

Análisis fluido dinámico y computacional de un modelo de un perfil aerodinámico subsónico

Yeferson Esneider Pinzón Rodríguez y Julio Cesar Rodríguez Morato

Tesis de grado para optar al título de Ingeniero Mecánico

Director

Ph.D. Manuel de Jesús Martínez

Doctor en ingeniería mecánica

Universidad Industria de Santander

Facultad de Ingenierías Fisicomecánicas

Escuela de Ingeniería Mecánica

Bucaramanga

2021

Contenido

	Pág.
Introducción	14
1. Planteamiento del Problema.....	17
2. Justificación Del Problema	19
3. Objetivos	20
3.1 Objetivo General	20
3.2 Objetivos Específicos	20
4. Delimitación Del Problema.....	21
4.1 Alcances	21
4.2 Limitaciones.....	21
5. Metodología	22
5.1 Diseño Virtual Túnel Tipo Eiffel Velocidad Subsónica	22
5.2 Selección de los perfiles NACA	22
5.3 Análisis Fluidodinámico Computacional.....	23
6. Marco Teórico.....	25
6.1 Acondicionamiento de Túnel De Viento	25
6.2 Tipos de Túneles Aerodinámicos.....	26
6.3 Perfiles Aerodinámicos	28
6.4 Fuerzas sobre un Perfil.....	29

6.5 Coeficientes de Sustentación y Arrastre.	32
6.6 Coeficiente de presión C_p	34
6.7 Capa limite	35
6.9 Ecuaciones de Dominio de Flujo	37
6.10 Conservación de Masa	38
6.11 Conservación de Momentum	38
6.12 Numero de Mach.....	39
6.13 Fluido Incompresible	41
6.14 Ecuaciones de Navier Stokes Promediadas de Reynolds (RANS).....	42
6.15 Turbulencia	43
6.16 Numero de Reynolds Crítico	45
6.17 Modelo De Turbulencia Spalart Allmaras	46
6.17.1 Ecuación de transporte para el modelo Spalart-Allmaras	47
6.17.2 Modelado de la viscosidad turbulenta.....	48
6.17.3 Modelado de la Producción Turbulenta	48
6.17.4 Modelado la Destrucción Turbulenta.....	50
6.17.5 Constantes del Modelo.....	50
6.17.6 Condiciones de límite de Pared.....	51
6.18 Algoritmo de Solución Basado en la Presión	51
6.18.1 Ecuación de transporte escalar general: discretización y solución	53
6.18.2 solucionador a base de Presión	55
6.18.3 Acoplamiento presión – velocidad.....	56
6.18.4 Algoritmo de Acoplado.....	57

6.18.5 Discretización Espacial - Gradiente.....	58
7. Desarrollo Metodológico	60
7.1 Diseño del Túnel de Viento	60
7.2 Análisis Computacional	63
7.2.1 Análisis computacional NACA 23012.....	63
7.2.1.1 Condiciones de contorno.....	65
7.2.1.2 Discretización.....	66
7.2.1.3 Factores de relajación.....	66
7.2.2 Análisis Computacional NACA 4412.....	67
7.2.2.1 Condiciones de contorno.....	68
7.2.2.2 Discretización y Factores de relajación.	69
7.3 Resultados Computacionales	69
7.3.1 Resultados análisis NACA 23012.....	70
7.3.1.1 Residuos de simulación computacional NACA 23012.....	70
7.3.1.2 Coeficientes de sustentación y arrastre NACA 23012.....	70
7.3.1.3 Contornos de presión y coeficiente de presión NACA 23012.....	73
7.3.1.4 Contornos de velocidad y líneas de corriente NACA 23012.....	80
7.3.1.5 Capa limite NACA 23012.....	86
7.3.2 Resultados análisis NACA 4412.....	90
7.3.2.1 Residuos de Simulación Computacional NACA 4412.....	90
7.3.2.2 Coeficientes de sustentación y arrastre NACA 4412.....	91
7.3.2.3 Contornos de presión y coeficiente de presión NACA 4412.....	94
7.3.2.4 Contornos de velocidad y líneas de corriente NACA 4412.....	102

7.3.2.5 Capa limite NACA 4412.....	108
8. Cálculo De Errores.....	111
8.1 Calculo de errores NACA 23012.....	111
8.2 Calculo de errores NACA 4412.....	114
9. Conclusiones	117
10. Trabajos Futuros	119
Referencias Bibliográficas	120
Apéndices.....	122

Lista de Figuras

	Pág.
Figura 1. Variación de la forma de la cámara de ensayos de un túnel de viento en función del número de Mach.....	18
Figura 2. Metodología del proyecto de investigación.....	24
Figura 3. <i>Túnel de viento de circuito abierto</i>	27
Figura 4. <i>Túnel de viento de circuito cerrado</i>	27
Figura 5. Terminología de un perfil aerodinámico.	29
Figura 6. Fuerzas de arrastre y sustentación actuantes sobre un perfil.	30
Figura 7. Curvas típicas C_L y C_D versus α de una sección NACA.....	33
Figura 8. Gráfica Polar para diferentes números de Reynolds de una sección NACA.	34
Figura 9. Desarrollo de Capa Limite viscosa sobre placa plana.....	36
Figura 10. Variación de la presión respecto al número de Mach.....	40
Figura 11. Clasificación de flujo de acuerdo con el número de Mach.	41
Figura 12. Dominio de flujo.....	44
Figura 13. Efectos de la Aero-dinamización a diferentes Reynolds.....	46
Figura 14. Métodos de solución basados en presión.....	52
Figura 15. Volumen de control utilizado para ilustrar la discreción de una ecuación de transporte escalar.....	54
Figura 16. Evaluación del centroide de celda.....	59

Figura 17. Vista Isométrica del túnel viento	61
Figura 18. Vista del área de pruebas	62
Figura 19. Vista Lateral del área de pruebas del túnel de viento virtual.....	63
Figura 20. Malla por defecto NACA 23012.....	64
Figura 21. Mallado con inflación NACA 23012.....	64
Figura 22. Mallado con refinamiento nivel 1 NACA 23012.....	65
Figura 23. Mallado con refinamiento nivel 2 NACA 23012.....	65
Figura 24. Malla por defecto NACA 4412.....	67
Figura 25. Mallado con inflación NACA 4412.....	68
Figura 26. Mallado con refinamiento NACA 4412.....	68
Figura 27. Residuos computacionales NACA 23012.....	70
Figura 28. Coeficiente de sustentación (Cl) vs ángulo de ataque (α) NACA 23012	71
Figura 29. Coeficiente de arrastre (Cd) vs ángulo de ataque (α) NACA 23012	72
Figura 30. Contorno de presión inflación NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$	74
Figura 31. Coeficiente de presión NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$	74
Figura 32. Contorno coeficiente de presión NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$	75
Figura 33. Contorno de presión inflación NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$	75
Figura 34. Coeficiente de presión NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$	76
Figura 35. Contorno coeficiente de presión NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$	76
Figura 36. Contorno de presión inflación NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$	77
Figura 37. Coeficiente de presión sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$	78
Figura 38. Contorno coeficiente de presión sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$	78
Figura 39. Contorno de velocidad refinamiento 1 NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$	80

Figura 40. Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 0$	81
Figura 41. Contorno de velocidad refinamiento 1 NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$	82
Figura 42. Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$	83
Figura 43. Contorno de velocidad inflación NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$	84
Figura 44. Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$	85
Figura 45. Distribución de la capa limite sobre el borde de salida NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$	86
Figura 46. Distribución de la capa limite sobre el borde de salida	87
Figura 47. Distribución de la capa limite sobre el borde de salida	88
Figura 48. Desarrollo de la capa limite sobre el borde de salida	89
Figura 49. Residuos computacionales NACA 4412.....	91
Figura 50. Coeficiente de sustentación (Cl) vs ángulo de ataque (α) NACA 4412	92
Figura 51. Coeficiente de arrastre (Cd) vs ángulo de ataque (α) NACA 4412	93
Figura 52. Contorno de presión inflación NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$	95
Figura 53. Coeficiente de presión NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$	96
Figura 54. Contorno coeficiente de presión NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$	96
Figura 55. Contorno de presión inflación NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$	97
Figura 56. Coeficiente de presión NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$	98
Figura 57. Contorno coeficiente de presión NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$	98
Figura 58. Contorno de presión inflación NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$	99
Figura 59. Coeficiente de presión sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$	100
Figura 60. Contorno coeficiente de presión sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$	100
Figura 61. Contorno de velocidad refinamiento NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$	102
Figura 62. Líneas de corriente sección NACA 4412, $\alpha = 0$	103

Figura 63. Contorno de velocidad refinamiento, $\alpha = 6^\circ$	104
Figura 64. Líneas de corriente sección NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$	105
Figura 65. Contorno de velocidad inflación NACA, $\alpha = 12^\circ$	106
Figura 66. Líneas de corriente sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$	107
Figura 67. Distribución de la capa limite sobre el borde de salida NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$	108
Figura 68. Distribución de la capa limite sobre el borde de salida NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$	109
Figura 69. Distribución de la capa limite sobre el borde de salida NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$	110
Figura 70. Desarrollo de la capa limite sobre el borde de salida NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$	110
Figura 71. Gráfica de errores en coeficiente de sustentación NACA 23012	112
Figura 72. Gráfica de errores en arrastre NACA 23012	113
Figura 73. Gráfica de errores en coeficiente de sustentación NACA 4412	115
Figura 74. Gráfica de errores en arrastre NACA 4412	116

Lista de Tablas

	Pág.
Tabla 1. Discretización.....	66
Tabla 2. Factores de relajación.....	66
Tabla 3. Comparación coeficiente de sustentación NACA 23012.....	71
Tabla 4. Comparación coeficiente de arrastre NACA 23012.....	72
Tabla 5. Comparación coeficiente de sustentación NACA 4412.....	91
Tabla 6. Comparación coeficiente de arrastre NACA 4412.....	92
Tabla 7. Error porcentual coeficiente de sustentación NACA 23012.....	112
Tabla 8. Error porcentual coeficiente de arrastre NACA 23012.....	113
Tabla 9. Error porcentual coeficiente de sustentación NACA 4412.....	114
Tabla 10. Error porcentual coeficiente de arrastre NACA 4412.....	115

Lista de Apéndices

	Pág.
Apéndice A. Proceso de elaboración de la simulación computacional	122
Apéndice B. Contornos de presión NACA 23012	133
Apéndice C. Contornos de Velocidad NACA 23012	136
Apéndice D. Coeficientes de presión NACA 23012	142
Apéndice E. Contornos de presión NACA 4412	145
Apéndice F. Contornos de Velocidad NACA 4412.....	148
Apéndice G. Coeficientes de presión NACA 4412	154
Apéndice H. Comparación de resultados con alto Reynolds.....	158

Resumen

Título: Análisis fluido dinámico y computacional de un modelo de un perfil aerodinámico subsónico ^{1*}

Autor: Julio Cesar Rodríguez Morato y Yeferson Esneider Pinzón Rodríguez^{2**}

Palabras Clave: Túnel de Viento, Dinámica de Fluidos Computacional, Aerodinámica, Subsónico, Fluido Dinámico, Turbulencia, Volumen de Control, Coeficientes Sustentación y Arrastre, Capa Límite.

Descripción:

Este proyecto de investigación se propone comprender los fenómenos de flujo a velocidad subsónica mediante el uso CFD (Computational Fluid Dynamics) la simulación numérica de flujo compresible que actúa sobre dos perfiles aerodinámicos (NACA 23012 y NACA 4412) por medio de un análisis bidimensional, aplicando el modelo de turbulencia de Spalart Allmaras y los conceptos de la mecánica de fluidos, como las ecuaciones de dominio de flujo y ecuaciones de Navier – Stokes.

El estudio implica el diseño de un túnel de viento mediante software CAD, y se toma la geometría de la sección de pruebas como volumen de control para realizar un análisis bidimensional por medio del software ANSYS. Al generar un discretizado espacial se puede determinar el comportamiento del flujo adaptando las condiciones de frontera y de flujo, siguiendo así un proceso de simulación.

Con este proceso se busca la convergencia de resultados al obtener el desarrollo de la capa límite y los coeficientes de arrastre, sustentación y presión; que actúan alrededor del perfil aprovechando la herramienta FLUENT con distintos modelos discretizados. Obtenidos los resultados, se comparan con datos experimentales previamente realizados de anteriores trabajos investigativos, con el que se determina errores mínimos para demostrar la viabilidad de la investigación.

Se logra una buena convergencia en la comparación de resultados sobre ambos perfiles, lo que concluye la eficiencia de este proyecto al momento de realizar y de analizar flujo compresible, y que puede mejorarse aplicando modelos discretizados ordenados, usando otros tipos de software especializados, y realizando estudios experimentales con túnel de viento.

^{1*} Proyecto de grado

^{2**} Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica.

Director: Manuel de Jesús Martínez

Abstract

Title: Dynamic and Computational Fluid Analysis of Model of Subsonic Aerodynamic Profile ^{3*}

Author: Julio Cesar Rodríguez Morato y Yeferson Esneider Pinzón Rodríguez^{4**}

Keywords: Wind Tunnel, Computational Fluid Dynamics, Aerodynamics, Subsonic, Dynamic Fluid, Turbulence, Control Volume, Lift and Drag Coefficients, Boundary Layer.

Description:

This research project aims to understand the phenomena of flow at subsonic speed using CFD (Computational Fluid Dynamics) the numerical simulation of compressible flow acting on two aerodynamic profiles (NACA 23012 y NACA 4412) by means of a two-dimensional analysis, applying the Spalart Allmaras turbulence model and the concepts of fluid mechanics, such as flow domain equations and Navier – Stokes equations.

The study involves designing a wind tunnel using CAD software and takes the geometry of the test section as a control volume for two-dimensional analysis using ANSYS software. By generating a spatial discretization, you can determine the behavior of the flow by adapting the border and flow conditions, thus following a simulation process.

This process seeks the convergence of results by obtaining the development of the boundary layer and the coefficients of drag, lift, and pressure, acting around the profile taking advantage of the FLUENT tool with different discretized models. Obtained the results, they are compared with experimental data previously carried out from previous research work, with which minimum errors are determined to demonstrate the feasibility of the research.

Good convergence is achieved in comparing results on both profiles, which concludes the efficiency of this project when performing and analyzing compressible flow, and which can be improved by applying ordered discretized models, using other specialized software types, and conducting experimental wind tunnel studies.

^{3*} Bachelor thesis

^{4**} Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica.

Director: Manuel de Jesús Martínez

Introducción

Como continuo análisis y estudio de problemas que se abarcan en la ingeniería se involucra la mecánica de fluidos, su importancia fundamental es lograr entender la relación de los fluidos en el entorno con el que interactúa; esto requiere observar su comportamiento ya sea que se encuentren en movimiento o en reposo. Como todo análisis de problemas que se interpreta con las leyes físicas, la mecánica de fluidos no es la excepción, y con el avance de la tecnología, la necesidad de expandir los conocimientos del comportamiento de los fluidos y la complejidad de algunas situaciones específicas, se usan softwares especializados para su determinado análisis y simulación.

Se habla actualmente de la 4ta revolución industrial, un auge del trabajo en forma digitalizada e informatizada para poder monitorear todos los procesos y actividades. Esta industria vincula los proyectos de fabricación aditiva, una tecnología de suma importancia y de alto crecimiento hoy en día, los procesos de big data para la interconexión de información y la simulación de procesos.

Hablando en términos de operación que es el principal foco de la revolución industrial, trabajar con simulación es extremadamente esencial para evitar que determinado problema que ha sido identificado en un proyecto sea hallado al momento de construirlo o finalizarlo. Esto se traduce en altos costos tanto de financiación como morales, definiendo la inviabilidad de la inversión y la mala confianza al momento de desarrollar lo planeado. Por ello, la aplicación de la simulación en las etapas iniciales de planes de ingeniería es evitar diversos problemas y garantizar la credibilidad de los productos.

La simulación en ingeniería asistida por computadora o Computer Aided Engineering (CAE por sus siglas en inglés) es un conjunto de tecnologías de simulación computacional que permite analizar la mayor cantidad de opciones para resolver un problema a bajo riesgo y costo.

Entre estas tecnologías se encuentran la simulación fluida, estructural, manufactura aditiva, semiconductores y electromagnetismo. Para el desarrollo o aplicación de alguna rama computacional es necesario el uso de un software de ingeniería comercial o libre, que puede abarcar varias secciones de desarrollo:

Decisiones preliminares: se define la naturaleza del proyecto los modelos de simulación, ecuaciones y técnicas necesarias a desarrollar.

Procesamiento: abarca el diseño de la geometría, la región de interés o dominio físico alrededor del cuerpo a estudiar, el desarrollo de la malla computacional sobre ese dominio físico y las condiciones de contorno y condiciones iniciales del fluido.

Solucionador: que lleva a cabo la resolución del sistema de ecuaciones mediante las técnicas numéricas.

Post - procesador: es la visualización de los resultados.

Todo esto implica la interpretación y verificación de los resultados por parte del ingeniero ya que es quien valida la viabilidad de estos para la continuación del proyecto.

La dinámica de fluidos computacional (CFD- Computational Fluid Dynamics) es un estudio numérico del comportamiento de un fluido (velocidad, presión, viscosidad, temperatura, etc.) mediante un sistema computacional y complementado por investigaciones teóricas y experimentales.

Por las características de la simulación y de las diferentes áreas de la dinámica de fluidos, el uso del CFD tiene ventajas a la hora de resolver sistemas de fluidos:

Reducción de tiempo en el análisis y minimización de costos en nuevos diseños, analizar con detalle condiciones de flujo en sistemas complejos que difícilmente se pueden hacer experimentalmente y el detalle ilimitado en el diseño de cada aspecto sobre el sistema que se trabaje.

Este proyecto investigativo se basa en la aplicación de los conocimientos aerodinámicos teóricos y experimentales del comportamiento de un fluido que interactúa con un cuerpo sólido, en este caso la interacción del flujo de aire sobre perfiles alares de denominación NACA.

El fin del proyecto es lograr obtener datos de reiteradas simulaciones que se van a realizar, para examinar el comportamiento del flujo que interacciona sobre el cuerpo sólido de los perfiles alares en diferentes ángulos de ataques, validándolos con el mínimo error de porcentaje basados en investigaciones realizadas externamente.

Este proyecto provee la información necesaria y el estudio válido de varias pruebas aerodinámicas por medio de simulaciones complementadas en el software ANSYS, verificando la veracidad de los resultados y las correcciones necesarias para la valorización de esta obra ingenieril.

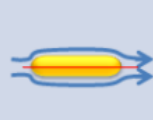

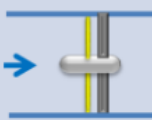


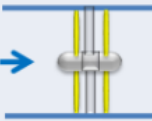
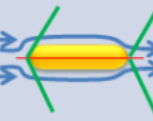
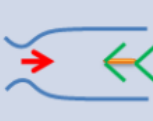
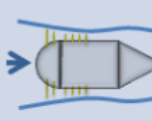
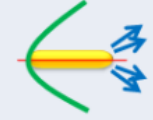

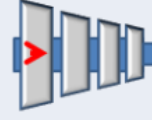
1. Planteamiento del Problema

Para tener en cuenta los laboratorios de simulación sobre túnel de viento deben tener herramientas que logre medir las variables (instantánea y promedio) como la velocidad, turbulencia, presión, humedad relativa, temperatura del aire, entre otras, y la finalidad de los ensayos es suministrar información sobre las particularidades del flujo en las proximidades del cuerpo en consideración. El auge de la aeronáutica ha multiplicado extraordinariamente las necesidades de ensayos en túnel aerodinámicos para reducir costos experimentales.

Cuando se ensayan modelos a escala, la validez de los resultados medidos requiere la existencia de semejanza geométrica, cinemática y dinámica entre el flujo alrededor del modelo y alrededor del obstáculo real, para estos tipos de modelo se distribuye a diferentes túneles de viento dependiendo de la velocidad que soporta el modelo replicado. La simulación dispone de todos los tipos de túneles de viento para atender los diferentes parámetros constituyentes del diseño del modelo como se ve en la figura 1.

Figura 1.

Variación de la forma de la cámara de ensayos de un túnel de viento en función del número de Mach

Régimen de Velocidad	Flujo Típico (Modelo)	Sección de Entrada	Radio de Compresión	Motor o sistemas de motor
Subsónico ($M=0 - 0.7$)			1.0+	
Transónico ($M=0.7 - 1.2$)			1.1	
Supersónico ($M=1.2 - 5$)			2 ($M=2$)	
Hipersónico ($M > 5$)			20 ($M=5$)	

Nota. Tomado de: Túnel de viento. (s.f.). En Wikipedia. Recuperado el 25 de febrero de 2020

El laboratorio de Sistemas de Transporte y Aprovechamiento de Fluidos (laboratorio de STAF) de la Escuela de Ingeniería Mecánica, cuenta con un túnel de viento abierto para bajas velocidades, con el cual se busca realizar estudios experimentales utilizando la geometría del área de pruebas. Con esto se busca abrir un espacio en la investigación científica y enseñanza en el área de aeronáutica y complementarla con el área de la dinámica de fluidos computacional.

2. Justificación Del Problema

La necesidad de contribuir con la misión del desarrollo investigativo en campos de la carrera de Ingeniería Mecánica es apoyar la ampliación del nivel académico y tecnológico de la universidad respecto a las demás universidades. Por otra parte, ayuda que los estudiantes estén cada día afianzándose a las prácticas de expandir conocimientos de la dinámica de fluidos computacional.

Por medio de este proyecto se abarcan los conceptos teóricos de la aerodinámica para así llevarlos a la práctica, logrando que esta rama de estudio sea fundamental en el desarrollo de nuevas tecnologías con la ayuda de modelos didácticos que configuren todo lo necesario para entender el comportamiento del aire a ciertos criterios en el ambiente (presión, temperatura, humedad, flujo volumétrico, fuerzas), y aplicarlo en algunos sectores como el aeronáutico o el automotriz.

Simulando el comportamiento del flujo del aire dentro de un túnel de viento a velocidad subsónica, es posible determinar las propiedades aerodinámicas a las que se somete un objeto de estudio. Este proyecto establece así, la posibilidad a los estudiantes, profesores e investigadores de hacer experimentos, llevando los datos alcanzados a la práctica y comparar la aproximación de resultados.

3. Objetivos

3.1 Objetivo General

Cumplir con la misión de la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad Industrial de Santander, que se enfoca hacia la expansión y transferencia de tecnología para el desarrollo del conocimiento académico, por medio del análisis fluido dinámico computacional del modelo de un perfil aerodinámico subsónico.

3.2 Objetivos Específicos

- Diseñar un modelo virtual de un túnel de viento abierto tipo EIFFEL de sección transversal cuadrada, con área de prueba de 300x300 mm.
- Seleccionar los perfiles de ala tipo NACA y someterlos al flujo que pasa a través de la sección de prueba del túnel virtual para determinar los coeficientes de sustentación y arrastre.
- Determinar la distribución del coeficiente de presión y el comportamiento de capa limite sobre los perfiles seleccionados.
- Analizar y comparar los resultados aerodinámicos obtenidos en el análisis computacional validando el error de los resultados.

4. Delimitación Del Problema

4.1 Alcances

El alcance del proyecto es determinar la capa límite y los coeficientes de sustentación y arrastre del flujo que pasa a través del perfil alar.

Este proyecto está soportado por análisis de modelos computacionales en 2D con validaciones de datos obtenidos de estudios realizados en otras investigaciones.

El alcance máximo es demostrar la veracidad y confiabilidad de los resultados analizados, logrados en un campo simulado con los parámetros y características del flujo que transcurre sobre el cuerpo del perfil alar.

4.2 Limitaciones

Las limitaciones presentes en el desarrollo del proyecto son la falta de información y exactitud de este, mayores conocimientos acerca del área aeronáutica y aerodinámica.

El tiempo en el desarrollo de cada intervalo de los modelos simulados entre más se aproxime ser exacto los resultados conlleva mayor gasto de análisis computacional.

Por situaciones ajenas del proyecto se debió hacer modificaciones lo cual hace extender el tiempo de concluir el presente proyecto.

Finalmente hacer validación y comparación de datos con resultados experimentales de otras investigaciones.

5. Metodología

5.1 Diseño Virtual Túnel Tipo Eiffel Velocidad Subsónica

El túnel de viento tipo EIFFEL de velocidad subsónica se divide en varias partes principales:

- Cono de contracción.
- Cámara de ensayo.
- Difusor.
- Ventilador.

Se obtiene las medidas geométricas aproximadas de cada componente, para el desarrollo virtual del túnel con el software CAD.

5.2 Selección de los perfiles NACA

Para determinar los perfiles a simular se toma como referencia “listado de aeronaves que vuelan a velocidades del régimen subsónico” (Delgado Hernandez, Sabogal Aldana, & Tabares Bocanegra, 2005, pág. 156) que muestra de forma gráfica la recopilación de datos estadísticos.

Según la estadística observada en las tablas los perfiles NACA más usados en las aeronaves son el NACA 23012 y NACA 4412.

5.3 Análisis Fluidodinámico Computacional

Una vez seleccionado los perfiles NACA, se estudia el comportamiento del flujo alrededor de estos. Para realizar el estudio es necesario las coordenadas de los perfiles aerodinámicos que se pueden obtener de la base de datos de internet en “airfoil tools” o “UIUC Airfoil Coordinates Database” e importándolas a un programa de CAD o CAE para formar la geometría de cada uno.

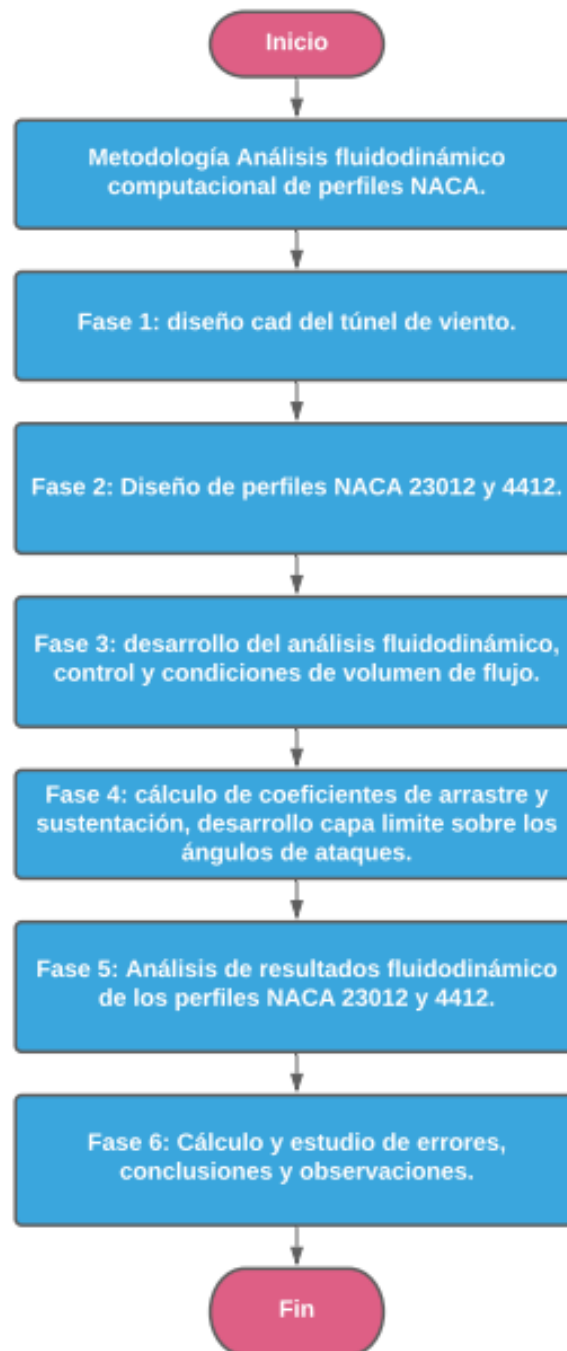
Una vez generados los perfiles, se procede a usar el software ANSYS-Fluent para generar el volumen de control, aplicar las condiciones de flujo y generar el discretizado con el que se determinarán los resultados. Haciendo varias simulaciones se calcula coeficientes de sustentación y arrastre sobre el perfil a diferentes ángulos de ataque.

Se registran los resultados de los perfiles NACA 23012 y NACA 4412 de cada uno de los tipos de malla a trabajar analizando la presión y velocidad que determinará la separación de flujo y el comportamiento de la capa límite.

Finalmente se evalúa y valida los resultados calculando el error porcentual de los coeficientes de arrastre y sustentación, que concluirá el tipo de malla a utilizar para futuros estudios computacionales y experimentales. El siguiente diagrama sintetiza la metodología del análisis computacional.

Figura 2.

Metodología del proyecto de investigación



6. Marco Teórico

6.1 Acondicionamiento de Túnel De Viento

Los túneles aerodinámicos, igualmente llamados túneles de aire (traducción literal al inglés como wind tunnel), son dispositivos científico-tecnológicos cuyo objetivo es generar corriente fluida de cualidades comunes para la medida de las acciones del flujo sobre obstáculos de muy variada naturaleza, aeronáuticos o no, normalmente para el análisis de los fenómenos físicos en los que el aire en movimiento juega un papel absoluto, estudio de estelas, dispersión de contaminantes, apantallamientos, y otros.

El propósito de realizar las pruebas en el túnel aerodinámico es obtener información de las características del flujo sobre la cercanía del cuerpo en consideración, el objeto del ensayo es capaz de adaptarse al experimentar fenómenos aeroelásticos (la respuesta dinámica de las estructuras ante fuerzas aerodinámicas), así como proporcionar los datos necesarios sobre las vibraciones inducidas por el flujo.

Cuando se ensayan modelos a escala, la validez de la obtención de los resultados medidos depende de la semejanza geométrica, semejanza cinemática y dinámica entre el flujo alrededor del modelo y alrededor del obstáculo real, otorgando amplísimo número de aplicaciones, aparte de que el modelo de ensayo sea una réplica geométrica del cuerpo real, en la igualdad de ciertos parámetros adimensionales en ambos flujos, el real y el generado del túnel. De entre estos parámetros, lo más relevantes son sin duda el número de Mach y el número de Reynolds.

6.2 Tipos de Túneles Aerodinámicos

En la actualidad hay diversas aplicaciones de los túneles aerodinámicos, por sus características están contruidos para ciertos procedimientos especifico, acondicionando muchos aspectos del diseño.

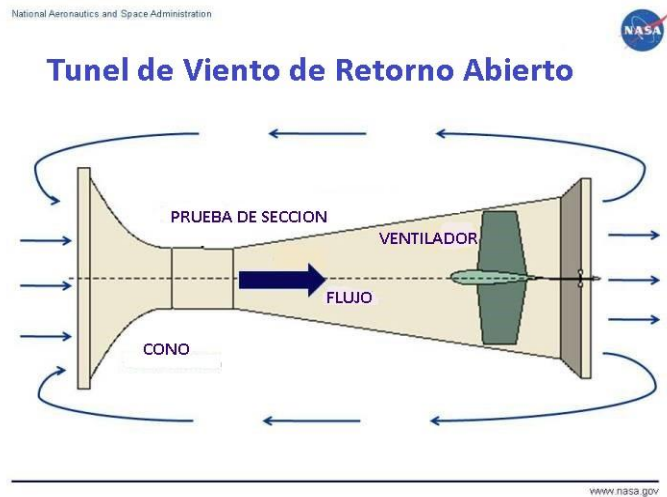
“Los túneles pueden ser subsónicos, transónico, supersónicos o hipersónicos, variando entre ellos la forma y el tamaño de la cámara de ensayos según su número de mach (Figura 1)” (Amaya Carias & Betancourt Mendoza, 2016, p.249)

Según la geometría global del conducto o circuito seguido por el flujo, los túneles aerodinámicos pueden ser: de circuito cerrado, que poseen conducto de retorno; o circuito abierto, que no poseen circuito de retorno.

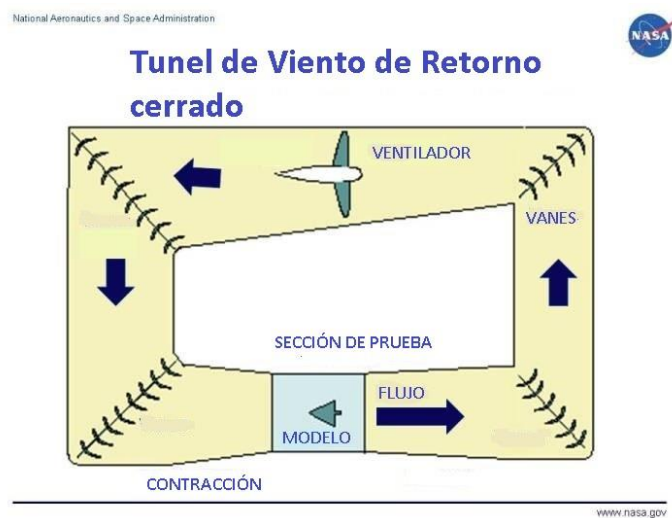
En relación con la cámara de pruebas en los túneles, esta puede ser de succión abierta, es decir, sin paredes laterales, o cerrada (con paredes laterales).

La realidad es que dentro de estos tres tipos básicos hay diversidad de tipos de diseño de túneles aerodinámicos. (Amaya Carias & Betancourt Mendoza, 2016)

En la figura 3 se muestra un túnel de circuito abierto donde el flujo de aire pasa a través del conducto, normalmente organizado en la secuencia tradicional de sección de entrada, contracción, cámara de ensayos, difusor y ventilador. En la figura 4 se muestra un túnel de circuito cerrado o con conducto de retorno con secciones de contracción, cámara de ensayos, difusor, paletas, ventilador y conducto de retorno.

Figura 3.*Túnel de viento de circuito abierto*

Nota. Tomado de: Hall, Nancy. (2015). Open Return Wind Tunnel. Recuperado de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunoret.html>

Figura 4.*Túnel de viento de circuito cerrado*

Nota. Tomado de Hall, Nancy. (2015). Closed Return Wind Tunnel. Recuperado de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuncret.html>

6.3 Perfiles Aerodinámicos

Existen muchas definiciones que pueden precisar el concepto de perfil aerodinámico; a continuación, se presenta algunas, que pueden orientar de manera más específica el concepto:

“La sección de un ala o alabe generada por un plano perpendicular a las generatrices se denomina perfil. La forma y orientación general dependerá de la distancia a partir del plano de simetría.”

“Un perfil es una curva envolvente de una familia de circunferencia de radio variable, cuyos centros se encuentran colocados sobre un arco de curva denominado línea media o esqueleto.”

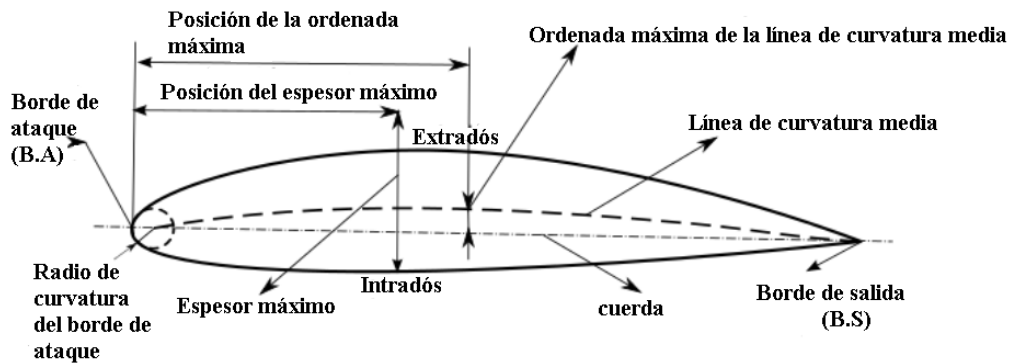
“Se define como un contorno cerrado alargado en la dirección del flujo, que delimita un dominio de espesor variable. Dicho contorno, presenta un borde de ataque generalmente redondeado y un borde de fuga de espesor reducido.”

“Perfil aerodinámico es la sección de una superficie sustentadora, de control o de estabilidad, que se obtiene del corte de un plano perpendicular a la envergadura de la superficie.”

(Martinez Ferri, 2012, p.9)

Figura 5.

Terminología de un perfil aerodinámico.



Nota. Tomado de: Sánchez, J. (2017). Diseño de una Balanza para Túnel de Viento Subsónico.

[Figura]. Recuperado de <http://hdl.handle.net/10251/88163>

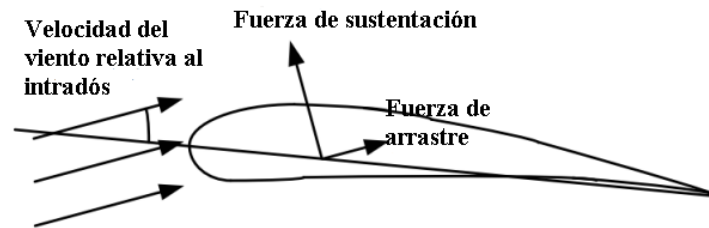
6.4 Fuerzas sobre un Perfil

Las fuerzas de sustentación y de arrastre son las componentes que se obtiene de la fuerza resultante de la corriente de flujo que pasa a través del cuerpo, esta vez sobre el perfil. Ya en una situación real aparece otras fuerzas como el peso, debido a la gravedad, que se compensa con la fuerza de sustentación y la fuerza de arrastre o de empuje que debe ser superior a la fuerza de resistencia para poder estar en movimiento en pleno vuelo.

En el estudio solo se necesita las fuerzas de sustentación y de arrastre, las cuales se evalúan experimentalmente en el túnel de viento, como se muestra en la imagen.

Figura 6.

Fuerzas de arrastre y sustentación actuantes sobre un perfil.



Nota. Tomado de: Sánchez, J. (2017). Diseño de una Balanza para Túnel de Viento Subsónico. [Figura]. Recuperado de <http://hdl.handle.net/10251/88163>

La fuerza de sustentación se desarrolla cuando el flujo de corriente por el aire pasa de abajo hacia arriba, cuya dirección es perpendicular al flujo incidente. Se representa con la letra L por su traducción al inglés Lift.

La fuerza de sustentación es afectada por varios factores.

La forma del perfil del ala. Entre mayor curvatura del perfil, hasta cierto límite es mayor la diferencia de velocidades entre la parte superior e inferior del perfil.

La superficie alar. Cuanta mayor superficie alar que se tenga sobre el perfil mayor es la fuerza de sustentación sobre la superficie. En el diseño se debe tener balance sobre la resistencia con el peso si hay un aumento de envergadura de la superficie se aumenta estas fuerzas.

Velocidad de flujo relativo. A mayor aumento de velocidad del flujo se afecta cuadráticamente la fuerza de sustentación.

Angulo de ataque: si se aumente el ángulo de ataque se aumenta la curvatura de perfil lo cual ha mayor diferencia de velocidad y de presión entre el extradós y el intradós.

La ecuación que lo representa es de la forma.

$$L = \int_A (p \cos\theta - \tau_o \sin\theta) dA \quad (6.1)$$

La fuerza de arrastre es la que actúa de forma paralela al flujo incidente que pasa sobre el perfil provocando resistencia al avance. Se representa con la letra D en traducción en inglés como Drag.

La fuerza de arrastre se engloba estos tipos de resistencia.

Resistencia parasita. Se muestra por la viscosidad del flujo

Resistencia debida a la presión. Se muestra en las puntas de las alas que son los torbellinos que se genera al enfrentar la corriente de flujo.

La ecuación que lo representa es de la forma.

$$D = \int_A (p \sin\theta + \tau_o \cos\theta) dA \quad (6.2)$$

Conceptualmente las fuerzas de arrastre y sustentación pueden calcularse directamente a partir los esfuerzos viscosos y la presión.

- D: fuerza de arrastre
- L: fuerza de sustentación
- p: presión
- τ_o : esfuerzo de corte

En la práctica, para efectos de caracterizar los perfiles, se definen coeficientes adimensionales de sustentación y arrastre.

6.5 Coeficientes de Sustentación y Arrastre.

Las fuerzas desarrolladas en un cuerpo que se somete al flujo de un fluido se determinan, en la mayoría de los casos experimentalmente mediante pruebas de túnel de viento. Para ampliar la utilidad de los resultados, se realiza un análisis dimensional. En perfiles aerodinámicos las fuerzas tienden a variar directamente con la densidad del fluido, el área del ala y el cuadrado de la velocidad. (Oyarzún Suarez, 2005). Considerando lo anterior, el coeficiente de sustentación se define como.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho A U_\infty^2} \quad (6.3)$$

y el coeficiente de arrastre como

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho A U_\infty^2} \quad (6.4)$$

Es práctica común en alas de longitud finita b y cuerda c , definir el área A como el producto $c \cdot b$, donde el cociente b/c se denomina razón de aspecto.

Bajo el concepto de relación de aspecto infinita, las ecuaciones (6.3) y (6.4) pueden simplificarse, donde la longitud del ala b es lo suficientemente grande, por lo que la prueba puede considerarse teóricamente como bidimensional, es decir, $b \gg c$. Estos extremos son insignificantes. (Oyarzún Suarez, 2005, p.14). Considerando lo mencionado en el párrafo anterior, La resistencia de arrastre y el coeficiente de sustentación son:

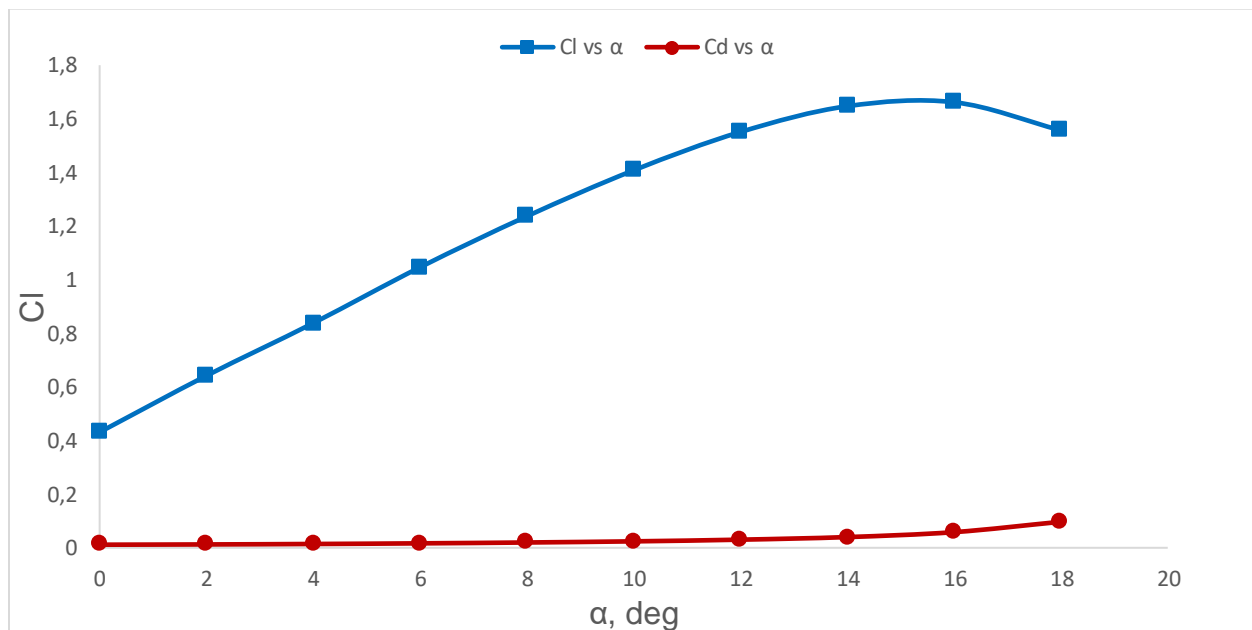
$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} c A U_\infty^2} \quad (6.5)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho A U_\infty^2} \quad (6.6)$$

El comportamiento de estas características aerodinámicas se puede visualizar mejor comparando el coeficiente de arrastre o de sustentación con relación al ángulo de ataque. El ángulo de ataque es el ángulo entre la velocidad relativa al perfil y la cuerda. (Oyarzún Suarez, 2005, p.14). La figura 7 muestra la correlación entre los coeficientes de arrastre y sustentación de un perfil de sección NACA y el ángulo de ataque para varios números de Reynolds.

Figura 7.

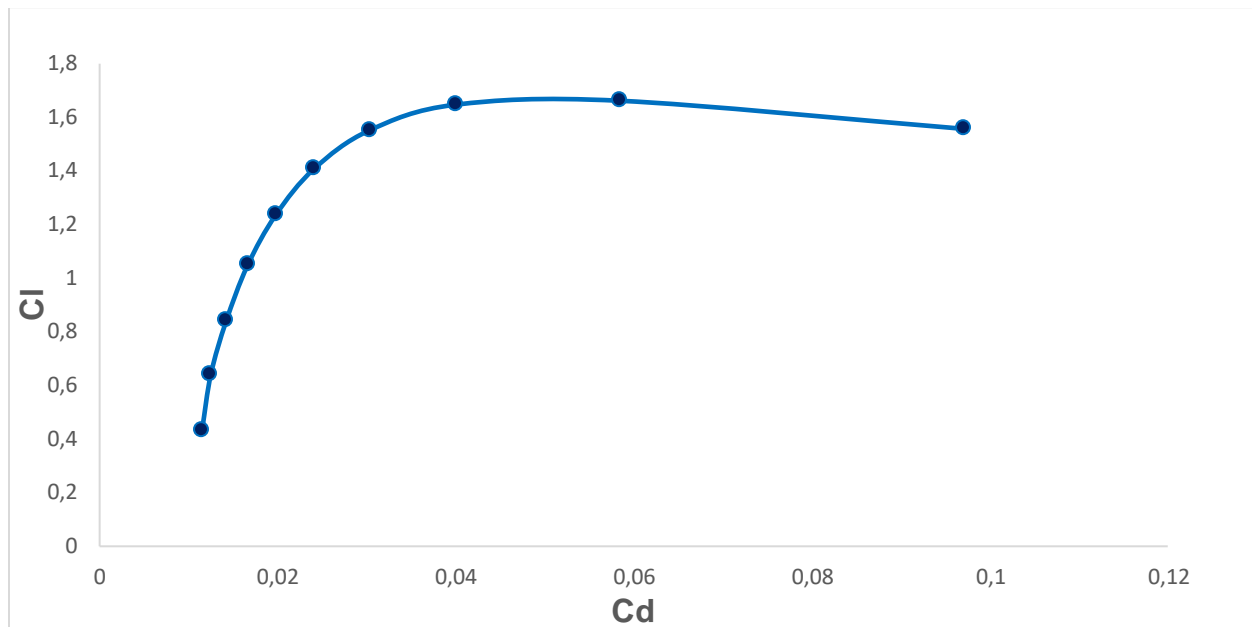
Curvas típicas C_L y C_D versus α de una sección NACA



Por otra parte, en la figura 8 se tiene una gráfica de C_D versus C_L conocida como gráfica polar.

Figura 8.

Gráfica Polar para diferentes números de Reynolds de una sección NACA.



6.6 Coeficiente de presión C_p

En el análisis aerodinámico es importante determinar el coeficiente de presión (C_p). Este parámetro se define como la diferencia entre la presión estática local y la presión estática de la corriente libre que transcurre sobre el perfil sujeta por la dimensión de la presión dinámica de la corriente libre, dicho lo anterior el coeficiente de presión C_p se define como:

$$C_p = \frac{\bar{P} - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \quad 6.7$$

Donde P_∞ es la presión termodinámica de la corriente libre [Pa], ρ_∞ es la masa específica de la corriente libre [kg / m^3] y \bar{P} es la presión termodinámica promedio [Pa].

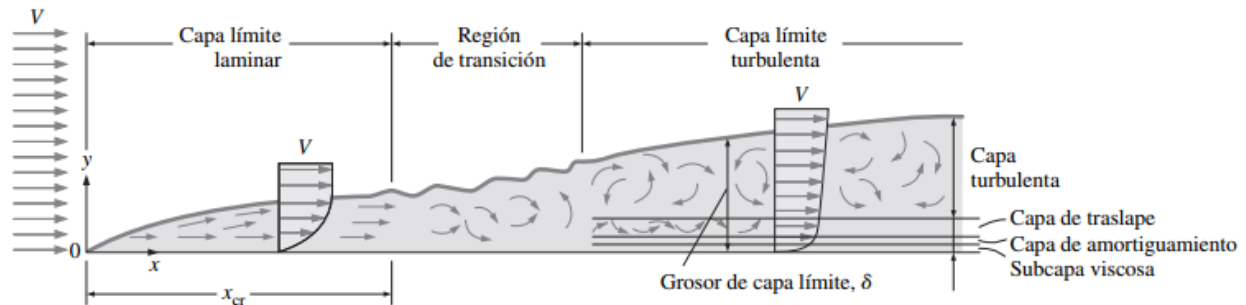
Si se analiza la ecuación (6.7) se observa que para un flujo incompresible el coeficiente de presión C_p en el punto de estancamiento es igual a 1 ya que en este punto la presión de la corriente libre es igual a la presión de estancamiento. Definiendo así el punto máximo del coeficiente de presión, C_p . Continuando con el análisis se encuentra también que en regiones donde $\bar{P} < P_\infty$ y con eso $\bar{u} > V_\infty$, el C_p tendrá valores negativos. A partir de la distribución del coeficiente de presión en el extrado y el intrado de la superficie en la sustentación se relaciona el coeficiente de elevación con el coeficiente de presión:

$$C_L = - \int_{BA}^{BF} c_{pe} dS_e + \int_{BF}^{BA} c_{pi} dS_i \quad 6.8$$

Donde el c_{pi} es el coeficiente de presión en el intrado y el c_{pe} es el coeficiente de presión en el extrado.

6.7 Capa límite

En el estudio de la aerodinámica se encuentra la capa límite donde existen dos tipos de capa límite, la capa límite laminar y la capa límite turbulenta. El segundo límite es un poco más grueso que el primero lo cual hay movimiento en cualquier dirección del fluido y se disipa mayor energía y en consecuencia la fuerza de fricción es mayor.

Figura 9.*Desarrollo de Capa Limite viscosa sobre placa plana*

Nota. Tomado de: Cengel, Y.; Cimbala, J. (2006). *Mecánica de Fluidos Fundamentos y aplicaciones* (Vol. 1). Recuperado de McGraw-Hill Interamericana

La dependencia del que la capa límite de un avión sea laminar o turbulenta es proporcional al tamaño del avión. Según esto se los aviones convencionales siempre tienden a tener una capa límite turbulenta, son los muy pocos que tienen una capa laminar son los aviones aeromodelismo que son los suficientes pequeños. Se ha demostrado que la capa turbulenta tiene ventajas sobre el laminar

El flujo laminar pierde velocidad a lo largo de la capa límite, provocando que se detenga o haya retroceso en el flujo y se pierda el flujo en la superficie. Este efecto es perjudicial para los aviones por que la sustentación depende del que el flujo siga la forma de la superficie del perfil alar del avión, si se desgasta la capa límite en el flujo del perfil laminar provoca que el avión pierda altura por falta de sustentación en el perfil alar.

La capa límite es la variación de velocidades que se depende en las líneas del corriente del flujo y el perfil alar por el que se desplaza. Cuando se presenta la capa límite se forma otro fenómeno como la viscosidad, una propiedad inherente del cualquier fluido. La variación de

velocidades en el principio de Bernoulli es proporcional a la variación de presiones en el fluido, que dan los efectos de las fuerzas de sustentación y de arrastre.

En aeronáutica aplicada a la aviación comercial, se suele optar por perfiles alares que generan una capa límite turbulenta, ya que ésta permanece adherida al perfil a mayores ángulos de ataque que la capa límite laminar, evitando así que el perfil entre en pérdida, es decir, deje de generar sustentación aerodinámica de manera brusca por el desprendimiento de la capa límite.

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. Todas estas características varían en función de la forma del objeto.

6.9 Ecuaciones de Dominio de Flujo

Las ecuaciones de dominio definen el flujo de un fluido, son básicamente tres ecuaciones: conservación de masa, conservación de momentum, conservación de energía. Con las dos primeras ecuaciones se puede simular numéricamente el flujo de un fluido, ya la última ecuación es considerada solamente cuando se analizan problemas de transferencia de calor.

En CFD se utiliza la forma discreta de estas ecuaciones que es básicamente la aproximación numérica de la forma diferencial o integral de cada una de estas ecuaciones.

La forma diferencial de estas ecuaciones es definida considerando un volumen de control infinitesimal y se asume que las propiedades de flujo (presión, densidad, temperatura, componentes de la velocidad) varían en función de tiempo y el espacio, por esta razón es posible calcular la variación de las propiedades en cada una de las caras de un volumen de control infinitesimal.

6.10 Conservación de Masa

La conservación de masa establece que no se puede crear ni destruir masa, por lo tanto, el incremento de masa en un volumen de control es igual a la tasa neta de flujo de masa de entrada dentro del volumen de control.

$$\boxed{\text{Tasa de incremento de masa en un volumen de control}} = \boxed{\text{Flujo de masa entrante} - \text{Flujo de masa saliente}}$$

Realizando el balance de masa sobre un volumen de control infinitesimal se obtiene la ecuación de conservación de masa para un fluido incompresible y expresada de una manera más compacta se aplica el operador de divergencia.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (6.9)$$

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (6.10)$$

6.11 Conservación de Momentum

Representa la segunda ley de Newton, que establece que la tasa de variación de momento sobre un sistema, en este caso sobre un volumen de control infinitesimal, es igual a la suma de fuerzas sobre el sistema.

$$\boxed{\text{Tasa de variación de momento sobre un sistema}} = \boxed{\text{Suma de fuerzas sobre el sistema}}$$

Se debe mencionar que las fuerzas son divididas en 2 tipos: las fuerzas superficiales, como las fuerzas de presión (P) y las fuerzas viscosas (σ), expresadas como la fuerza de unidad de área sobre la superficie de frontera del sistema.

Y las fuerzas de cuerpo expresadas como la fuerza por unidad de masa, que pueden ser la fuerza de gravedad centrífuga, fuerza de coriolis y fuerza electromagnética.

Aplicando la definición de conservación de momentum sobre un volumen de control infinitesimal resultan las ecuaciones correspondientes a las direcciones X, Y.

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} \quad (6.11)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} \quad (6.12)$$

6.12 Numero de Mach

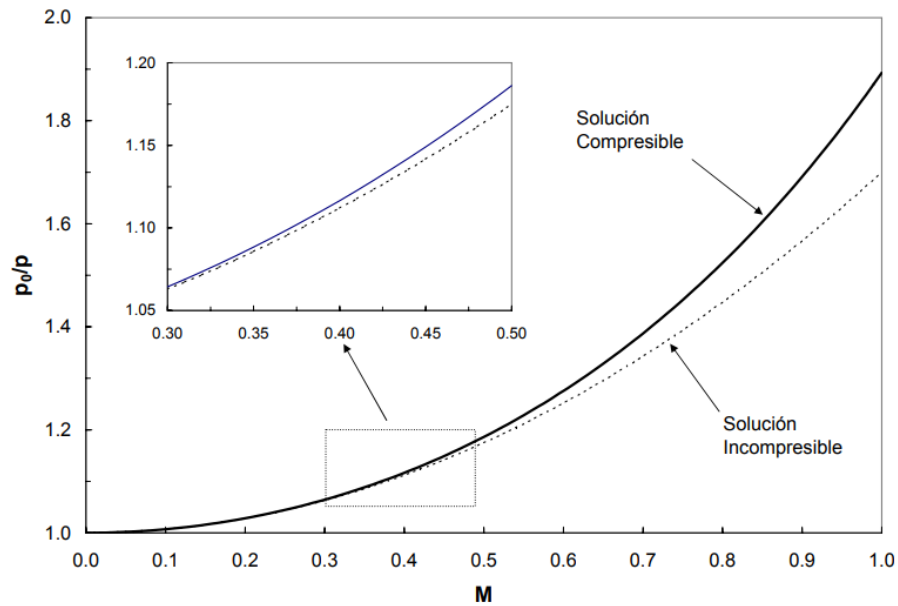
El número de mach (M) es un número adimensional que se define como la razón entre la velocidad de un objeto (V) y la velocidad del sonido en el medio que se desplaza dicho objeto (V_s)

$$M = \frac{V}{V_s} \quad (6.13)$$

La velocidad del sonido es la velocidad con la que se propaga una onda de presión a través de un fluido. La compresibilidad agrega una nueva posibilidad que queda caracterizada por el valor del número de mach. La figura 18 muestra la variación de presión respecto del número de mach, tanto para flujo compresible como flujo incompresible.

Figura 10.

Variación de la presión respecto al número de Mach.



Nota Tomado de: anónimo. (s.f.) [Figura] Recuperado de https://www.ucursos.cl/ingenieria/2007/2/ME33A/1/material_docente/bajar?id_material=138199

Para valores menores a 0,3 la solución compresible es idéntica a la incompresible, y para un valor de $M= 0,4$ la diferencia entre ambas soluciones es de un 4%, por tanto, se concluye que el flujo de un fluido es incompresible cuando $M < 0,3$. Lo anterior, permite la siguiente clasificación:

Figura 11.

Clasificación de flujo de acuerdo con el número de Mach.

<i>Mach regime</i>	<i>Mach number range</i>	<i>Characteristics</i>
Incompressible Subsonic	$0 < M < \approx 0.3$	Classical low speed aerodynamics
Compressible Subsonic	$\approx 0.3 < M < \approx 0.8$	Compressibility effects, no shocks
Transonic	$\approx 0.8 < M < \approx 1.6$	Normal shocks, shock/ boundary layer interactions, etc.
Supersonic	$\approx 1.6 < M < \approx 5.0$	Oblique shocks, expansion waves, linear characteristics
Hypersonic	$M > \approx 5.0$	Bow shocks, thin shock layers, high temperature effects, shock/shock interactions, low density flows, etc.

Nota. Tomado de: Bertin, J. (Ed.). (2014). Aerodynamics for Engineers, International Edition.

Recuperado de Pearson Education

6.13 Fluido Incompresible

En un fluido incompresible con densidad constante en donde se sabe que el número de mach es menor a 0,3 y en donde se registra pequeñas variaciones de temperatura insignificantes, las ecuaciones de dominio suficientes para resolver el flujo son las ecuaciones de continuidad y ecuación de Navier Stokes

$$\text{Momentum-x} \quad \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} \right) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (6.14)$$

$$\text{Momentum-y} \quad \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} \right) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \quad (6.15)$$

Se puede observar que el número de ecuaciones son 3 (P, u, v) y el número de incógnitas son 3, a pesar de esto el sistema no puede ser resuelto debido a la falta de un término temporal de

presión para resolverlo en función del tiempo. Los métodos para resolver este inconveniente son los siguientes:

El primero, utilizando las aproximaciones de la función vorticidad corriente; el segundo método, es la aproximación acoplada, y el tercer método y el más popular comercialmente entre los softwares de CFD, es la corrección de presión el cual presenta una gran variedad de algoritmos de solución (MAC, SIMPLE, SIMPLER, SIMPLEC, Projection Method, PISO)

Básicamente estos métodos consisten en asumir una distribución provisional de presión para resolver las velocidades del fluido utilizando las ecuaciones de conservación de momento, luego este campo de velocidad se verifica si cumple la ecuación de continuidad. Caso no cumpla, la distribución de presiones corregida iterativamente hasta que el campo de velocidad cumpla la ecuación de continuidad y no genere fuentes de masa.

6.14 Ecuaciones de Navier Stokes Promediadas de Reynolds (RANS)

Para minimizar esfuerzos computacionales se utiliza las ecuaciones de Navier Stokes promediadas de Reynolds, conocidas como RANS, para el caso bidimensional de un fluido incompresible. Las ecuaciones son la siguientes:

Momentum-x

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + y \frac{\partial u}{\partial y} \right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \mu \nabla^2 \bar{u} - \rho \left(\frac{\partial (\overline{u'u'})}{\partial x} + \frac{\partial (\overline{u'v'})}{\partial y} \right) \quad (6.16)$$

Momentum-y

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + y \frac{\partial v}{\partial y} \right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial y} + \mu \nabla^2 \bar{v} - \rho \left(\frac{\partial (\overline{v'u'})}{\partial x} + \frac{\partial (\overline{v'v'})}{\partial y} \right) \quad (6.17)$$

Estas ecuaciones son similares a las ecuaciones de Navier Stokes ya conocidas, excepto por los términos de tensiones de Reynolds.

Para eliminar este inconveniente se utiliza la hipótesis de Boussinesq en donde se define la viscosidad turbulenta μ_t .

$$-\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(k + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \delta_{i,j} \quad (6.18)$$

La variable $\delta_{i,j}$ es conocida como función delta de Kronecker y la cantidad k es la energía cinética turbulenta y para flujo bidimensional se expresa mediante

$$k = \frac{1}{2} (\overline{u'u'} + \overline{v'v'}) \quad (6.19)$$

De estas expresiones se obtienen las ecuaciones RANS para flujo bidimensional

Momentum-x

$$\begin{aligned} \rho \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right) \\ = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + 2 \frac{\partial}{\partial x} \left[(\mu + \mu_t) \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[(\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right) \right] - \frac{2}{3} \frac{\partial k}{\partial x} \end{aligned} \quad (6.20)$$

Momentum-y

$$\begin{aligned} \rho \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial t} + \bar{u} \frac{\partial \bar{v}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} \right) \\ = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial y} + 2 \frac{\partial}{\partial y} \left[(\mu + \mu_t) \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[(\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial x} \right) \right] - \frac{2}{3} \frac{\partial k}{\partial y} \end{aligned} \quad (6.21)$$

6.15 Turbulencia

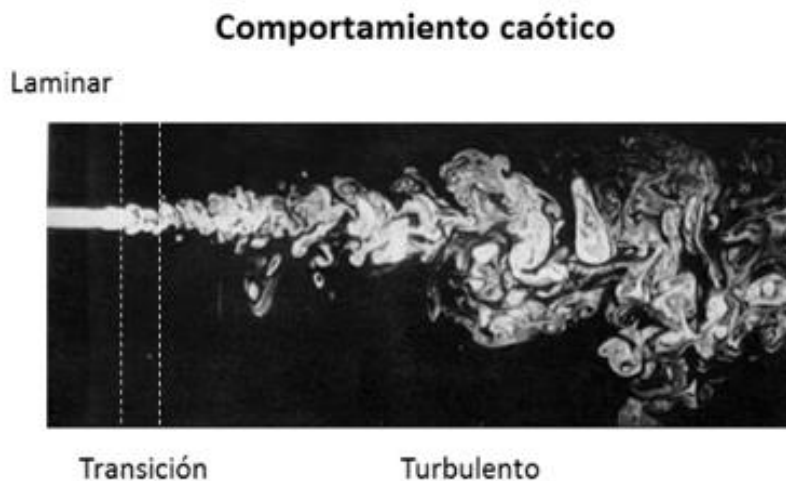
En el régimen de flujo laminar el movimiento de fluido es ordenado y se mueve en laminas paralelas sin entremezclarse. En el caso de un régimen turbulento, estas láminas se mezclan

intensamente mostrando un comportamiento caótico, debido al incremento de momento y al intercambio de energía entre las moléculas del fluido.

En un flujo de régimen turbulento se observan estructuras de remolinos de escala grande y pequeña. Estas estructuras de remolinos son conocidas específicamente como Eddy en inglés, y es un término muy conocido cuando se habla de turbulencia.

Figura 12.

Dominio de flujo.



Nota. Tomado de: Guarniz, G. (2017) Introducción a la Dinámica de Fluido Computacional-CFD (Parte 1) Recuperado de https://www.youtube.com/watch?v=PE_E7ivJn5Y&list=LLfz9Ob1zKmdwYueJZOqbtvw&index=8&t=1163s

6.16 Numero de Reynolds Crítico

Para definir si un flujo es turbulento o no, se identifica un número de Reynolds crítico, el cual es siempre alto y que depende del fenómeno que se está analizando. En el caso del flujo sobre una placa plana, un cilindro circular o un perfil aerodinámico el número de Reynolds crítico es analizado como flujo externo y expresado como

$$Re = \frac{\rho * V * L}{\mu} \quad (6.22)$$

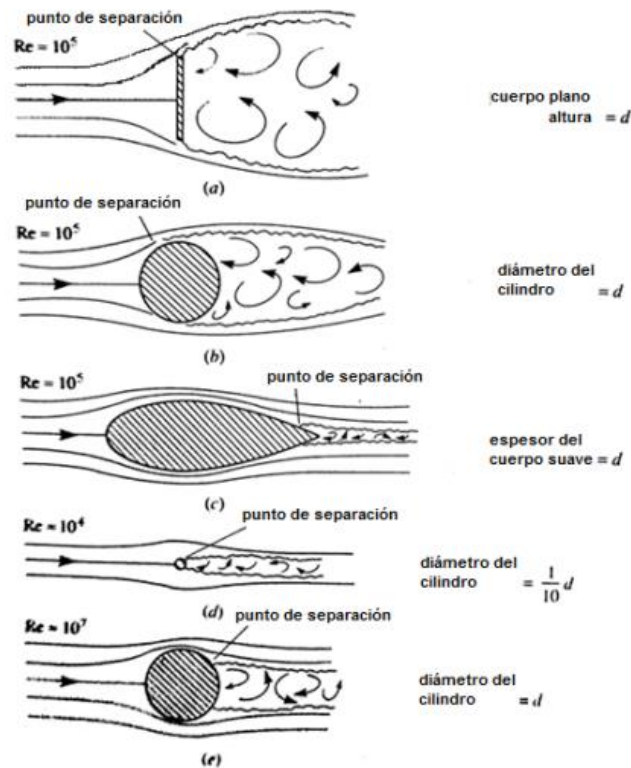
$$Re = \frac{V * L}{\nu} \quad (6.23)$$

Donde V es la velocidad de flujo, L es la longitud característica del cuerpo, lo que equivaldría a la cuerda del perfil aerodinámico, ρ es la densidad del fluido, μ la viscosidad dinámica y ν la viscosidad cinemática.

Se ha demostrado que el número de Reynolds 500000 es el número de transición en el flujo de la capa límite donde la longitud característica es la distancia del borde de ataque, de manera que, para Re menores de 500000, el flujo será laminar, y en el caso de Re mayores de 500000, será turbulento. (Peña Mollá, 2012)

Figura 13.

Efectos de la Aero-dinamización a diferentes Reynolds.



Nota. Tomado de: Theodore, T. (Ed.). (1975). [Figure] Introduction to the Aerodynamics of Flight.

Recuperado

de

<http://www.spilve.lv/library/aerodynamics/Introduction%20to%20the%20Aerodynamics%20of%20Flight.pdf>

6.17 Modelo De Turbulencia Spalart Allmaras

El modelo de turbulencia Spalart – Allmaras es un modelo elemental de una ecuación que da solución a la viscosidad cinemática turbulenta. Si bien, el modelo es diseñado específicamente para aplicaciones aeroespaciales, también muestra buenos resultados en aplicaciones de turbo

maquinaria, flujos limitados en la pared y capas límite sometidas a gradientes de presión adversos. (Marturet Perez, 2012)

En su estructura original, el modelo SA es en efecto un modelo para bajos números de Reynolds, que requiere que la capa límite afectada por la viscosidad del flujo de fluido se resuelva de manera correcta. “En Fluent, el modelo Spalart-Allmaras se ha ampliado con un tratamiento de pared y^+ -insensible (Tratamiento de pared mejorado), que permite la aplicación del modelo independiente de la resolución y^+ de pared cercana” (ANSYS®, 2019).

El modelo Spalart-Allmaras fue desarrollado para flujos aerodinámicos. No está calibrado para flujos complejos tales como: flujos turbulentos homogéneos, isotrópicos cambios abruptos alrededor de capas límite, entre otros.

6.17.1 Ecuación de transporte para el modelo Spalart-Allmaras

La variable transportada en el modelo Spalart - Allmaras $\tilde{\nu}$, es idéntica a la viscosidad cinemática turbulenta excepto en la región cercana a la pared (afectada por la viscosidad). La ecuación de transporte para la viscosidad turbulenta modificada $\tilde{\nu}$ es

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{\nu}u_i) \\ = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho\tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_{\tilde{\nu}} \end{aligned} \quad (6.24)$$

Donde G_v es la producción de viscosidad turbulenta, y Y_v es la destrucción de la viscosidad turbulenta que se produce en la región cercana a la pared debido al bloqueo de la pared y la amortiguación viscosa. $\sigma_{\tilde{\nu}}$ y C_{b2} son las constantes y ν es la viscosidad cinemática molecular. $S_{\tilde{\nu}}$ es un término de origen definido por el usuario.

6.17.2 Modelado de la viscosidad turbulenta

La viscosidad turbulenta μ_t , se calcula a partir de

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \quad (6.25)$$

Donde la función de amortiguación viscosa f_{v1} , se da por

$$f_{v1} = \frac{X^3}{X^3 + C_{v1}^3} \quad (6.26)$$

Y

$$X \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (6.27)$$

6.17.3 Modelado de la Producción Turbulenta

El término de producción G_v , se modela como

$$G_v = C_{b1} \rho \tilde{S} \tilde{\nu} \quad (6.28)$$

Dónde

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{k^2 d^2} f_{v2} \quad (6.29)$$

Y

$$f_{v2} = 1 - \frac{X}{1 + X f_{v1}} \quad (6.30)$$

C_{b2} y κ son constantes, d es la distancia de la pared, y S es una medida escalar del tensor de deformación. Por defecto en ANSYS Fluent, como en el modelo original propuesto por Spalart y Allmaras, S se basa en la magnitud de la vorticidad:

$$\mathbf{S} \equiv \sqrt{2\boldsymbol{\Omega}_{ij}\boldsymbol{\Omega}_{ij}} \quad (6.31)$$

Donde $\boldsymbol{\Omega}_{ij}$ es el tensor medio de la tasa de rotación y se define por

$$\boldsymbol{\Omega}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (6.32)$$

La justificación de la expresión predeterminada para \mathbf{S} es que, para flujos de corte, la vorticidad y la tasa de deformación son idénticas. La vorticidad tiene la ventaja de ser cero en regiones de flujo invíscido como las líneas de estancamiento, donde la producción de turbulencia debido a la tasa de deformación puede ser poco física. Sin embargo, se ha propuesto una formulación alternativa e incorporada a ANSYS Fluent. (ANSYS®, 2019)

Esta modificación combina las medidas tanto de vorticidad como de los tensores de deformación en la definición de \mathbf{S} :

$$\mathbf{S} \equiv |\boldsymbol{\Omega}_{ij}| + C_{prod} \min(0, |\mathbf{S}_{ij}| - |\boldsymbol{\Omega}_{ij}|) \quad (6.33)$$

Dónde

$$C_{prod} = 2.0, |\boldsymbol{\Omega}_{ij}| \equiv \sqrt{2\boldsymbol{\Omega}_{ij}\boldsymbol{\Omega}_{ij}}, |\mathbf{S}_{ij}| \equiv \sqrt{2\mathbf{S}_{ij}\mathbf{S}_{ij}} \quad (6.34)$$

con la tasa de deformación media \mathbf{S}_{ij} , definida como

$$\mathbf{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (6.35)$$

La inclusión tanto la rotación y los tensores de deformación reduce la producción de viscosidad de remolino y, en consecuencia, ella misma se reduce en las regiones en las que la medida de la vorticidad supera la de la tasa de deformación. Un ejemplo de este tipo se puede encontrar en los flujos vórticos, es decir, el flujo cerca del núcleo de un vórtice sometido a una rotación pura donde se sabe que se suprime la turbulencia. La inclusión de los tensores de rotación y de deformación explica con mayor precisión los efectos de la rotación en la turbulencia. La

opción predeterminada (incluyendo el tensor de rotación solamente) tiende a sobre predecir la producción de viscosidad de remolino y por lo tanto sobre predice la viscosidad de remolino en sí dentro de los vórtices. (ANSYS®, 2019)

6.17.4 Modelado la Destrucción Turbulenta

El término de destrucción se modela como

$$Y_v = C_{w1} \rho f_w \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 \quad (6.36)$$

Dónde

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6} \quad (6.37)$$

$$g = r + C_{w2} (r^6 - r) \quad (6.38)$$

$$r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S} k^2 d^2} \quad (6.39)$$

C_{w1} , C_{w2} y C_{w3} son constantes, y \tilde{S} está dada por la ecuación (6.29). Tenga en cuenta que la modificación descrita anteriormente para incluir los efectos de la deformación media en S también afectará al valor de \tilde{S} utilizado para calcular r .

6.17.5 Constantes del Modelo

Las constantes del modelo tienen los siguientes valores:

$$C_{b1} = 0,1355, \quad C_{b2} = 0,622, \quad \sigma_{\tilde{v}} = \frac{2}{3}, \quad C_{v1} = 7,1$$

$$C_{w1} = \frac{C_{b1}}{k_2} + \frac{(1 + C_{b2})}{\sigma_{\bar{v}}}, \quad C_{w2} = 0,3, \quad C_{w3} = 2,0, \quad k = 0,4187$$

6.17.6 Condiciones de límite de Pared

El modelo Spalart-Allmaras se ha ampliado dentro de ANSYS Fluent con un tratamiento de pared insensible y^+ , que combina automáticamente todas las variables de solución de su formulación de subcapa viscosa:

$$\frac{u}{u_t} = \frac{\rho u_t y}{\mu} \quad (6.40)$$

A los valores de capa logarítmica correspondientes dependiendo de y^+

$$\frac{u}{u_t} = \frac{1}{k} \ln E \left(\frac{\rho u_t y}{\mu} \right) \quad (6.41)$$

Donde u es la velocidad paralela a la pared, u_t es la velocidad de fricción, y es la distancia desde la pared, k es la constante de von Karman y $E = 9,793$.

La combinación se calibra para cubrir también los valores intermedios de y^+ en la capa reguladora ($1 < y^+ < 30$).

6.18 Algoritmo de Solución Basado en la Presión

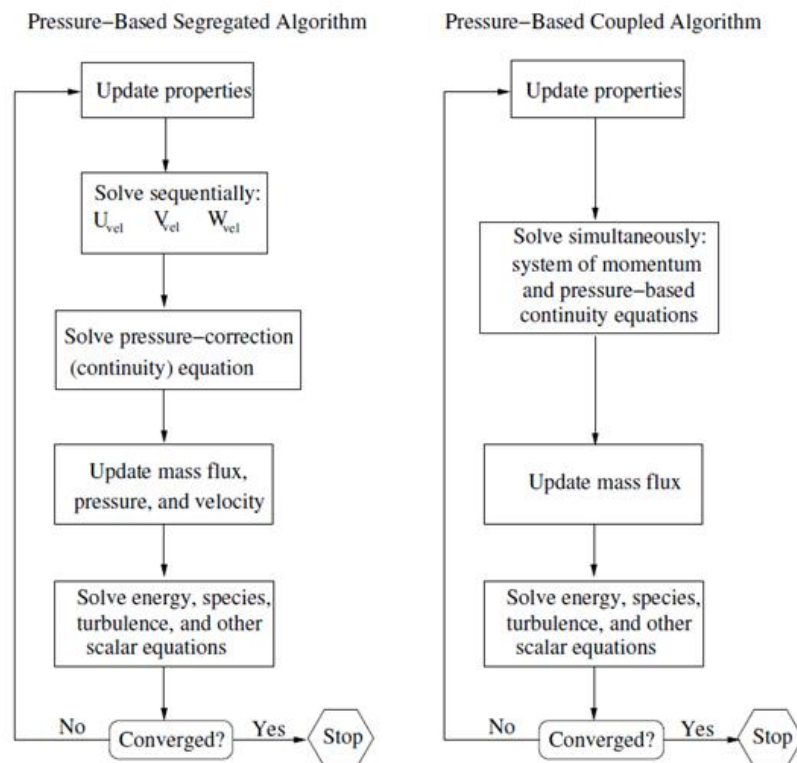
En la teoría del solucionador, ANSYS Fluent permite elegir uno de los métodos numéricos como solucionadores de flujo: solucionador basado en densidad y solucionador basado en presión. El solucionador basado en presión es el método por defecto al iniciar Fluent, el cual es el que se aplica en el proyecto para analizar el comportamiento de la presión y la velocidad sobre el perfil.

El solucionador a base de presión posee dos algoritmos de solución, uno segregado y otro acoplado, que permite resolver las ecuaciones de dominio mediante iteraciones hasta convergir los resultados.

Cada algoritmo presenta un enfoque diferente en la manera que se actualizan la presión y la velocidad (ver figura 14).

Figura 14.

Métodos de solución basados en presión.



Nota. Tomado de: ANSYS. (2019) ANSYS Fluent Theory Guide [figure]. Recuperado de https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v194/flu_th/flu_th_uns_scheme.html

En el enfoque segregado, la presión y la velocidad se renuevan sucesivamente, mientras en el enfoque acoplado ambas se renuevan paralelamente. Sin embargo, el costo computacional aumenta debido a que se requiere mayor uso por de la memoria del sistema de cómputo.

6.18.1 Ecuación de transporte escalar general: discretización y solución

Si se utiliza una cantidad escalar ϕ , considerando un sistema inestable aplicado en cada volumen de control o celda de dominio computacional, la ecuación de transporte puede describirse de la siguiente manera:

$$\int_V \frac{\partial \rho \phi}{\partial t} dV + \oint \rho \phi \vec{V} * d\vec{A} = \oint \Gamma_\phi \nabla_\phi * d\vec{A} + \int_V S_\phi dV \quad (6.42)$$

Donde

ρ = densidad

\vec{V} = vector velocidad (= $u\hat{i} + v\hat{j}$) en 2D

\vec{A} = vector de superficie

Γ_ϕ = coeficiente de difusión para ϕ

∇_ϕ = gradiente de $\phi = (\partial\phi/\partial x)\hat{i} + (\partial\phi/\partial y)\hat{j}$ en 2D

S_ϕ = fuente de ϕ por unidad de volumen

En forma discretizada para una celda o elemento, la ecuación (6.42) de transporte puede ser escrita de la siguiente manera:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} V + \sum_f^{N_{faces}} \rho_f \vec{V}_f \phi_f * \vec{A}_f = \sum_f^{N_{faces}} \Gamma_\phi \nabla_{\phi f} * \vec{A}_f + S_\phi V \quad (6.43)$$

Donde

N_{faces} = número de caras que cierran la celda

ϕ_f = valor convectivo de ϕ a través de la cara f

$\rho_f \vec{V}_f * \vec{A}_f$ = flujo másico a través de la cara

\vec{A}_f = área de la cara $|\mathbf{A}| = |A_x \hat{i} + A_y \hat{j}|$ en 2D

$\nabla_{\phi f}$ = gradiente de ϕ en la cara f

V = volumen de la celda

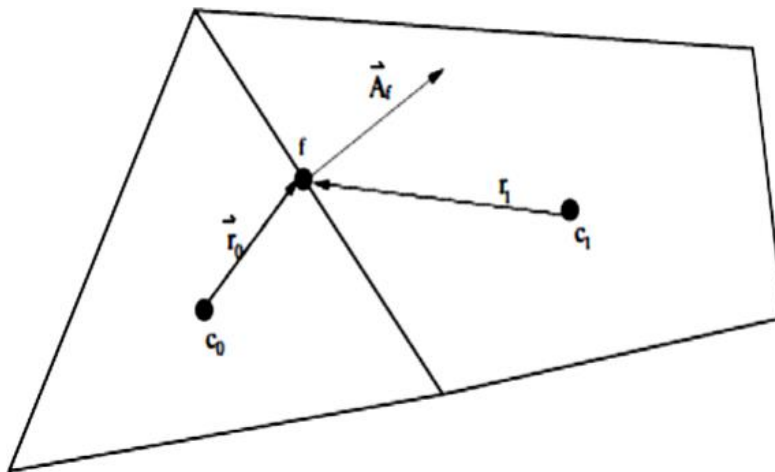
$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} V$ es definida como discretización temporal y representa la integración de cada término

de la ecuación de la ecuación diferencial respecto al tiempo Δt .

Para reflejar la aplicación de las ecuaciones (6.42) y (6.43) vea la figura 15.

Figura 15.

Volumen de control utilizado para ilustrar la discretización de una ecuación de transporte escalar.



Nota Tomado de: ANSYS. (2019) ANSYS Fluent Theory Guide [figure]. Recuperate of https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v201/en/flu_th/flu_th_general_transport.html%23g_flu_th_fig_1d_controlvol

6.18.2 solucionador a base de Presión

Para realizar la comparación de flujo en el túnel de viento con la simulación fluidodinámica es conveniente considerar para el solucionador basado en presión, las ecuaciones de continuidad y de momento de estado estable en su forma integral:

$$\oint \rho \vec{v} \cdot d\vec{A} = 0 \quad (6.44)$$

$$\oint \rho \vec{v} \vec{v} \cdot d\vec{A} = - \oint p \mathbf{I} \cdot d\vec{A} + \oint \vec{\tau} \cdot d\vec{A} + \int_V \vec{F} dV \quad (6.45)$$

Donde \mathbf{I} es la matriz de identidad, $\vec{\tau}$ es el tensor de tensión y \vec{F} es el vector de fuerza. La discretización de ecuación escalar de transporte se puede aplicar a la ecuación de momento, es tal que, la componente x de la ecuación de momento puede ser de la siguiente manera:

$$a_p u = \sum_{nb} a_{nb} u_{nb} + \sum p_f A_i + S \quad (6.46)$$

Realizando el cambio de ϕ por u , se obtiene la ecuación (6.46)

Con la ecuación (6.46) no se conoce los campos de flujo de masa y de presión por lo cual no se obtiene el campo de velocidad. Para ello, ANSYS Fluent utiliza un modelo de interpolación para estimar los gradientes de presión entre las celdas c0 y c1 como se muestra en la figura 15.

ANSYS Fluent ofrece las siguientes opciones para interpolar los valores de presión en las caras.

El esquema lineal calcula la presión de la cara como el promedio de los valores de presión en las celdas adyacentes.

El esquema estándar interpola los valores de presión en las caras usando coeficientes de ecuación de momento.

El esquema de segundo orden reconstruye la presión de la cara utilizando un esquema de diferenciación central. Los valores de presión en las caras están dados por:

$$\mathbf{P}_f = \frac{1}{2}(\mathbf{P}_{c_0} + \mathbf{P}_{c_1}) + \frac{1}{2}(\nabla \mathbf{P}_{c_0} \cdot \vec{\mathbf{r}}_{c_0} + \nabla \mathbf{P}_{c_1} \cdot \vec{\mathbf{r}}_{c_1}) \quad (6.47)$$

A su vez, la ecuación (6.47) puede constituirse sobre el volumen de control de la figura 16, para generar la siguiente ecuación discretizada:

$$\sum_f^{N_{\text{faces}}} J_f A_f = 0 \quad (6.48)$$

Donde J_f es el flujo de masa a través de la cara f , $\rho \mathbf{v}_n$

Mientras que J_f viene dado por la ecuación (6.67):

$$\begin{aligned} J_f &= \rho_f \frac{\mathbf{a}_{p,c_0} \mathbf{v}_{n,c_0} + \mathbf{a}_{p,c_1} \mathbf{v}_{n,c_1}}{\mathbf{a}_{p,c_0} + \mathbf{a}_{p,c_1}} \\ &\quad + d_f \left((\mathbf{p}_{c_0} + (\nabla \mathbf{p})_{c_0} \cdot \vec{\mathbf{r}}_{c_0}) - (\mathbf{p}_{c_1} + (\nabla \mathbf{p})_{c_1} \cdot \vec{\mathbf{r}}_{c_1}) \right) \\ &= \hat{\mathbf{j}}_f + d_f (\mathbf{p}_{c_0} - \mathbf{p}_{c_1}) \end{aligned} \quad (6.49)$$

Donde \mathbf{p}_{c_0} , \mathbf{p}_{c_1} , y \mathbf{v}_{n,c_0} , \mathbf{v}_{n,c_1} son las presiones y velocidades normales, respectivamente, dentro de las dos celdas a cada lado de la cara, y $\hat{\mathbf{j}}_f$ contiene influencia de las velocidades en estas celdas. El término d_f es una función de $\bar{\mathbf{a}}_p$, promedio de la ecuación de momento para los coeficientes \mathbf{a}_p de las caras f de las celdas.

6.18.3 Acoplamiento presión – velocidad

El acoplamiento presión velocidad se logra aplicando la ecuación (6.67) en una condición adicional sobre la presión para recalculer la ecuación (6.66). Como ya se menciona, existen varios

algoritmos de acoplamiento para el solucionador basado en presión para flujos estacionarios, transitorios, estables o inestables.

Fluent recomienda el algoritmo acoplado (COUPLED por su término en inglés) para flujos estacionarios ya que se requiere menos iteraciones para converger, por esta razón las simulaciones realizadas en este proyecto aplican el esquema acoplado.

6.18.4 Algoritmo de Acoplado

El gradiente de la componente de presión k para la ecuación de impulso (6.46).

$$\sum_f p_f A_k = - \sum_j a^{u_k p} p_j \quad (6.50)$$

Donde $a^{u_k p}$ es el coeficiente derivado del teorema de divergencia de Gauss y los coeficientes de presión por el esquema de interpolación de la ecuación (6.47). Ahora para cualquier celda, la discretizada de empuje del componente U_k se define como:

$$\sum_j a_{ij}^{u_k u_k} u_{jk} + \sum_j a_{ij}^{u_k p} p_j = b_i^{u_k} \quad (6.51)$$

Con la ecuación de continuidad (6.48), el balance de flujos se reemplaza la expresión del flujo de la ecuación (6.49), da como resultado la discretizada de la forma:

$$\sum_k \sum_j a_{ij}^{p u_k} u_{kj} + \sum_j a_{ij}^{p p} p_j = b_i^p \quad (6.52)$$

Ahora se obtiene un sistema de general de ecuaciones, con las ecuaciones (6.51) y (6.52), se transforma como δ y se presenta:

$$\sum_j [A]_{ij} \bar{X}_j = \bar{B}_j \quad (6.53)$$

Donde el estado de la celda en i sobre la celda en j se conforma como:

$$A_{ij} = \begin{bmatrix} a_{ij}^{pp} & a_{ij}^{pu} & a_{ij}^{pv} & a_{ij}^{pw} \\ a_{ij}^{up} & a_{ij}^{uu} & a_{ij}^{uv} & a_{ij}^{uw} \\ a_{ij}^{vp} & a_{ij}^{vu} & a_{ij}^{vv} & a_{ij}^{vw} \\ a_{ij}^{wp} & a_{ij}^{wu} & a_{ij}^{wv} & a_{ij}^{ww} \end{bmatrix} \quad (6.54)$$

Los vectores residuales y desconocidos se determinan como:

$$\vec{X}_j = \begin{bmatrix} p'_i \\ u'_i \\ v'_i \\ w'_i \end{bmatrix} \quad (6.55)$$

$$\vec{X}_j = \begin{bmatrix} -r_i^p \\ -r_i^u \\ -r_i^v \\ -r_i^w \end{bmatrix} \quad (6.56)$$

6.18.5 Discretización Espacial - Gradiente

Los gradientes son necesarios tanto para construir valores de un escalar en las caras de las celdas, como también para calcular términos de difusión secundarios y derivadas de velocidad. El gradiente de una variable dada se usa para discretizar los términos de convección y difusión en las ecuaciones de conservación de flujo. Los gradientes se calculan en ANSYS Fluent de acuerdo con los siguientes métodos:

- Green-Gauss basado en celdas
- Green-Gauss basado en nodos
- Mínimos cuadrados basados en celdas

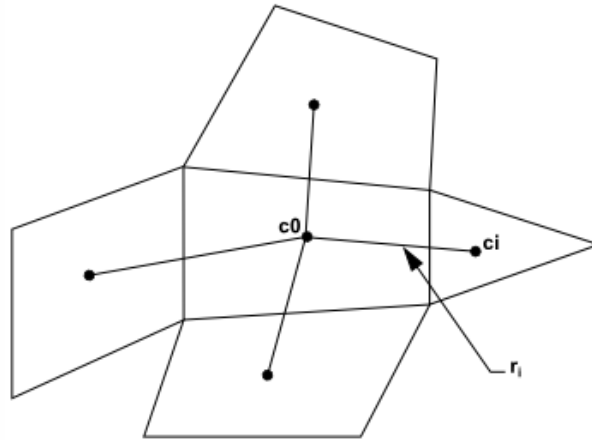
En el presente proyecto, se utiliza el método de mínimos cuadrados basado en celdas ya que es el método menos costoso, según recomendación de Fluent.

En este método, se supone que la solución varía linealmente. El cambio en los valores de celda (ver figura 16) entre la celda c_0 y c_i a lo largo del vector δr_i desde el centroide de celda c_0 a la celda c_i , se puede expresar como

$$(\nabla_{\varphi})_{c_0} \cdot \Delta r_i = (\varphi_{c_i} - \varphi_{c_0}) \quad (6.57)$$

Figura 16.

Evaluación del centroide de celda.



Nota. Tomado de: ANSYS. (2019) ANSYS Fluent Theory Guide [figure]. Recuperate de https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v201/en/flu_th/flu_th_sec_eval_derivatives.html

Si escribimos ecuaciones similares para cada celda que rodea la celda c_0 , obtenemos el siguiente sistema escrito en forma compacta:

$$[J](\nabla_{\varphi})_{c_0} = \Delta_{\varphi} \quad (6.58)$$

Donde $[J]$ es la matriz de coeficientes que es puramente una función de la geometría.

El objetivo aquí es determinar el gradiente de la celda ($\nabla_{\varphi_0} = \varphi_x \hat{i} + \varphi_y \hat{j} + \varphi_z \hat{k}$) resolviendo el problema por el método de Gram-Schmidt por lo que se produce componentes de peso para cada una de las caras de la celda cO .

Por ende, se calcula el producto del factor de peso por el vector de diferencia $\Delta\varphi = (\varphi_{c1} - \varphi_{c0})$, de la siguiente manera:

$$(\varphi_x)_{c0} = \sum_{i=1}^n W^x_{i0} \cdot (\varphi_{ci} - \varphi_{c0}) \quad (6.59)$$

$$(\varphi_y)_{c0} = \sum_{i=1}^n W^y_{i0} \cdot (\varphi_{ci} - \varphi_{c0}) \quad (6.60)$$

$$(\varphi_z)_{c0} = \sum_{i=1}^n W^z_{i0} \cdot (\varphi_{ci} - \varphi_{c0}) \quad (6.61)$$

Para el esquema de discretización Fluent recomienda precisión de segundo orden para un mallado no alineado, ya que, aunque no produce una mejor discretización, es más preciso que el discretizado de primer orden.

7. Desarrollo Metodológico

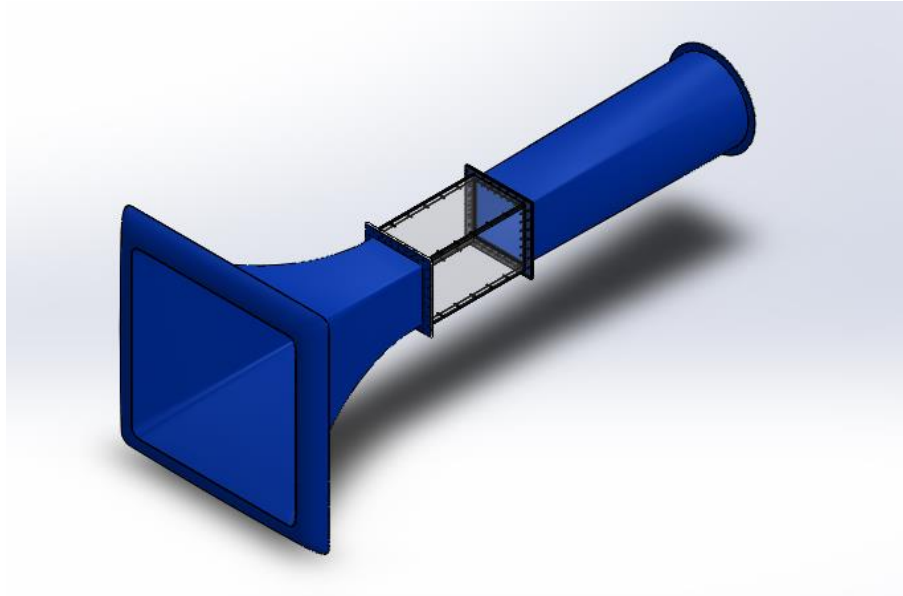
7.1 Diseño del Túnel de Viento

Este proyecto se desarrolla considerando el túnel de viento que se encuentra en el laboratorio de sistemas de transporte aprovechamiento de fluidos (STAF). El desarrollo consta del diseño 3D del túnel de viento con medidas aproximadas en el cono de contracción debido a la

geometría irregular. El diseño considerado es simple, debido a que lo que se va a estudiar es el flujo que pasa a través de la cámara de ensayos.

Figura 17.

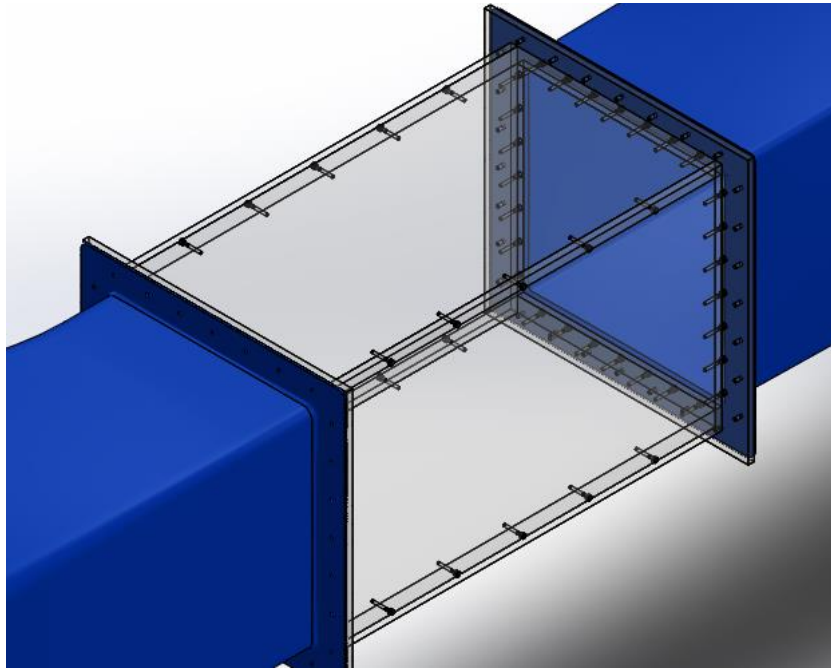
Vista Isométrica del túnel viento



El área característica del túnel de viento es la sección de pruebas donde se va a realizar el análisis aerodinámico. La geometría rectangular de la sección de pruebas permite ser definida como el volumen de control para el análisis CFD.

Figura 18.

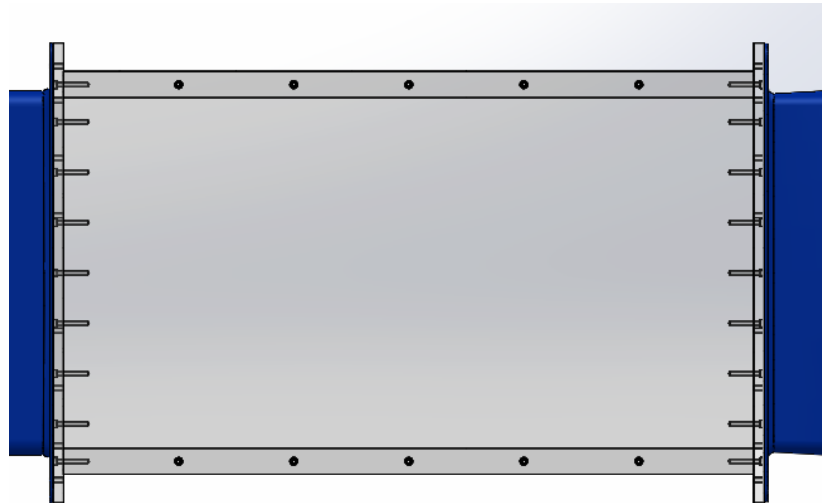
Vista del área de pruebas



Esta área de trabajo de 300 x 300 mm y longitud de 600 mm permite montar y realizar ensayos con los diferentes modelos con que viene el equipo para realizar las posibles prácticas de laboratorio. La velocidad del aire en el área de trabajo es variable entre 0 y 35 m/s con caudal de aire entre 0 y 3 m³/s. Con estas especificaciones se realizará un análisis cfd mediante un modelo bidimensional con área transversal de 600 por 300 mm.

Figura 19.

Vista Lateral del área de pruebas del túnel de viento virtual



Dada la geometría de la sección de pruebas, el perfil aerodinámico estará ubicado en el centro de este para ejecutar el correcto análisis.

7.2 Análisis Computacional

Como se menciona anteriormente, el método de solución utilizado para el análisis computacional de ambos perfiles NACA 23012 y NACA 4412 es el acoplamiento de presión-velocidad con esquema acoplado. Para el análisis de viscosidad de flujo se selecciona el modelo de turbulencia Spalart - Allmaras para estudios aerodinámicos.

7.2.1 Análisis computacional NACA 23012

Para el estudio presente se utilizaron 4 tipos de malla diferentes; una malla generada por defecto de ANSYS con 558 celdas; una malla con inflación de elementos rectangulares alrededor

del perfil y elementos triangulares en el volumen del control con 14831 celdas; dos mallas con refinamiento nivel 1 con 34740 celdas, y refinamiento nivel 2 con 78165 celdas, ambas con dominio triangular.

Figura 20.

Malla por defecto NACA 23012

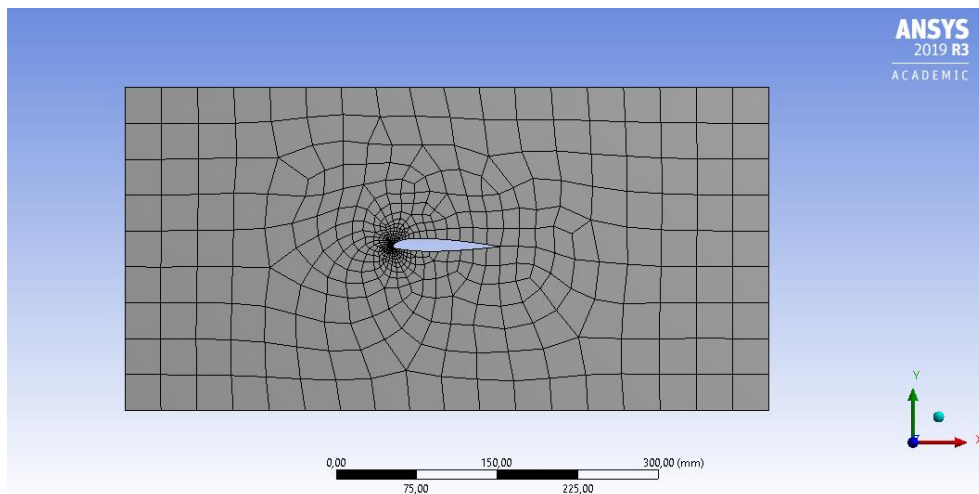


Figura 21.

Mallado con inflación NACA 23012

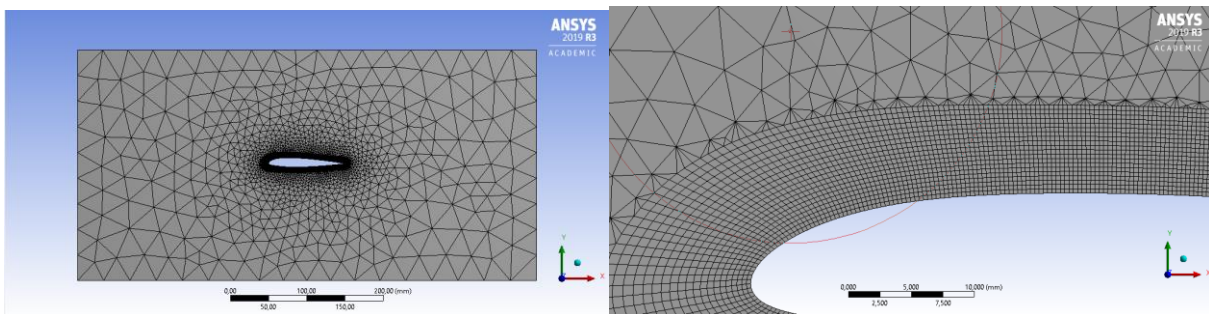
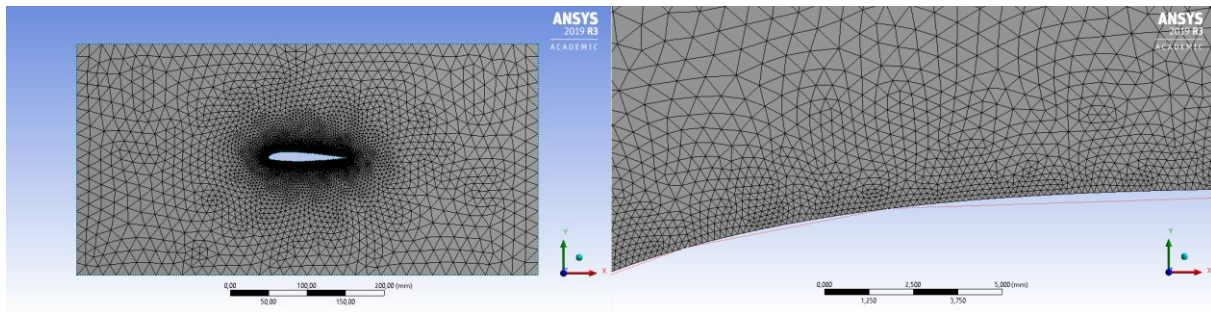
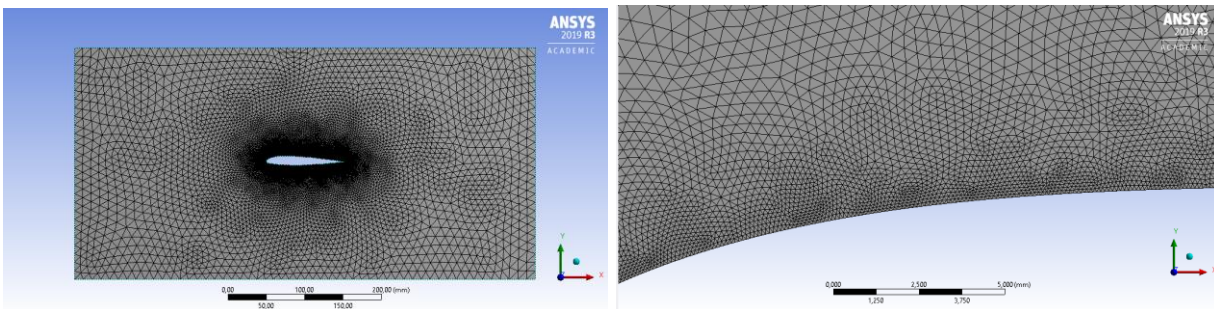


Figura 22.*Mallado con refinamiento nivel 1 NACA 23012***Figura 23.***Mallado con refinamiento nivel 2 NACA 23012*

7.2.1.1 Condiciones de contorno. Considerando la longitud característica igual a la longitud de la cuerda, una viscosidad del aire a 16 °C para la respectiva validación y velocidad del aire a 25 m/s, entonces el flujo estará caracterizado por un numero de Reynolds igual a

$$Re = \frac{\rho c U}{\mu} = \frac{1,221 \text{ kg/m}^3 * 0,1 \text{ m} * 25 \text{ m/s}}{1,805 \text{ kg/m} * \text{s}} = 1,691 \times 10^5$$

Y el número de mach:

$$M = \frac{V}{V_s} = \frac{25 \text{ m/s}}{340,3 \text{ m/s}} = 0,0735$$

Esto, según la teoría ($M < 0.3$), indica que el flujo de estudio es incompresible.

7.2.1.2 Discretización. Dada la complejidad de la configuración de flujo en el borde de salida se utilizarán formulaciones de segundo orden. Fluent sugiere el uso del esquema acoplado en el acoplamiento presión-velocidad en situaciones de tipo estacionario.

Tabla 1.

Discretización

Discretización Espacial	Esquema
Acoplamiento presión- Velocidad	Acoplado
Gradiente	Mínimos cuadrados basado en celdas
Presión	Segundo orden
Momento	Segundo orden
Viscosidad turbulenta Modificada	Segundo orden

7.2.1.3 Factores de relajación. En el total de las situaciones analizadas se emplearon los valores que Fluent sugiere para los factores de relajación, que se usan para estabilizar el comportamiento de convergencia de las iteraciones.

Tabla 2.

Factores de relajación

Variable	Factores de Relajación
Presión	0,5
Momento	0,5

Variable	Factores de Relajación
Densidad	1
Fuerzas en el cuerpo	1
Viscosidad turbulenta modificada	0,75
Viscosidad turbulenta modificada	1

7.2.2 Análisis Computacional NACA 4412

Para el estudio presente se utilizaron 3 tipos de malla diferentes; una malla generada por defecto de ANSYS con 447 celdas; una malla con inflación de elementos cuadriláteros con 6111 celdas; y una malla con refinamiento con 12736 celdas, ambas con dominio triangular.

Figura 24.

Malla por defecto NACA 4412

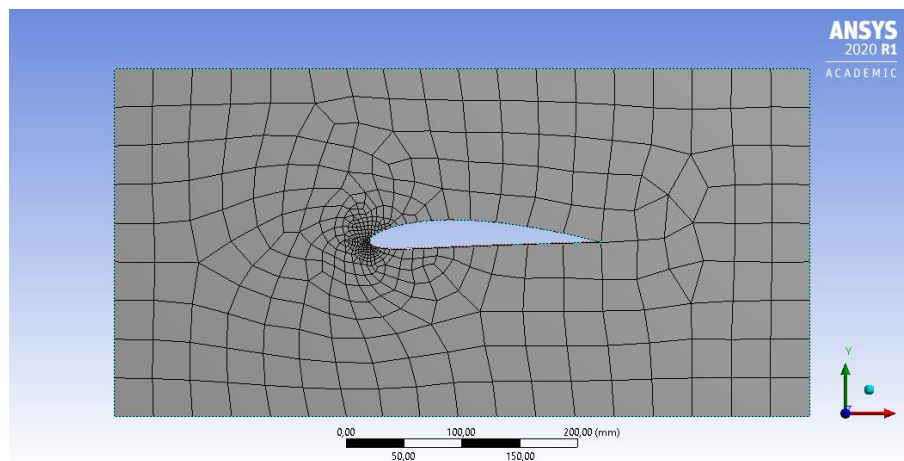
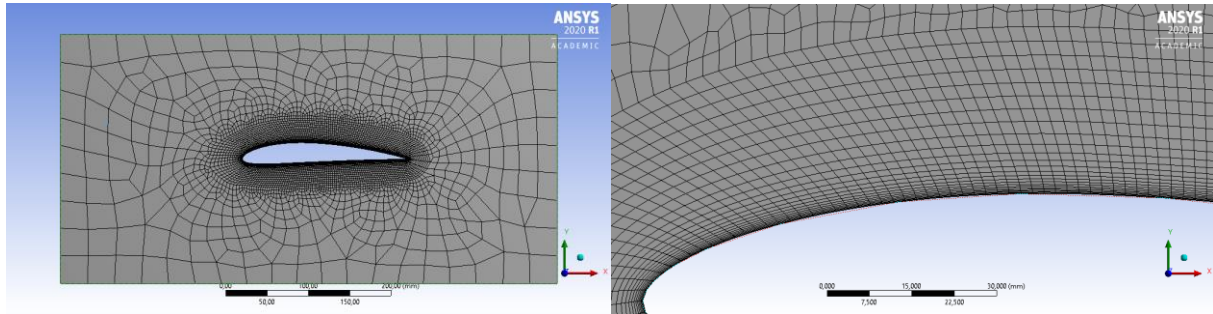
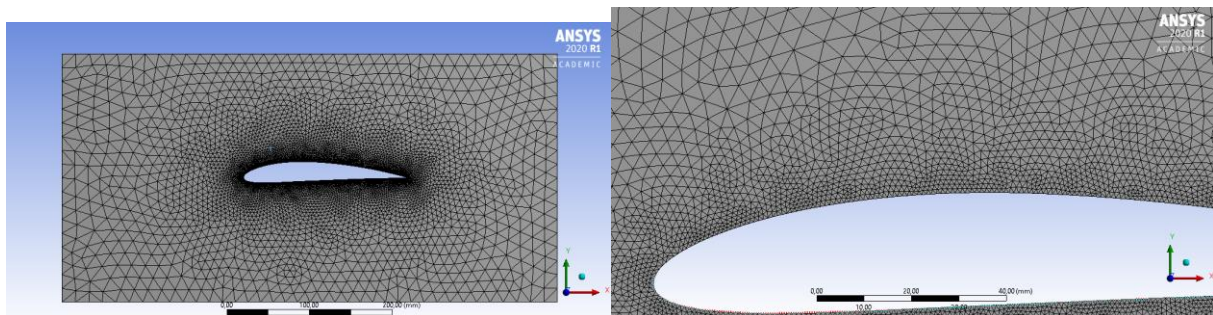


Figura 25.*Mallado con inflación NACA 4412***Figura 26.***Mallado con refinamiento NACA 4412*

7.2.2.1 Condiciones de contorno. Considerando las mismas propiedades de la investigación ya realizada por (Quiao, Liu, Yang, Gu, & Lu, 2013), velocidad del aire a 25.5 m/s , número de Reynolds $3,5 \times 10^5$ y longitud característica igual a la longitud de la cuerda de $0,2 \text{ m}$, determinamos la viscosidad cinemática del flujo de aire utilizando la ecuación (6.23):

$$\nu = \frac{Uc}{Re} = \frac{25,5 \text{ m/s} * 0,2 \text{ m}}{3,5 \times 10^5} = 1,457 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$$

Se aplica el método de interpolación para hallar los valores de densidad y viscosidad dinámica, expuestos en la tabla A-9 de propiedades del aire a 1 atm de presión en el libro de Mecánica de Fluidos Fundamentos y Aplicaciones (Cengel & Cimbala, 2006) De donde se obtiene que:

$$\rho = 1,2312 \text{ Kg}/\text{m}^3$$

$$\mu = 1,794 \times 10^{-5} \text{ Kg}/\text{m} \cdot \text{s}$$

Y el número de mach:

$$M = \frac{V}{V_s} = \frac{25,5 \text{ m/s}}{340,3 \text{ m/s}} = 0,0749$$

Esto, según la teoría ($M < 0.3$), indica que el flujo de estudio es incompresible.

7.2.2.2 Discretización y Factores de relajación. En el total de las situaciones analizadas se emplearon los mismos valores ya trabajados en el análisis del perfil aerodinámico NACA 23012 en la tabla 1 y la tabla 2.

7.3 Resultados Computacionales

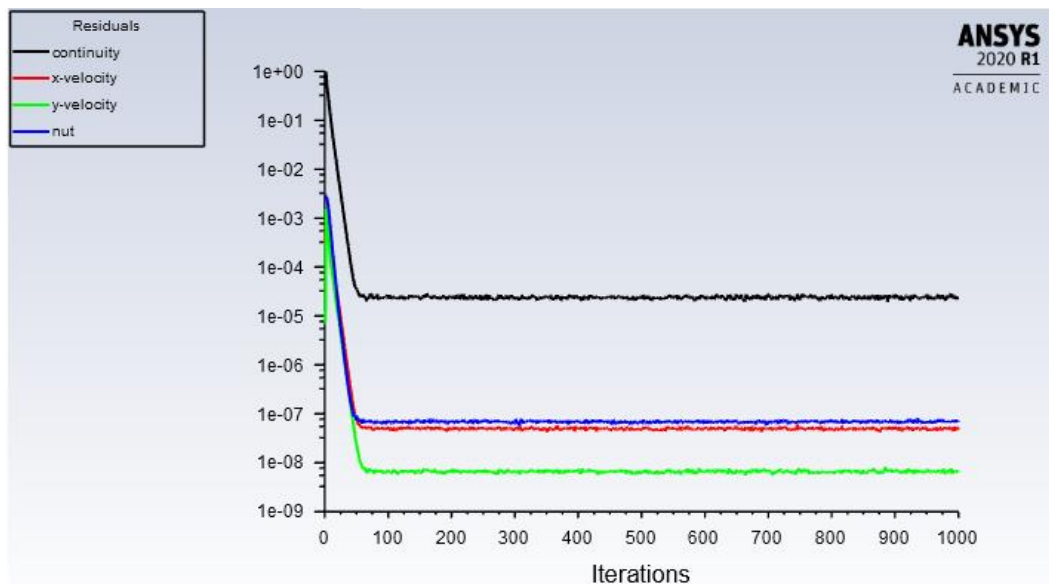
En la siguiente sección se muestran los resultados de los análisis realizados a los dos perfiles seleccionados, primero el perfil NACA 23012, después el perfil NACA 4412.

7.3.1 Resultados análisis NACA 23012

7.3.1.1 Residuos de simulación computacional NACA 23012. Los cálculos se consideran que han convergido cuando todos los residuos alcanzaron valores inferiores a 10^{-3} , como se muestra en la figura

Figura 27.

Residuos computacionales NACA 23012



7.3.1.2 Coeficientes de sustentación y arrastre NACA 23012. Los resultados de los coeficientes de sustentación y arrastre utilizando el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras para los 4 tipos de malla, se muestran a continuación:

Tabla 3.

Comparación coeficiente de sustentación NACA 23012

Angulo de Ataque	CL Defecto	CI Inflación	CI Refinamiento 1	CI Refinamiento 2	Delgado et al. (2005)
0	0,1158639	0,1236068	0,12968625	0,12793706	0,22
2	0,3879306	0,3420759	0,34542903	0,3462882	0,41
4	0,5770325	0,5535343	0,54867715	0,55364275	0,58
6	0,8280991	0,7583954	0,76504427	0,76703936	0,74
8	1,0285388	0,9430347	0,9573791	0,95965511	0,9
10	1,2132918	1,0834177	1,1189402	1,1262572	1,05
12	1,3926612	1,1039636	1,2493757	1,2627233	1,18

Figura 28.

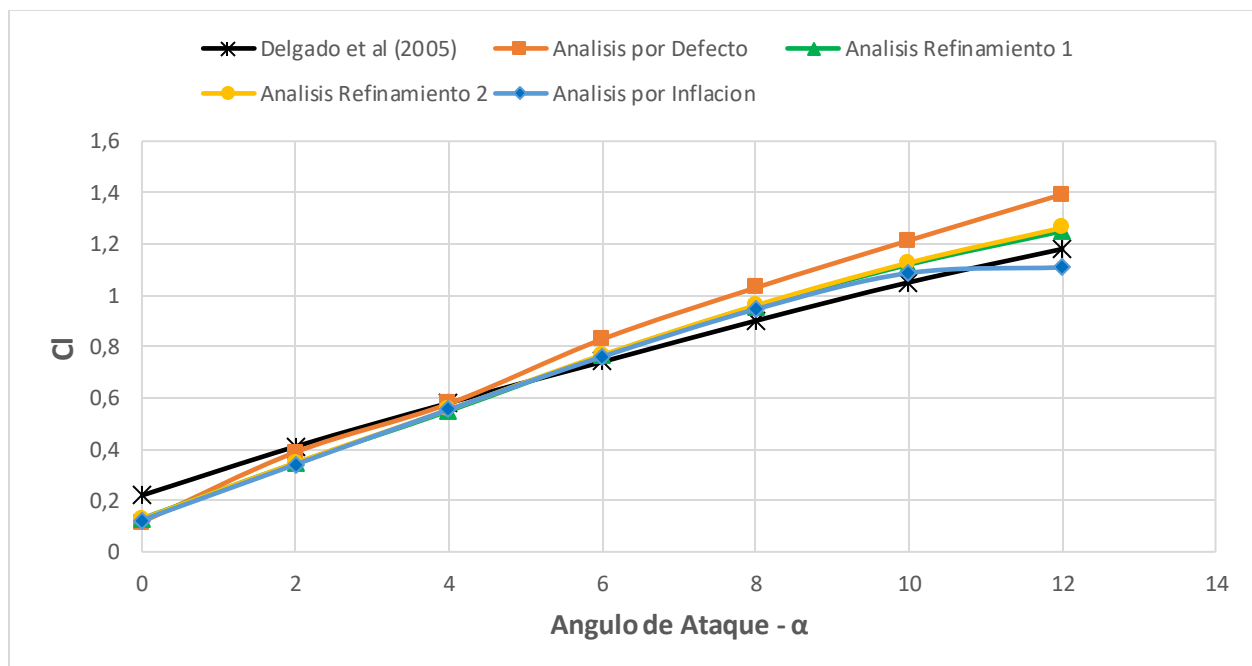
Coeficiente de sustentación (Cl) vs ángulo de ataque (α) NACA 23012

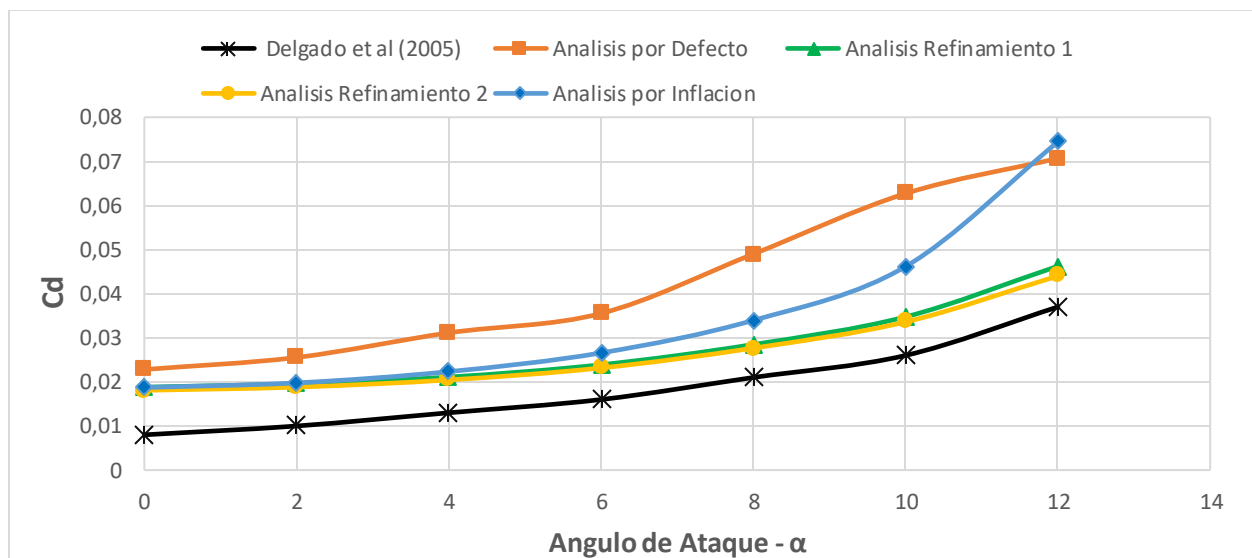
Tabla 4.

Comparación coeficiente de arrastre NACA 23012

Angulo de Ataque	Cd Defecto	Cd Inflación	Cd Refinamiento 1	Cd Refinamiento 2	Delgado et al. (2005)
0	0,0228037	0,0187151	0,0188125	0,01807611	0,008
2	0,0255388	0,019608	0,01958681	0,0188111	0,01
4	0,031125	0,0223649	0,02110241	0,02044631	0,013
6	0,0355243	0,0267109	0,0238995	0,02315964	0,016
8	0,0489912	0,0339754	0,02847952	0,0276593	0,021
10	0,0627135	0,0464146	0,0347531	0,03359026	0,026
12	0,0706775	0,0752288	0,04623507	0,04402342	0,037

Figura 29.

Coeficiente de arrastre (C_d) vs ángulo de ataque (α) NACA 23012



Los resultados obtenidos para el coeficiente de sustentación en la figura 28 mostraron una buena correlación en comparación con los resultados experimentales de Delgado et al. (2005). Se

puede observar un mínimo de error para todas las mallas en $\alpha \leq 6^\circ$, en donde la malla por defecto empieza a verse el efecto de la poca resolución de esta. A $\alpha \geq 10^\circ$ la malla con inflación empieza a mostrar un aumento de separación de curva, en el cual el pico de curva o sustentación máxima se da aproximadamente a $\alpha = 11^\circ$ y la fuerza de elevación empieza a disminuir. Las mallas con refinamiento nivel 1 y nivel 2 presentan una buena adecuación con el análisis realizado experimentalmente.

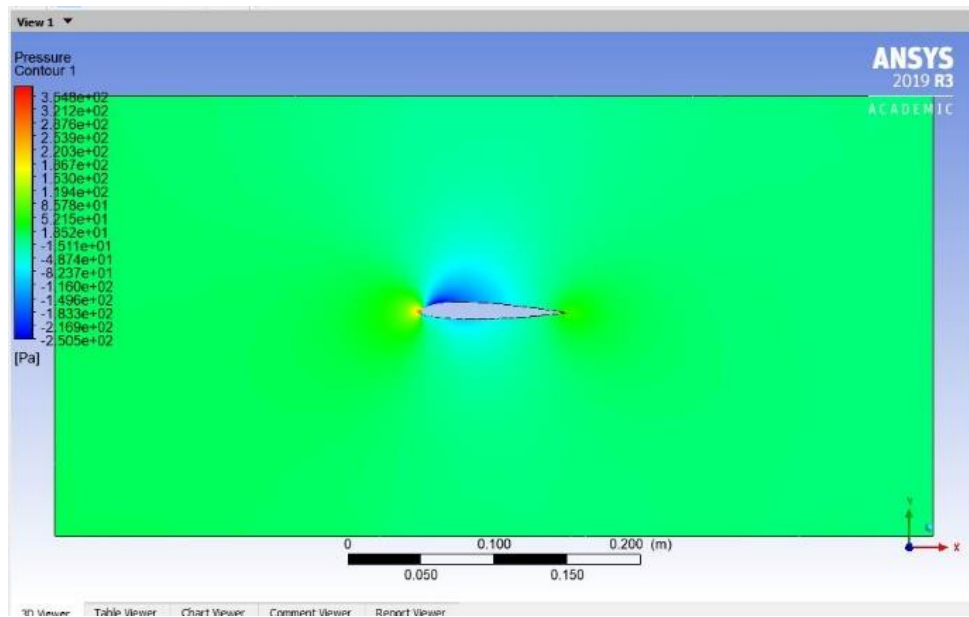
Para el caso del coeficiente de arrastre en la figura 29, se observa de igual manera que las mallas con refinamiento proporcionan un comportamiento similar al experimental hasta $\alpha = 12^\circ$. La malla con inflación a pesar de que muestra el mismo comportamiento, para $\alpha > 10^\circ$ se incrementa el error considerablemente. Sin embargo, esto no demuestra que no sea usable el mallado, ya que es idóneo para el desarrollo de capa límite.

7.3.1.3 Contornos de presión y coeficiente de presión NACA 23012. A continuación, se muestra los resultados del comportamiento de la presión que actúa sobre el perfil a 3 diferentes ángulos de ataque aleatorios, $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 6^\circ$ y $\alpha = 12^\circ$.

Contorno de Presión sección NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$

Figura 30.

Contorno de presión inflación NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$



Coefficiente de presión sección NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$

Figura 31.

Coefficiente de presión NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$

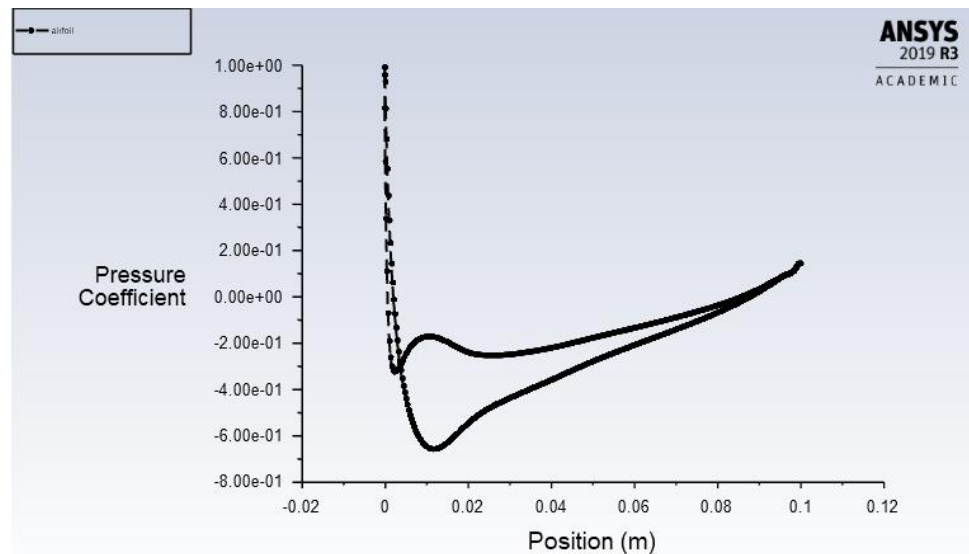
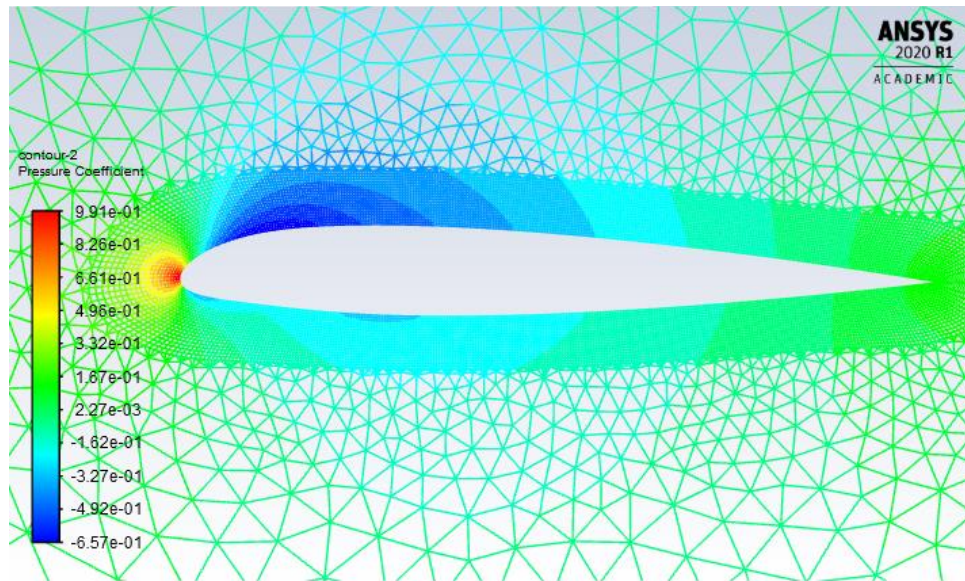


Figura 32.

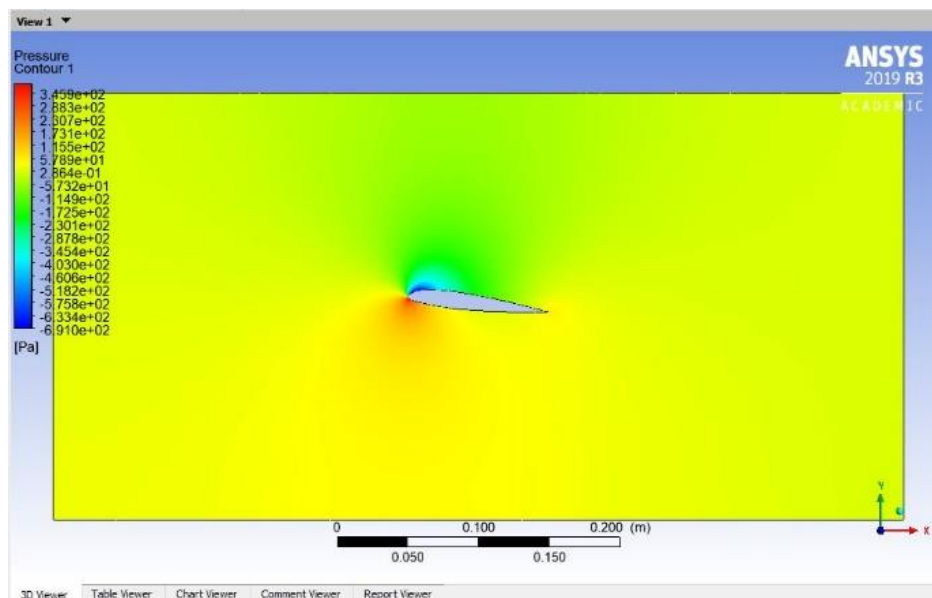
Contorno coeficiente de presión NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$



Contornos de Presión sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$

Figura 33.

Contorno de presión inflación NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$



Coeficiente de presión sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$

Figura 34.

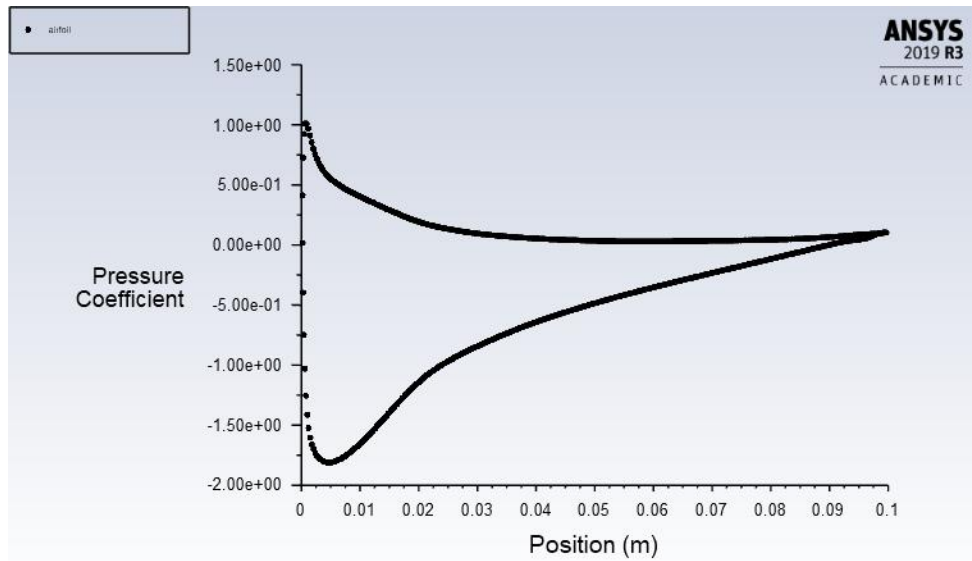
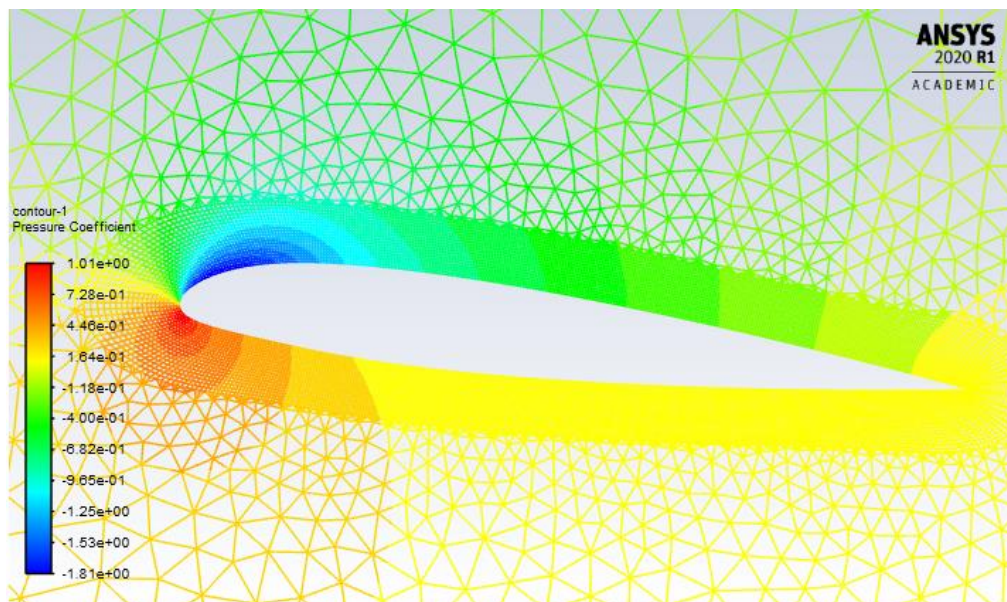
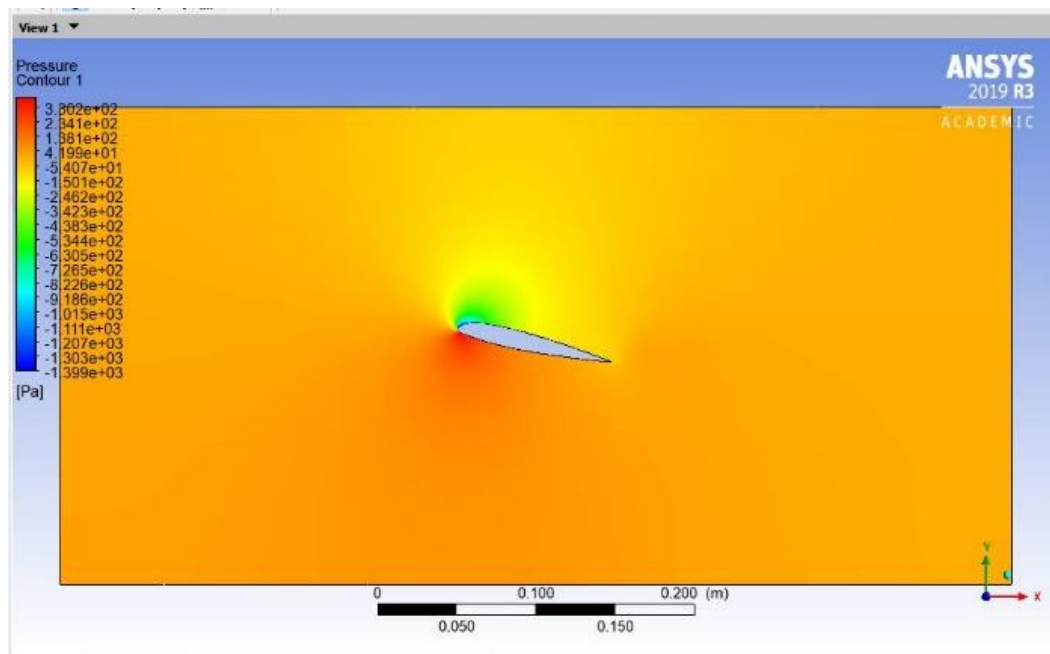
Coeficiente de presión NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$ 

Figura 35.

Contorno coeficiente de presión NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$ 

Contornos de Presión sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$

Figura 36.

Contorno de presión inflación NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$ 

Coeficiente de presión sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$

Figura 37.

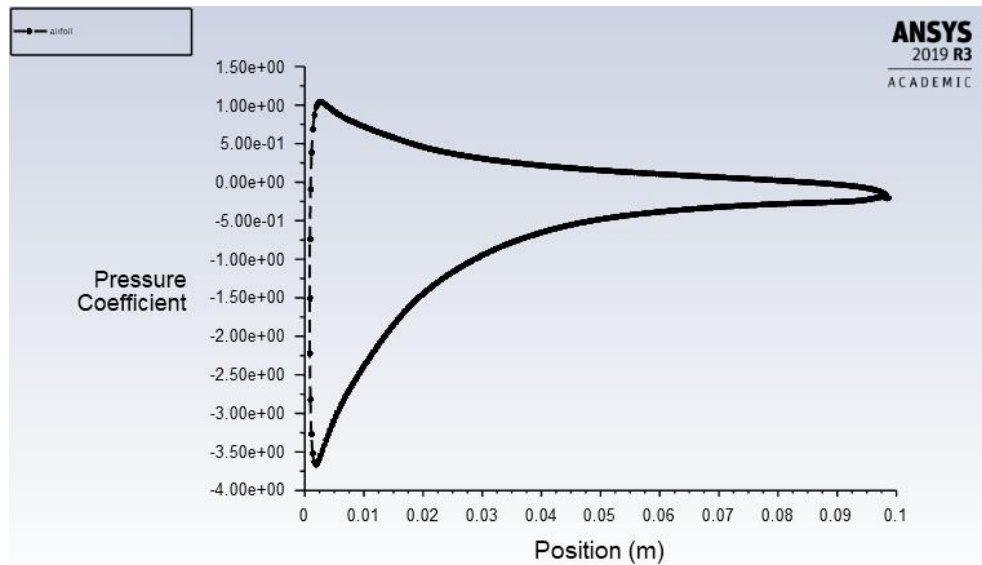
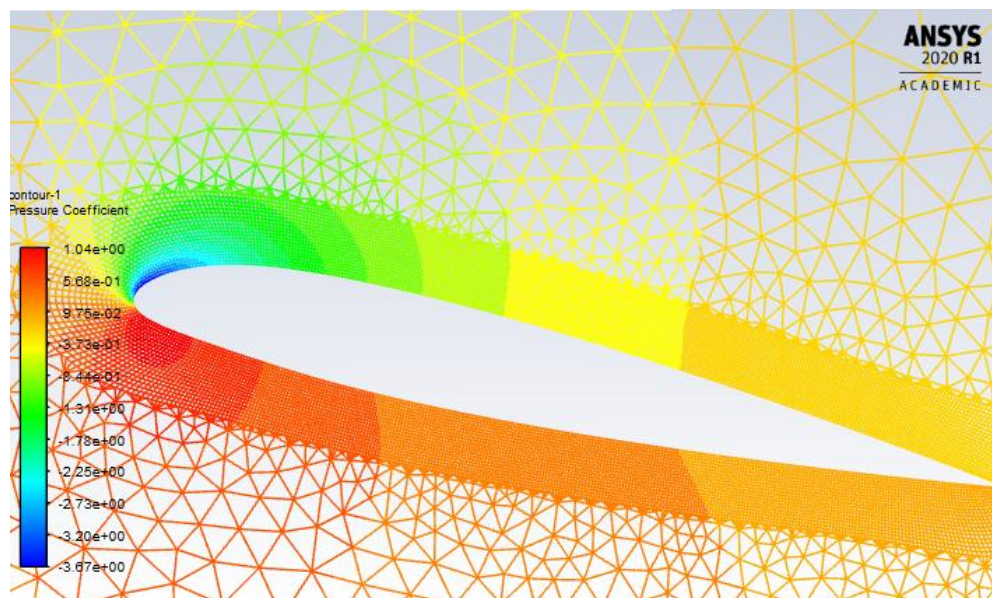
Coeficiente de presión sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$ 

Figura 38.

Contorno coeficiente de presión sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$ 

Para los resultados de la presión en $\alpha = 0^\circ$, se aprecia valores de $C_p < 0$, esto se debe a la igualdad de fuerzas entre el intradós y el extradós del perfil. En el borde de ataque el valor de C_p es cercano a 1 (ver figura 31), como consecuencia del choque directo del flujo de aire sobre el perfil.

En el análisis a $\alpha = 6^\circ$, se observa una sobrepresión en la región del intradós. Esta abarca desde el borde de ataque donde alcanza un máximo de presión entre $0 \leq c \leq 0,01$, y se manifiesta un gradiente decreciente sobre el aumento de la longitud característica o cuerda del objeto (ver figura 35). Esto se debe al incremento del ángulo de ataque y como producto del choque directo del flujo de fluido sobre el borde.

Para el análisis a $\alpha = 12^\circ$, se puede observar un gradiente de presión sobre el borde de ataque en el intradós del perfil, alcanzando un valor máximo en $0 \leq c \leq 0,01$, y que se reduce gradualmente aumenta la longitud característica o cuerda del objeto.

Caso contrario sucede en el extradós para $\alpha = 6^\circ$ y $\alpha = 12^\circ$, donde se manifiesta una depresión o succión que favorece la sustentación, fenómeno más claro en $\alpha = 12^\circ$.

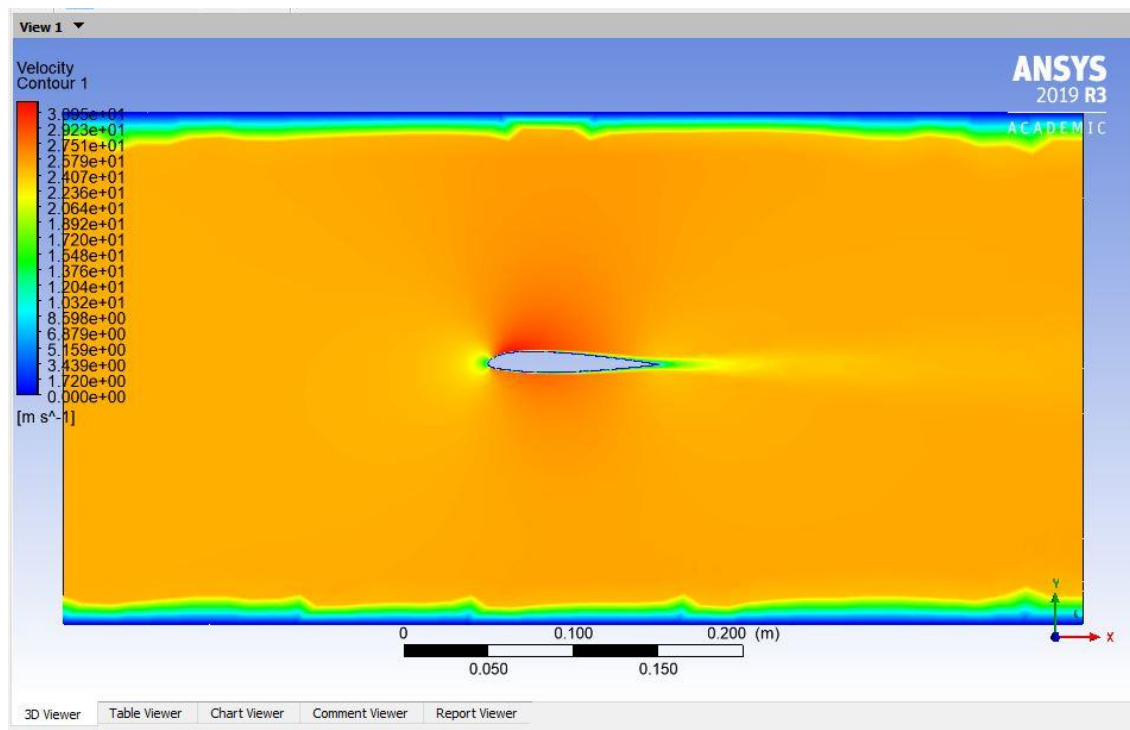
Todos los análisis de presión presentan mínimas diferencias sobre cada ángulo de ataque en los 4 tipos de malla, que se pueden observar en los anexos II y IV.

7.3.1.4 Contornos de velocidad y líneas de corriente NACA 23012

Contornos de velocidad sección NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$

Figura 39.

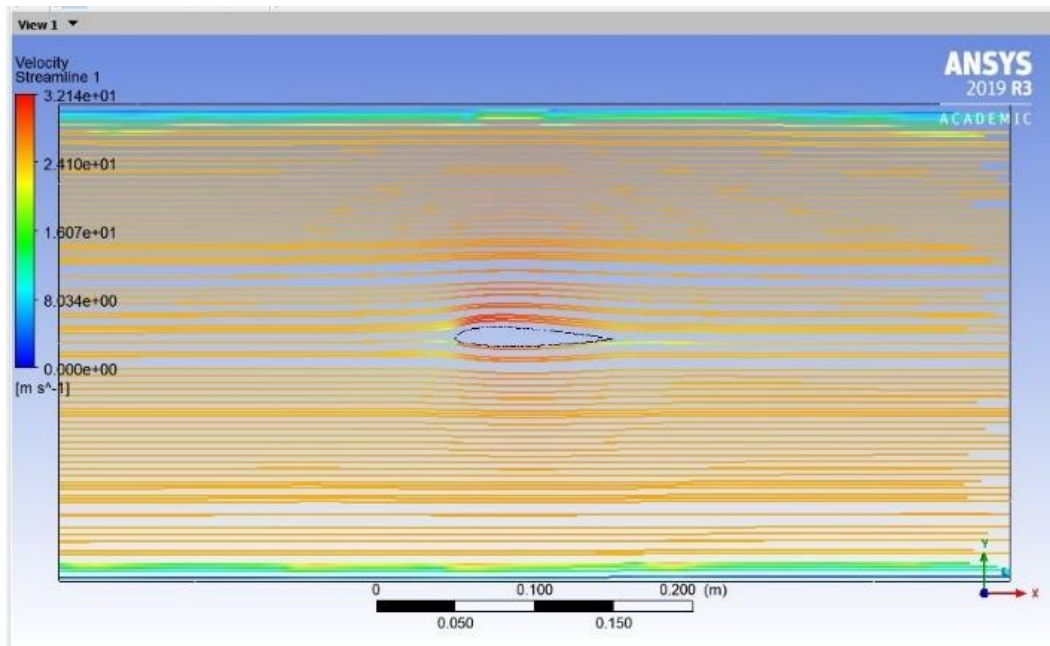
Contorno de velocidad refinamiento 1 NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$



Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$

Figura 40.

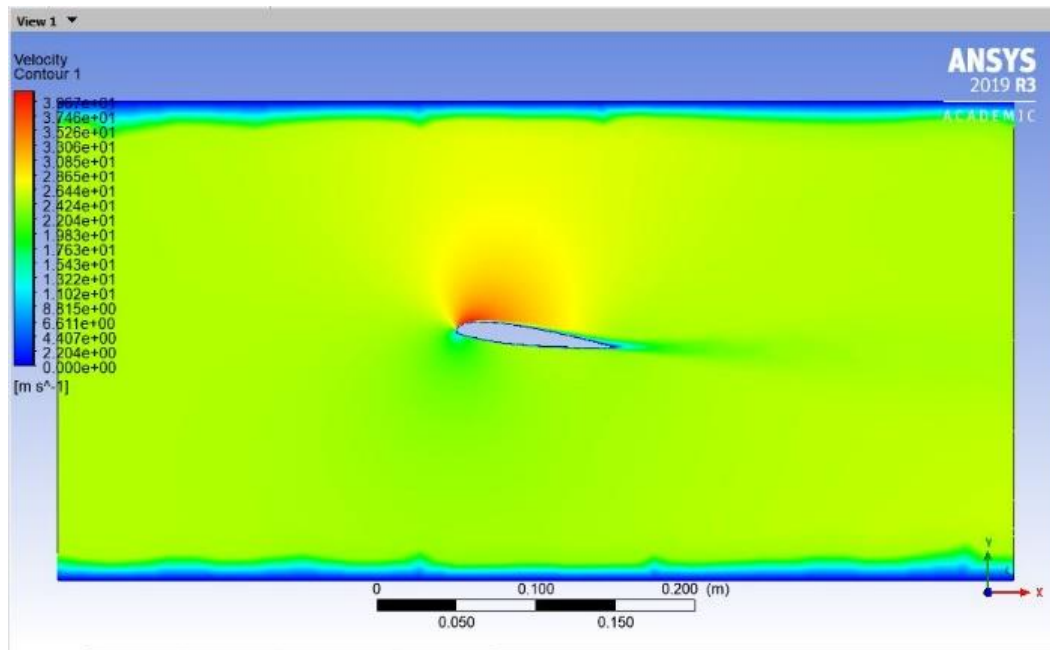
Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 0$



Contornos de velocidad sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$

Figura 41.

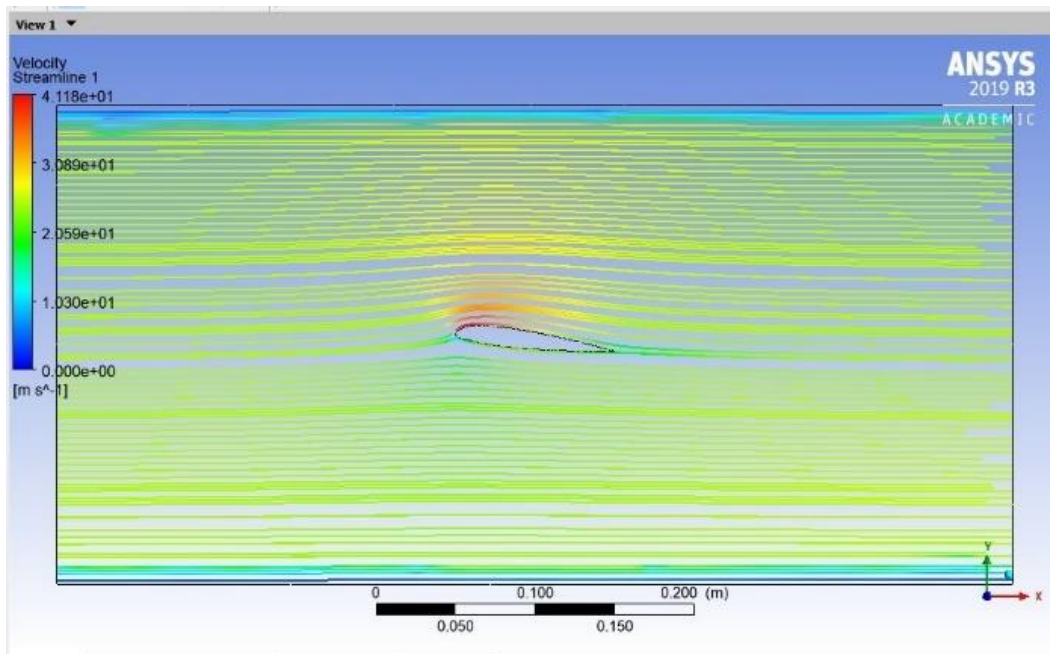
Contorno de velocidad refinamiento 1 NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$



Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$

Figura 42.

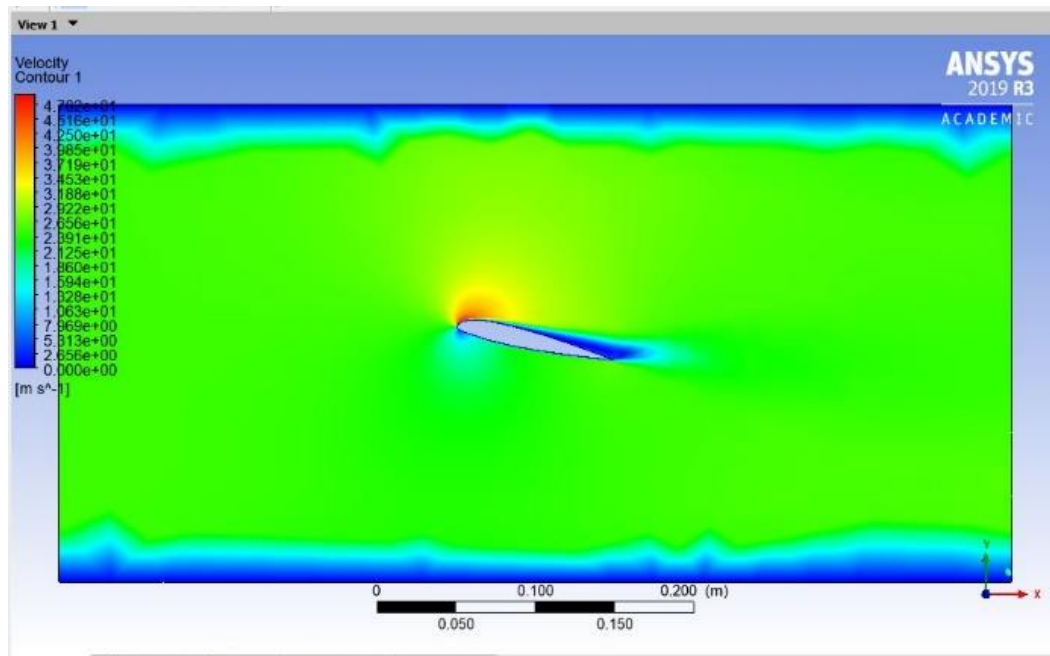
Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$



Contornos de velocidad sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$

Figura 43.

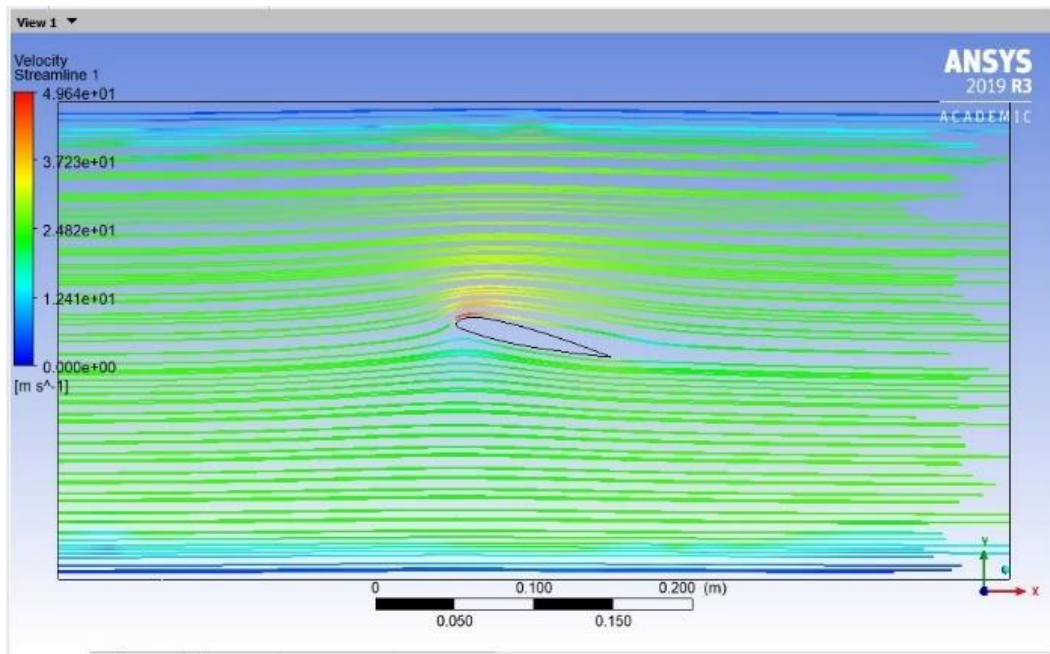
Contorno de velocidad inflación NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$



Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$

Figura 44.

Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$



Para $\alpha = 0^\circ$ y $\alpha = 6^\circ$ se aprecia un pequeño incremento en el valor de la velocidad observable sobre el extradós del perfil aerodinámico, y en los que no hay separación de capa límite.

En la medida que aumenta el ángulo de ataque, se puede observar un incremento de la velocidad en el extradós del perfil. Al incrementar el ángulo de ataque ocurre una separación de flujo sobre la superficie del perfil, esto debido a los efectos viscosos. En $\alpha = 12^\circ$, se puede apreciar la separación.

Hay una gran diferencia en la malla por defecto, donde claramente se puede observar una disminución considerable de la velocidad alrededor del perfil, fenómeno que no ocurre en ninguna

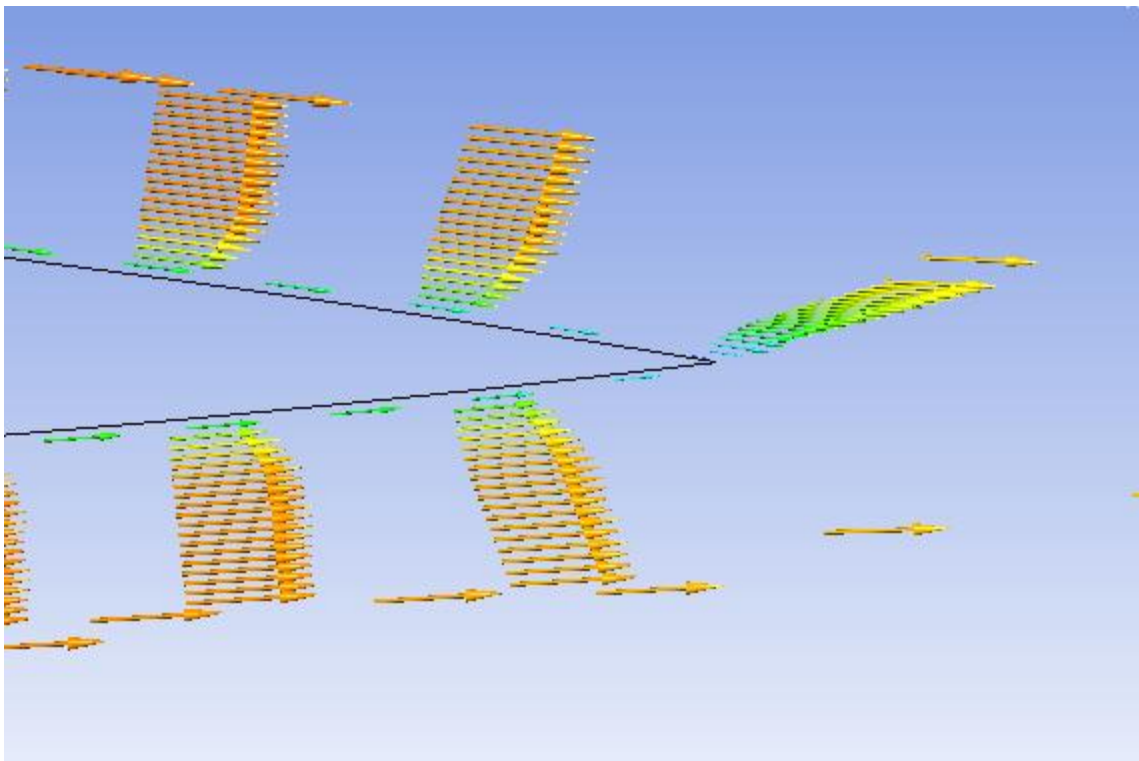
de las otras mallas. Esto se debe a la baja resolución de la malla, lo que produce un mayor error en los resultados (ver anexo III).

7.3.1.5 Capa límite NACA 23012. A continuación, se analizará el comportamiento de la capa límite en el sobre el perfil con ángulo de ataque $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 6^\circ$, $\alpha = 12^\circ$.

Capa límite sección NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$

Figura 45.

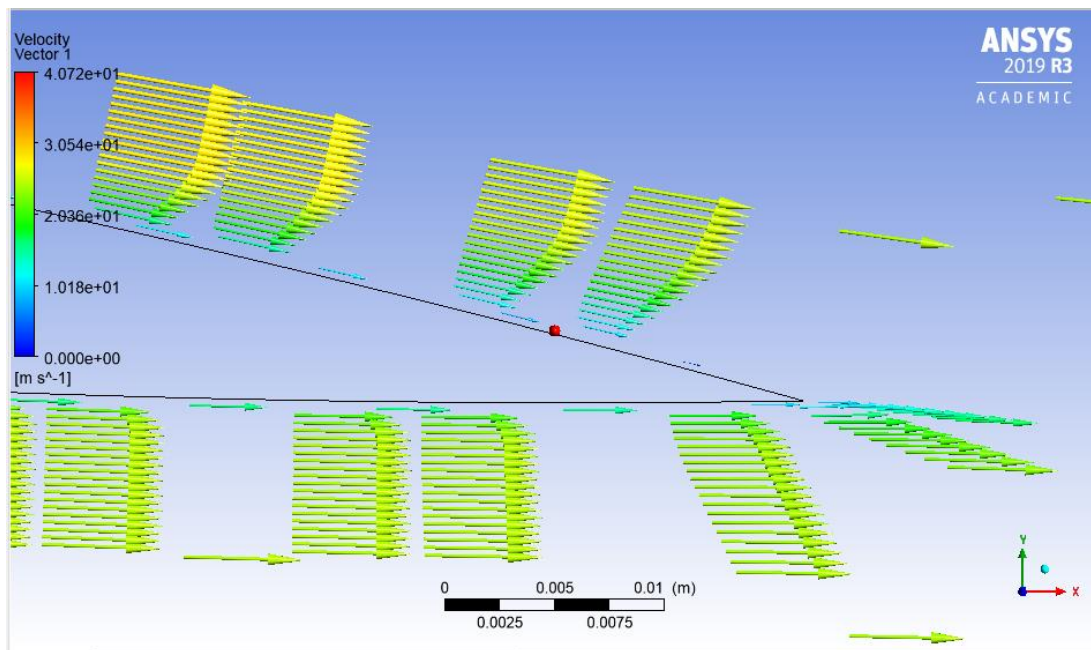
Distribución de la capa límite sobre el borde de salida NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$



Capa limite sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$

Figura 46.

Distribución de la capa limite sobre el borde de salida



Capa limite sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$

Figura 47.

Distribución de la capa limite sobre el borde de salida

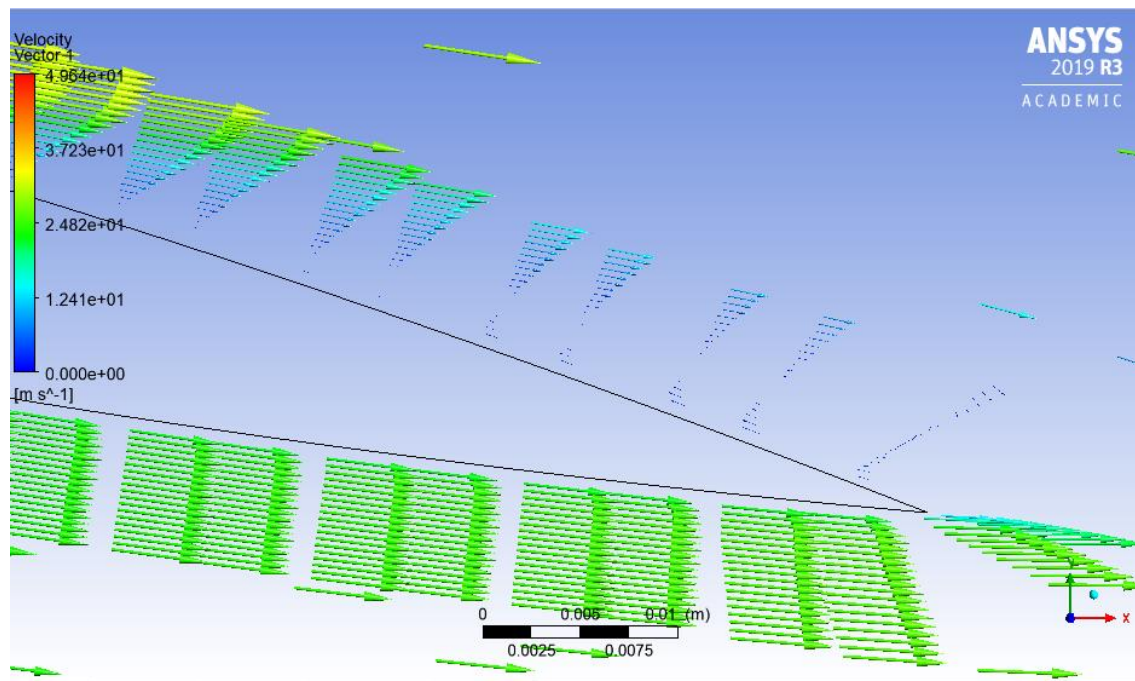
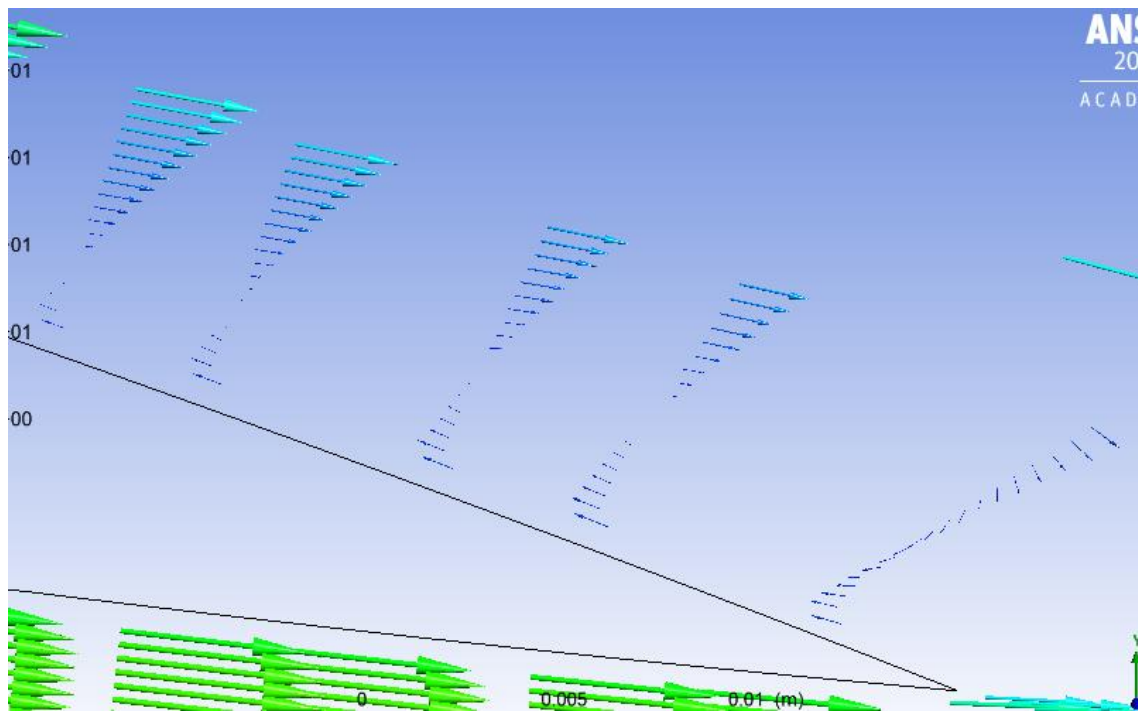


Figura 48.

Desarrollo de la capa limite sobre el borde de salida



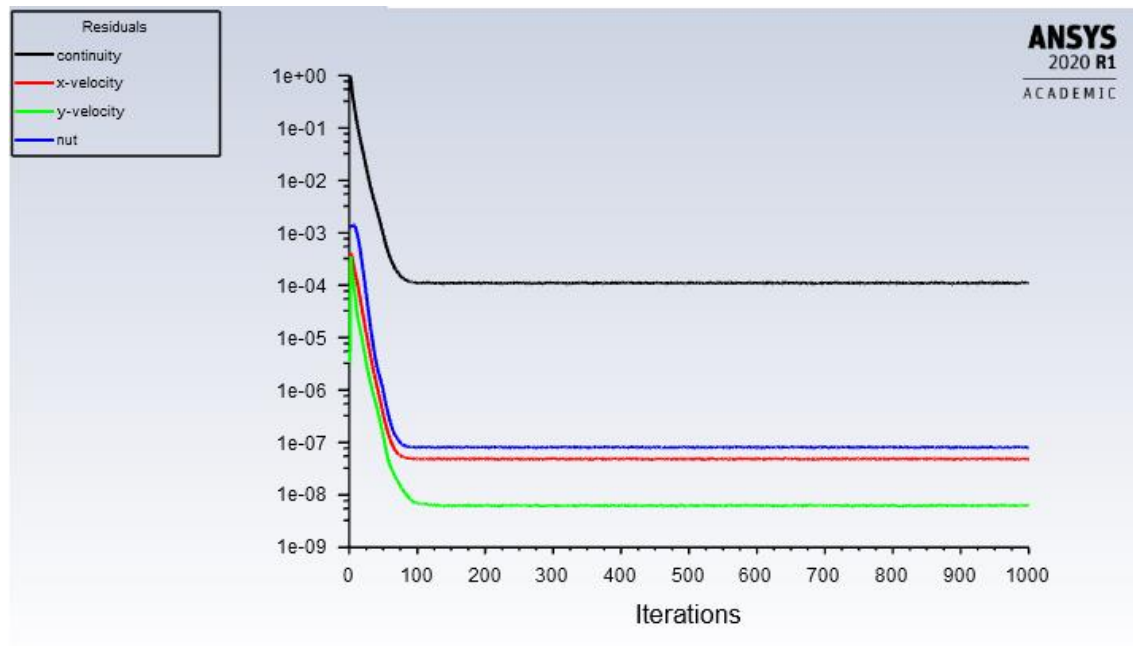
Con un ángulo de ataque $\alpha = 0^\circ$, se muestran curvas caracterizadas sobre el extradós y el intradós por una capa limite delgada debido a un pequeño incremento en la velocidad de flujo libre, mientras que, en la sección del borde de salida, se aprecia una capa limite desarrollada turbulenta como consecuencia de un pequeño efecto de no deslizamiento sobre la superficie del perfil, provocando una pequeña separación de flujo.

Al incrementar el ángulo de ataque a $\alpha = 6^\circ$ se logra apreciar un cambio en el desarrollo de la capa limite sobre el perfil. Debido a la incidencia del flujo sobre el intradós, hay una baja velocidad de las partículas del fluido, mientras en el extradós ocurre un incremento en la velocidad sobre el borde de ataque, lo que desarrolla una capa limite delgada.

En $\alpha = 12^\circ$ Mientras que en el intradós se desarrolla una capa límite constante, la capa límite sobre el extradós varía considerablemente, se observa la mayor diferencia sobre el borde de salida. Como ya se dijo anteriormente, al incrementar el ángulo de ataque se produce una separación de flujo sobre el borde de salida del perfil. El desarrollo de la capa sobre el borde de fuga muestra una separación además de una reversión del flujo, en el que por efecto de la velocidad y por la fricción de la superficie se presenta un efecto de no deslizamiento provocando una recirculación, en el que las partículas son arrastradas en forma de remolino hasta nuevamente alcanzar la corriente libre (véase figura 48).

7.3.2 Resultados análisis NACA 4412

7.3.2.1 Residuos de Simulación Computacional NACA 4412. Los cálculos se consideran que han convergido cuando todos los residuos alcanzaron valores inferiores a 10^{-3} , como se muestra en la figura

Figura 49.*Residuos computacionales NACA 4412*

7.3.2.2 Coeficientes de sustentación y arrastre NACA 4412. Los resultados de los coeficientes de sustentación y arrastre utilizando el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras para los 3 tipos de malla, se muestran a continuación:

Tabla 5.*Comparación coeficiente de sustentación NACA 4412*

Angulo de Ataque	CL Defecto	CI Inflación	CI Refinamiento	Tesis
0	0,33477241	0,47104287	0,45195737	0,378
2	0,58677149	0,73079729	0,70740795	0,569
4	0,86499655	0,98704225	0,94610023	0,77

Angulo de Ataque	CL Defecto	Cl Inflación	Cl Refinamiento	Tesis
6	1,1347377	1,2320576	1,1665955	0,949
8	1,3927295	1,428463	1,3726233	1,07
10	1,636157	1,5544385	1,5351548	1,18
12	1,9585813	1,6030281	1,5846823	1,23

Figura 50.

Coeficiente de sustentación (C_l) vs ángulo de ataque (α) NACA 4412

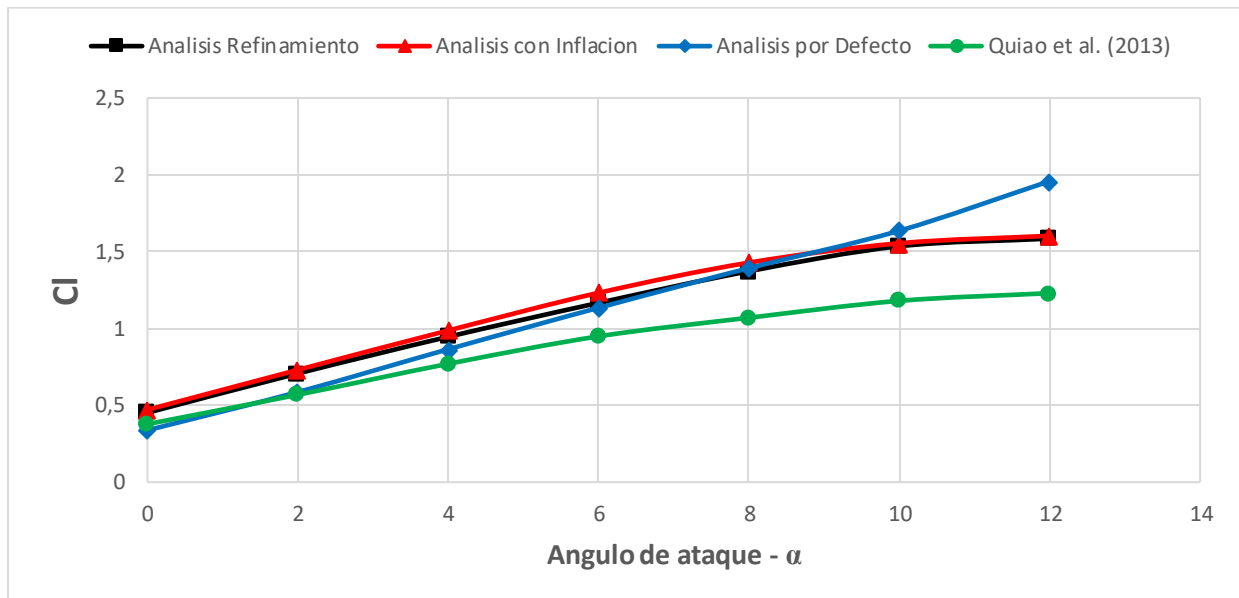


Tabla 6.

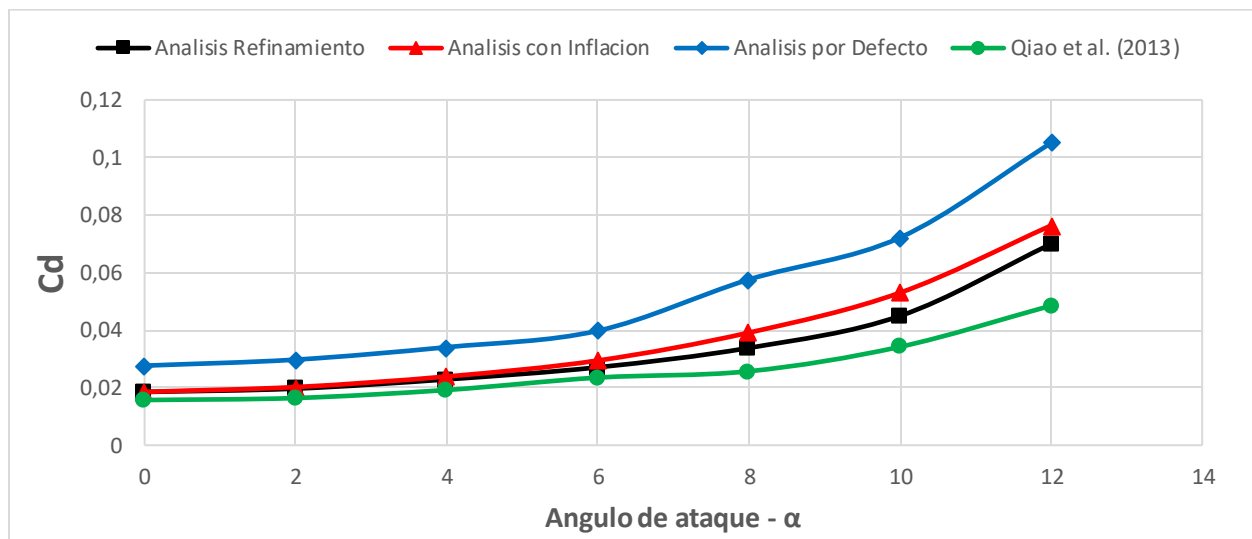
Comparación coeficiente de arrastre NACA 4412

Angulo de Ataque	Cd Defecto	Cd Inflación	Cd Refinamiento	Tesis
0	0,02722314	0,01854093	0,018500522	0,0157
2	0,02979147	0,02021768	0,019667486	0,0164

Angulo de Ataque	Cd Defecto	Cd Inflación	Cd Refinamiento	Tesis
4	0,03407438	0,02389035	0,022884874	0,0192
6	0,03977893	0,02943506	0,027084133	0,0235
8	0,05759491	0,03913134	0,03381782	0,0257
10	0,07215866	0,0529969	0,04493707	0,0342
12	0,10504565	0,07635079	0,069932982	0,0485

Figura 51.

Coefficiente de arrastre (Cd) vs ángulo de ataque (α) NACA 4412



Los resultados obtenidos para el coeficiente de sustentación en la figura 32 no mostraron una buena correlación en comparación con los resultados computacionales de Qiao et al. (2013). Se puede observar que las curvas más cercanas son las curvas de inflación y de refinamiento, son

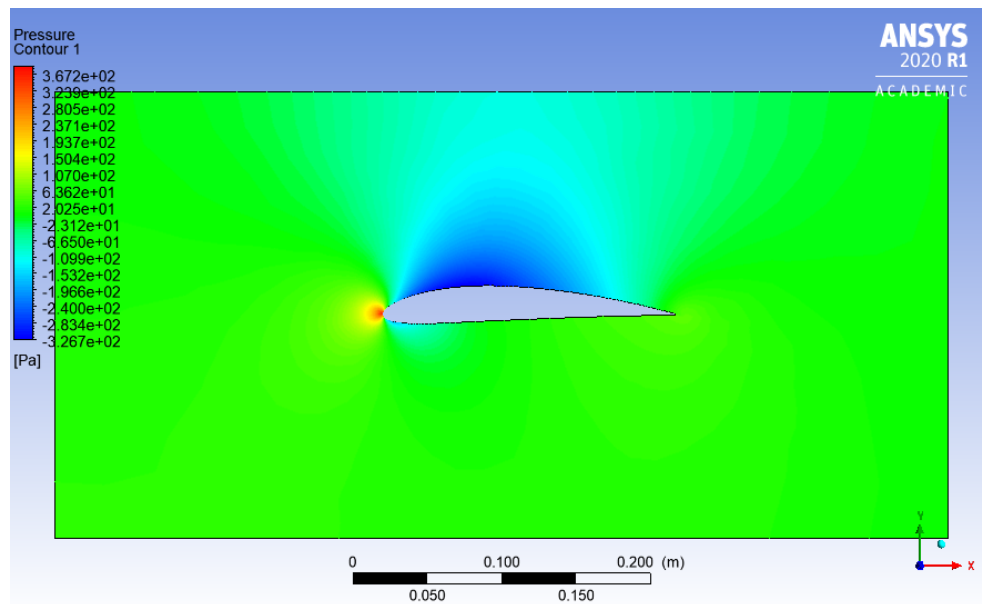
precisas entre ellas, pero no exactas al estudio comparado. Hasta $\alpha \leq 8^\circ$, hay poca variación del coeficiente en los 3 casos de estudio, sin embargo, una vez se incrementa el ángulo de ataque, en la curva del análisis por defecto se acrecienta la distancia respecto a la curva del estudio realizado en la investigación.

Para el caso del coeficiente de arrastre en la figura 33, se observa de igual manera que las mallas con refinamiento e inflación proporcionan un comportamiento similar al experimental hasta $\alpha \leq 8^\circ$. Aunque en este punto la separación se incrementa considerablemente, el estudio por refinamiento es el que señala el error más bajo. La malla por defecto muestra el error más alto durante todo el análisis.

7.3.2.3 Contornos de presión y coeficiente de presión NACA 4412. A continuación, se muestra los resultados del comportamiento de presión y velocidad que actúan sobre el perfil en los diferentes tipos de malla con los que se procedió a realizar el análisis.

Contornos de Presión sección NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$

Figura 52.

Contorno de presión inflación NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$ 

Coeficiente de presión sección NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$

Figura 53.

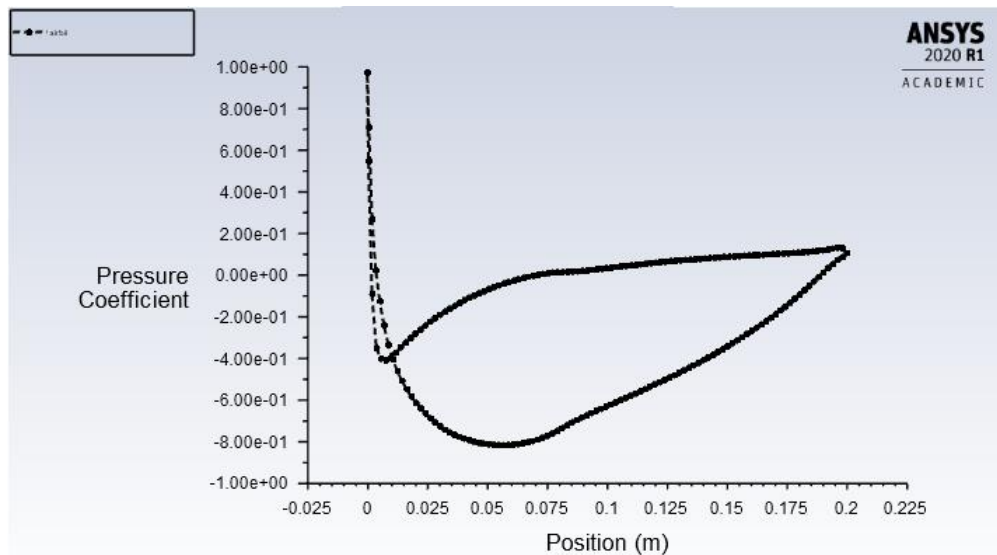
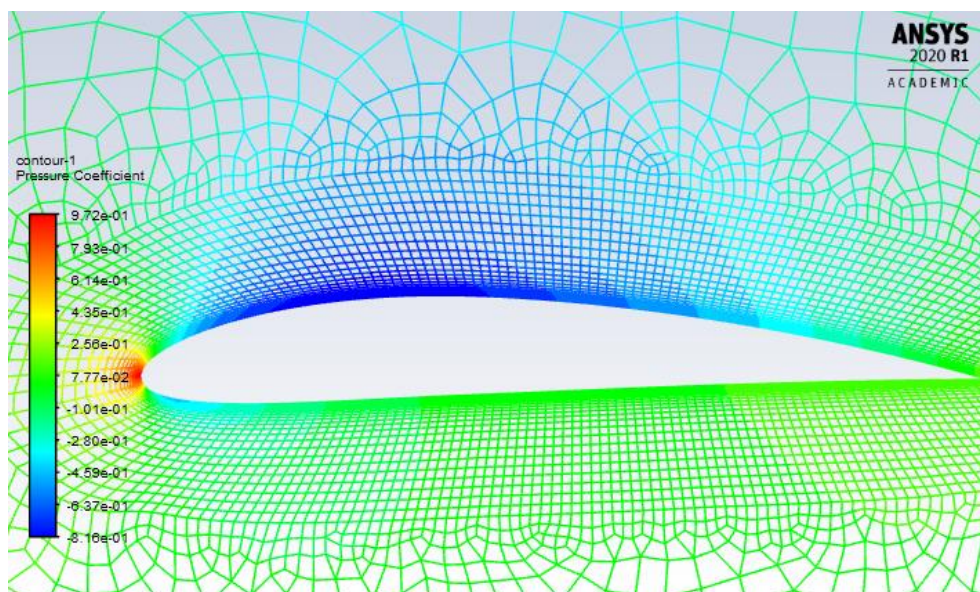
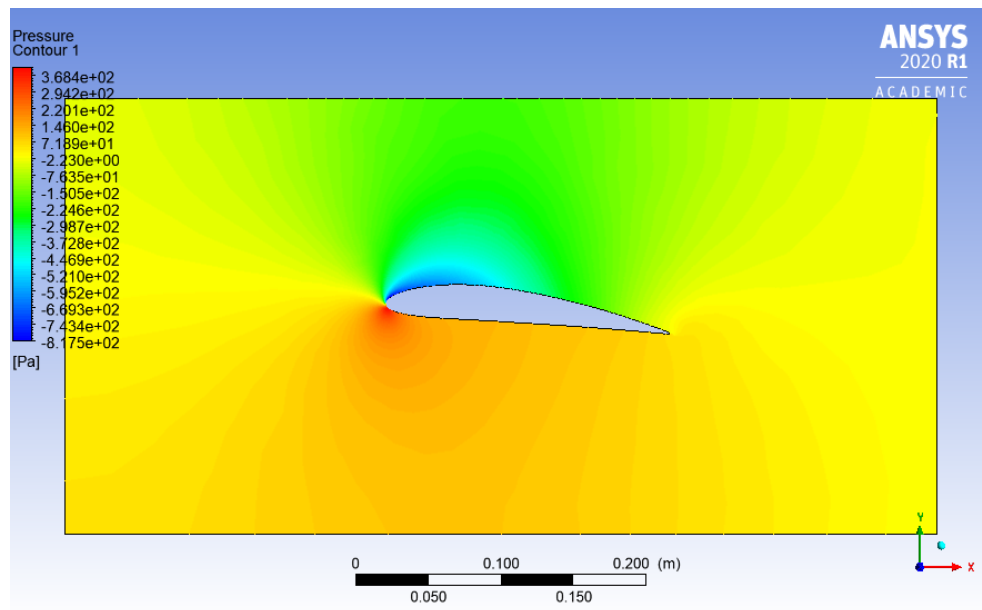
Coeficiente de presión NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$ 

Figura 54.

Contorno coeficiente de presión NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$ 

Contornos de Presión sección NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$

Figura 55.

Contorno de presión inflación NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$ 

Coeficiente de presión sección NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$

Figura 56.

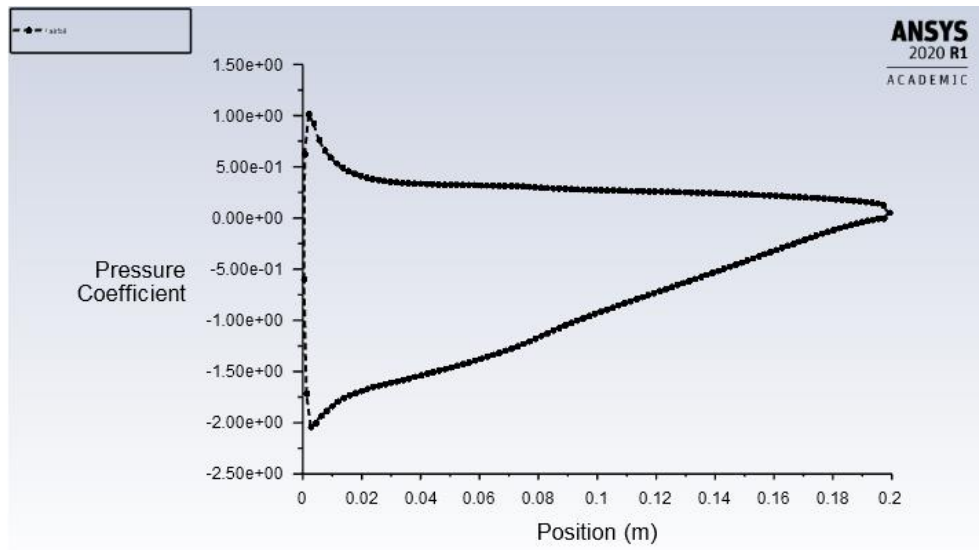
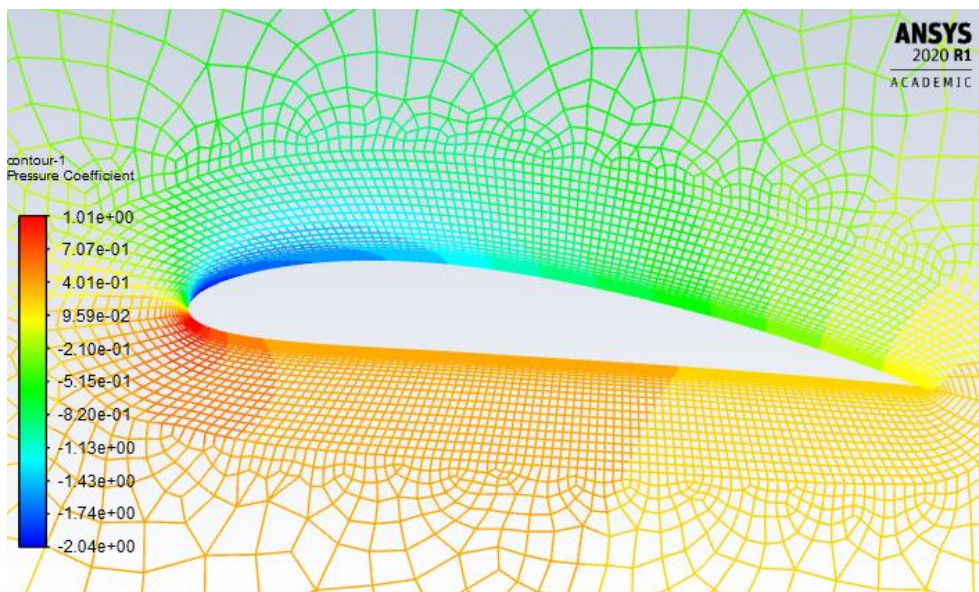
Coeficiente de presión NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$ 

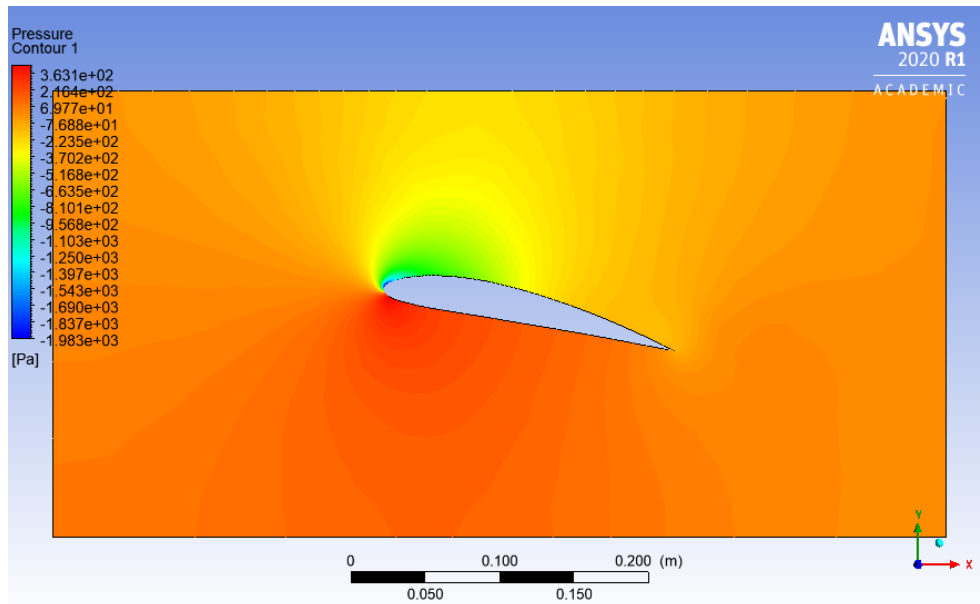
Figura 57.

Contorno coeficiente de presión NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$ 

Contornos de Presión sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$

Figura 58.

Contorno de presión inflación NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$



Coeficiente de presión sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$

Figura 59.

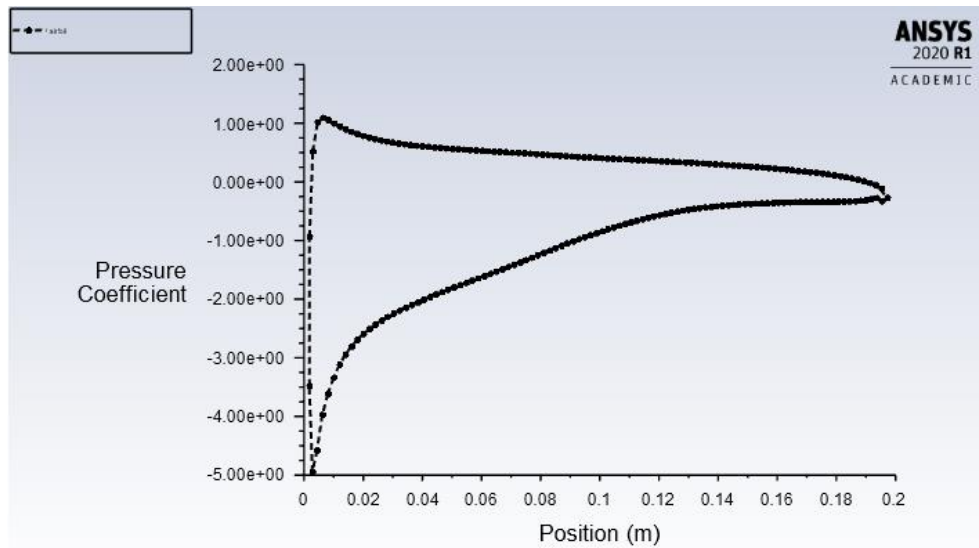
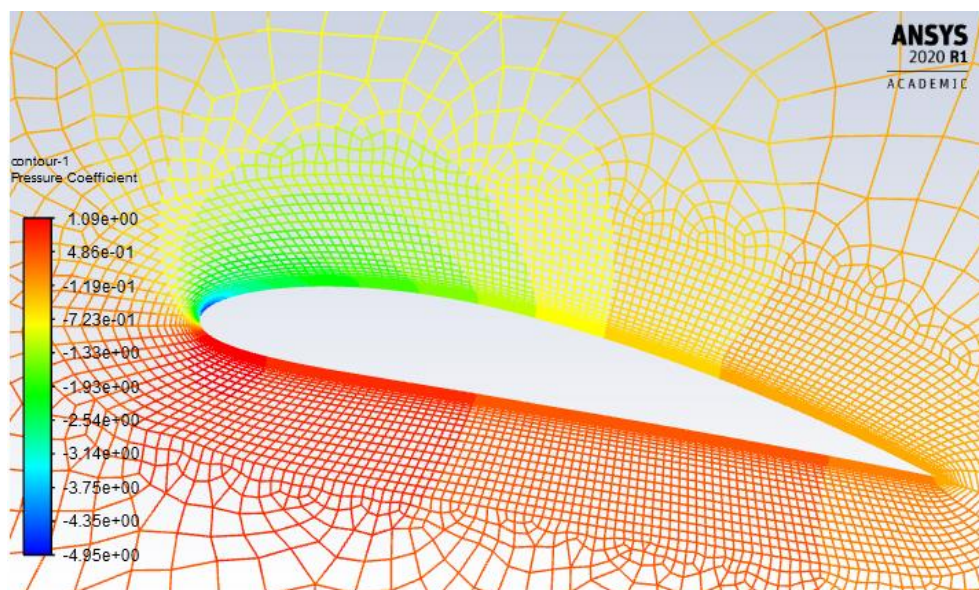
Coeficiente de presión sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$ 

Figura 60.

Contorno coeficiente de presión sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$ 

En el análisis de $\alpha = 0^\circ$, se muestra un gradiente de depresión distribuido sobre el intradós del perfil, donde se alcanza un valor máximo en $0,025 \leq c \leq 0,075$, mientras que en el borde de ataque hay un punto máximo de sobrepresión como consecuencia del choque directo con el flujo de aire (ver figura 53).

En los análisis a $\alpha = 6^\circ$ y $\alpha = 12^\circ$, al incrementar el ángulo de ataque del perfil, se observa una alta presión concentrada en el borde de ataque del intradós y una baja presión sobre el extradós del perfil, lo que favorece el aumento de la sustentación (ver fig. 56 y fig. 59).

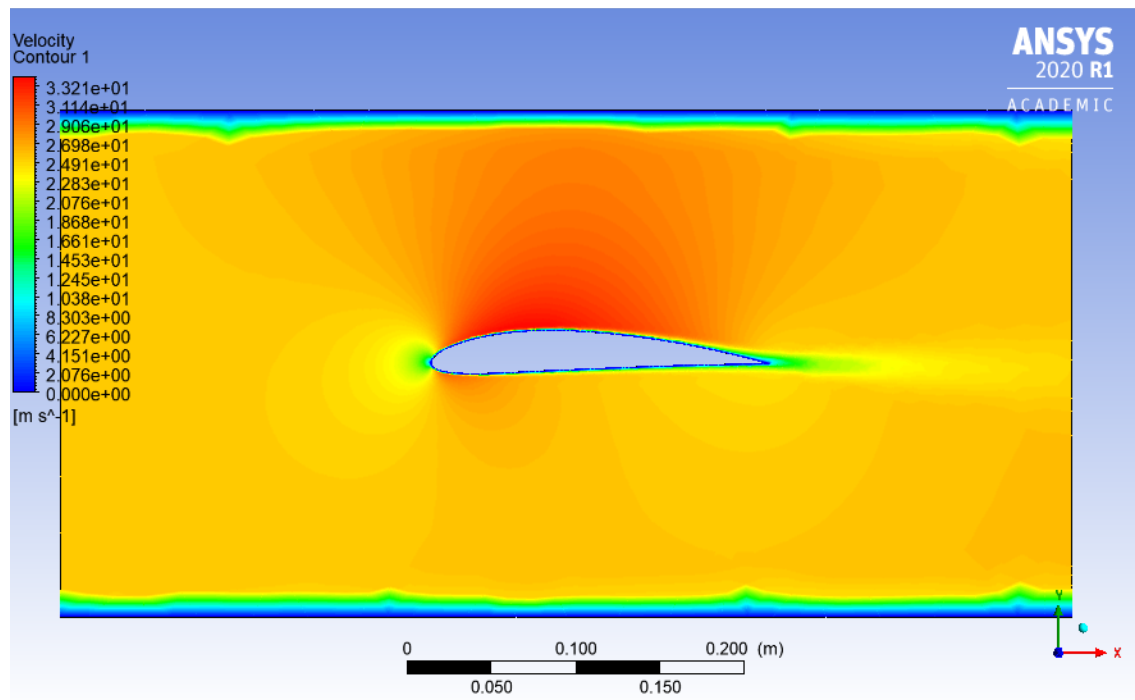
Los análisis de los tres tipos de mallas muestran muy bien la distribución de presión, sin embargo, varía en sus valores máximo de presión con muy poca diferencia (ver Anexo V).

7.3.2.4 Contornos de velocidad y líneas de corriente NACA 4412

Contornos de velocidad sección NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$

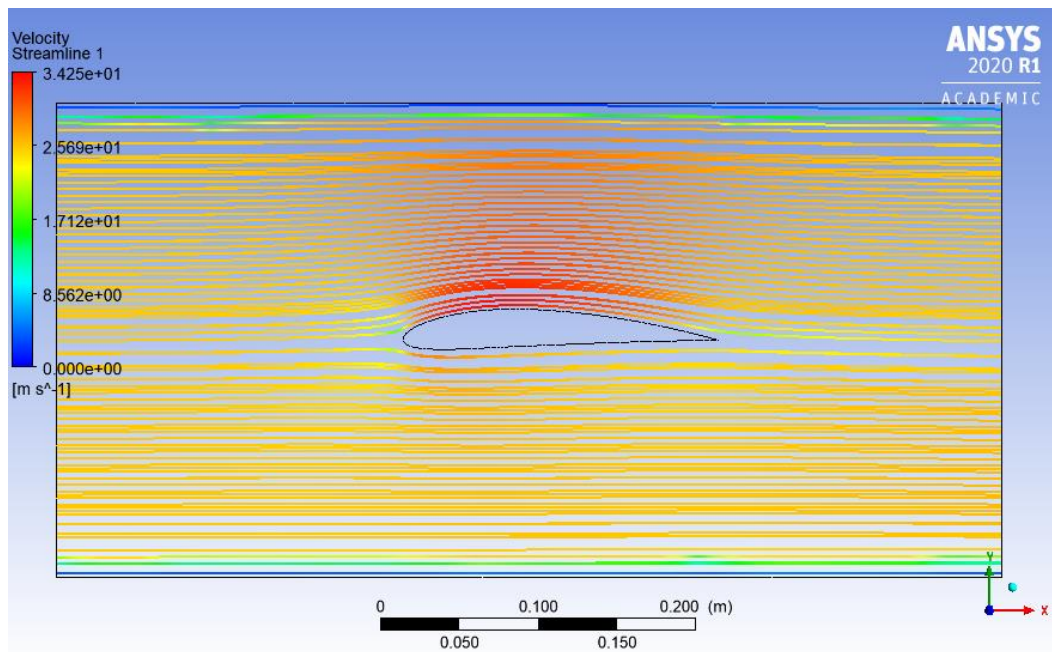
Figura 61.

Contorno de velocidad refinamiento NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$



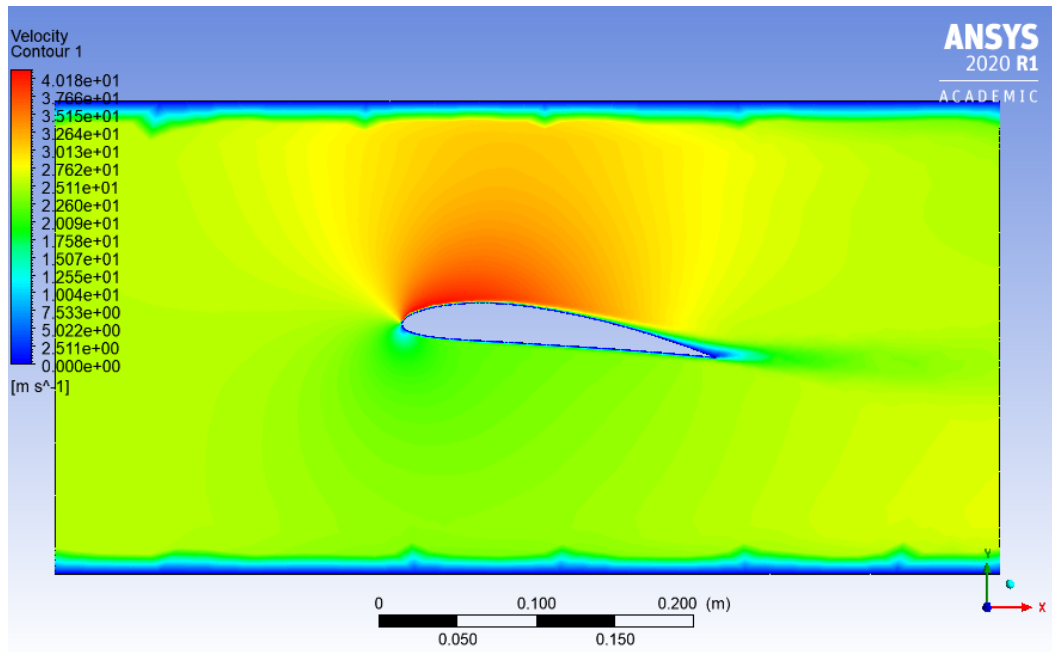
Líneas de corriente sección NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$

Figura 62.

Líneas de corriente sección NACA 4412, $\alpha = 0$ 

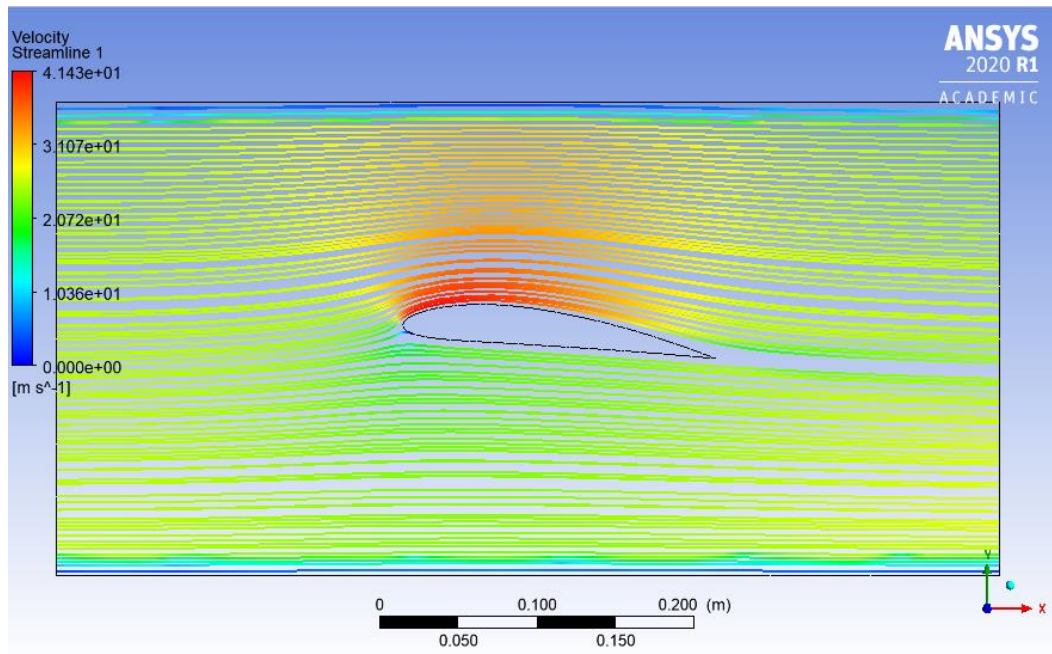
Contornos de velocidad sección NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$

Figura 63.

Contorno de velocidad refinamiento, $\alpha = 6^\circ$ 

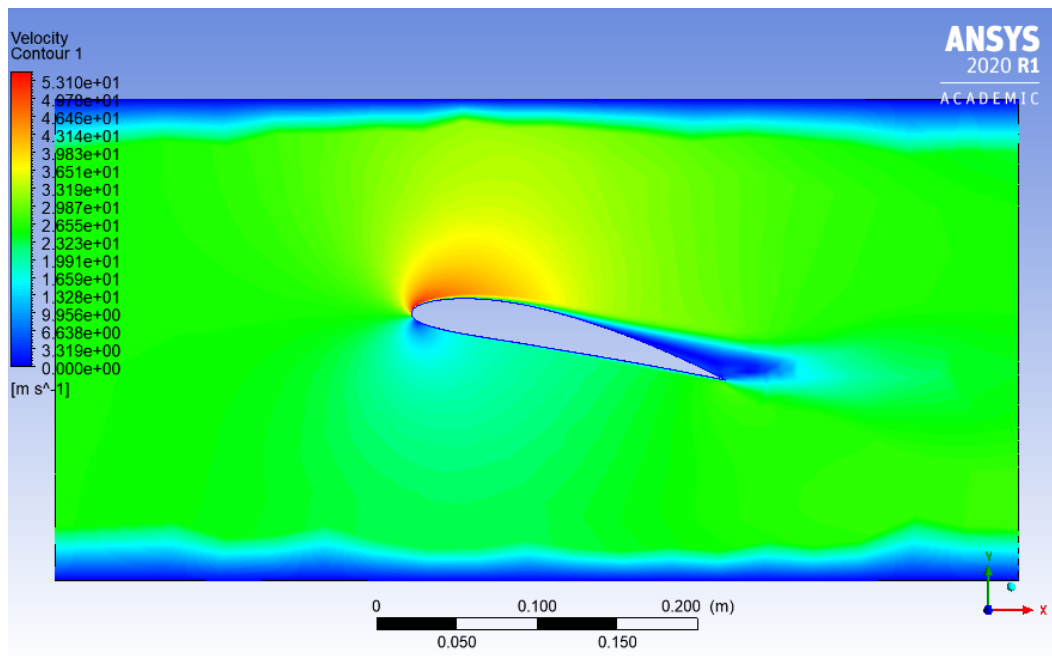
Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$

Figura 64.

Líneas de corriente sección NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$ 

Contornos de velocidad sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$

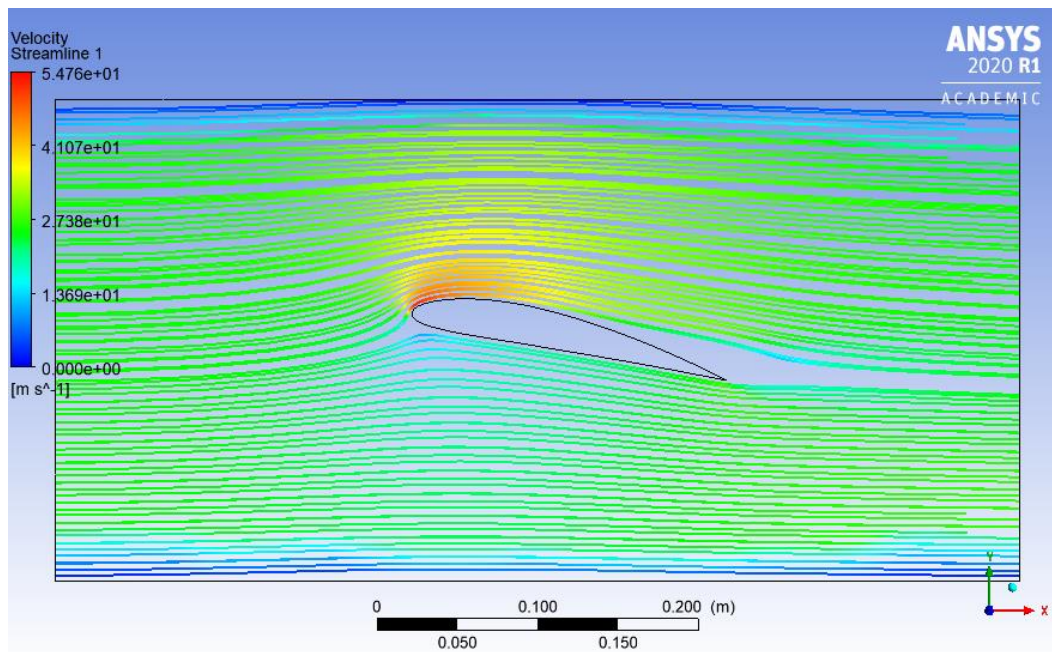
Figura 65.

Contorno de velocidad inflación NACA, $\alpha = 12^\circ$ 

Líneas de corriente sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$

Figura 66.

Líneas de corriente sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$



Al presentarse una baja presión, ocurre un incremento de la velocidad sobre el intradós del perfil. Para un $\alpha = 0^\circ$, no presenta mayores variaciones de la ya mencionada, sin embargo, para ángulos mayores como $\alpha = 6^\circ$, se presenta una pequeña separación de flujo sobre el borde fuga (ver fig. 64) y para ángulos $\alpha > 12^\circ$, la separación de flujo de flujo es mucho mayor (ver fig. 66).

Cabe resaltar que en todos los casos hay una gran reducción de la velocidad del flujo sobre el borde de ataque, esto como consecuencia del choque directo del flujo de aire sobre el perfil.

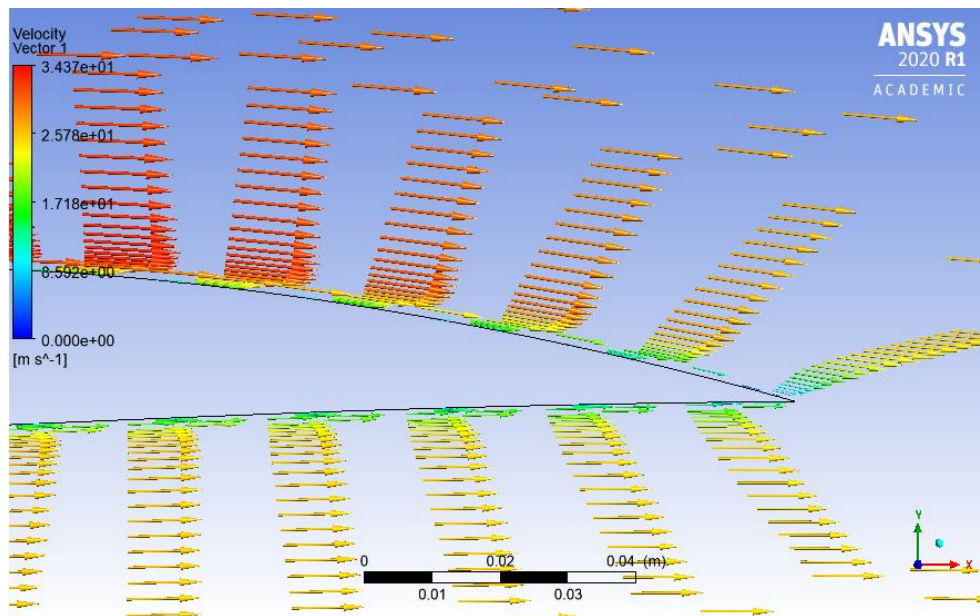
El análisis de la malla por defecto presenta un error considerable sobre sus resultados, mientras las mallas por inflación y refinamiento presentan una similitud en los resultados gráficos de los contornos que se pueden observar en el anexo VI.

7.3.2.5 Capa límite NACA 4412. Se analizará el comportamiento de la capa límite en ángulos $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 6^\circ$, $\alpha = 12^\circ$.

Capa límite sección NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$

Figura 67.

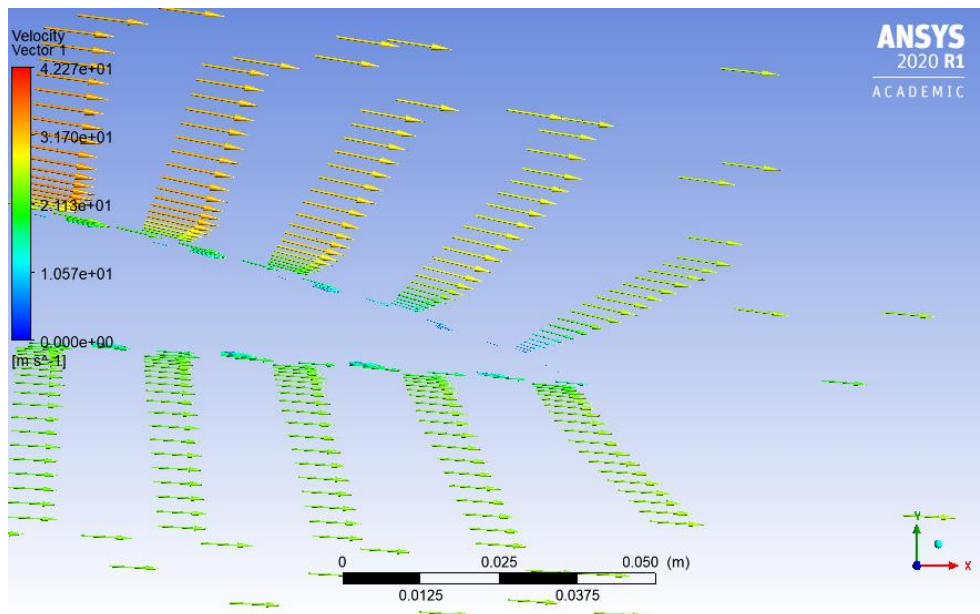
Distribución de la capa límite sobre el borde de salida NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$



Capa límite sección NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$

Figura 68.

Distribución de la capa límite sobre el borde de salida NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$



Capa límite sección NACA 4412, $\alpha = 12$

Figura 69.

Distribución de la capa límite sobre el borde de salida NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$

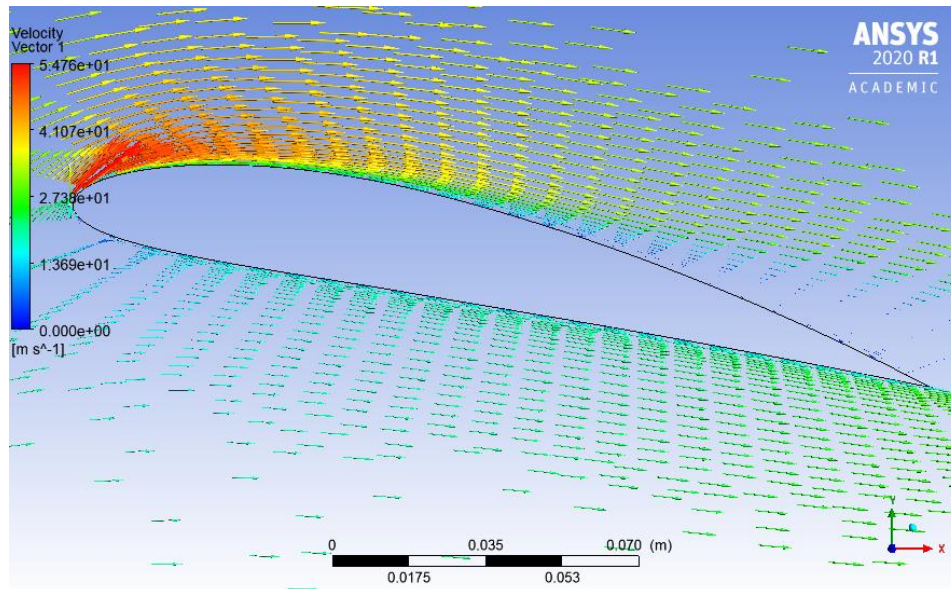
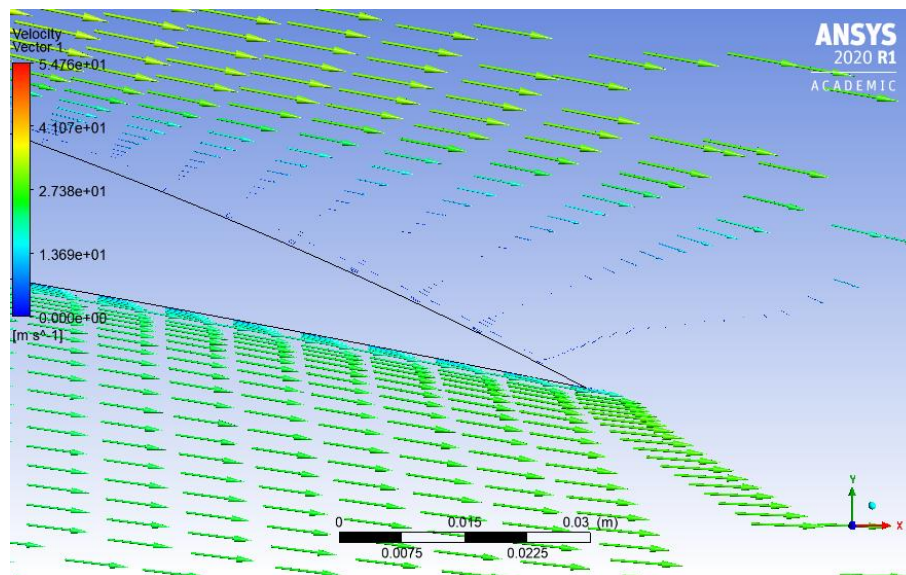


Figura 70.

Desarrollo de la capa límite sobre el borde de salida NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$



Tanto en a $\alpha = 0^\circ$ y $\alpha = 6^\circ$ se desarrolla una capa limite delgada, que no presenta cambios considerables sobre el borde de salida, sin embargo, en $\alpha = 12^\circ$ hay una gran variación en el desarrollo de la capa limite. En la fig.70 se observa una capa limite turbulenta al igual que recirculación de flujo lo que puede no ser beneficioso para un excelente régimen de vuelo. Este desarrollo de capa limite solo es observable en el análisis de la malla por inflación, por consiguiente, las otras mallas no se tienen en consideración.

8. Cálculo De Errores

8.1 Calculo de errores NACA 23012

En la siguiente sección, se calculará el error de los resultados en los coeficientes de sustentación y arrastre, para determinar qué tipo de malla ofrece los valores más cercanos al procedimiento experimental realizado por Delgado et al. (2005).

Tabla 7.

Error porcentual coeficiente de sustentación NACA 23012

Angulo de Ataque	% error CL Defecto	% error Cl Inflación	% error Cl Refinamiento 1	% error Cl Refinamiento 2
0	47,33	43,82	41,05	41,85
2	5,38	16,57	15,75	15,54
4	0,51	4,56	5,40	4,54
6	11,91	2,49	3,38	3,65
8	14,28	4,78	6,38	6,63
10	15,55	3,18	6,57	7,26
12	18,02	6,44	5,88	7,01

Figura 71.

Gráfica de errores en coeficiente de sustentación NACA 23012

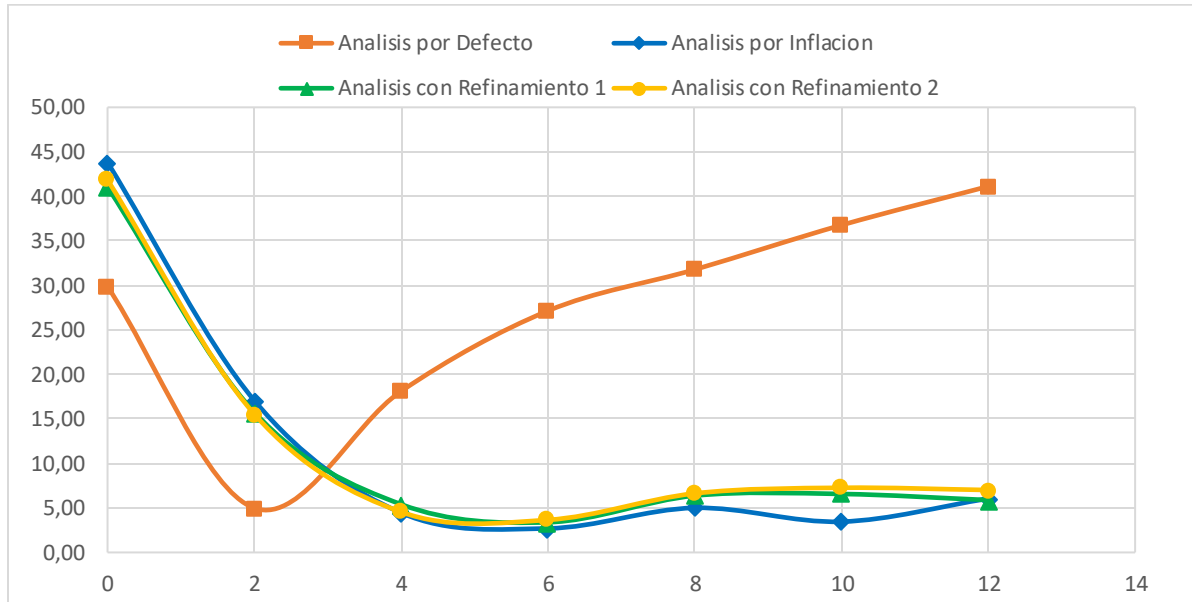
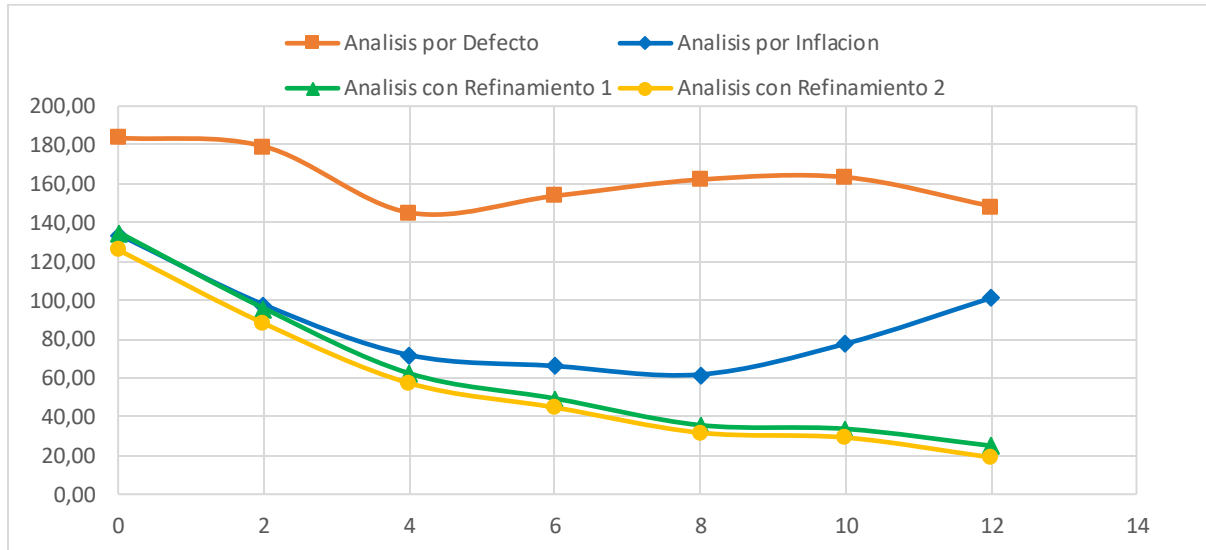


Tabla 8.*Error porcentual coeficiente de arrastre NACA 23012*

Angulo de Ataque	% error Cd Defecto	% error Cd Inflación	% error Cd Refinamiento 1	% error Cd Refinamiento 2
0	185,05	133,94	135,16	125,95
2	155,39	96,08	95,87	88,11
4	139,42	72,04	62,33	57,28
6	122,03	66,94	49,37	44,75
8	133,29	61,79	35,62	31,71
10	141,21	78,52	33,67	29,19
12	91,02	103,32	24,96	18,98

Figura 72.*Gráfica de errores en arrastre NACA 23012*

Como se aprecia en la tabla 5 y figura 71, se observa que los mallados con inflación, refinamiento nivel 1 y refinamiento nivel 2 son los que muestran un bajo error. El error calculado en el coeficiente de arrastre presenta las mismas características que las ya calculadas en el

coeficiente de sustentación, donde se aprecia que las mallas con inflación y refinamiento resultan con el error más bajo al momento de realizar el análisis fluidodinámico del perfil NACA 23012 (ver fig. 72).

Aunque las mallas con mayor elementos o celdas presentan bajos errores, la malla con refinamiento nivel 2 presenta el error más bajo entre $0 \leq \alpha \leq 12$ tanto para el coeficiente de sustentación como el coeficiente de arrastre, esto se resume a que el refinamiento de malla se aproxima mejor a los valores reales obtenidos en el análisis experimental.

8.2 Calculo de errores NACA 4412

En la siguiente sección, se calculará el error de los resultados en los coeficientes de sustentación y arrastre, para determinar qué tipo de malla ofrece los valores más cercanos al procedimiento experimental realizado por Quiao, et al. (2013)

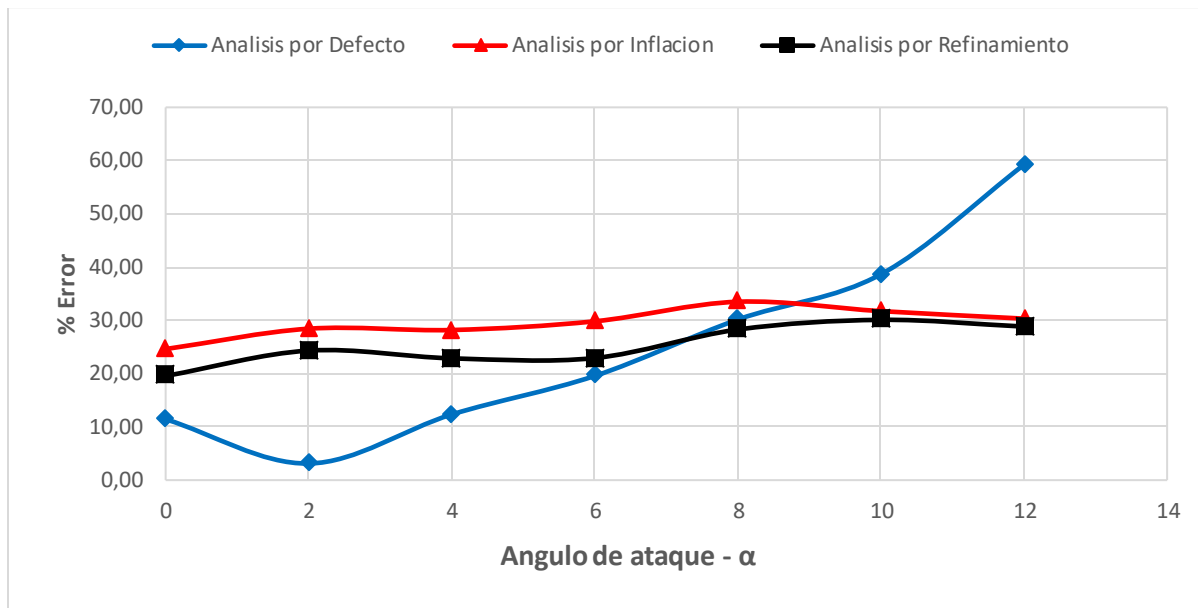
Tabla 9.

Error porcentual coeficiente de sustentación NACA 4412

Angulo de Ataque	% error CL Defecto	% error CI Inflación	% error CI Refinamiento
0	11,44	24,61	19,57
2	3,12	28,44	24,32
4	12,34	28,19	22,87
6	19,57	29,83	22,93
8	30,16	33,50	28,28
10	38,66	31,73	30,10
12	59,23	30,33	28,84

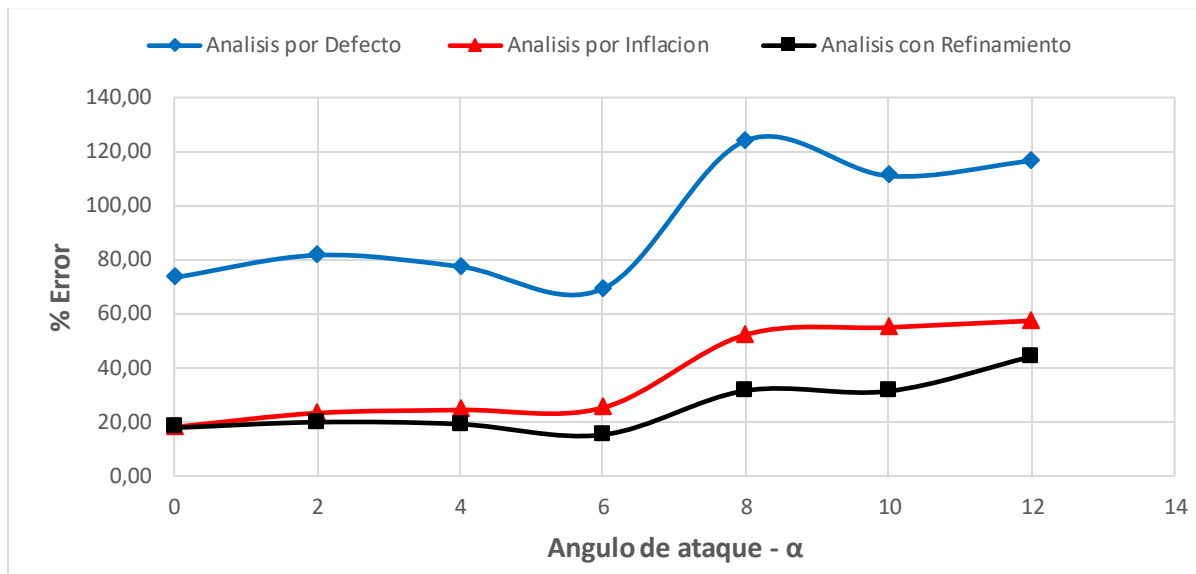
Figura 73.

Gráfica de errores en coeficiente de sustentación NACA 4412

**Tabla 10.**

Error porcentual coeficiente de arrastre NACA 4412

Angulo de Ataque	% error CL Defecto	% error CI inflación	% error CI Refinamiento
0	73,40	18,10	17,84
2	81,66	23,28	19,92
4	77,47	24,43	19,19
6	69,27	25,26	15,25
8	124,10	52,26	31,59
10	110,99	54,96	31,39
12	116,59	57,42	44,19

Figura 74.*Gráfica de errores en arrastre NACA 4412*

En el análisis de las tres mallas hay diferencias notables en los resultados, aunque la malla por defecto presenta el error más bajo a bajos ángulos de ataque, el error incrementa conforme aumenta el ángulo, sin embargo, en el arrastre sí que presenta errores altos (ver fig. 73 y fig. 74).

Las mallas con inflación y refinamiento, aunque presentan un error bajo tanto en la sustentación como el arrastre, sus valores igualmente son muy altos. Para prevenir estos errores lo mejor es utilizar una malla más fina y estructurada, que ayude a mejorar potencialmente los resultados.

9. Conclusiones

Se alcanza el objetivo de analizar y comprobar el flujo aerodinámico que transcurre sobre el perfil Naca 23012 y NACA 4412, sometiendo el flujo a condiciones dimensionales de volumen de control alrededor de los perfiles alares en los diferentes tipos de malla donde se alcanza un coeficiente de sustentación máximo a 12 grados ($Cl_{max} = 12^\circ$). Generalmente se recomienda utilizar una sección de pruebas o contorno de pared de mayor área para obtener resultados más precisos y exactos al momento de realizar análisis computacionales. Sin embargo, el desarrollo del análisis con la sección de pruebas del túnel de viento subsónico de la Escuela presenta resultados aceptables que se ven reflejados en los coeficientes de arrastre y sustentación de cada uno de los perfiles utilizados.

Respecto al coeficiente de presión alrededor de los perfiles, no hay diferencia alguna sobre el comportamiento de ambos. Los resultados muestran el mismo procedimiento o posición que las gráficas expuestas en los estudios realizados por (Donini, 2013) y (Bafdel, 2012) sobre los perfiles NACA 4412 y NACA 23012, respectivamente. Esto lleva a la conclusión que la distribución del coeficiente de presión no está influenciada por la geometría del volumen de control, el tamaño de los perfiles, ni del tipo de malla que se llegue a utilizar en un análisis computacional.

Una clara diferencia que se observa es el desarrollo de la capa límite, que se muestra de manera ordenada solo en la malla con inflación, es decir que una malla organizada en toda el área de pruebas puede mejorar considerablemente su progreso. Se resalta el hecho de que varía los resultados en relación con las investigaciones ya nombradas anteriormente. Este hecho se debe a las propiedades de flujo del fluido, ya que los valores de Reynolds son menores para el caso del

perfil NACA 4412 y mayores para el NACA 23012, con lo que se concluye que el tipo de mallado tiene mayor influencia sobre el comportamiento de la capa límite.

Al comparar y validar los datos obtenidos del perfil NACA 23012 y NACA 4412, se presentan porcentajes de errores bajos con valores de 7% y 28% en el coeficiente de sustentación respectivamente; y valores de 18% y 44% de coeficiente de arrastre respectivamente, con las mallas refinadas para ambos perfiles. Así mismo, el desarrollo de capa límite en la malla con inflación y considerando el tiempo de procesamiento para estos tipos de análisis, se recomienda el uso de un mallado estructurado con la misma cantidad o un mayor número de celdas para validar tanto el tiempo de procesamiento como la precisión y exactitud de los resultados.

10. Trabajos Futuros

El desarrollo de esta tesis de investigación deja abierta la posibilidad de trabajos a futuro. Se espera que se siga contribuyendo en la extensión de este proyecto, abordando los temas con mayor profundidad.

Para problemas de flujo de superficie libre sería relevante explorar, profundizar y comparar resultados simulados utilizando otros modelos de turbulencia para verificar la viabilidad de los resultados. Así mismo, el uso de otro software CFD puede aportar de forma satisfactoria en el desarrollo investigativo del aprovechamiento de fluidos.

Se sugiere examinar otros tipos de discretizado, tanto estructurado como no estructurado, y un área de pruebas más extensa, que promete resultados más cercanos a valores reales o experimentales.

Finalmente, para un análisis experimental, es recomendable planificar la operabilidad del túnel de viento de la Escuela de Ingeniería Mecánica, con lo que se determinará los resultados de presiones y velocidades. Este procedimiento validará así el error en los resultados de ambos análisis y complementará la ejecución de la investigación.

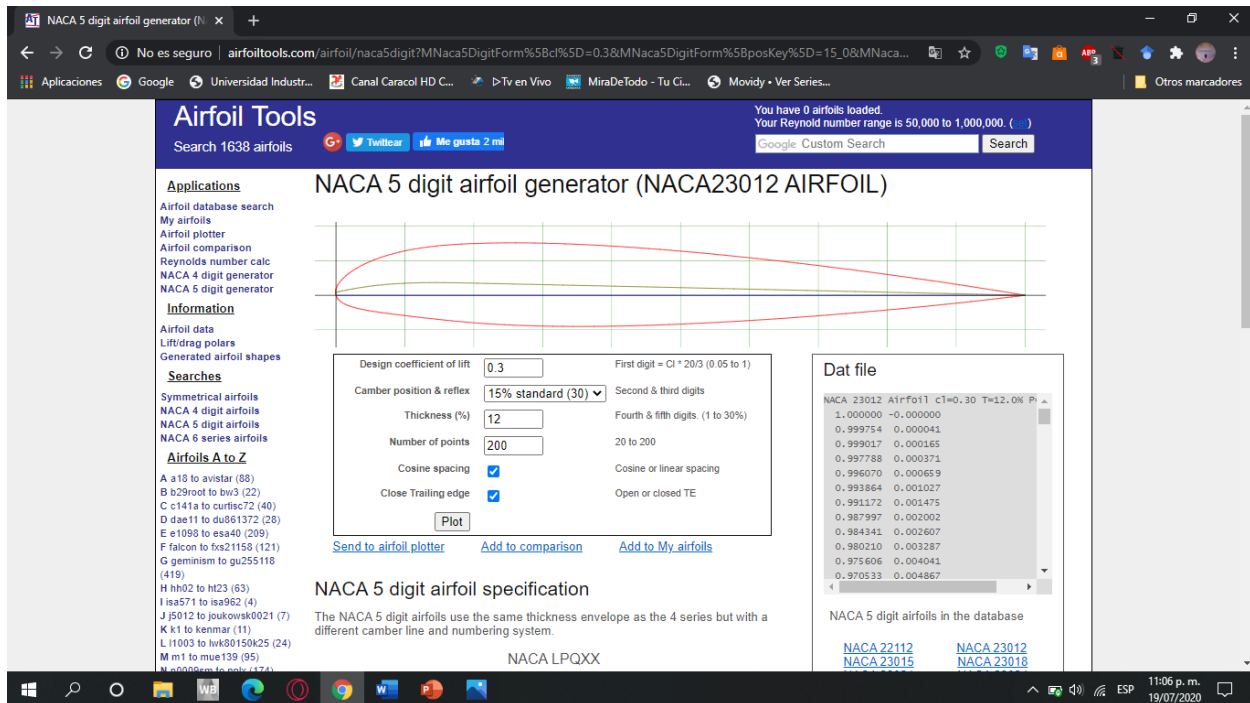
Referencias Bibliográficas

- Abbott, I. H., & Von Doenhoff, A. E. (1959). *Theory of Wing Sections*. New York: Dover Publications, Inc.
- Amaya Carias, O. A., & Betancourt Mendoza, I. V. (2016). Acondicionamiento de un Túnel de Viento para Pruebas Aerodinámicas y prácticas de laboratorio de la UNAH. *Ciencias Espaciales*, 20.
- ANSYS®. (2019). *ANSYS STUDENT 2019 R2*. (ANSYS, Inc.) Obtenido de ANSYS Fluent Theory Guide: https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v194/flu_th/flu_th_sec_spal_overview.html
- ANSYS®. (2020). *ANSYS STUDENT 2020 R1*. (ANSYS INC.) Obtenido de ANSYS Fluent Theory Guide: https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v201/en/flu_ug/flu_ug.html
- Bafdel, S. (2012). Simulation Numerique par Code Fluent de L'ecoulement Incompressible autour du Profile NACA 23012 avec et sans Controle de la Couche Limite. (*Master Recherche*). Universite Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou. Obtenido de <https://dl.ummo.dz/bitstream/handle/ummo/3865/Bafdel,%20Sofiane.pdf?sequence=1>
- Cengel, Y., & Cimbala, J. (2006). *Mecanica de Fluidos fundamentos y Aplicaciones* (Vol. 1). Mexico: McGraw-Hill Interamericana.
- Delgado Hernandez, L. S., Sabogal Aldana, Y. J., & Tabares Bocanegra, W. F. (2005). Estudio y Análisis de Técnicas que Evitan el Desprendimiento de la Capa Límite en un Perfil Aerodinámico a Bajas Velocidades. (*Trabajo de Investigacion*). Universidad de San Buenaventura, Bogota.

- Donini, M. S. (2013). Escoamento sobre o Perfil Aerodinamico NACA 4412. (*Tesis de investigacion*). Universidade Federal o Pampa, Alegrete.
- Martinez Ferri, J. E. (2012). *Análisis del Comportamiento Aerodinámico de Perfiles*. Obtenido de ReserchGate: <https://www.researchgate.net/publication/235954620>
- Marturet Perez, G. (2012). Simulación Fluidodinámica de un Modelo de Turbina Hidrocinética Tipo Gorlov. [*Tesis de Maestría*]. Universdad Nacional Experimental Politécnica "Antonio José de Sucre", Puerto Ordáz.
- Oyarzún Suarez, C. A. (2005). Análisis de Dinámica de Fluidos en un Perfil aerodinámico. [*Seminario de Titulación*]. Universidad del Bío - Bío, Concepción.
- Peña Mollá, L. F. (2012). XFLR5 V4.17 Software de Análisis de Perfiles, Planos y Aviones: Estudio y Diseño de un CN-235. [*tesis de Pregrado*]. Universidad Carlos III de Madrid, Madrid.
- Quiao, L., Liu, X., Yang, Y., Gu, R., & Lu, Y. (2013). Performance Analysis of Bionic Airfoil on the Small Unmanned Plane. *Advanced Materials Research*, 655-657, 24-27. doi:<https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.655-657.24>

Apéndices

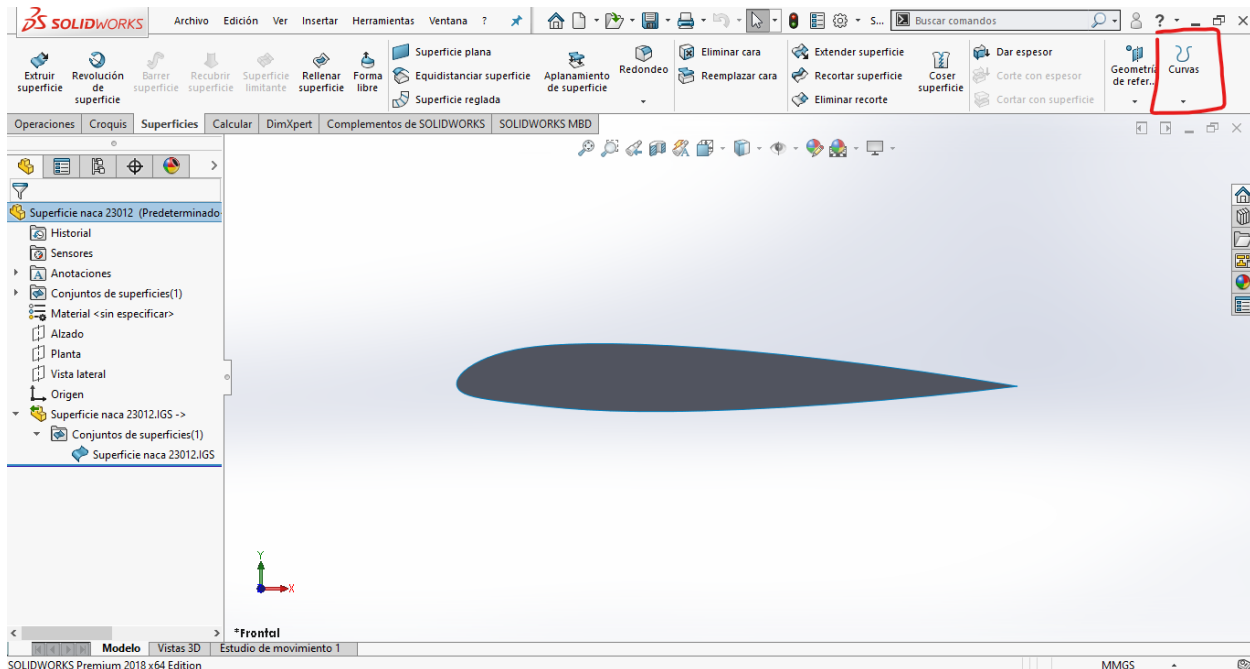
Apéndice A. Proceso de elaboración de la simulación computacional



El primer paso para el análisis fluidodinámico realizado en esta tesis es tomar los puntos de curva del perfil NACA 23012 de la base de datos de Airfoil Tools, del cual ya están estandarizados cada uno de los perfiles construidos.

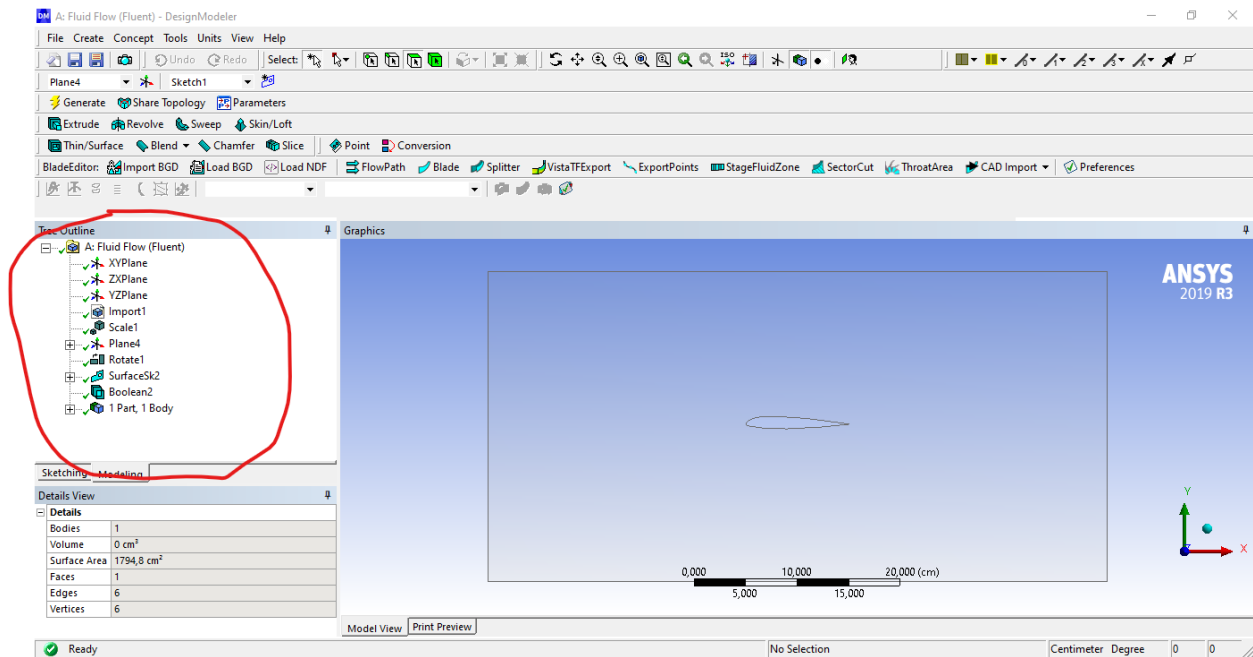
Seguidamente, copiar los puntos en un formato Excel para exportarlos con la extensión .txt (datos tabulados).

Ahora se procede a elaborar una superficie plana con los datos tabulados para, subsecuentemente, elaborar la geometría. Este proceso se puede realizar directamente en ANSYS o utilizar otro programa CAD o CAE para dicho proceso. En el caso presente, se importaron los datos al programa SolidWorks para agilidad del proceso.

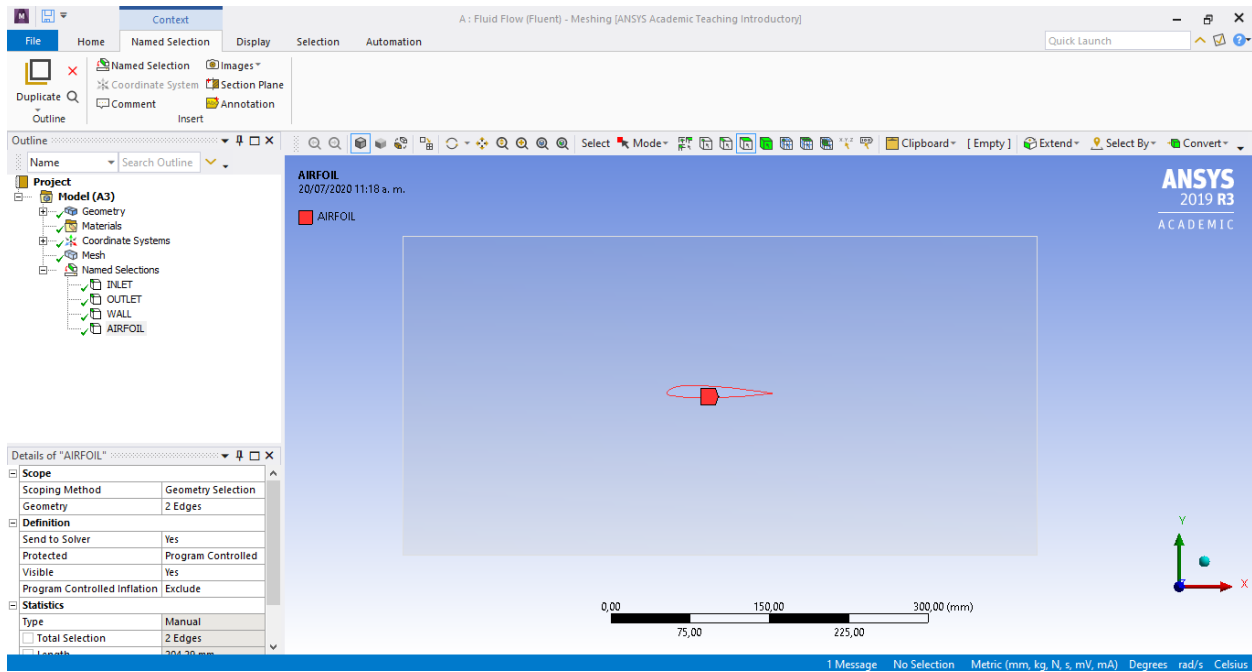


Al abrir pieza nueva se selecciona la pestaña de curvas, seguido de curvas por puntos XYZ, con lo que abre una ventana emergente donde se abre archivos de curva de SolidWorks; se cambia a la extensión de archivo de texto, y se abre el archivo de curva del perfil en la dirección donde se guardó.

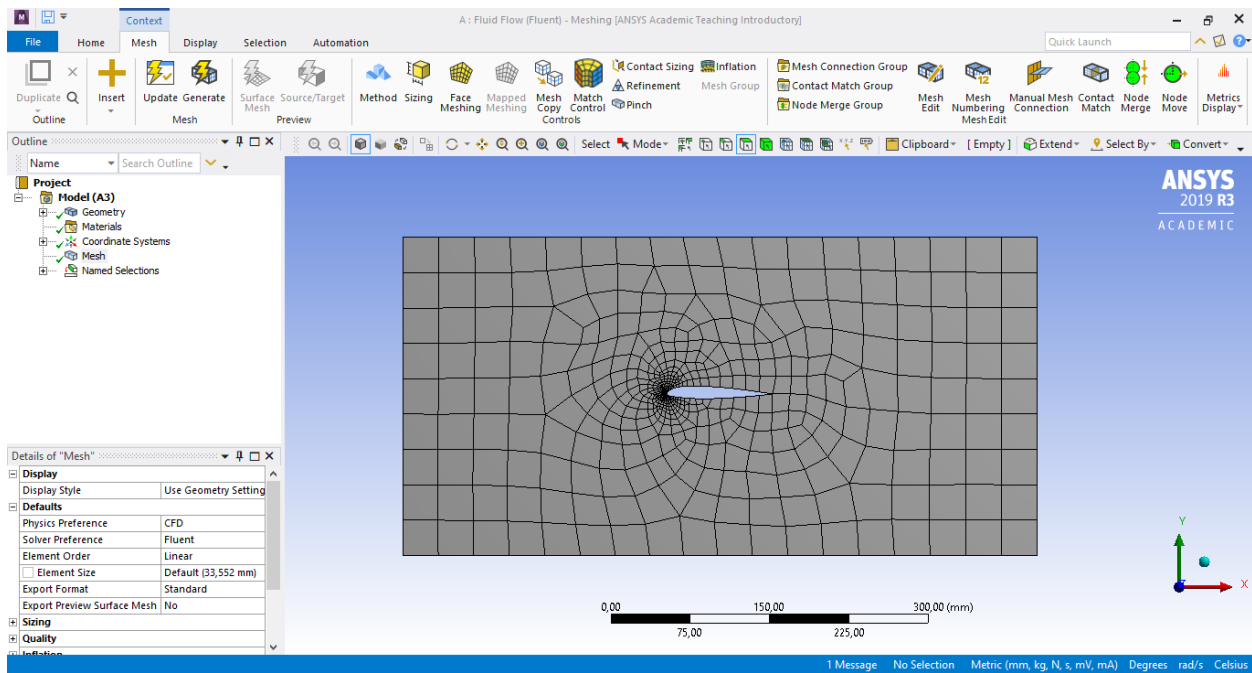
Acto seguido aparecerá la curva por puntos, se selecciona un plano y creamos nuevo croquis. Damos clic sobre la curva y convertimos entidad, con lo que ya podemos crear superficie plana en la pestaña de superficies. Procedemos a guardar el archivo con la extensión (.iges) para después importarlo a ANSYS.



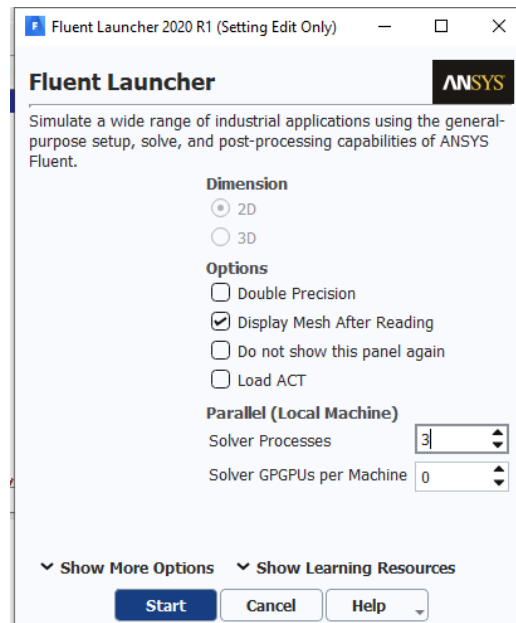
Se importará el perfil (.iges) y se procederá a elaborar el volumen de control. Primero se agrega una escala al perfil para determinar su geometría de trabajo. Luego se agrega un plano para cambiar el centro de rotación del perfil y se procede a agregar una herramienta de rotación para cambiar el ángulo de ataque. Después sobre el plano elaborado, se crea un croquis del volumen de control que, seguidamente se crea una superficie desde croquis. Finalmente, se agrega un booleano de sustracción para agregar el mallado en el volumen de control, que es el que interesa.



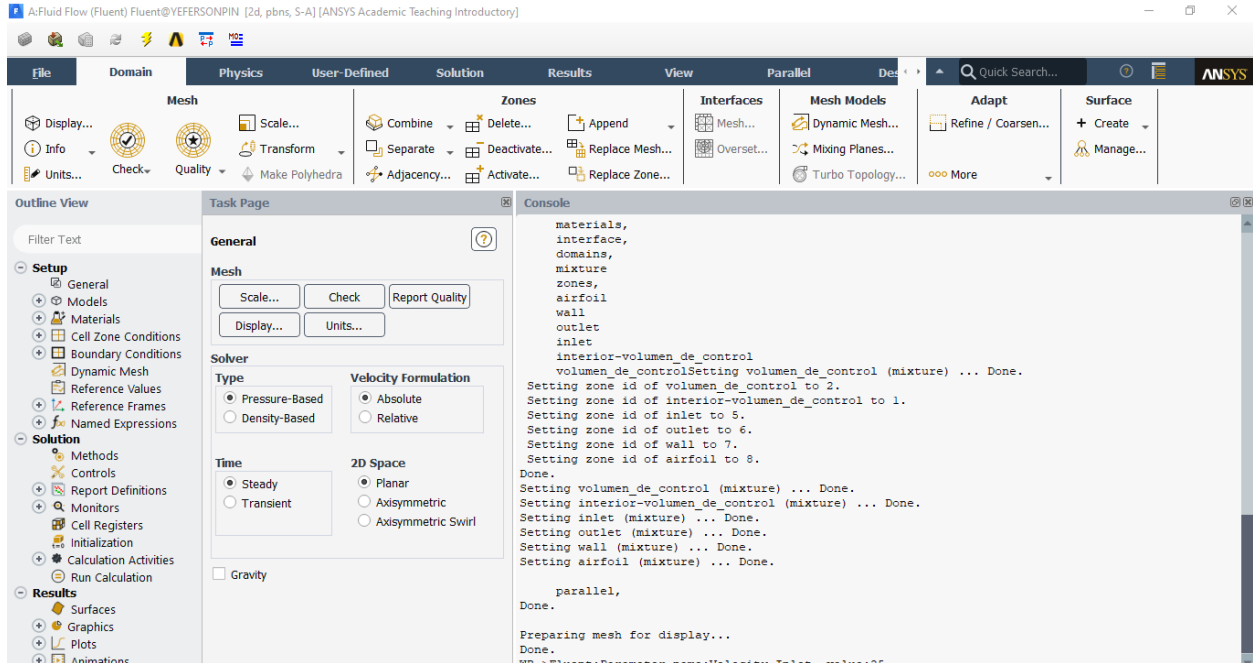
Se procede a nombrar los bordes de la geometría y acto seguido se agrega el discretizado:



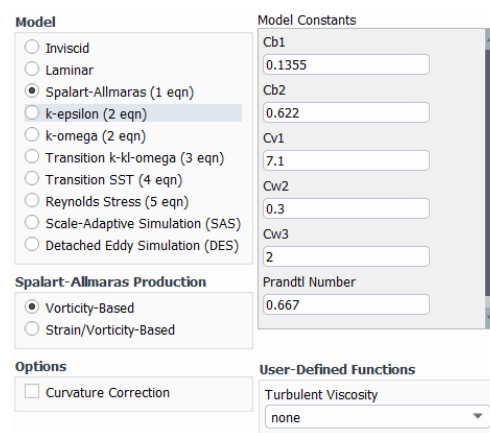
Una vez realizado la malla se procede a ejecutar Fluent para el análisis fluidodinámico con un análisis paralelo y utilizando 3 procesadores para poder ejecutar el modelo de turbulencia



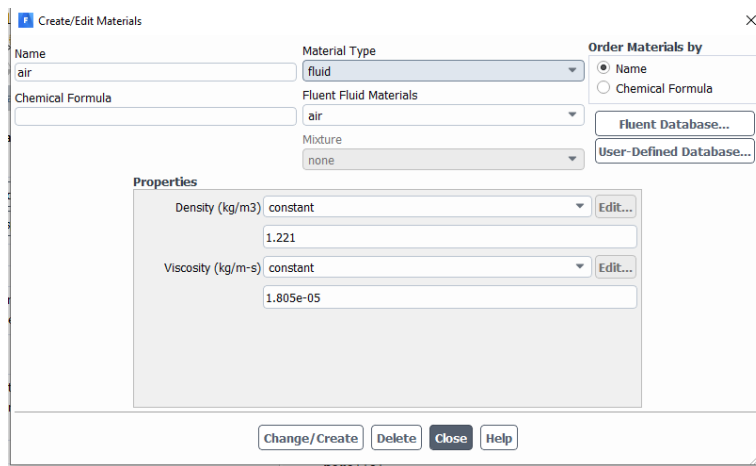
El análisis se realiza basado en presión con una formulación de velocidad absoluta, y con flujo estable y modelado bidimensional.



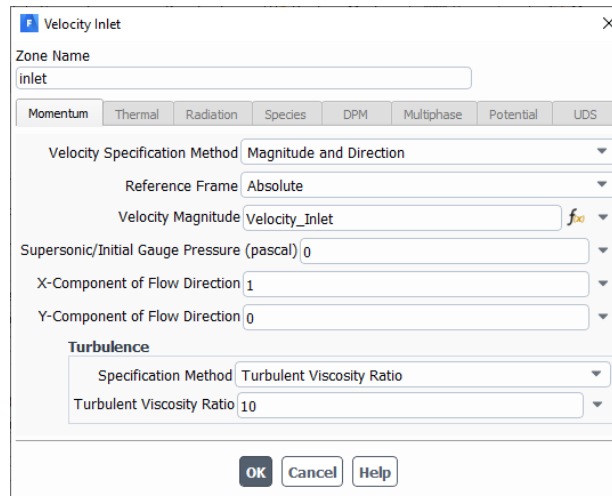
Se selecciona el modelo de turbulencia Spalart - Allmaras de una ecuación con las constantes del modelo predeterminado basado en la vorticidad



Como se menciona anteriormente, se agregan las propiedades del fluido



Con límites de frontera en la velocidad de entrada de 25 m/s en la dirección “x”



Y ajustamos los valores de referencia

Reference Values ?

Compute from
inlet

Reference Values

Area (m2)	0.1
Density (kg/m3)	1.221
Depth (m)	1
Enthalpy (j/kg)	0
Length (m)	0.1
Pressure (pascal)	0
Temperature (k)	289
Velocity (m/s)	25
Viscosity (kg/m-s)	1.805e-05
Ratio of Specific Heats	1.4

Reference Zone
[Empty]

Cambiamos el método de solución a acoplado y discretización de segundo orden

Solution Methods ?

Pressure-Velocity Coupling

Scheme
Coupled

Spatial Discretization

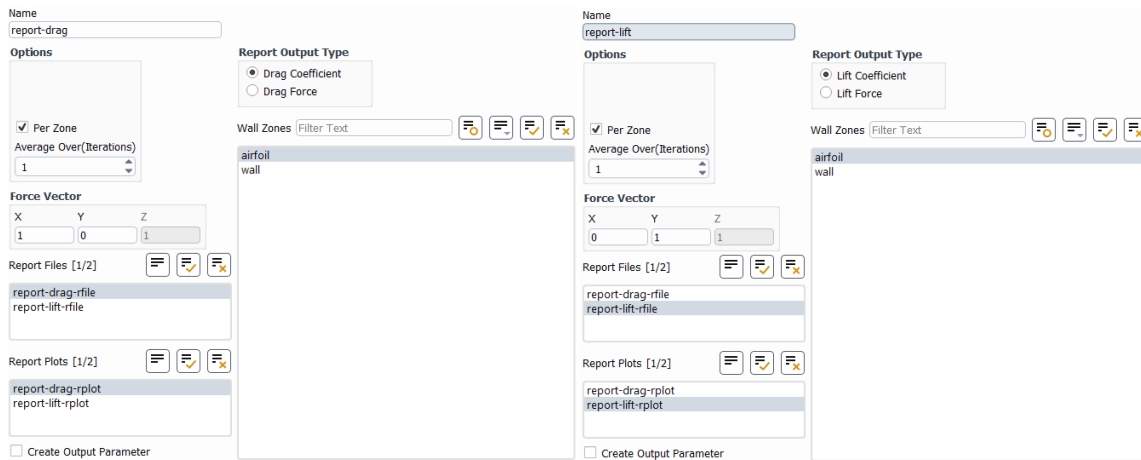
Gradient
Least Squares Cell Based

Pressure
Second Order

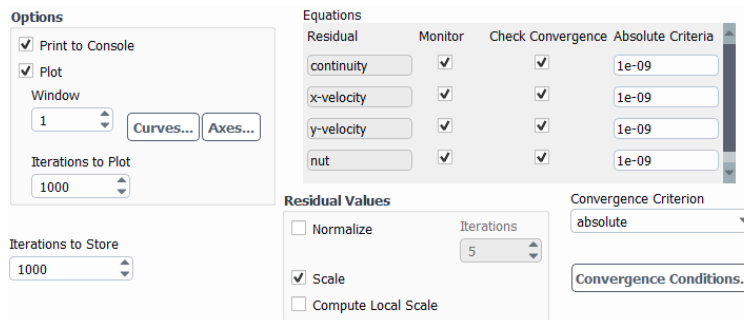
Momentum
Second Order Upwind

Modified Turbulent Viscosity
Second Order Upwind

Se agregan los reportes de los coeficientes



Y se aumentan los valores residuales para aumentar la convergencia



Se ejecuta la inicialización del análisis

Solution Initialization ?

Initialization Methods

Hybrid Initialization
 Standard Initialization

Compute from
inlet

Reference Frame

Relative to Cell Zone
 Absolute

Initial Values

Gauge Pressure (pascal)
0

X Velocity (m/s)
25

Y Velocity (m/s)
0

Modified Turbulent Viscosity (m2/s)
0.0001478297

Y se calcula el análisis con 1000 iteraciones

Run Calculation ?

Check Case... Update Dynamic Mesh...

Pseudo Transient Settings

Fluid Time Scale

Time Step Method: Automatic
Time Scale Factor: 1

Length Scale Method: Conservative
Verbosity: 0

Parameters

Number of Iterations: 1000
Reporting Interval: 1

Profile Update Interval: 1

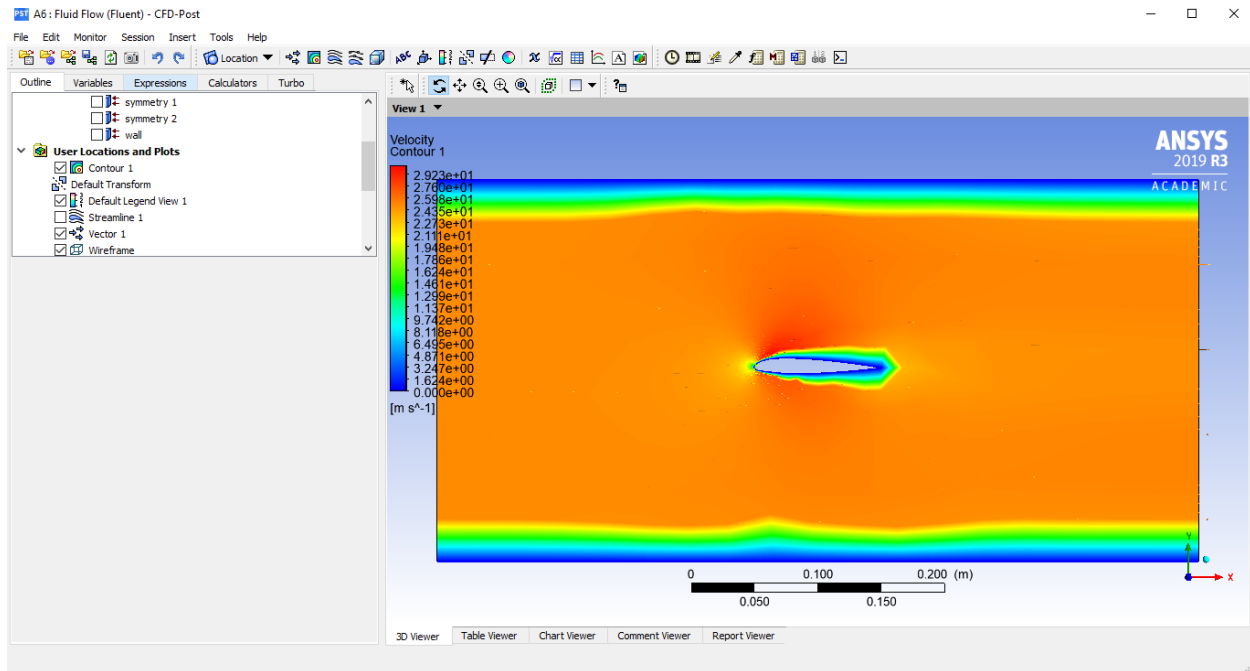
Solution Processing

Statistics

Data Sampling for Steady Statistics

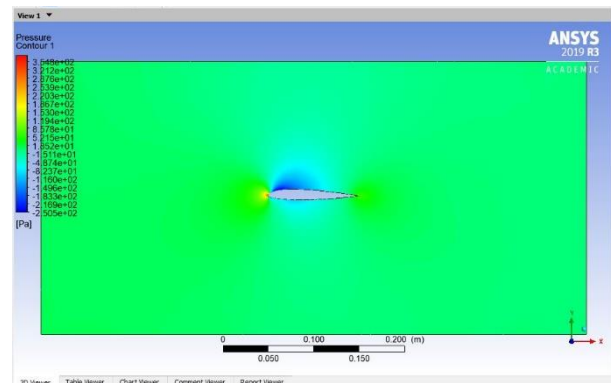
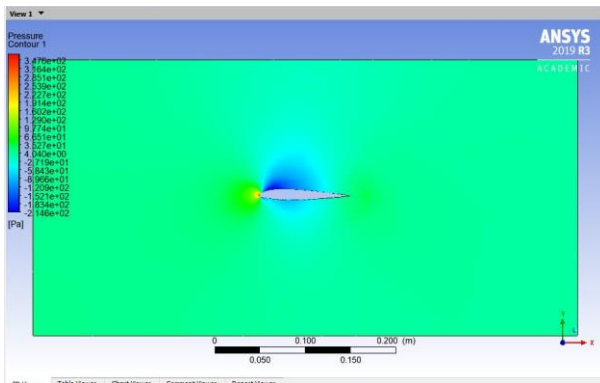
Data File Quantities...

Finalmente, se obtiene los resultados del análisis



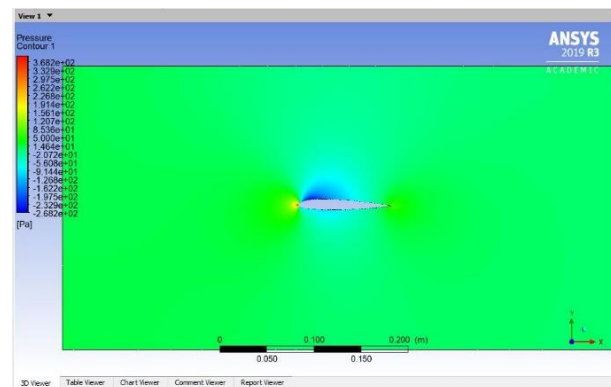
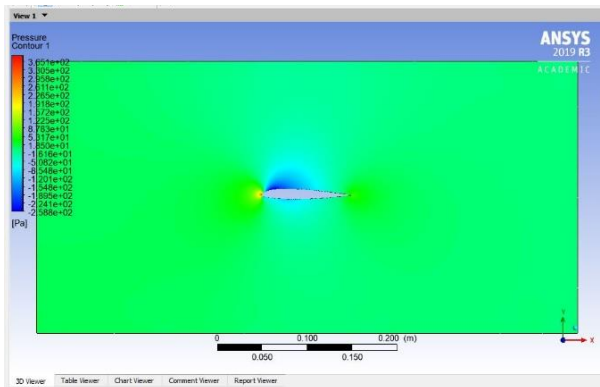
Apéndice B. Contornos de presión NACA 23012

Contornos de Presión sección NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$



Contorno presión por defecto $\alpha = 0^\circ$

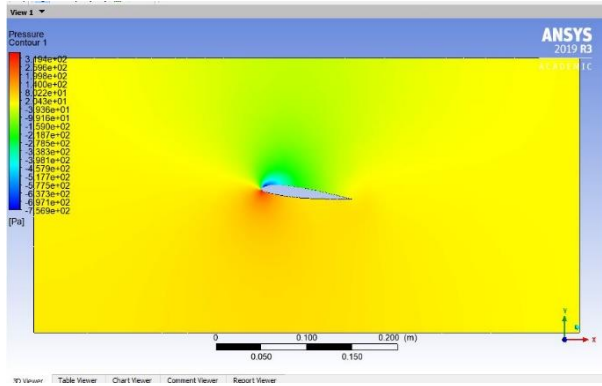
Contorno de presión inflación $\alpha = 0^\circ$



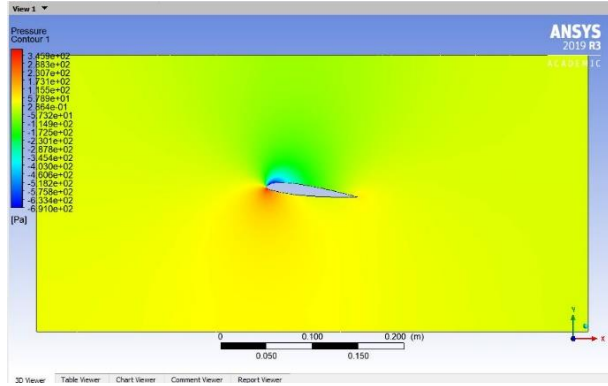
Contorno de presión refinamiento 1 $\alpha = 0^\circ$

Contorno de presión refinamiento 2 $\alpha = 0^\circ$

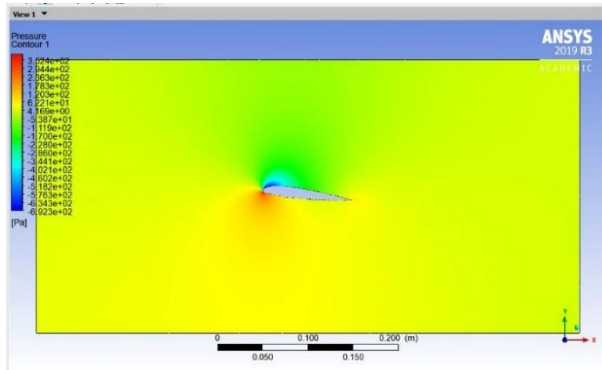
Contornos de Presión sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$



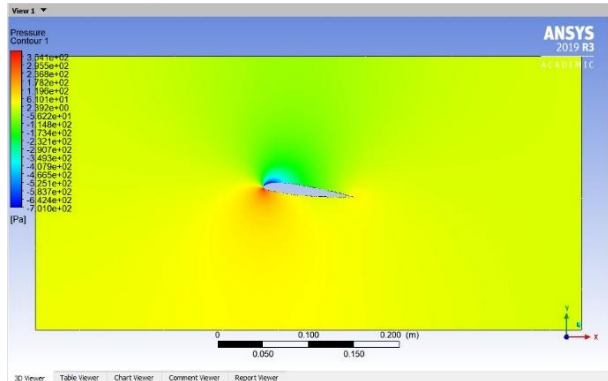
Contorno de presión por defecto $\alpha = 6^\circ$



Contorno de presión inflación $\alpha = 6^\circ$

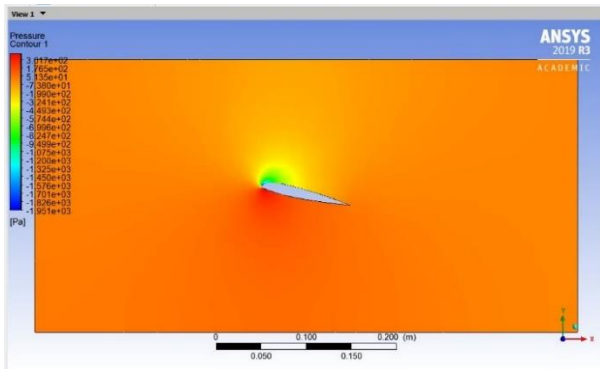


Contorno de presión refinamiento 1 $\alpha = 6^\circ$

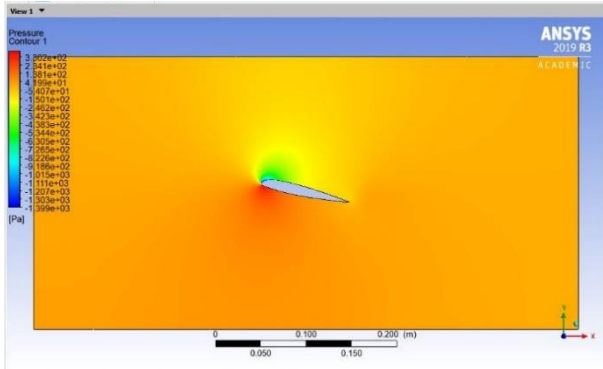


Contorno de presión refinamiento 2 $\alpha = 6^\circ$

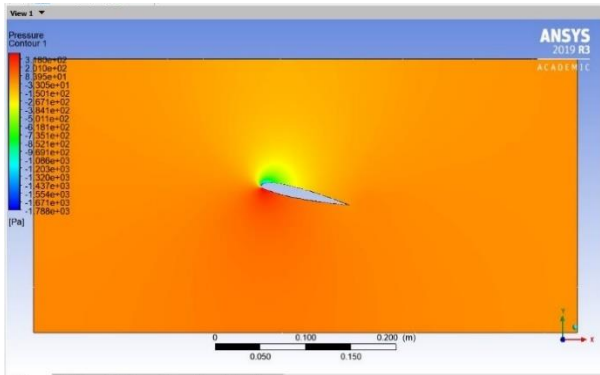
Contornos de Presión sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$



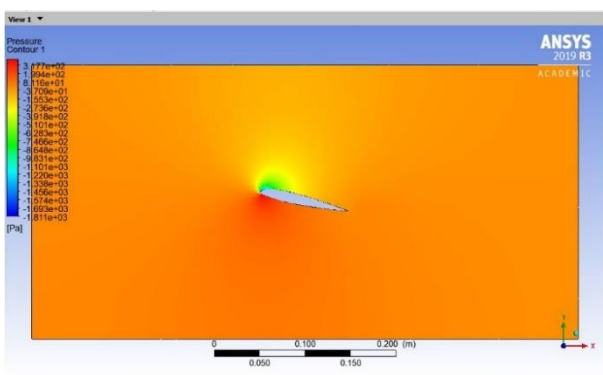
Contorno de presión por defecto $\alpha = 12^\circ$



Contorno de presión inflación $\alpha = 12^\circ$



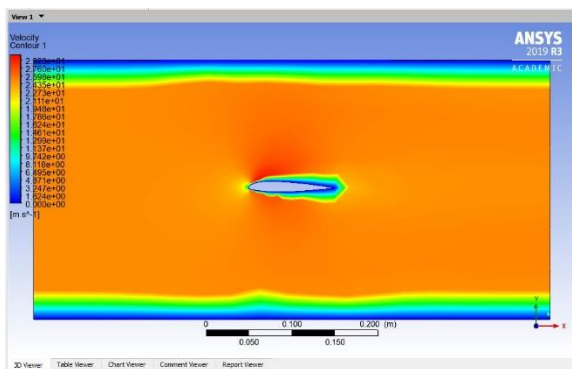
Contorno de presión refinamiento 1 $\alpha = 12^\circ$



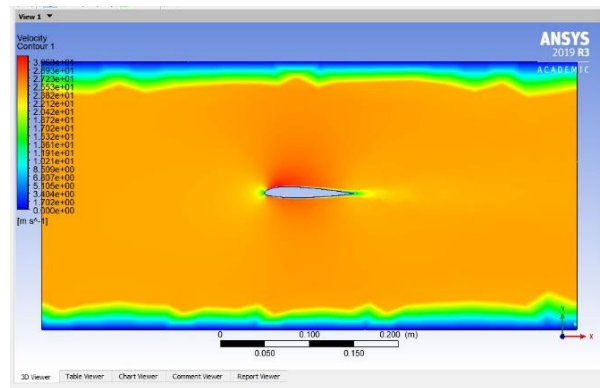
Contorno de presión refinamiento 2 $\alpha = 12^\circ$

Apéndice C. Contornos de Velocidad NACA 23012

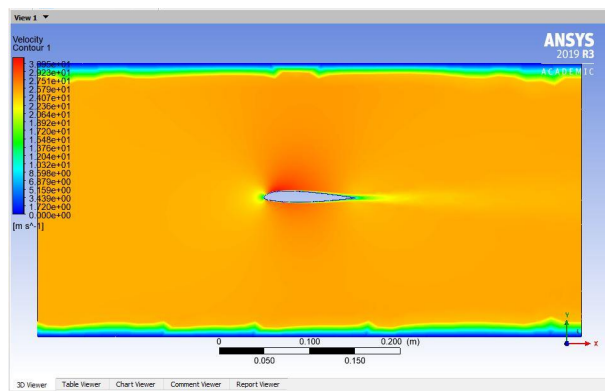
Contornos de velocidad sección NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$



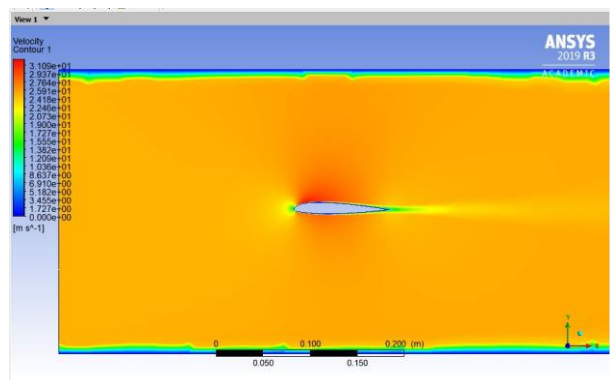
Contorno de velocidad por defecto $\alpha = 0^\circ$



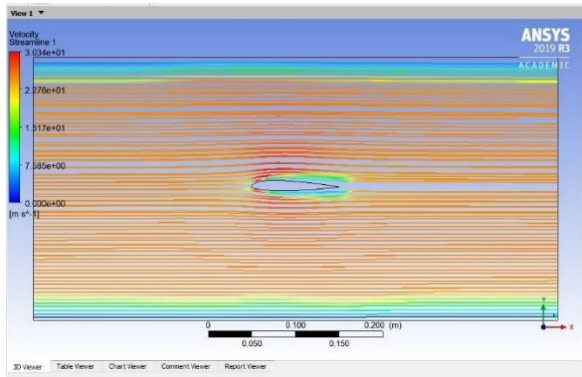
Contorno de velocidad inflación $\alpha = 0^\circ$



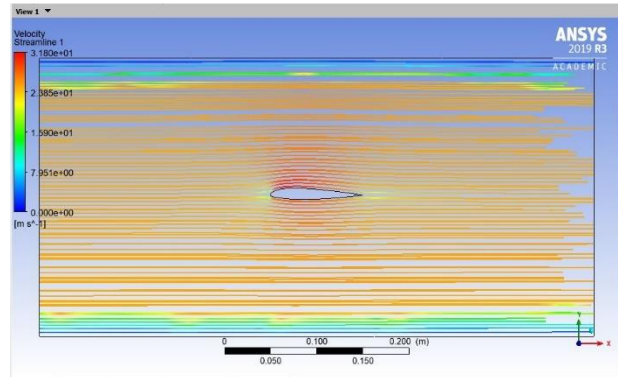
Contorno de velocidad refinamiento 1 $\alpha = 0^\circ$



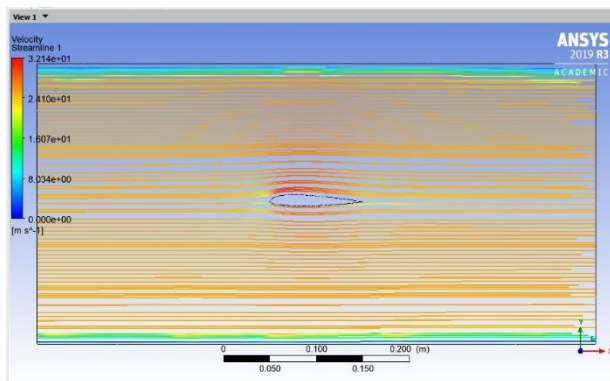
Contorno de velocidad refinamiento 2 $\alpha = 0^\circ$

Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$ 

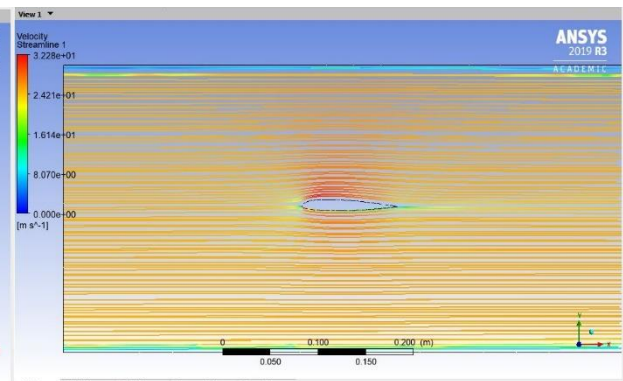
a)



b)



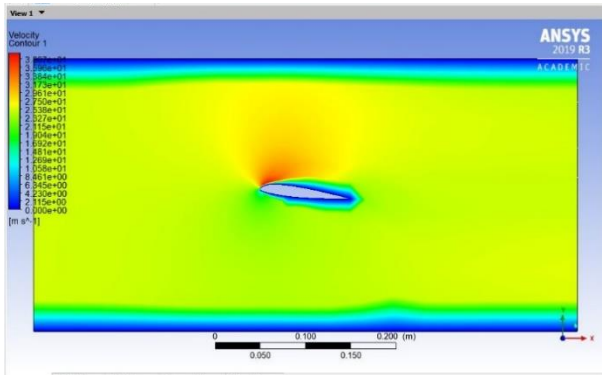
c)



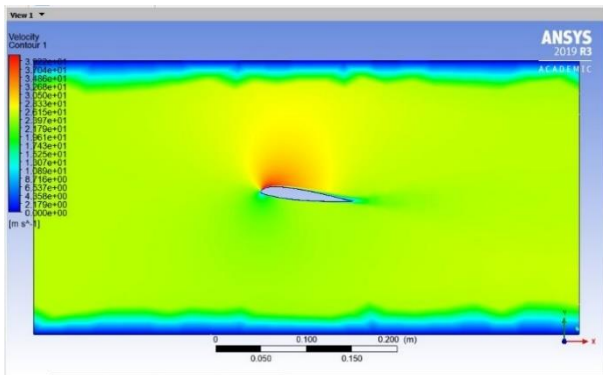
d)

Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$; a) Líneas de corriente por defecto, b) Líneas de corriente inflación, c) Líneas de corriente refinamiento 1, d) Líneas de corriente refinamiento 2

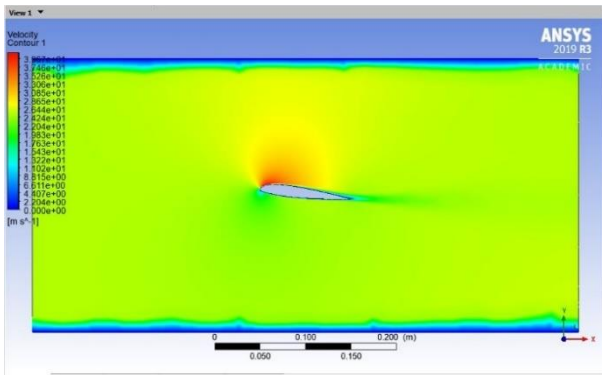
Contornos de velocidad sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$



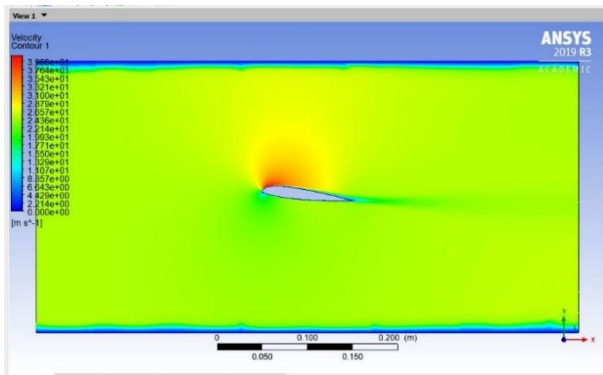
Contorno de velocidad por defecto $\alpha = 6^\circ$



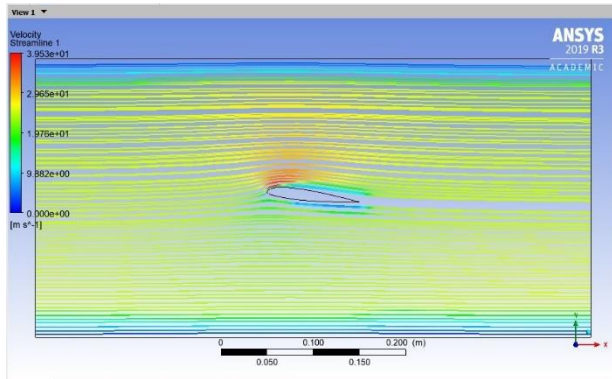
Contorno de velocidad inflación $\alpha = 6^\circ$



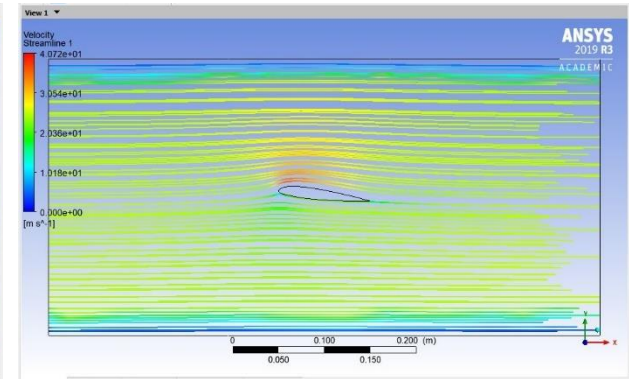
Contorno de velocidad refinamiento 1 $\alpha = 6^\circ$



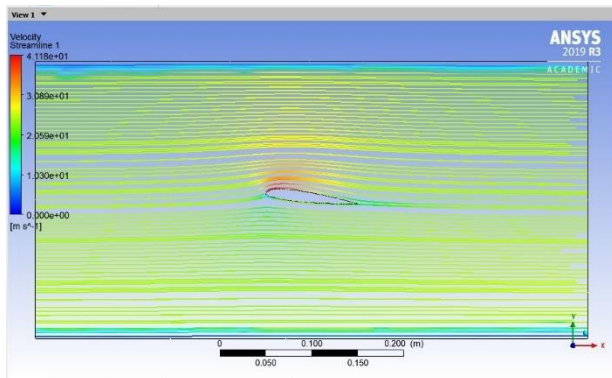
Contorno de velocidad refinamiento 2 $\alpha = 6^\circ$

Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$ 

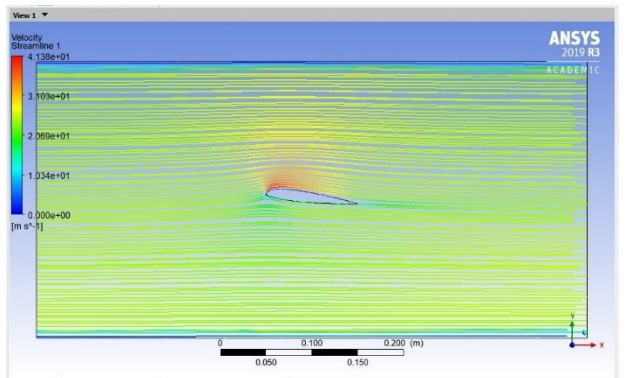
a)



b)



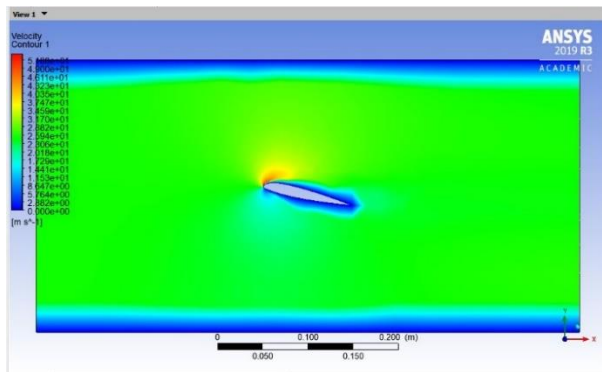
c)



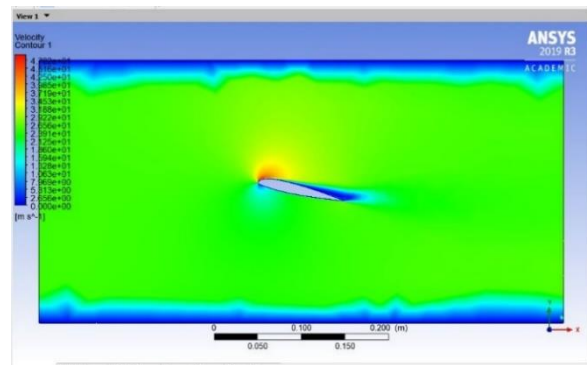
d)

Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$; a) Líneas de corriente por defecto, b) Líneas de corriente inflación, c) Líneas de corriente refinamiento 1, d) Líneas de corriente refinamiento 2

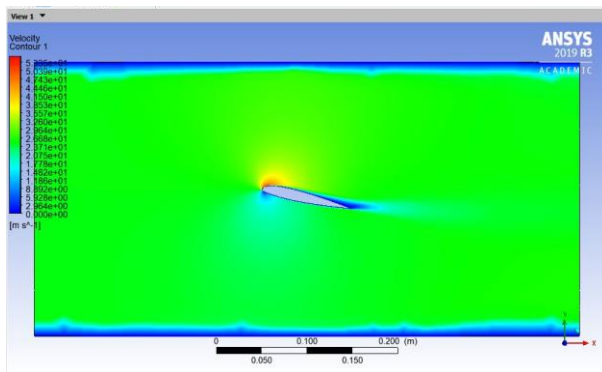
Contornos de velocidad sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$



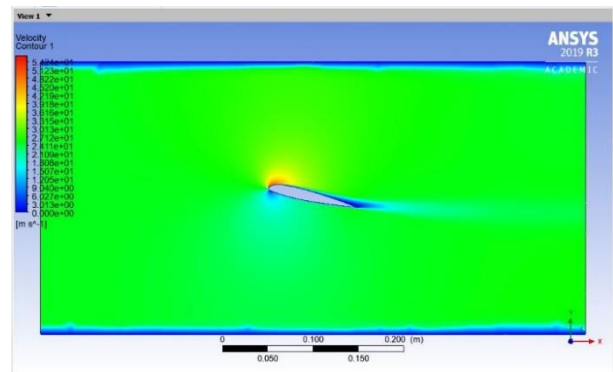
Contorno de velocidad por defecto $\alpha = 12^\circ$



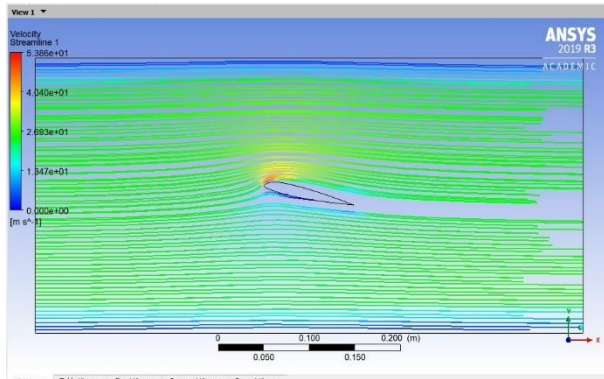
Contorno de velocidad inflación $\alpha = 12^\circ$



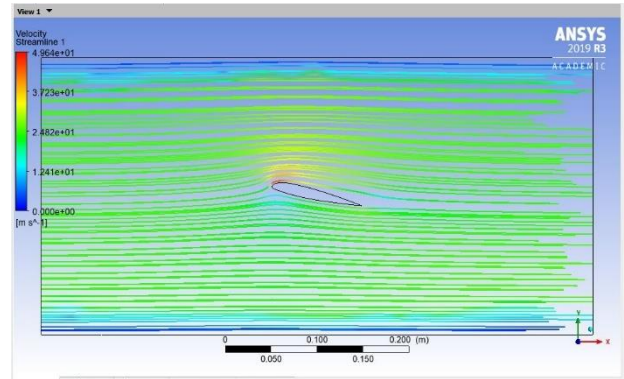
Contorno de velocidad refinamiento 1 $\alpha = 12^\circ$



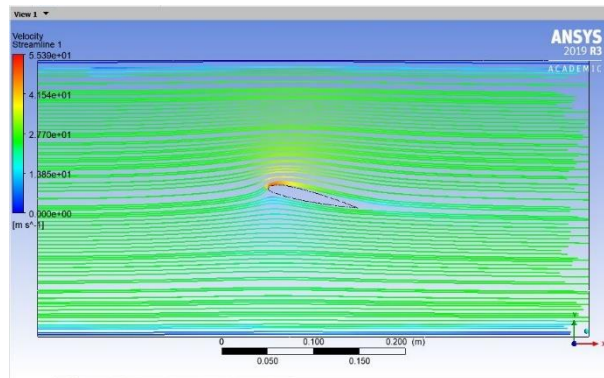
Contorno de velocidad refinamiento 2 $\alpha = 12^\circ$

Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$ 

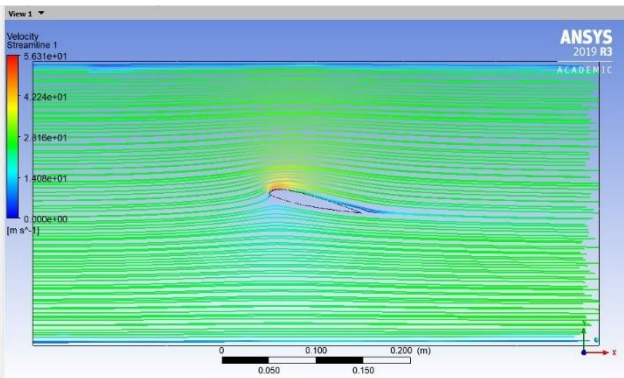
a)



b)



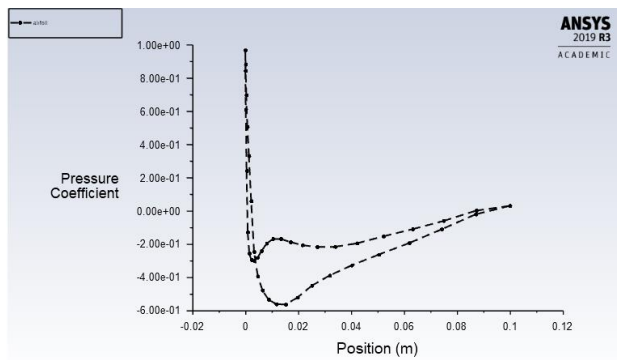
c)



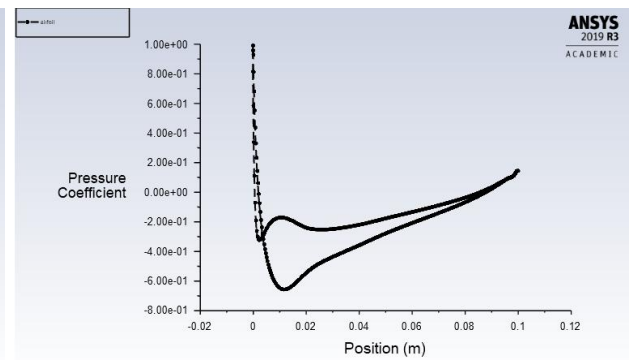
d)

Líneas de corriente sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$; a) Líneas de corriente por defecto, b) Líneas de corriente inflación, c) Líneas de corriente refinamiento 1, d) Líneas de corriente refinamiento 2

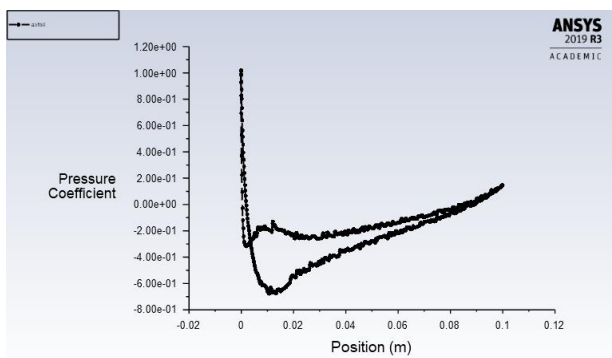
Apéndice D. Coeficientes de presión NACA 23012

Coeficiente de presión sección NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$ 

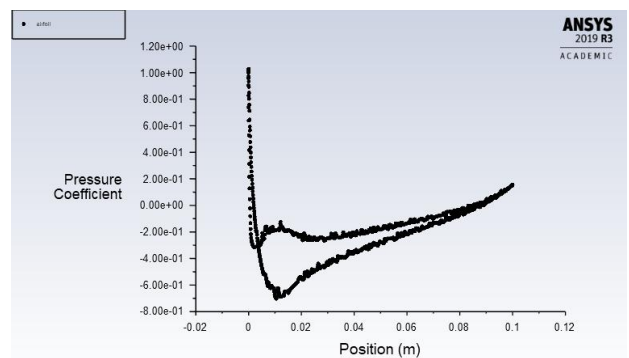
a)



b)

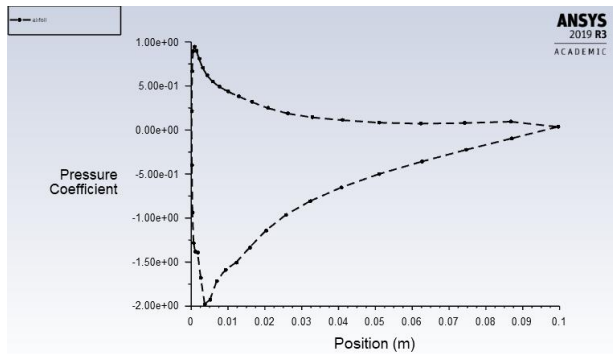


c)

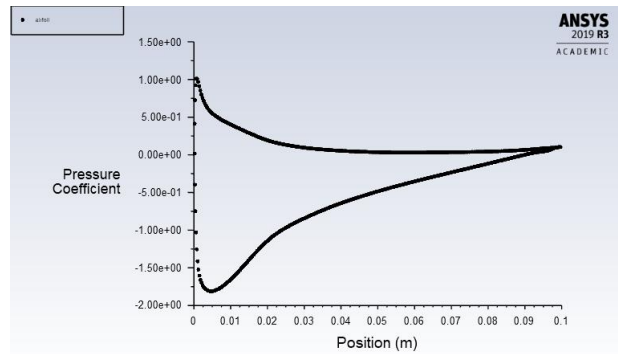


d)

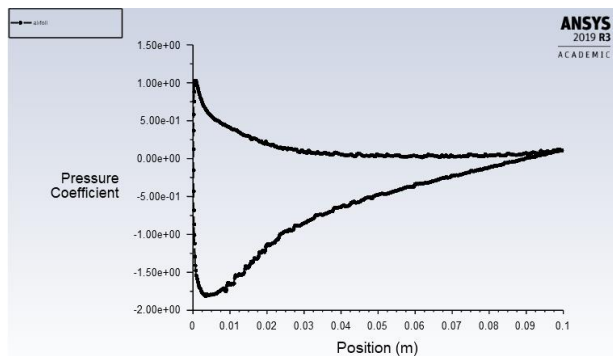
Coeficiente de presión NACA 23012, $\alpha = 0^\circ$, a) Coeficiente de presión por defecto, b) Coeficiente de presión inflación, d) Coeficiente de presión refinamiento 1, d) Coeficiente de presión refinamiento 2

Coeficiente de presión sección NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$ 

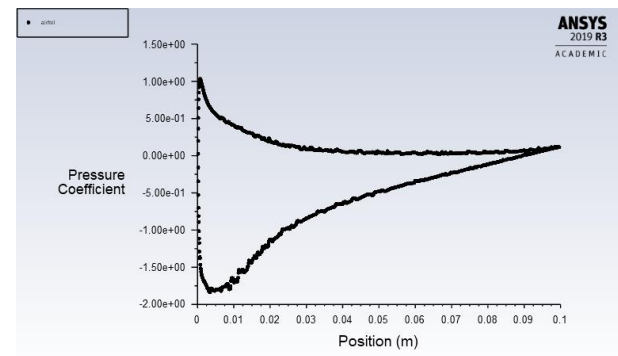
a)



b)

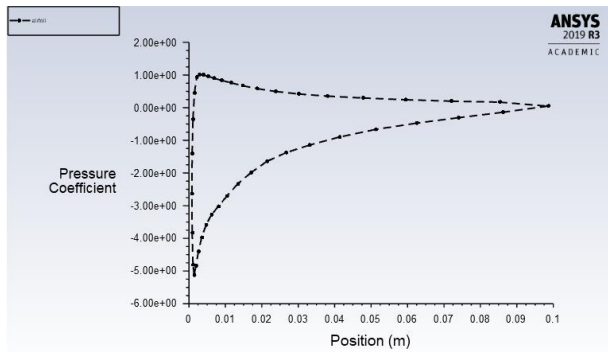


c)

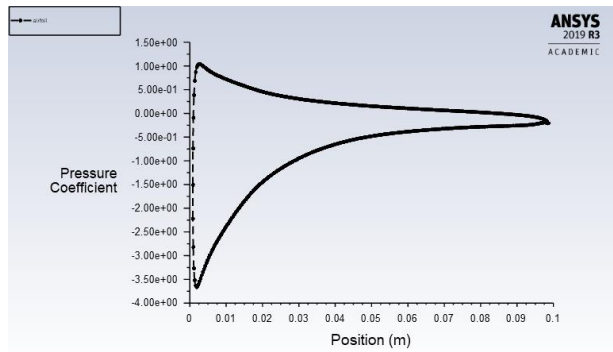


d)

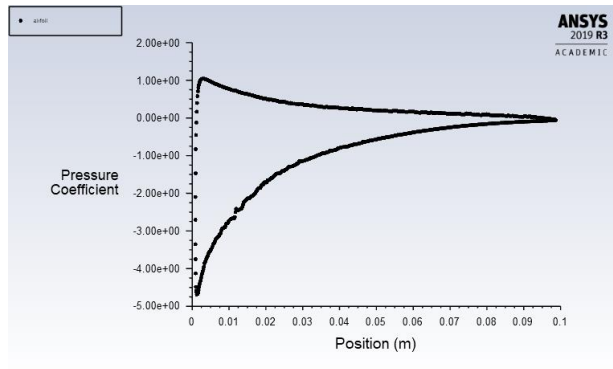
Coeficiente de presión NACA 23012, $\alpha = 6^\circ$, a) Coeficiente de presión por defecto, b) Coeficiente de presión inflación, d) Coeficiente de presión refinamiento 1, d) Coeficiente de presión refinamiento 2

Coeficiente de presión sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$ 

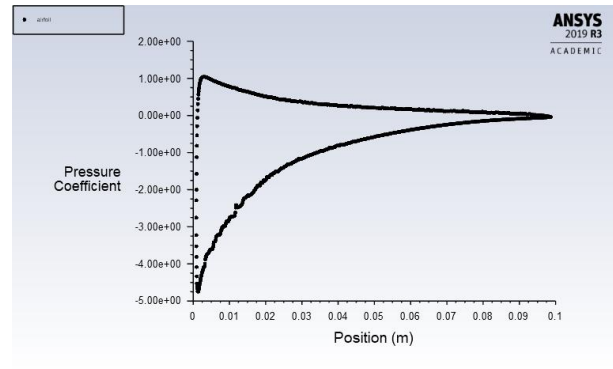
a)



b)



c)

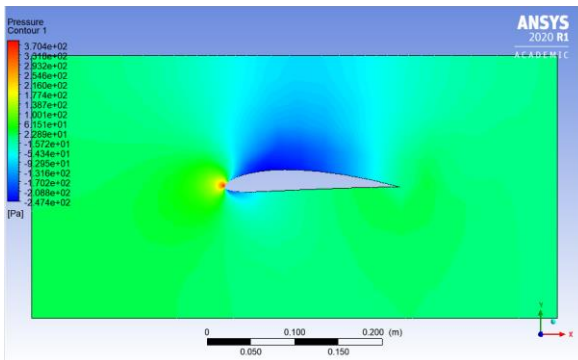


d)

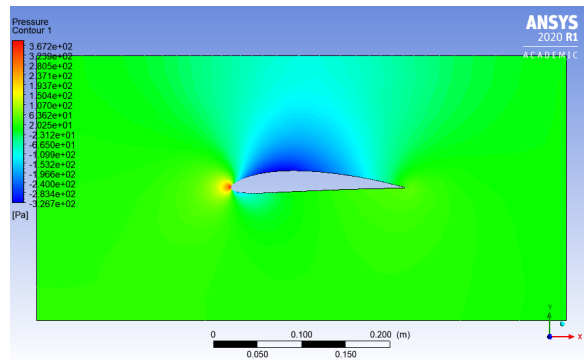
Coeficiente de presión sección NACA 23012, $\alpha = 12^\circ$, a) Coeficiente de presión por defecto, b) Coeficiente de presión inflación, d) Coeficiente de presión refinamiento 1, d) Coeficiente de presión refinamiento 2

Apéndice E. Contornos de presión NACA 4412

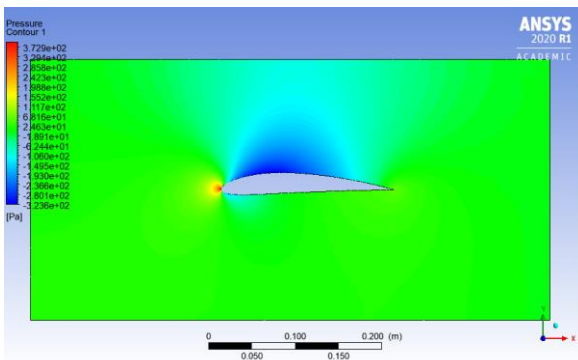
Contornos de Presión sección NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$



Contorno presión por defecto $\alpha = 0^\circ$

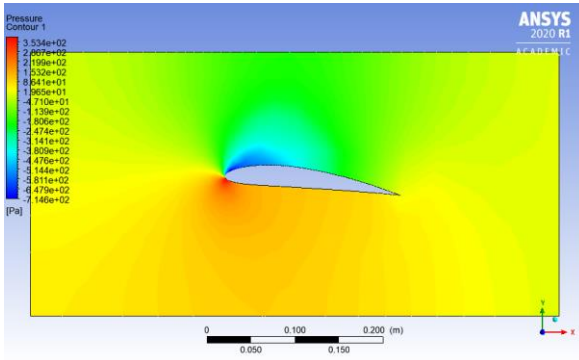


Contorno de presión inflación $\alpha = 0^\circ$

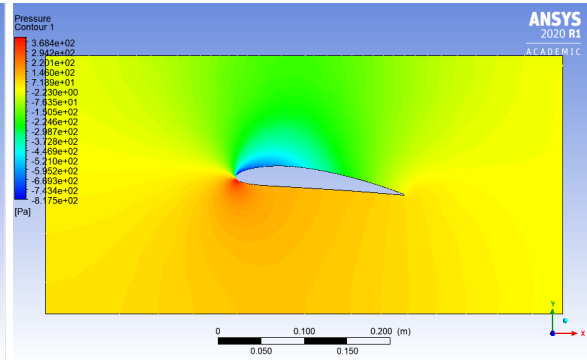


Contorno presión refinamiento $\alpha = 0^\circ$

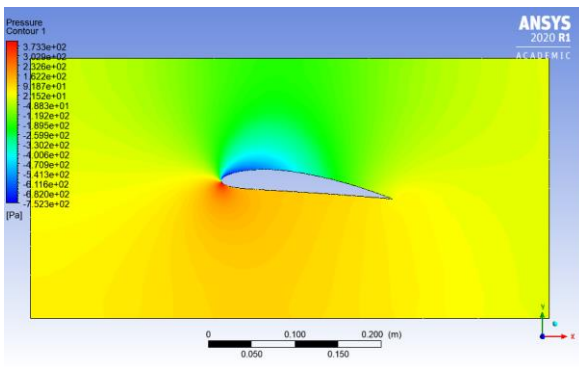
Contornos de Presión sección NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$



Contorno presión por defecto $\alpha = 6^\circ$

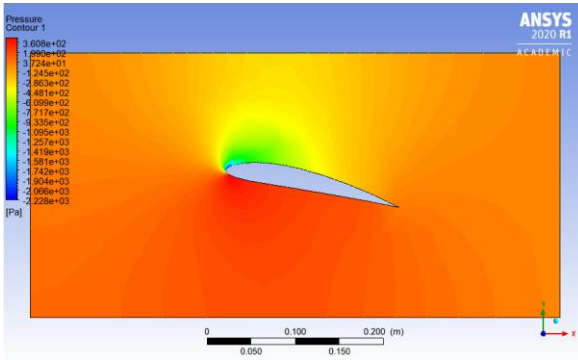


Contorno de presión inflación $\alpha = 6^\circ$

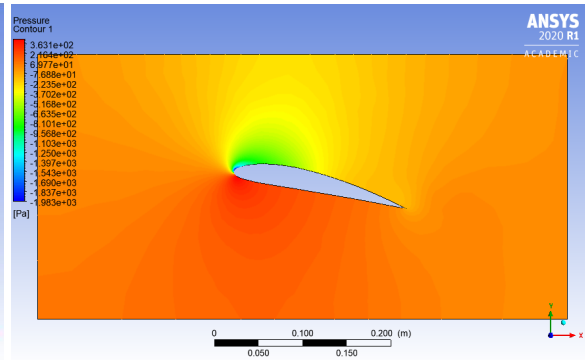


Contorno de presión refinamiento $\alpha = 0^\circ$

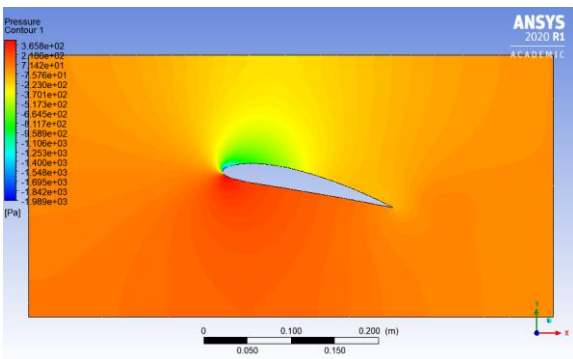
Contornos de Presión sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$



Contorno de presión por defecto $\alpha = 12^\circ$



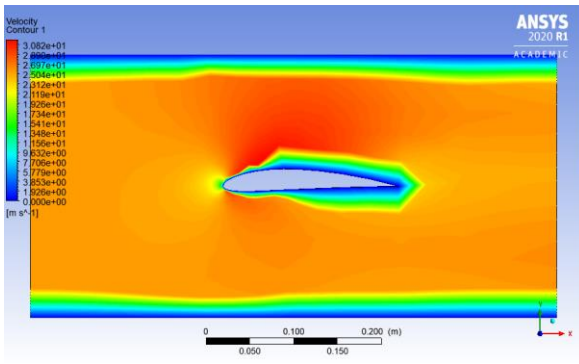
Contorno de presión inflación $\alpha = 12^\circ$



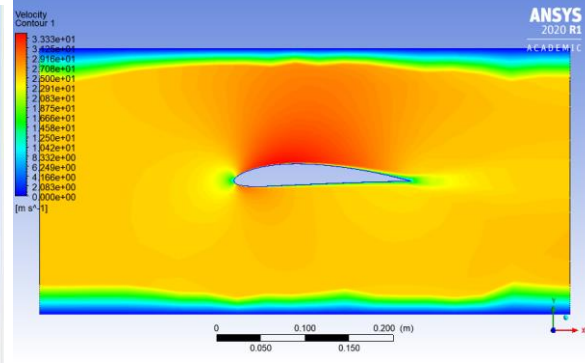
Contorno de presión refinamiento $\alpha = 0^\circ$

Apéndice F. Contornos de Velocidad NACA 4412

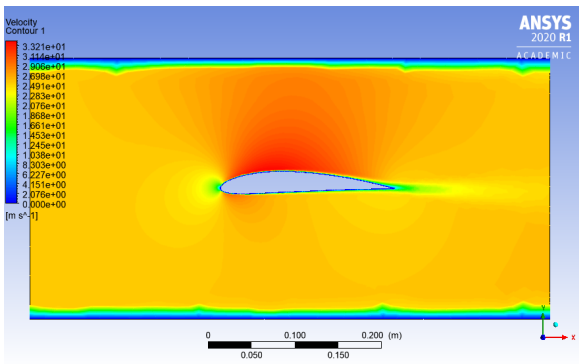
Contornos de velocidad sección NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$



Contorno de velocidad por defecto $\alpha = 0^\circ$

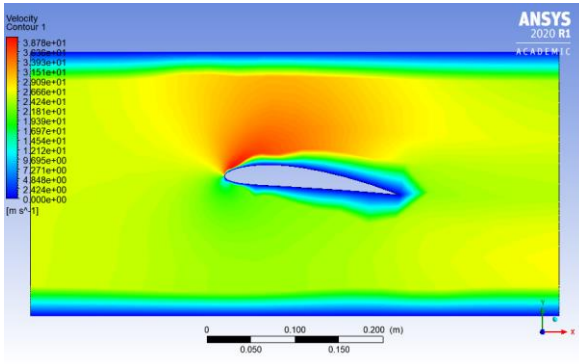


Contorno de velocidad inflación $\alpha = 0^\circ$

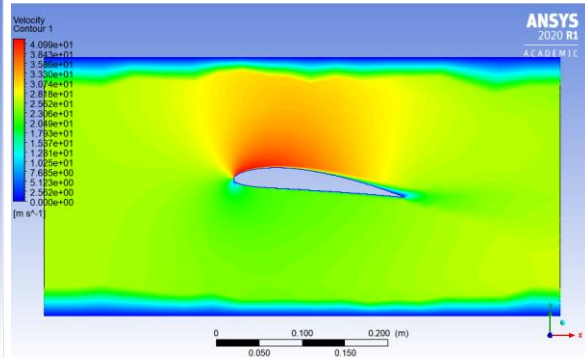


Contorno de velocidad refinamiento $\alpha = 0^\circ$

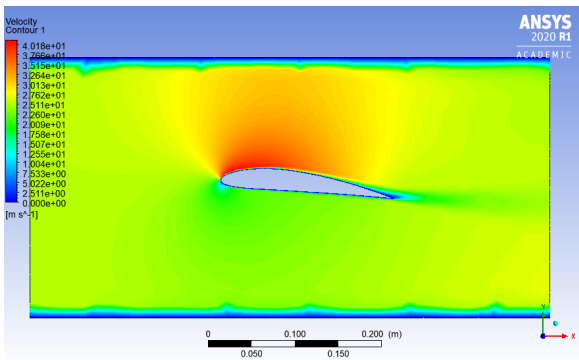
Contornos de velocidad sección NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$



Contorno de velocidad por defecto $\alpha = 6^\circ$

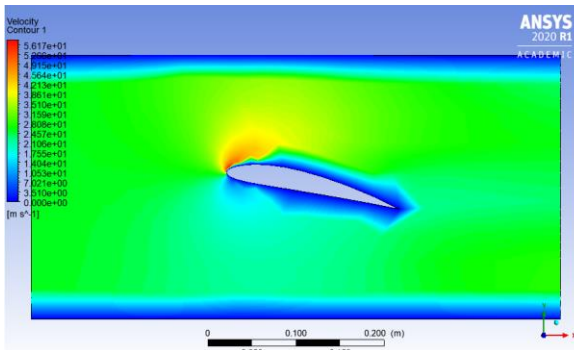


Contorno de velocidad inflación $\alpha = 6^\circ$

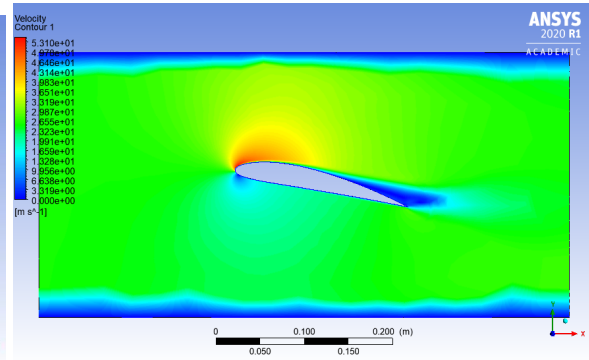


Contorno de velocidad refinamiento $\alpha = 6^\circ$

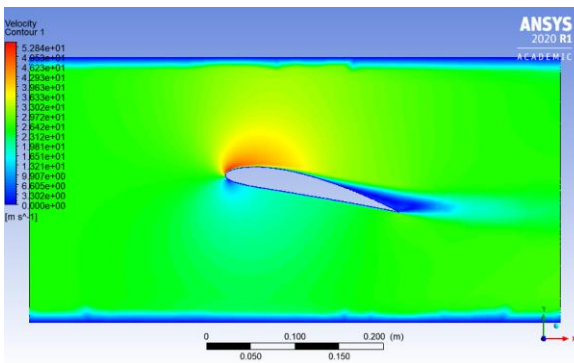
Contornos de velocidad sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$



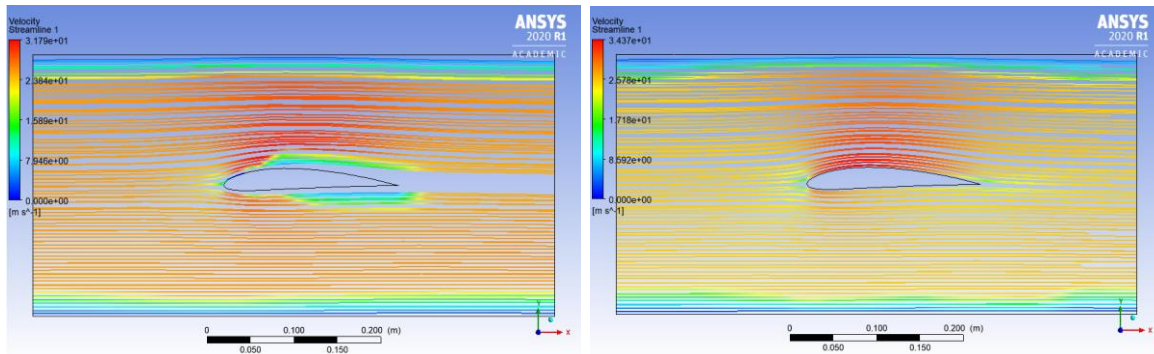
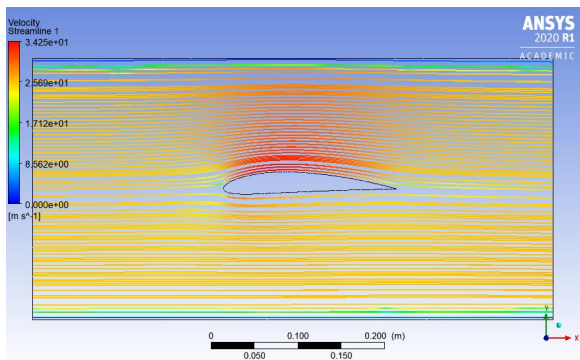
Contorno de velocidad por defecto $\alpha = 12^\circ$

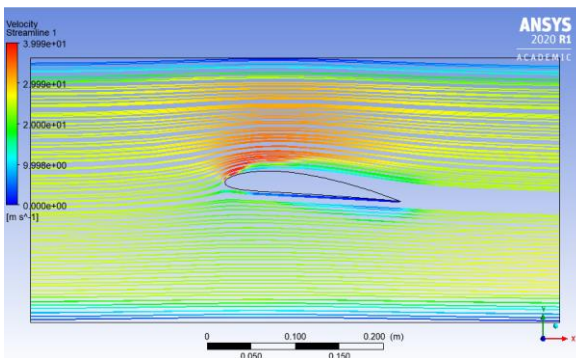
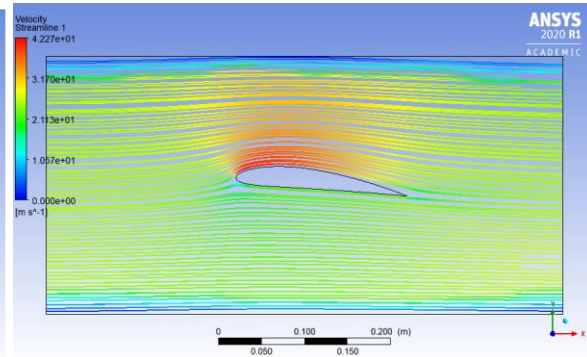
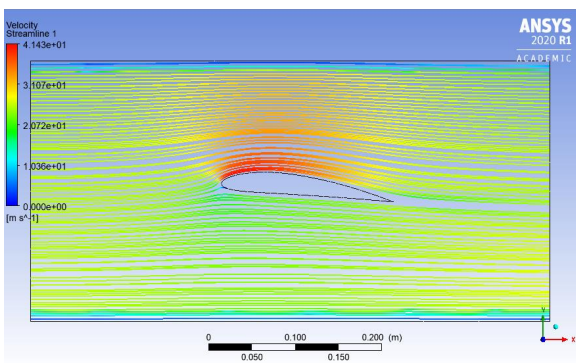


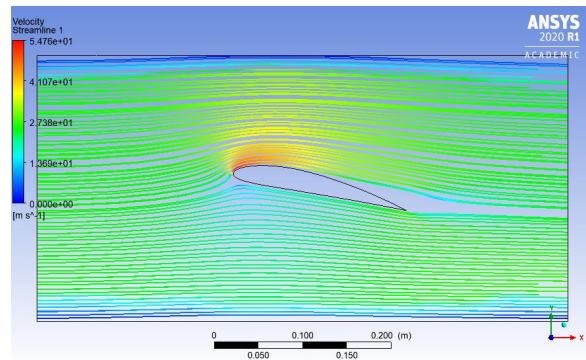
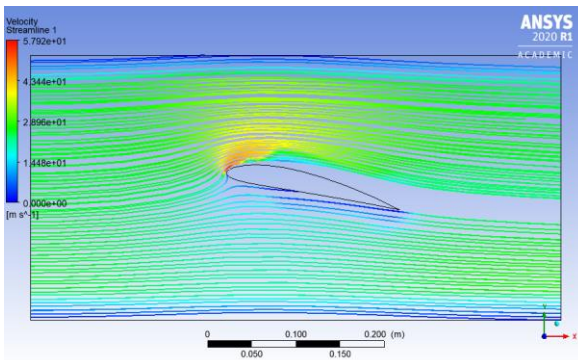
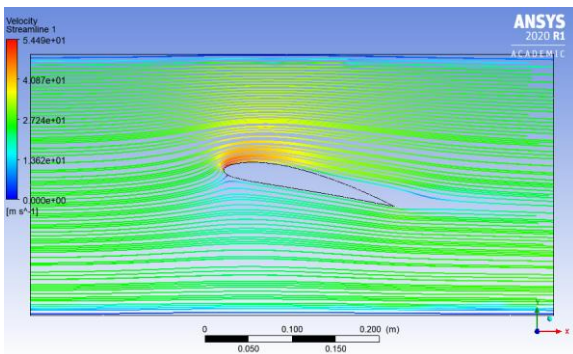
Contorno de velocidad inflación $\alpha = 12^\circ$



Contorno de velocidad refinamiento $\alpha = 0^\circ$

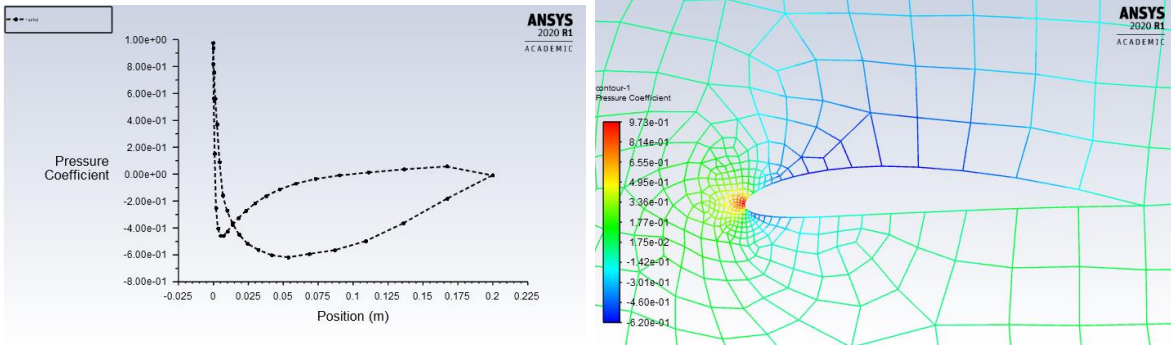
Líneas de corriente sección NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$ Líneas de corriente por defecto $\alpha = 0^\circ$ Líneas de corriente inflación $\alpha = 0^\circ$ Líneas de corriente refinamiento $\alpha = 0^\circ$

Líneas de corriente sección NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$ Líneas de corriente por defecto $\alpha = 6^\circ$ Líneas de corriente inflación $\alpha = 6^\circ$ Líneas de corriente refinamiento $\alpha = 6^\circ$

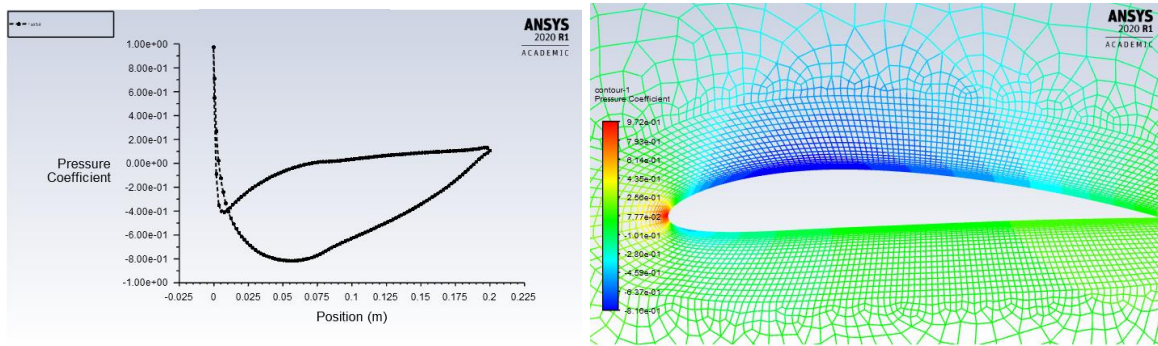
Líneas de corriente sección NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$ Líneas de corriente por defecto $\alpha = 12^\circ$ Líneas de corriente inflación $\alpha = 12^\circ$ Líneas de corriente refinamiento $\alpha = 0^\circ$

Apéndice G. Coeficientes de presión NACA 4412

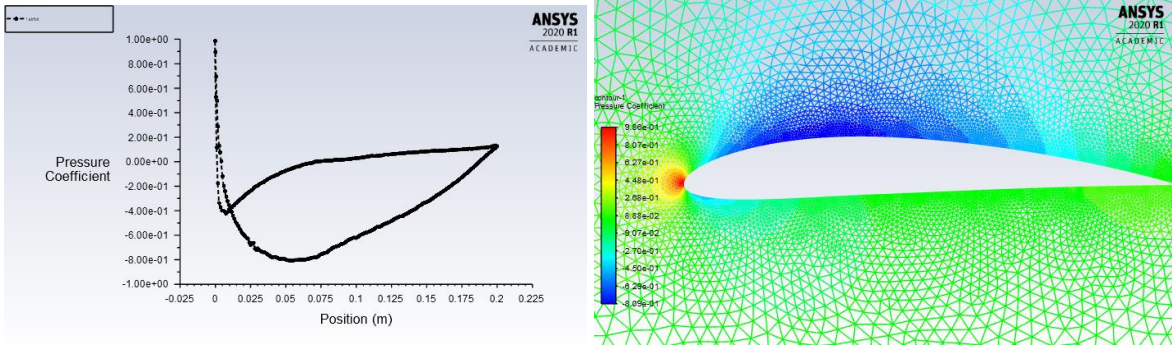
Coeficiente de presión sección NACA 4412, $\alpha = 0^\circ$



Coeficiente de presión por defecto $\alpha = 0^\circ$

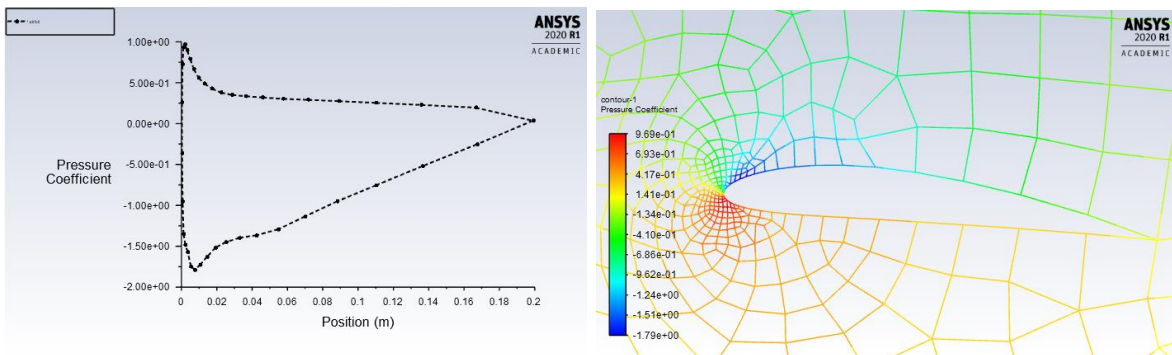


Coeficiente de presión inflación $\alpha = 0^\circ$

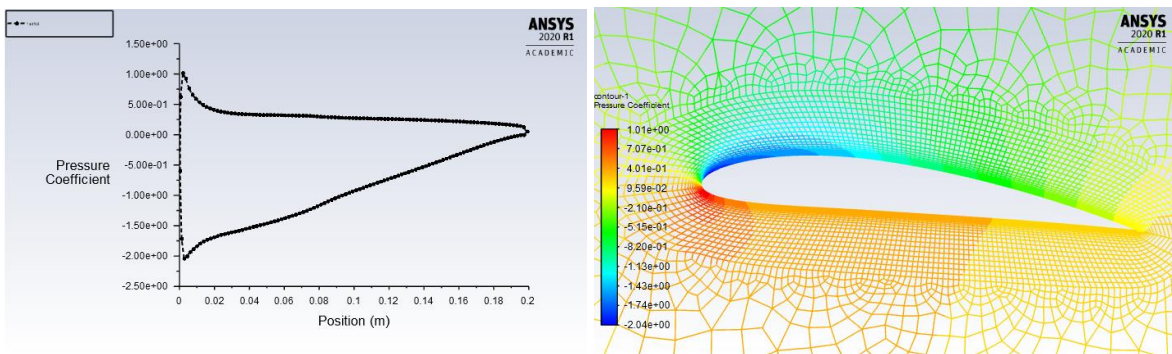


Coefficiente de presión refinamiento $\alpha = 0^\circ$

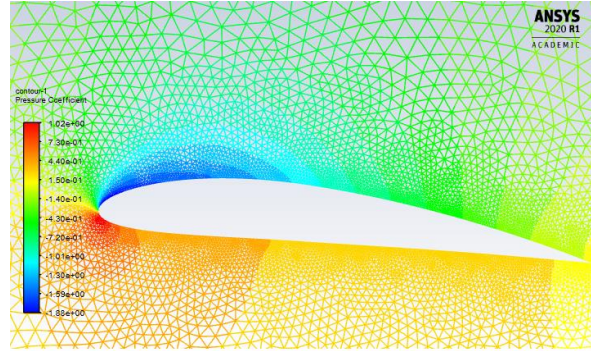
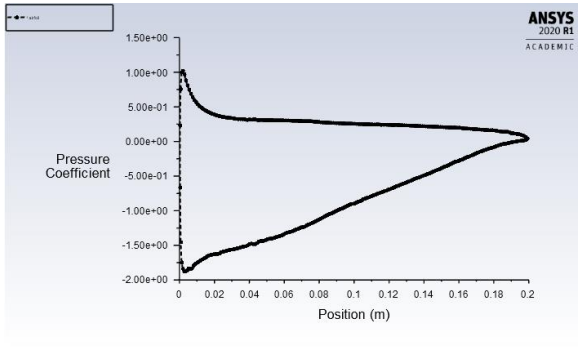
Coefficiente de presión sección NACA 4412, $\alpha = 6^\circ$



Coefficiente de presión por defecto $\alpha = 6^\circ$

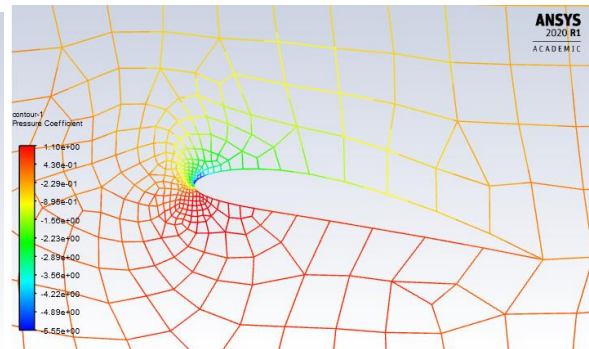
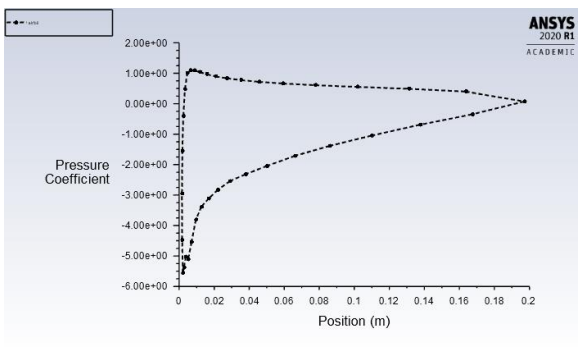


Coefficiente de presión inflación $\alpha = 6^\circ$

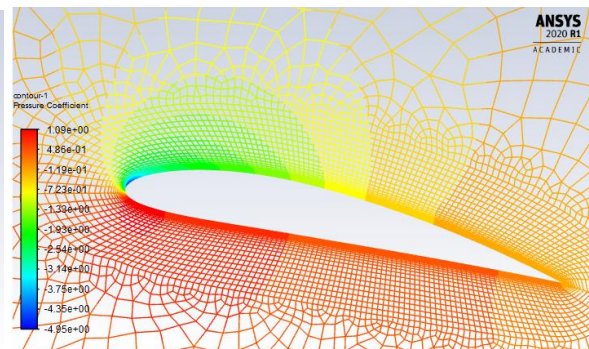
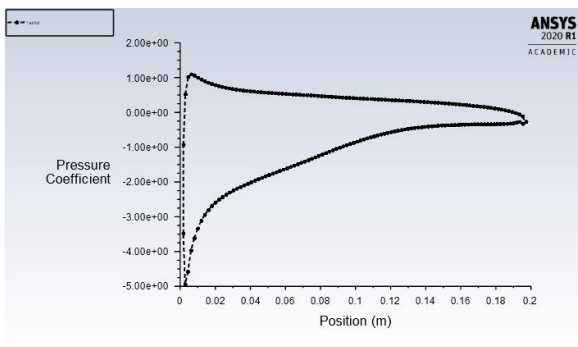


Coefficiente de presión refinamiento $\alpha = 6^\circ$

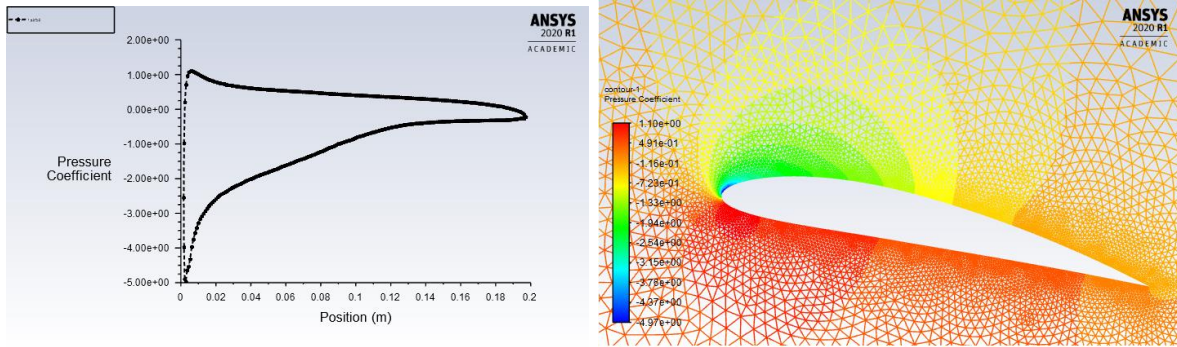
Coefficiente de presión sección NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$



Coefficiente de presión por defecto $\alpha = 12^\circ$



Coefficiente de presión inflación $\alpha = 12^\circ$



Coefficiente de presión refinamiento $\alpha = 12^\circ$

Apéndice H. Comparación de resultados con alto Reynolds

Tabla A. Coeficientes de sustentación NACA 23012

Angulo de Ataque	CL Abbott-Doenhoff	Cl Refinamiento 2
0	0,124	0,13421312
2	0,324	0,36538727
4	0,528	0,59517611
6	0,759	0,8202724
8	0,967	1,0411849
10	1,16	1,2522186
12	1,37	1,4456377
14	1,49	1,6160872
16	1,6	1,7137773
18	0,974	1,2446528

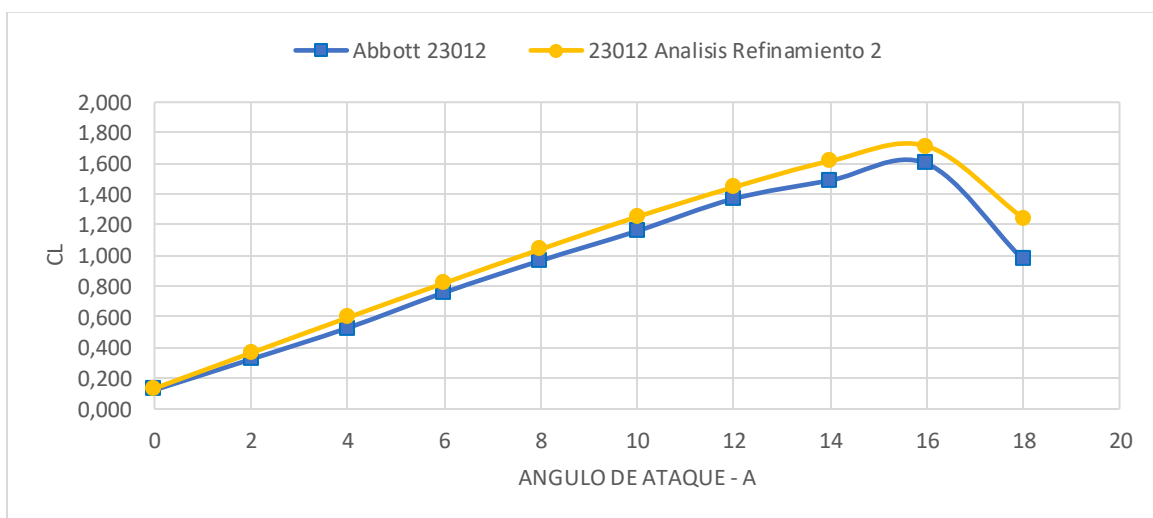


Figura A. Grafica ángulo de ataque vs coeficiente de sustentación NACA 23012

Tabla B. Coeficientes de sustentación NACA 4412

Angulo de Ataque	CL Abbott-Doenhoff	Cl Refinamiento
0	0,404	0,49828711
2	0,604	0,76445156
4	0,813	1,0261256
6	1,01	1,2818432
8	1,2	1,4980155
10	1,33	1,6316803
12	1,43	1,667946
14	1,5	1,6218041
16	1,39	1,6082457
18	1,31	1,591966

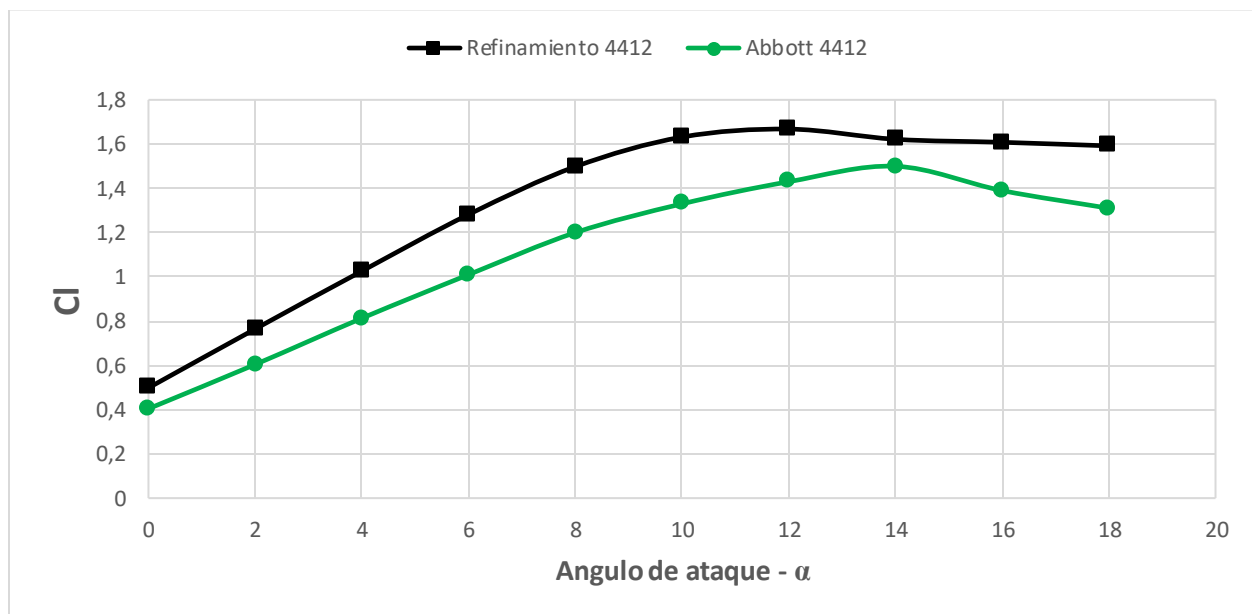


Figura B. Grafica ángulo de ataque vs coeficiente de sustentación NACA 4412

Se observa que tanto para los resultados computacionales del perfil NACA 23012 y el perfil NACA 4412 hay poca diferencia respecto a los resultados experimentales. Sin embargo, para el

perfil NACA 4412 (Fig. B) se presenta mayor error, considerando que el coeficiente de sustentación máximo ocurre a $\alpha = 12^\circ$, mientras en los resultados presentados por (Abbott & Von Doenhoff, 1959) el coeficiente máximo es a $\alpha = 14^\circ$. Para el NACA 23012, a pesar de que en los resultados computacionales difieren un poco, el máximo coeficiente de sustentación ocurre también a $\alpha = 16^\circ$.

Estos resultados validan los análisis realizados en la presente tesis, y que se pueden utilizar para futuros trabajos de investigación, como son la de aplicar un modelo con malla estructurada en todo el dominio computacional o comparar los resultados aquí presentes con los obtenidos con el túnel de viento de la Escuela de Ingeniería Mecánica.