 15

Figura 53: Residuales NACA 0012 deflexión negativa.

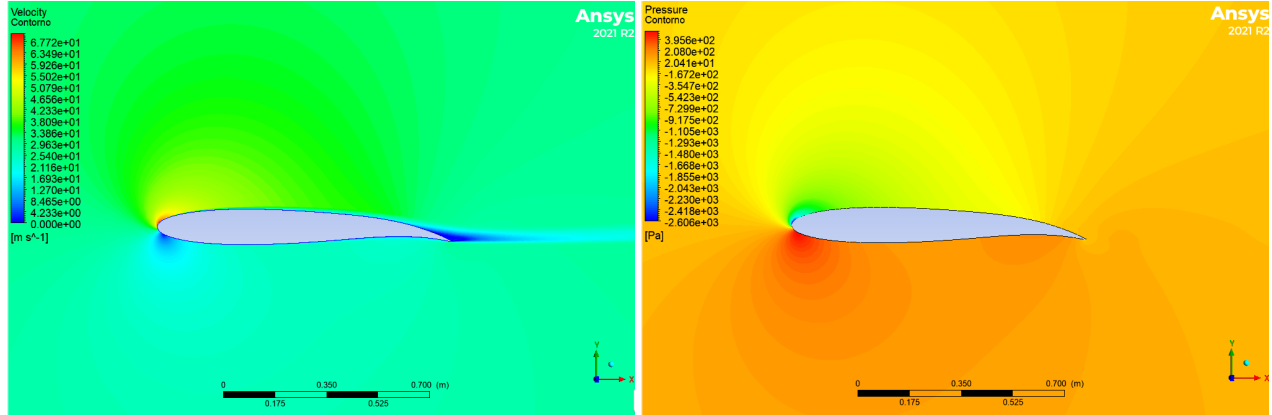


(a) Contorno Velocidad ángulo 0



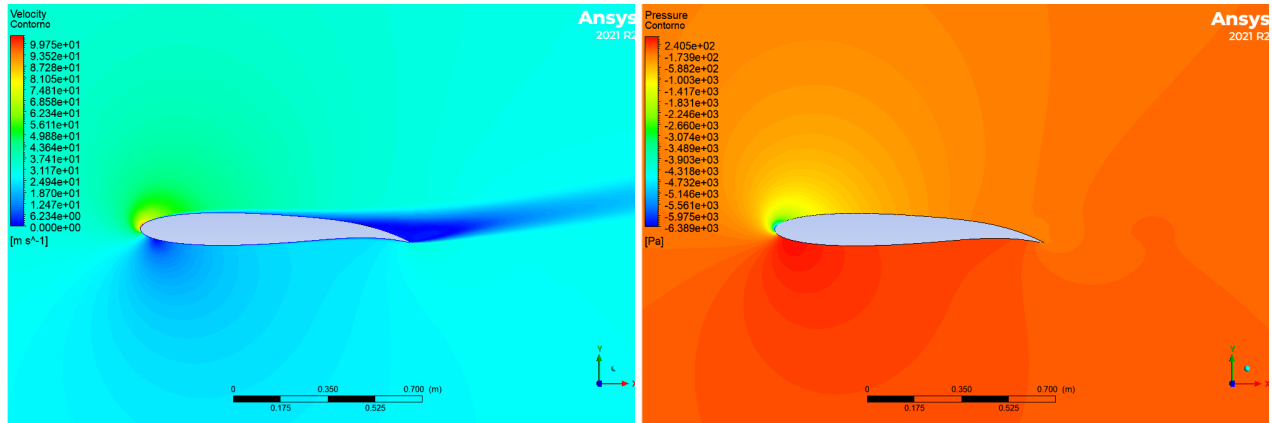
(b) Contorno Presión ángulo 0

Figura 54: Contorno de Velocidad y Presión



(a) Contorno Velocidad ángulo 7

(b) Contorno Presión ángulo 7



(c) Contorno Velocidad ángulo 15

(d) Contorno Presión ángulo 15

Figura 55: Contorno de Velocidad y Presión

Alpha	Drag	Lift
0	0,012468033	0,69519749
3	0,01498591	0,98480788
5	0,017430521	1,1661191
7	0.020618445	1,334071
10	0.027608382	1,5593551
12	0.034544964	1,6818088
15	0.052507383	1,7830172

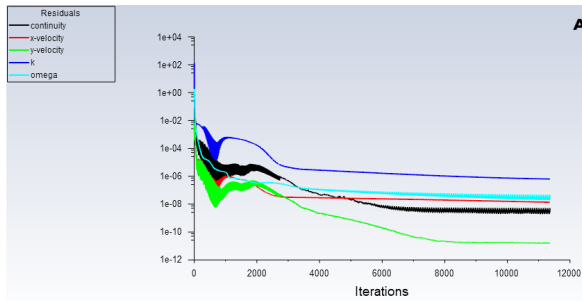
Tabla 7: Resultados de coeficiente de arrastre y sustentación para deflexión negativa de 0,05.

Los resultados obtenidos son los esperados, el aumento de la deflexión negativa produce un aumento tanto del coeficiente de sustentación como el de arrastre, siendo estos valores

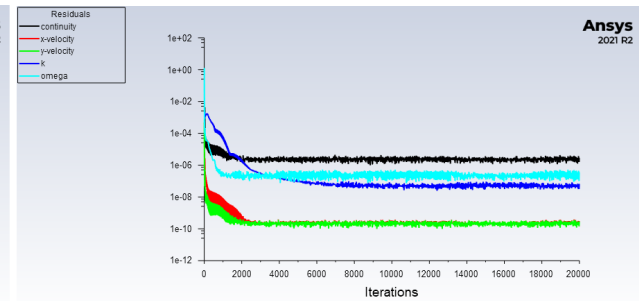
mayores comparados con los resultados de la deflexión negativa de 2 %. (Tabla 5 y 7). En cuanto a los contornos de velocidad se presenta un mayor desprendimiento en comparación con la deflexión negativa de 2 %. (Figura 49 y 55).

13. Simulaciones Transientes para NACA4415 sin deflexión

A continuación se presenta los resultados para las simulaciones del perfil NACA 4415 sin deflexión, para ángulos de ataque de 0, 3, 5, 7, 10, 12 y 15 grados (Ver Anexo para detalles por ángulo).



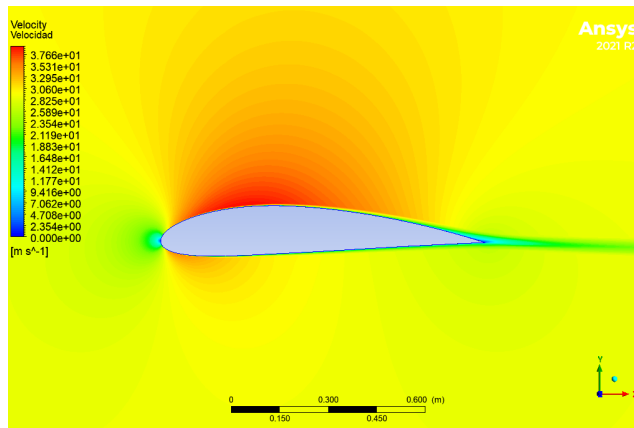
(a) Residuales ángulo 0



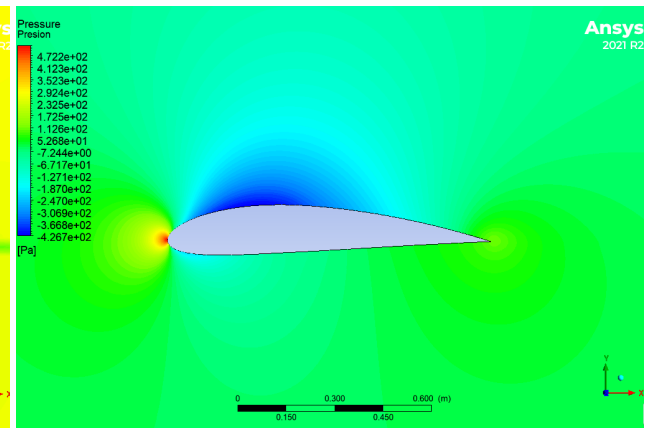
(b) Residuales ángulo 15

Figura 56: Residuales NACA 4415 sin deflexión

Los residuales obtenidos para simulaciones con NACA 4415 sin deflexión son los esperados. Para los ángulos 0, 3 y 5 grados los residuales convergen a las 11500 iteraciones cumpliendo con el criterio de residuales de 10^{-6} .

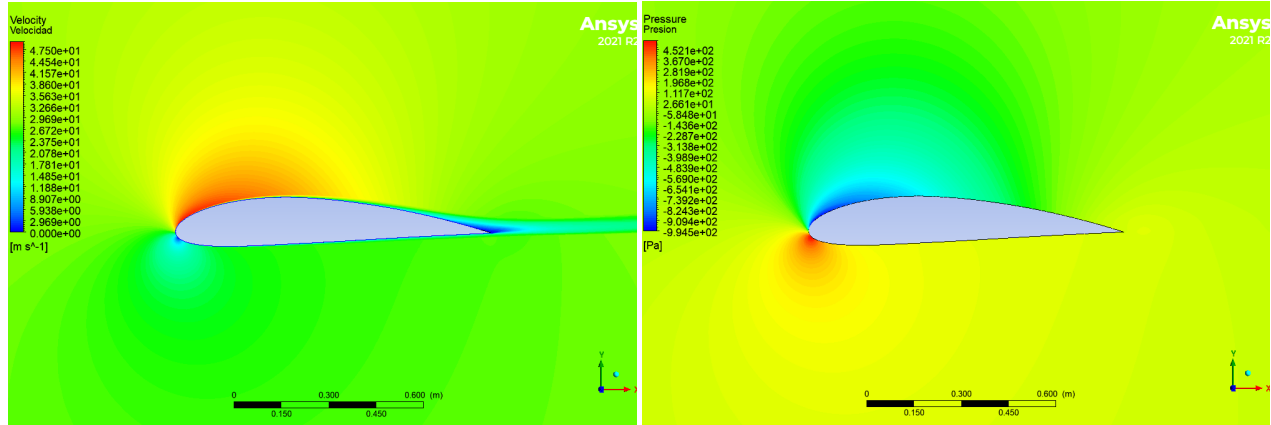


(a) Contorno Velocidad ángulo 0



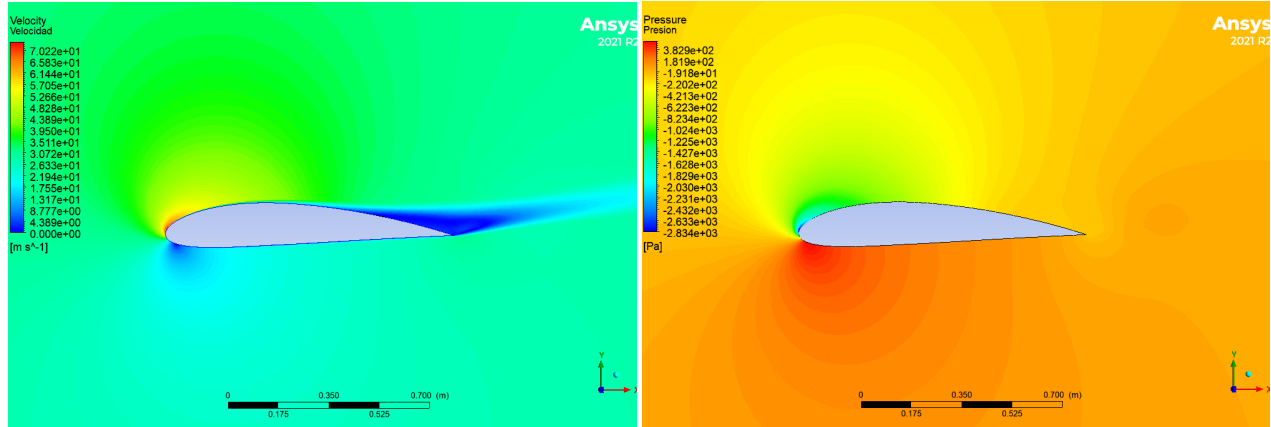
(b) Contorno Presión ángulo 0

Figura 57: Contorno de Velocidad y Presión



(a) Contorno Velocidad ángulo 7

(b) Contorno Presión ángulo 7



(c) Contorno Velocidad ángulo 15

(d) Contorno Presión ángulo 15

Figura 58: Contorno de Velocidad y Presión

Alpha	Drag	Lift
0	0,01138149	0,3988201
3	0,01288095	0,7082567
5	0,01450299	0,90657782
7	0,01674022	1,0947592
10	0,02174536	1,3465997
12	0,02694296	1,4835117
15	0,04069247	1,6127698

Tabla 8: Resultados de coeficiente de arrastre y sustentación para NACA 4415 sin deflexión.

Los resultados obtenidos son los esperados. Debido a su perfil asimétrico, este presenta mayor sustentabilidad en todos sus ángulos de ataque comparado con el perfil simétrico.

14. Simulaciones Transientes para NACA4415 con deflexión

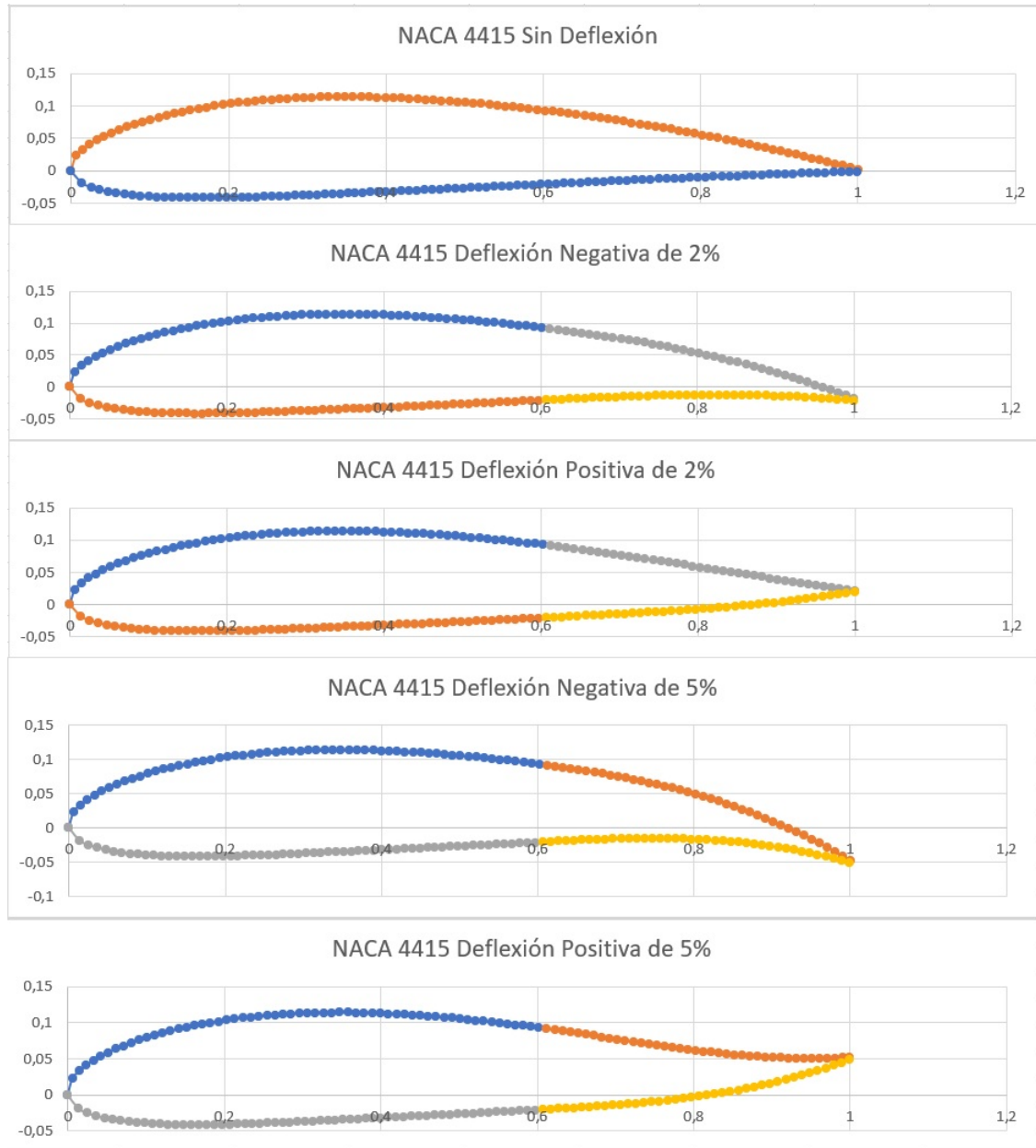


Figura 59: Comparación de curvas de perfil NACA 4415 con y sin deflexión.

14.1. Simulaciones Transientes para NACA4415 con deflexión negativa de 2 %

A continuación se presenta los resultados para las simulaciones del perfil NACA 4415 con deflexión negativa de 0,02, para ángulos de ataque de 0, 3, 5, 7, 10, 12 y 15 grados (Ver Anexo para detalles por ángulo).

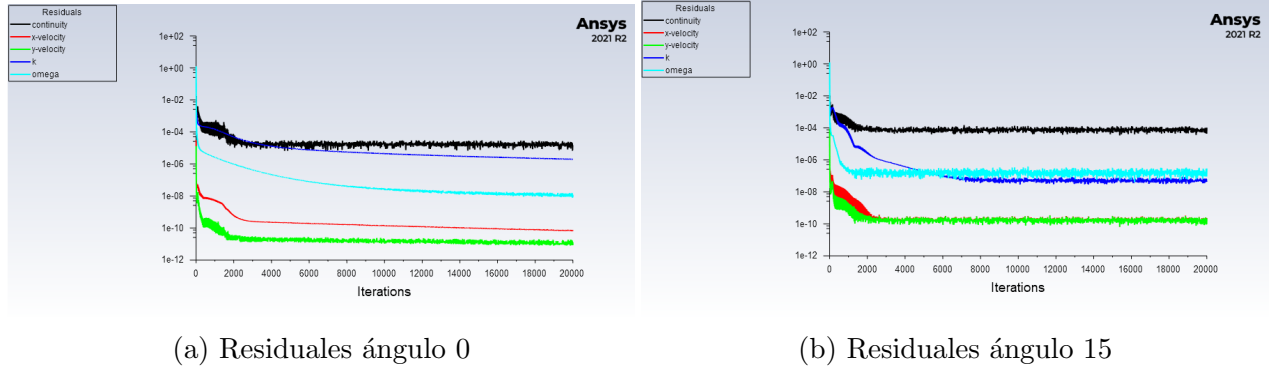


Figura 60: Residuales NACA 4415 deflexión negativa.

En cuanto a los residuales estos son estables y convergen. Este comportamiento se repite para las siguientes simulaciones de NACA 4415.

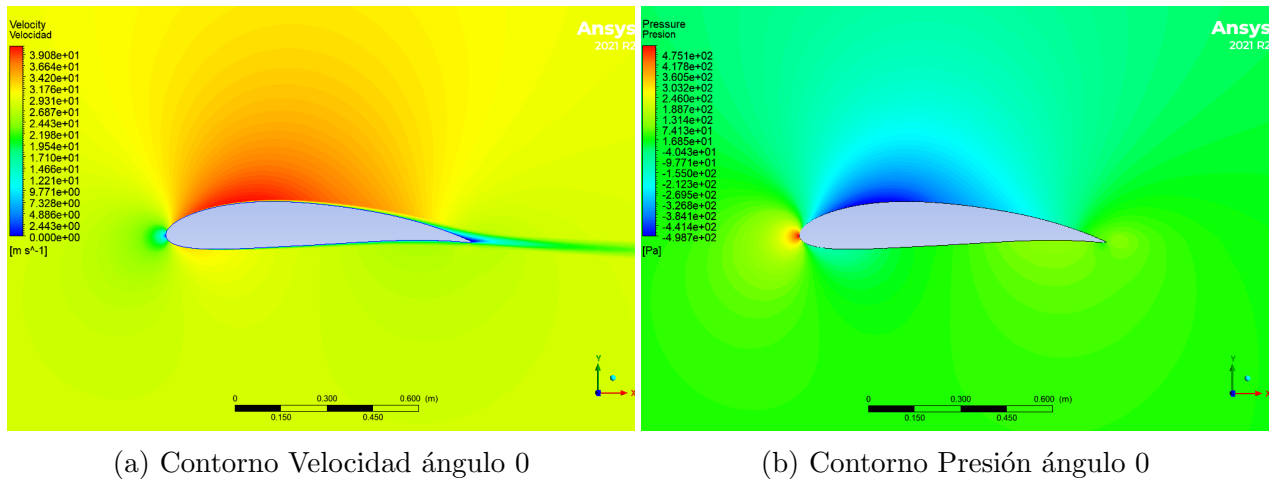


Figura 61: Contorno de Velocidad y Presión

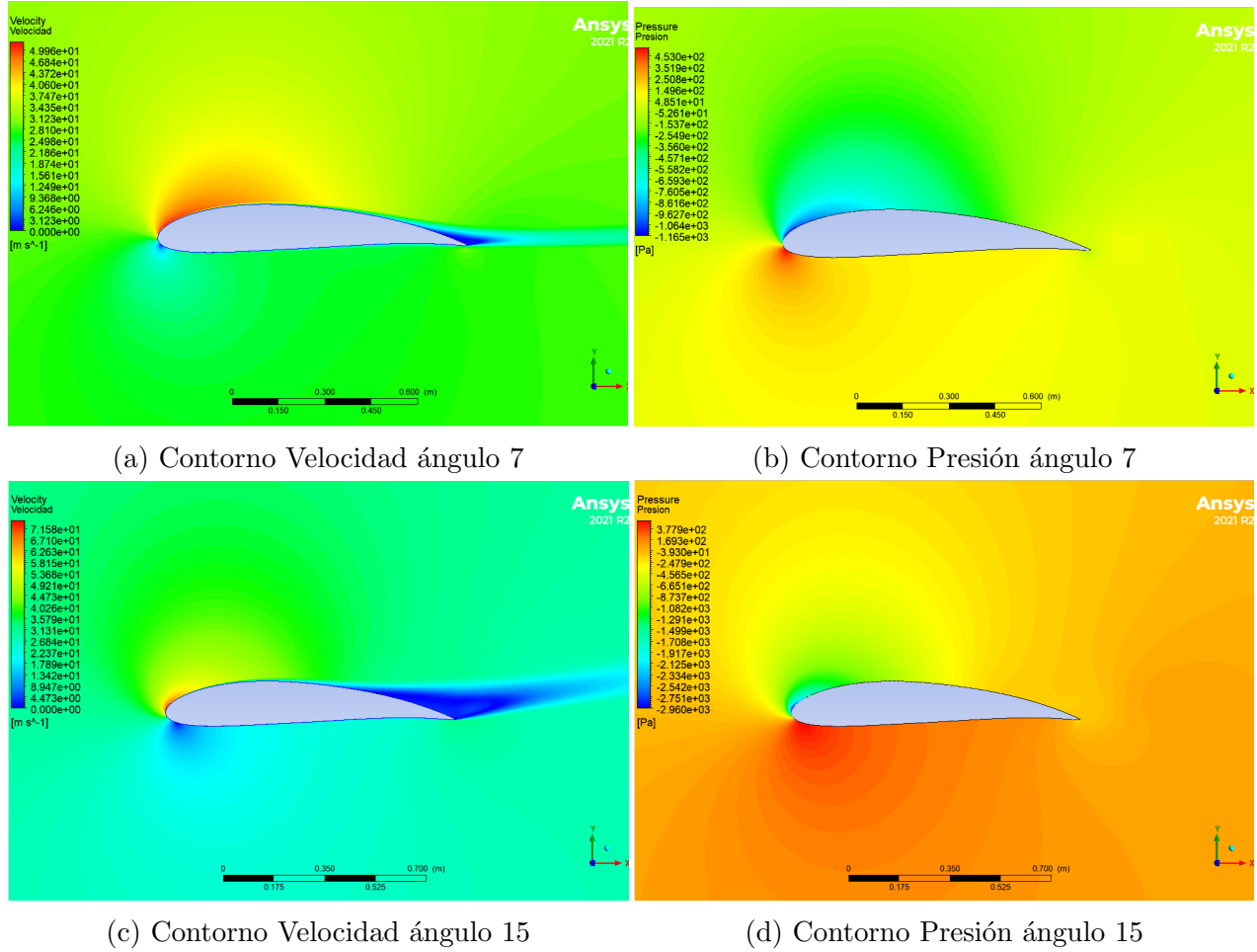


Figura 62: Contorno de Velocidad y Presión

Alpha	Drag	Lift
0	0,01294164	0,63043426
3	0,01518894	0,90866984
5	0,01736046	1,0839498
7	0,02024409	1,2488839
10	0,02647472	1,4681887
12	0,03265499	1,5861101
15	0,04816052	1,6905786

Tabla 9: Resultados de coeficientes de arrastre y sustentación para NACA 4415 con deflexión negativa de 0,02.

Se presenta un aumento considerable en los coeficientes de sustentación y en menor medida

de los coeficientes de arrastre. Se observa en los contornos de velocidad que el desprendimiento de capa límite aumenta, pero no considerablemente con respecto a los resultados sin deflexión de NACA4415. (Figura 58 y 62)

14.2. Simulaciones Transientes para NACA4415 con deflexión positiva de 2%

A continuación se presenta los resultados para las simulaciones del perfil NACA 4415 con deflexión positiva de 0,02, para ángulos de ataque de 0, 3, 5, 7, 10, 12 y 15 grados (Ver Anexo para detalles por ángulo).

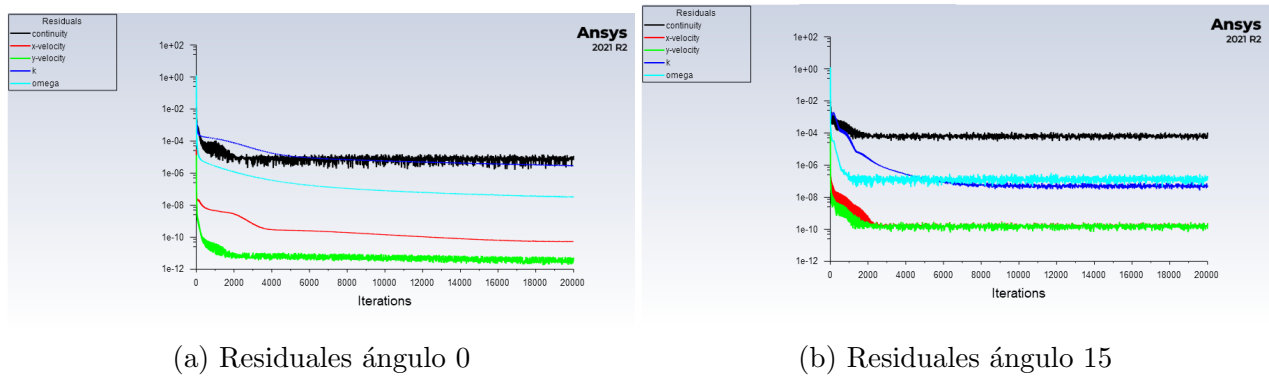


Figura 63: Residuales NACA 4415 deflexión positiva.

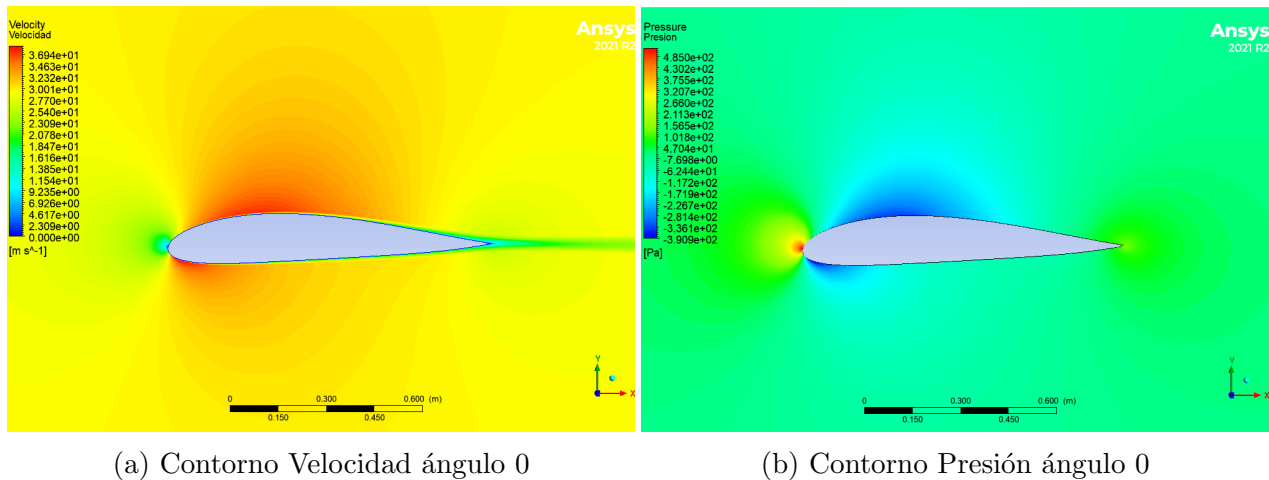


Figura 64: Contorno de Velocidad y Presión

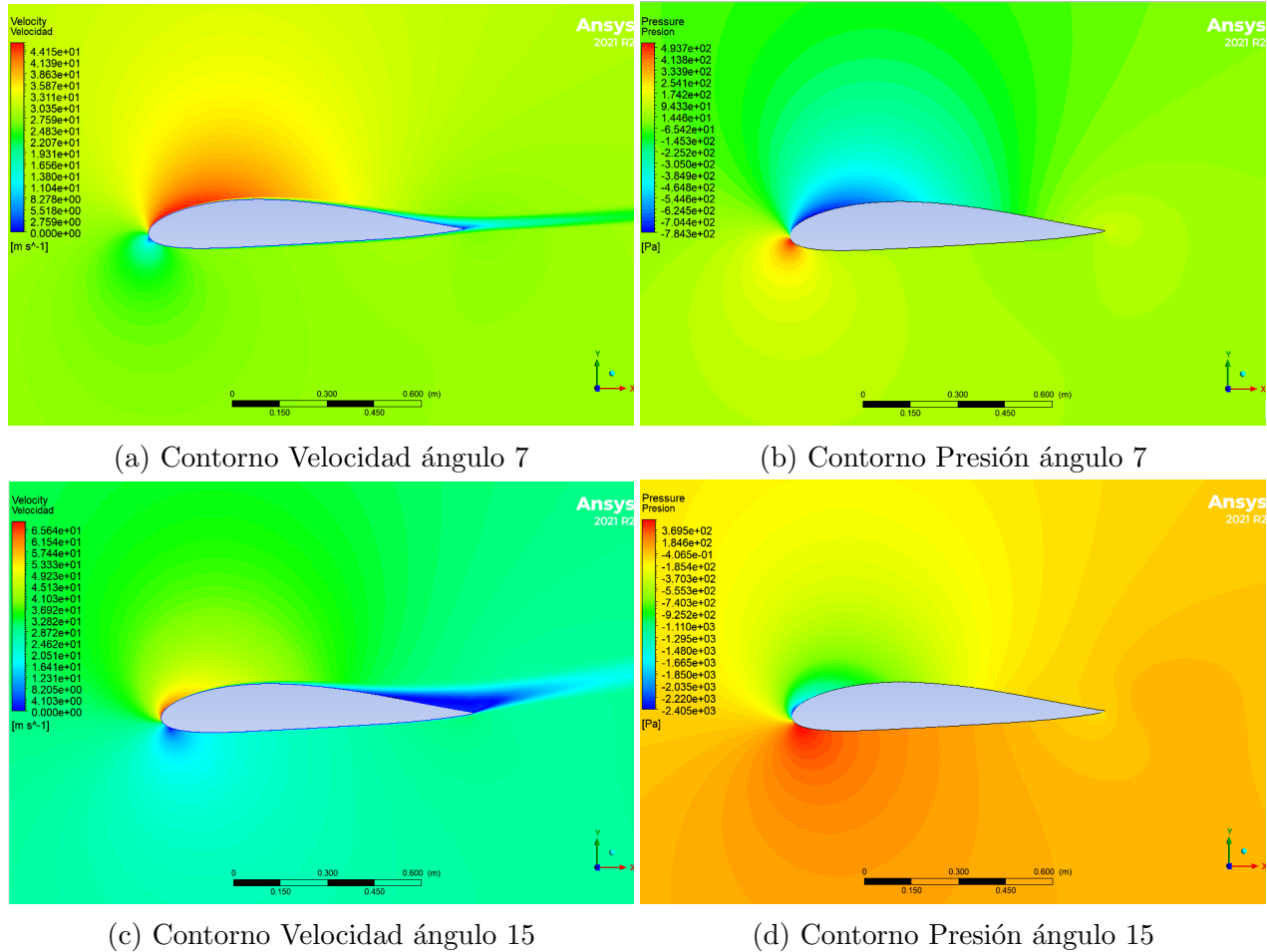


Figura 65: Contorno de Velocidad y Presión

Alpha	Drag	Lift
0	0,01083687	0,10111021
3	0,01152943	0,41761621
5	0,01257059	0,62174368
7	0,01411062	0,81464289
10	0,01762625	1,0740122
12	0,02131151	1,2166285
15	0,03143596	1,3592187

Tabla 10: Resultados de coeficientes de arrastre y sustentación para NACA 4415 con deflexión positiva.

Similar a los resultados con las simulaciones de NACA 0012, para el NACA 4415 la

deflexión positiva presenta una disminución considerable en sus coeficientes de sustentación y arrastre en comparación con las simulaciones para NACA 4415 sin deflexión y con deflexión negativa.

14.3. Simulaciones Transientes para NACA4415 con deflexión negativa de 5 %

A continuación se presenta los resultados para las simulaciones del perfil NACA 4415 con deflexión negativa de 0,05, para ángulos de ataque de 0, 3, 5, 7, 10, 12 y 15 grados (Ver Anexo para detalles por ángulo).

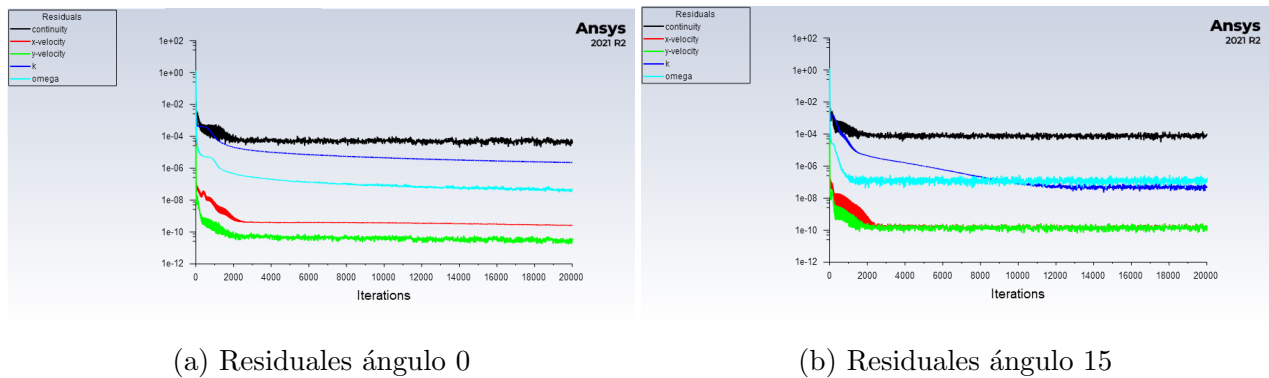


Figura 66: Residuales NACA 4415 deflexión negativa.

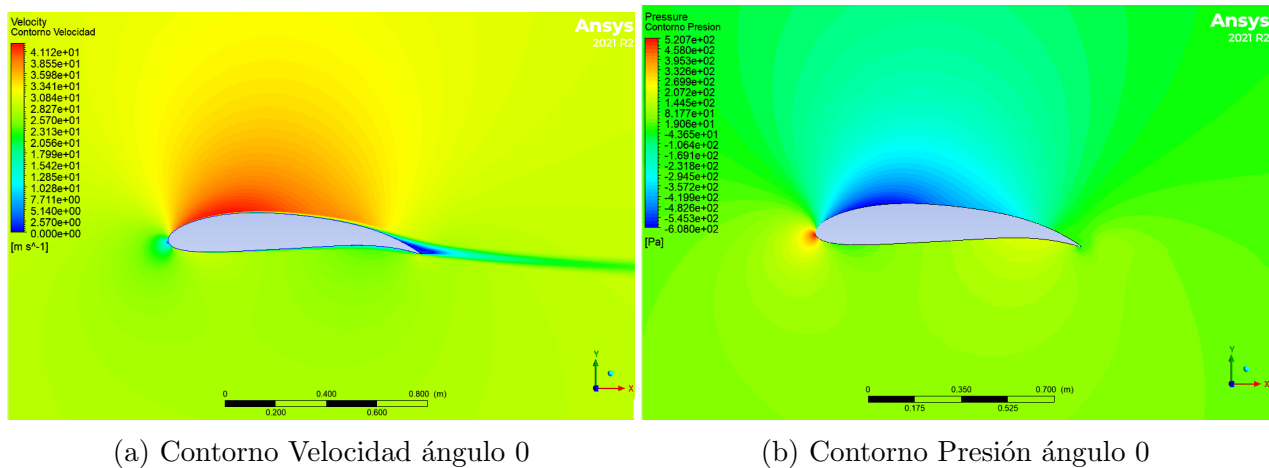


Figura 67: Contorno de Velocidad y Presión

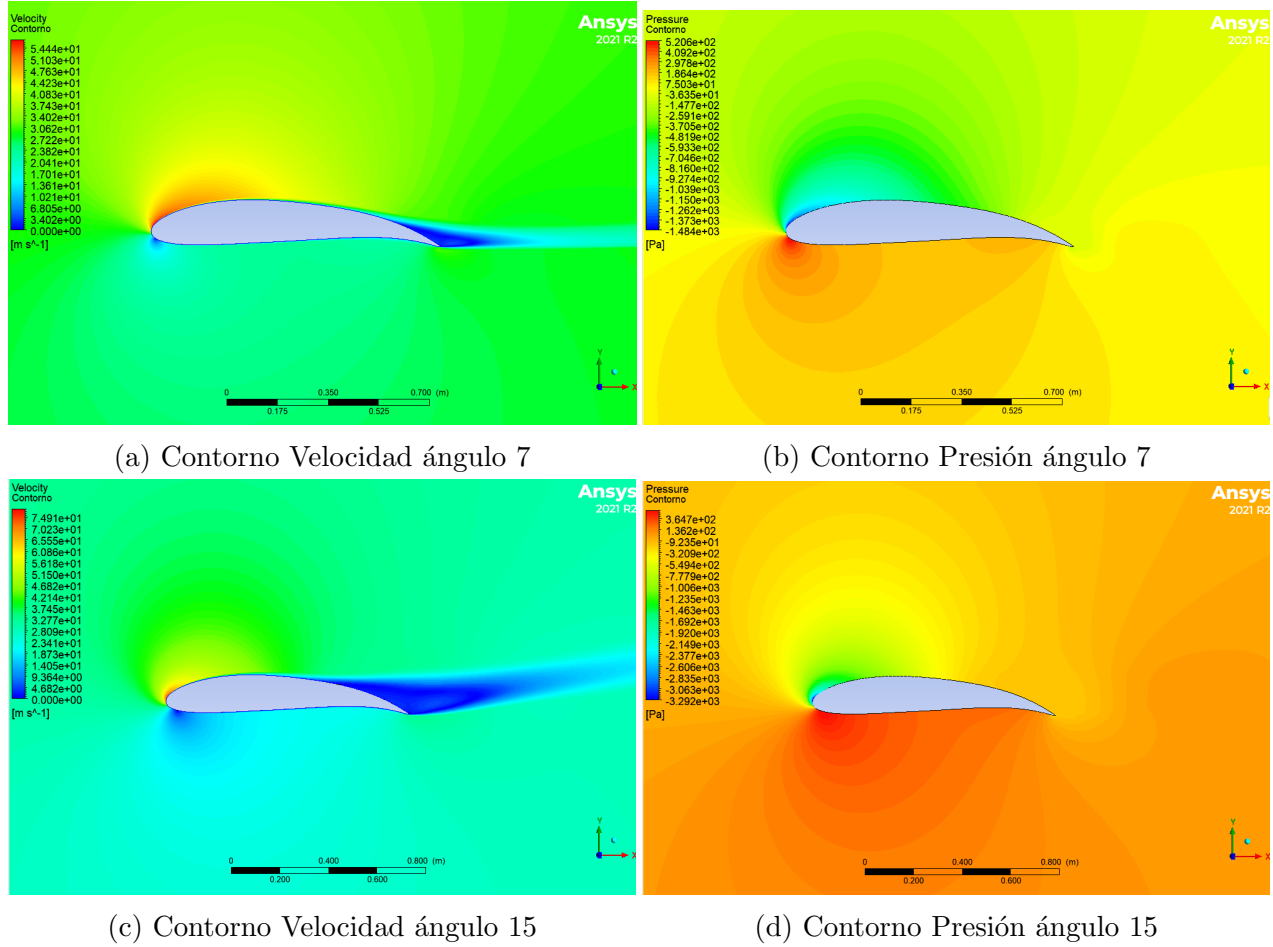


Figura 68: Contorno de Velocidad y Presión

Alpha	Drag	Lift
0	0,01743746	0,9564096
3	0,02139579	1,2168386
5	0,02487389	1,3745019
7	0,02922527	1,5188838
10	0,03833604	1,7107949
12	0,04686478	1,8076365
15	0,06755053	1,8689811

Tabla 11: Resultados de coeficientes de arrastre y sustentación para NACA 4415 con deflexión negativa de 0,05.

Los resultados obtenidos en esta simulación alcanzaron los valores más altos de coeficientes de sustentación y arrastre en comparación con los resultados anteriormente expuestos.

Analizando los contornos de velocidad podemos notar que la zona de desprendimiento aumenta considerablemente en todos sus ángulos de ataque de estudio (Figura 68). Si bien estos resultados son los mas eficientes en cuanto a fuerza de sustentación se debe considerar que para alcanzar una deflexión de 5 % se debe trabajar con un material que pueda permitir tal deformación elástica.

15. Analisis de Resultados

15.1. Resultados de simulaciones de NACA 0012

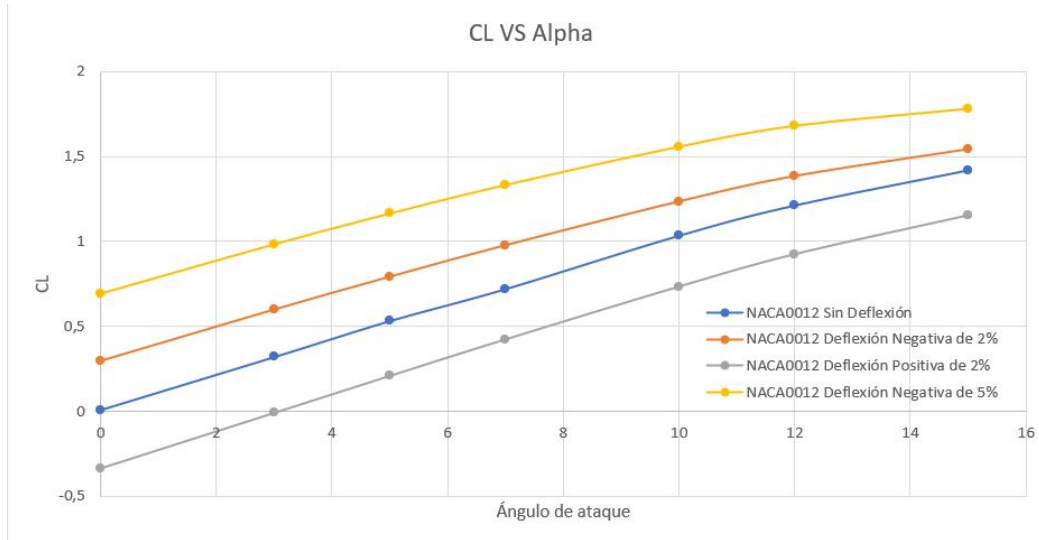


Figura 69: Coeficiente de sustentación VS ángulo de ataque para NACA 0012.

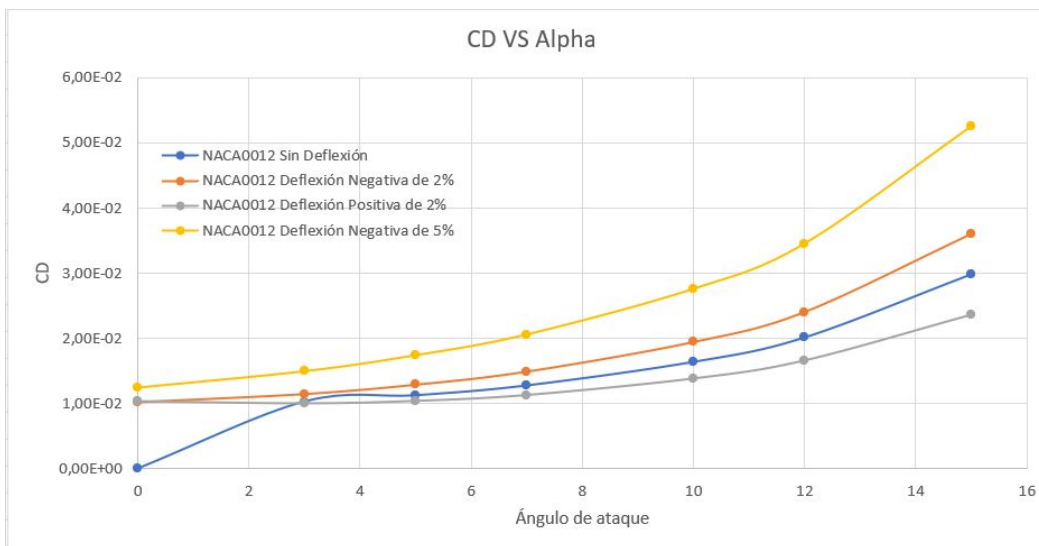


Figura 70: Coeficiente de arrastre VS ángulo de ataque para NACA 0012.

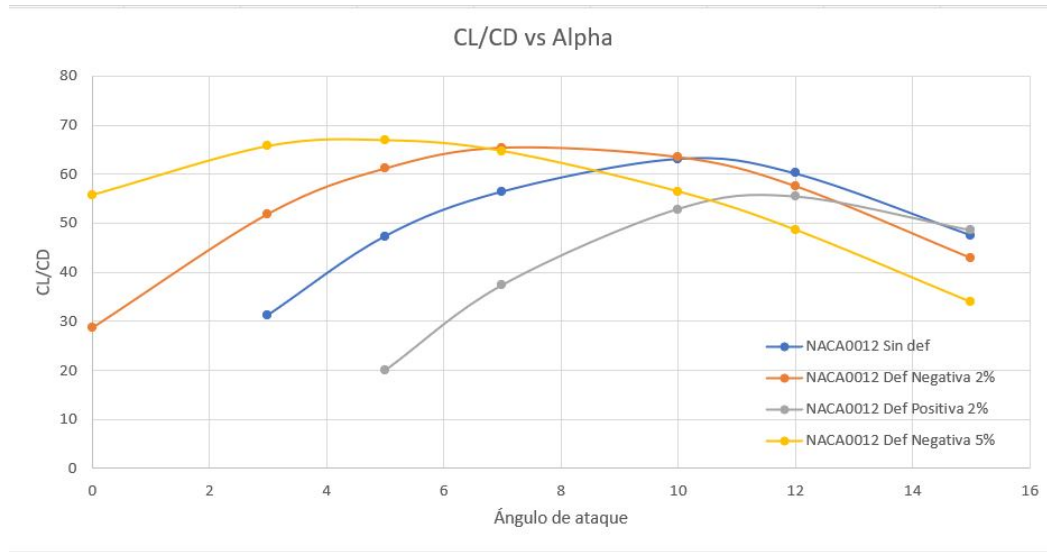


Figura 71: Eficiencia Aerodinámica VS ángulo de ataque para NACA 0012.

Podemos observar que en los resultados del perfil simétrico NACA 0012 que la deflexión negativa produce un alza en los coeficientes de arrastre y sustentación, en comparación con los resultados sin deflexión y deflexión positiva. Si comparamos deflexiones negativas de 2 % y 5 %, la deflexión de 5 % alcanza valores más elevados tanto de sustentación como arrastre. En cuanto a la eficiencia (Figura 71) la deflexión negativa de 5 % es considerablemente más eficiente en entre los ángulos 0 a 6, para luego caer por debajo de la deflexión de 2 % entre los ángulos 6 a 10. Se observa que para ángulos de ataque sobre 10° el perfil sin deflexión presenta una eficiencia mayor a los perfiles con deflexión. Esto nos permite conocer el rendimiento del perfil morfoadaptable dependiendo del ángulo de ataque que este se ejecute.

15.2. Resultados de simulaciones de NACA 4415

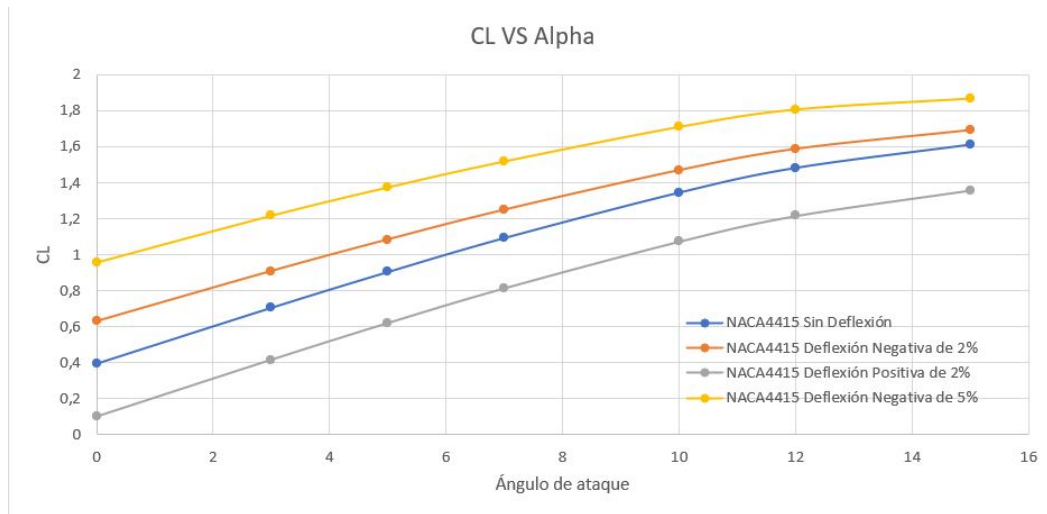


Figura 72: Coeficiente de sustentación VS ángulo de ataque para NACA 4415.

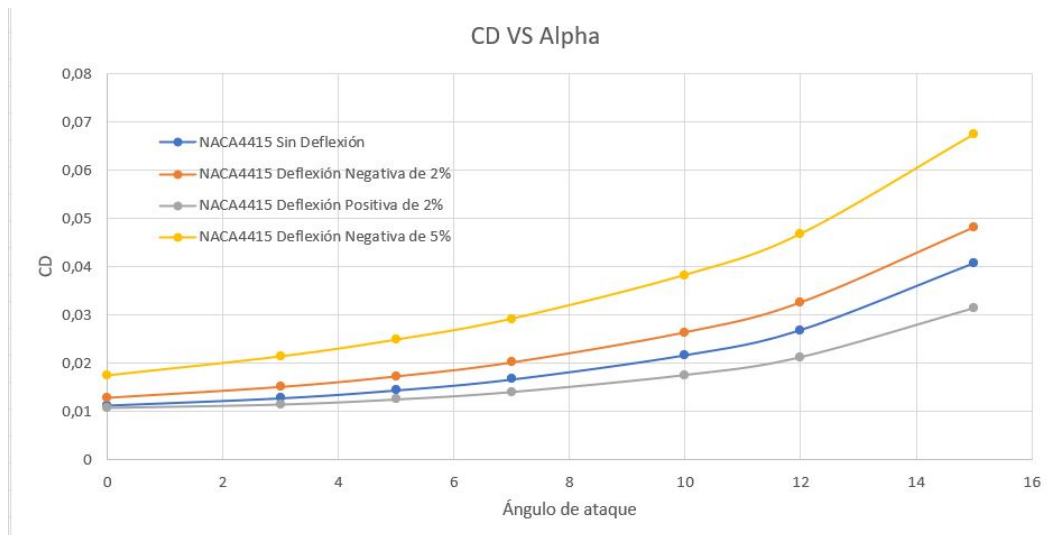


Figura 73: Coeficiente de arrastre VS ángulo de ataque para NACA 4415.

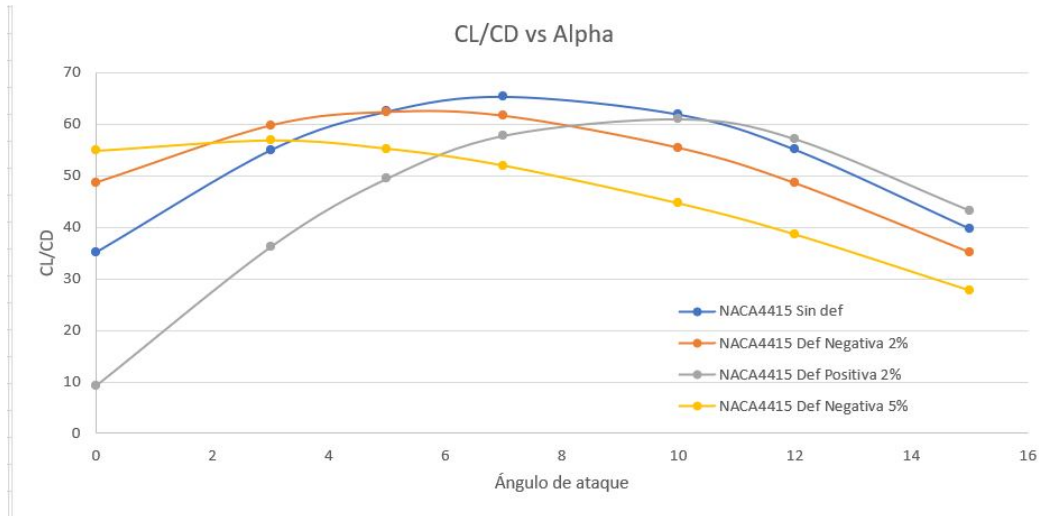


Figura 74: Eficiencia Aerodinámica VS ángulo de ataque para NACA 4415.

Se observa que en los resultados del perfil asimétrico NACA 4415 presenta un comportamiento similar al perfil simétrico. La deflexión negativa produce un alza en los coeficientes de arrastre y sustentación, en comparación con los resultados sin deflexión y deflexión positiva. Si comparamos deflexiones negativas de 2 % y 5 %, la deflexión de 5 % alcanza valores más elevados tanto de sustentación como arrastre pero debido a que el perfil NACA 4415 es asimétrico, este ya presenta una zona de salida en sentido negativo, por lo cual al realizar una deflexión de 5 % esta produce un aumento considerable del desprendimiento de la capa límite, lo cual se ve reflejado en la eficiencia aerodinámica del perfil en esta deflexión en donde se ve óptimo solo en un rango muy acotado de ángulos de ataque de 0° a 2°. Para la deflexión negativa de 2 % presenta un óptimo entre los ángulos 2° a 5°. Luego de los ángulos 5° a 10° el óptimo se alcanza con el perfil sin deflexión y finalmente para ángulos superiores a 10° se observa un mejor rendimiento del perfil con deflexión positiva (Figura 74).

15.3. Comparativa entre Perfil Simétrico y Asimétrico

Para esta comparativa se utilizaran solo resultados con deflexiones de 2 %.

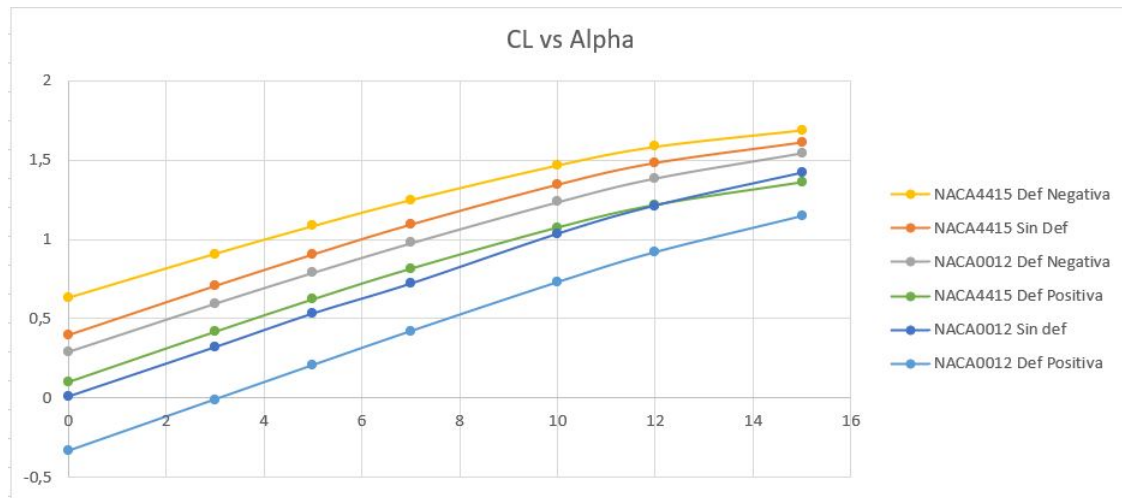


Figura 75: Coeficiente de sustentación VS ángulo de ataque.

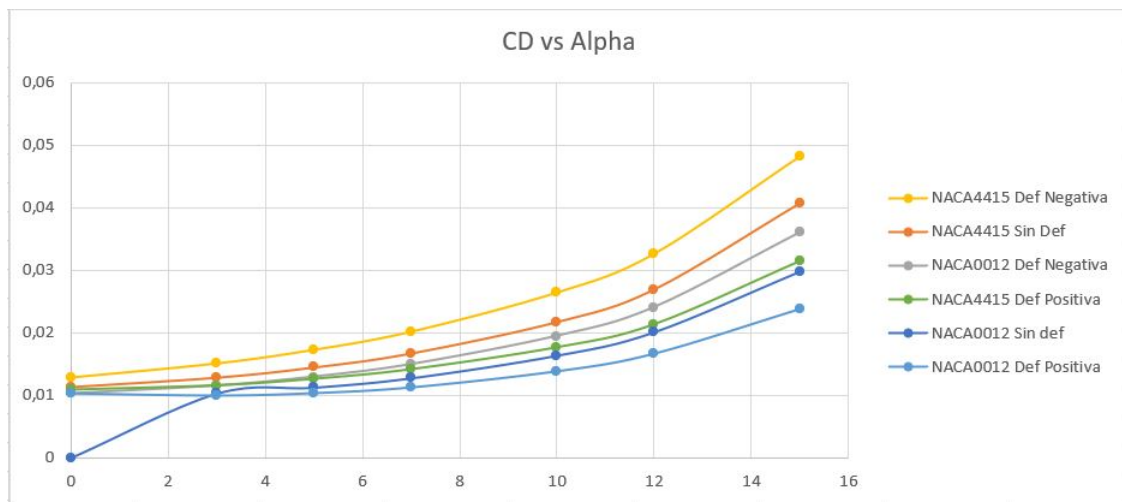


Figura 76: Coeficiente de arrastre VS ángulo de ataque.

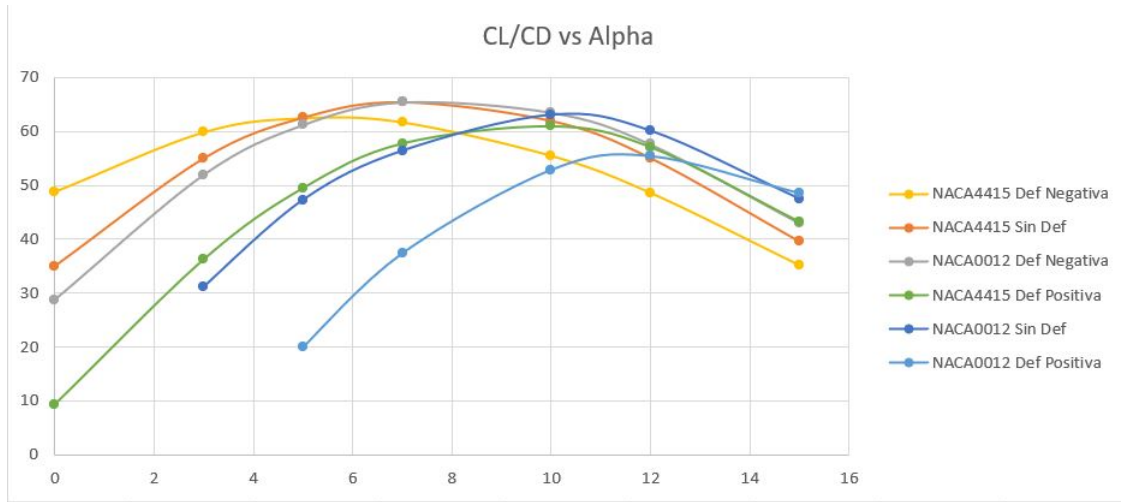


Figura 77: Eficiencia Aerodinámica VS ángulo de ataque.

Del análisis cruzado entre el perfil simétrico y asimétrico se puede observar que el perfil asimétrico NACA 4415 tiene considerablemente una eficiencia mayor en los ángulos de operación entre 0° a 10° . Para ángulos mayores a 10° el perfil simétrico sin deflexión presenta valores más óptimos. Se presenta comportamiento similar en cuanto a eficiencia aerodinámica del perfil NACA 4415 sin deflexión y el perfil NACA 0012 con deflexión negativa. También se presenta una considerable perdida de eficiencia pasado el ángulo 12 en todos los perfiles con sus respectivas deflexiones.

16. Conclusiones

En este estudio fue posible modelar y analizar la interacción fluido - estructura de álabes eólicos morfoadaptables en un régimen turbulento desarrollado de Reynolds 2.000.000. Teniendo en consideración trabajos de titulación anteriores, los cuales forjaron la base para realizar este estudio, se seleccionó el perfil simétrico NACA 0012 y el perfil asimétrico NACA 4415.

Mediante una evaluación de distintos mallados comparando sus resultados con un estudio de la NASA el cual proporciona datos validados, se llegó al mallado adecuado en donde se buscó estabilidad, convergencia y bajo costo computacional para las simulaciones posteriores.

Por medio de métodos CFD utilizando el software Ansys Fluent se aplicó el modelo k- ω SST para simular flujos turbulentos sobre perfiles simétricos y asimétricos en donde se obtuvieron resultados para distintos ángulos de ataque y estados de deformación para ambos perfiles propuestos, con los cuales se analizó coeficientes de sustentación, coeficientes de arrastre, eficiencia aerodinámica, contornos de velocidad y presión.

Al analizar los resultados de las simulaciones, queda en evidencia que la aplicación de la tecnología FishBAC permite aumentar la eficiencia aerodinámica y por consiguiente maximizar la extracción energética del viento.

Los resultados obtenidos para el perfil simétrico NACA 0012 concluyen en un aumento considerable de sustentación para deflexiones negativas. En cuanto a la eficiencia obtenida el rango operacional para la deflexión negativa es de 0° a 10° , para luego obtener un óptimo con el perfil sin deflexión en ángulos de 10° a 15° (Figura 71).

Los resultados obtenidos para el perfil asimétrico NACA 4415 concluyen en un aumento considerable de coeficiente de sustentación pero también de coeficiente de arrastre, sobre todo para deflexiones elevadas como la deflexión negativa de 5 %. En cuanto a la eficiencia obtenida el rango operacional para la deflexión negativa es de 0° a 5° , mas bajo que el simétrico. Para el perfil sin deflexión se alcanza un óptimo entre los ángulos 5° a 10° , para luego obtener un óptimo en los ángulos mayores a 10° con una deflexión positiva (Figura 74).

En resumen, la capacidad de modificar la forma del perfil aerodinámico en función del ángulo de ataque permite aumentar por sobre un 50 % en casi su totalidad de ángulos operacionales, lo cual se traduce en una maximización considerable de la capacidad de explotación energética.

17. Recomendaciones para Trabajos Futuros

Este trabajo pertenece a un proyecto el cual se llevo a cabo por varios trabajos de titulación en donde se abarcaron trabajos de distinto tipo como ensayos experimentales, creación de prototipos y simulaciones CFD. Este trabajo sirve como base para próximas investigaciones sobre la tecnología FishBAC que contemplen simulaciones mediante CFD. Como recomendaciones para futuros desafíos se expone la simulación de perfiles aerodinámicos con modelado 3D, que permita analizar fenómenos de comportamiento aeroestructural en palas de aerogenerador. También se expone como futuros desafíos estudios de optimización geométricas y constructivas para lograr un escalamiento para palas de aerogenerador de largos de 5 metros o más, los cuales no se pueden estudiar en prototipos pequeños. Todo lo anterior implica estudios estructurales, materiales, métodos de prototipado y ensayos experimentales.

18. Referencias

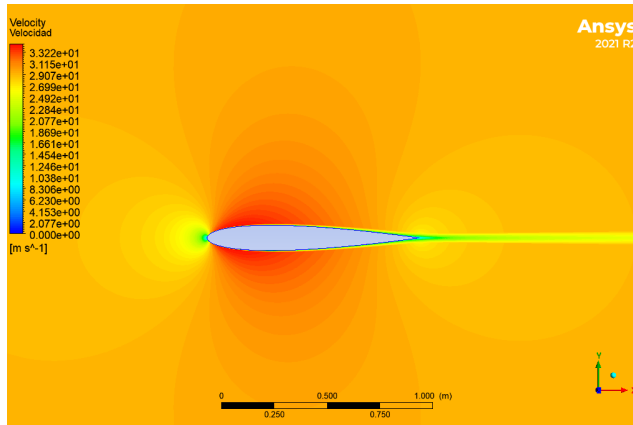
- [1] Gajardo, A., “Fabricación y prueba de un perfil alar flexible de alto rendimiento aerodinámico basado en la tecnología FishBAC” Universidad Técnica Federico Santa María, Valparaíso, Chile.
- [2] Bodachar, J., “Simulación dinámica de álabes de geometría adaptativa con aplicación de biomimética para turbinas eólicas de baja potencia” Universidad Técnica Federico Santa María, Valparaíso, Chile.
- [3] Rosas, F., “Robotización de perfil alar de forma variable con aplicación FishBAC” Universidad Técnica Federico Santa María, Valparaíso, Chile.
- [4] Datos y Gráficos sobre el consumo energético y la generación de ERNC en Chile, www.generadoras.cl
- [5] Datos y Gráficos sobre el consumo energético y la generación de ERNC en el Mundo, www.enerdata.net
- [6] Cengel Y., Cimbala J., Mecánica de Fluidos, Fundamentos y Aplicaciones.
- [7] Previtali, F. (2015). ”Morphing wing based on compliant elements”(Doctoral dissertation, ETH Zurich).
- [8] A. Rivero, B. Woods, J. Cooper, P. Weaver. Parametric structural modelling of fish bone active camber morphing aerofoils. Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2018.
- [9] S. Kumar, J. Rauleder, D. Komp, M. Hajek, Integrated Rotor Performance Improvement and Vibration Reduction Using Active Camber Morphing Institute of Helicopter Technology Technical University of Munich. 2019.
- [10] D. Kompa, S. Kumara, M. Hajeka, J. Raulederb, Effect of active camber morphing on rotor performance and control loads, 2021
- [11] J. Zhanga, A. D.Shaw, C. Wang, H. Gu, M. Amoozgar, M. I.Friswell, B. Woods, Aeroelastic model and analysis of an active camber morphing wing, 2021.
- [12] A. Rivero, S. Fournier, M. Manolesos, J. Cooper, Experimental Aerodynamic Comparison of Active Camber Morphing and Trailing Edge Flaps, 2021.
- [13] David W. MacPhee, Asfaw Beyene, Performance analysis of a small wind turbine equipped with flexible blades, 2019.

- [14] E. Loth, M. Selig, A. Steele (2018). Morphing segmented wind turbine and related method No: US 2018/0003151 A1 University of Virginia Patent Foundation, Charlottesville, VA (US). United States Patent.
- [15] MAKI MIDORI, MORPHING AIRFOIL (2018), No: 2016002790, NATIONAL RESEARCH AND DEVELOPMENT AGENCY, JAPAN AEROSPACE EXPLORATION AGENCY, Japan.
- [16] Piet-Christof Wölcken, Morphing trailing edge device for an airfoil, 2015, No. 20160047246 Airbus Operations GmbH, United States Patent.
- [17] KOTA, SRIDHAR, ERVIN, GREGORY F., MARIC, DRAGAN, ERVIN, JAMES D., KEBERLY, PAUL W., Active Control Surfaces for Wind Turbine Blades, No: 2704926, FLEXSYS, INC. Canadá.
- [18] Chawki Abdessemed, Yufeng Yao, Abdessalem Bouferrouk, Near Stall Unsteady Flow Responses to Morphing Flap Deflections, 2021, Propulsion Engineering Centre, School of Aerospace Transport and Manufacturing, Cranfield University, Bedfordshire MK43 0AL, UK.
- [19] You Wu, Yuting Dai, Chao Yang, Yating Hu and Guangjing Huang, Effect of Trailing-Edge Morphing on Flow Characteristics Around a Pitching Airfoil 2021, Beihang University, 100191 Beijing, Republic of China.
- [20] Zishan Akhter, Ahmed Riyadh Ali, Farag Khalifa Omar, Effect of flow Reynolds number on the aerodynamics of a novel bionic morphing flap, 2022, United Arab Emirates University.
- [21] M. Rasoul Tirandaz, Abdolrahim Rezaeiha, Effect of airfoil shape on power performance of vertical axis wind turbines in dynamic stall: Symmetric Airfoils, 2022, Eindhoven University of Technology, Eindhoven, the Netherlands.
- [22] Chawki Abdessemed, Abdessalem Bouferrouk and Yufeng Yao, Effects of an Unsteady Morphing Wing with Seamless Side-Edge Transition on Aerodynamic Performance, 2022, Propulsion Engineering Centre, School of Aerospace Transport and Manufacturing, Cranfield University, Bedfordshire MK43 0AL, UK
- [23] Hasan Kamliya JawaharaSH., S.Vemurib and Mahdi Azarpeyvandc, Aerodynamic noise characteristics of airfoils with morphed trailing edges, 2022, Department of Aerospace Engineering, University of Bristol, Bristol BS8 1TR, UK.
- [24] Informe de tecnologías de dominio publico, Patentes de aerogeneradores utilizados en Chile, Inapi.cl

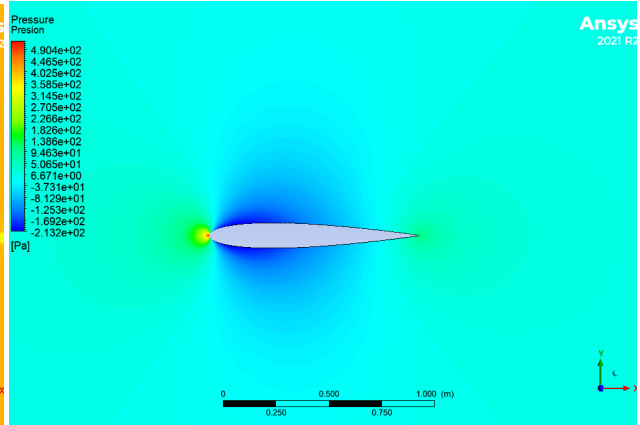
- [25] Piña, A., "Diseño y simulación de un álabe eólico con perfiles alares asimétricos morfo-adaptables para maximizar la generación energética de un aerogenerador de baja y mediana potencia.", Universidad Técnica Federico Santa María, Valparaíso, Chile.
- [26] Turbulence Modeling Resource, "2D NACA 0012 Airfoil Validation Case", NASA USA.
- [27] Herramientas de perfiles aerodinámicos, Airfoil Tools, www.airfoiltools.com.
- [28] Aerodynamic Modelling of the Fish Bone Active Camber Morphing Concept, Benjamin K. S. Woods, James H. S. Fincham, Michael I. Friswell, Swansea University, Swansea, UK.

19. Anexo

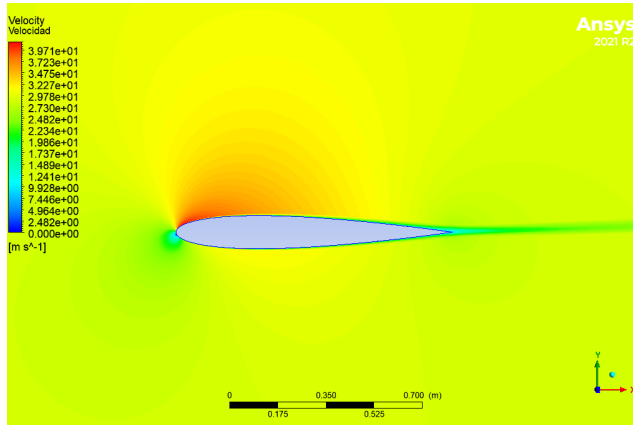
19.1. Simulaciones Transientes para NACA 0012 sin deflexión.



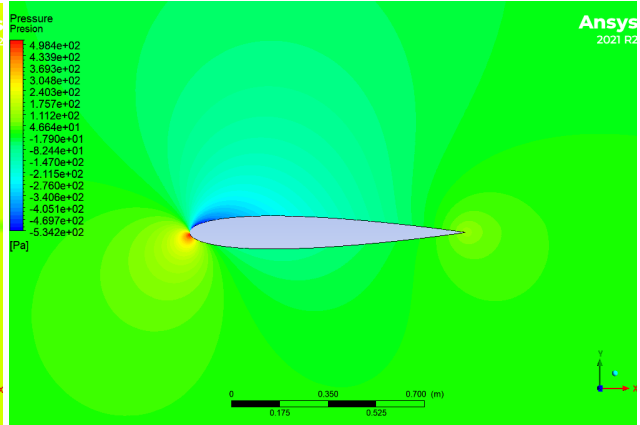
(a) Contorno Velocidad ángulo 0



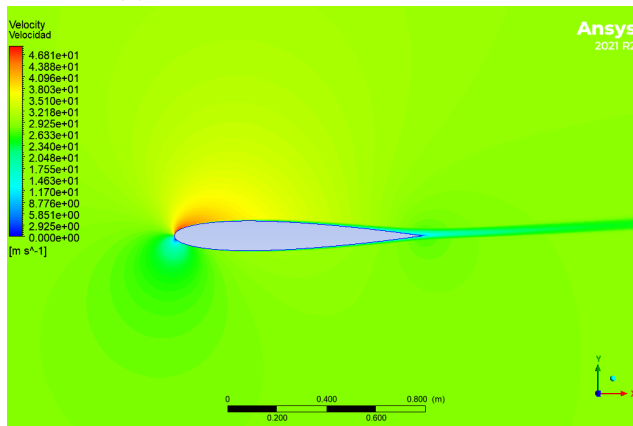
(b) Contorno Presión ángulo 0



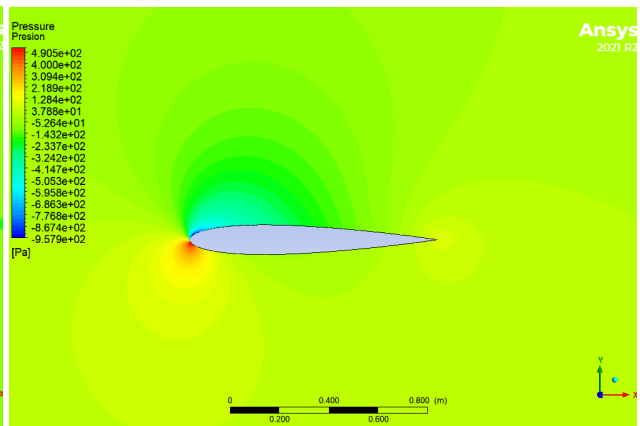
(c) Contorno Velocidad ángulo 3



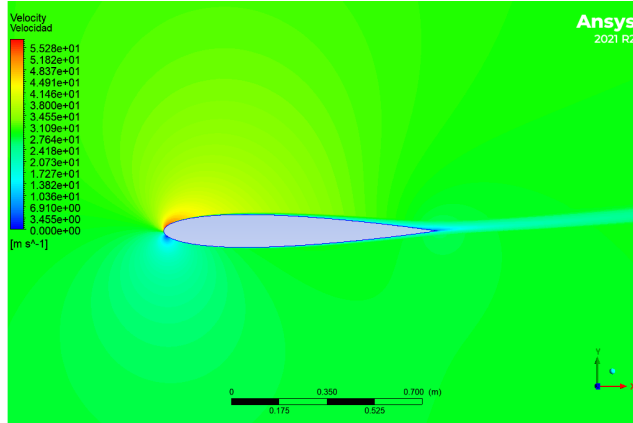
(d) Contorno Presión ángulo 3



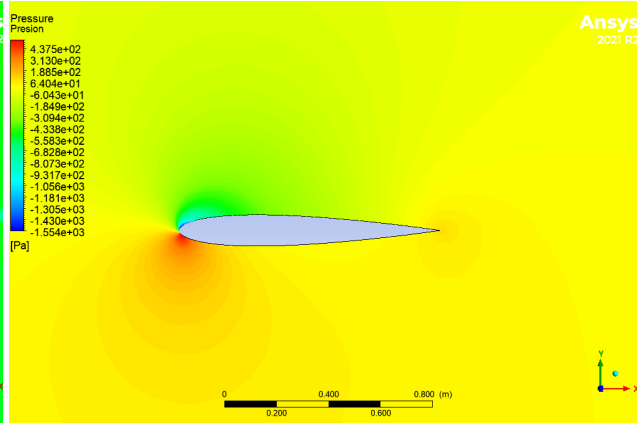
(e) Contorno Velocidad ángulo 5



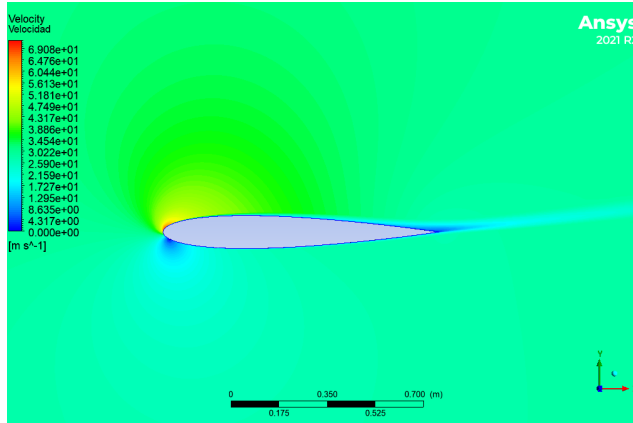
(f) Contorno Presión ángulo 5



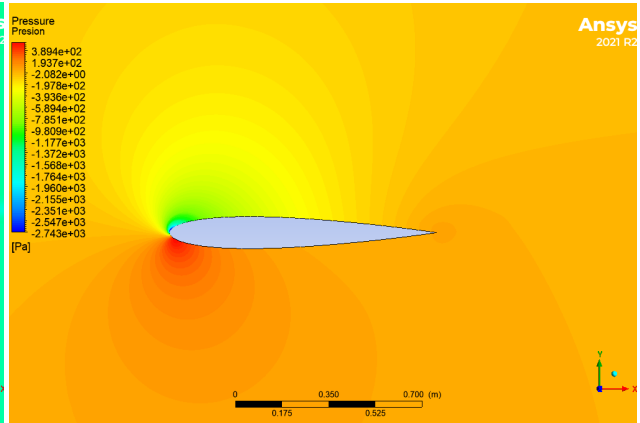
(a) Contorno Velocidad ángulo 7



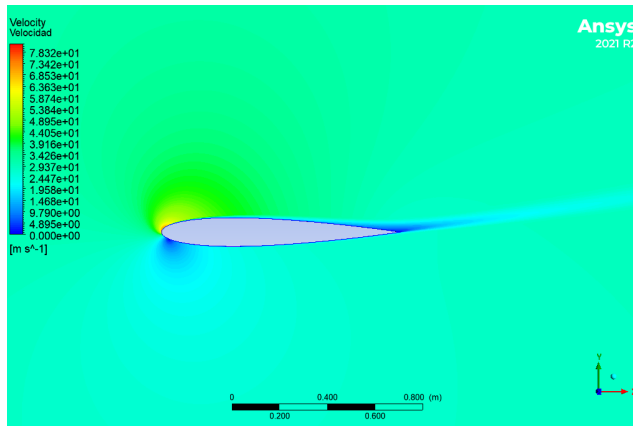
(b) Contorno Presión ángulo 7



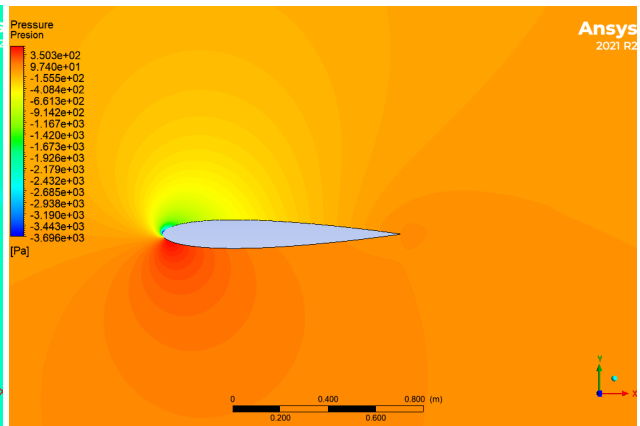
(c) Contorno Velocidad ángulo 10



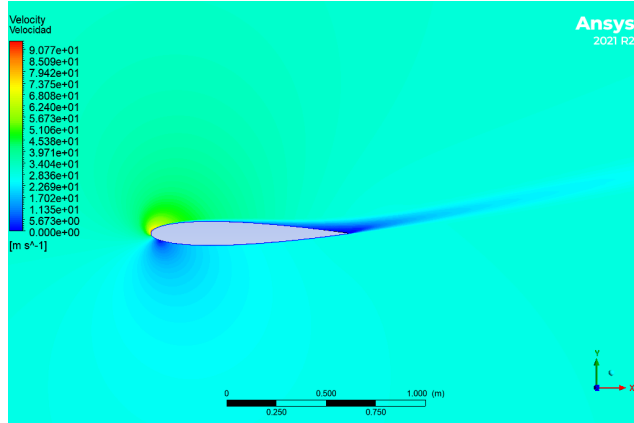
(d) Contorno Presión ángulo 10



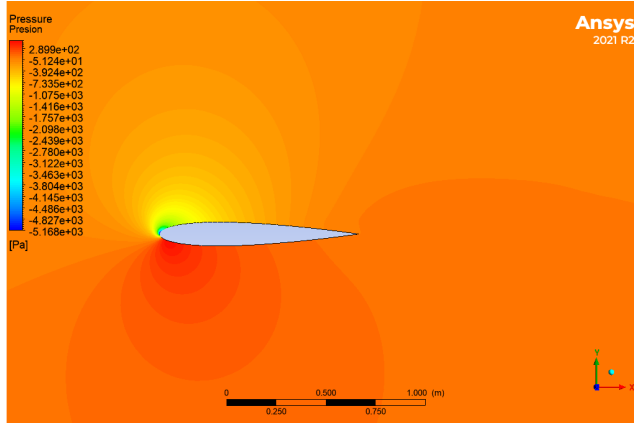
(e) Contorno Velocidad ángulo 12



(f) Contorno Presión ángulo 12

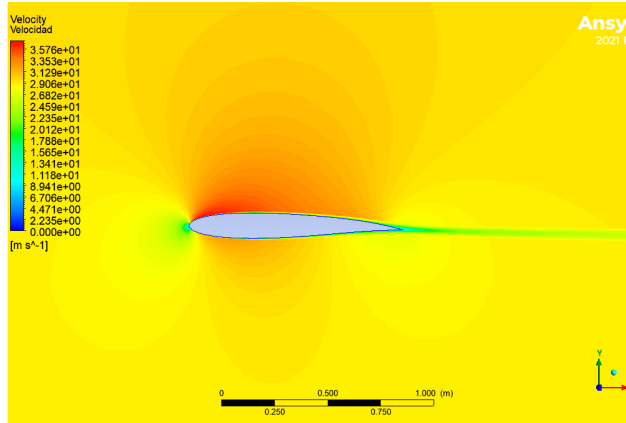


(a) Contorno Velocidad ángulo 15

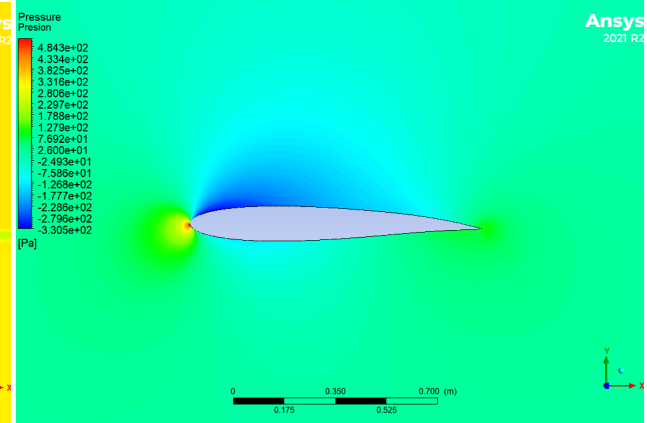


(b) Contorno Presión ángulo 15

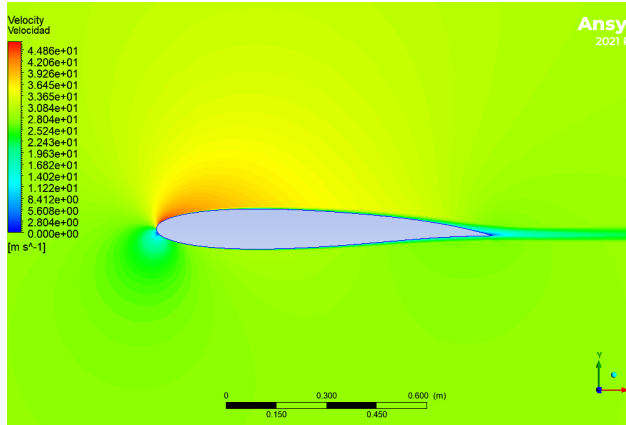
19.2. Simulaciones Transientes para NACA 0012 con deflexión negativa de 0,02.



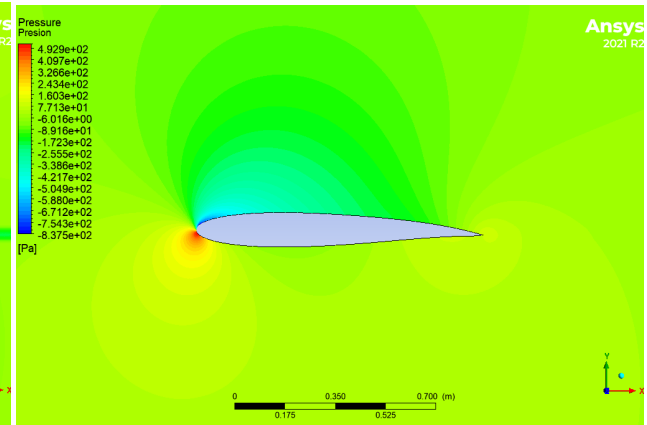
(a) Contorno Velocidad ángulo 0



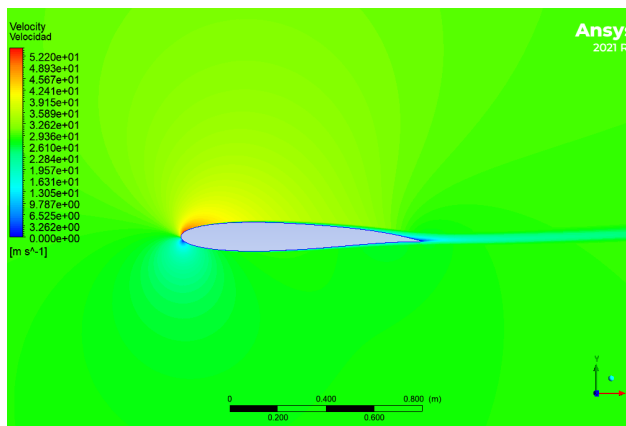
(b) Contorno Presión ángulo 0



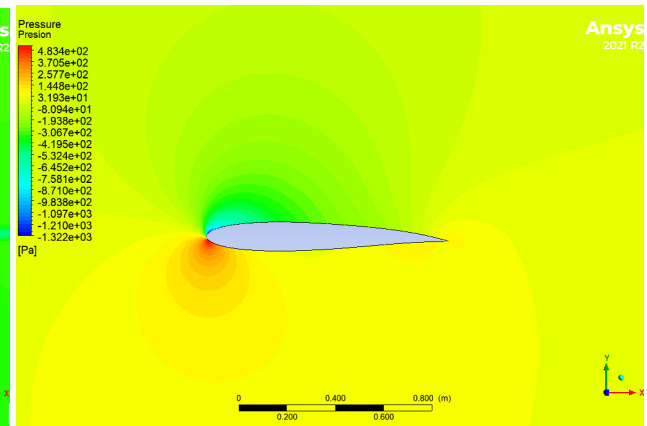
(c) Contorno Velocidad ángulo 3



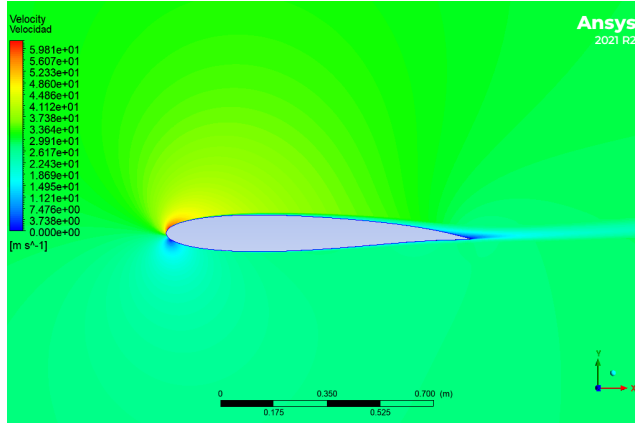
(d) Contorno Presión ángulo 3



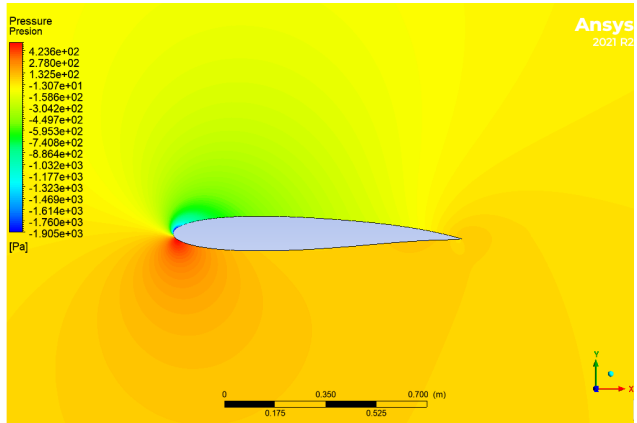
(e) Contorno Velocidad ángulo 5



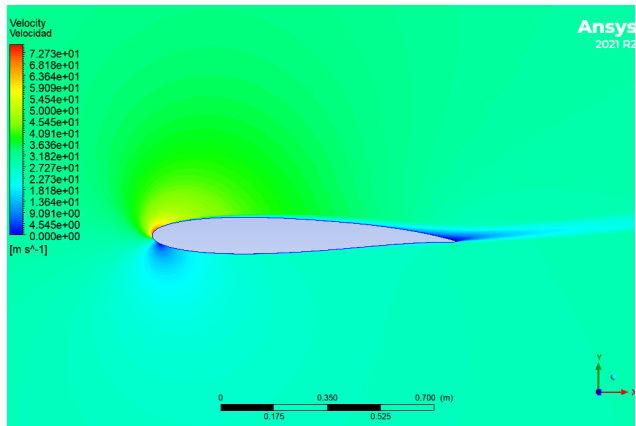
(f) Contorno Presión ángulo 5



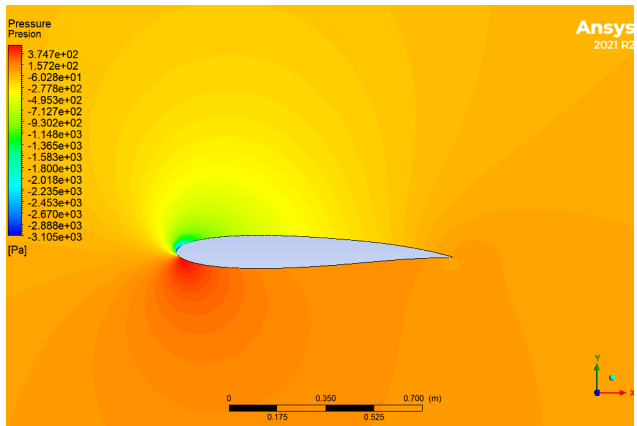
(a) Contorno Velocidad ángulo 7



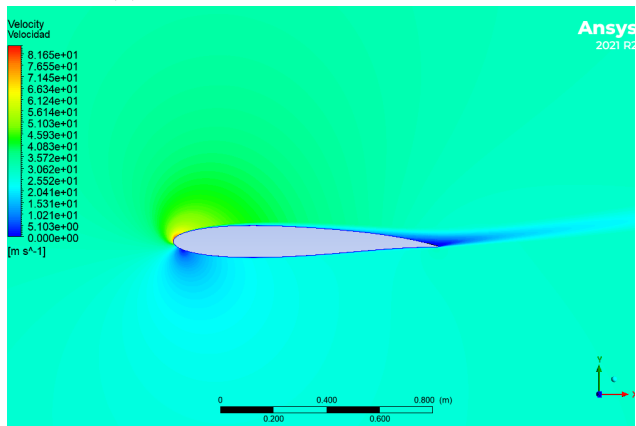
(b) Contorno Presión ángulo 7



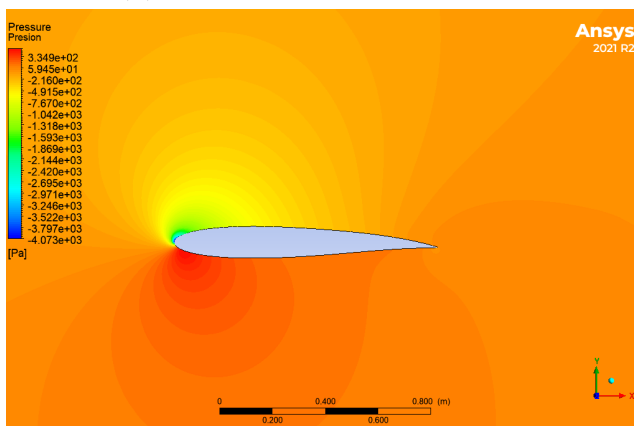
(c) Contorno Velocidad ángulo 10



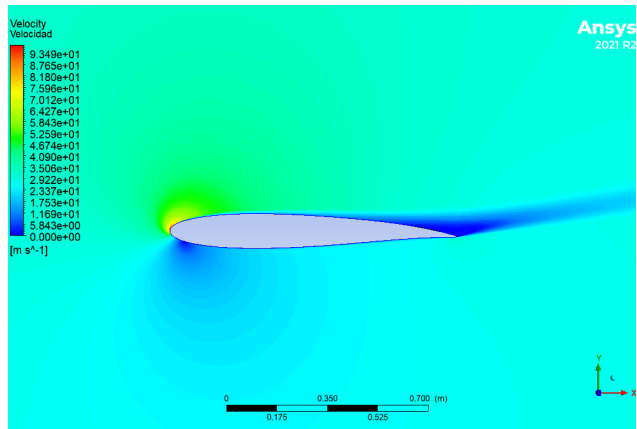
(d) Contorno Presión ángulo 10



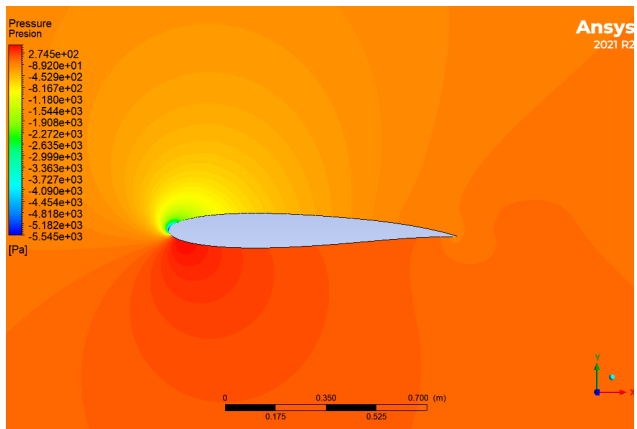
(e) Contorno Velocidad ángulo 12



(f) Contorno Presión ángulo 12

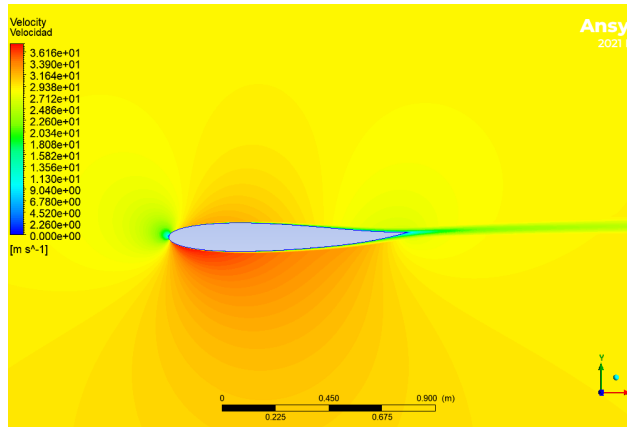


(a) Contorno Velocidad ángulo 15

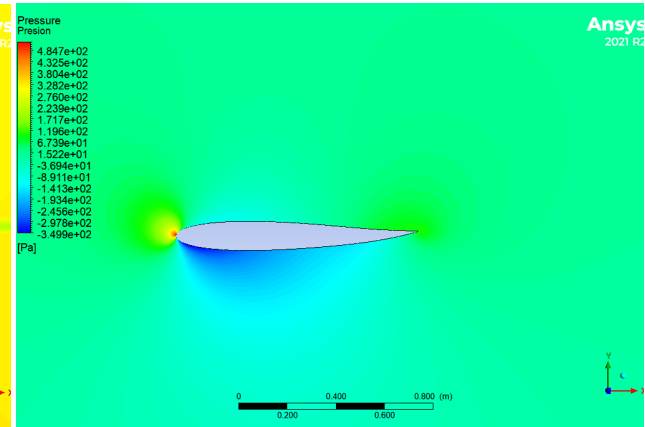


(b) Contorno Presión ángulo 15

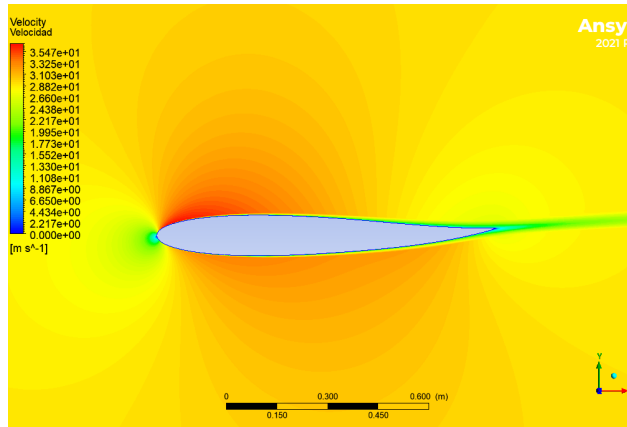
19.3. Simulaciones Transientes para NACA 0012 con deflexión positiva de 0,02.



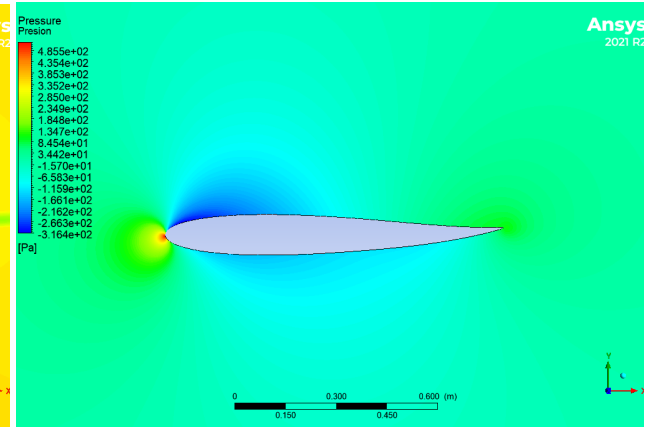
(a) Contorno Velocidad ángulo 0



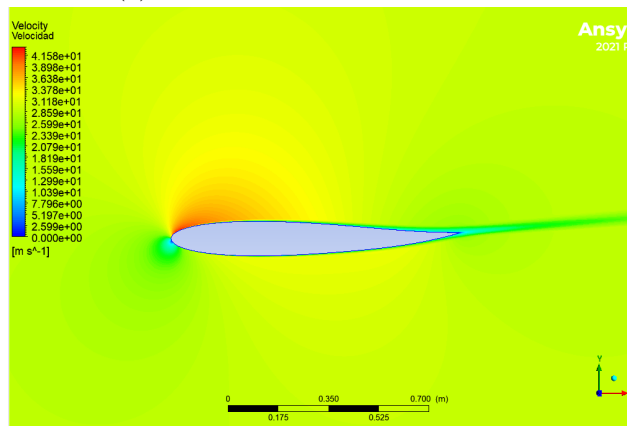
(b) Contorno Presión ángulo 0



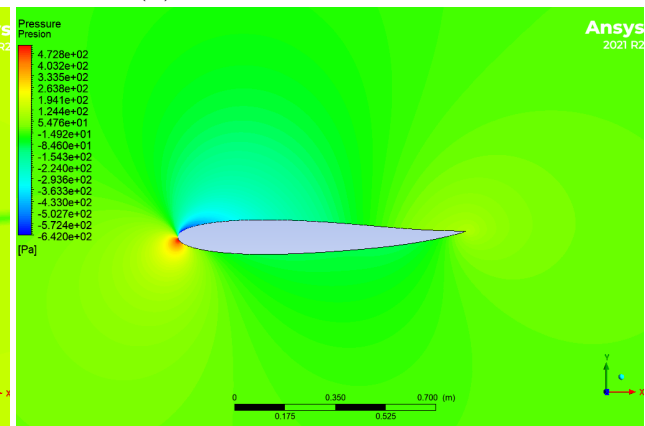
(c) Contorno Velocidad ángulo 3



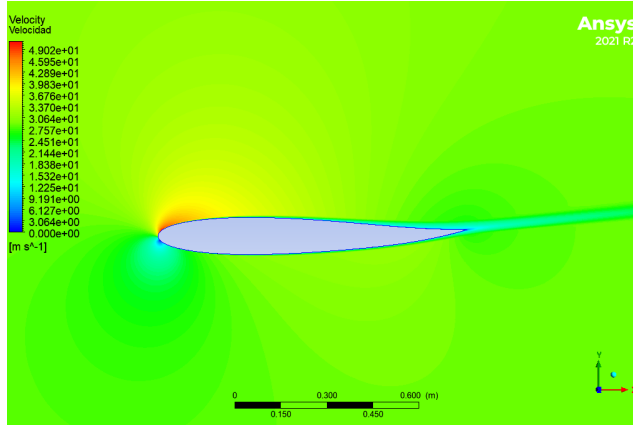
(d) Contorno Presión ángulo 3



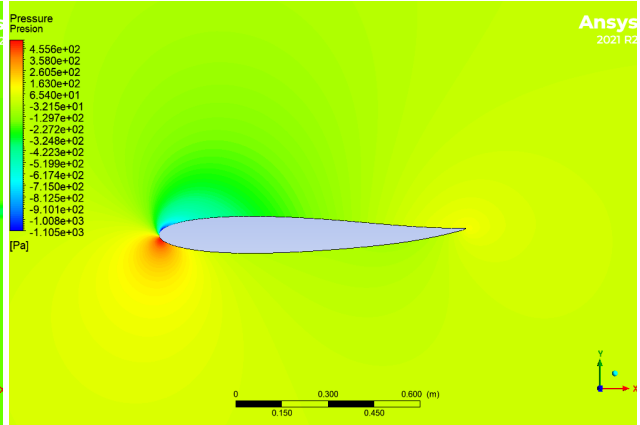
(e) Contorno Velocidad ángulo 5



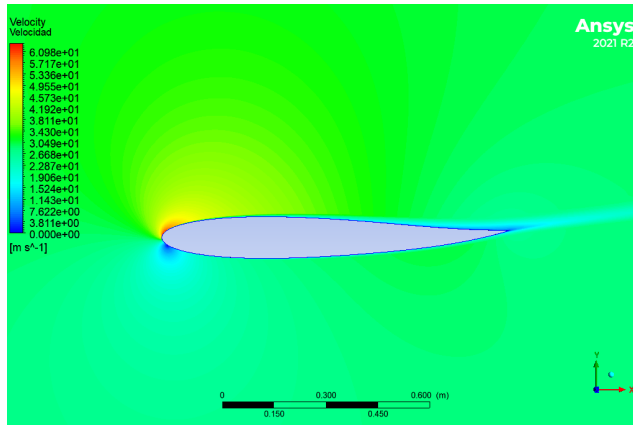
(f) Contorno Presión ángulo 5



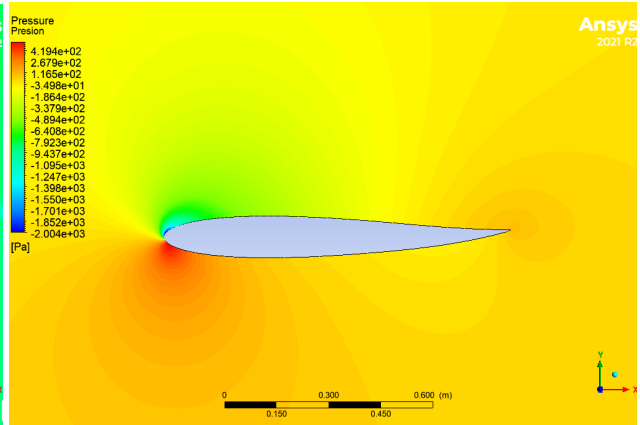
(a) Contorno Velocidad ángulo 7



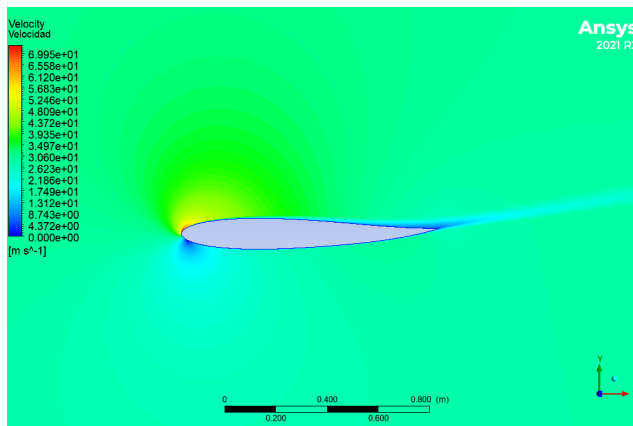
(b) Contorno Presión ángulo 7



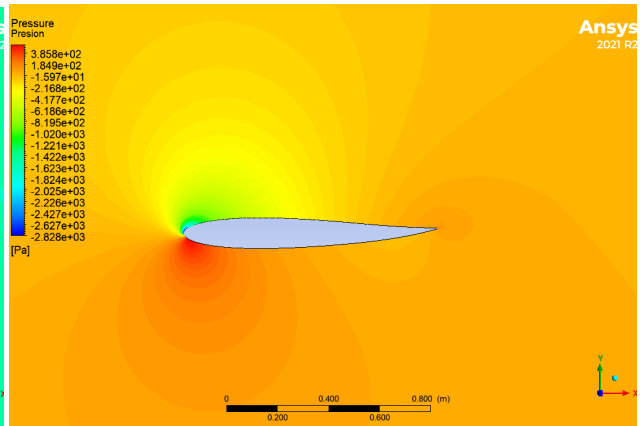
(c) Contorno Velocidad ángulo 10



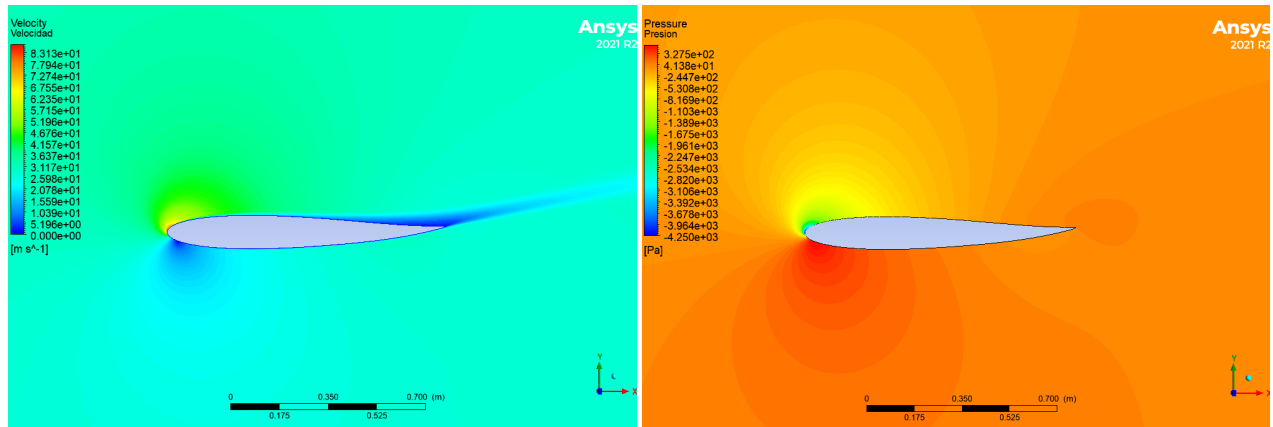
(d) Contorno Presión ángulo 10



(e) Contorno Velocidad ángulo 12



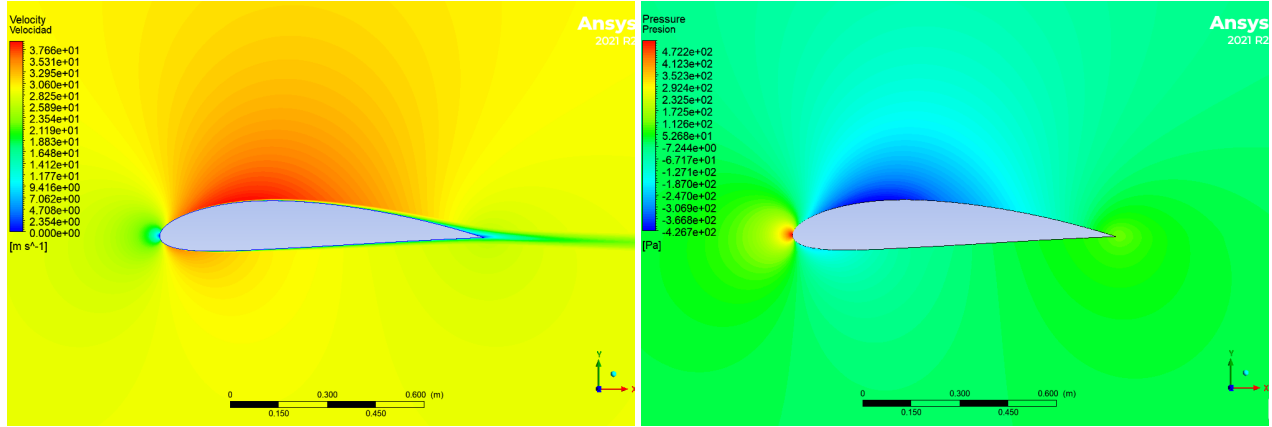
(f) Contorno Presión ángulo 12



(a) Contorno Velocidad ángulo 15

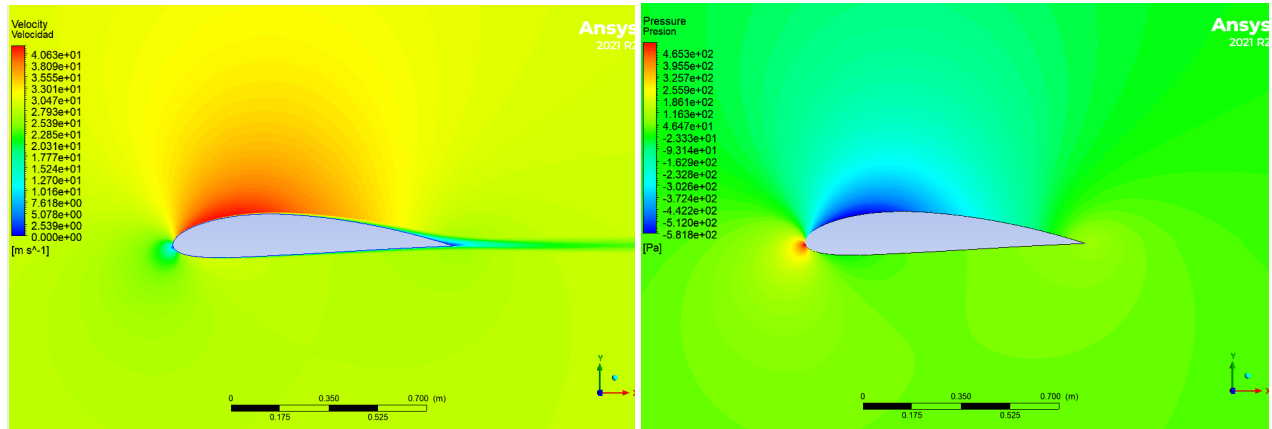
(b) Contorno Presión ángulo 15

19.4. Simulaciones Transientes para NACA 4415 sin deflexión.



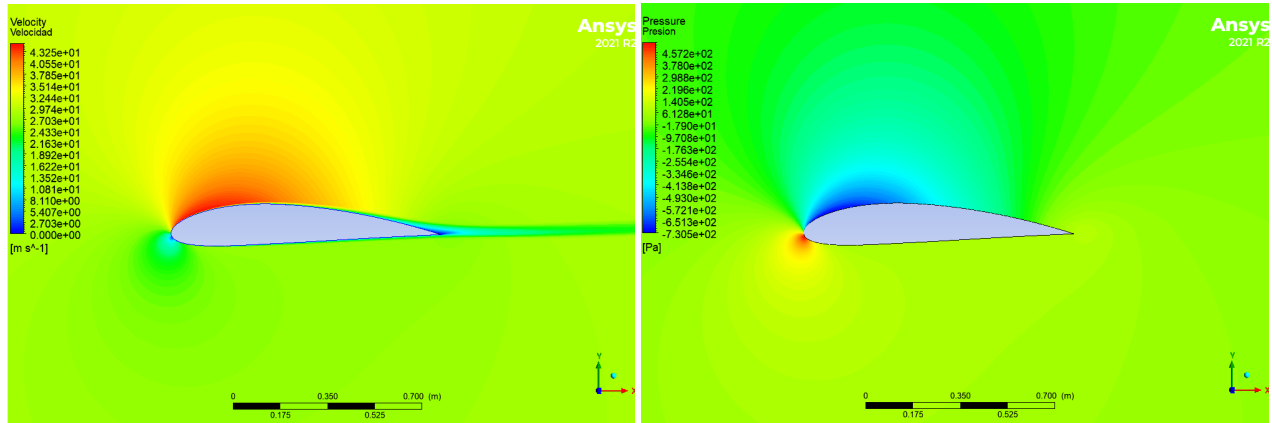
(a) Contorno Velocidad ángulo 0

(b) Contorno Presión ángulo 0



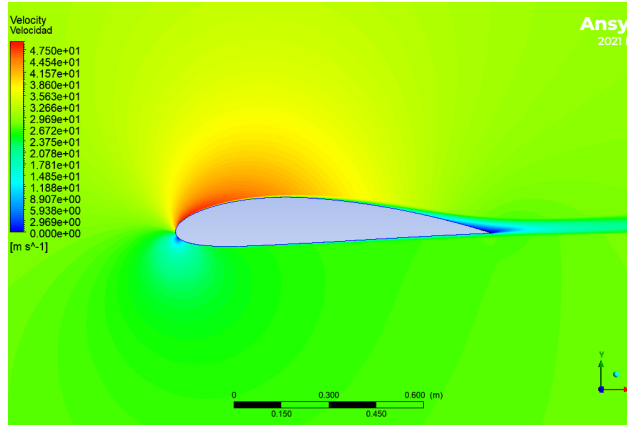
(c) Contorno Velocidad ángulo 3

(d) Contorno Presión ángulo 3

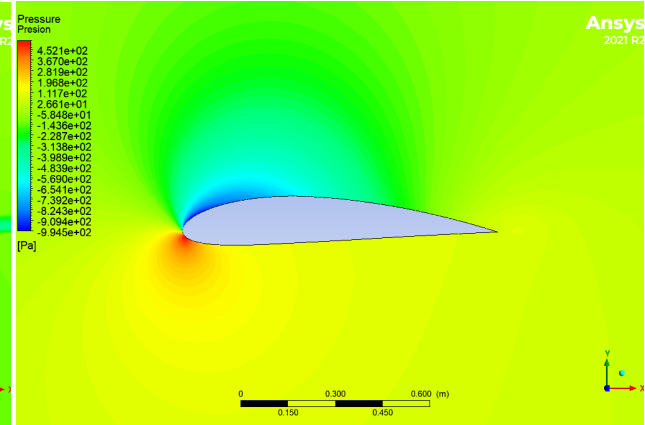


(e) Contorno Velocidad ángulo 5

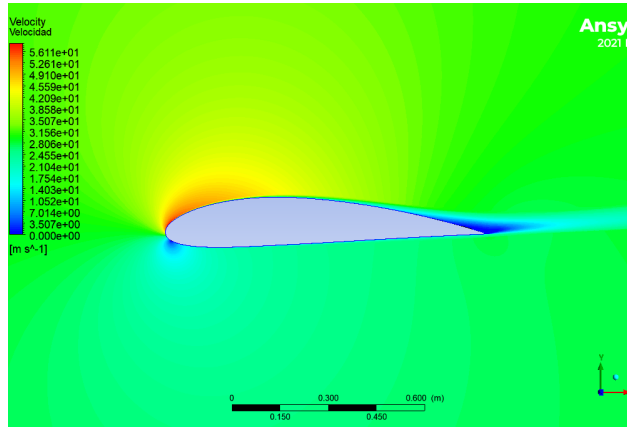
(f) Contorno Presión ángulo 5



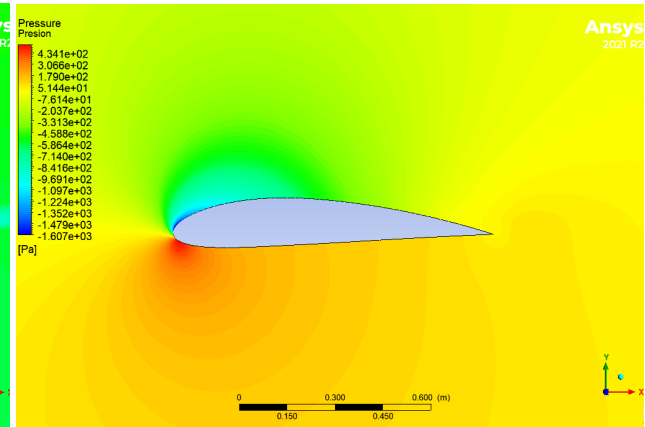
(a) Contorno Velocidad ángulo 7



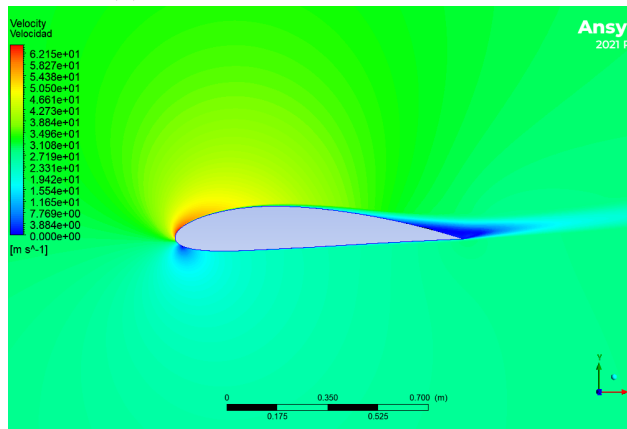
(b) Contorno Presión ángulo 7



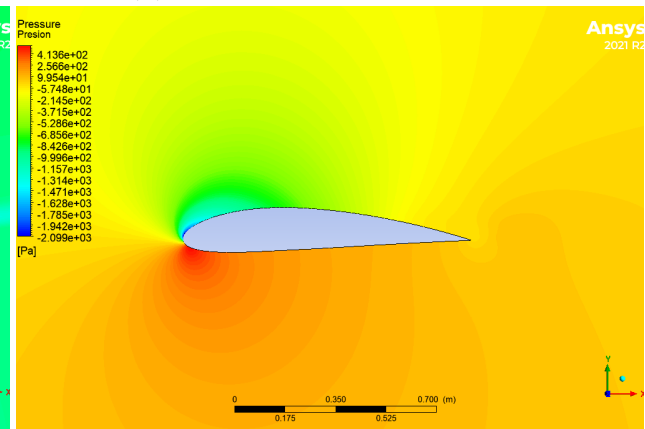
(c) Contorno Velocidad ángulo 10



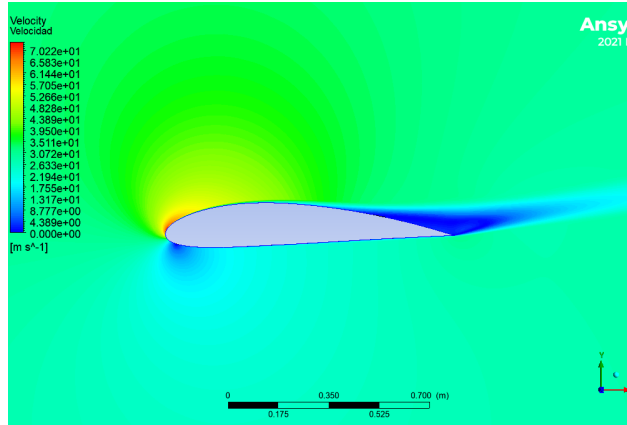
(d) Contorno Presión ángulo 10



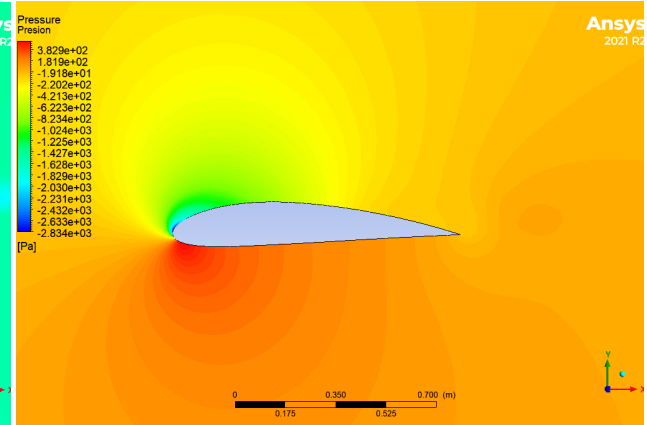
(e) Contorno Velocidad ángulo 12



(f) Contorno Presión ángulo 12

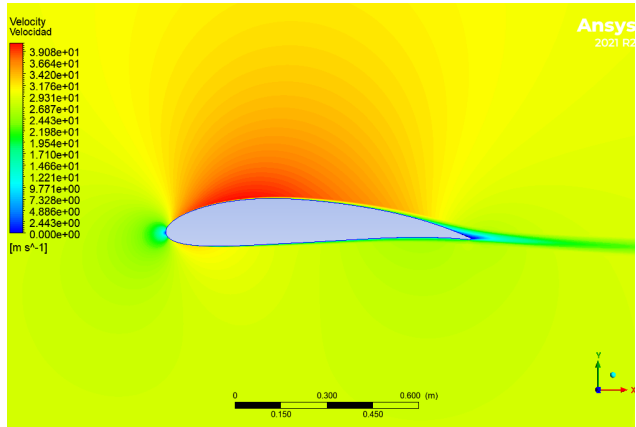


(a) Contorno Velocidad ángulo 15

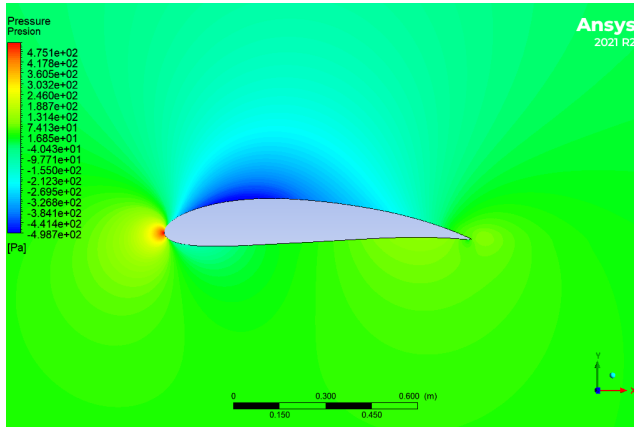


(b) Contorno Presión ángulo 15

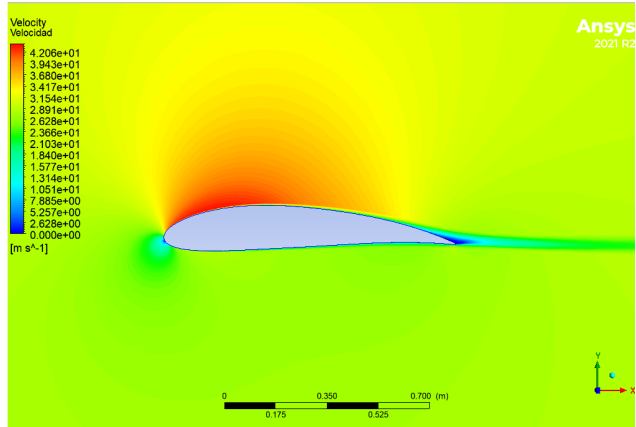
19.5. Simulaciones Transientes para NACA 4415 con deflexión negativa de 0,02.



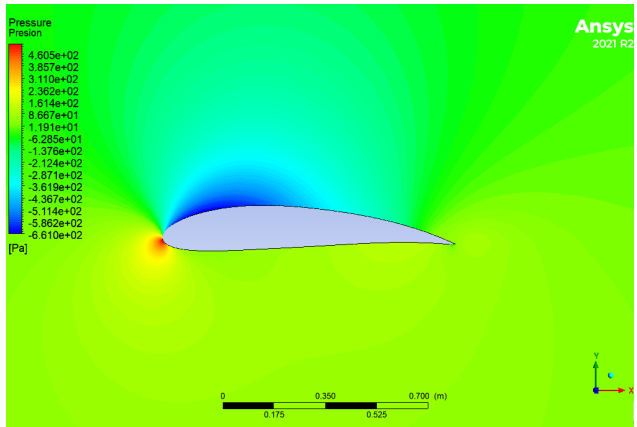
(a) Contorno Velocidad ángulo 0



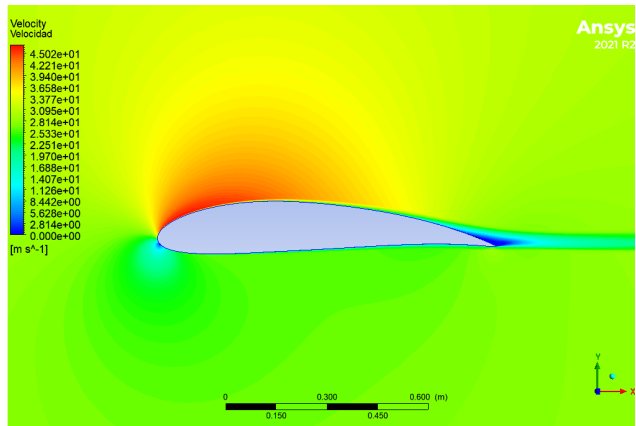
(b) Contorno Presión ángulo 0



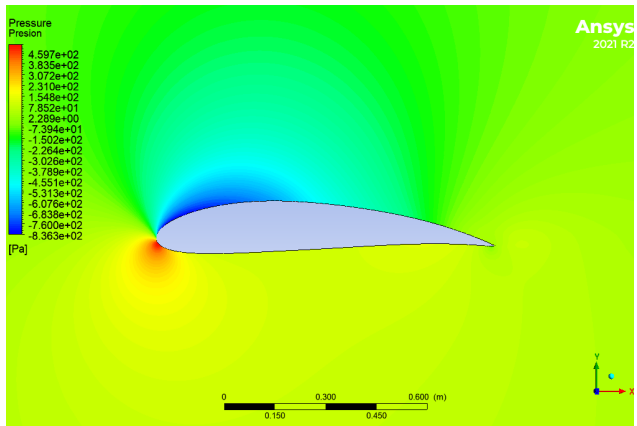
(c) Contorno Velocidad ángulo 3



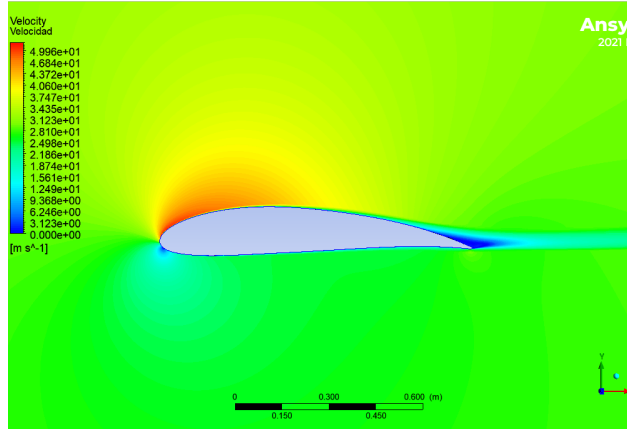
(d) Contorno Presión ángulo 3



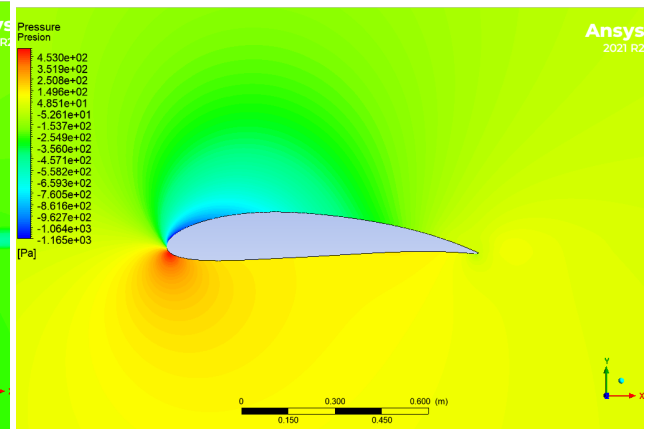
(e) Contorno Velocidad ángulo 5



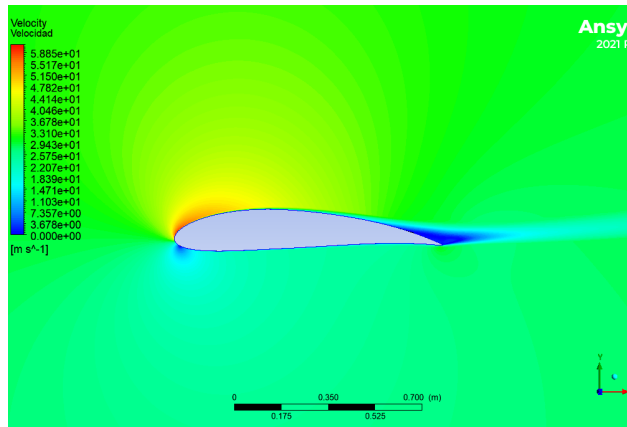
(f) Contorno Presión ángulo 5



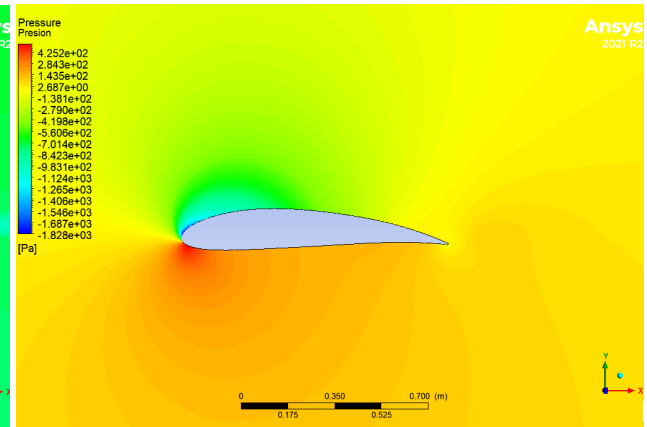
(a) Contorno Velocidad ángulo 7



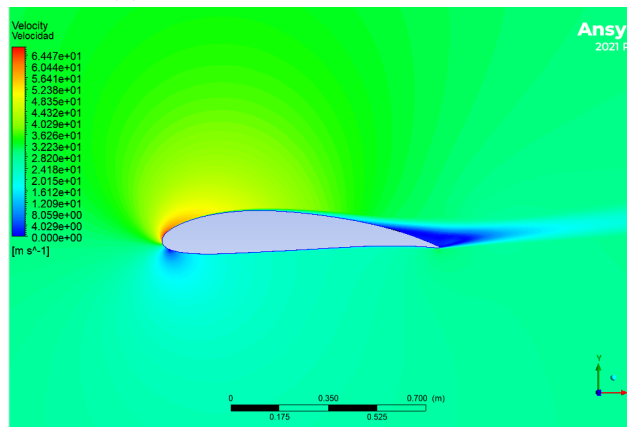
(b) Contorno Presión ángulo 7



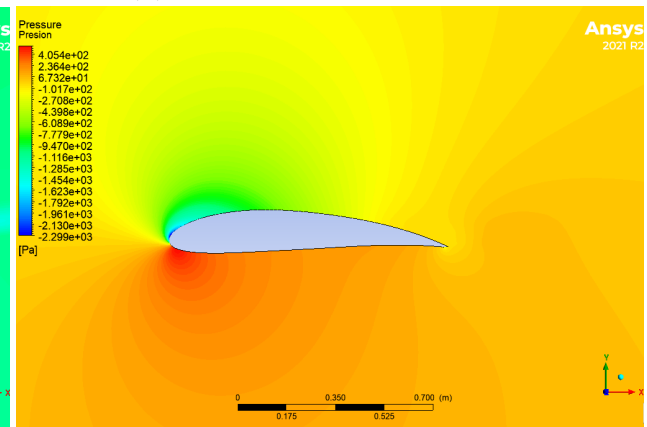
(c) Contorno Velocidad ángulo 10



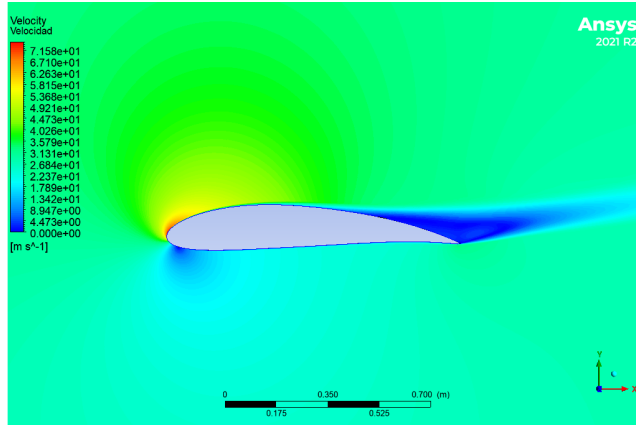
(d) Contorno Presión ángulo 10



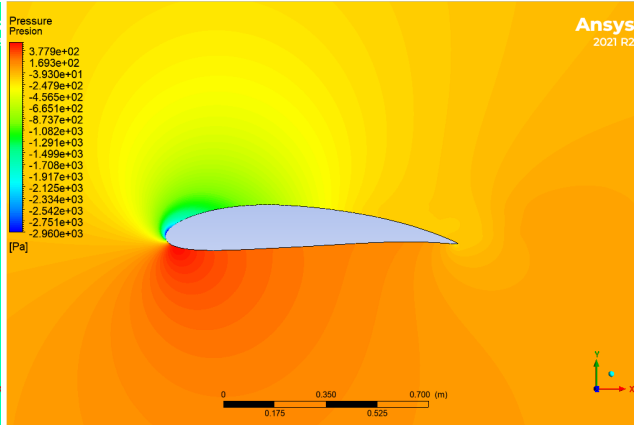
(e) Contorno Velocidad ángulo 12



(f) Contorno Presión ángulo 12

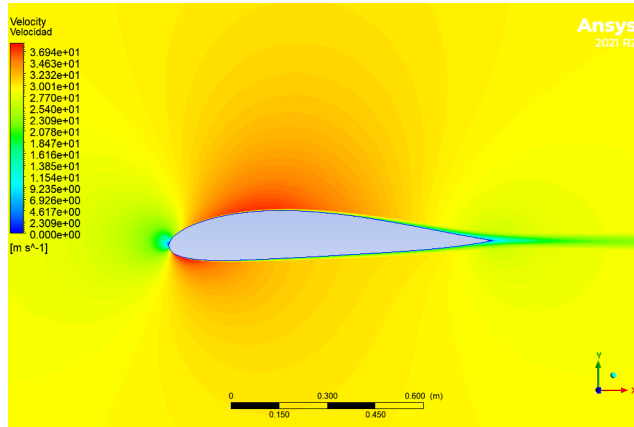


(a) Contorno Velocidad ángulo 15

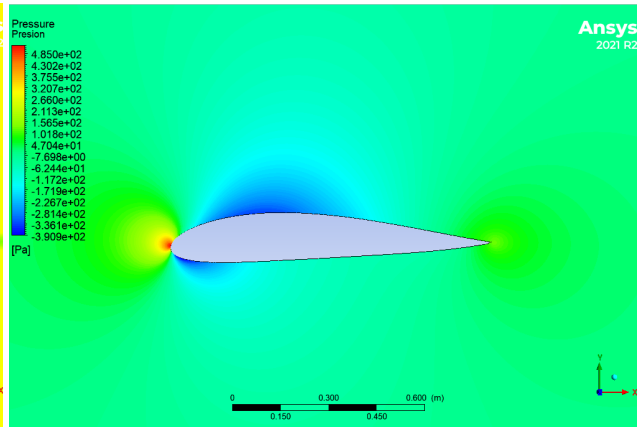


(b) Contorno Presión ángulo 15

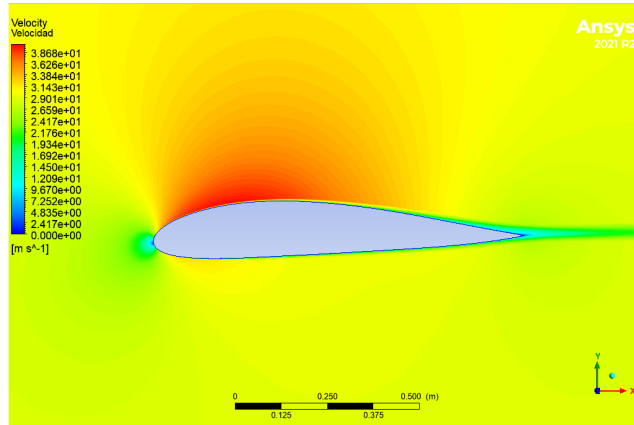
19.6. Simulaciones Transientes para NACA 4415 con deflexión positiva de 0,02.



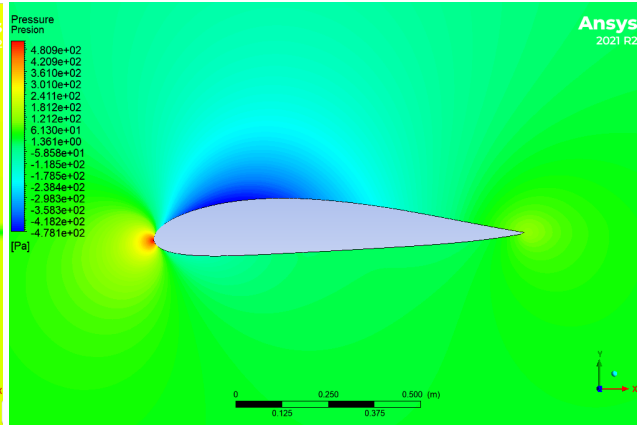
(a) Contorno Velocidad ángulo 0



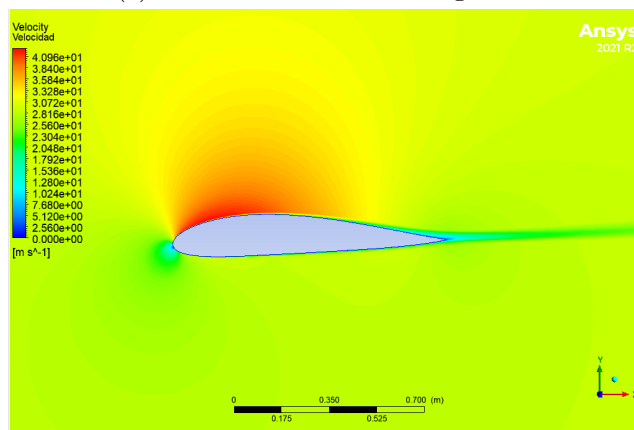
(b) Contorno Presión ángulo 0



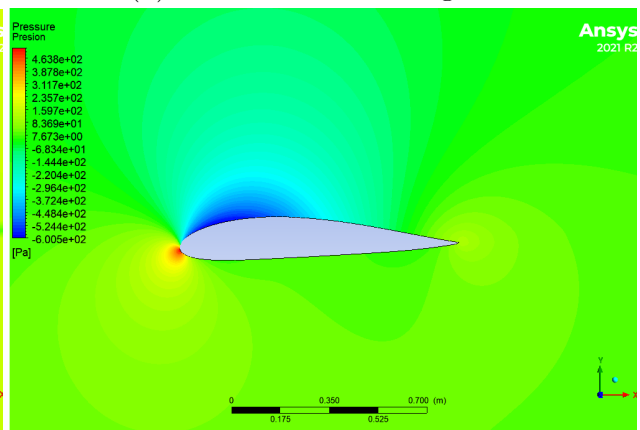
(c) Contorno Velocidad ángulo 3



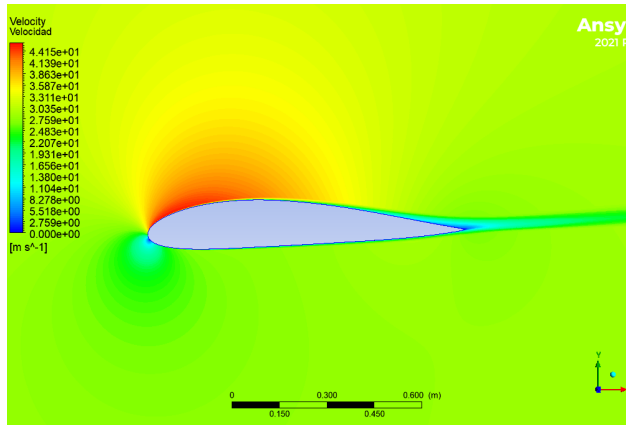
(d) Contorno Presión ángulo 3



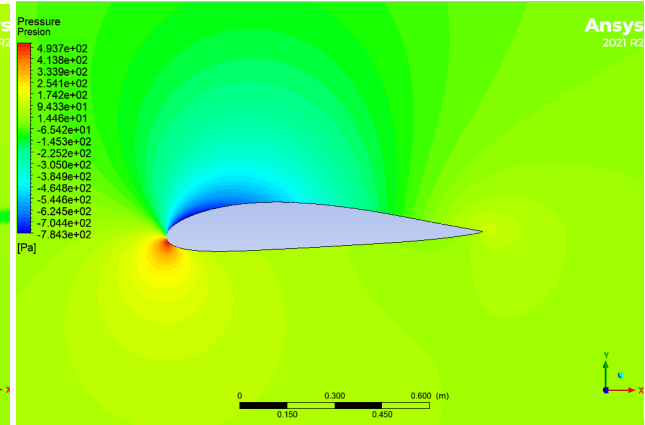
(e) Contorno Velocidad ángulo 5



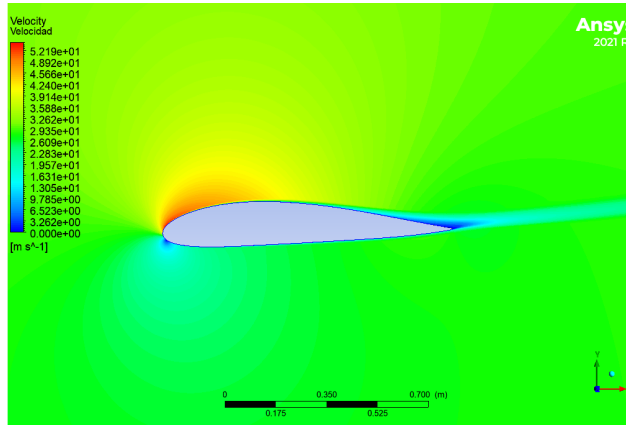
(f) Contorno Presión ángulo 5



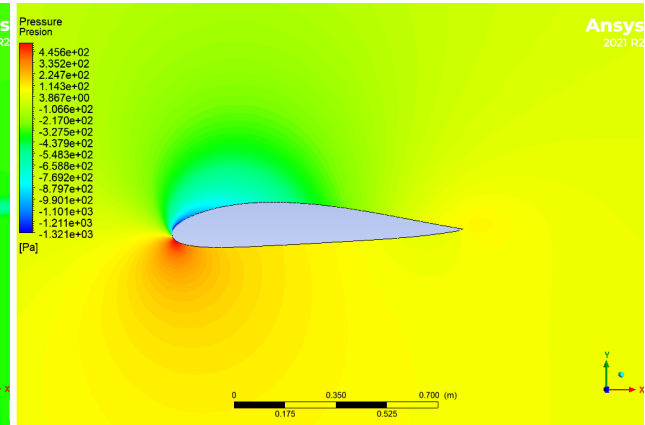
(a) Contorno Velocidad ángulo 7



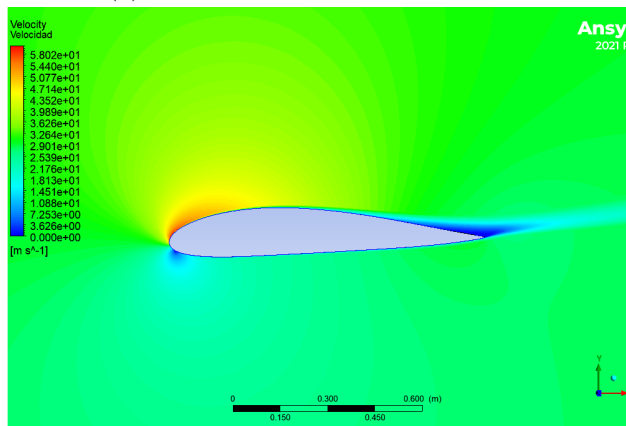
(b) Contorno Presión ángulo 7



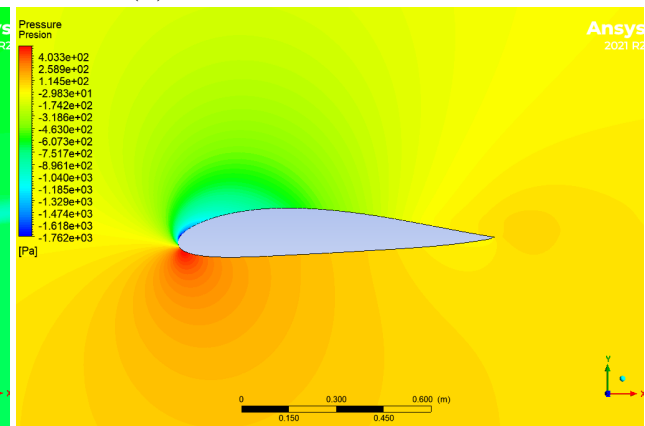
(c) Contorno Velocidad ángulo 10



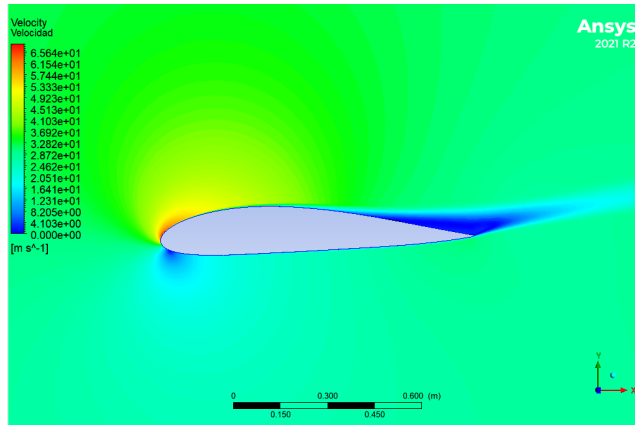
(d) Contorno Presión ángulo 10



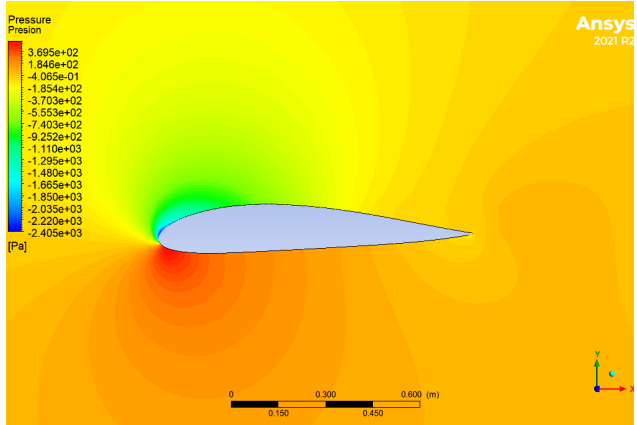
(e) Contorno Velocidad ángulo 12



(f) Contorno Presión ángulo 12



(a) Contorno Velocidad ángulo 15



(b) Contorno Presión ángulo 15