

ANÁLISIS DEL EFECTO SUELO EN EL ALERÓN DELANTERO DE UN VEHÍCULO TIPO
FORMULA

ANDRÉS MESA ARANGO

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA
ESCUELA DE INGENIERÍA
FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
MEDELLÍN

2014

ANÁLISIS DEL EFECTO SUELO EN EL ALERÓN DELANTERO DE UN VEHÍCULO TIPO
FORMULA

ANDRÉS MESA ARANGO

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico

Director

Andrés Felipe Tabares Franco

Ingeniero Aeronáutico

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA

ESCUELA DE INGENIERÍA

FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA

MEDELLÍN

2014

Nota de aceptación

Firma Nombre: Omar Hazbón A
Presidente del Jurado

Firma
Nombre
Jurado

Firma
Nombre
Jurado

Medellín, Abril de 2014

TABLA DE CONTENIDO

LISTA DE FIGURAS.....	8
LISTA DE TABLAS.....	11
RESUMEN	13
INTRODUCCIÓN	15
JUSTIFICACIÓN.....	18
OBJETIVOS	20
1. MARCO TEÓRICO Y ESTADO DEL ARTE.....	21
1.1 ANTECEDENTES Y ESTADO DEL ARTE	21
1.2 MARCO TEÓRICO.....	25
2. MODELO DE CÁLCULO Y CARACTERÍSTICAS DE SIMULACIÓN.....	35
2.1 SELECCIÓN DEL PERFIL	35
2.2 DISEÑO DE LA GEOMETRÍA	39
2.3 SIMULACIONES.....	41
2.3.1 CONDICIONES DE FLUJO.....	41
2.3.2 ECUACIONES GOBERNANTES, MODELOS EMPLEADOS Y CONDICIONES DE FRONTERA .	42
2.3.3 ESTRUCTURA DE LA MALLA.....	44
2.3.4 CONDICIONES DE FRONTERA	46
2.4 ESTUDIO DE INDEPENDENCIA DE LA MALLA Y DEL MODELO DE TURBULENCIA	47
2.5 VALIDACIÓN	53
3. VALIDACIÓN	55
3.1 SIMULACIONES REALIZADAS IMPLEMENTANDO EL MÉTODO DE SPALART ALLMARAS:.....	56
3.1.1 SIMULACIÓN 1 (S1):.....	56
3.1.2 SIMULACIÓN 2 (S2):.....	60
3.1.3 SIMULACIÓN 3 (S3):.....	62
3.1.4 SIMULACIÓN 4 (S4):.....	65
3.2 SIMULACIONES REALIZADAS IMPLEMENTANDO EL MÉTODO K-EPSILON:.....	67
3.2.1 SIMULACIÓN 1 K-EPSILON (S1KE):.....	67
3.2.2 SIMULACIÓN 2 K-EPSILON (S2KE):.....	70

3.2.3 SIMULACIÓN 3 K-EPSILON (S3KE):.....	72
3.2.4 SIMULACIÓN 4 K-EPSILON (S4KE):.....	75
3.3 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS OBTENIDOS:	77
4. SIMULACIONES I: DE CONTROL.....	80
4.1 CARACTERÍSTICAS DE LA MALLA	80
4.2 SIMULACIÓN DE CONTROL I: ALTURA VARIABLE Y α CONSTANTE	82
4.3 SIMULACIONES DE CONTROL II: ALTURA CONSTANTE Y α VARIABLE.....	88
5. SIMULACIONES II: ÁNGULO DE ATAQUE CONSTANTE	96
5.1 CARACTERÍSTICAS DE LA MALLA	97
5.2 RESULTADOS	101
6. SIMULACIONES III: ALTURA CONSTANTE	109
6.1 CARACTERÍSTICAS DE LA MALLA	109
6.2 RESULTADOS	112
7. ANÁLISIS DE RESULTADOS.....	119
7.1 ANÁLISIS DE RESULTADOS: ALTURA VARIABLE	119
7.2 ANÁLISIS DE RESULTADOS: ÁNGULO DE ATAQUE VARIABLE.....	130
7.3 CONFIGURACIÓN MEJORADA	138
8. CONCLUSIONES	142
BIBLIOGRAFÍA.....	146
ANEXOS	150
1. ARTÍCULO PUBLICABLE.....	150

Dedicado a mi familia y amigos, por el apoyo incondicional a lo largo de este camino de autosuperación y aprendizaje.

AGRADECIMIENTOS

Al ingeniero Andrés Felipe Tabares Franco director de este proyecto, sin su ayuda y comprensión este trabajo no hubiera sido posible, igualmente al docente Juan Pablo Alvarado y al Servicio Nacional de Aprendizaje (SENA) por permitirme participar en la competencia Formula SENA ECO 2012/2013 de la cual se deriva este trabajo de grado.

Finalmente a la Universidad Pontificia Bolivariana, especialmente a los profesores que componen la facultad de Ingeniería Aeronáutica, por darme las herramientas necesarias para desempeñarme satisfactoriamente como Ingeniero Aeronáutico.

LISTA DE FIGURAS

- Figura 1: Fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un perfil aerodinámico.
- Figura 2: Características geométricas de un perfil aerodinámico.
- Figura 3: Perfil NACA 2412 invertido.
- Figura 4: Gráficas de coeficientes aerodinámicos (C_l , C_d y C_m) del perfil NACA 2412.
- Figura 5: Vista isométrica del alerón delantero.
- Figura 6: Vista frontal del alerón delantero.
- Figura 7: Medición del ángulo de ataque.
- Figura 8: Capas alrededor del perfil con y sin extensión de la malla desde el borde de fuga, respectivamente.
- Figura 9: Esquema del área de control.
- Figura 10: Definición de las características geométricas de la malla sobre la superficie del perfil.
- Figura 11: Esquema del volumen de control implementado.
- Figura 12: Definición de la altura de separación (H).
- Figura 13: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, S1.
- Figura 14: Malla sobre el área de control, Y^+ de 0.5 modelo Spalart Allmaras.
- Figura 15: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 0.5 modelo Spalart Allmaras.
- Figura 16: Esquema de las dimensiones del área de control.
- Figura 17: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, S2.
- Figura 18: Malla sobre el área de control, Y^+ de 1 modelo Spalart Allmaras.
- Figura 19: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 1 modelo Spalart Allmaras.
- Figura 20: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, S3.
- Figura 21: Malla sobre el área de control, Y^+ de 30 modelo Spalart Allmaras.
- Figura 22: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 30 modelo Spalart Allmaras.
- Figura 23: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, S4.
- Figura 24: Malla sobre el área de control, Y^+ de 60 modelo Spalart Allmaras.
- Figura 25: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 60 modelo Spalart Allmaras.
- Figura 26: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, SK1.
- Figura 27: Malla sobre el área de control, Y^+ de 0.5 modelo K-epsilon.
- Figura 28: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 0.5 modelo k-epsilon.
- Figura 29: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, SK2.
- Figura 30: Malla sobre el área de control, Y^+ de 1 modelo K-epsilon.
- Figura 31: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 1 modelo k-epsilon.
- Figura 32: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, SK3.

Figura 33: Malla sobre el área de control, Y^+ de 30 modelo K-epsilon.

Figura 34: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 30 modelo k-epsilon.

Figura 35: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, SK4.

Figura 36: Malla sobre el área de control, Y^+ de 60 modelo K-epsilon.

Figura 37: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 60 modelo k-epsilon.

Figura 38: Gráfica de C_l vs Y^+ .

Figura 39: Gráfica de C_d vs Y^+ .

Figura 40: Vista de la malla del volumen de control sobre el plano de simetría para simulaciones I, altura variable.

Figura 41: Detalle de la malla en proximidad del alerón para simulaciones I, altura variable

Figura 42: Detalle de la malla sobre el alerón para simulaciones I, altura variable

Figura 43: Vectores de velocidad simulaciones I, altura variable.

Figura 44: Distribución de presiones simulaciones I, altura variable.

Figura 45: Vista frontal de las líneas de flujo simulaciones I, altura variable.

Figura 46: Vista lateral de las líneas de flujo simulaciones I, altura variable.

Figura 47: Distribución de presiones en la parte superior del alerón simulaciones I, altura variable.

Figura 48: Distribución de presiones en la parte inferior del alerón simulaciones I, altura variable.

Figura 49: Vectores de fuerza descendente del alerón simulaciones I, altura variable.

Figura 50: Vectores de fuerza de arrastre del alerón simulaciones I, altura variable.

Figura 41: Vista de la malla del volumen de control desde el plano de simetría simulaciones II, $H=0.4c$.

Figura 52: Detalle de la malla en proximidad del alerón vista desde el plano de simetría simulaciones II, $H=0.4c$.

Figura 53: Detalle de los elementos de la malla sobre el alerón simulaciones II, $H=0.4c$.

Figura 54: Vista de la malla del volumen de control desde el plano de simetría simulaciones II, $H=0.05c$.

Figura 55: Detalle de la malla en proximidad del alerón vista desde el plano de simetría simulaciones II, $H=0.05c$.

Figura 56: Detalle de los elementos de la malla sobre el alerón simulaciones II, $H=0.05c$.

Figura 57: Malla del volumen de control vista desde el plano de simetría simulaciones III, altura constante.

Figura 58: Detalle de la malla en proximidad con el alerón simulaciones III, altura constante.

Figura 59: vista de los elementos sobre la superficie del alerón simulaciones III, altura constante.

Figura 60: Comparación de los vectores de velocidad para $H=1.6c$ y $H=0.05c$.

Figura 61: Comparación de la distribución de presiones para $H=1.6c$ y $H=0.05c$.

Figura 62: Comparación de las líneas de flujo para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista frontal.

Figura 63: Comparación de las líneas de flujo para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista lateral.

Figura 64: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista superior.

Figura 65: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista inferior.

Figura 66: Gráfica de los resultados cuantitativos, simulaciones II.

Figura 67: Comparación de los vectores de velocidad para ángulos de ataque de 0 y -5° .

Figura 68: Comparación de la distribución de presiones para ángulos de ataque de 0 y -5° .

Figura 69: Comparación de las líneas de flujo para ángulos de ataque de 0 y -5° .

Figura 70: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para ángulos de ataque de 0 y -5° , vista superior.

Figura 71: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para ángulos de ataque de 0 y -5° , vista inferior.

Figura 72: Gráfica de los resultados cuantitativos, simulaciones III.

Figura 73: Modificación de las placas de las puntas (End-Plates) sugerida.

Figura 74: Vista superior del alerón con las modificaciones sugeridas.

Figura 75: Vista frontal del alerón con las modificaciones sugeridas.

Figura 74: Isométrico del alerón con las modificaciones sugeridas.

LISTA DE TABLAS

- Tabla 1: Coordenadas del perfil NACA 2412 invertido.
- Tabla 2: Características de malla para $Y+$ de 30 y 60. ^[25]
- Tabla 3: Características de malla para $Y+$ de 0.5 y 1. ^[25]
- Tabla 4: Resumen de los estudios realizados acerca del efecto suelo. ^[25]
- Tabla 5: Características de la atmosfera estándar a la altura de la ciudad de Medellín.
- Tabla 6: Tabla características atmosféricas y de flujo, $Y+$ de 0.5 modelo Spalart Allmaras.
- Tabla 7: Estadísticas de la malla, $Y+$ de 0.5 modelo Spalart Allmaras.
- Tabla 8: Tabla características atmosféricas y de flujo, $Y+$ de 1 modelo Spalart Allmaras.
- Tabla 9: Estadísticas de la malla, $Y+$ de 1 modelo Spalart Allmaras.
- Tabla 10: Tabla características atmosféricas y de flujo, $Y+$ de 30 modelo Spalart Allmaras.
- Tabla 11: Estadísticas de la malla, $Y+$ de 30 modelo Spalart Allmaras.
- Tabla 12: Tabla características atmosféricas y de flujo, $Y+$ de 60 modelo Spalart Allmaras.
- Tabla 13: Estadísticas de la malla, $Y+$ de 60 modelo Spalart Allmaras.
- Tabla 14: Tabla características atmosféricas y de flujo, $Y+$ de 0.5 modelo K-epsilon.
- Tabla 15: Estadísticas de la malla, $Y+$ de 0.5 modelo K-epsilon.
- Tabla 16: Tabla características atmosféricas y de flujo, $Y+$ de 1 modelo K-epsilon.
- Tabla 17: Estadísticas de la malla, $Y+$ de 1 modelo K-epsilon.
- Tabla 18: Tabla características atmosféricas y de flujo, $Y+$ de 30 modelo K-epsilon.
- Tabla 19: Estadísticas de la malla, $Y+$ de 30 modelo K-epsilon.
- Tabla 20: Tabla características atmosféricas y de flujo, $Y+$ de 60 modelo K-epsilon.
- Tabla 21: Estadísticas de la malla, $Y+$ de 60 modelo K-epsilon.
- Tabla 22: Resumen de los resultados del proceso de validación.
- Tabla 23: Estadísticas de la malla para simulaciones I, altura variable.
- Tabla 24: Vectores de velocidad simulaciones I, ángulo de ataque variable.
- Tabla 25: Distribución de presiones simulaciones I, ángulo de ataque variable.
- Tabla 26: Vista lateral y frontal (respectivamente) de la distribución de las líneas de flujo simulaciones I, ángulo de ataque variable.
- Tabla 27: Vista superior e inferior (respectivamente) de la distribución de presiones sobre el alerón simulaciones I, ángulo de ataque variable.
- Tabla 28: Vectores de fuerza descendente simulaciones I, ángulo de ataque variable.
- Tabla 29: Vectores de fuerza de arrastre simulaciones I, ángulo de ataque variable.
- Tabla 30: Estadísticas de la malla simulaciones II, $H= 0.4c$.
- Tabla 31: Estadísticas de la malla simulaciones II, $H= 0.05c$.
- Tabla 32: Vectores de velocidad simulaciones II, altura variable.

Tabla 33: Distribución de presiones simulaciones II, altura variable.

Tabla 34: Vista lateral y frontal (respectivamente) de la distribución de las líneas de flujo simulaciones II, altura variable.

Tabla 35: Vista superior e inferior (respectivamente) de la distribución de presiones sobre el alerón simulaciones II, altura variable.

Tabla 36: Vectores de fuerza descendente simulaciones II, altura variable.

Tabla 37: Vectores de fuerza de arrastre simulaciones II, altura variable.

Tabla 38: Estadísticas de la malla simulaciones III, altura constante.

Tabla 39: Vectores de velocidad simulaciones III, altura constante.

Tabla 40: Distribución de presiones simulaciones III, altura constante.

Tabla 41: Vista lateral y frontal (respectivamente) de la distribución de las líneas de flujo simulaciones III, altura constante.

Tabla 42: Vista superior e inferior (respectivamente) de la distribución de presiones sobre el alerón simulaciones III, altura constante.

Tabla 43: Vectores de fuerza descendente simulaciones III, altura constante.

Tabla 44: Vectores de fuerza de arrastre simulaciones III, altura constante.

Tabla 45: Resumen de los resultados cuantitativos, simulaciones II.

Tabla 46: Resumen de los resultados cuantitativos, simulaciones III.

RESUMEN

En el presente proyecto se busca analizar cualitativa y cuantitativamente el comportamiento y la incidencia del efecto suelo sobre las fuerzas aerodinámicas de fuerza descendente y arrastre que se generan en el ala delantera de un vehículo tipo formula. Este alerón tiene un diseño específico que se implementó en un monoplaza real y posterior al análisis se propondrá un diseño alternativo que magnifique los efectos positivos que derivan de su cercanía con el suelo. El alerón consta de perfiles NACA 6412 únicamente, de distintas dimensiones y ubicaciones, las cuales serán descritas detalladamente en los capítulos subsiguientes.

Los análisis se llevaron a cabo por medio de simulaciones numéricas hechas con la ayuda de herramientas de dinámica de Fluidos Computacional o CFD por sus siglas en inglés y se implementaran conceptos de aerodinámica subsónica aplicados específicamente al diseño e ingeniería de automotores tipo fórmula para reforzar y dar validez a los resultados obtenidos mediante las simulaciones computacionales.

Para que los resultados obtenidos mediante las simulaciones en 3D sean lo más ceñidos a la realidad, se realizó un estudio de independencia de malla en 2D, mediante dos modelos de turbulencia diferentes y diferentes características de malla descritos detalladamente en el proceso de validación. Esto con el fin de lograr una metodología de simulación que permitiera saltar del análisis en 2D al análisis del elemento aerodinámico completo en 3D sin afectar la exactitud de los resultados.

Se realizó un estudio detallado de los efectos del suelo para dos parámetros claves, la altura de separación del elemento con el suelo y el ángulo de ataque del mismo con respecto al flujo libre de aire. Para poder cuantificar la incidencia del fenómeno de efecto suelo, se realizaron simulaciones de control del ala por fuera del efecto suelo para cada una de las condiciones analizadas y así tener un punto de comparación claro y contundente. Posteriormente se realizó un análisis de los resultados, tanto cualitativos como cuantitativos, lo cual permitió definir conclusiones claras e importantes que justificaron la realización del proyecto.

A lo largo de este texto el lector se encontrará con un estudio basado en investigaciones realizadas a nivel mundial, y a lo largo de la historia reciente en el campo específico de los

deportes que involucran monoplazas tipo formula, de las cuales se extrajeron las herramientas necesarias para realizar un estudio independiente que permitiera de forma coherente cumplir con los objetivos trazados en este proyecto de grado. Posteriormente, se describirá claramente la metodología, el proceso de estudio, los modelos implementados, las características de geometría, los parámetros que se tuvieron en cuenta, y demás fundamentos que permitieron llegar a resultados concluyentes.

Se espera que este proyecto no solo sea útil para su aplicación en la Formula SENA Eco sino que sirva como guía para posteriores investigaciones y diseños de alerones eficientes que tengan aplicación en diferentes competencias en las que sea necesario tener un conocimiento claro de los efectos del fenómeno objeto de estudio, concretamente del efecto suelo.

Palabras clave: Efecto suelo, alerón delantero, CFD, perfil NACA 6412, Monoplaza.

INTRODUCCIÓN

El presente proyecto nace de la asesoría que le brindó la Universidad Pontificia Bolivariana al Servicio Nacional de Aprendizaje (SENA) en el diseño aerodinámico y posterior construcción de un monoplaza tipo formula que representó a la regional Antioquia en la competencia denominada Formula SENA ECO, que se llevó a cabo a finales del año 2013.

Para realizar un diseño competitivo y capaz de conseguir la victoria en dicha competencia, es necesario hacer un análisis aerodinámico detallado y acertado de todos los elementos del monoplaza que tengan incidencia directa con la aerodinámica final de éste. Con este fin, y con el objetivo de apropiarse e implementar tecnologías de última generación que permitan hacer un proceso de diseño más efectivo, se recurre a la dinámica computacional de fluidos o CFD (por sus siglas en inglés) y así obtener los datos necesarios que permitan construir un vehículo aerodinámicamente eficiente y por lo tanto competitivo.

Por la incidencia directa del ala frontal en el rendimiento de este tipo de vehículos, y debido a que ésta genera hasta $1/3^{[7]}$ de la fuerza descendente total, se considera éste elemento como el más crítico dentro del diseño aerodinámico de un monoplaza tipo formula. Este elemento es afectado directamente por lo que se conoce como efecto suelo, lo cual genera un importante reto a la hora de su estudio ya que éste no se encuentra bien definido cuantitativa ni cualitativamente en la literatura actual para aplicaciones específicas como lo es el alerón delantero que se quiere lograr.

En la actualidad se conoce que el efecto suelo juega un papel importante en el área del automovilismo competitivo. Aunque la incidencia del efecto suelo es notable, no hay estudios públicos recientes que cuantifiquen este fenómeno. Este estudio será de gran utilidad tanto para la escudería ARA (Aces Regional Antioquia), responsable del diseño y construcción del monoplaza mencionado, como para el automovilismo competitivo mundial ya que dará una clara referencia a los ingenieros diseñadores que les permitirá sacar la mayor ventaja posible del efecto suelo sobre el ala delantera del vehículo.

Para lograr los objetivos planteados se propuso y se siguió una metodología que permitiera realizar de la mejor manera el estudio, teniendo claras las bases teóricas que rigen los fenómenos, así como un buen respaldo bibliográfico de antecedentes y estado del arte que sirven de guía para lograr la meta de cuantificar y cualificar detalladamente el efecto suelo sobre este elemento aerodinámico tan importante.

Este proceso se describirá a continuación para que el lector tenga claridad de los procedimientos que se siguieron y por qué se hicieron de la forma en que se encuentran indicadas a lo largo de todo el texto.

La metodología consta de las siguientes 8 fases:

Fase 1: Se realizó una revisión bibliográfica exhaustiva que permitió definir de forma concreta los textos que sirvieron como marco de referencia para el proyecto, los cuales tienen como fin servir de puntos de comparación y sustentación teórica que permitan validar los resultados obtenidos por este estudio.

Fase 2: Se hicieron los respectivos modelos de la geometría del ala delantera del monoplaza, usando herramientas de diseño asistido por computadora (CAD, específicamente el programa CATIA © P3 V5 R19), con base en esta geometría se definieron los parámetros básicos a implementar en las simulaciones, tales como el mallado, el modelo de discretización, métodos de solución, modelos de caracterización de flujo, los valores iniciales, las condiciones de frontera, etc.

Fase 3: Se desarrollaron las simulaciones de control, es decir, las del ala fuera del efecto suelo, esto con el fin de tener un parámetro que permita cuantificar las variaciones en los parámetros aerodinámicos que se analizaron, en este caso la fuerza descendente y el arrastre (*Downforce* y *Drag*, respectivamente).

Fase 3.1: Inicialmente se realizó un estudio de independencia de malla para el caso de las simulaciones del proceso de validación, el cual permitió corroborar que las variables del fenómeno lograron estabilizarse en función de la variación del número de elementos en el dominio de control.

Fase 3.2: Se verificó y validó el fenómeno, donde se comprueba que la física del problema se desarrolla de forma lógica, coherente y precisa.

Fase 4: Se analizó el efecto de la altura en la incidencia del efecto suelo sobre el cuerpo, para esto se ejecutó un grupo de simulaciones en las cuales se modificó la altura de separación entre el elemento y la superficie, manteniendo el ángulo de ataque constante.

Fase 5: Se analizó el efecto del ángulo de ataque del ala delantera, para tal efecto se efectuó un grupo de simulaciones en las cuales se varía el ángulo de ataque del elemento manteniendo la altura de separación constante.

Fase 7: Usando los datos de control obtenidos en la fase 3 como base de cálculo, se procedió a hacer un análisis de los resultados que permitió cuantificar la incidencia del fenómeno respecto a los parámetros descritos anteriormente (altura y ángulos de ataque) y de acuerdo a estos valores se describió la configuración más adecuada para su posterior implementación en el monoplaza.

Fase 8: De acuerdo al estudio y el análisis realizado del fenómeno del efecto suelo sobre las superficies, se procedió a proponer una nueva configuración cuya intención es ofrecer un mejor rendimiento aerodinámico.

Se espera que el lector encuentre en este proyecto una herramienta que le permita comprender más a fondo la incidencia del efecto suelo sobre este tipo de superficies, y que no solo sea útil para la aplicación en la industria de los deportes a motor, sino para todas las industrias actuales que deben lidiar con el efecto suelo y puedan sacarle el mayor provecho a este fenómeno; que bien entendido, puede ser fundamental para obtener la ventaja competitiva o una mayor eficiencia al momento de diseñar objetos que estarán sometidos y regidos por éste.

Finalmente cabe resaltar que el objetivo del proyecto, además de los objetivos técnicos que éste sugiere y completa, es el de suplir una necesidad de conocimiento y el de ser lo más ilustrativo y pedagógico posible para que sea útil a todo tipo de profesionales interesados y apasionados por el tema que se trata, de esta forma se le da la bienvenida a una experiencia de aprendizaje que será, sin dudas, muy gratificante.

JUSTIFICACIÓN

La idea para este proyecto nace de la necesidad de tener y aplicar conocimientos sobre aerodinámica avanzada para lograr ventajas estratégicas con respecto a los demás competidores de un campeonato de vehículos de carreras, y en especial para automóviles tipo formula, que son el objeto de estudio del proyecto en cuestión.

En este caso la UPB le prestó el servicio de asesoría externa al Servicio Nacional de Aprendizaje SENA regional Antioquia, por medio del estudiante realizador de este proyecto, en el tema de diseño y construcción de los elementos aerodinámicos claves a implementar en el vehículo que representó a dicha regional en la competencia llevada a cabo a finales de 2013. Para participar en la competencia cada una de las regionales del SENA de todo el país debía realizar el diseño y construcción de un monoplaza tipo formula 100% eléctrico, de ahí su connotación Formula SENA ECO. La competencia consistió en una serie de carreras que permitieron identificar al monoplaza más rápido, eficiente y confiable.

Además de los aspectos técnicos implicados, los jueces de la competencia evaluaron otros aspectos como el trabajo en equipo, la creatividad y la transmisión de conocimientos desde los expertos hacia los aprendices de las diferentes seccionales del SENA. Es en este último punto que la UPB, representada por el autor de este trabajo de grado, tomó gran relevancia ya que además de colaborar en el desarrollo aerodinámico del monoplaza, permitió que se transmitieran conocimientos básicos de aerodinámica y otras ciencias implicadas a los demás miembros del equipo realizador y de esta manera aportar a la formación técnica de estos aprendices, lo cual derivó en una buena calificación por parte de los jurados.

El proyecto busca desarrollar un estudio aerodinámico del ala delantera que permita encontrar las características aerodinámicas importantes del elemento diseñado y principalmente describir de forma detallada cualitativa y cuantitativamente la incidencia del efecto suelo sobre las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un modelo en tres dimensiones del alerón a implementar en la competencia. Los resultados obtenidos permitieron realizar mejoras considerables al diseño del alerón delantero del monoplaza, que fueron aplicadas en el momento de la competencia a finales del año 2013. Proceso que será descrito a lo largo del presente trabajo de grado.

Realizando simulaciones numéricas mediante software de dinámica computacional de fluidos, se pueden obtener aproximaciones bastante precisas de estas características y de

esta incidencia que facilitan el diseño de la planta motriz, de transmisión de potencia y de suspensión que le brindan ventajas estratégicas al monoplaza en carrera, además de lo mencionado anteriormente se busca llenar un vacío de conocimiento ya que en la actualidad hay muy pocos estudio de fácil acceso que analicen lo que aquí se estudia, y que sean en 3D.

Además de lo anteriormente mencionado y como valor agregado del proyecto, se busca cuantificar y calificar la incidencia del llamado efecto suelo sobre este elemento aerodinámico tan importante. En la actualidad, la descripción de la incidencia de este fenómeno es muy genérica y es aplicada a configuraciones muy simples que no se asemejan a los implementados en las competencias actuales. Además los estudios que se han realizado no son muy descriptivos de los procesos implementados y no son muy claros al momento de entregar los resultados, adicionalmente la mayoría son estudios realizados de manera muy simple sobre perfiles y áreas de control en 2D.

Con el proyecto se busca principalmente, aportar una base de conocimiento dándole una mejor descripción a este fenómeno en geometrías más complejas que sirvan como referencia a otros diseñadores, sean éstos nacionales o internacionales, de diversas industrias y profesiones. Lograr estructurar un conocimiento profundo del comportamiento de este elemento bajo la influencia de este fenómeno permite sacarle el mayor provecho, dando como resultado un rendimiento mucho más alto, y por ende, una ventaja competitiva significativa.

Como se puede apreciar, este estudio tiene gran importancia, relevancia, pertinencia y sobre todo, aplicabilidad dadas las razones enunciadas. En función de esto, se logró impulsar y sacar adelante como trabajo de grado, y se espera que sea de gran utilidad para todo tipo de aplicaciones, dejando en alto el nombre de la Universidad Pontificia Bolivariana a nivel regional, nacional e internacional.

OBJETIVOS

Objetivo General

Cuantificar y analizar la incidencia del efecto suelo en la fuerza aerodinámica descendente y en el arrastre que actúa sobre el ala delantera de un monoplaza de competición tipo fórmula.

Objetivos Específicos

- Realizar una revisión bibliográfica de temas referentes al efecto suelo que sirvan como marco de referencia y validación de los datos obtenidos mediante las simulaciones.
- Analizar el comportamiento del efecto suelo con respecto a la altura de separación entre el cuerpo y el suelo con ángulo de ataque constante.
- Analizar el comportamiento del efecto suelo con respecto al ángulo de ataque del elemento sustentador a altura constante.
- Validar teóricamente los resultados obtenidos mediante la comparación de los mismos con los obtenidos en otros proyectos similares del medio.
- Cuantificar el aumento o disminución de la fuerza descendente y del arrastre del elemento en presencia del efecto suelo comparándolo con los valores obtenidos cuando este se encuentra libre del fenómeno.
- De acuerdo a los resultados obtenidos, plantear una nueva geometría o una alternativa a la configuración implementada en los análisis realizados.

1. MARCO TEÓRICO Y ESTADO DEL ARTE

1.1 ANTECEDENTES Y ESTADO DEL ARTE

Durante los últimos veinte años, las investigaciones interesadas en los diferentes fenómenos de flujo asociados a cuerpos en proximidad con el suelo, ha ido en aumento. El comportamiento aerodinámico de dichos cuerpos es notablemente distinto al que se vería si estuvieran ubicados lejos de éste, estas características particulares del flujo y de su comportamiento se conocen de forma genérica como “efecto suelo”.

Desde hace más o menos treinta años, la industria automovilística de competición se ha convertido en líder en el campo de la innovación tecnológica, estructurándose como una base de entrenamiento para ingenieros altamente calificados, y para países como Gran Bretaña e Italia, en una parte integral de la industria ingenieril de alta tecnología.

La naturaleza de esta industria obliga a tener una constante mejora en el rendimiento de los productos, varios son los factores que influyen dicho rendimiento, sin embargo, la aerodinámica representa la mayor área de inversión e investigación que tienen los constructores para optimizar el rendimiento de sus vehículos. Por esta razón, la atención e interés hacia esta área ha ido en aumento, dando como resultado un enorme avance en métodos de estudio y comprensión de los fenómenos asociados.

La aerodinámica, particularmente bajo el efecto suelo, se ha aplicado a los vehículos tipo formula principalmente de una manera experimental y se mantuvo así por largo tiempo, esto debido a la complejidad de la mecánica de fluidos involucrada en ellos. Sin embargo, la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD por sus siglas en inglés) está tomando mucha importancia y relevancia en el estudio de estos fenómenos, y su uso se ve complementado por pruebas de modelos a escala en túneles de viento.

La mayoría de métodos computacionales para la solución del flujo de aire sobre las diferentes superficies y formas de los vehículos están basados en la solución de las ecuaciones de continuidad y momento. Los códigos actuales que permiten encontrar dichas soluciones difieren principalmente en la forma en que modelan las fuerzas que actúan sobre una partícula de fluido, sean fuerzas viscosas o de presión, y de la representación numérica de las ecuaciones diferenciales parciales.

Los modelos más simples no tienen en cuenta los efectos viscosos, por lo tanto el arrastre (*drag*) debido a la fricción y a la separación del flujo no puede ser determinado. Estos códigos, llamados solucionadores de flujo potencial, están actualmente bastante desarrollados y pueden calcular el flujo sobre un cuerpo complejo en muy poco tiempo (minutos). Mirándolo desde el punto de vista de la simplicidad y rapidez para realizar una simulación, estos métodos son útiles para la aplicación a vehículos de carreras, siempre y cuando se tenga claridad acerca de las simplificaciones que éstos conllevan y se hagan las respectivas correcciones a los resultados.

En casos de flujos laminares en donde no se presenta una separación del flujo este método potencial es bastante útil, pero hay que tener en cuenta que para secciones donde los flujos son predominantemente viscosos, como en la parte posterior del vehículo, no se pueden simular los fenómenos satisfactoriamente.

Por otro lado, códigos computacionales más complejos sí modelan los efectos viscosos, y en principio son capaces de predecir la fricción superficial y la separación de flujo, estos códigos están basados en la solución de las ecuaciones completas de momento y continuidad, o ecuaciones de Navier-Stokes.

Teniendo en cuenta los conceptos anteriores, se pueden tomar como base algunas simulaciones y proyectos similares realizados recientemente acerca del cálculo de las fuerzas aerodinámicas sobre un monoplaza tipo fórmula. A continuación se hará un recuento de trabajos que han implementado CFD para resolver un problema similar al planteado por este trabajo.

El trabajo realizado por Andrés Cuervo y Andrés Barrera Arenas, ambos egresados de la Universidad Pontificia Bolivariana (UPB), titulado "*Design construction and evaluation of the body and aerodynamic elements of a formula type car*" fue realizado en el 2011 para la versión anterior de la formula SENA. Su trabajo consistió en el siguiente esquema y posterior simulación:

- Programa: Ansys V12, Fluent.
- Ecuaciones gobernantes: Fenómenos de transporte, es decir, conservación de Energía y Momento y Continuidad, Modelos de turbulencia.
- Modelo Turbulencia: Spalart Allmaras

- Enmallado:
 Tipo: tetraédrico
 Nodos: 1215712
 Elementos: 6833674
 Skewness (min/max/avg): 2.13E⁻⁶/0.8567/0.2246
 Aspect ratio (min/max/avg): 1.15/16.087/1.83
 Element Quality (min/max/avg): 0.1659/0.9999/0.8389

El trabajo anteriormente mencionado es un buen marco de referencia dado que fue realizado bajo parámetros muy similares a los del proyecto actual y puede dar una idea bastante cercana de los resultados que se deben obtener de este tipo de simulación, otra ventaja significativa que ofrece es que ya fue validado y puesto en práctica lo cual aumenta el grado de confiabilidad de los resultados. El modelo de turbulencia implementado en este trabajo es suficiente para modelar adecuadamente los fenómenos que ocurren sobre la superficie del monoplaza y permite satisfacer los objetivos planteados.

El estudio denominado “*Flow Field Phenomena about Lift and Downforce Generating Cambered Aerofoils in Ground Effect*” realizado por J.W. VOGT, T.J. BARBER y E. LEONARDI. En el cual realizaron simulaciones de CFD para describir de mejor manera el comportamiento de perfiles alares en presencia de efecto suelo.

- Programa: *Steady Reynolds-Averaged Navier-Stokes solver (RANS)*
- Ecuaciones gobernantes: Conservación de momento, Variables de transporte, donde continuidad debe ser solucionada.
- Modelo: Spalart Allmaras
- Malla:
 Tipo: No estructurada
 Elementos: 124354

Se implementó el esquema de discretización QUICK para todas las variables de flujo y cantidades turbulentas buscando minimizar de la mejor manera la difusión numérica. El acoplamiento presión-velocidad SIMPLEC fue usado para todos los casos, como también el modelo Reynolds Stress Model (RSM) de recinto turbulento.

Mediante este modelo se obtienen buenos resultados, pero su complejidad lo limita. Además se centra en modelos 2D de perfiles aerodinámicos y no de la aerodinámica del cuerpo completo, pero nos da una idea de cómo debe tratarse el fenómeno del efecto suelo en el alerón delantero del vehículo.

Físicamente el efecto suelo se presenta como un aumento en las fuerzas aerodinámicas que se generan sobre una superficie sustentadora cerca del suelo, sus efectos se ven más claramente cuando la distancia de separación entre el elemento y el suelo es de menos de una cuerda del ala o perfil.

La razón por la cual ocurre esto se debe a que por la presencia del suelo como barrera, los gradientes de velocidad son alterados sobre la superficie lo cual genera una distribución de presiones más uniforme a lo largo de todo el elemento, de igual manera el suelo impide que se desarrolle completamente la vorticidad que se deriva de la generación de sustentación, por estas razones el comportamiento del ala mejora considerablemente y se percibe como si el ala tuviera una relación de aspecto mayor^[7].

Este fenómeno es bien conocido por los fabricantes de aviones y los ingenieros pertenecientes a la industria aeronáutica, y se ha estudiado de forma bastante amplia para estas aplicaciones. Hace algunas décadas se descubrió que este fenómeno tiene incidencia en cualquier superficie cercana al suelo que genere sustentación, por lo cual la investigación se trasladó desde la industria aeronáutica a la industria automovilística de competición.

Los efectos del suelo sobre un perfil o un ala invertidos, para generar sustentación en forma de fuerza descendente (*Downforce*), son similares a los que se ven en un ala convencional, se presentan como un aumento en la sustentación que genera el elemento, pero por su cercanía con el suelo se ven algunas diferencias en el comportamiento tanto de la velocidad como de la presión del flujo de aire. En esta aplicación se observa que en el espacio que hay entre el ala y el suelo se genera una zona de succión debida principalmente al aumento de la velocidad por la disminución del área por la cual se mueve el flujo, lo que ocasiona una zona de muy baja presión en la parte inferior del ala, lo que se traduce en un aumento aún más marcado de la sustentación. Se nota en ambos casos un aumento en el arrastre, principalmente en el inducido por la sustentación, lo cual es normal cuando se presenta un aumento significativo en la misma.

Gracias a la utilidad que tiene el conocimiento del efecto suelo en la industria automovilística de competición, se reforzaron los esfuerzos destinados a la investigación del fenómeno por parte de los diferentes fabricantes e investigadores pertenecientes a la misma. Por razones obvias muchos de los avances respectivos a este tema se han mantenido en secreto y es por este motivo que el efecto suelo sigue siendo bastante desconocido para la gente que no se encuentra involucrada directamente en las investigaciones.

1.2 MARCO TEÓRICO

En éste capítulo se va a aclarar y enunciar algunos de los conocimientos teóricos clave que se aplicaron durante el desarrollo de todo el proyecto. Para lograr tal fin se comenzará desde los conocimientos más básicos y se irá avanzando hasta llegar a los campos de estudio más específicos, que están centrados en los fenómenos estudiados y desarrollados en el presente trabajo de grado.

Habiendo dicho esto, se procederá entonces a dar inicio al capítulo empezando por algunos principios de mecánica de fluidos importantes para la comprensión del tema estudiado. Cabe aclarar que el objetivo es enunciar y presentar estas bases teóricas de forma general, esto se debe a que los temas son muy extensos y en algunos casos bastante complejos, y describirlos detalladamente no es el objetivo del presente trabajo. Se invita al lector que esté interesado en profundizar más en los conceptos teóricos que aquí se tratan, referirse a los textos que componen la bibliografía y a trabajos de investigación realizados por terceros que se encuentran en el medio.

Una de las bases teóricas de la mecánica de fluidos y por ende de las teorías de aerodinámica subsónica, son los denominados fenómenos de transporte. Sistemas de materia en equilibrio que se caracterizan por una distribución espacial uniforme de cada una de las varias propiedades que posee un material en específico, estando cada elemento del material en equilibrio mecánico y térmico con relación a elementos circundantes. Si ciertas propiedades del material se encuentran fuera del equilibrio inicialmente, se observa que ocurre un intercambio de propiedades térmicas y mecánicas entre los elementos circundantes y el material en cuestión y que este intercambio busca llevar al sistema siempre hacia el equilibrio nuevamente. ^{[36] [37]}

Un resultado común e importante del intercambio entre dos elementos con diferentes propiedades es que si una cantidad, satisfaciendo alguna ley de conservación asociada a

uno de los elementos, aumenta, la propiedad asociada del otro elemento disminuye en proporción. Todo el grupo de sistemas que está compuesto de este tipo de intercambios se conoce como fenómenos de transporte.^{[36] [37]} Hay tres tipos básicos de fenómenos de transporte, a los cuales se les asignan nombres bastante reconocidos, estos corresponden a la transferencia de energía, materia y momento, gobernados principalmente por las ecuaciones de Navier-Stokes y las leyes termodinámicas. Su importancia radica en que gracias a estas ecuaciones se pueden conocer las características y el comportamiento del flujo de un fluido (aire para este caso). De la solución de estas ecuaciones junto con otras herramientas matemáticas y computacionales se derivan los modelos de turbulencia útiles en el análisis computacional de fluidos.

La característica de los gases a la cual se le atribuyen la mayoría de sus propiedades es la amplia separación de sus moléculas y al aislamiento dinámico de cada una durante la mayor parte de su estado. La noción de gas como un ensamble de moléculas moviéndose libremente en todo momento, excepto cuando colisionan unas con otras, es la base de la teoría cinética de los gases. Se ha encontrado conveniente en la definición de esta teoría el considerar las propiedades de un gas ideal, es decir, un gas cuyas moléculas no ejercen ninguna fuerza sobre las demás excepto cuando colisionan unas con otras y que tienen un volumen despreciable.^{[34] [36] [37]} Debido a que las propiedades de los gases en condiciones normales se parecen mucho a las que tendría un gas ideal, se pueden hacer bastantes aproximaciones útiles que permiten definir los fenómenos aerodinámicos que ocurren sobre superficies enfrentadas a flujos subsónicos de estos gases, en este caso de flujos de aire.^{[34] [36] [37]}

La hipótesis de continuidad permite que sea usado el concepto simple de velocidad local de un fluido, y se debe considerar ahora cómo se puede especificar todo el campo del flujo como un agregado a estas velocidades locales. Existen dos posibles alternativas a la hora de realizar estas especificaciones; la primera conocida como la forma Euleriana, donde se toma al flujo como algo similar a un campo magnético, en la cual las cantidades del flujo son definidas como funciones de la posición y del tiempo. La forma Euleriana se puede visualizar como una foto que muestra la distribución espacial de la velocidad del fluido, al igual que otras propiedades como la densidad y la presión, para cada instante de tiempo que dure el movimiento.^{[34] [36] [37]}

La otra forma es la Lagrangiana, que se basa en el dato que indica que algunas de las cantidades dinámicas y físicas que rigen el movimiento del flujo dependen no solo de su posición en el espacio sino también, y de forma más fundamental, a partículas identificables de materia. Las cantidades del flujo son definidas aquí como funciones del

tiempo y de la selección de un material fluido, y adicionalmente describe el historial dinámico de éste. La especificación Lagrangiana es útil en cierto tipo de contextos, pero obliga a hacer un análisis bastante tedioso y en general se encuentra en desventaja al no encontrar directamente los gradientes espaciales de velocidad del flujo. Por esta razón la mayoría de las teorías empleadas y los modelos de solución usados en la dinámica computacional de fluidos están basados en la especificación Euleriana de flujo. ^[37]

La fuerza ejercida por una porción de fluido sobre una porción adyacente depende de la forma en la cual se está deformando el fluido como consecuencia del movimiento del flujo, y es necesario como preámbulo para consideraciones dinámicas, hacer un análisis de las características del movimiento en la proximidad de cualquier punto dentro del fluido.

Gracias a estas bases teóricas de la mecánica de fluidos se derivaron las ciencias y modelos que se aplican para describir el comportamiento del aire, que dieron lugar a la aerodinámica propiamente dicha. La aerodinámica de flujos a velocidades subsónicas es el caballo de batalla que permite describir de forma muy detallada y precisa el comportamiento de este fluido cuando se mueve sobre superficies. Teniendo esto conocimientos se puede dar fácilmente el salto a la dinámica de fluidos computacionales, que gracias a todas estas teorías, logra simular el comportamiento de un fluido en unas condiciones dadas. A continuación se hará una pequeña incursión a las teorías aerodinámicas que hacen esto posible para poder entrar de lleno al tema de efecto suelo, y posteriormente hablar un poco de la dinámica computacional de fluidos que hizo posible la investigación contenida en este proyecto.

Debido a la complejidad para obtener soluciones teóricas-analíticas del campo de flujo alrededor de un cuerpo, numerosos programas de experimentación se han dedicado a medir directamente los parámetros que definen el campo del flujo. El objetivo de estos experimentos va desde la obtención de datos que permitan desarrollar un modelo que pueda ser usado en soluciones numéricas, hasta medir directamente las características aerodinámicas de un cuerpo completo. Usualmente, tanto los modelos a escala de cuerpos como las simulaciones a gran escala de los mismos, han sido usados en experimentos en túneles de viento. Además, en muchos de estos programas de experimentación, las condiciones de flujo libre para las pruebas de túnel de viento no igualaban las condiciones de flujo que se querían estudiar. Para dar solución a este problema se creó una cantidad adimensional que permite relacionar las propiedades inerciales con las propiedades viscosas que actúan sobre un elemento enfrentado a un flujo, a esta cantidad se le dio el nombre de número de Reynolds. Otra cantidad adimensional bastante importante al momento de realizar análisis aerodinámicos es el

número de Mach, que relaciona la velocidad del sonido con la velocidad lineal del objeto o flujo. Estas cantidades permiten hacer relaciones de proporcionalidad que logran simular condiciones de un flujo específico a una escala mucho menor y más fácil de procesar. De ahí su gran importancia y relevancia en el proyecto que se realizó. ^[34]

Cuando el número de Reynolds es muy alto, el campo del flujo está dividido en dos regiones: la primera corresponde a la capa límite viscosa y la segunda al flujo libre que no tiene incidencia viscosa sobre el objeto, esencialmente el flujo por fuera de la capa límite. ^{[16][27][28][34][36]} La velocidad aumenta desde cero, en la superficie del elemento, hasta el valor de velocidad que tiene el flujo libre. El espesor de esta capa límite está relacionado directamente con el comportamiento viscoso del elemento inmerso en el flujo, y es a este valor al que se refiere la dinámica computacional de fluidos como $Y+$. ^[2] Concepto que tomará amplia importancia en el desarrollo del estudio computacional que se busca realizar en este trabajo.

El movimiento de aire alrededor del vehículo produce variaciones de la presión y la velocidad a lo largo del campo de flujo. Las fuerzas viscosas derivadas de estas variaciones que actúan sobre el objeto dependen de los gradientes de velocidad que se encuentran cerca de la superficie y de la viscosidad del fluido mismo. La fuerza normal (presión) y tangencial (esfuerzos cortantes) que se produce sobre la superficie debido al movimiento del flujo se pueden integrar y así encontrar la dirección y la magnitud de la fuerza aerodinámica resultante. Al descomponer dicha fuerza en sus componentes se obtiene la componente de sustentación (para el caso de estudio sería la fuerza descendente, por ir en sentido contrario) que va hacia arriba o abajo, y el arrastre (*Drag*) que se opone al movimiento del objeto. Como se observa en la figura. ^{[34][36]}

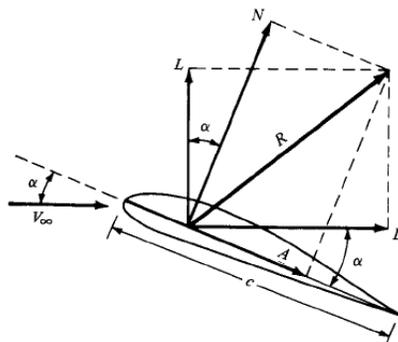


Figura 1: Fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un perfil aerodinámico. ^[34]

Donde L es sustentación (*Lift*), R es la fuerza aerodinámica resultante, N es la componente vertical de R , A es la componente axial de R , α es el ángulo de ataque, V_∞ es la velocidad de flujo libre, D es el arrastre (*Drag*) y c es la cuerda del perfil.

Es importante definir de donde salen estas fuerzas ya que en el desarrollo de la investigación realizada tomarán una gran importancia. Cabe anotar que para la aplicación buscada en deportes a motor, el perfil estará ubicado de forma tal que la resultante aerodinámica tenga dirección hacia abajo, esto para que la sustentación generada pegue el vehículo al suelo; el arrastre seguirá sin alteración siendo siempre contrario al movimiento del vehículo.

Habiendo sentado las bases teóricas que rigen los fenómenos que se estudiarán, se procederá a entrar en el concepto del efecto suelo, específicamente para aplicaciones en deportes a motor que involucran la implementación de alerones para generar fuerza descendente. Se busca definir lo más claramente posible el por qué se debe entender este fenómeno al momento de diseñar alas para esta aplicación.

Un desarrollo interesante se dio en los años 70, cuando los ingenieros diseñadores de carros de carreras le empezaron a prestar atención al hecho de que la sustentación de un ala cerca del suelo tiende a aumentar considerablemente en cercanía con el suelo. Este efecto se vuelve notable cuando la distancia de separación entre el ala y el suelo es de menos de una cuerda del perfil en longitud.^{[17][35]} De manera interesante, este “Efecto Suelo” funciona de igual manera tanto para alas con sustentación hacia arriba (como las de los aviones), como para alas invertidas implementadas en los vehículos de carreras que generan fuerza descendente (*Downforce*). Este efecto se debe principalmente al comportamiento de la velocidad y la presión del flujo en interacción con una frontera móvil cercana, y es este comportamiento el que se busca describir detalladamente para el alerón delantero de un vehículo específico, y su similitud para con cualquier superficie sustentadora que se encuentra funcionando cerca del suelo.

El único contribuyente significativo para el aumento de la carga aerodinámica generada por un perfil aerodinámico invertido es el aumento de succión bajo el perfil aerodinámico, succión que se presenta por una zona de baja presión, consecuencia del aumento de la velocidad del flujo entre el perfil y el suelo, definido como efecto suelo. El incremento en la fuerza descendente, cuando se encuentra cerca del suelo, es una combinación de dos condiciones, aumento en la fuerza descendente generada por diferencias de presiones y a la succión que se genera por el comportamiento de la velocidad del flujo.^[4]

El aumento de la fuerza normal es significativamente mayor para el perfil aerodinámico invertido en proximidad al suelo, sin embargo, el arrastre para el perfil también aumenta por las condiciones de flujo entre el perfil y el suelo. Este aumento en el arrastre es una manifestación del efecto suelo que se presenta debido al aumento de la fuerza normal generada por el perfil. ^[4]

Un perfil aerodinámico invertido (para generar fuerza descendente) en proximidad con el suelo sufre un aumento en la eficiencia aerodinámica, es decir, genera más fuerza descendente y menos arrastre en las mismas condiciones de operación que cuando se encuentra lejos del suelo. Esto indica que la operación con efecto suelo es beneficiosa para el perfil, en términos de rendimiento y eficiencia absoluta. Por esta razón es importante analizar en detalle este fenómeno. ^[4]

Para lograr los objetivos propuestos, se implementarán, herramientas de dinámica computacional de fluidos (CFD por sus siglas en inglés) para realizar las simulaciones requeridas y necesarias. El CFD realiza, mediante un programa u herramienta computacional, un análisis de volúmenes finitos que se definen en un espacio de control.

El CFD es una derivación de la mecánica de fluidos que implementa modelos numéricos y algoritmos para resolver y analizar problemas que involucran movimiento de fluidos. Se usan herramientas computacionales para llevar a cabo los cálculos requeridos para simular la interacción de líquidos y gases (aire para este caso) con superficies definidas como fronteras específicas. Se han desarrollado programas (*software*) que mejoran la precisión y velocidad de cálculo de escenarios de simulación complejos, tales como flujos transónicos o turbulentos. Programas como Ansys V14 Fluent ©, que fue el implementado para realizar las simulaciones del proyecto. Para garantizar que los resultados obtenidos mediante la simulación computacional son precisos, se validan comparándolos con resultados obtenidos experimentalmente mediante pruebas en túneles de viento y datos reales tomados de la situación real (ej. pruebas en el circuito o de ruta).

La base fundamental de la mayoría de los problemas solucionados mediante CFD son las ecuaciones de Navier-Stokes, las cuales definen casi cualquier condición de flujo. Estas ecuaciones pueden ser simplificadas despreciando algunos términos. En estas se basan los modelos de turbulencia (como el K-Epsilon y el Spalart Allmaras) que los programas como el Fluent © solucionan para encontrar las condiciones de flujo objeto de estudio. ^{[3][30]}

Para realizar las simulaciones con este programa normalmente se sigue el procedimiento mostrado a continuación:

1. Durante el procesamiento: ^{[33][38]}
 - Se define la geometría del problema (fronteras físicas).
 - El volumen ocupado por el sistema se divide en celdas discretas, a esto se le conoce como generación de malla. La malla lograda es muy importante porque gracias a esta se podrá analizar el fenómeno. Es necesario tener una buena malla para que se pueda lograr una solución precisa. Para determinar la calidad de una malla Fluent© define ciertos parámetros que representan su calidad elemento por elemento.
 - Se define el modelo físico del problema (e.g. Las ecuaciones de movimiento, entalpía, radiación, continuidad, etc).
 - Se definen las condiciones de frontera. Esto involucra específicamente el comportamiento del fluido y propiedades en las fronteras del problema.
 - Se inicializan las variables involucradas.
2. Se inicia la simulación y se resuelven las ecuaciones iterativamente para el estado del problema en cada uno de los nodos de la malla. ^{[33][38]}
3. Finalmente se realiza un post-procesamiento para realizar el análisis y la visualización de los resultados de la solución. ^{[33][38]}

Los parámetros de calidad de malla tenidos en cuenta son:

- *Element quality*: Calidad geométrica de los elementos, debe tener valores cercanos a 1 para ser ideales. ^[30]
- *Aspect Ratio*: es una medida del “estiramiento” de una celda. Generalmente, es mejor evitar cambios bruscos y repentinos en la relación de aspecto en áreas donde el flujo presenta cambios significativos o gradientes altos. La relación de aspecto debe ser cercana a 1 para asegurar resultados aceptables. ^[30]
- *Skewness*: Se define como la diferencia entre la forma de la celda y la forma de una celda ideal de volumen equivalente. Celdas con un *skewness* alto decrecen la precisión y desestabilizan la solución. Por esta razón es ideal tener un valor de *skewness* cercano a cero y se debe tratar de que su valor máximo no supere 0.95. ^[30]
- *Orthogonal Quality (OQ)*: Las peores celdas tendrán un valor de OQ cercano a 0, mientras que las mejores tendrán un valor cercano a 1. El valor de OQ mínimo no debe ser inferior a 0.01, con un valor promedio para toda la malla significativamente mayor. ^[30]

Luego de hacer el mallado se procede a resolver las ecuaciones que gobiernan el comportamiento del fluido en cada uno de los nodos (puntos que se encuentran en el centro de cada celda) de la malla, esto se hace por medio de un modelo de discretización de las ecuaciones de Navier-Stokes que resuelve el fenómeno viscoso, de los cuales hay varios.

La discretización de las ecuaciones de Navier-Stokes es una reformulación de las ecuaciones de forma tal que puedan ser aplicadas al CFD; en el proyecto se trabaja con Fluent© y este trabaja con el modelo de discretización por volúmenes finitos (FVM por sus siglas en inglés), este método es una aproximación implementada comúnmente en análisis de CFD gracias a su velocidad de solución y bajo consumo de memoria, especialmente cuando el problema tiene flujos turbulentos con alto número de Reynolds. [3][30][33][38] En el modelo de volúmenes finitos, las ecuaciones diferenciales parciales (típicamente las ecuaciones de Navier-Stokes, de conservación de masa, y de turbulencia) son reformuladas y luego resueltas para un volumen de control discreto (celdas). Esta discretización garantiza la conservación de los flujos a través de un volumen de control particular. La ecuación (1) define este modelo de discretización.

Ecuación (1)

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint Q dV + \iint F dA = 0$$

Donde Q es el vector de las variables de conservación, F es el vector de los flujos, V es el volumen de la celda (volumen de control) y A es el área de la superficie de la celda. [3][30][33][38]

Dada la naturaleza del problema se debe determinar la aproximación a un modelo de turbulencia que permita encontrar la solución del mismo. Para el caso estudiado la aproximación más favorable es la descrita por el modelo Navier-Stokes Reynolds-Promedio (*Reynolds-averaged Navier-Stokes equations o RANS*). Los modelos RANS se dividen en dos grandes grupos *Boussinesq hypothesis* (del cual se deriva el modelo k-epsilon) y *Reynolds Stress Model*. [3][30][33]

En el proceso validación de la metodología del trabajo implementa el modelo k-epsilon que consiste en usar una ecuación algebraica para resolver el estrés de Reynolds y solucionar dos ecuaciones de transporte asociadas, una para k y otra para ε. Este método también es conocido como RANS de 2 ecuaciones. [3][30][33] La ecuación (2) para la energía cinética turbulenta y la ecuación (3) para la disipación.

Para energía cinética turbulenta k :

Ecuación (2)

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \epsilon$$

Para disipación ϵ :

Ecuación (3)

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \epsilon - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k}$$

Donde u_i representa la componente de la velocidad en la dirección correspondiente, E_{ij} la componente de tasa de deformación y μ_t representa la viscosidad por turbulencia; como se presenta en la ecuación (4).

Ecuación (4)

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$$

Las ecuaciones consisten también en algunas constantes ajustables σ_k , σ_ϵ , $C_{1\epsilon}$ y $C_{2\epsilon}$ cuyos valores se han determinado para un amplio número de fenómenos turbulentos.

Adicionalmente se implementa también el modelo de turbulencia Spalart Allmaras, que a diferencia del modelo k-epsilon soluciona únicamente una ecuación de transporte para la variable $\tilde{\nu}$ (variable de Spalart-Allmaras).^{[3][30][33]} Este modelo funciona de manera similar al modelo de dos ecuaciones, pero al solucionar solamente una ecuación de transporte consume menos cómputo lo cual es favorable dadas las limitaciones computacionales que se tienen. La ecuación correspondiente será descrita en el capítulo dos de este trabajo de grado.

Cada uno de los modelos de turbulencia mencionados implementa una o varias ecuaciones para solucionar el modelo propuesto por Navier-Stokes y se usan esquemas de solución discretos como el *Upwind* y el acople de presión y velocidad SIMPLEC^[33] para encontrar la solución y obtener los resultados. Para que las simulaciones sean acordes con la realidad se deben ingresar otros parámetros que definen cómo y para qué condiciones de flujo se busca obtener la solución (densidad, velocidad de flujo libre, viscosidad, etc). Finalmente se itera, o se soluciona varias veces el modelo hasta que las las condiciones de

convergencia tiendan a números muy cercanos a 0, para este caso a $10e-6$. Cuando convergen todos los valores al criterio definido, se concluye que la simulación ha terminado y que ya se tienen los resultados buscados.

Se espera que con las bases teóricas expuestas a lo largo de este capítulo se tenga una idea del respaldo teórico que tiene el proyecto y se vea claramente la fundamentación del mismo. Sin embargo se invita al lector a revisar los recursos que componen la bibliografía de este trabajo de grado.

2. MODELO DE CÁLCULO Y CARACTERÍSTICAS DE SIMULACIÓN

El objetivo de este capítulo es describir de forma clara y detallada las diferentes características y modelos de cálculo que se tuvieron en cuenta durante el desarrollo de las simulaciones, así como la selección del perfil aerodinámico, el diseño del alerón, su geometría y diferentes aspectos que rigen la forma como se obtuvieron los resultados en cada una de las etapas del estudio. Esta descripción se hará de la manera más concisa, clara y corta posible para poder darle más espacio al análisis de los resultados, las simulaciones y las diferentes figuras que componen los resultados cualitativos arrojados por las diferentes simulaciones.

Habiendo dicho esto el capítulo se dividirá de forma tal que se describa paso a paso lo que se debe tener en cuenta en cada una de las etapas del proyecto, siguiendo el orden de los capítulos que se tiene en la tabla de contenido. Incluye además algunos temas que no se han tratado aún y que se deben mostrar para que el lector tenga claridad al momento de interpretar la información que se expone en los demás capítulos que componen el proyecto.

2.1 SELECCIÓN DEL PERFIL

La selección del perfil se vio limitada a perfiles NACA de cuatro dígitos por el reglamento creado por los organizadores de la competencia Formula SENA ECO. Teniendo en cuenta esto y la aplicación para la cual se necesitaba el perfil, se buscó un perfil con un alto camber y lo más esbelto posible para cumplir de la mejor manera con la generación de fuerza descendente y un arrastre bajo.

Con estos criterios en cuenta se llega a la conclusión de que el perfil NACA más adecuado para esta aplicación es el 6412 ya que es el perfil aerodinámico NACA de cuatro dígitos sin modificar (lo cual es requerimiento del reglamento) que más alto camber (el término camber se refiere a la línea imaginaria que divide en dos áreas iguales el perfil aerodinámico y que mide su curvatura) y menor espesor tiene; cuenta con las siguientes características:

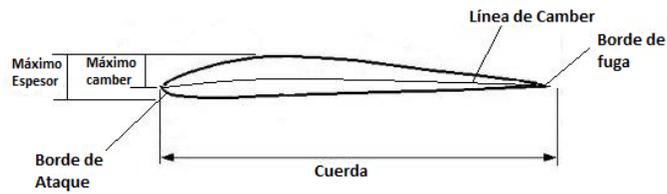


Figura 2: Características geométricas de un perfil aerodinámico.

- Un camber máximo de 6% de la cuerda
- Ubicación del máximo camber al 40% de la cuerda
- Un espesor máximo de 12% de la cuerda

Como se puede observar en los datos anteriores y en la siguiente figura, se aprecia que es un perfil delgado con un camber bastante pronunciado, ideal para la aplicación requerida y satisfaciendo de esta manera los criterios de selección (el perfil se encuentra invertido debido a la aplicación requerida).

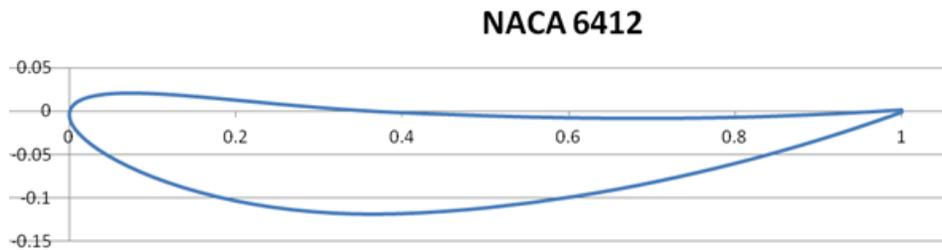


Figura 3: Perfil NACA 2412 invertido.

En la tabla (1) se encuentran las coordenadas que componen el perfil.

x*C	y	x*C	y
1.00025	-0.00124	0.00534	0.00792
0.99758	-0.00216	0.0159	0.01383
0.98961	-0.0049	0.03149	0.01781
0.9764	-0.00935	0.05186	0.01999
0.95808	-0.01538	0.07672	0.02054
0.93481	-0.02278	0.10574	0.01967
0.90682	-0.0313	0.13861	0.01763
0.87436	-0.04068	0.17495	0.0147
0.83777	-0.05062	0.21441	0.01121
0.7974	-0.06082	0.25664	0.00748
0.75366	-0.07097	0.30127	0.00384
0.70702	-0.08079	0.34792	0.00064
0.65797	-0.08998	0.39622	-0.00182
0.60703	-0.09827	0.44685	-0.0037
0.55477	-0.10543	0.49824	-0.00542
0.50176	-0.11124	0.54976	-0.00684
0.44863	-0.11554	0.60088	-0.00786
0.39587	-0.11817	0.65105	-0.00843
0.34306	-0.11841	0.69972	-0.00853
0.29199	-0.11583	0.74634	-0.00819
0.24336	-0.1106	0.79039	-0.00747
0.1978	-0.10302	0.83137	-0.00643
0.15592	-0.09344	0.86878	-0.0052
0.11825	-0.08231	0.9022	-0.00386
0.08524	-0.07012	0.93121	-0.00252
0.05726	-0.05736	0.95546	-0.00129
0.0346	-0.04452	0.97465	-0.00024
0.01745	-0.03204	0.98854	0.00057
0.00595	-0.02029	0.99694	0.00107
0.00014	-0.00955	0.99975	0.00124
0	0	1	0

Tabla 1: Coordenadas del perfil NACA 2412 invertido.

El par de columnas de la izquierda representando la línea inferior del perfil y las de la derecha la línea superior.

Para el perfil se realizó un estudio aerodinámico con ayuda del programa XFOIL © que arrojó los siguientes resultados, indicados en la siguiente figura, los cuales fueron tenidos en cuenta para determinar la configuración final del ala.

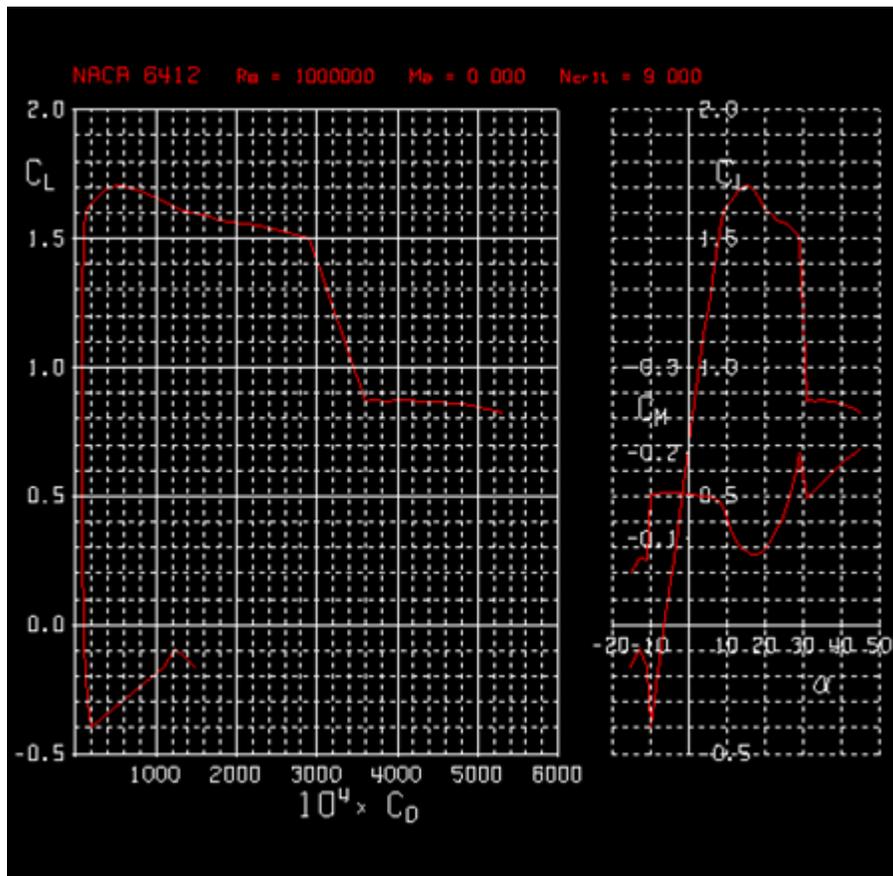


Figura 4: Gráficas de coeficientes aerodinámicos (C_L , C_D y C_M) del perfil NACA 2412.

En la figura (4) se observan las graficas correspondientes a la relación coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre (C_L vs C_D) y la relación entre coeficiente de sustentación y de momento con respecto al ángulo de ataque (C_L y C_M vs α) respectivamente. Fue con ayuda de estos datos que se determinó el ángulo de ataque más apropiado para la aplicación requerida.

El número de Reynolds se estimo mediante la ecuación (22) teniendo como parámetros para el cálculo de los coeficientes las condiciones atmosféricas estándar a la altura de la ciudad de Medellín.

2.2 DISEÑO DE LA GEOMETRÍA

La geometría se diseño buscando la mayor generación de fuerza descendente posible con el menor arrastre, para tal efecto se creó un ala base que sostuviera toda la estructura del ala, mientras que en sus extremos se añadieron flaps para mejorar el desempeño aerodinámico en las puntas del ala base y para desviar el flujo de aire lo más lejos posible de las ruedas descubiertas del monoplaza. Resultando en el diseño que se muestra en las figuras (5) y (6).

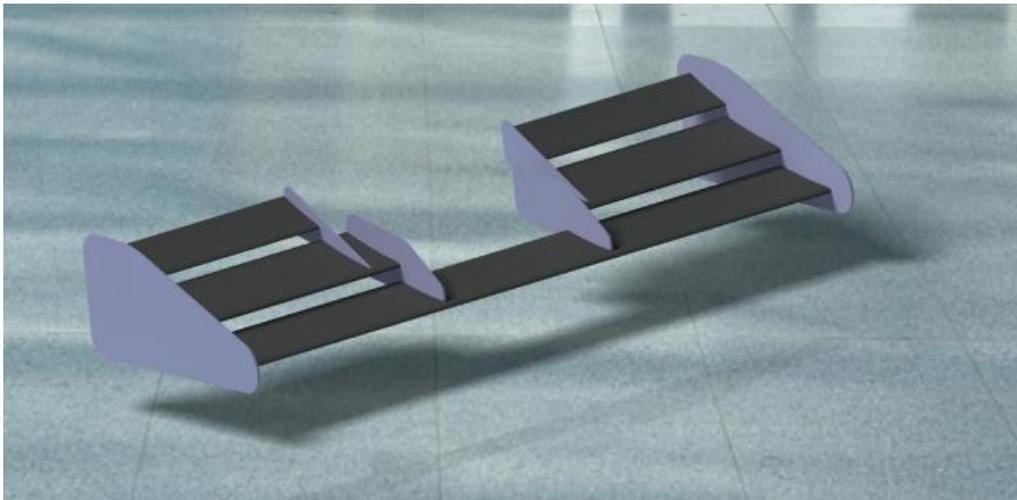


Figura 5: Vista isométrica del alerón delantero.

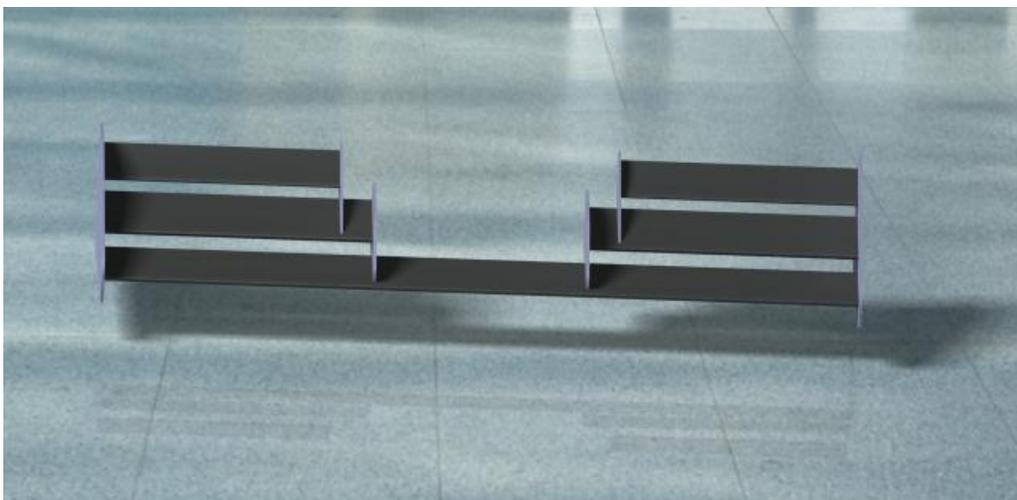


Figura 6: Vista frontal del alerón delantero.

Dimensiones:

Ala Base (Primera de adelante hacia atrás):

- Longitud: 1.4 m
- Cuerda: 0.15 m

Primer Flap (cada sección):

- Longitud: 0.5 m
- Cuerda: 0.16 m

Segundo Flap:

- Longitud: 0.44 m
- Cuerda: 0.1 m

Cabe resaltar que en los extremos del alerón se ubicaron unas láminas que funcionan como barrera para eliminar el efecto del arrastre inducido por la fuerza descendente, disminuyendo la generación de verticidad en la punta del ala, generada por el diferencial de presión en entre el intradós (parte inferior del ala) y el extradós (parte superior del ala), cuyas dimensiones no son relevantes para el estudio realizado en este proyecto; adicionalmente se debe indicar que el ángulo de ataque del primer elemento (Ala base) es de -10 grados, el ángulo del segundo elemento es de -15 grados y el del elemento final es de -20 grados. Por la naturaleza del flujo y por cómo está configurado el alerón, se logra que el ángulo de ataque que sienten todas las partes sea de -10 grados. ^{[4][6][7]}

Esto se definió de esta manera como resultado del estudio aerodinámico del perfil NACA 6412 realizado con el programa XFOIL ©, cuyos resultados se pueden ver en la figura 4 y que indica que a un ángulo de 10 grados el perfil genera la mayor sustentación y el menor arrastre sin entrar en pérdida, este análisis aerodinámico se realizó en un perfil con flujo libre sin presencia de efecto suelo, los resultados del estudio realizado indicarán si esta configuración es la ideal o no.

El ángulo de ataque se medirá de la siguiente manera durante el desarrollo de todo el proyecto:

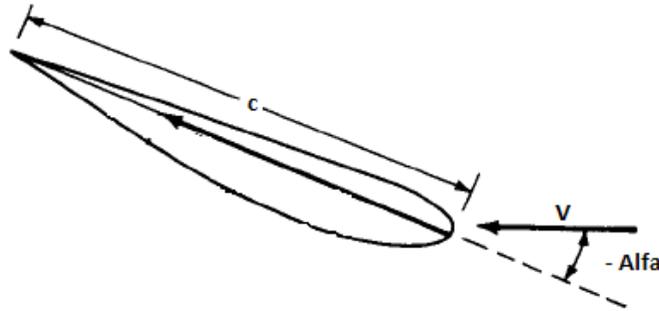


Figura 7: Medición del ángulo de ataque.

La figura (7) muestra la forma en la que se mide el ángulo de ataque para el estudio realizado. El ángulo se mide entre la cuerda del perfil (c) y la dirección del flujo libre (V para este caso), se entiende negativo cuando el aire impacta la parte superior del perfil aerodinámico y positivo cuando impacta por la parte inferior del mismo.

2.3 SIMULACIONES

A continuación se definen las características aplicadas en los estudios similares que se han realizado acerca del efecto suelo en perfiles aerodinámicos invertidos en los últimos años, siendo estos el punto de partida implementado para esquematizar y definir los procedimientos de simulación y validación del proyecto objeto de este trabajo de grado.

Estos importantes datos son el resultado de la revisión bibliográfica que se realizó al comienzo del proyecto; y aunque son pocos los estudios de este tipo de fenómenos para las aplicaciones pertinentes al proyecto, probó ser suficiente para sentar las bases que hicieron posible realizar el estudio. A continuación se enuncian los resultados de esta revisión bibliográfica.

2.3.1 CONDICIONES DE FLUJO

Todas las simulaciones son realizadas en un número de Reynolds (Re) basado en la longitud de la cuerda del perfil (se habla de perfil porque los estudios que existen son análisis en 2D, nunca sobre una superficie tridimensional, lo cual le da gran valor al

presente proyecto ANÁLISIS DEL EFECTO SUELO EN EL ALERÓN DELANTERO DE UN VEHÍCULO TIPO FORMULA). Este Re corresponde a un flujo libre de aire a una velocidad constante, características típicas para un experimento en túnel de viento. No se simula la transición de flujo laminar a turbulento, se asume que el flujo es completamente turbulento.

2.3.2 ECUACIONES GOBERNANTES, MODELOS EMPLEADOS Y CONDICIONES DE FRONTERA

Las ecuaciones de Navier-Stokes son solucionadas mediante métodos computacionales, tales como OpenFOAM. El criterio de convergencia se basa en las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el perfil: Cuando la fuerza de sustentación negativa (*Downforce*) y arrastre (*Drag*) alcanzan valores estables, las simulaciones fueron terminadas. El número de iteraciones requeridas para llegar a este estado estable varía desde 2000 a 5000 cuando se implementa un modelo turbulento. Las ecuaciones (5) y (6) describen el modelo turbulento.

Ecuación (5)

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0$$

Ecuación (6)

$$\bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j^2} - \frac{\partial \overline{u'_i u'_j}}{\partial x_j}$$

Donde u representa al vector de velocidades y cada subíndice la componente respectiva de dicho vector, p es la presión y x representa la posición en el espacio.

Se implementó el modelo Spalart Allmaras para la solución de la turbulencia, se usó a su vez el esquema SIMPLEC^{[22][25]} de acople de presión velocidad para solucionar gradientes, se implementó (Least squared cell based) para la presión y el momentum requirió de un UPWIND^{[22][25]} de segundo orden.

Las condiciones de frontera implementadas y sus respectivas ecuaciones gobernantes son las siguientes.

Entrada de flujo a velocidad definida (*Velocity inlet*):

Se seleccionó *velocity inlet* debido a que se conoce la velocidad máxima a la que el cuerpo se mueve (velocidad máxima del vehículo) lo que en términos numéricos es equivalente a decir que el flujo se mueve a una velocidad determinada; se asume que el vehículo se encuentra en una recta y la atmosfera se encuentra en total calma, la ecuación (7) es usada para la velocidad de entrada transformada a flujo másico.

Ecuación (7)

$$\dot{m} = \int \rho \vec{v} \cdot d\vec{A}$$

Se implementó una salida de Flujo sin obstrucción (*Pressure outlet*). Con este tipo de frontera se garantiza que el flujo no tendrá ningún tipo de obstrucción a la salida. Para el *pressure outlet* se calcula la presión sobre la cara con la ecuación (8).

Ecuación (8)

$$P_f = 0.5(P_c + P_e)$$

Para las fronteras tipo pared se usarán las ecuaciones (9) y (10) que incluyen el estrés a cortante (*Shear Stress*), y la rugosidad de las mismas:

Para el estrés a cortante se tiene la ecuación (9).

Ecuación (9)

$$\tau = \frac{d\sigma}{dT} \nabla_s T$$

Para la rugosidad se implementa la ecuación (10).

Ecuación (10)

$$\frac{u_p u^*}{\tau_w / \rho} = \frac{1}{k} \ln \left(E \frac{\rho u^* y_p}{\mu} \right) - \Delta B$$

En la pared de Simetría de la simulación (*symmetry*), se divide el modelo en 2 por su eje de simetría. Esto reduce drásticamente el tiempo de simulación ya que se está analizando una geometría simétrica.

Para la simetría se usan dos condiciones:

- Cero velocidad en la dirección normal de la simetría;
- Cero gradientes en la dirección normal de la simetría.

Esto para evitar que el programa distorsione los resultados y tome esta frontera de forma que no afecte el flujo.

Para los tres casos se usó la ecuación de Navier-Stokes que incluye las ecuaciones de:

Conservación de masa (Continuidad):

Ecuación (11)

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

Conservación de Momentum:

Ecuación (12)

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F}$$

Finamente la solución de las variables de transporte en el modelo Spalart Allmaras:

Ecuación (13)

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \tilde{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_{\tilde{v}}$$

2.3.3 ESTRUCTURA DE LA MALLA

La malla para este caso en particular, es una combinación de elementos triangulares y celdas cuadrangulares cerca de la superficie del perfil, esto se hace con el fin de tener una calidad de malla alta donde se desarrollan los fenómenos viscosos. La altura y la forma de los elementos está determinada por el valor del parámetro Y^+ que se quiere obtener, el cual se explicará más adelante. Este parámetro es realmente útil al momento de realizar la

validación y su control permite alcanzar la independencia de malla, indispensable para pasar de un modelo en 2D a uno en 3D y así obtener resultados fiables y certeros.

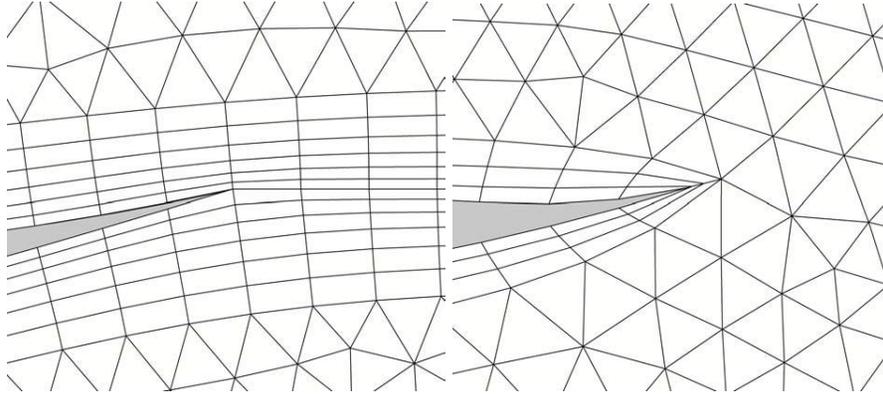


Figura 8: Capas alrededor del perfil con y sin extensión de la malla desde el borde de fuga respectivamente. [Emanuela Genua, "A CFD INVESTIGATION INTO GROUND EFFECT AERODYNAMICS", Submitted to the Department of Aerospace Design, Integration and Operations in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering, Delft University of Technology, July 2009.]

Las fronteras de entrada y salida del flujo fueron ubicadas a $4c$ ($V3$ en la figura 9) y $8c$ ($V4$ en la figura 9) respectivamente desde el borde de ataque del perfil. La altura de la frontera superior es de $8c$ ($H1$ en la figura 9= $4c$ y $H2$ en la figura 9= $4c$) medida desde la frontera inferior. Se realizaron varios ensayos con dominios de control significativamente más grandes, incluso cuatro veces el tamaño descrito, pero no se observaron discrepancias en la solución.

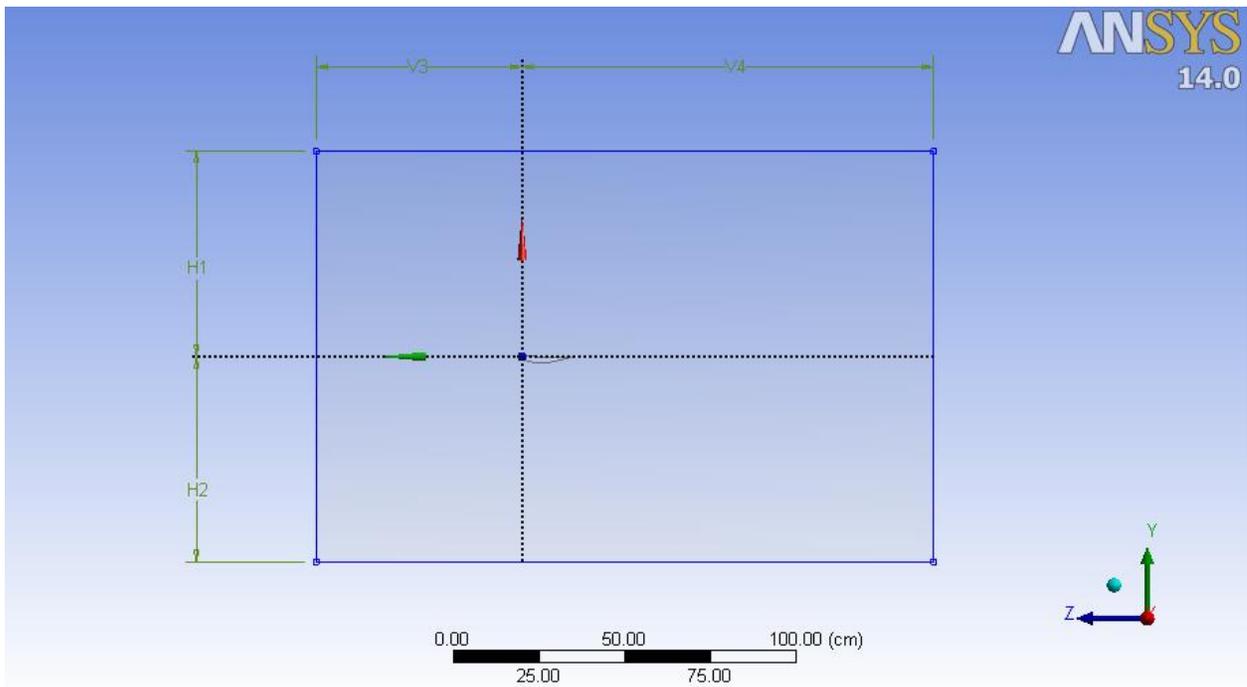


Figura 9: Esquema del área de control.

Gracias a este dato se pudo definir el tamaño adecuado de las áreas y volúmenes de control que permitieran realizar las diferentes simulaciones de forma que fueran lo más pequeñas posibles, para ahorrar cómputo, pero que a la vez permitieran el correcto funcionamiento del fenómeno y sus fronteras no afectaran la simulación y por tanto los resultados fueran confiables.

2.3.4 CONDICIONES DE FRONTERA

El perfil y el suelo son modelados como fronteras sólidas (paredes) donde se impone una condición de frontera de no deslizamiento ó *no-slip*. Además, con el fin de simular correctamente el efecto suelo, se le impuso una velocidad tangencial a la frontera del suelo igual a la velocidad del flujo libre. En la frontera aguas arriba del perfil se define una entrada de velocidad uniforme, mientras que en frontera aguas abajo se impone una salida de presión que simula la presión atmosférica, la frontera superior tiene una condición de pared con deslizamiento, cuyo objetivo es evitar la generación de perfiles de velocidad dado que no existen efectos viscosos.

2.4 ESTUDIO DE INDEPENDENCIA DE LA MALLA Y DEL MODELO DE TURBULENCIA

Se realizó un estudio de la sensibilidad del fenómeno a la influencia de refinamiento de la malla y del modelo turbulento, similar al proceso realizado en el capítulo tres del presente proyecto.

El estudio de sensibilidad se centró en dos características principales: la calidad de los elementos tanto triangulares como cuadrangulares, teniendo en cuenta parámetros como la relación de aspecto (*AR*), *Skewness* y *Orthogonal Quality*; y la altura de la primera capa sobre la superficie del perfil, que influencia directamente el valor promedio del Y^+ .

El Y^+ es un parámetro adimensional que estima la altura que hay entre la superficie y la frontera donde termina el fenómeno viscoso. Se implementa para describir lo grueso o fino de una malla para un patrón de flujo particular. ^[2]

Dentro del capítulo referente a la validación se menciona detalladamente el proceso que se usó para determinar el valor de Y^+ y, cómo y por qué se eligió este valor para la simulación que luego se haría en 3D. En este capítulo se presenta el paso a paso del método que se implementó para calcular dichos valores y así lograr una malla con las características necesarias para su posterior escalamiento al alerón en 3D.

El proceso para determinar el Y^+ para cada uno de los valores estudiados fue el siguiente:

1. Cálculo del Reynolds para las condiciones del flujo:

Ecuación (14)

$$Re_x = \frac{\rho \cdot U_{\text{flujo libre}} \cdot L_{\text{capa límite}}}{\mu}$$

2. Luego se estima el coeficiente de fricción de piel, este se puede determinar gracias a correlaciones termodinámicas en función del número de Reynolds ya hallado. La correlación más apropiada, según las características del flujo y la literatura estudiada, es la de Schlichting ^{[31][32]} como se muestra en la ecuación (15).

Ecuación (15)

$$C_f = [2\log_{10}(Re_x) - 0.65]^{-2.3} \quad \text{para } Re_x < 10^9$$

3. Posterior a encontrar el valor del coeficiente de fricción de piel, se debe determinar el valor del estrés por cizalla o esfuerzo cortante que sufre la piel del

perfil, esto se logra calculando el valor del estrés por medio de la ecuación (16) [31][32].

Ecuación (16)

$$\tau_w = C_f \frac{1}{2} \rho U_{\text{flujo libre}}^2$$

4. Luego se determina la velocidad de fricción, o la velocidad que se “estima” cuando se está muy cerca del perfil:

Ecuación (17)

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$

5. Encontrando este valor de velocidad se puede determinar el valor de la distancia que debe haber entre la superficie y la primera capa (Y1) para que se cumpla el valor de Y+ deseado, esto se logra mediante la ecuación (18):

Ecuación (18)

$$y_1 = \frac{y^+ \mu}{\rho u_*}$$

Teniendo estos valores e ingresándolos a las características de la malla que se genera en el programa Ansys Fluent ©, se pudo garantizar el valor de Y+ y así poder hacer el análisis que se hizo para lograr la validación de metodología gracias a una independencia de malla, como se explica claramente en el capítulo tres.

Ecuación (19)

$$H_{\text{última capa}} = \frac{\sqrt{3}}{4} l$$

Donde cada una de las variables se encuentra explicada en la figura 10.

En particular la ecuación anterior determina el factor de crecimiento (para el caso de estudio está entre 1.1 y 1.2) y el número de capas necesario para lograr cubrir toda la zona donde se desarrolla el fenómeno viscoso. En la figura (10) se especifican todos los parámetros relevantes de la malla. Para mayor claridad, las

dimensiones de las celdas fueron ampliadas. Nótese que el área de las celdas resaltadas en gris es aproximadamente igual.

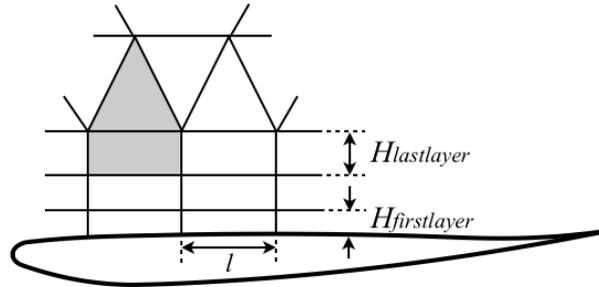


Figura 10: Definición de las características geométricas de la malla sobre la superficie del perfil. [Emanuela Genua, "A CFD INVESTIGATION INTO GROUND EFFECT AERODYNAMICS", Submitted to the Department of Aerospace Design, Integration and Operations in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering, Delft University of Technology, July 2009.]

Se analizaron varias mallas implementando diferentes modelos turbulentos, principalmente K-Epsilon realizable y Spalart Allmaras. Se probaron mallas con Y^+ de aproximadamente 0.5, 1, 30 y 60 con ambos métodos. Nótese que el factor más importante es la relación de aspecto (AR) lograda, buscando una AR de 1 aproximadamente garantiza que se cumplan las condiciones óptimas para la simulación. Usando criterios como la reducción del costo computacional, la calidad de las celdas cercanas al perfil y la comparación con los datos obtenidos teóricamente, se procede a seleccionar la malla y el modelo más adecuado para la realización del estudio. Los resultados de este proceso, para un caso de estudio similar que sirvió como referencia, se encuentran en las siguientes tablas.

<i>Grid Name</i>	Fine30	Med30	Med60	Coa30	Coa60
<i>y^+</i>	30	30	60	30	60
<i>Element Length</i>	2	4	4	8	8
<i>First Layer Height</i>	0.6	0.6	1.2	0.6	1.2
<i>Aspect Ratio First Cell</i>	3.33	6.67	3.33	13.33	6.67

Tabla 2: Características de malla para Y^+ de 30 y 60. [Xin Zhang, Willem Toet, Jonathan Zerihan, "GROUND EFFECT AERODYNAMICS OF RACE CARS", Aerospace Engineering, School of Engineering Sciences, University of Southampton, Southampton SO17 1BJ, UK.]

<i>Grid Name</i>	Fine05	Fine1	VFine05	Fine1
<i>y⁺</i>	0.5	1	0.5	1
<i>Element Length</i>	2	2	1	1
<i>First Layer Height</i>	0.01	0.02	0.01	0.02
<i>Aspect Ratio First Cell</i>	200	100	100	50

Tabla 3: Características de malla para Y+ de 0.5 y 1. [Xin Zhang, Willem Toet, Jonathan Zerihan, "GROUND EFFECT AERODYNAMICS OF RACE CARS", *Aerospace Engineering, School of Engineering Sciences, University of Southampton, Southampton SO17 1BJ, UK.*]

En la siguiente tabla se encuentra un resumen de los estudios realizados a lo largo de la historia reciente acerca del efecto suelo en aplicaciones automotrices y aeronáuticas. Se observa en ésta el (los) autor(es), el método de estudio, el modelo implementado para la solución, y demás características relevantes de los estudios. Se puede observar que aunque se han realizado varios, pocos han sido en 3D sobre una superficie que será implementada en competencia y sus resultados son descritos brevemente. Lo cual, como se mencionó anteriormente, le da un valor alto al estudio realizado en este proyecto.

<i>Author(s)</i>	<i>Exp/CFD</i>	<i>Model</i>	<i>No. of elements</i>	<i>2D/3D</i>	<i>Ground</i>	<i>Result types</i>
Katz [40,41]	CFD	panel	single	2D	moving	force, pressures
Katz [33,42]	CFD	panel	double	2D	moving	force, pressures
Knowles et al. [27]	CFD	panel	single	2D	moving	force, pressures
Ranzenbach and Barlow [34]	Exp/CFD	RANS	single	2D	fixed	force
Ranzenbach and Barlow [35]	CFD	RANS	single	2D	moving (CFD)	some pressures
Ranzenbach and Barlow [36]	Exp/CFD	RANS	single	2D	fixed	force
Ranzenbach et al. [37]	Exp/CFD	RANS	double	2D	moving (CFD)	some pressures
Jasinski and Selig [38]	Exp		double	3D	fixed	force, pressures
Katz et al. [43]	CFD	RANS	double	3D	moving	pressures
Zerihan and Zhang [31,44]	Exp/CFD	RANS	single	2D/3D	moving	force, LDA
Lawson et al. [47]	CFD	RANS	single	2D	moving	pressures
Zhang and Zerihan [39]	Exp		double	2D/3D	moving	force, PIV, LDA
						pressures

Tabla 4: Resumen de los estudios realizados acerca del efecto suelo. [Xin Zhang, Willem Toet, Jonathan Zerihan, "GROUND EFFECT AERODYNAMICS OF RACE CARS", *Aerospace Engineering, School of Engineering Sciences, University of Southampton, Southampton SO17 1BJ, UK.*]

Simulaciones I, II y III:

El criterio de convergencia de las ecuaciones gobernantes, donde se indica el error que hay entre una iteración y la anterior se definió en el orden de 10e-6, lo cual logra que las simulaciones sean muy precisas, dándole aún más validez a los resultados obtenidos.

Con respecto al tamaño de los volúmenes de control, se usó información obtenida en la revisión bibliográfica para definir sus respectivas dimensiones, de igual manera se corroboró esta información en el capítulo referente a validación, donde se obtuvieron las dimensiones óptimas para el proceso en 2D, tomando estas dimensiones, y haciendo el escalamiento adecuado, se logró definir las dimensiones del volumen de control para el análisis en 3D. Estas dimensiones son las siguientes:

A partir del bode de ataque del elemento, del plano de simetría para las dimensiones laterales y teniendo en cuenta que b es la envergadura de todo el elemento ($b=1.4$ m), se definen:

- 2 b hacia arriba
- 1.5 b hacia cada uno de los lados
- 2 b hacia adelante del elemento
- 5 b hacia atrás del elemento

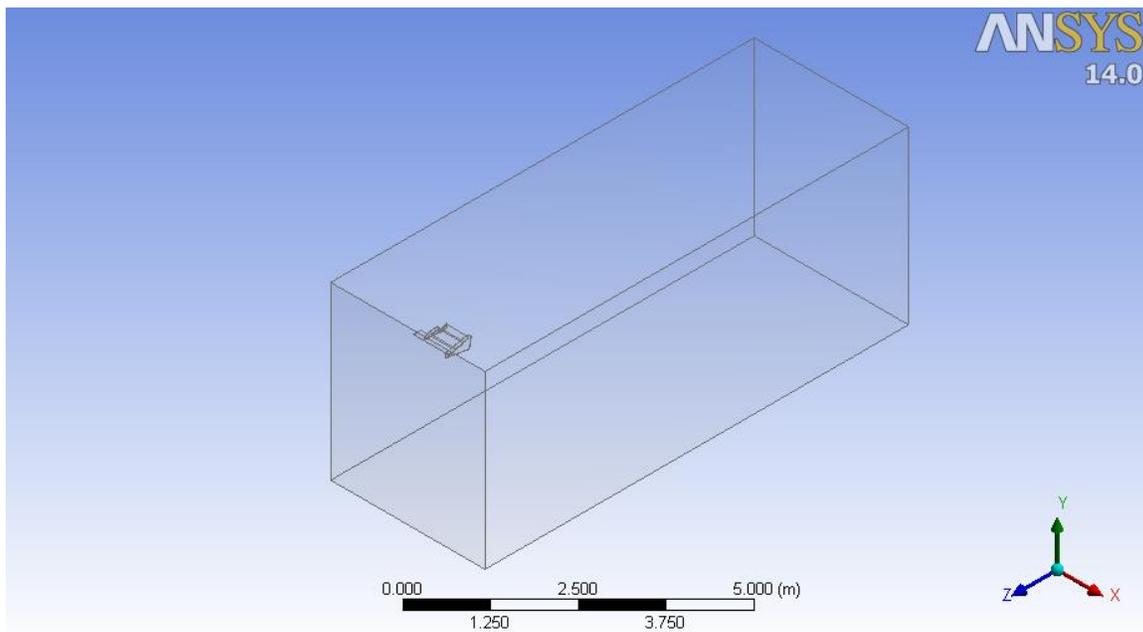


Figura 11: Esquema del volumen de control implementado.

Para entender bien el concepto de altura de separación, que es tan mencionada durante los capítulos que contienen simulaciones, se debe definir claramente como se midió esta distancia y con respecto a que.

Debido a que el elemento debe ser funcional, la altura de separación entre el elemento y el suelo se define de la manera en que se muestra en la figura (12). Ésta se mide así

porque el alerón nunca debe entrar en contacto con el suelo. En los casos en el que se modifica la inclinación, como por ejemplo en las simulaciones del capítulo seis, la altura de separación será la altura mínima que hay entre el elemento mostrado a continuación y el suelo.

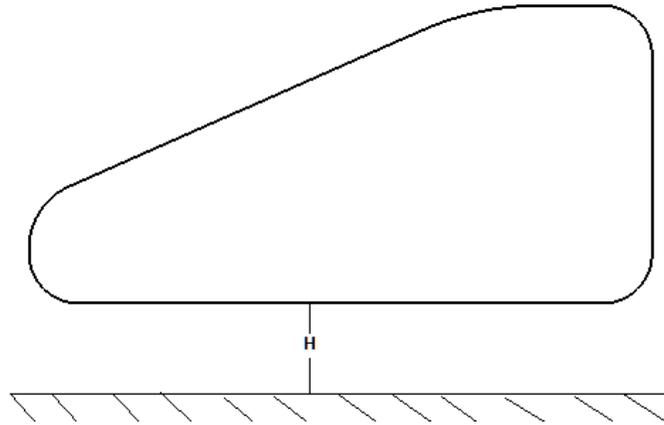


Figura 12: Definición de la altura de separación (H).

Finalmente la distancia de separación a las cuales se realizaron las diferentes simulaciones se encuentra indicada en porcentaje de la cuerda, la cuerda en el elemento en 3D se toma desde el borde de ataque del primer elemento (ala base) hasta el borde de fuga del último elemento (segundo *Flap*), la cual es de 0.4 m.

Las condiciones atmosféricas para cada simulación corresponden a los datos de atmosfera estándar a la altura de la ciudad de Medellín, Colombia. Aproximadamente 5810 pies de altura. Todas las simulaciones se realizaron a una velocidad de flujo libre de 40 m/s, ya que esta es la velocidad a la cual se espera que trabaje el alerón en condiciones de diseño. Adicionalmente, para simular correctamente la interacción con el suelo, en las simulaciones en las que se encuentra presente el efecto del mismo, se definió el suelo como una frontera móvil con una velocidad igual a la del flujo libre. En la siguiente tabla se encuentran contenidos los parámetros a los cuales se realizaron todas las simulaciones.

Mde		
U inf	40	[m/s]
ρ	1.055	[kg/m ³]
μ	1.74E-05	[kg/ms]
Re	363793.1	

Tabla 5: Características de la atmosfera estándar a la altura de la ciudad de Medellín.

Donde ρ es la densidad, μ es la viscosidad dinámica, Re es el número de Reynolds, U_{inf} es la velocidad de flujo libre y Mde se refiere a la ciudad de Medellín.

Con respecto a la calidad de la malla, por el hecho de que las capacidades y poder computacional están limitadas, se tomaron como mayor criterio de refinamiento el valor promedio de los parámetros de calidad de malla (*Element Quality, Aspect Ratio, Skewness* y *Orthogonal Quality*) y no el valor máximo o mínimo según el parámetro. Si en algún momento se presentaban elementos fuera de los rangos ideales, y éste no se logró refinar, se aseguró que estos elementos estuvieran ubicados a una distancia en la cual no interfirieran con los fenómenos viscosos cerca de la superficie del alerón, y de esta manera evitar que la veracidad y validez de los resultados se viera afectada.

2.5 VALIDACIÓN

Durante el proceso de validación se realizaron simulaciones del perfil en 2D, implementando dos modelos turbulentos, K-epsilon y Spalart Allmaras. Además se probaron diferentes mallas que fueron evaluadas y diseñadas teniendo en cuenta principalmente el valor del Y^+ . De igual manera se implementaron las siguientes ecuaciones para determinar de forma teórica los valores correspondientes a las fuerzas aerodinámicas y las cantidades adimensionales que se tuvieron en cuenta.

Fuerza descendente (*Downforce*):

Ecuación (20)

$$\text{Fuerza descendente} = \frac{1}{2} \rho C_l v^2 c$$

Donde C_l es el coeficiente de sustentación (obtenido de la figura 4), ρ es la densidad, v es la velocidad del flujo y c es la cuerda del perfil.

Arrastre (*Drag*):

Ecuación (21)

$$\text{Arrastre} = \frac{1}{2} \rho C_d v^2 c$$

Donde C_d es el coeficiente de arrastre (obtenido de la figura 4), ρ es la densidad, v es la velocidad del flujo y c es la cuerda del perfil.

Número de Reynolds:

Ecuación (22)

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot c}{\mu}$$

Donde ρ es la densidad, v es la velocidad del flujo, μ es la viscosidad dinámica y c es la cuerda del perfil.

Número Mach:

Ecuación (23)

$$M = \frac{v}{a}$$

Donde v es la velocidad del flujo libre y a es la velocidad del sonido a las condiciones atmosféricas dadas.

Tomando los parámetros atmosféricos estándar a la altura de Medellín y la velocidad máxima de operación del vehículo (40 m/s) se resuelven las ecuaciones (22) y (23) resultando en los siguientes valores de Re y $Mach$ que sirven como base para los cálculos y las simulaciones:

Ecuación (24):

$$Re \approx 10^6$$

Ecuación (25):

$$M \approx 0.1176$$

3. VALIDACIÓN

Se procedió a realizar una serie de simulaciones, buscando la forma más simplificada de geometría y malla (malla 2D con un solo perfil aerodinámico a 0 grados de ángulo de ataque), con el propósito de buscar una metodología de simulación que permitiera lograr una independencia de malla. De esta forma se busca validar esta metodología mediante comparaciones con cálculos teóricos obtenidos en los modelos teóricos encontrados en la literatura, al igual que con resultados obtenidos en proyectos similares.

Una vez lograda esta independencia de malla y validación de metodología de simulación se procede a aplicarla a las simulaciones en 3D, garantizando así la veracidad y fidelidad de los resultados obtenidos de estas mismas, para así poder cumplir con los objetivos del proyecto de la forma más precisa posible.

Para lograr el propósito mencionado y apoyados en la revisión bibliográfica, se logró determinar que los valores de Y^+ más pertinentes son (0.5, 1, 30 y 60), por lo cual se procedió a realizar una simulación con cada uno de estos valores implementando dos métodos de solución, Spalart Allmaras y K-epsilon realizable (*Standard Wall Function* para y^+ [0.5, 1], se usa este método porque el tamaño de los elementos generados cerca de la superficie para este valor de Y^+ es demasiado pequeño y este tratamiento compensa los posibles errores que se presentan por esta razón, y *Enhanced Wall Treatment* para y^+ [30, 60], que es el método adecuado para estos valores de Y^+ debido a que el tamaño de los elementos permite que el comportamiento del flujo sea lo más acertado y preciso posible).

De esta forma comparando los resultados de estas simulaciones y confrontando con los cálculos teóricos, para validar los mismos, se identificó cual metodología es la más conveniente computacionalmente y más cercana a la realidad del fenómeno a estudiar. Cabe resaltar que en esta etapa no se tuvo en cuenta la incidencia de ninguna frontera que no fuera el propio perfil a examinar.

Para todas las simulaciones que componen este capítulo se tiene una malla mixta, esto indica que es una malla que combina una malla no estructurada (tetraédrica) en la zona que se encuentra fuera de la capa límite del objeto y una estructurada (cuadriláteros) en la zona donde se desarrolla la capa límite del mismo.

A continuación se presentan las características de cada una de las simulaciones mencionadas anteriormente.

3.1 SIMULACIONES REALIZADAS IMPLEMENTANDO EL MÉTODO DE SPALART ALLMARAS:

3.1.1 SIMULACIÓN 1 (S1):

Características atmosféricas de Medellín (Mde), geométricas de los perfiles y variables para calcular y^+ (la obtención de cada uno de estos valores esta explicado en el capítulo dos secciones tres y cuatro):

	Mde	
ρ	1.055	[kg/m ³]
μ	1.74E-05	[kg/ms]
Re	3.64E+05	
	Re<2E6	
Cf	4.51E-03	
Tw	3.804539	[Pa]
Ute	1.898999	[m/s]

Tabla 6: Tabla características atmosféricas y de flujo, Y^+ de 0.5 modelo Spalart Allmaras.

Donde, para todos los casos, ρ es la densidad, μ es la viscosidad dinámica, Re es el número de Reynolds, U_{inf} es la velocidad de flujo libre, Cf es el coeficiente de fricción de superficie, Tw es el esfuerzo cortante del flujo con la superficie y Mde se refiere a la ciudad de Medellín.

Velocidad de flujo libre ($U_{flujo libre}$): 40 m/s

Cuerda del perfil: 0.15 m

α : 0°

Y^+ : 0.5

$Y1$: 0.004343 mm

Y+ real:

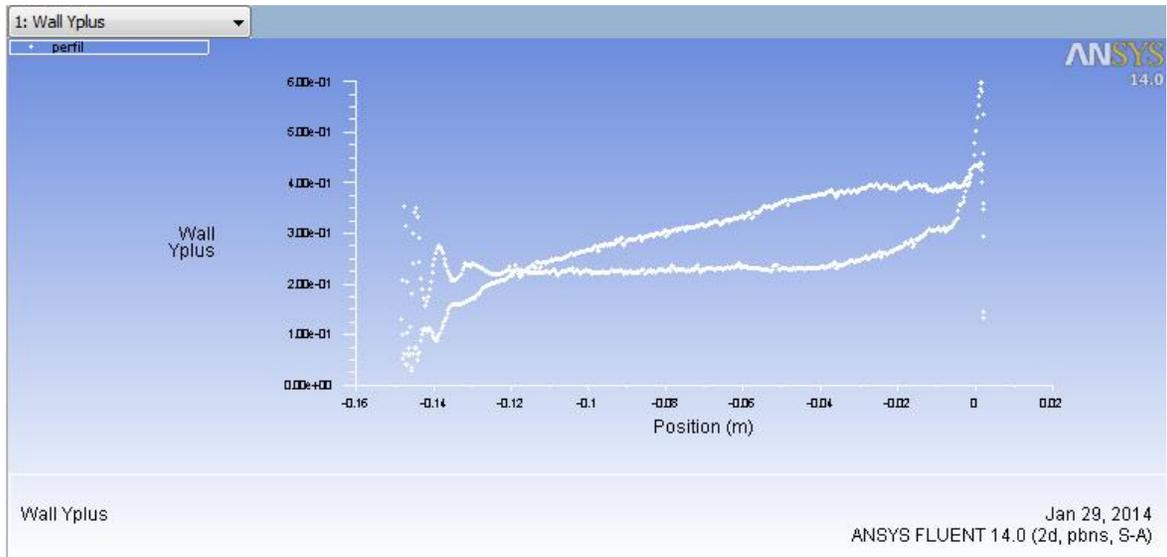


Figura 13: Gráfica del Y+ real sobre la superficie del perfil, S1.

Características de la malla:

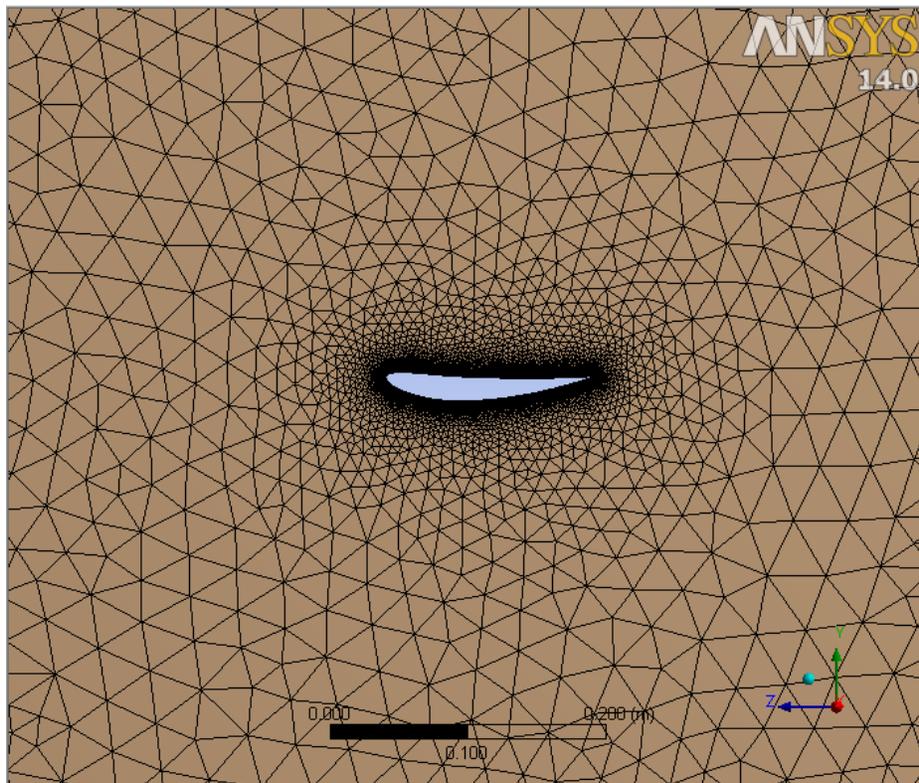


Figura 14: Malla sobre el área de control, Y+ de 0.5 modelo Spalart Allmaras.

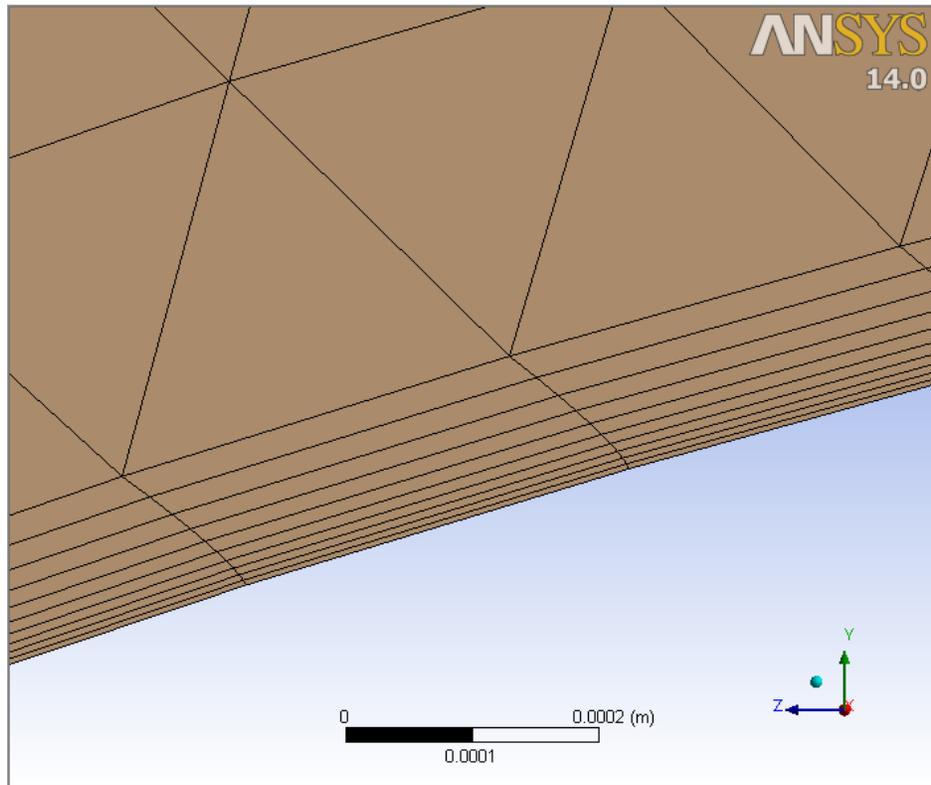


Figura 15: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 0.5 modelo Spalart Allmaras.

Número de elementos: 38988

Características de la Malla para la Simulación 1 Modelo Turbulento Spalart Allmaras				
	Skewness	Element Quality	Aspect Ratio	Orthogonal Quality
Min	6.6072E-06	1.3310E-02	1.0019E+00	9.1447E-02
Max	6.9069E-01	1.0000E+00	9.6550E+01	1.0000E+00
Ave	8.8787E-02	7.1469E-01	1.0208E+01	9.4881E-01
SD	1.0398E-01	3.7906E-01	1.7964E+01	6.6863E-02

Tabla 7: Estadísticas de la malla, Y^+ de 0.5 modelo Spalart Allmaras.

Dimensiones del área de control: (Tomando como 0,0 el borde de ataque del perfil)

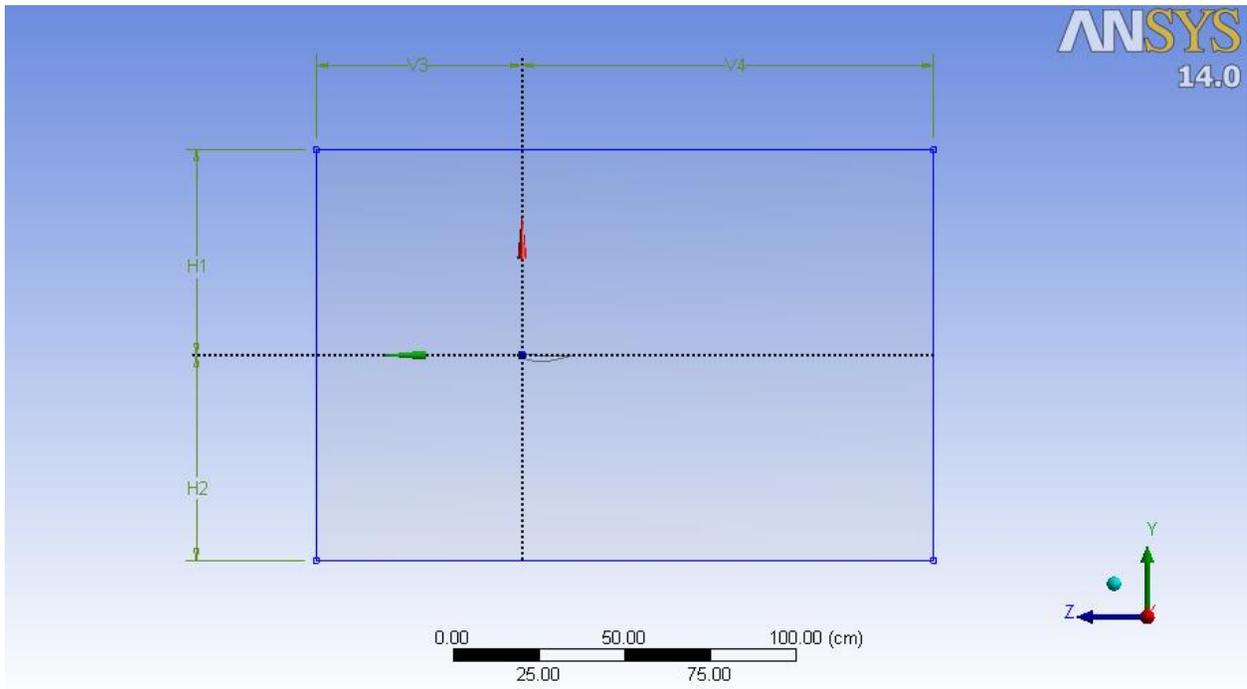


Figura 16: Esquema de las dimensiones del área de control.

Altura (H1 y H2): 60 cm, 4c

Hacia adelante (V3): 60 cm, 4c

Hacia atrás (V4): 120 cm, 8c

Se identificó que con estas dimensiones las fronteras no inciden en el cálculo y hay suficiente espacio en la parte posterior para que los fenómenos viscosos se desarrollen normalmente sin afectar los resultados negativamente.

Las características del área de control son idénticas para todas las simulaciones contempladas en este capítulo.

Resultados:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 73.505343 N

Arrastre (*Drag*) = 2.3697635 N

3.1.2 SIMULACIÓN 2 (S2):

Características atmosféricas, geométricas y variables para calcular y^+ :

	Mde	
ρ	1.055	[kg/m ³]
μ	1.74E-05	[kg/ms]
Re	3.64E+05	
	Re<2E6	
Cf	4.51E-03	
Tw	3.804539	[Pa]
Ute	1.898999	[m/s]

Tabla 8: Tabla características atmosféricas y de flujo, Y^+ de 1 modelo Spalart Allmaras.

Velocidad de flujo libre ($U_{\text{flujo libre}}$): 40 m/s

Cuerda del perfil: 0.15 m

α : 0°

Y^+ : 1

Y_1 : 0.008685 mm

Y^+ real:

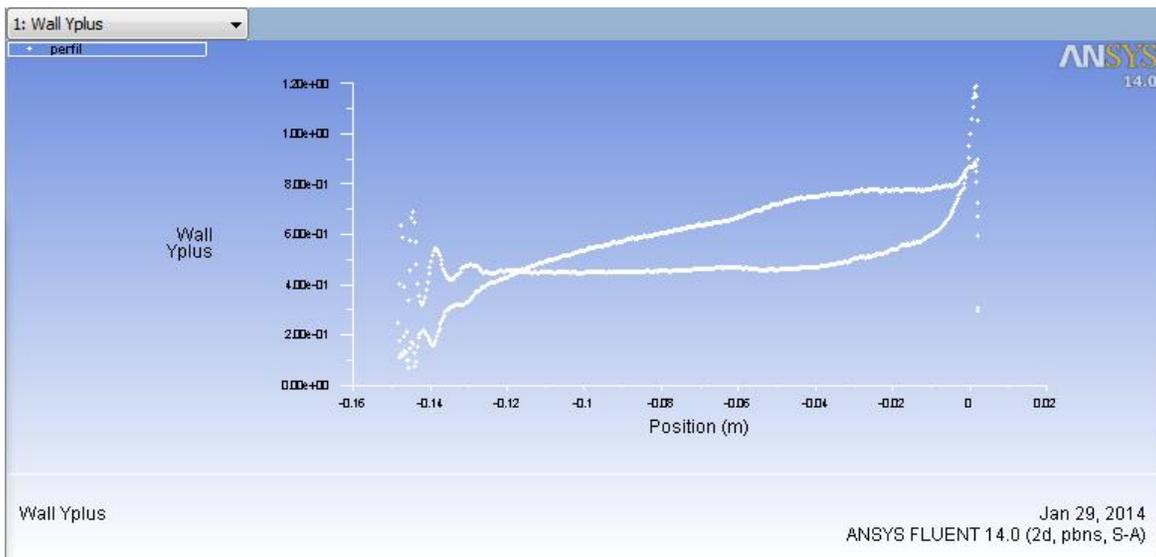


Figura 17: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, S2.

Características de la malla:

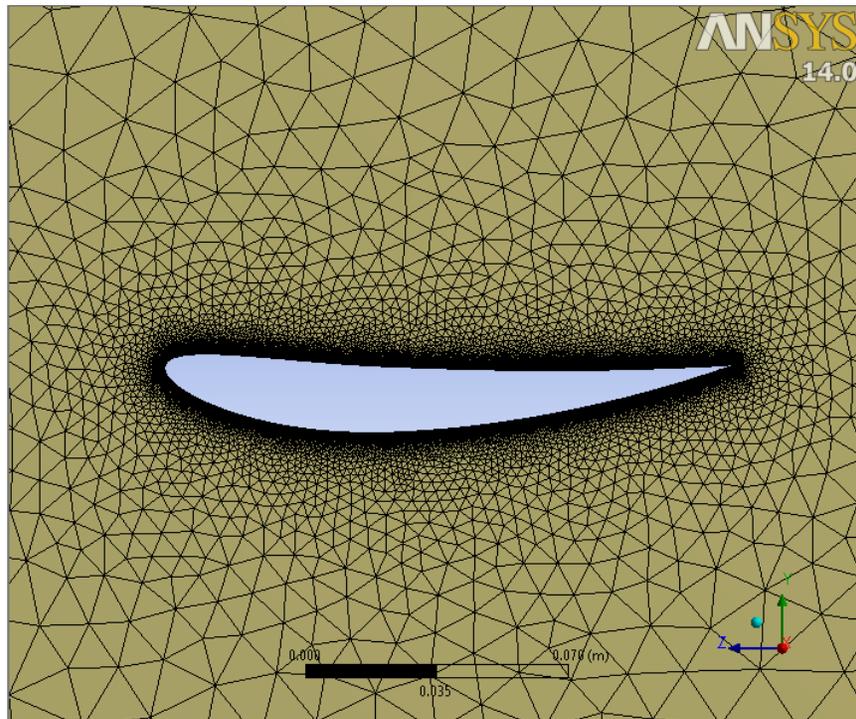


Figura 18: Malla sobre el área de control, Y+ de 1 modelo Spalart Allmaras.

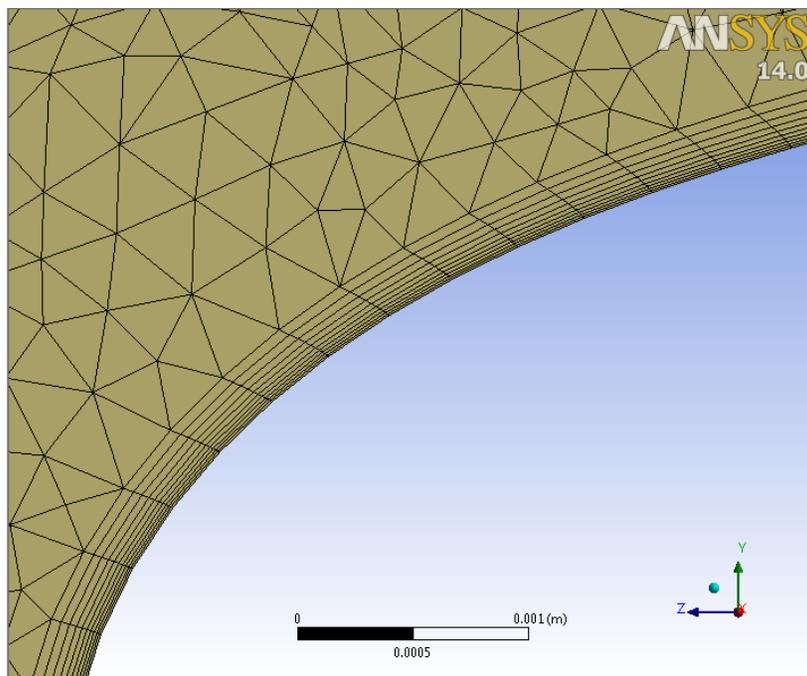


Figura 19: Detalle de la malla sobre el área de control, Y+ de 1 modelo Spalart Allmaras.

Número de elementos: 38056

Características de la Malla para la Simulación 2 Modelo Turbulento Spalart Allmaras				
	Skewness	Element Quality	Aspect Ratio	Orthogonal Quality
Min	8.7385E-06	2.6777E-02	1.0020E+00	1.6840E-01
Max	7.0610E-01	9.9999E-01	4.8281E+01	1.0000E+00
Ave	9.0361E-02	7.2596E-01	5.7063E+00	9.4853E-01
SD	1.0516E-01	3.5291E-01	8.8227E+00	6.5981E-02

Tabla 9: Estadísticas de la malla, Y+ de 1 modelo Spalart Allmaras.

Resultados:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 74.951076 N

Arrastre (*Drag*) = 2.3783182 N

3.1.3 SIMULACIÓN 3 (S3):

Características atmosféricas, geométricas y variables para calcular y+:

	Mde	
ρ	1.055	[kg/m ³]
μ	1.74E-05	[kg/ms]
Re	3.64E+05	
	Re<2E6	
Cf	4.51E-03	
Tw	3.804539	[Pa]
Ute	1.898999	[m/s]

Tabla 10: Tabla características atmosféricas y de flujo, Y+ de 30 modelo Spalart Allmaras.

Velocidad de flujo libre ($U_{\text{flujo libre}}$): 40 m/s

Cuerda del perfil: 0.15 m

α : 0°

Y+: 30

Y1: 0.260551 mm

Y+ real:

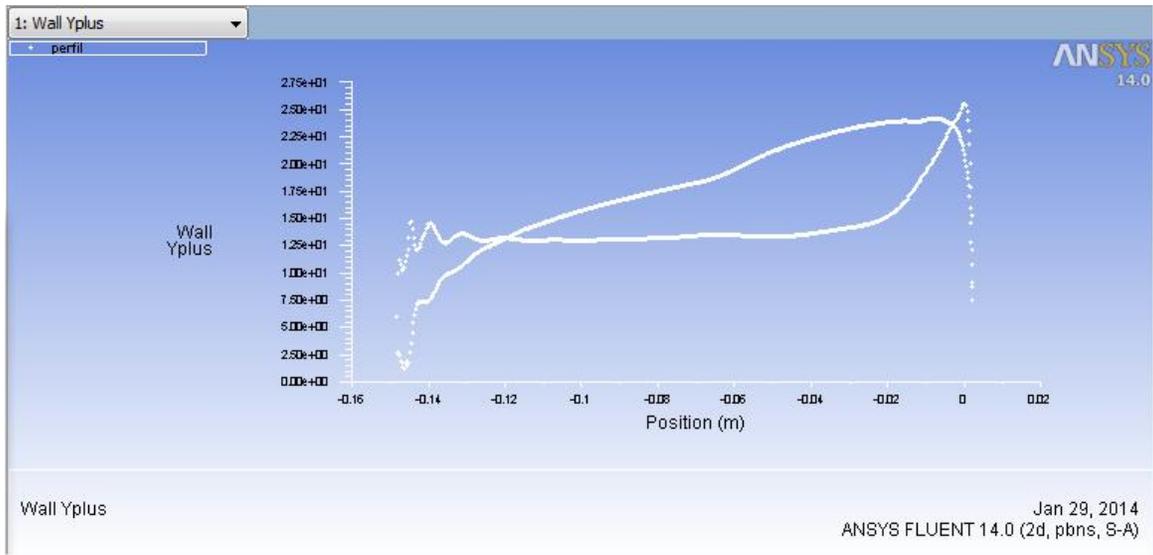


Figura 20: Gráfica del Y+ real sobre la superficie del perfil, S3.

Características de la malla:

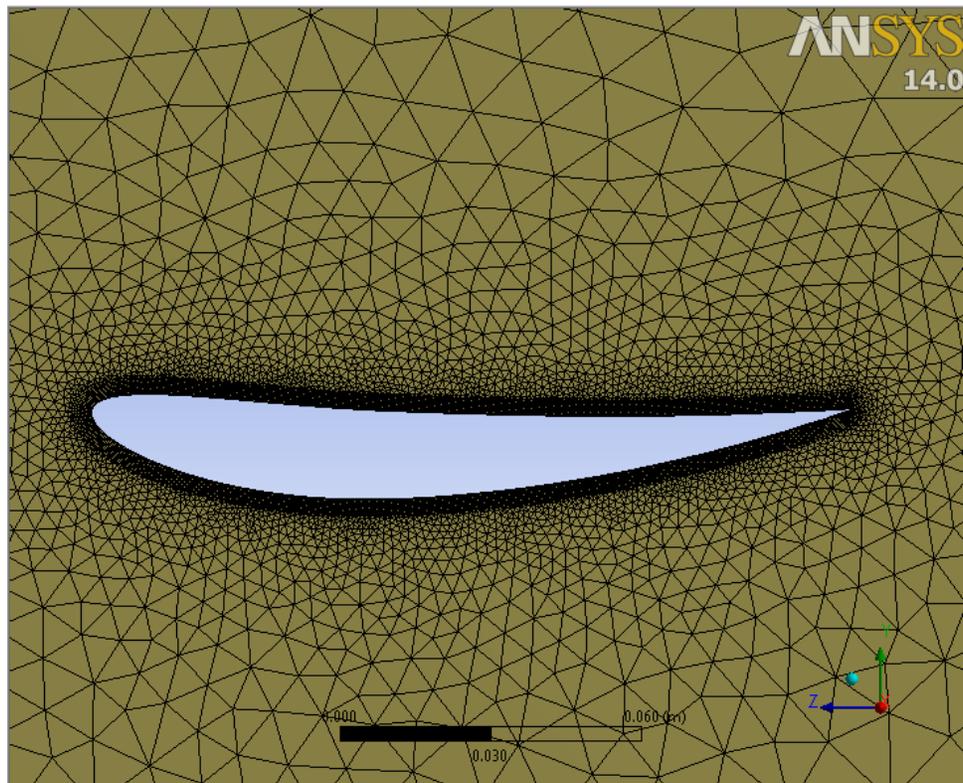


Figura 21: Malla sobre el área de control, Y+ de 30 modelo Spalart Allmaras.

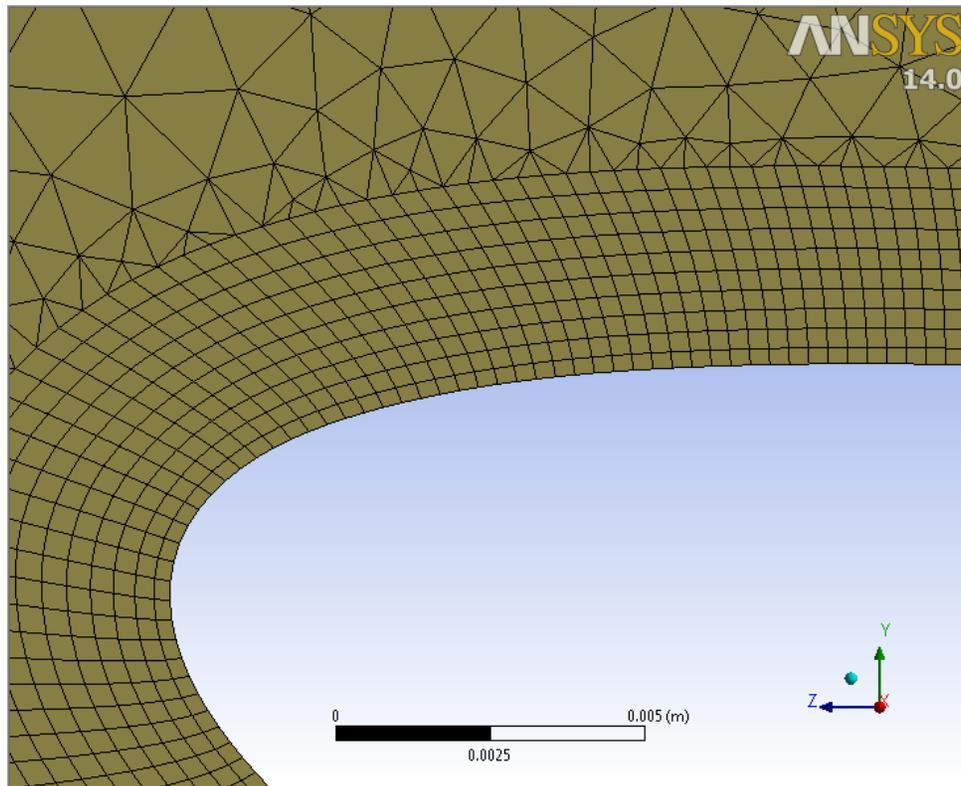


Figura 22: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 30 modelo Spalart Allmaras.

Número de elementos: 20234

Características de la Malla para la Simulación 3 Modelo Turbulento Spalart Allmaras				
	Skewness	Element Quality	Aspect Ratio	Orthogonal Quality
Min	3.0671E-06	3.1264E-01	1.0000E+00	3.4480E-01
Max	9.1116E-01	1.0000E+00	5.3060E+00	1.0000E+00
Ave	7.2855E-02	9.4617E-01	1.1817E+00	9.6390E-01
SD	1.1422E-01	8.2441E-02	3.0554E-01	6.9481E-02

Tabla 11: Estadísticas de la malla, Y^+ de 30 modelo Spalart Allmaras.

Resultados:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 76.070525 N

Arrastre (*Drag*) = 2.371274 N

3.1.4 SIMULACIÓN 4 (S4):

Características atmosféricas, geométricas y variables para calcular y^+ :

	Mde	
ρ	1.055	[kg/m ³]
μ	1.74E-05	[kg/ms]
Re	3.64E+05	
	Re<2E6	
Cf	4.51E-03	
Tw	3.804539	[Pa]
Ute	1.898999	[m/s]

Tabla 12: Tabla características atmosféricas y de flujo, Y^+ de 60 modelo Spalart Allmaras.

Velocidad de flujo libre ($U_{\text{flujo libre}}$): 40 m/s

Cuerda del perfil: 0.15 m

α : 0°

Y^+ : 60

Y_1 : 0.521103 mm

Y^+ real:

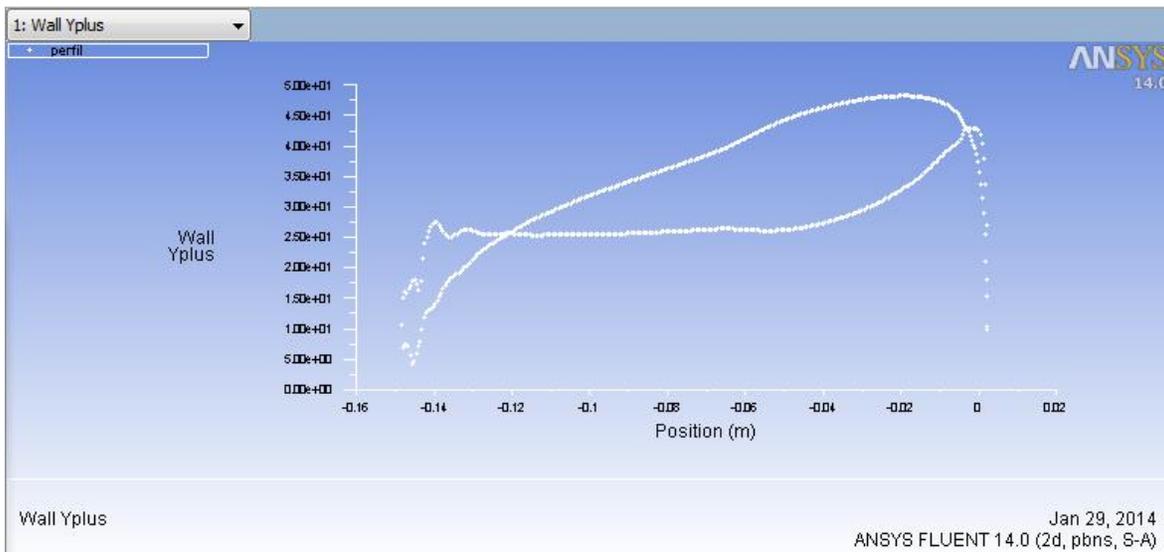


Figura 23: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, S4.

Características de la malla:

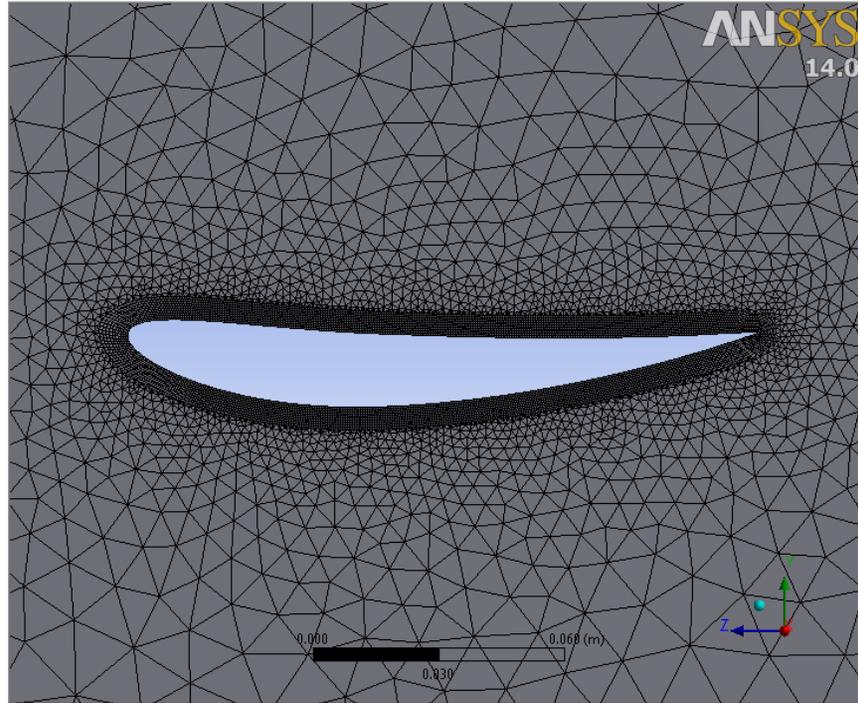


Figura 24: Malla sobre el área de control, Y^+ de 60 modelo Spalart Allmaras.

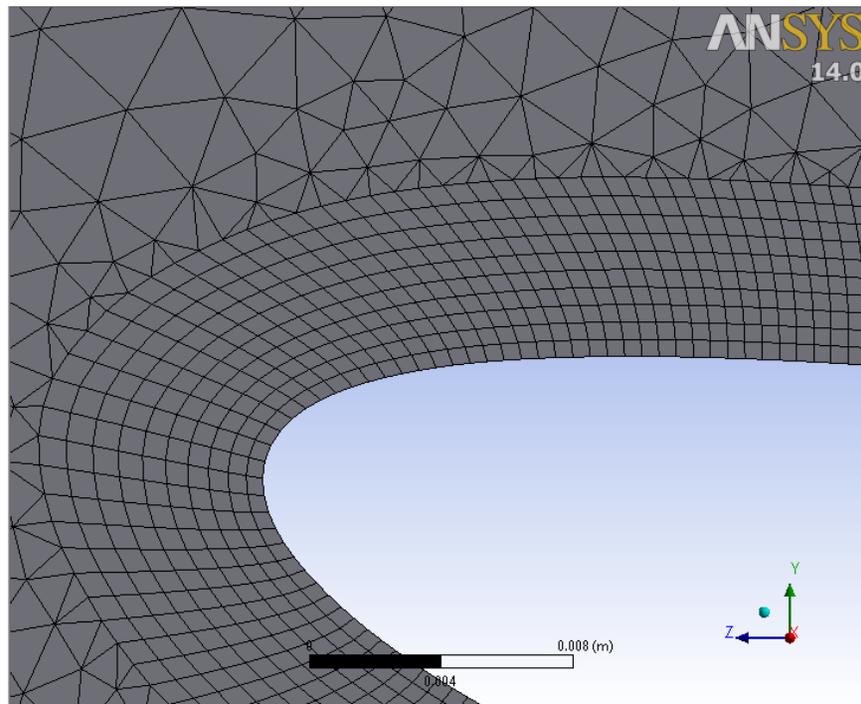


Figura 25: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 60 modelo Spalart Allmaras.

Número de elementos: 14054

Características de la Malla para la Simulación 4 Modelo Turbulento Spalart Allmaras				
	Skewness	Element Quality	Aspect Ratio	Orthogonal Quality
Min	1.2996E-05	2.4616E-01	1.0000E+00	3.2070E-01
Max	9.2991E-01	9.9999E-01	5.9499E+00	1.0000E+00
Ave	8.5079E-02	9.3526E-01	1.1780E+00	9.6105E-01
SD	1.1402E-01	8.8861E-02	2.9266E-01	6.6266E-02

Tabla 13: Estadísticas de la malla, Y+ de 60 modelo Spalart Allmaras.

Resultados:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 76.668273 N

Arrastre (*Drag*) = 2.4972625 N

3.2 SIMULACIONES REALIZADAS IMPLEMENTANDO EL MÉTODO K-EPSILON:

3.2.1 SIMULACIÓN 1 K-EPSILON (S1KE):

Modelo de cálculo: Kappa-Epsilon realizable, *Enhanced Wall Treatment* (EWT)

Características atmosféricas, geométricas y variables para calcular y+:

	Mde	
ρ	1.055	[kg/m ³]
μ	1.74E-05	[kg/ms]
Re	3.64E+05	
	Re<2E6	
Cf	4.51E-03	
Tw	3.804539	[Pa]
Ute	1.898999	[m/s]

Tabla 14: Tabla características atmosféricas y de flujo, Y+ de 0.5 modelo K-epsilon.

Velocidad de flujo libre ($U_{\text{fujo libre}}$): 40 m/s

Cuerda del perfil: 0.15 m

α : 0°

Y+: 0.5

Y1: 0.004343 mm

Y+ real:

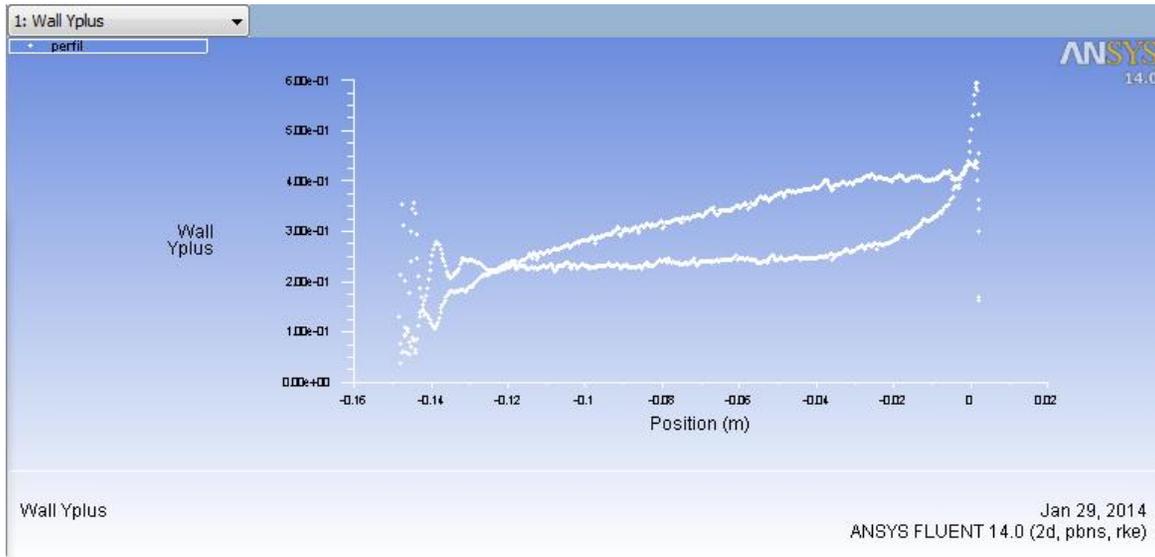


Figura 26: Gráfica del Y+ real sobre la superficie del perfil, SK1.

Características de la malla:

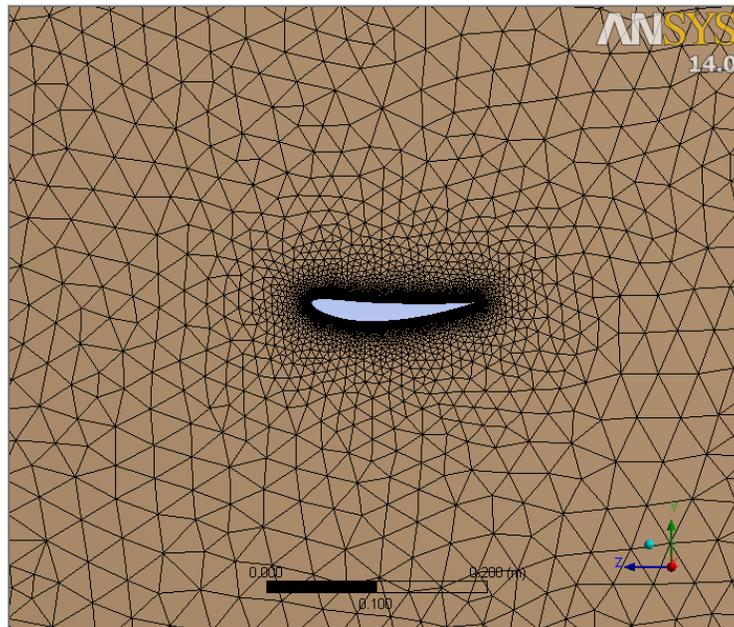


Figura 27: Malla sobre el área de control, Y+ de 0.5 modelo K-epsilon.

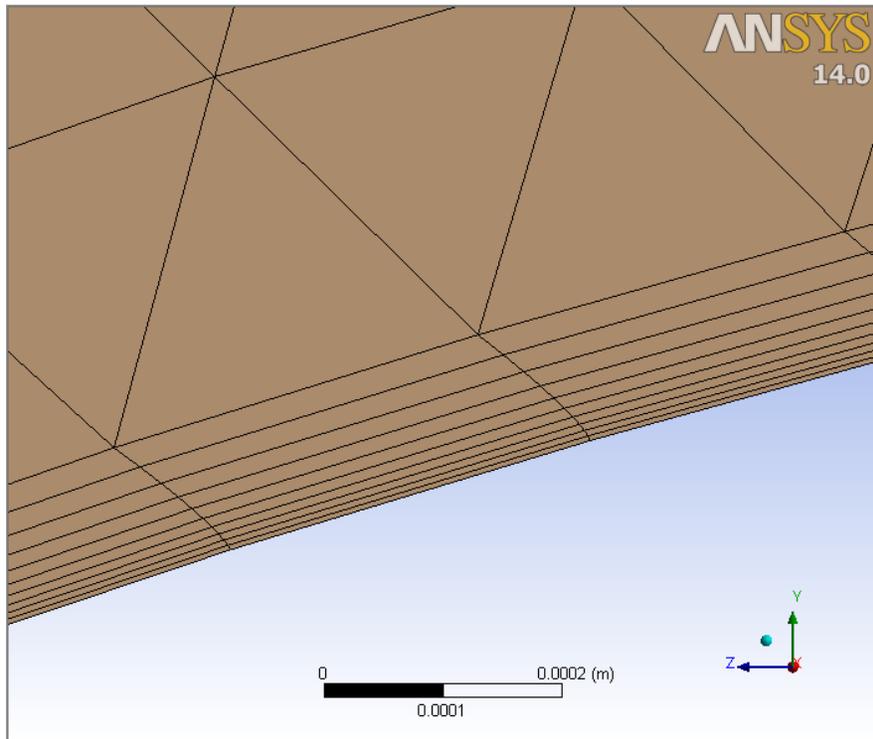


Figura 28: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 0.5 modelo k-epsilon.

Número de elementos: 38988

Características de la Malla para la Simulación 1 Modelo Turbulento K-Epsilon				
	Skewness	Element Quality	Aspect Ratio	Orthogonal Quality
Min	6.6072E-06	1.3310E-02	1.0019E+00	9.1447E-02
Max	6.9069E-01	1.0000E+00	9.6550E+01	1.0000E+00
Ave	8.8787E-02	7.1469E-01	1.0208E+01	9.4881E-01
SD	1.0398E-01	3.7906E-01	1.7964E+01	6.6863E-02

Tabla 15: Estadísticas de la malla, Y^+ de 0.5 modelo K-epsilon.

Resultados:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 74.809354 N

Arrastre (*Drag*) = 2.6085334 N

3.2.2 SIMULACIÓN 2 K-EPSILON (S2KE):

Modelo de cálculo: Kappa-Epsilon, realizable, *Enhanced Wall Treatment* (EWT)

Características atmosféricas, geométricas y variables para calcular y^+ :

	Mde	
ρ	1.055	[kg/m ³]
μ	1.74E-05	[kg/ms]
Re	3.64E+05	
	Re<2E6	
Cf	4.51E-03	
Tw	3.804539	[Pa]
Ute	1.898999	[m/s]

Tabla 16: Tabla características atmosféricas y de flujo, Y^+ de 1 modelo K-epsilon.

Velocidad de flujo libre ($U_{\text{free stream}}$): 40 m/s

Cuerda del perfil: 0.15 m

α : 0°

Y^+ : 1

Y_1 : 0.008685 mm

Y^+ real:

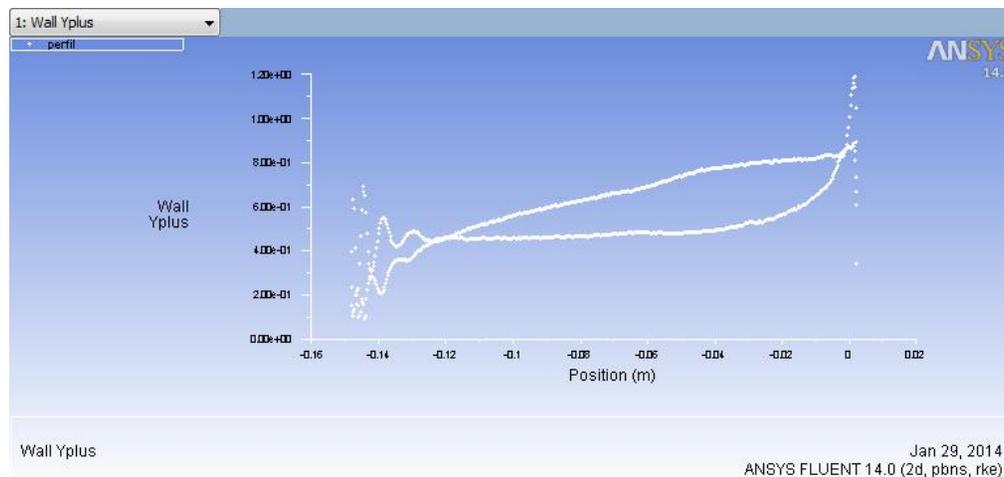


Figura 29: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, SK2.

Características de la malla:

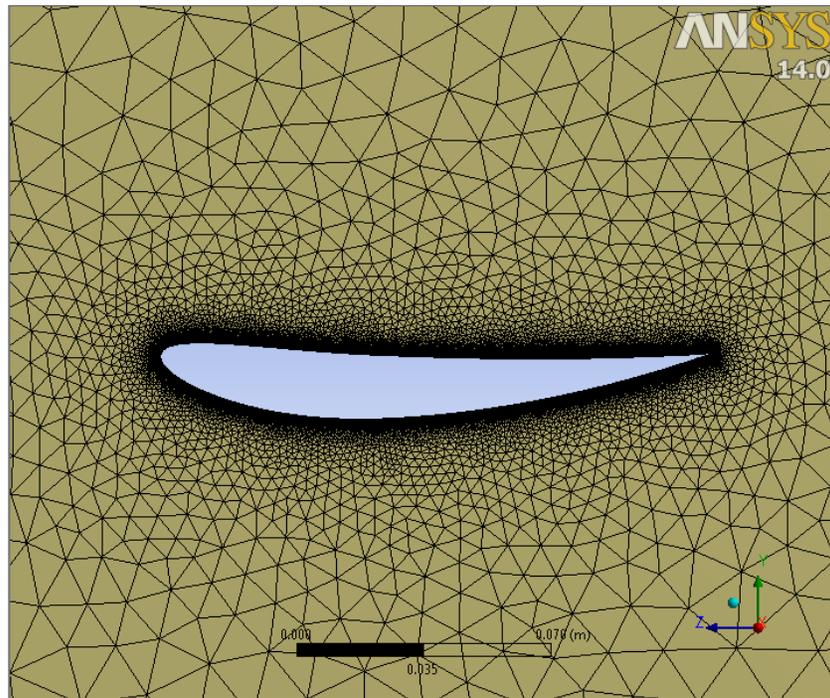


Figura 30: Malla sobre el área de control, Y^+ de 1 modelo K-epsilon.

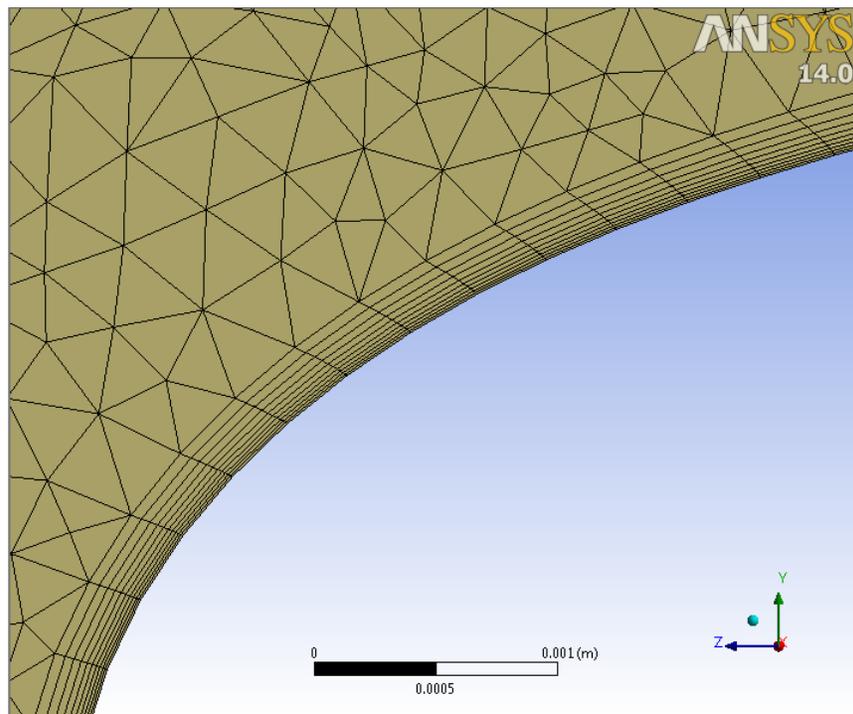


Figura 31: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 1 modelo k-epsilon.

Número de elementos: 38056

Características de la Malla para la Simulación 2 Modelo Turbulento K-Epsilon				
	Skewness	Element Quality	Aspect Ratio	Orthogonal Quality
Min	8.7385E-06	2.6777E-02	1.0020E+00	1.6840E-01
Max	7.0610E-01	9.9999E-01	4.8281E+01	1.0000E+00
Ave	9.0361E-02	7.2596E-01	5.7063E+00	9.4853E-01
SD	1.0516E-01	3.5291E-01	8.8227E+00	6.5981E-02

Tabla 17: Estadísticas de la malla, Y+ de 1 modelo K-epsilon.

Resultados:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 76.225034N

Arrastre (*Drag*) = 2.603337 N

3.2.3 SIMULACIÓN 3 K-EPSILON (S3KE):

Modelo de cálculo: Kappa-Epsilon, realizable, *Standard Wall Function* (SWF)

Características atmosféricas, geométricas y variables para calcular y+:

	Mde	
ρ	1.055	[kg/m ³]
μ	1.74E-05	[kg/ms]
Re	3.64E+05	
	Re<2E6	
Cf	4.51E-03	
Tw	3.804539	[Pa]
Ute	1.898999	[m/s]

Tabla 18: Tabla características atmosféricas y de flujo, Y+ de 30 modelo K-epsilon.

Velocidad de flujo libre ($U_{\text{fujo libre}}$): 40 m/s

Cuerda del perfil: 0.15 m

α : 0°

Y+: 30

Y1: 0.260551 mm

Y+ real:

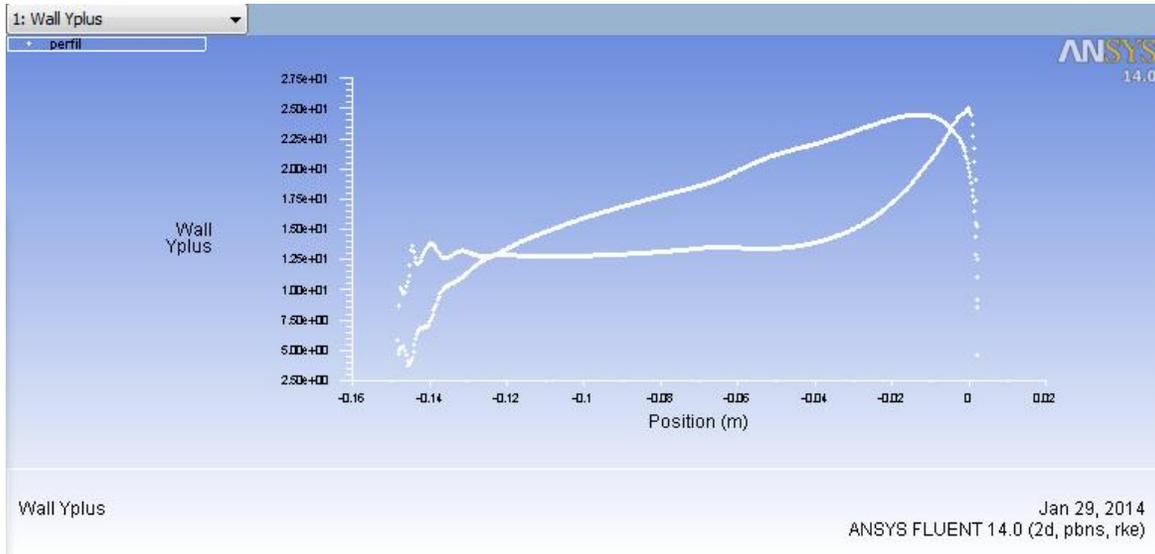


Figura 32: Gráfica del Y+ real sobre la superficie del perfil, SK3.

Características de la malla:

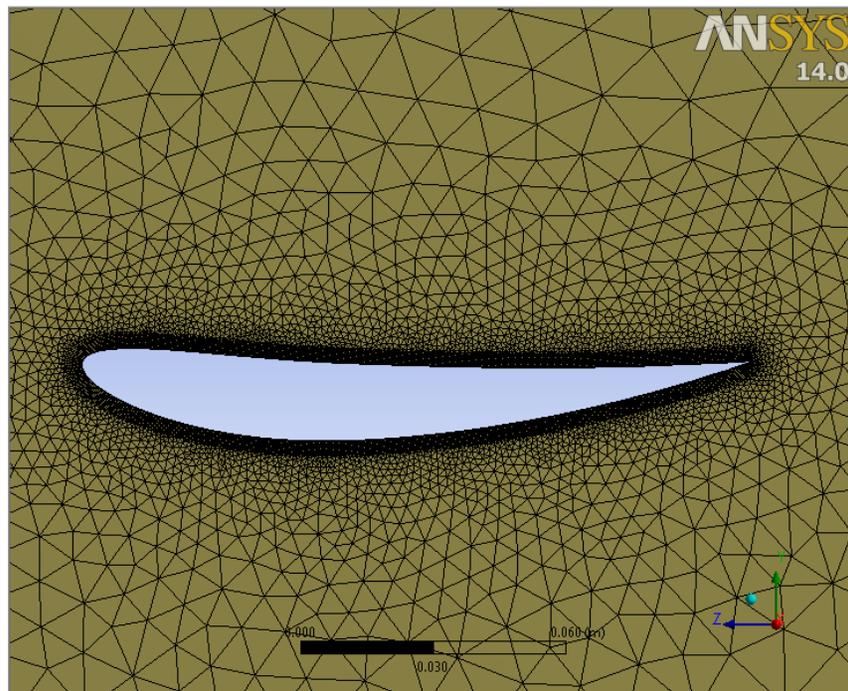


Figura 33: Malla sobre el área de control, Y+ de 30 modelo K-epsilon.

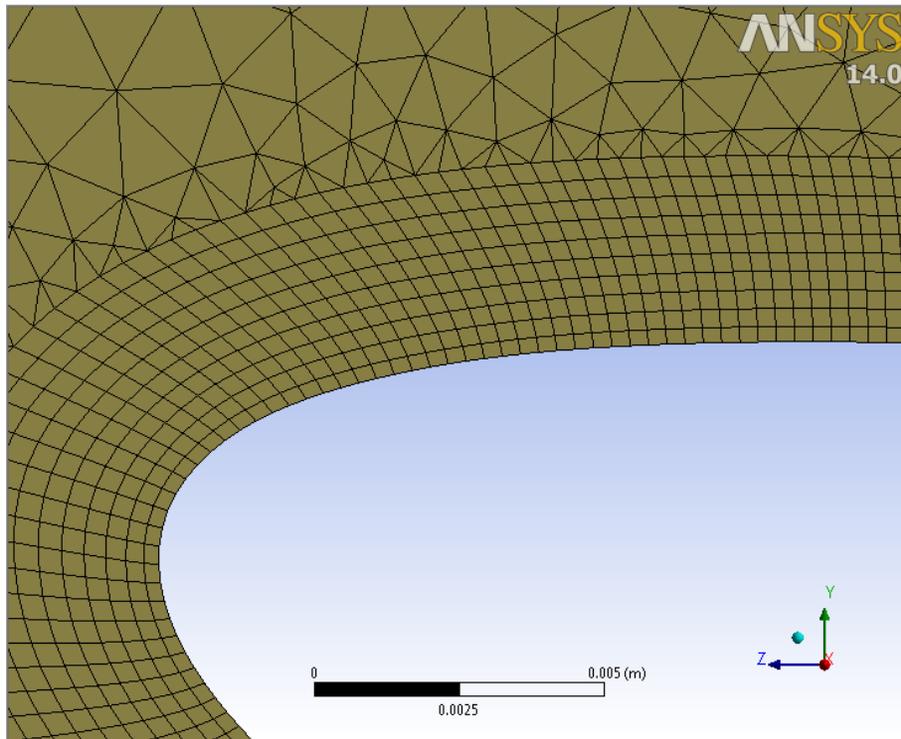


Figura 34: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 30 modelo k-epsilon.

Número de elementos: 20234

Características de la Malla para la Simulación 3 Modelo Turbulento K-Epsilon				
	Skewness	Element Quality	Aspect Ratio	Orthogonal Quality
Min	3.0671E-06	3.1264E-01	1.0000E+00	3.4480E-01
Max	9.1116E-01	1.0000E+00	5.3060E+00	1.0000E+00
Ave	7.2855E-02	9.4617E-01	1.1817E+00	9.6390E-01
SD	1.1422E-01	8.2441E-02	3.0554E-01	6.9481E-02

Tabla 19: Estadísticas de la malla, Y^+ de 30 modelo K-epsilon.

Resultados:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 76.187103 N

Arrastre (*Drag*) = 2.5301831 N

3.2.4 SIMULACIÓN 4 K-EPSILON (S4KE):

Modelo de cálculo: Kappa-Epsilon, realizable, *Standard Wall Function* (SWF)

Características atmosféricas, geométricas y variables para calcular y^+ :

	Mde	
ρ	1.055	[kg/m ³]
μ	1.74E-05	[kg/ms]
Re	3.64E+05	
	Re<2E6	
Cf	4.51E-03	
Tw	3.804539	[Pa]
Ute	1.898999	[m/s]

Tabla 20: Tabla características atmosféricas y de flujo, Y^+ de 60 modelo K-epsilon.

Velocidad de flujo libre ($U_{\text{flujo libre}}$): 40 m/s

Cuerda del perfil: 0.15 m

α : 0°

Y^+ : 60

Y_1 : 0.521103 mm

Y^+ real:

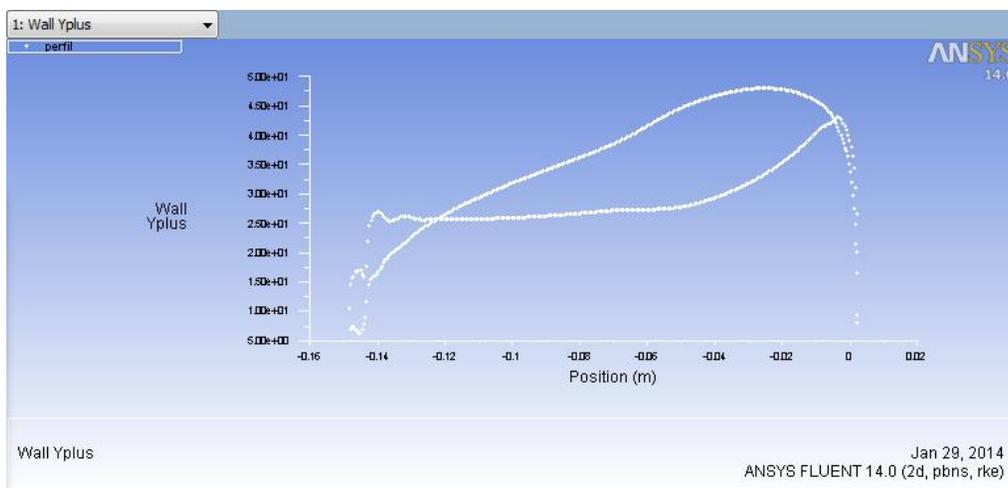


Figura 35: Gráfica del Y^+ real sobre la superficie del perfil, SK4.

Características de la malla:

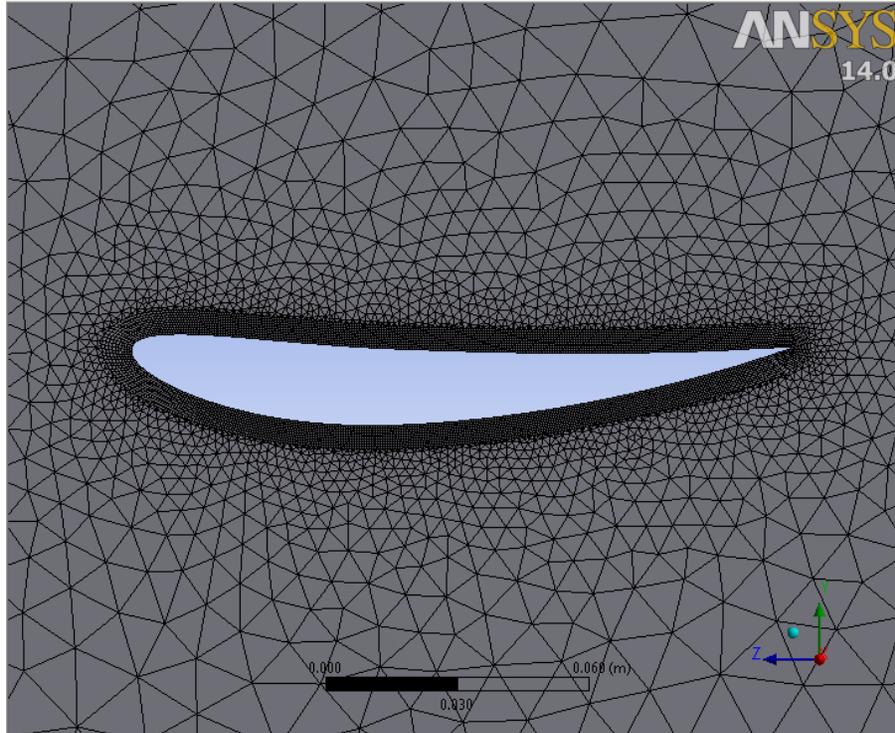


Figura 36: Malla sobre el área de control, Y^+ de 60 modelo K-epsilon.

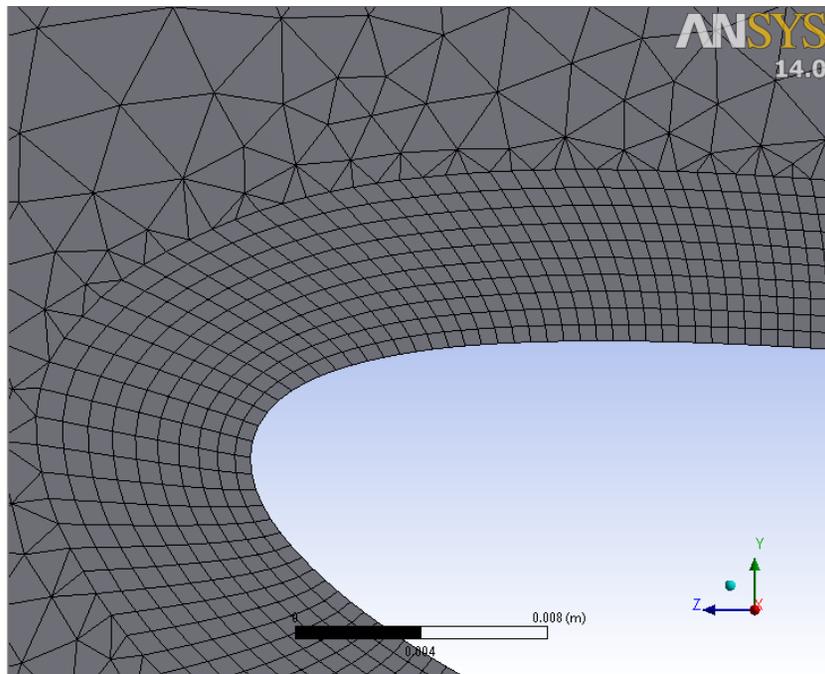


Figura 37: Detalle de la malla sobre el área de control, Y^+ de 60 modelo k-epsilon.

Número de elementos: 14054

Características de la Malla para la Simulación 4 Modelo Turbulento K-Epsilon				
	Skewness	Element Quality	Aspect Ratio	Orthogonal Quality
Max	1.300E-05	0.2462	1.00000	0.32070
Min	9.299E-01	1.0000	5.94990	1.00000
Ave	8.508E-02	0.9353	1.17796	0.96105
SD	1.140E-01	0.0889	0.29266	0.06627

Tabla 21: Estadísticas de la malla, Y+ de 60 modelo K-epsilon.

Resultados:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 74.784619 N

Arrastre (*Drag*) = 2.6797066 N

3.3 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS OBTENIDOS:

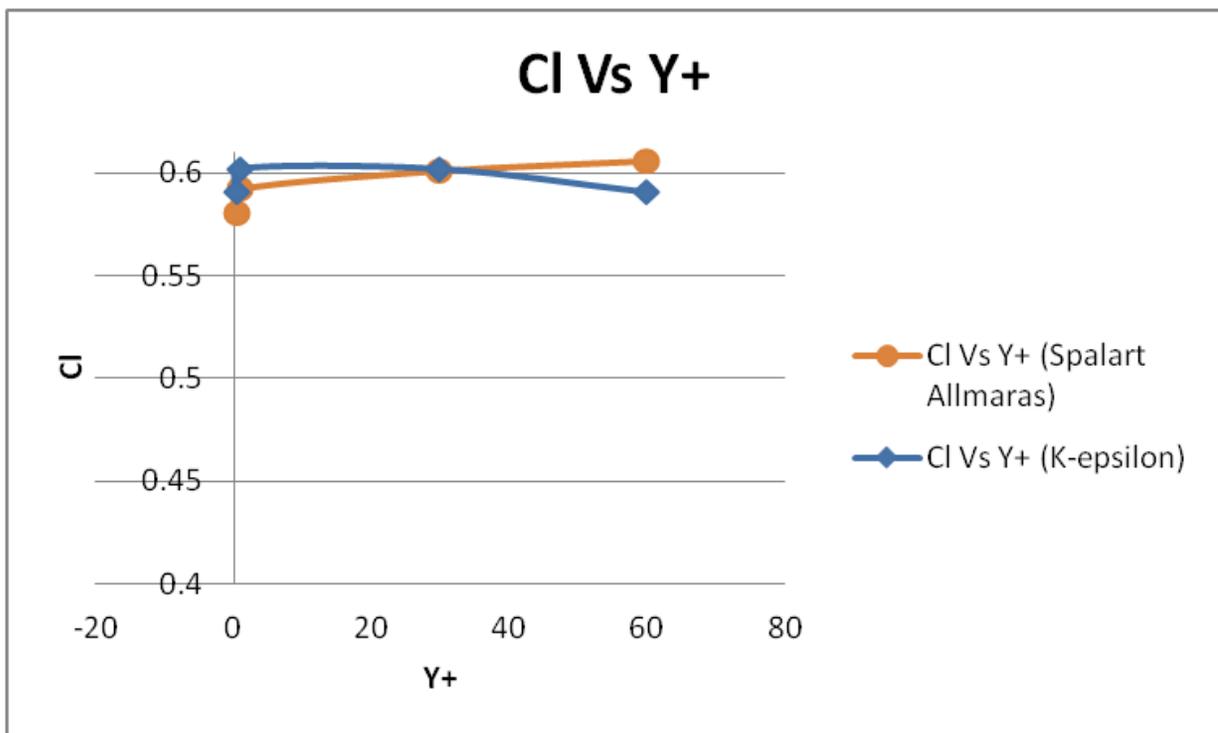


Figura 38: Gráfica de CI vs Y+.

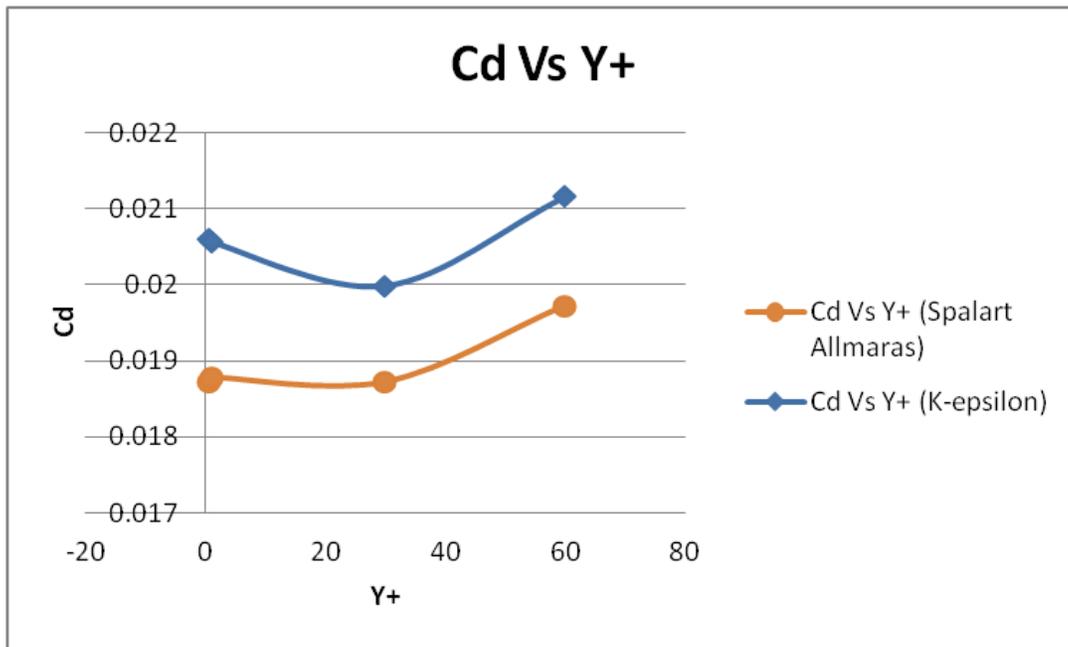


Figura 39: Gráfica de Cd vs Y+.

Al momento de interpretar las gráficas tener muy en cuenta las escalas de los ejes coordenados.

Comparación de los resultados obtenidos:

Datos Teóricos Obtenidos Mediante el Programa Xfoil							
		DF [N]	Drag [N]	cl	cd		
		77.859	2.4054	0.615	0.019		
Simulaciones Modelo Turbulento Spalart Allmaras						Error [%]	
Y+		DF [N]	Drag [N]	cl	cd	cl	cd
0.5	S1	73.50534	2.369764	0.580611	0.018719	5.6	1.5
1	S2	74.95108	2.378318	0.592031	0.018786	3.7	1.1
30	S3	76.07053	2.371274	0.600873	0.01873	2.3	1.4
60	S4	76.66827	2.497263	0.605595	0.019726	1.5	3.8
Simulaciones Modelo Turbulento K-Epsilon							
0.5	S1KE	74.80935	2.608533	0.590911	0.020605	3.9	8.4
1	S2KE	76.22503	2.603337	0.602093	0.020563	2.1	8.2
30	S3KE	76.1871	2.530183	0.601794	0.019986	2.1	5.2
60	S4KE	74.78462	2.679707	0.590716	0.021167	3.9	11.4

Tabla 22: Resumen de los resultados del proceso de validación.

Debido a que implementar un Y^+ de 30 en los dos métodos presenta los mejores resultados de todas las simulaciones, se toma la decisión de implementar un y^+ de 30 con el modelo Spalart Allmaras ya que es el que menor cómputo consume y es el que menor porcentaje de error arroja con respecto a los cálculos realizados teóricamente.

Con esto se obtuvo una metodología de generación de malla y simulación que es independiente de las características geométricas del cuerpo analizado, lo cual permite pasar de un modelo en dos dimensiones a uno en tres dimensiones garantizando que los resultados son lo más cercanos posibles a la realidad. Esto se logró gracias a los estudios en dos dimensiones realizados por Emanuela Genua^[22] y Xin Zhang, Willem Toet y Jonathan Zerihan^[25] que sentaron las bases que permitieron que esta investigación fuera realizada con un modelo en tres dimensiones.

4. SIMULACIONES I: DE CONTROL

En este capítulo se describe el grupo de simulaciones que tienen como fin describir, ilustrar y comparar claramente el comportamiento del alerón objeto de la investigación fuera de la incidencia del efecto suelo. Esto se hará para cada una de las condiciones analizadas bajo la incidencia del efecto suelo, las cuales serán descritas detalladamente en los capítulos subsiguientes. Es decir que se analizará el comportamiento aerodinámico del alerón cuando éste se encuentra a una distancia de separación del suelo tal, que éste no interfiera en el comportamiento aerodinámico del alerón.

El propósito de hacer un análisis en estas condiciones, es principalmente el de obtener un punto de referencia que permita cuantificar acertadamente la incidencia del efecto generado por la cercanía con el suelo, con respecto al comportamiento de las superficies fuera del efecto. Al obtener estos puntos de referencia no sólo se busca cuantificar la incidencia del fenómeno en las fuerzas aerodinámicas generadas por el alerón, sino también comparar, mediante las herramientas de post-procesamiento del programa implementado para realizar estas simulaciones, la incidencia que tiene el efecto suelo en aspectos como el comportamiento de la presión, los perfiles de velocidad, desprendimientos de flujo, gradientes adversos de presión, etc. De esta manera se logrará visualizar y cuantificar de manera clara el por qué ocurre este fenómeno del efecto suelo.

Este capítulo se dividirá en dos secciones, cada una de ellas correspondiente a las simulaciones de control para cada uno de los análisis que se desea realizar; la primera sección contiene la simulación de control para el caso en que se varía la altura de separación con el suelo y se mantiene constante el ángulo de ataque, es decir, las correspondientes al capítulo cinco (remitirse a este capítulo para mayor información). La segunda sección corresponde a las simulaciones de control para el caso en que la altura permanece constante y se varía el ángulo de ataque, es decir, las simulaciones contenidas y descritas en el capítulo seis (remitirse a dicho capítulo para mayor información).

4.1 CARACTERÍSTICAS DE LA MALLA

La malla se logró mediante la metodología descrita en el capítulo tres. Al implementar esta metodología se garantiza que los resultados obtenidos son lo más cercanos al comportamiento real del fenómeno; y por esta misma razón, el mallado de todas las simulaciones contenidas al interior de este capítulo tienen características similares, lo que

implica que al describir la malla para una simulación se pueden tomar estos mismos valores para describir las de todas las demás. A continuación se describirán los resultados obtenidos del proceso de mallado para las simulaciones contempladas en este capítulo.

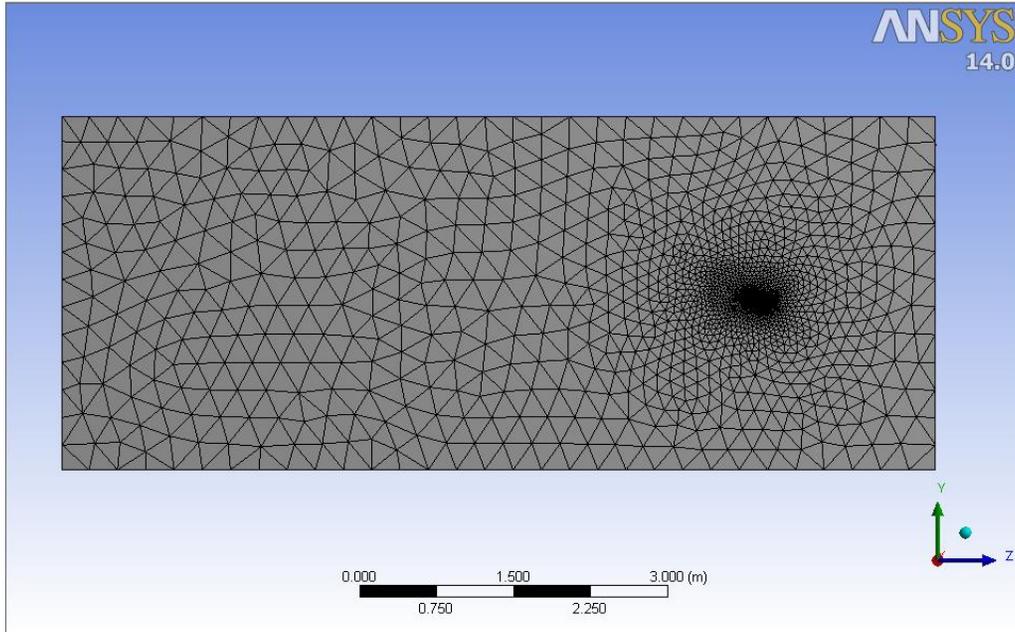


Figura 40: Vista de la malla del volumen de control sobre el plano de simetría para simulaciones I, altura variable.

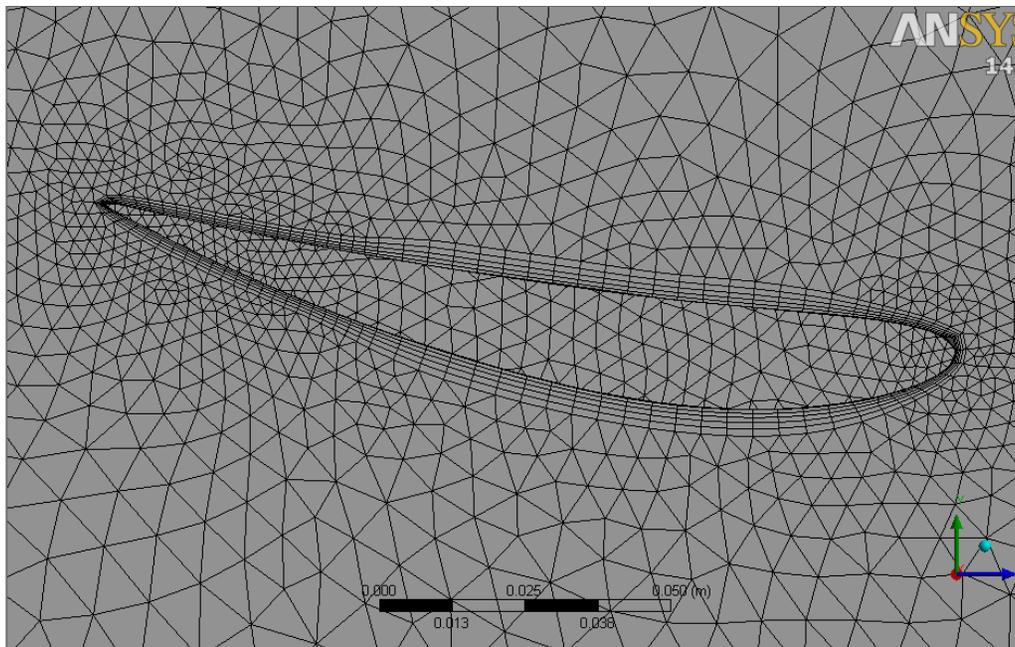


Figura 41: Detalle de la malla en proximidad del alerón para simulaciones I, altura variable.

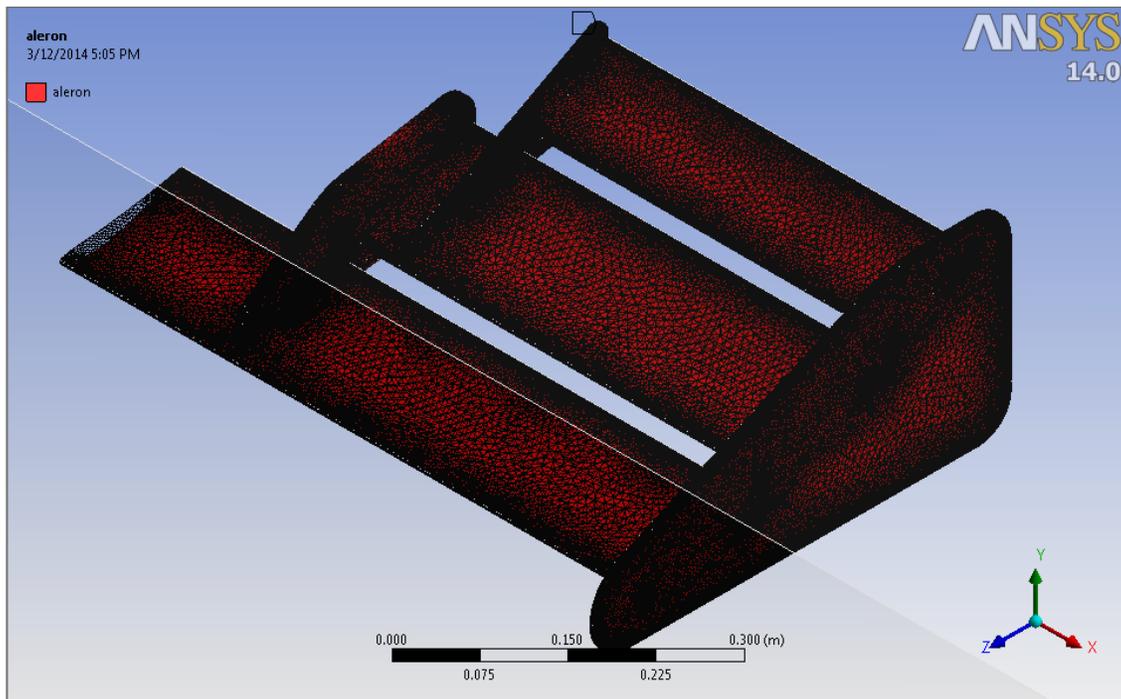


Figura 42: Detalle de la malla sobre el alerón para simulaciones I, altura variable.

Número de elementos: 2107184

Características de la Malla para las Simulaciones de Control				
	Element Quality	Aspect Ratio	Skewness	Orthogonal Quality
Min	2.6329E-02	1.1635E+00	2.9596E-04	1.2908E-01
Max	9.9978E-01	5.2009E+01	9.4298E-01	9.9991E-01
Ave	6.8154E-01	3.2346E+00	2.6467E-01	8.5050E-01
SD	2.5672E-01	2.5944E+00	1.3961E-01	1.0010E-01

Tabla 23: Estadísticas de la malla para simulaciones I, altura variable.

4.2 SIMULACIÓN DE CONTROL I: ALTURA VARIABLE Y α CONSTANTE

En este caso solo una simulación de control con el alerón fuera del efecto suelo es suficiente para recopilar la información que se requiere, esta simulación brinda los datos necesarios para realizar la comparación con todas las demás simulaciones en las cuales el efecto suelo si se presenta.

- Resultados cualitativos:

2D: Estos resultados fueron tomados en el plano de simetría, el cual divide de forma transversal el alerón en dos partes iguales. El objetivo de estudiar el comportamiento de los parámetros en este plano es poder analizar los efectos y fenómenos que ocurren en una zona común para todos los casos, de forma tal que al analizar los mismos en 3D, se pueda entender más fácilmente lo que está ocurriendo sobre éste, esto se hace así para todas las simulaciones.

Vectores de velocidad (figura 43): Muestran de forma vectorial, es decir la dirección y la magnitud de la velocidad que lleva el flujo de aire, lo cual ilustra de una manera clara el comportamiento del flujo y la interacción que éste tiene con la superficie.

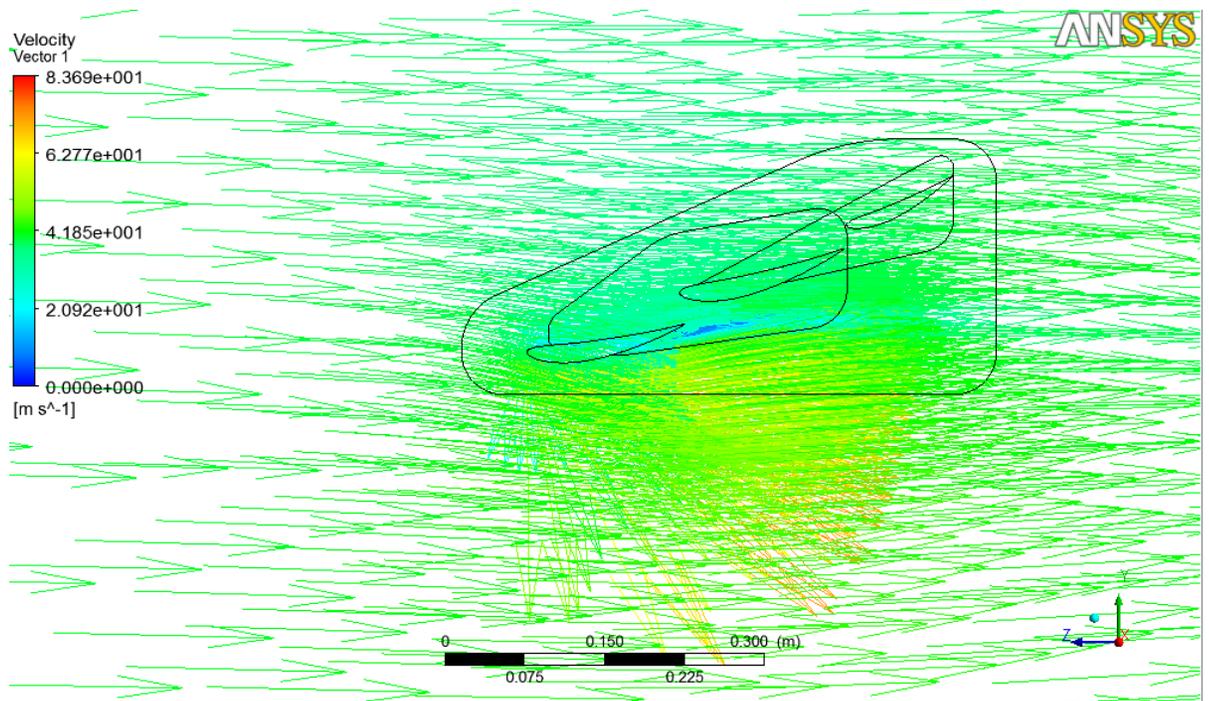


Figura 43: Vectores de velocidad simulaciones I, altura variable.

Contorno de presiones (figura 44): Permite visualizar como se da la distribución de la presión alrededor del perfil, en este caso. Es una herramienta útil para determinar si el fenómeno está ocurriendo de manera coherente con lo descrito en la teoría y probado en la realidad.

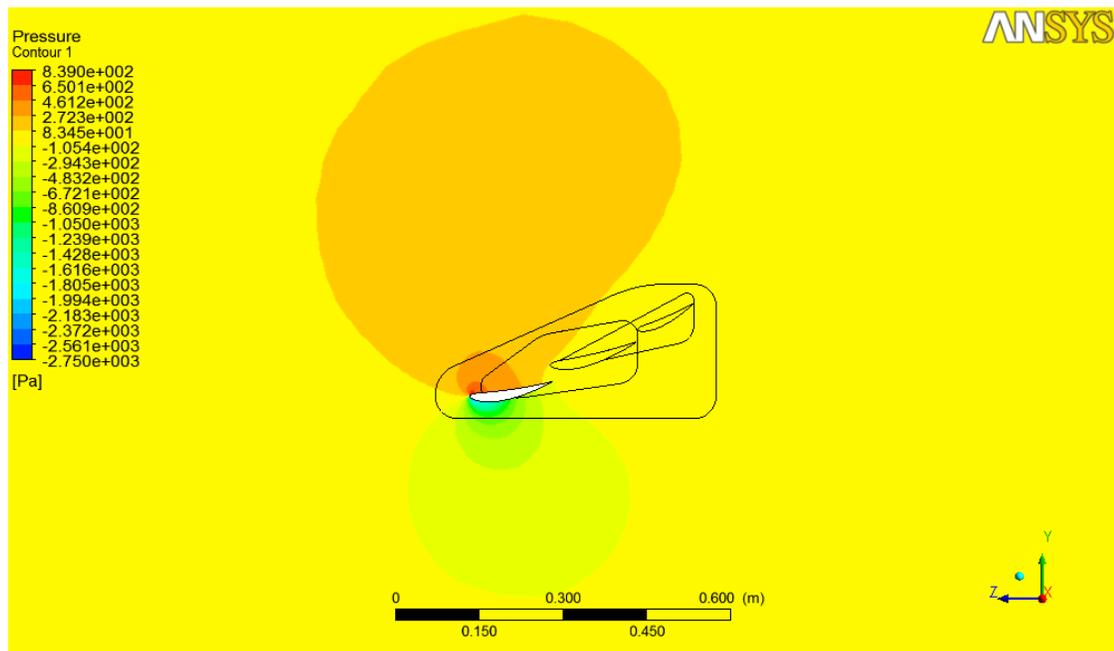


Figura 44: Distribución de presiones simulaciones I, altura variable.

3D: Aquí se puede observar el comportamiento de las fuerzas y fenómenos aerodinámicos actuando sobre el alerón completo, realizado de igual manera para todas las simulaciones.

Líneas de Flujo (figura 45 y 46): Cumple el mismo objetivo de los vectores de velocidad vistos en el análisis 2D, sino que ya se toma en cuenta la interacción del flujo con todo el alerón.

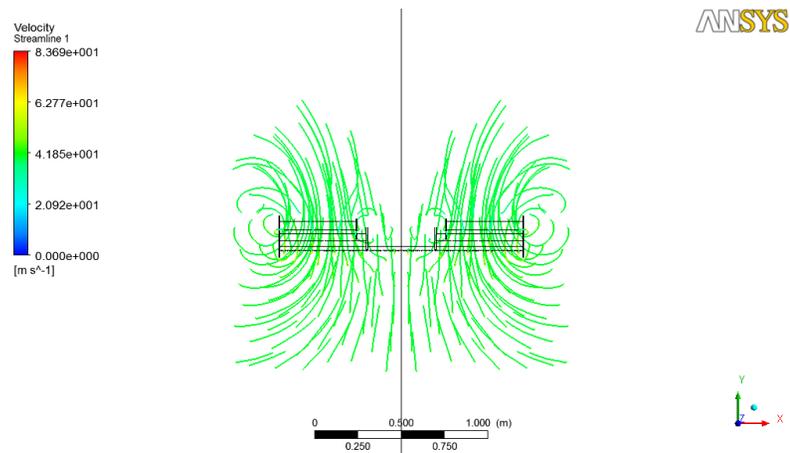


Figura 45: Vista frontal de las líneas de flujo simulaciones I, altura variable.

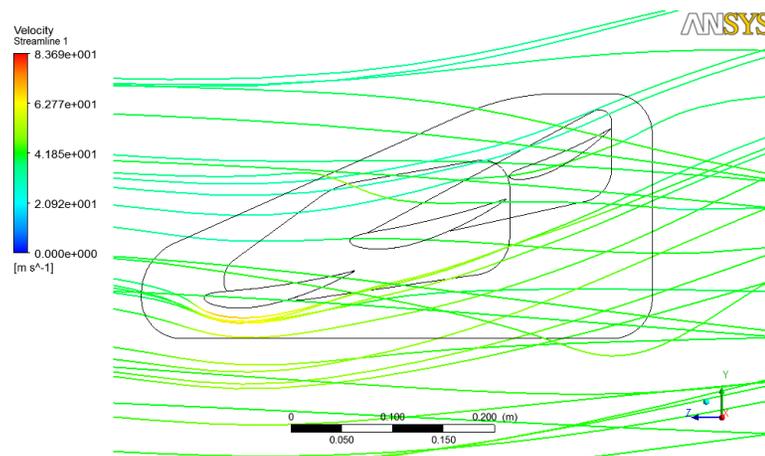


Figura 46: Vista lateral de las líneas de flujo simulaciones I, altura variable.

Distribución de presiones (figura 47 y 48): Ídem al contorno de presiones sobre el perfil, solo que aquí se toma la distribución de presiones que se da en toda la superficie del alerón.

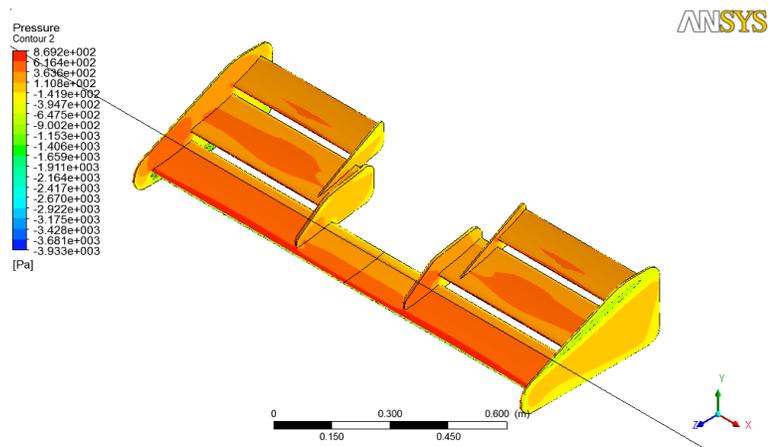


Figura 47: Distribución de presiones en la parte superior del alerón simulaciones I, altura variable.

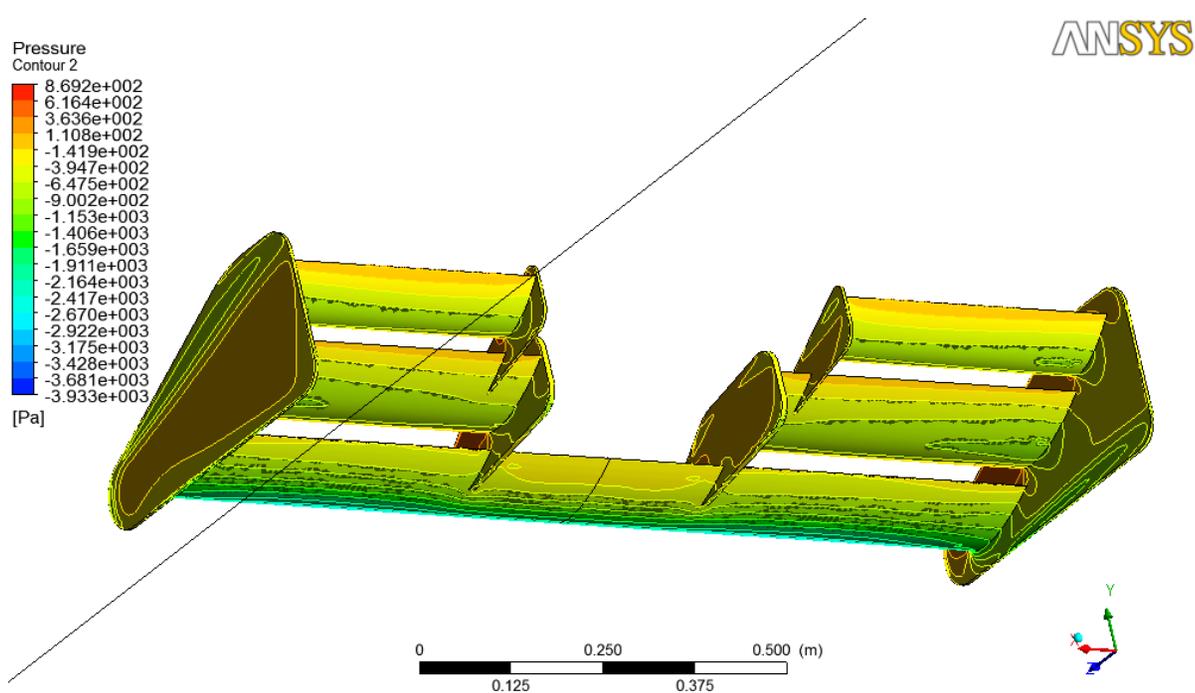


Figura 48: Distribución de presiones en la parte inferior del alerón simulaciones I, altura variable.

Vectores de fuerza (figura 49 y 50): que representan las fuerzas aerodinámicas presentes (*Downforce* y *Drag*), respectivamente.

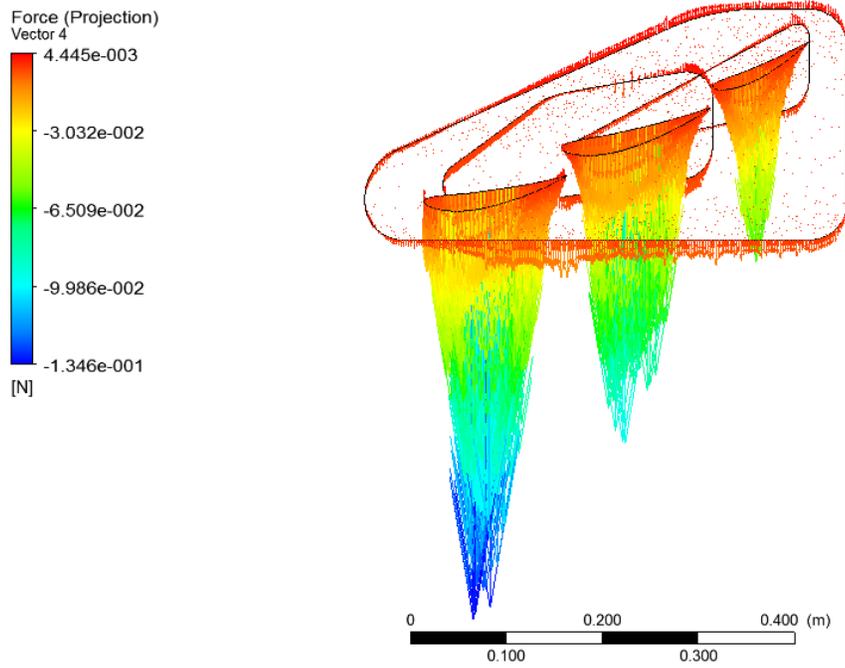


Figura 49: Vectores de fuerza descendente del alerón simulaciones I, altura variable.

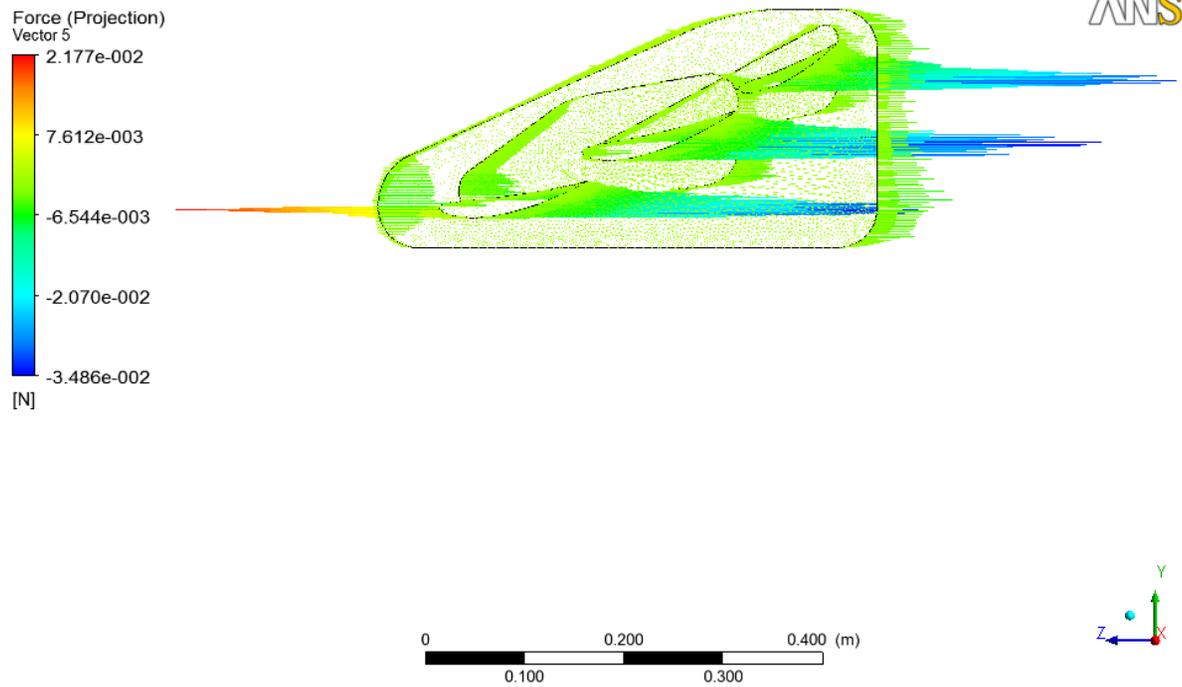


Figura 50: Vectores de fuerza de arrastre del alerón simulaciones I, altura variable.

- Resultados cuantitativos:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 546.0949 N

Arrastre (*Drag*) = 92.77742 N

4.3 SIMULACIONES DE CONTROL II: ALTURA CONSTANTE Y α VARIABLE

Para este caso, por ser la altura constante y variar el ángulo de ataque, fue necesario hacer una simulación de control por cada ángulo de ataque. Esto es debido a que todos los ángulos de ataque tienen un comportamiento diferente cuando se encuentran en efecto suelo y cuando no lo están.

En términos de metodología, se implementó el mismo procedimiento que se usó para evaluar el caso de altura variable. Se registraron los mismos parámetros y se recolectaron las mismas gráficas pero con las consideraciones que conlleva cada uno de los casos simulados y estudiados. Lo anterior referente a los resultados cualitativos, los resultados cuantitativos fueron tomados de las simulaciones realizadas. Para tener claridad en cuanto a cómo se miden los ángulos de ataque en este proyecto referirse al capítulo dos secciones uno y dos

- Resultados cualitativos:

2D:

Vectores de velocidad:

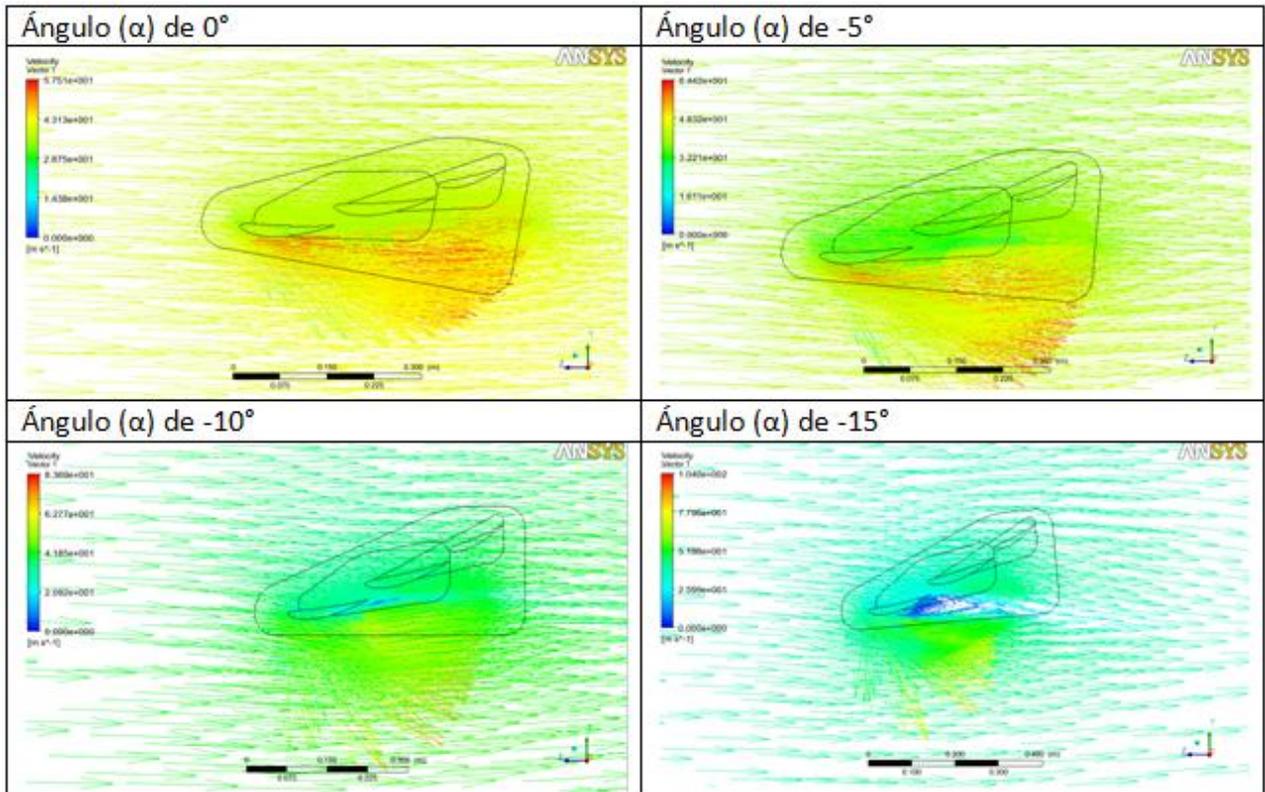


Tabla 24: Vectores de velocidad simulaciones I, ángulo de ataque variable.

En la tabla (24) se realiza una comparación del comportamiento de los vectores de velocidad del flujo de aire a través del perfil aerodinámico del ala base, con variaciones de -5 grados (iniciando en cero grados y llegando hasta -15 grados) con el fin de observar la variación de dicho flujo en función del ángulo de ataque cuando no se presenta efecto suelo.

Contorno de presiones:

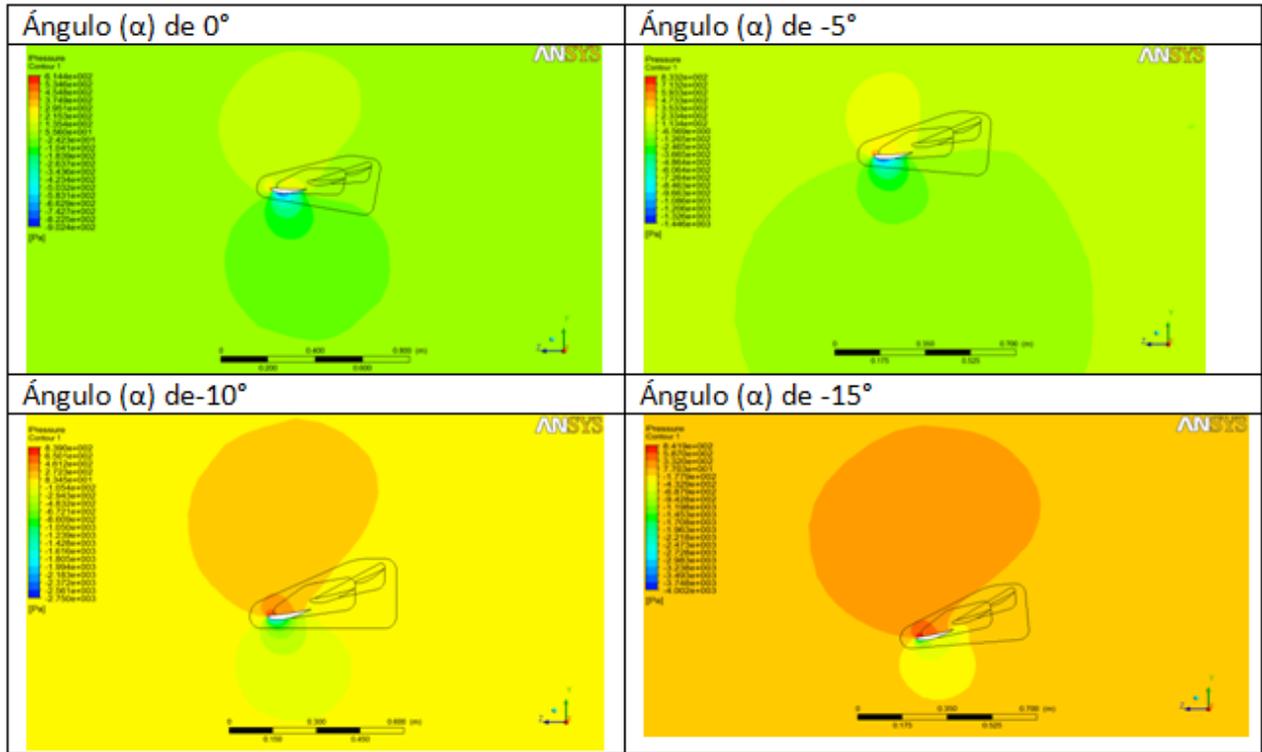


Tabla 25: Distribución de presiones simulaciones I, ángulo de ataque variable.

En la tabla (25) se realiza una comparación de la distribución de las presiones sobre la superficie del perfil aerodinámico del ala base, con variaciones de -5 grados en el ángulo de ataque (iniciando en cero grados y llegando hasta -15 grados) con el fin de observar su variación en función del ángulo de ataque cuando no se presenta efecto suelo.

En la tabla (26) se realiza la comparación de las líneas de flujo de aire sobre el elemento en tres dimensiones, con esta comparación se busca observar el comportamiento de las velocidades sobre el elemento completo para así determinar su variación en función del ángulo de ataque y de esta manera obtener la información necesaria para realizar un buen análisis de los resultados fuera del efecto suelo.

En la tabla (27) se hace una comparación similar a la que se hizo en la tabla (26) solo que en la primera se observa y compara la distribución de las presiones sobre la superficie mojada del alerón delantero fuera del efecto suelo.

3D: Líneas de Flujo:

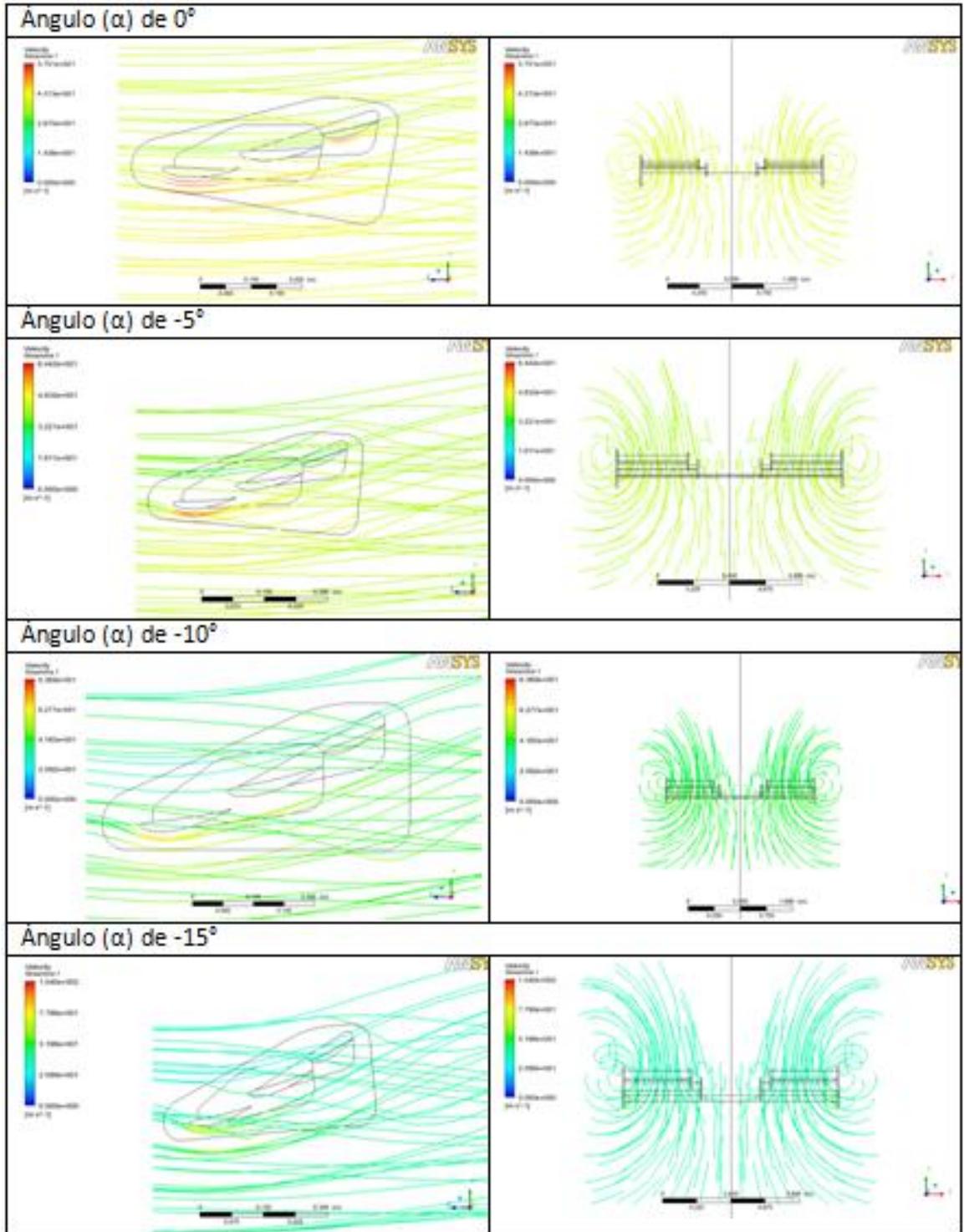


Tabla 26: Vista lateral y frontal (respectivamente) de la distribución de las líneas de flujo simulaciones I, ángulo de ataque variable.

Distribución de presiones sobre el alerón:

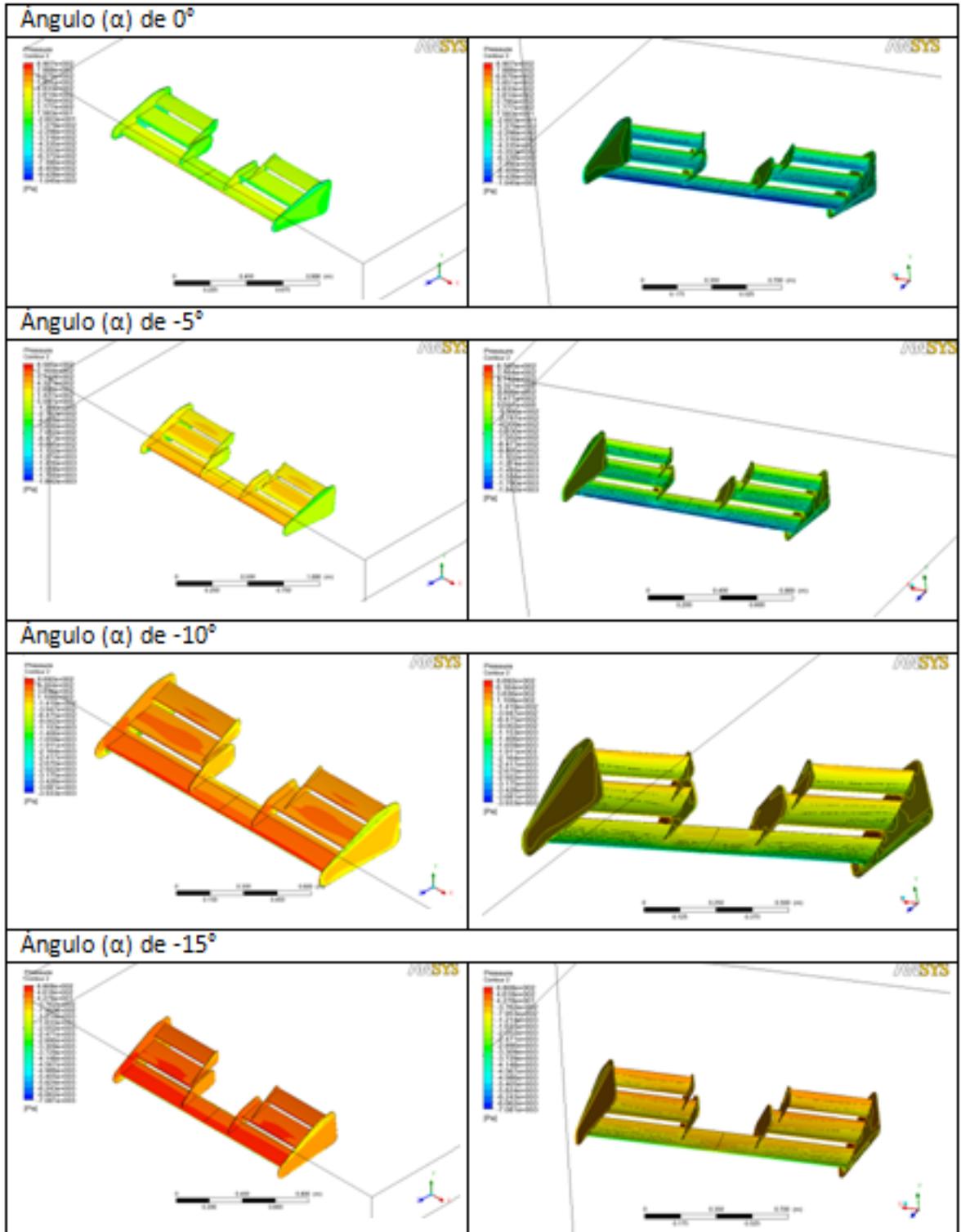


Tabla 27: Vista superior e inferior (respectivamente) de la distribución de presiones sobre el alerón simulaciones I, ángulo de ataque variable.

Vectores de fuerza normal:

En el eje vertical:

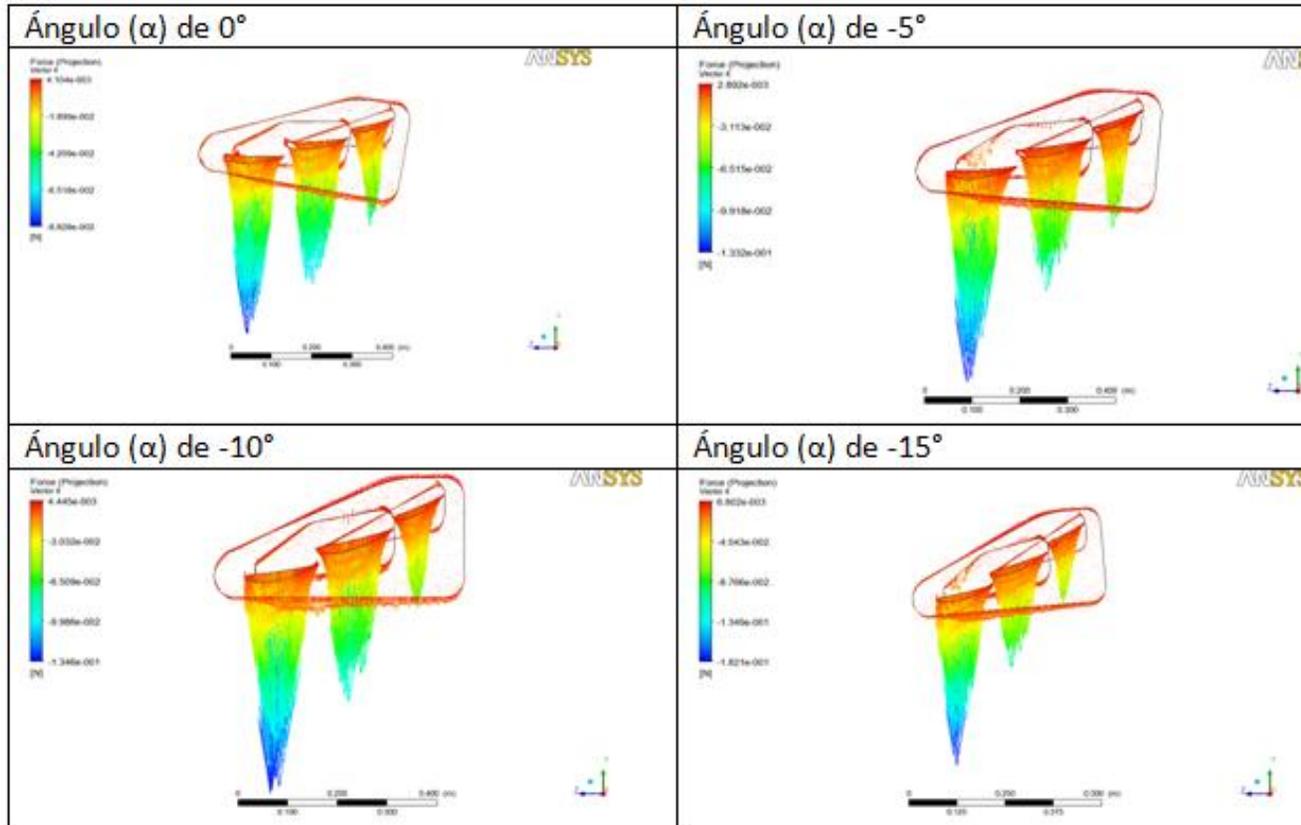


Tabla 28: Vectores de fuerza descendente simulaciones I, ángulo de ataque variable.

En la tabla (28) se puede ver la misma comparación que se ha hecho en las tablas anteriores presentes en este capítulo, sólo que en la presente tabla se observa el comportamiento y la distribución de la fuerza descendente sobre los elementos que componen el alerón en función del ángulo de ataque fuera del efecto suelo.

En el eje longitudinal:

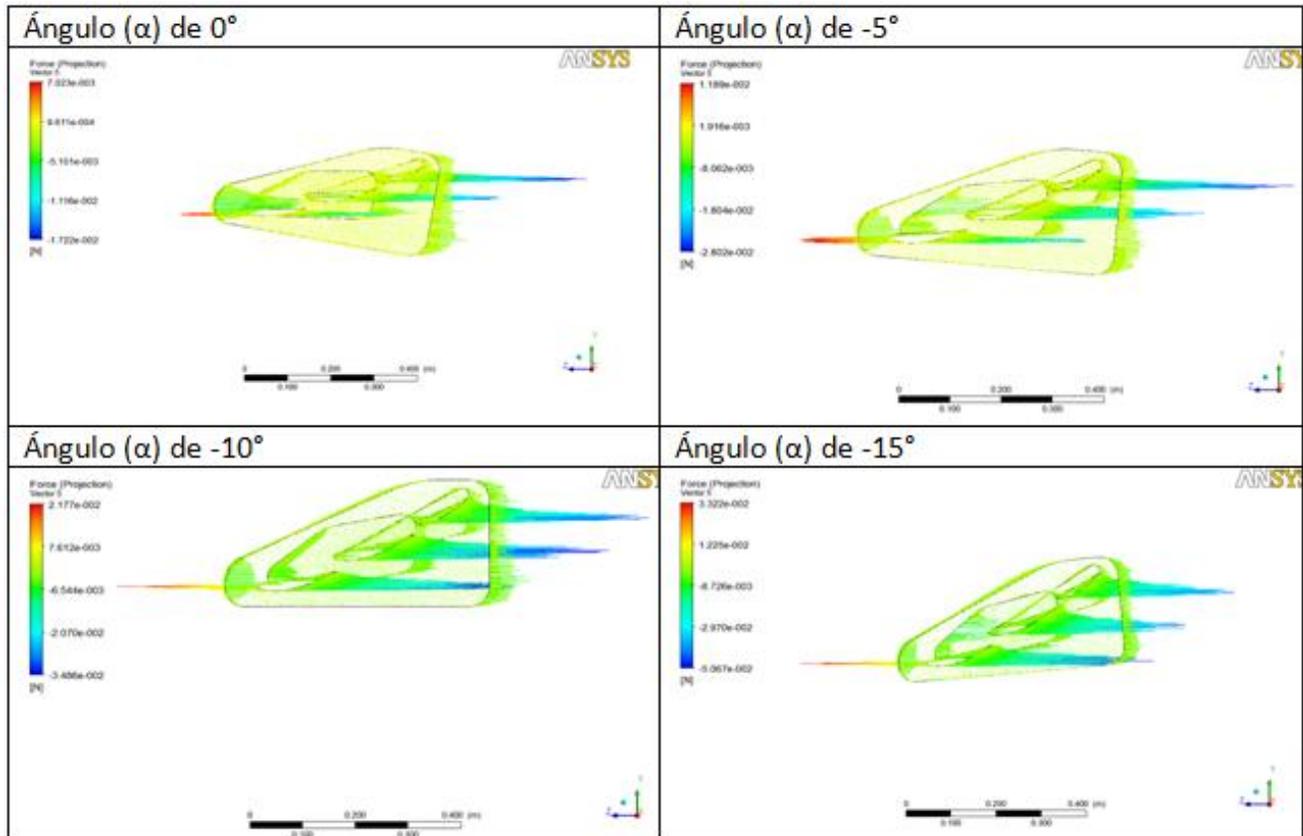


Tabla 29: Vectores de fuerza de arrastre simulaciones I, ángulo de ataque variable.

En la tabla (29) se puede ver la comparación del comportamiento y la distribución de la fuerza de arrastre sobre los elementos que componen el alerón en función del ángulo de ataque fuera del efecto suelo.

Ángulo (α) de 0°

- Resultados cuantitativos:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 317.2449 N

Arrastre (*Drag*) = 37.33368 N

Ángulo (α) de -5°

- Resultados cuantitativos:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 455.0035 N

Arrastre (*Drag*) = 62.04491 N

Ángulo (α) de -15°

- Resultados cuantitativos:

Fuerza descendente (*Downforce*) = 636.7382 N

Arrastre (*Drag*) = 138.5604 N

Debido a que el ángulo ideal de diseño del alerón es de -10° , y a las características de esta simulación son los resultados que aparecen el capítulo cuatro sección dos, favor referirse a dicha sección.

5. SIMULACIONES II: ÁNGULO DE ATAQUE CONSTANTE

A lo largo de este capítulo se describirán las características principales de las simulaciones que se realizaron para evaluar la relación entre la altura de separación del suelo, con el efecto que tiene esto sobre la eficiencia aerodinámica del ala (manteniendo un $\alpha = -10^\circ$). Implementando el modelo de descripción que se usó en el capítulo anterior y el que se usará posteriormente para el capítulo seis.

En éste se reportarán las características del mallado al igual que ciertas imágenes que permiten visualizar los fenómenos, siendo estos los resultados cualitativos, y también las magnitudes de las fuerzas aerodinámicas incidentes (fuerza descendente y arrastre), que serían los resultados cuantitativos de las simulaciones. En los capítulos cuatro, cinco y seis sólo se enunciarán de forma ordenada los resultados obtenidos de las simulaciones, para que cuando se realice el análisis de resultados, el lector pueda referirse a ellos para resolver dudas acerca del origen de la información y sacar conclusiones que satisfagan los objetivos del presente trabajo.

Para que la información que se encuentra contenida dentro de este capítulo, sea de fácil comprensión e interpretación, es necesario hacer una serie de aclaraciones acerca de cómo se definieron los parámetros que permitieron llegar a los resultados que aquí se enuncian y que posteriormente serán tomados como base para el análisis. Esto se debe hacer debido a que el ala es un elemento de geometría compleja y que tiene algunos elementos que limitan de cierta manera su cercanía con el suelo. Para tener acceso a estas aclaraciones y a la descripción completa del modelo de cálculo incluyendo otras características de las simulaciones referirse al capítulo dos.

Dada la naturaleza de generación de malla no es necesario reportar las características de ésta para cada una de las simulaciones, puesto que son muy similares y se obtuvieron mediante la metodología de independencia de malla validada (referirse al capítulo tres). Pero por la cercanía que tiene el suelo con el alerón en algunas de las simulaciones, se debieron realizar algunas correcciones para éstas, esto debido a que el número de elementos en esta condición de operación aumenta considerablemente y el tamaño de los mismos disminuye en igual medida, por lo cual no se pudo llegar a la misma malla que se tiene para las simulaciones lejos del suelo por limitaciones en el cómputo disponible. Para solucionar este problema fue necesario afectar algunas características de generación de malla que permitieran obtener una malla lo más cercana posible a la que ya se venía trabajando, con esto se garantizó que las mallas fueran concordantes con las ya validadas.

5.1 CARACTERÍSTICAS DE LA MALLA

Por lo mencionado en la introducción a este capítulo, la malla tiene una pequeña variación conforme se va disminuyendo la altura de separación del elemento con el suelo. Siendo esta variación máxima cuando se llega a la menor distancia de separación y teniendo la malla “original” cuando se encuentra lo más separada del suelo, se puede describir un rango en el cual van a estar contenidas las características de malla de todas las simulaciones, de modo que no sea necesario describir la malla para cada una de ellas. Para tal efecto se describirá este rango teniendo en cuenta que la malla más lejana será el límite inferior y la malla más cercana al suelo será el límite superior, basados principalmente en el número de elementos.

Malla Cuando $H = 0.4C$ (Límite inferior):

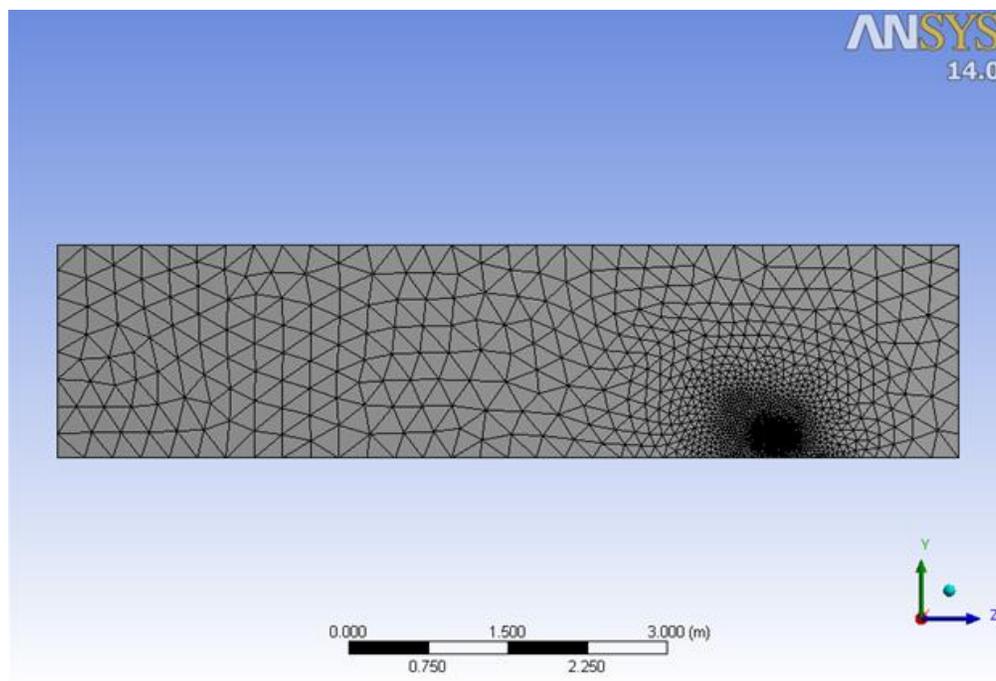


Figura 51: Vista de la malla del volumen de control desde el plano de simetría simulaciones II, $H = 0.4c$.

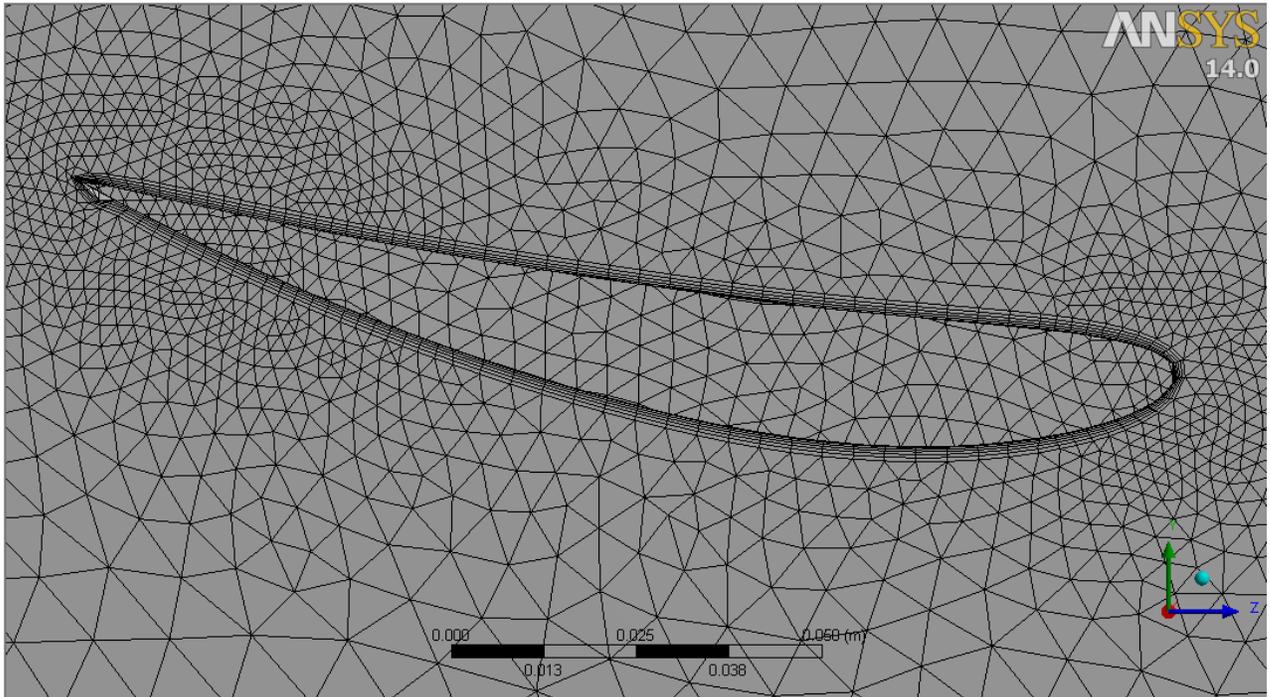


Figura 52: Detalle de la malla en proximidad del alerón vista desde el plano de simetría simulaciones II, $H=0.4c$

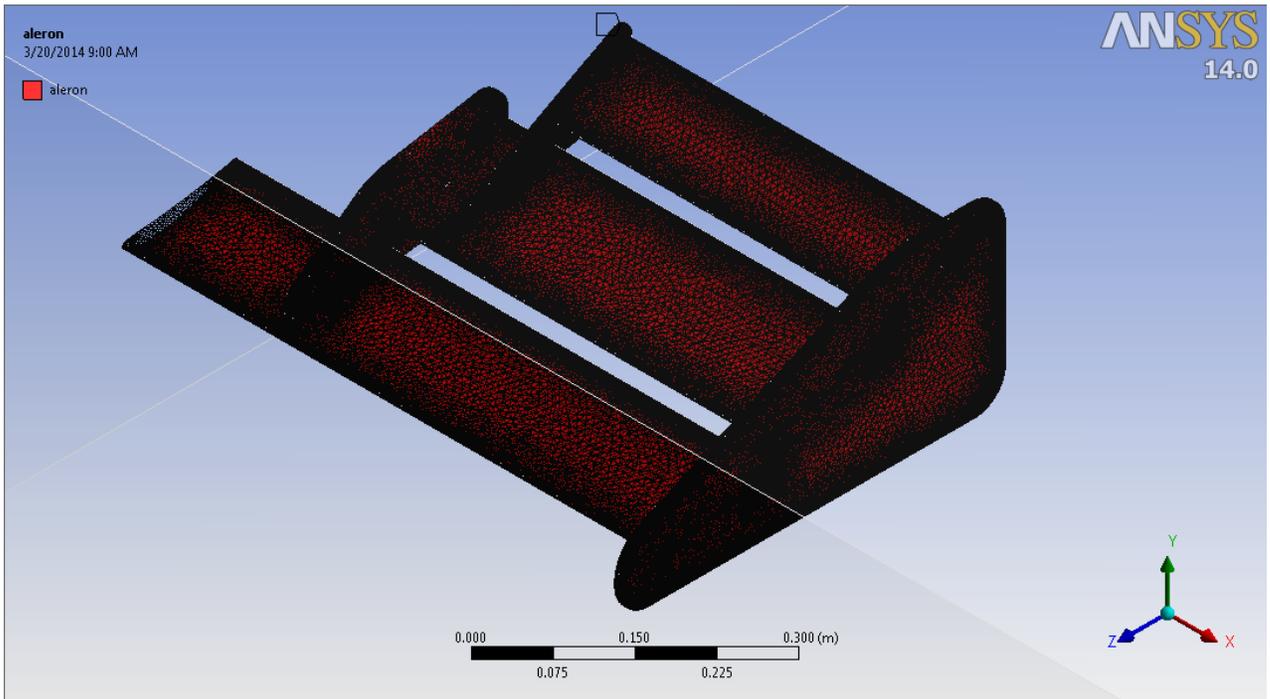


Figura 53: Detalle de los elementos de la malla sobre el alerón simulaciones II, $H=0.4c$

Número de elementos: 2308876

Características de la Malla para cuando H= 0.4c				
	Element Quality	Aspect Ratio	Skewness	Orthogonal Quality
Min	1.3764E-02	1.1707E+00	7.4780E-04	9.4950E-02
Max	9.9956E-01	7.2520E+02	9.2859E-01	9.9984E-01
Ave	6.5653E-01	4.4951E+00	2.6463E-01	8.4846E-01
SD	2.9597E-01	5.3214E+00	1.4046E-01	1.0339E-01

Tabla 30: Estadísticas de la malla simulaciones II, H= 0.4c

Malla cuando H= 0.05C

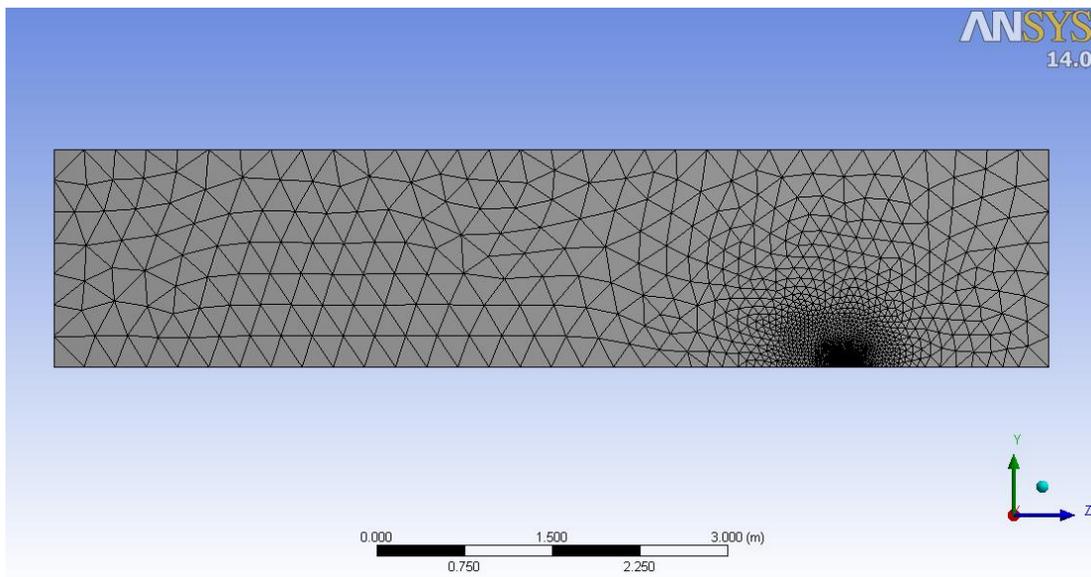


Figura 54: Vista de la malla del volumen de control desde el plano de simetría simulaciones II, H= 0.05c.

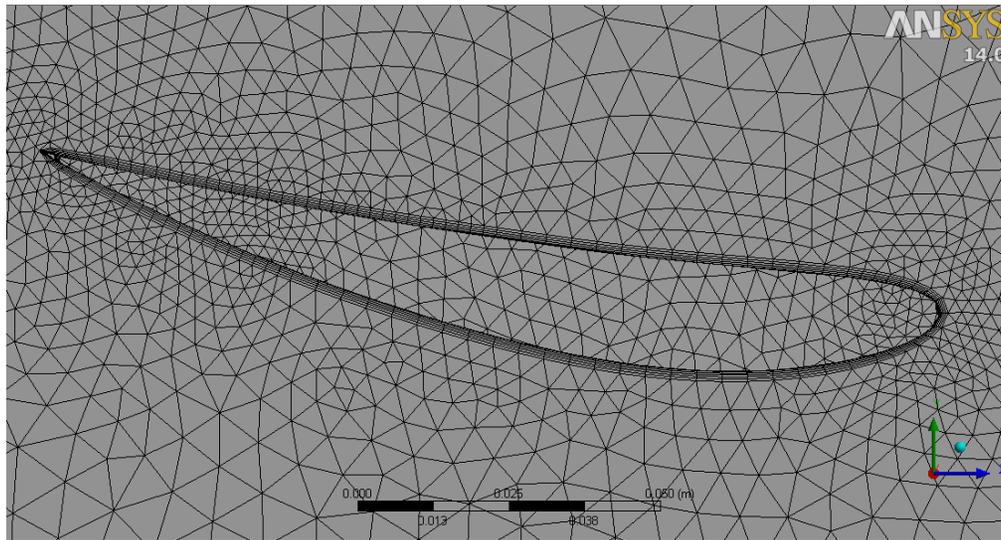


Figura 55: Detalle de la malla en proximidad del alerón vista desde el plano de simetría simulaciones II, $H=0.05c$.

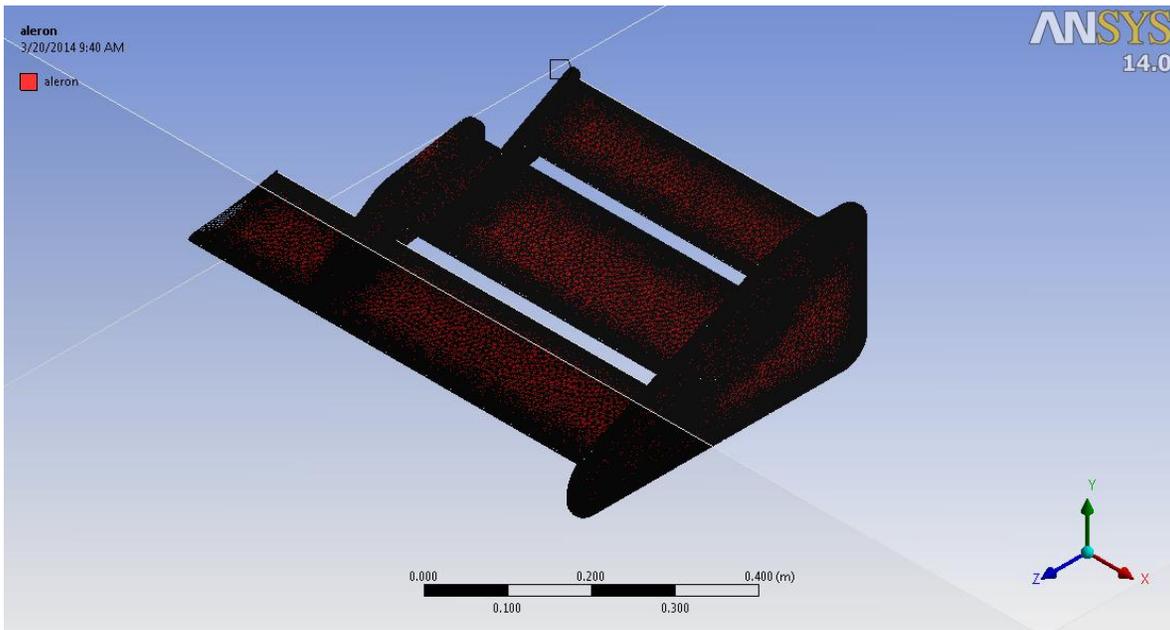


Figura 56: Detalle de los elementos de la malla sobre el alerón simulaciones II, $H=0.05c$.

Número de elementos: 2387800

Características de la Malla para cuando H= 0.05c				
	Element Quality	Aspect Ratio	Skewness	Orthogonal Quality
Min	1.3782E-02	1.1669E+00	3.3309E-04	1.2908E-01
Max	9.9976E-01	1.1141E+02	9.7399E-01	9.9991E-01
Ave	6.4700E-01	4.9151E+00	2.6551E-01	8.5050E-01
SD	3.0591E-01	5.8958E+00	1.4192E-01	1.0010E-01

Tabla 31: Estadísticas de la malla simulaciones II, H= 0.05c.

5.2 RESULTADOS

- Resultados cualitativos
2D: Tomando como referencia el comportamiento de la distribución de presión y los vectores de velocidad sobre el plano de simetría, actuando sobre el perfil del ala principal del alerón.

Vectores de velocidad:

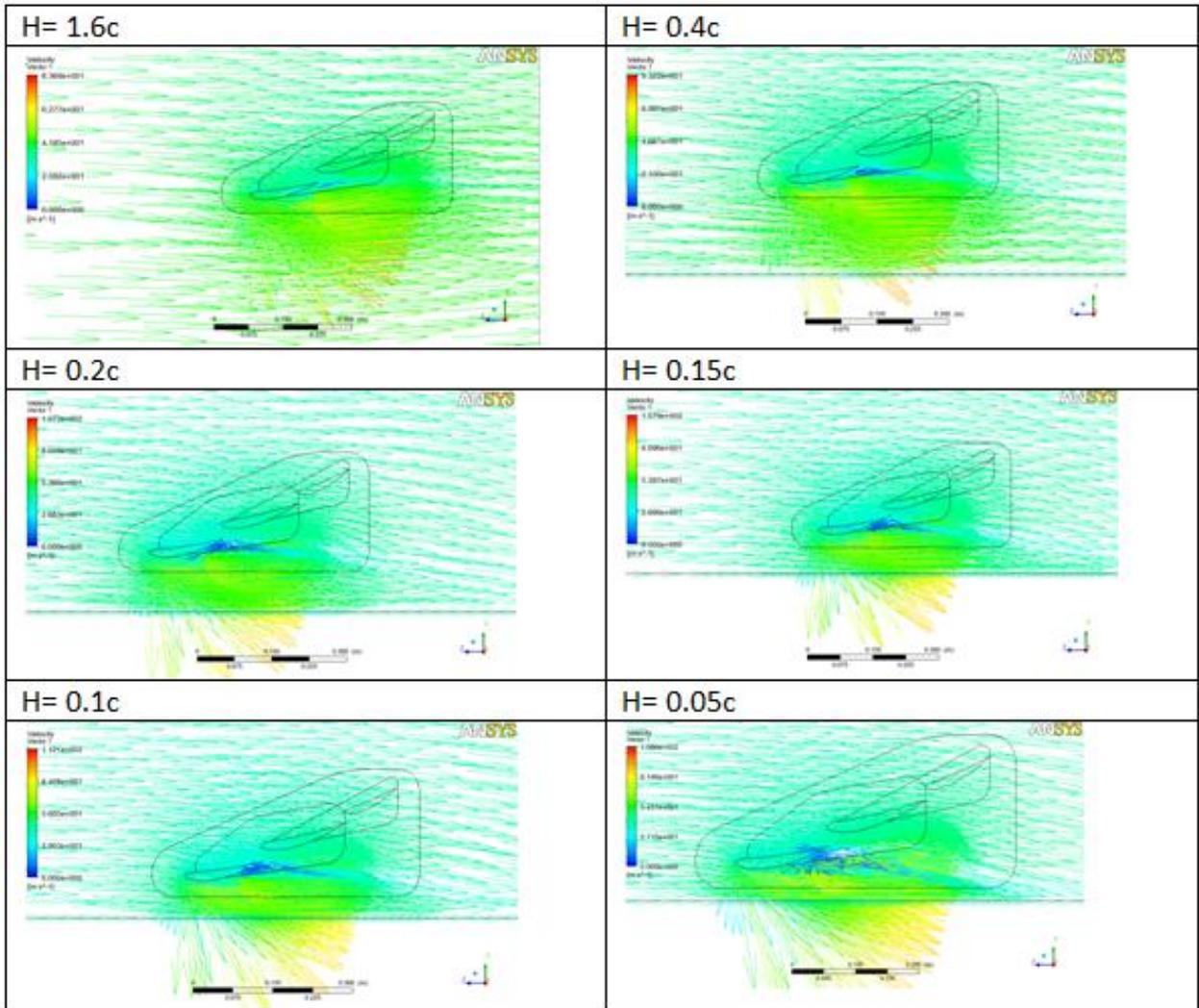


Tabla 32: Vectores de velocidad simulaciones II, altura variable.

En la tabla (32) se observa el comportamiento y la variación de los vectores de velocidad en función de la altura de separación, empezando en una altura donde no hay incidencia del efecto suelo ($H=1.6c$) y terminando en una altura de separación pequeña ($H=0.05c$) donde la incidencia del efecto suelo es máxima.

Distribución de presiones:

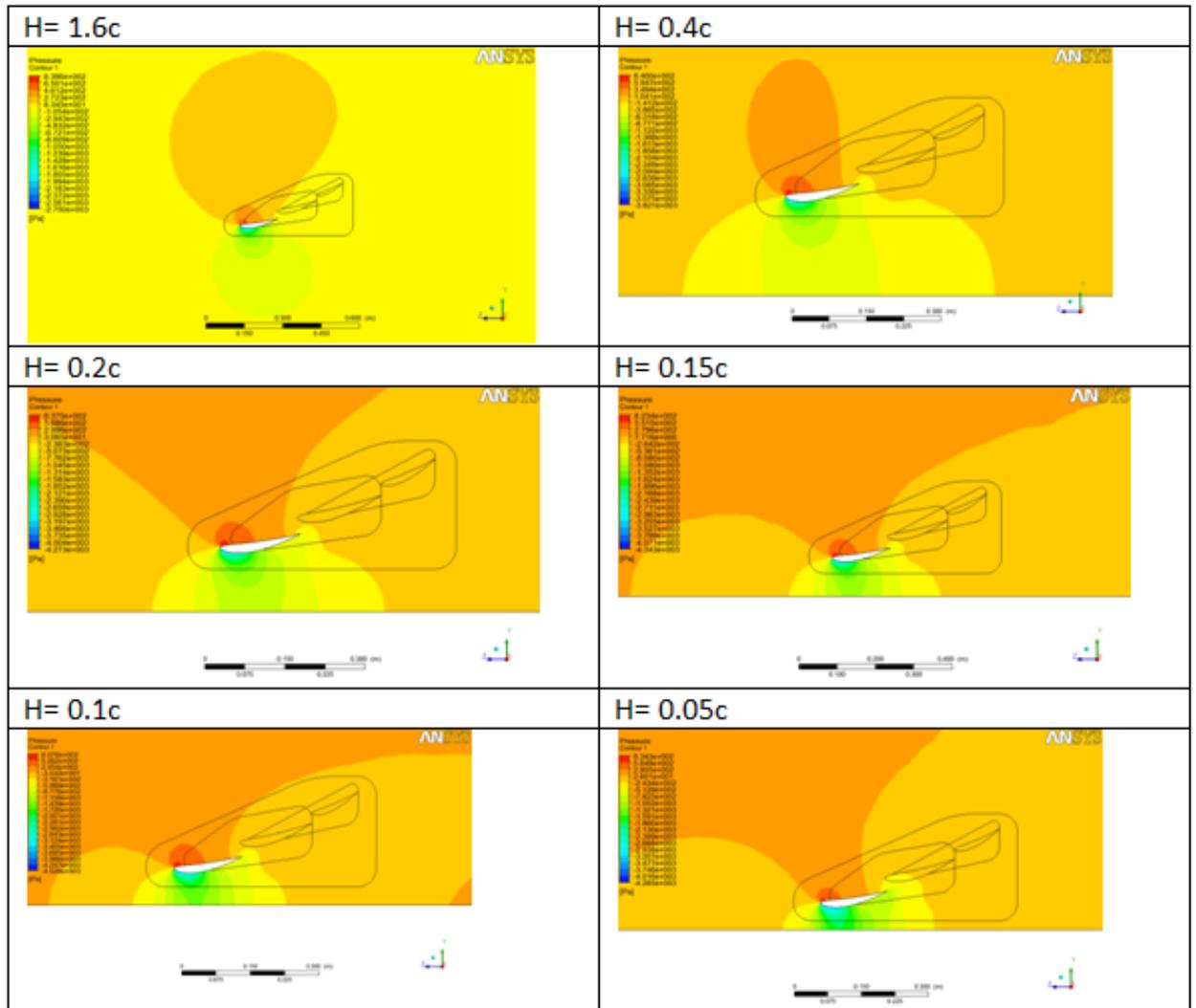


Tabla 33: Distribución de presiones simulaciones II, altura variable

En la tabla (33) se observa el comportamiento y la variación de la presión en función de la altura de separación, empezando en una altura donde no hay incidencia del efecto suelo ($H=1.6c$) y terminando en una altura de separación pequeña ($H=0.05c$) donde la incidencia del efecto suelo es máxima.

3D: Se evalúa el comportamiento del flujo cuando interactúa con todo el alerón y las fuerzas resultantes de esta interacción.

Líneas de Flujo:

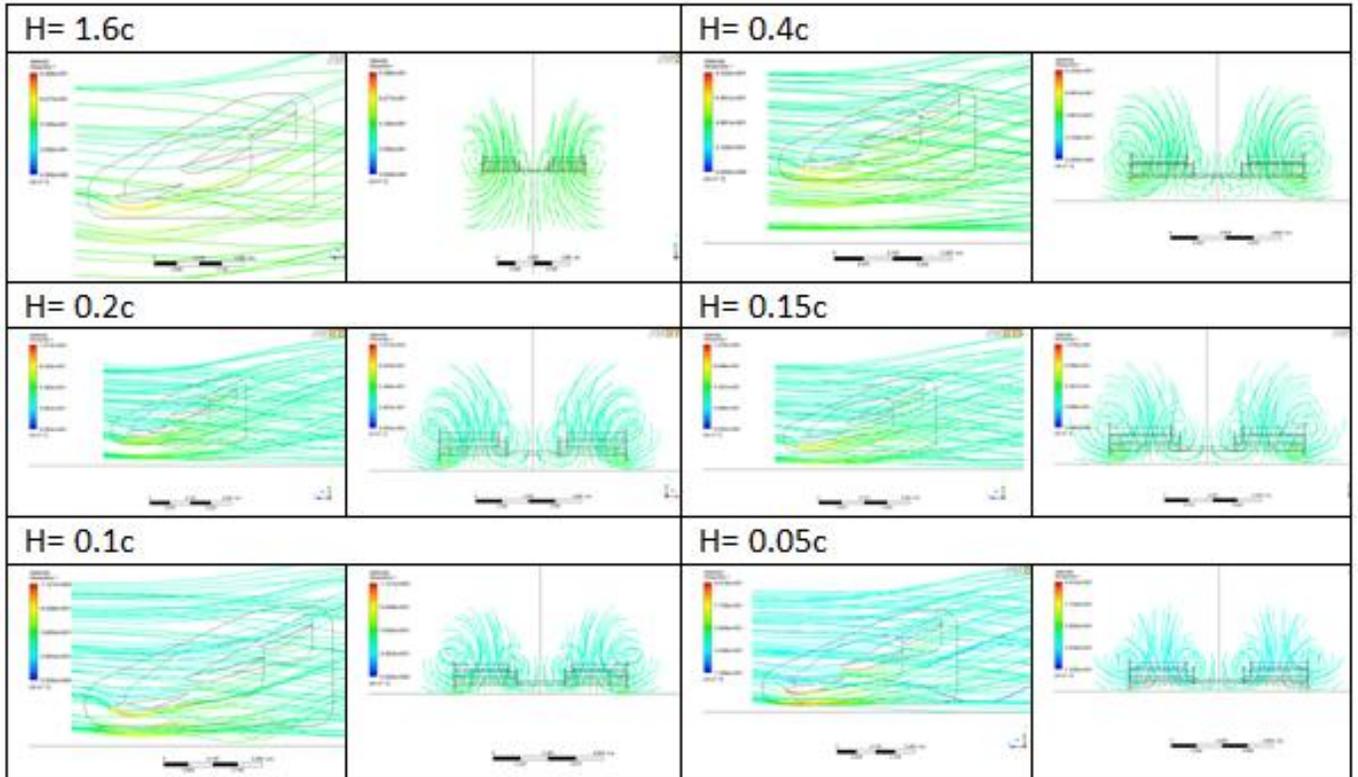


Tabla 34: Vista lateral y frontal (respectivamente) de la distribución de las líneas de flujo simulaciones II, altura variable.

En la tabla (34) se observa el comportamiento y la variación de las líneas de flujo (3D) en función de la altura de separación, empezando en una altura donde no hay incidencia del efecto suelo ($H=1.6c$) y terminando en una altura de separación pequeña ($H=0.05c$) donde la incidencia del efecto suelo es máxima.

Distribución de presiones sobre la superficie mojada del alerón:

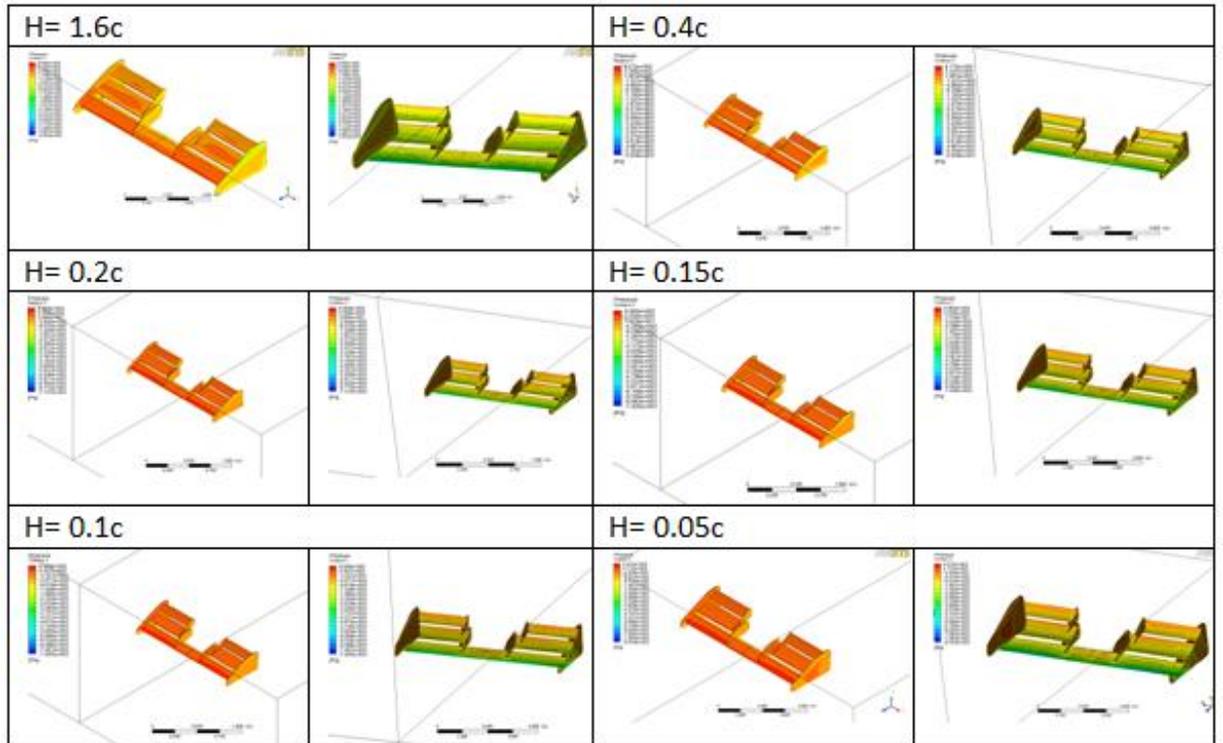


Tabla 35: Vista superior e inferior (respectivamente) de la distribución de presiones sobre el alerón simulaciones II, altura variable.

En la tabla (35) se observa la variación en la distribución de la presión sobre la superficie del alerón (3D) en función de la altura de separación, empezando en una altura donde no hay incidencia del efecto suelo ($H=1.6c$) y terminando en una altura de separación pequeña ($H=0.05c$) donde la incidencia del efecto suelo es máxima.

Vectores proyectados de fuerzas aerodinámicas en el eje vertical (*Downforce*):

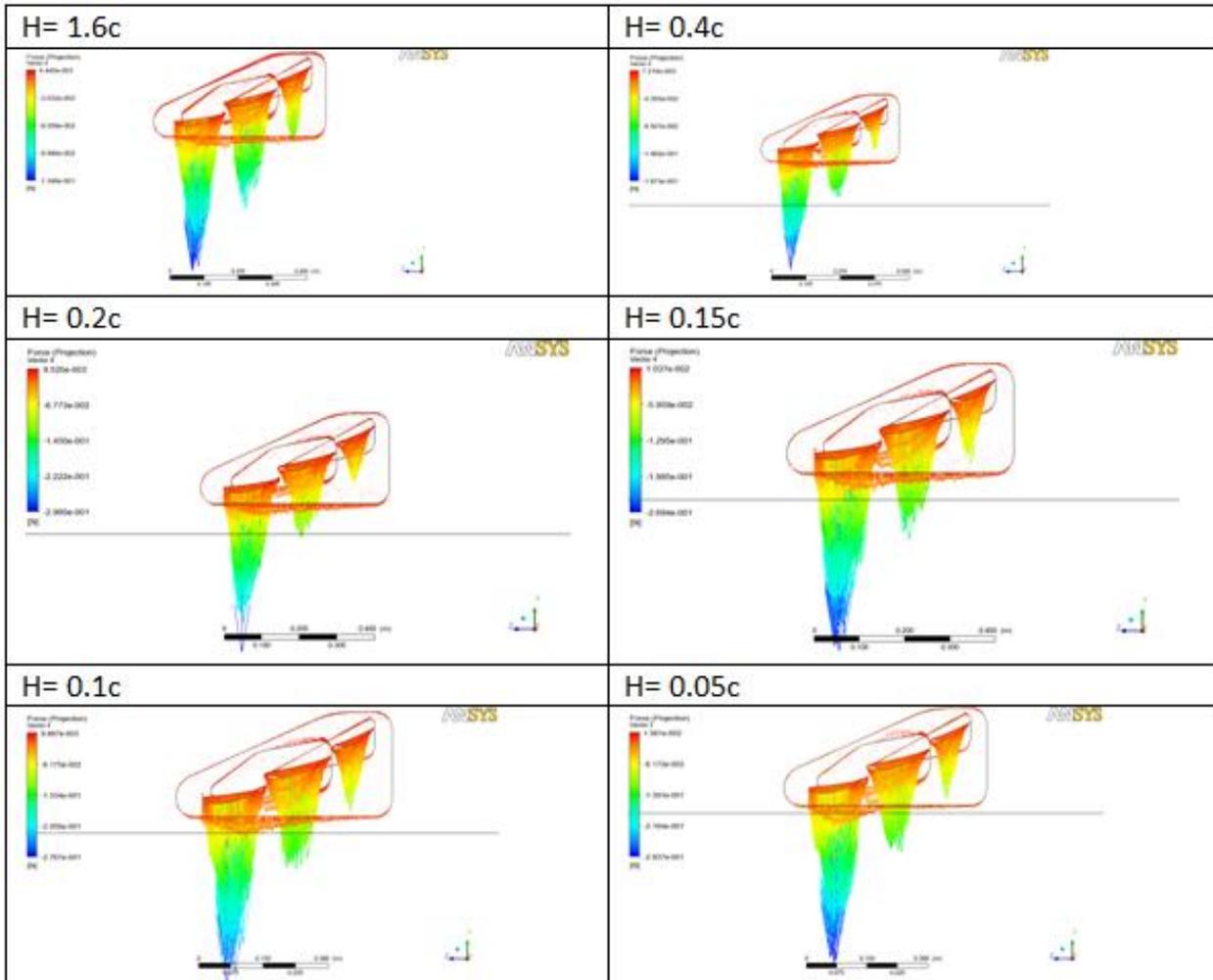


Tabla 36: Vectores de fuerza descendente simulaciones II, altura variable.

En la tabla (36) se observa la variación en la distribución de la fuerza descendente sobre la superficie del alerón (3D) en función de la altura de separación, empezando en una altura donde no hay incidencia del efecto suelo ($H=1.6c$) y terminando en una altura de separación pequeña ($H=0.05c$) donde la incidencia del efecto suelo es máxima.

Vectores proyectados de fuerzas aerodinámicas en el eje longitudinal (*Drag*):

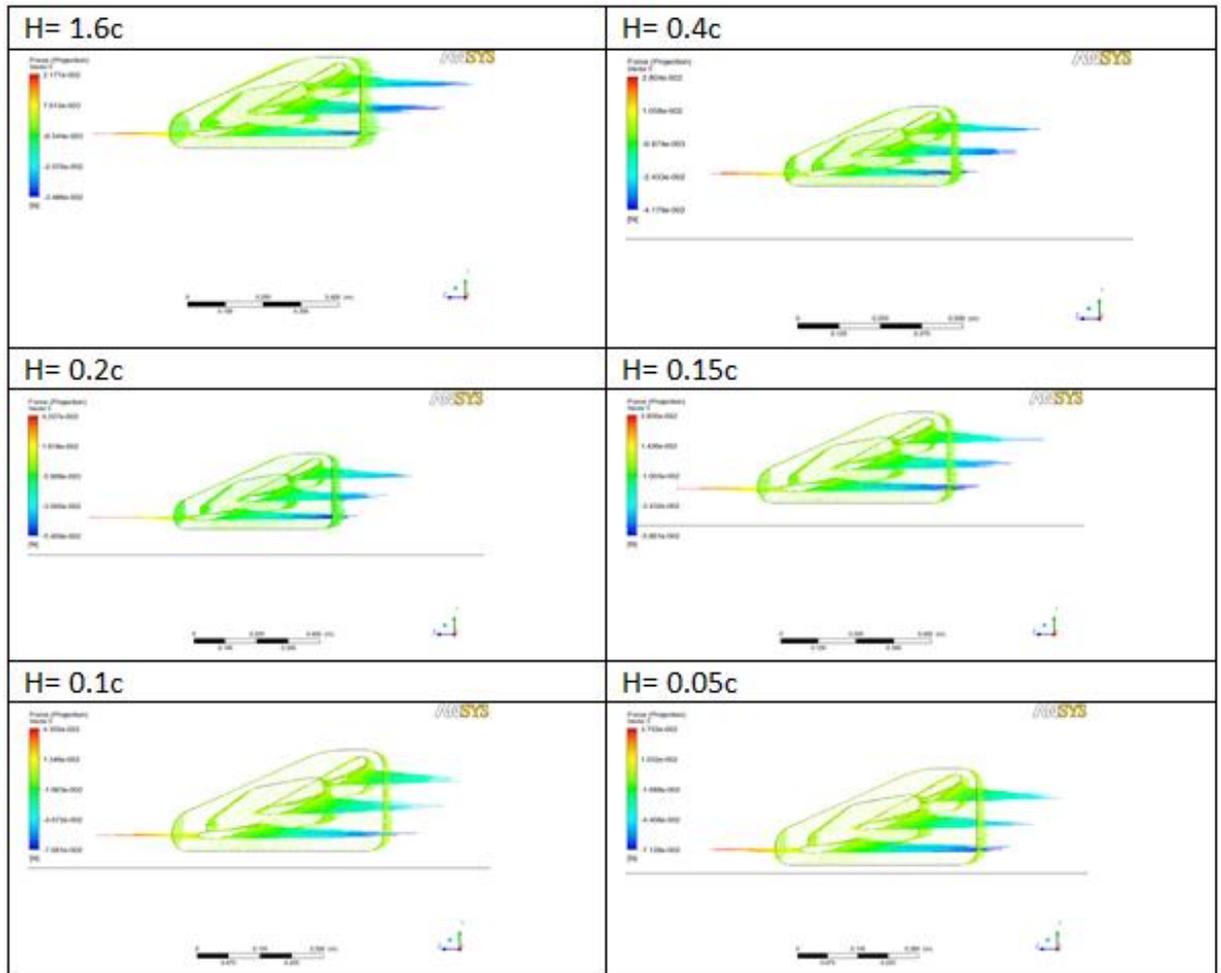


Tabla 37: Vectores de fuerza de arrastre simulaciones II, altura variable.

En la tabla (37) se observa la variación en la distribución de la fuerza de arrastre sobre la superficie del alerón (3D) en función de la altura de separación, empezando en una altura donde no hay incidencia del efecto suelo ($H=1.6 c$) y terminando en una altura de separación pequeña ($H=0.05 c$) donde la incidencia del efecto suelo es máxima.

Para cuando la altura de separación (H) es igual al 5% de la cuerda total del alerón:

- Resultados cuantitativos
 Fuerza descendente (*Downforce*) = 966.5585 N
 Arrastre (*Drag*) = 138.3831 N

Para cuando la altura de separación (H) es igual al 10% de la cuerda total del alerón:

- Resultados cuantitativos
Fuerza descendente (*Downforce*) = 923.8082 N
Arrastre (*Drag*) = 127.8511 N

Para cuando la altura de separación (H) es igual al 15% de la cuerda total del alerón:

- Resultados cuantitativos
Fuerza descendente (*Downforce*) = 845.9344 N
Arrastre (*Drag*) = 119.834 N

Para cuando la altura de separación (H) es igual al 20% de la cuerda total del alerón:

- Resultados cuantitativos
Fuerza descendente (*Downforce*) = 795.0123 N
Arrastre (*Drag*) = 116.3109 N

Para cuando la altura de separación (H) es igual al 40% de la cuerda total del alerón:

- Resultados cuantitativos
Fuerza descendente (*Downforce*) = 670.2116 N
Arrastre (*Drag*) = 104.2339 N

6. SIMULACIONES III: ALTURA CONSTANTE

El presente capítulo contiene los resultados obtenidos de las simulaciones realizadas para cuando se varía el ángulo α , sin variar la altura de separación con el suelo. Se tiene en cuenta que el elemento se encuentra en condiciones de operación real lo cual indica que el efecto suelo debe estar presente en todos los casos. Con estas simulaciones se observa el comportamiento de la eficiencia aerodinámica del alerón cercano al suelo y como se afecta este comportamiento debido a la presencia del mismo, reflejándose en una variación de los valores de las fuerzas aerodinámicas concretamente la fuerza descendente y el arrastre (*Downforce* y *Drag*).

Se busca poder determinar cuál sería el ángulo de ataque óptimo para que el alerón cumpla con su función de la manera más eficiente. Esto se evidencia cualitativamente observando el comportamiento del flujo alrededor de la superficie mojada del elemento y de la distribución de la presión sobre éste. Además se logra también cuantificar qué tanto aumentan en magnitud las fuerzas aerodinámicas debido a la incidencia del efecto suelo.

Debido a que los resultados se enuncian de manera similar a los capítulos anteriores referentes a simulaciones, favor remitirse a los capítulos cuatro ó cinco para resolver cualquier duda que se presente.

La altura de separación para todos los casos será del 15% de la cuerda total de alerón por cuestiones de geometría y funcionalidad del mismo ($H= 0.06m$).

6.1 CARACTERÍSTICAS DE LA MALLA

La malla es muy similar para todos los casos estudiados, esto debido a que se obtuvo mediante la metodología validada para todas las simulaciones descrita en el capítulo tres. Por esta razón se describirá la malla una sola vez. Cabe anotar que la malla tuvo que ser modificada un poco, pero las modificaciones se hicieron teniendo en cuenta las propiedades que se tienen que mantener para que la malla cumpla con la metodología validada. Por lo tanto la malla aquí descrita es completamente válida.

A continuación se enuncian y se describen las características principales que tiene la malla usada en este grupo de simulaciones:

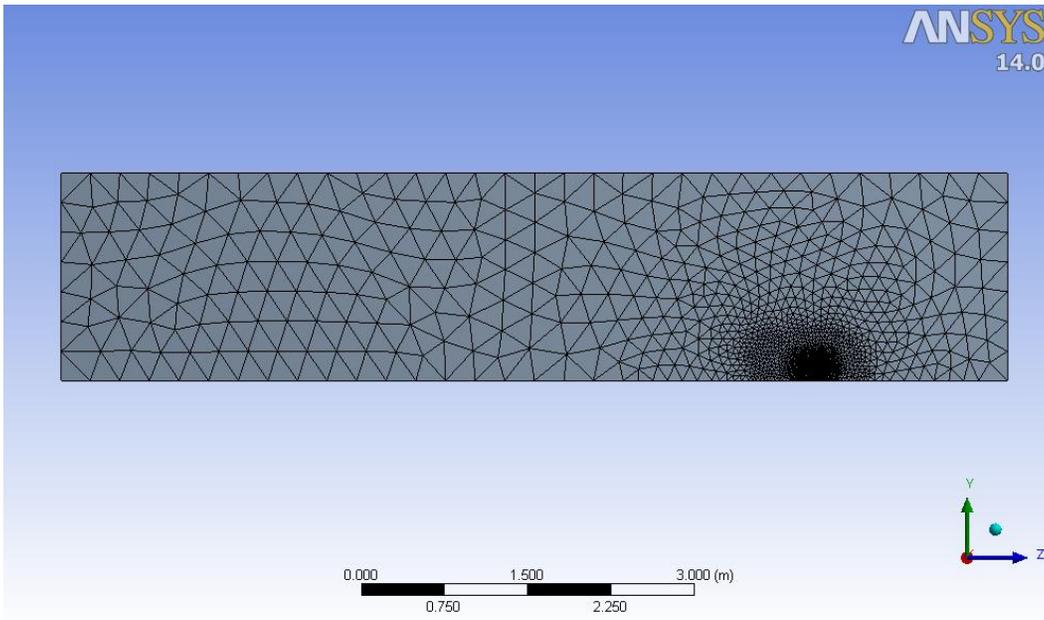


Figura 57: Malla del volumen de control vista desde el plano de simetría simulaciones III, altura constante.

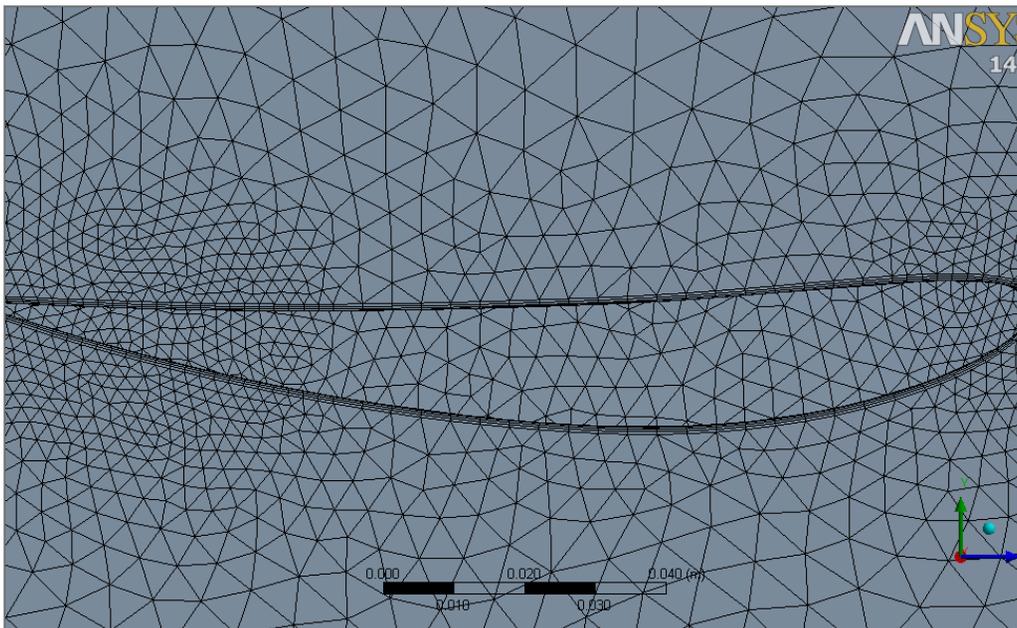


Figura 58: Detalle de la malla en proximidad con el alerón simulaciones III, altura constante.

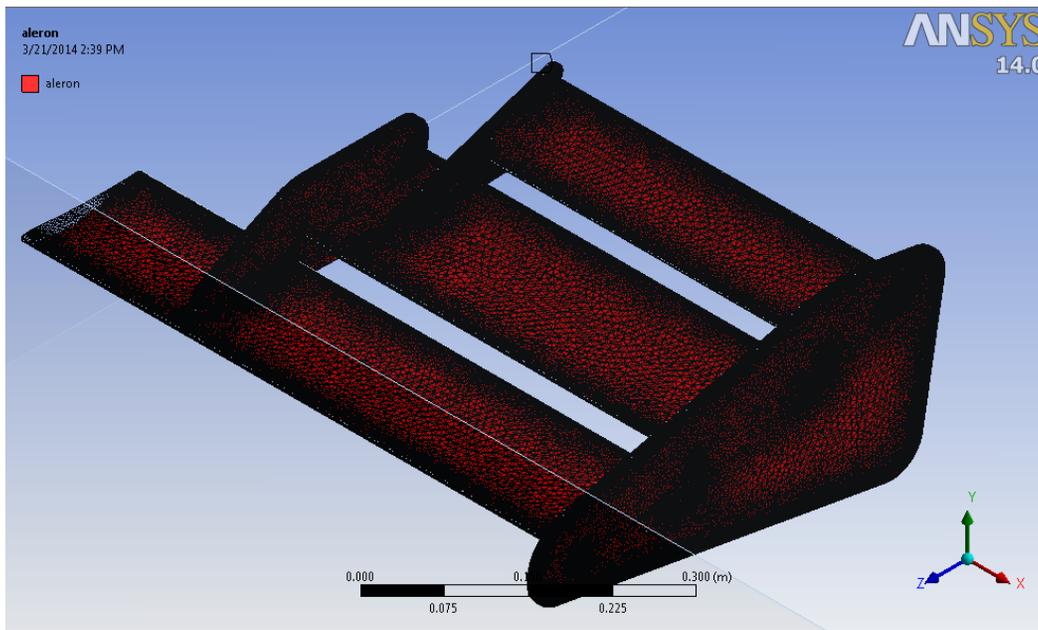


Figura 59: vista de los elementos sobre la superficie del alerón simulaciones III, altura constante

Número de elementos: 2157541

Características de la Malla para las Simulaciones a H Constante				
	Element Quality	Aspect Ratio	Skewness	Orthogonal Quality
Min	2.7912E-02	1.1672E+00	2.6294E-04	7.8341E-02
Max	9.9981E-01	2.1172E+02	8.9019E-01	9.9983E-01
Ave	7.1109E-01	3.9008E+00	2.5918E-01	8.4658E-01
SD	2.6799E-01	5.1569E+00	1.3916E-01	1.0198E-01

Tabla 38: Estadísticas de la malla simulaciones III, altura constante.

6.2 RESULTADOS

- Resultados cualitativos
2D:
Vectores de velocidad:

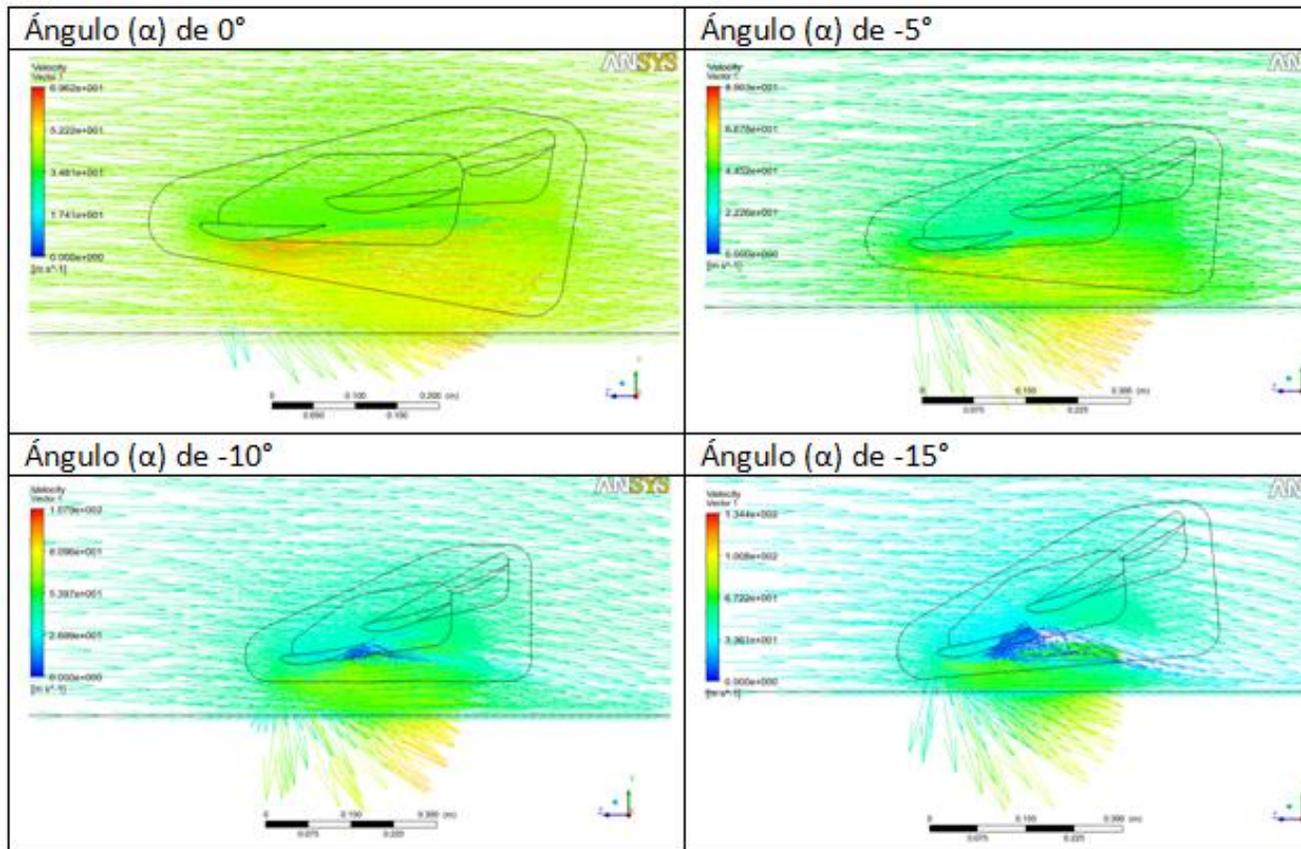


Tabla 39: Vectores de velocidad simulaciones III, altura constante.

En la tabla (39) se realiza una comparación del comportamiento de los vectores de velocidad del flujo de aire a través del perfil aerodinámico del ala base, con variaciones de -5 grados (iniciando en cero grados y llegando hasta -15 grados) con el fin de observar la variación de dicho flujo en función del ángulo de ataque cuando hay presencia de efecto suelo a una altura constante.

Distribución de presiones:

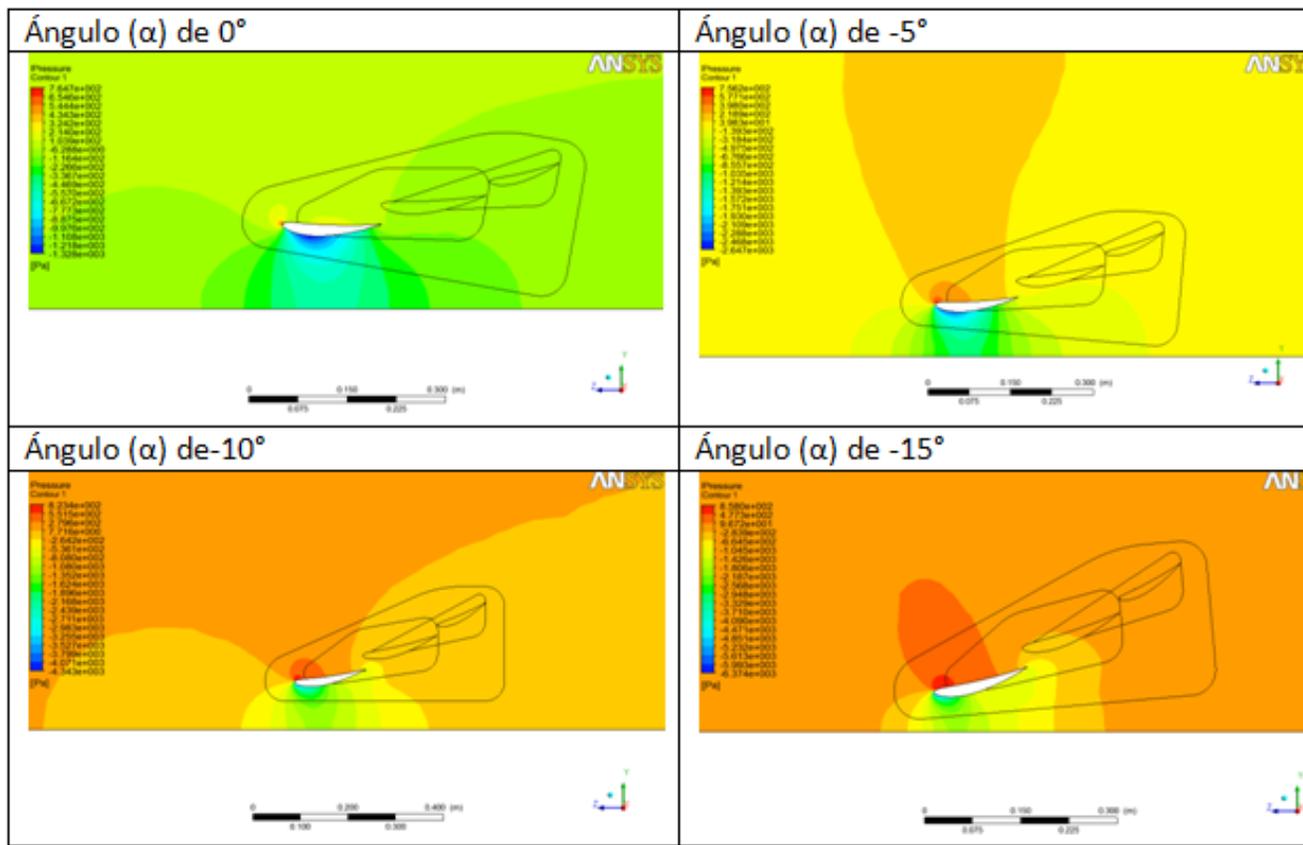


Tabla 40: Distribución de presiones simulaciones III, altura constante.

En la tabla (40) se realiza una comparación de la distribución de las presiones sobre la superficie del perfil aerodinámico del ala base, con variaciones de -5 grados en el ángulo de ataque (iniciando en cero grados y llegando hasta -15 grados) con el fin de observar su variación en función del ángulo de ataque cuando hay presencia de efecto suelo a una altura constante.

En la tabla (41) se realiza la comparación de las líneas de flujo de aire sobre el elemento en tres dimensiones, con esta comparación se busca observar el comportamiento de las velocidades sobre el elemento completo para así determinar su variación en función del ángulo de ataque y de esta manera obtener la información necesaria para realizar un buen análisis de los resultados cuando hay presencia de efecto suelo a una altura constante.

3D:

Líneas de Flujo:

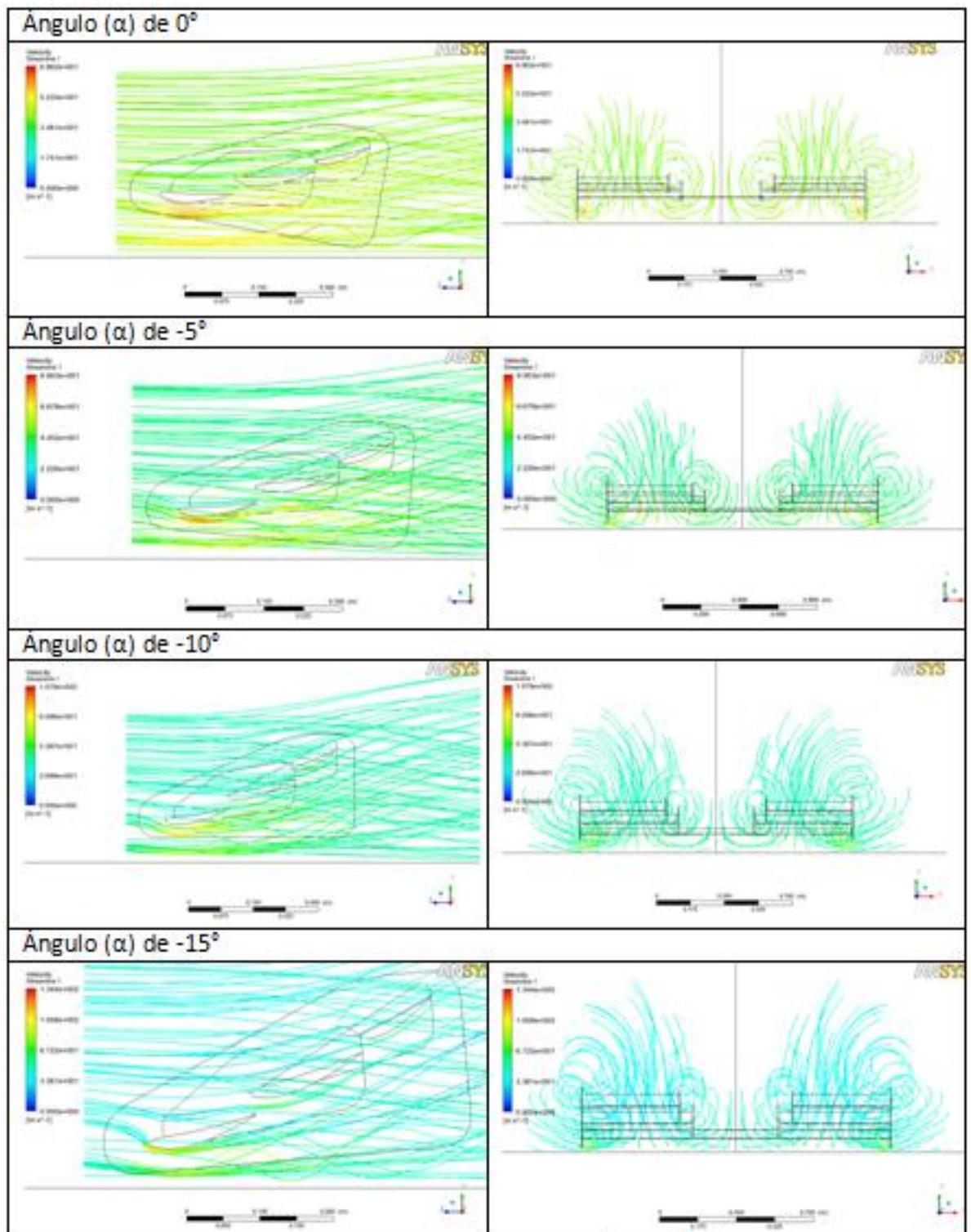


Tabla 41: Vista lateral y frontal (respectivamente) de la distribución de las líneas de flujo simulaciones III, altura constante.

Distribución de presiones sobre la superficie mojada del alerón:

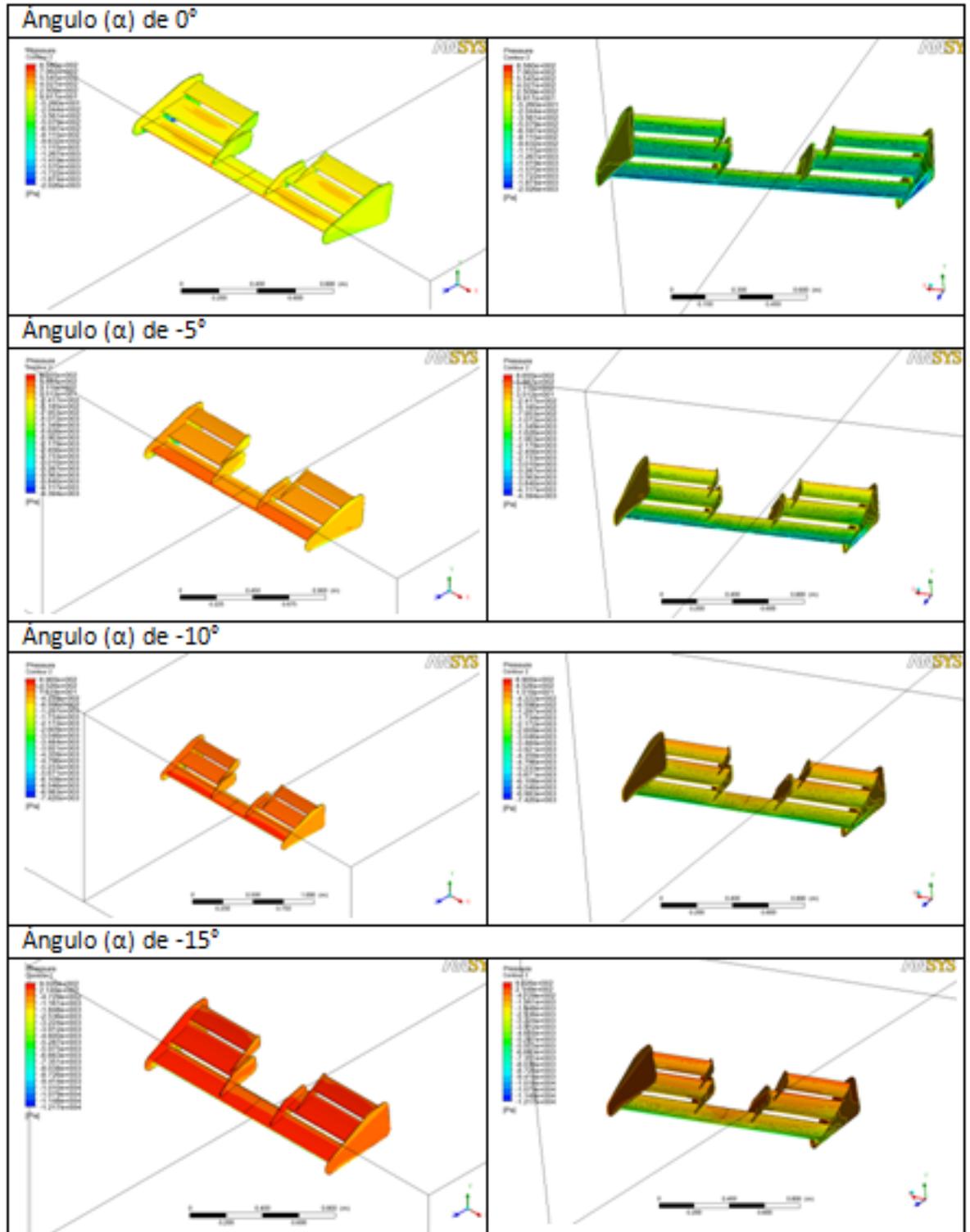


Tabla 42: Vista superior e inferior (respectivamente) de la distribución de presiones sobre el alerón simulaciones III, altura constante.

Vectores proyectados de fuerzas aerodinámicas, en el eje vertical (*Downforce*):

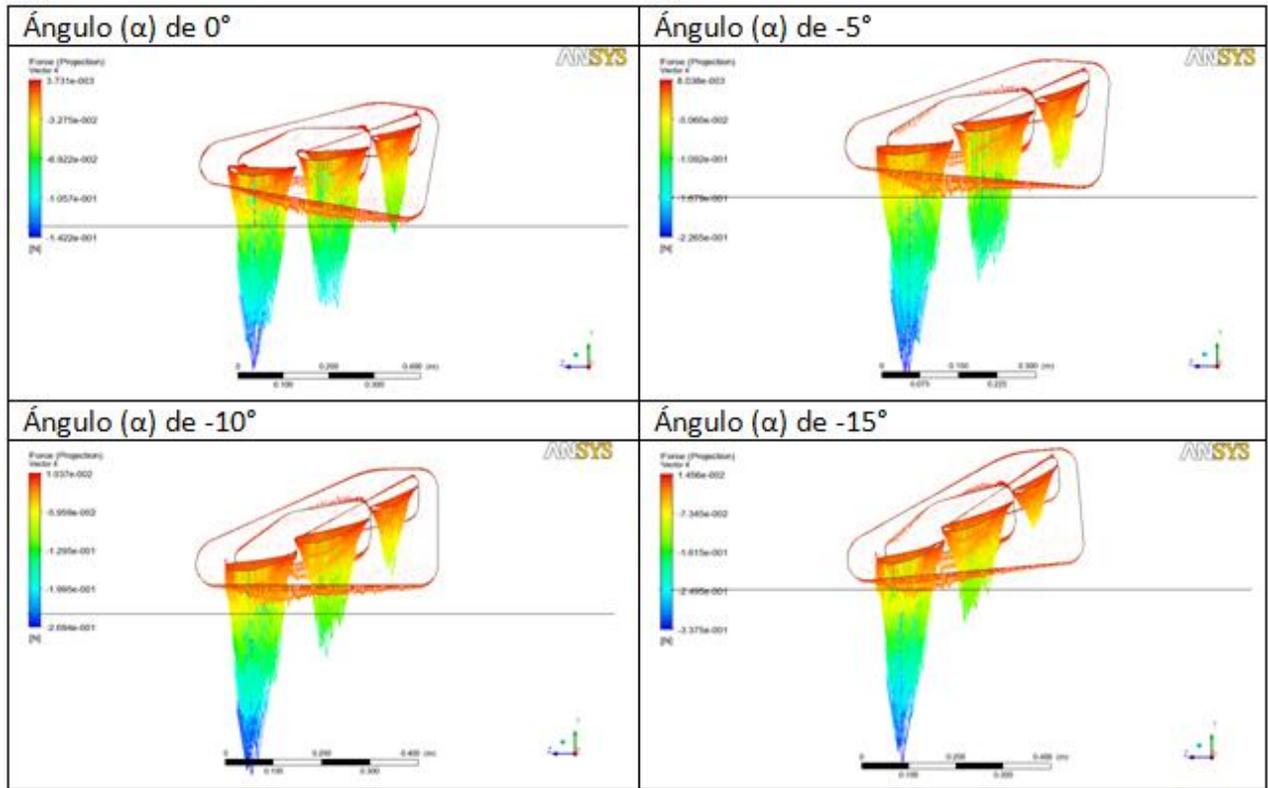


Tabla 43: Vectores de fuerza descendente simulaciones III, altura constante.

En la tabla (42) se hace una comparación similar a la que se hizo en la tabla (40) solo que en la primera se observa y compara la distribución de las presiones sobre la superficie mojada del alerón delantero cuando hay presencia de efecto suelo a una altura constante.

En la tabla (43) se puede ver la misma comparación que se ha hecho en las tablas anteriores presentes en este capítulo, sólo que en la presente tabla se observa el comportamiento y la distribución de la fuerza descendente sobre los elementos que componen el alerón en función del ángulo de ataque cuando hay presencia de efecto suelo a una altura constante.

Vectores proyectados de fuerzas aerodinámicas, en el eje longitudinal (*Drag*):

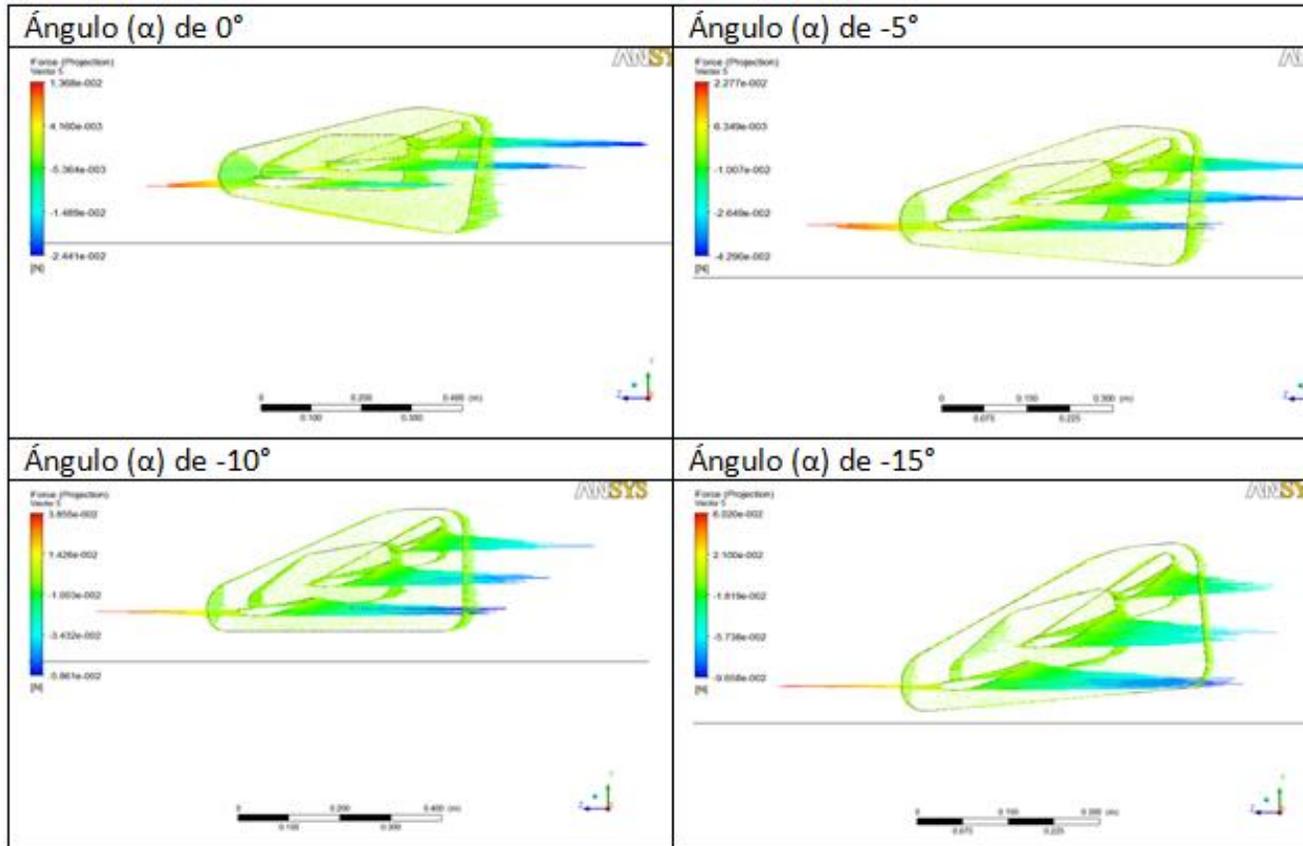


Tabla 44: Vectores de fuerza de arrastre simulaciones III, altura constante.

En la tabla (44) se puede ver la comparación del comportamiento y la distribución de la fuerza de arrastre sobre los elementos que componen el alerón en función del ángulo de ataque cuando hay presencia de efecto suelo a una altura constante.

Para cuando α es igual a 0° :

- Resultados cuantitativos
Fuerza descendente (*Downforce*) = 486.1525 N
Arrastre (*Drag*) = 46.76742 N

Para cuando α es igual a -5° :

- Resultados cuantitativos
Fuerza descendente (*Downforce*) = 769.0035 N
Arrastre (*Drag*) = 82.55909 N

Para cuando α es igual a -10° :

- Resultados cuantitativos
Fuerza descendente (*Downforce*) = 845.9344 N
Arrastre (*Drag*) = 119.834 N

Para cuando α es igual a -15° :

- Resultados cuantitativos
Fuerza descendente (*Downforce*) = 1038.017 N
Arrastre (*Drag*) = 193.7451 N

7. ANÁLISIS DE RESULTADOS

En este capítulo se analizarán de forma objetiva, concisa y puntual los resultados obtenidos de las simulaciones realizadas que ya se enunciaron en los capítulos cinco y seis. Se seguirá el orden que se ha venido llevando hasta el momento, analizando primero los resultados para cuando se varía la altura de separación entre el suelo y el alerón y se concluirá con los resultados de las variaciones de ángulo de ataque.

7.1 ANÁLISIS DE RESULTADOS: ALTURA VARIABLE

En esta sección se observa la incidencia del suelo en los parámetros importantes que afectan las fuerzas aerodinámicas que se generan sobre el alerón. Para tal efecto se comparó cada uno de los parámetros, cuando el ala se encontraba fuera del efecto suelo, con los mismos parámetros en el momento en que el efecto suelo es mayor, es decir, cuando la altura de separación es mínima (5% de la cuerda total del alerón). En cuanto a los resultados cuantitativos, con los resultados numéricos de cada una de las situaciones realizadas, se tomaron los valores de fuerza descendente y arrastre y se relacionaron de forma clara en una tabla y una gráfica para su fácil interpretación y análisis.

Se inicia con los resultados en 2D para facilitar la comprensión de lo que está ocurriendo cuando se pasa a analizar el ala en 3D.

Se muestran únicamente las situaciones mencionadas porque, al momento de realizar las comparaciones para cada una de las distancias de separación, se observó que el comportamiento es exactamente igual sólo que a una escala menor y proporcional a la altura de separación entre el suelo y el alerón.

Vectores de velocidad sobre el perfil:

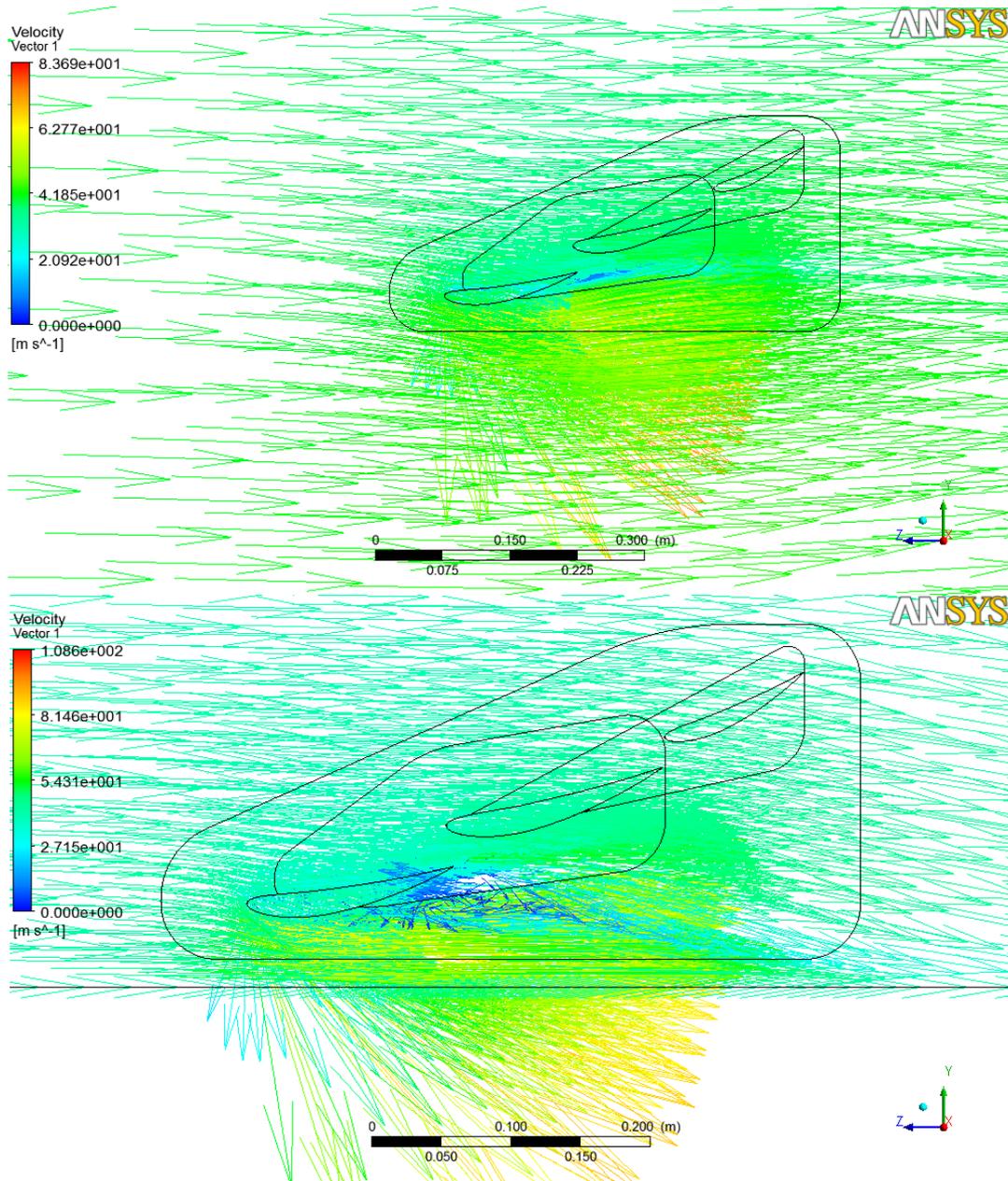


Figura 60: Comparación de los vectores de velocidad para $H=1.6c$ y $H=0.05c$.

En la primera imagen se puede observar el comportamiento de la velocidad del flujo sobre la superficie del ala base fuera del efecto suelo, mientras que en la imagen inferior se observa lo mismo cuando ésta está lo más cerca posible del suelo (para este caso 5 % de la cuerda total del alerón). Se observa un comportamiento típico para un perfil asimétrico cuando se enfrenta a un flujo libre de aire en ambas imágenes. Alta velocidad en la parte

inferior del perfil que se traduce en baja presión, como se observará más adelante, y por ende en la generación de fuerzas aerodinámicas (*Downforce* y *Drag*). Se debe tener en cuenta la escala que presenta la imagen en donde se evidencia la magnitud de los vectores en distintas posiciones sobre el ala, mientras que las flechas representan su dirección.

Si se observa el comportamiento de la velocidad, magnitud y dirección, en la figura superior se puede ver que es bastante uniforme, se empieza a evidenciar un poco de desprendimiento en el borde de fuga del perfil inferior debido al alto ángulo de ataque negativo, pero que no es significativo y no afecta en gran medida el rendimiento aerodinámico del perfil. En contraste en la imagen inferior, correspondiente a la que presenta efecto suelo, se observa que la velocidad aumenta considerablemente en magnitud debido a la presencia de la frontera móvil, lo que se traduce en un aumento proporcional en la fuerza descendente generada por el perfil.

Debido al aumento de energía cinética en el flujo, se evidencia claramente que el desprendimiento del flujo sobre el perfil se magnifica, sin embargo este desprendimiento no es suficiente para lograr una pérdida de sustentación total. El efecto más contundente de este incremento de energía se evidencia en un aumento grande en el arrastre del perfil, esto se debe a una zona de vacío que se presenta en el borde de fuga del mismo y que lo succiona aumentando así la magnitud de esta fuerza.

En términos de la eficiencia aerodinámica se aprecia que un perfil que se desempeña favorablemente lejos del suelo, puede llegar a ser altamente ineficiente cuando se presenta efecto suelo para la misma condición de flujo y configuración geométrica. Este es un hallazgo importante que se puede extrapolar al comportamiento del alerón en 3D, ya que en las competencias se busca generar el menor arrastre posible, aunque se vea un poco reducida la capacidad sustentadora de los alerones.

Contorno de presiones: Muestran la distribución del campo de presiones alrededor del perfil, y sus resultados son bastante concluyentes porque es esta distribución la que determina la magnitud de las fuerzas aerodinámicas generadas por la interacción de la superficie del perfil con el flujo.

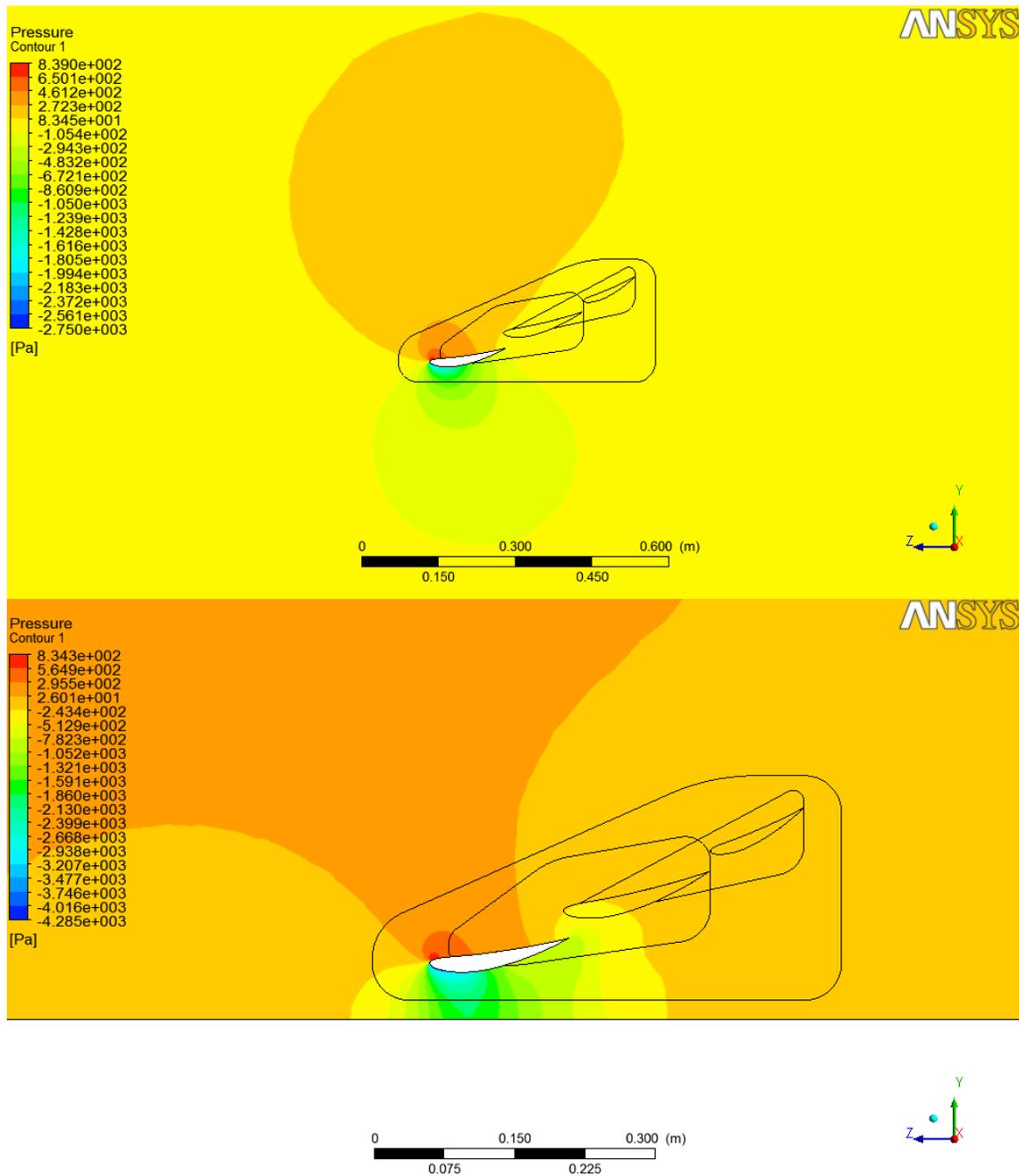


Figura 61: Comparación de la distribución de presiones para $H=1.6c$ y $H=0.05c$.

Nuevamente, y a lo largo de todo este capítulo, tenemos la imagen del ala fuera del efecto suelo en la parte superior y la que se encuentra en presencia del efecto suelo en la parte inferior. En la figura (61) se ve el comportamiento del campo de presiones alrededor del perfil, en la imagen superior se observa que el campo de presiones se desarrolla completamente y de forma coherente con el comportamiento de un perfil invertido en condiciones de funcionamiento normales. Se ve una alta presión en la parte superior y una baja presión en su superficie inferior, todo se presenta de forma normal.

En la imagen inferior sin embargo, el comportamiento que se observa es completamente distinto, gracias a la presencia del suelo se ve que la distribución de presiones en la parte inferior no se alcanzan a desarrollar normalmente, creando una zona de baja presión mucho más grande en la parte inferior del perfil y de esta manera generando una fuerza descendente mucho mayor en magnitud que la que se genera cuando el perfil se encuentra libre de la incidencia del suelo. De igual manera se puede apreciar en el borde de fuga del perfil, la presencia de la zona de vacío que aparece por el desprendimiento del flujo en esta sección del mismo y, como se dijo anteriormente, aumenta significativamente el arrastre y baja la eficiencia aerodinámica del perfil. Entendiendo por eficiencia una relación fuerza descendente/arrastre (*Downforce/Drag*) lo más alta posible, es decir, generar la mayor cantidad de sustentación (*Downforce* en este caso) con el mínimo arrastre (*Drag*) asociado.

A continuación se analizarán los mismos parámetros pero esta vez observando la interacción de los mismos sobre toda la superficie del ala, es decir, un análisis de los parámetros en 3D.

Líneas de Flujo: Un flujo se caracteriza por un campo de vectores de velocidad en el espacio tridimensional, las líneas de flujo resultan de la descripción de este campo. Estas líneas son una familia de curvas que son tangentes al vector de velocidad del flujo y muestran la dirección que tomaría una partícula en cualquier instante de tiempo dentro del mismo, en esencia representan lo mismo de los vectores de velocidad en el análisis en 2D.

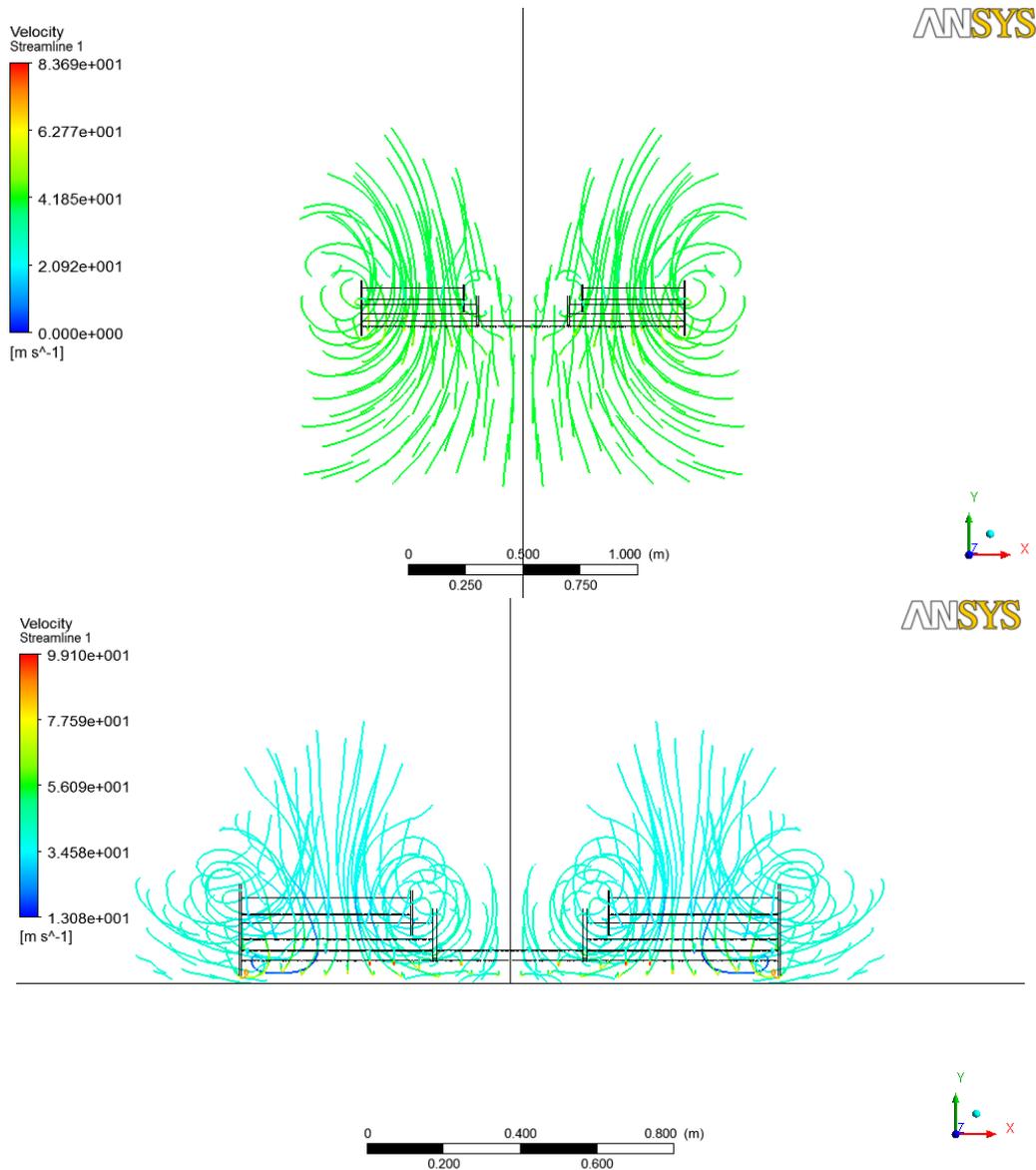


Figura 62: Comparación de las líneas de flujo para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista frontal.

En la figura (62) se busca mostrar el comportamiento de la vorticidad generada por el ala, nuevamente sin efecto suelo en la parte superior y con efecto suelo (ES) en la parte inferior. Se ve en la imagen superior que la vorticidad es mucho mayor en el ala sin ES y que a pesar de las barreras que representan las placas ubicadas en los extremos de la misma, se ve que esta influye en el desempeño aerodinámico aumentando el arrastre inducido por la sustentación. En contraste, en la imagen inferior se aprecia que el suelo, junto con las barreras físicas en los extremos del ala, forman una especie de muro que limita y disminuye la acción de la vorticidad, mejorando el desempeño aerodinámico. Es en estas condiciones donde se ve la importancia de estas láminas de material ubicadas estratégicamente en los extremos del ala, y que cumplen con su función de mejor manera conforme se acercan al suelo.

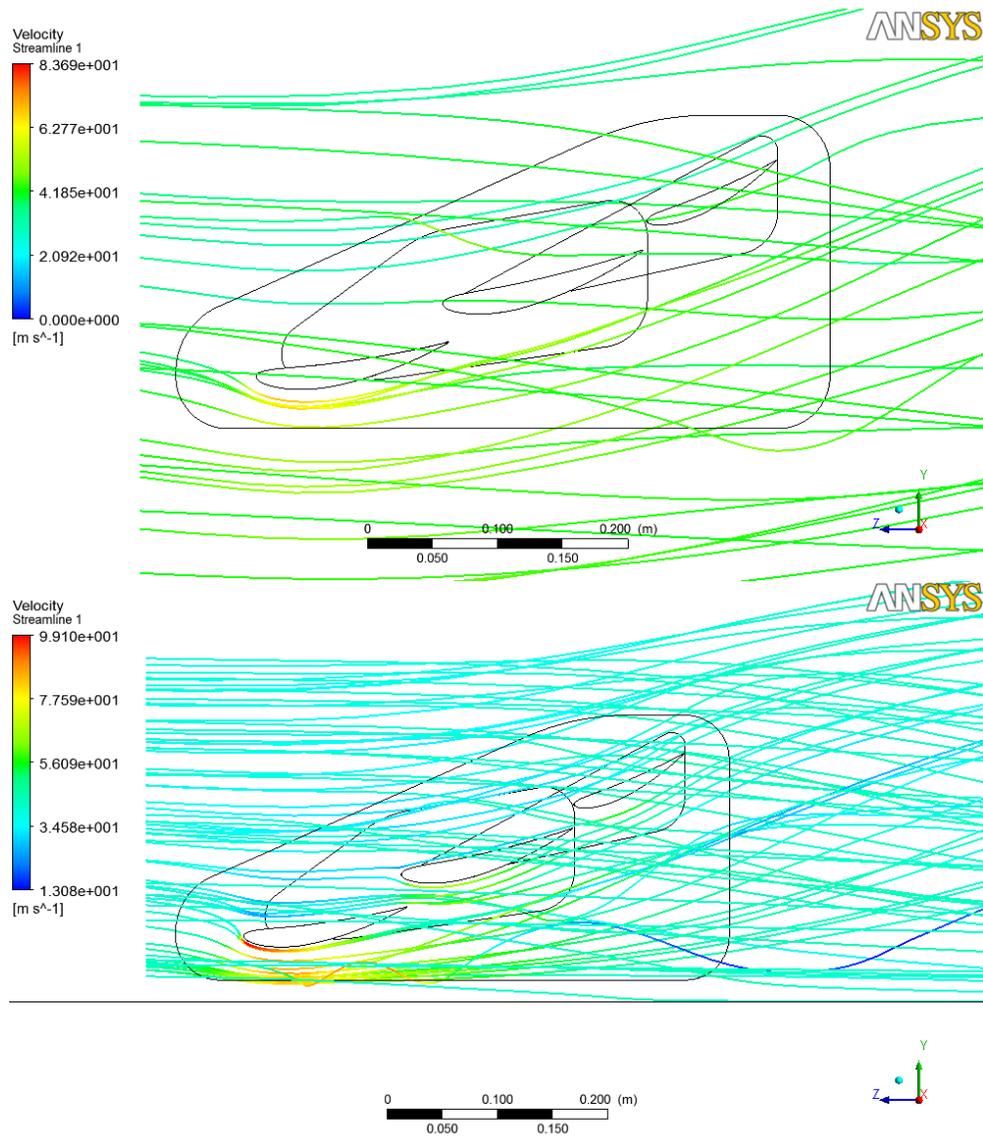


Figura 63: Comparación de las líneas de flujo para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista lateral.

En la figura (63) se evidencia el camino que sigue el flujo al interactuar con el alerón. Se puede ver que debido a la zona de baja presión que se forma entre el ala y el suelo, se mejora el flujo por los demás elementos que componen el ala y de esta manera empiezan a cumplir su función de generar una fuerza descendente adicional y de desviar el flujo de la llantas del vehículo. En las siguientes imágenes se verá al efecto que tiene esta mejora en el comportamiento del flujo en la distribución de presiones sobre la superficie del ala.

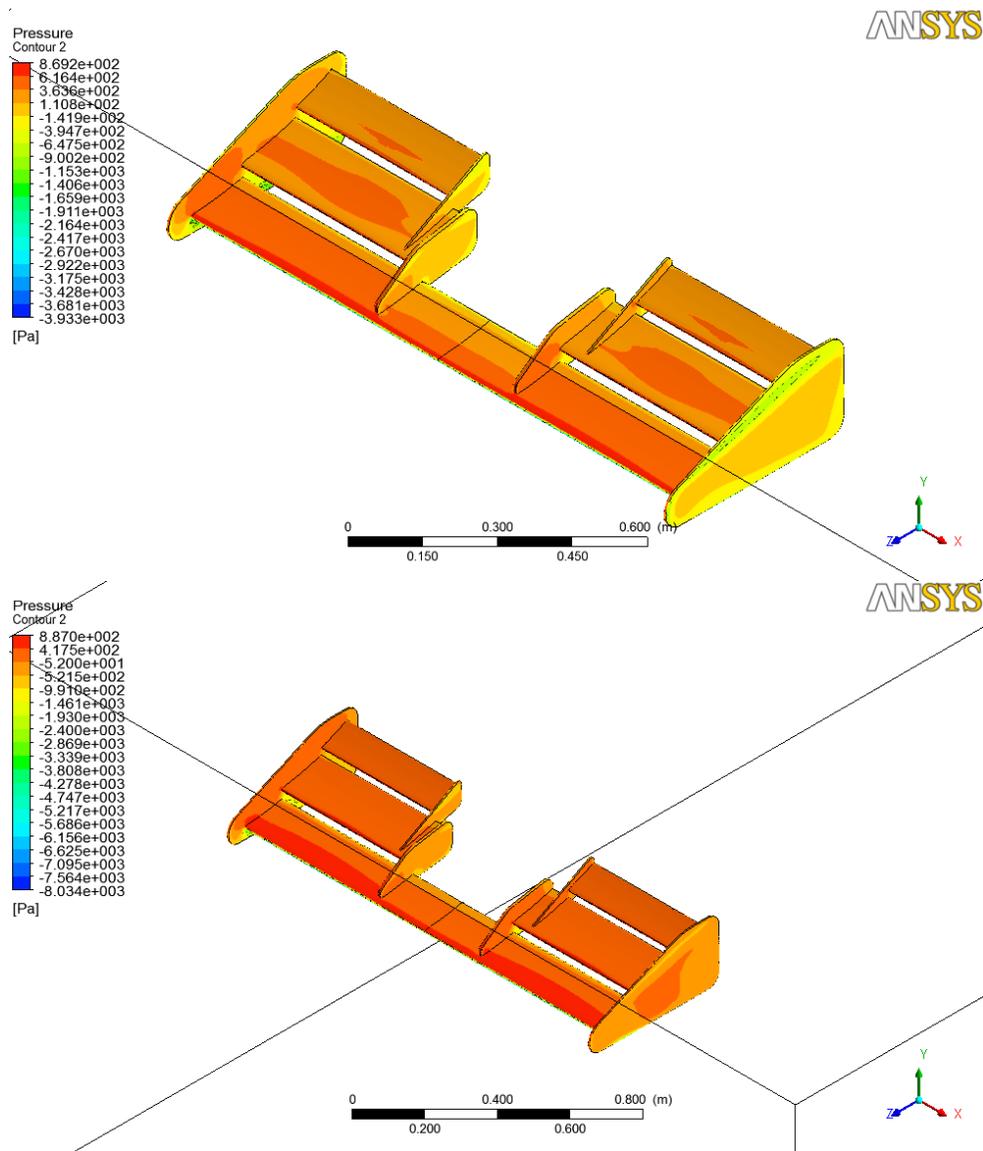


Figura 64: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista superior.

La figura (64) muestra esta distribución en la parte superior del ala. Como se puede detallar, en ambas situaciones se presentan altas presiones, pero cabe resaltar que por la incidencia que tiene el suelo en el comportamiento y las características del flujo alrededor de la superficie, se aumenta la presión significativamente y se distribuye de una manera más uniforme en todas las secciones. Lo que deriva en un mejor desempeño.

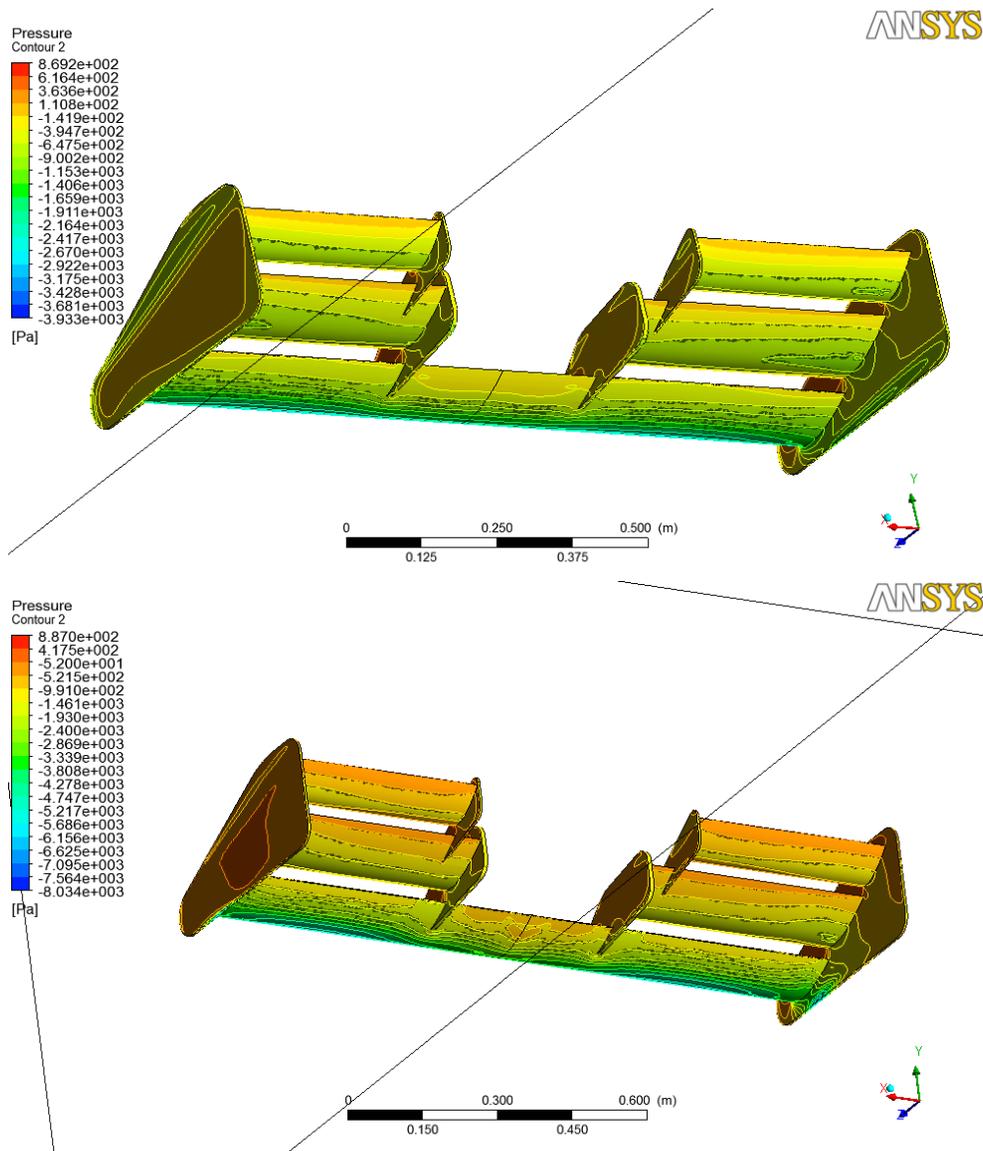


Figura 65: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista inferior.

En la figura (65) se muestra la distribución de presiones en parte inferior del ala, se ve el mismo fenómeno analizado en la parte superior sólo que su incidencia se manifiesta en forma de zonas de baja presión en intradós del ala.

Analizados los resultados cualitativos más significativos en las situaciones más extremas (que son las más concluyentes) se procederá a mostrar y analizar los resultados cuantitativos que se extrajeron de cada una de las simulaciones realizadas descritas detalladamente en su respectivo capítulo.

Los resultados se encuentran consignados en la tabla (45) y muestran claramente la incidencia del efecto suelo.

H [m]	Simulación	H/c [%]	DF [N]	Aumento [%]	Drag [N]	Aumento [%]	DF/Drag
0.02	S2	5	966.5585	76.99	138.3831	49.16	7.0
0.04	S3	10	923.8082	69.17	127.8511	37.80	7.2
0.06	S4	15	845.9344	54.91	119.834	29.16	7.1
0.08	S5	20	795.0123	45.58	116.3109	25.37	6.8
0.16	S6	40	670.2116	22.73	104.2339	12.35	6.4
1.6	S1	400	546.0949	0.00	92.77742	0.00	5.9

Tabla 45: Resumen de los resultados cuantitativos, simulaciones II.

La figura (66) se obtuvo graficando los valores contenidos en la tabla (45) y permite visualizar más fácilmente el comportamiento de los valores y que ayuda a realizar de una forma más adecuada el análisis del mismo, comparando los datos de fuerza descendente y arrastre (*Downforce* y *Drag* respectivamente) de cada simulación con los datos de la simulación de control (S1).

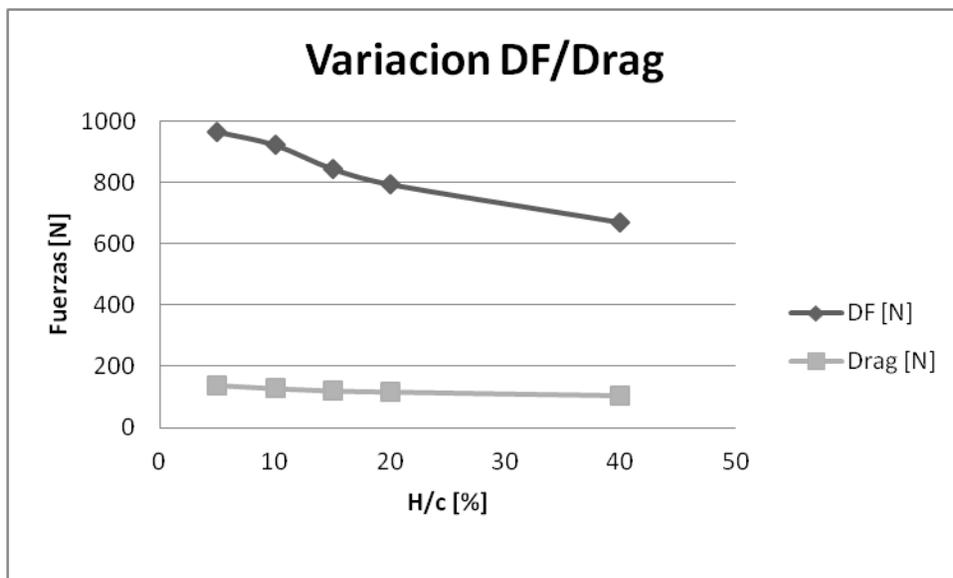


Figura 66: Gráfica de los resultados cuantitativos, simulaciones II.

Se detalla un aumento continuo de la fuerza descendente (*Downforce*) y del arrastre (*Drag*) conforme se va reduciendo la distancia de separación. El *Drag* parece no aumentar demasiado, pero por lo que se vio en el análisis de los resultados cualitativos y si se refiere a la tabla con los valores, el aumento es notorio y es debido a la alteración que tiene el

suelo con el comportamiento del flujo, sólo que por la escala de la gráfica no se percibe tan claramente.

La fuerza descendente aumenta hasta un 77% conforme se va reduciendo la altura, por lo que se pudo indagar en la literatura, esto será así hasta que la separación sea tan pequeña que el aire no fluya por debajo del alerón y éste entre en pérdida. Esta situación no se pudo recrear en este trabajo porque el ala debía ser 100% funcional y por cuestiones de diseño la altura no se pudo seguir disminuyendo.

Gracias a estos valores y a las imágenes mostradas en las figuras (60) a (65) se logra evidenciar la clara incidencia que tiene el suelo sobre el comportamiento y desempeño de este tipo de alerones. El suelo se constituye como una barrera física que reduce el área de flujo del aire, pero como se debe cumplir continuidad el aire se acelera y genera una mayor caída de presión y por tanto un incremento en la fuerza descendente. La importancia que tiene la comprensión de este fenómeno al momento de diseñar los componentes aerodinámicos de un vehículo tipo formula se aprecia claramente. Se espera que con este análisis se tenga esta suficiencia de conocimientos que permita llegar lo más cerca posible a la perfección en el diseño y desempeño del alerón delantero objeto de este estudio.

7.2 ANÁLISIS DE RESULTADOS: ÁNGULO DE ATAQUE VARIABLE

En la sección anterior se analizó la incidencia que tiene la altura de separación con el comportamiento del flujo y de las fuerzas aerodinámicas que se generan de la interacción de este con el alerón. Por esta razón no tiene sentido comparar de nuevo esto para cada una de las configuraciones de ángulo de ataque estudiadas, pues ya se sabe cómo será el comportamiento y hacerlo no aportaría a la investigación. Lo que sí es interesante analizar y comparar es el comportamiento del flujo y de las fuerzas generadas (*Downforce* y *Drag*) para cada configuración de ángulo de ataque en presencia del efecto suelo, tomando como base de comparación los resultados arrojados cuando el alerón se encuentra a 0 grados en relación con la dirección del flujo libre. Con este análisis se busca evidenciar cual es la configuración de ángulo de ataque más conveniente para la aplicación que tendrá el ala cuando se encuentre montada en el monoplaça. Se procede entonces a realizar este análisis.

Alerón con α de -5° :

Vectores de velocidad:

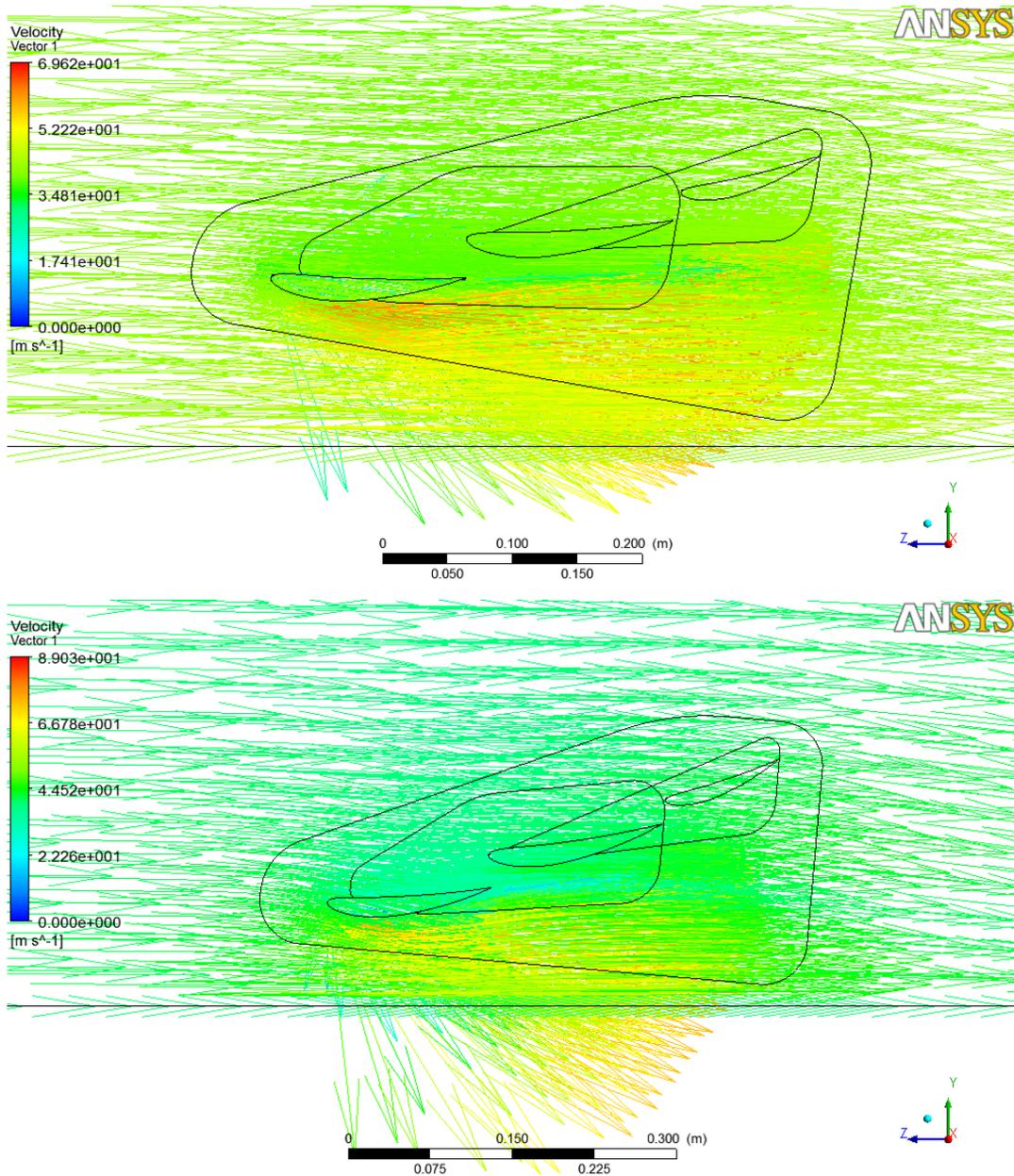


Figura 67: Comparación de los vectores de velocidad para ángulos de ataque de 0° y -5° .

En la parte superior de las figuras (67) a (71) se tiene el comportamiento de los vectores de velocidad para cuando el ángulo de ataque del perfil es de 0° , y será así a lo largo de toda esta sección. En la parte inferior se tiene la misma información pero para cuando el

ángulo de ataque es de -5° . En la imagen superior se observa un flujo más limpio pero más lento en la parte inferior del perfil, a pesar de que con la deflexión se logra un aumento del arrastre debido a que las magnitudes de la velocidad son mayores se ve que en proporción se mejora la eficiencia del ala, puesto que no se presenta desprendimiento en ningún momento, por lo cual se puede obtener una relación *Downforce/Drag* mucho mayor a la que se obtendría con la deflexión de 0° . Se debe tener en cuenta que, como se vio en la sección anterior, el desprendimiento se presentará si la altura de separación se disminuye mucho, pero esto no sucederá por las características geométricas que tiene el alerón propuesto.

Contorno de presiones:

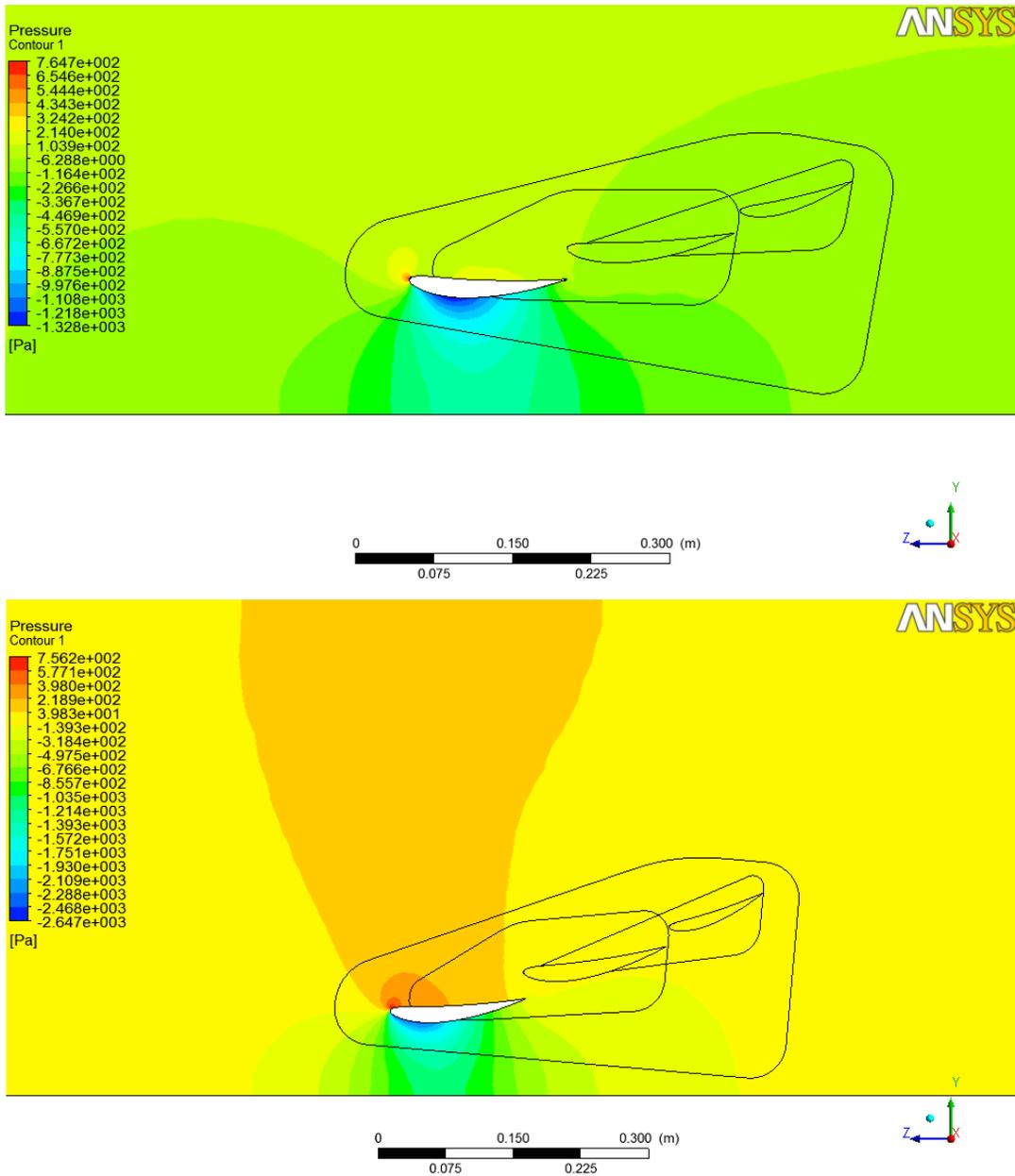


Figura 68: Comparación de la distribución de presiones para ángulos de ataque de 0 y -5°.

Las imágenes mostradas en la figura (68) son bastante concluyentes, porque demuestran que, si se refiere a la homogeneidad de la distribución de presiones sobre el perfil, para estas condiciones de operación es mucho mejor implementar un ángulo de ataque de 0°. Otra ventaja de tener una deflexión de 0° es que con esta configuración se está garantizando que no se presenta desprendimiento en ningún momento, lo que permite

reducir más la altura de separación con el suelo, incrementando el efecto suelo y así lograr compensar de alguna manera la relativamente más baja fuerza descendente.

Líneas de Flujo:

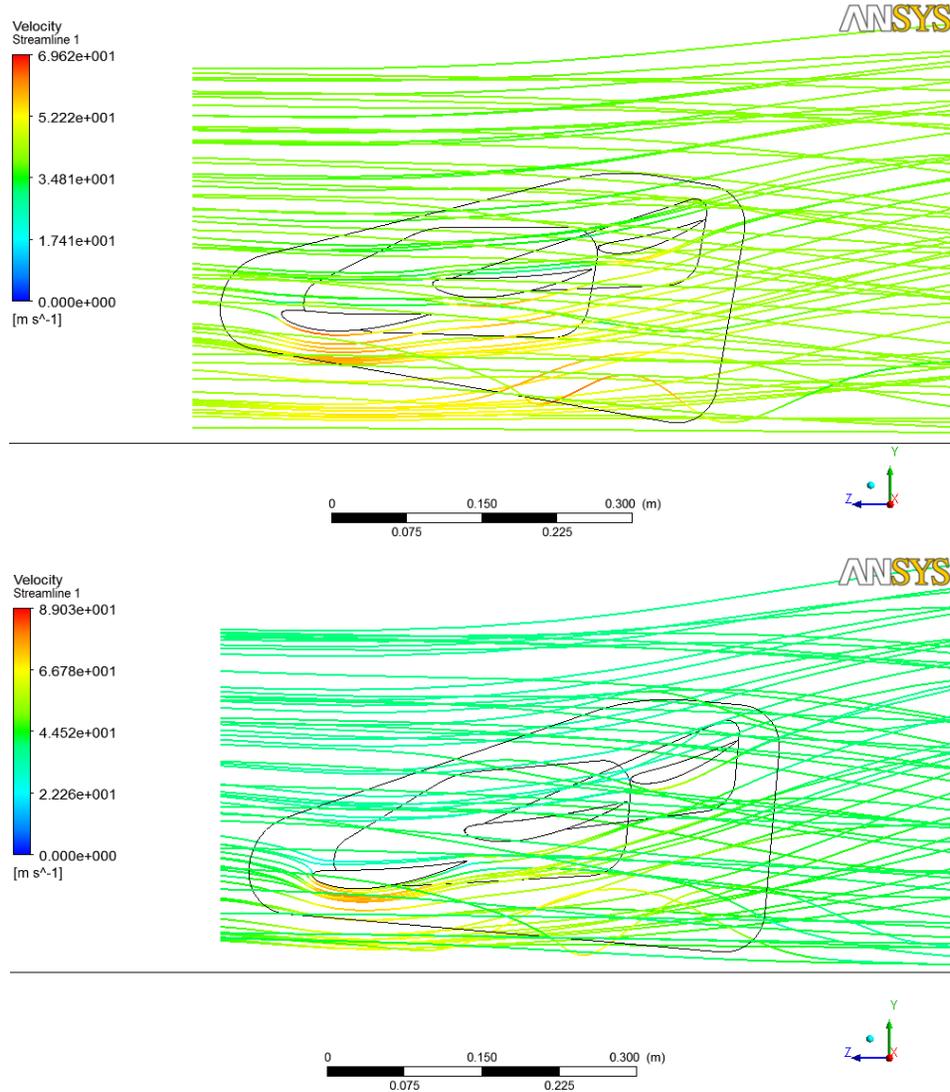


Figura 69: Comparación de las líneas de flujo para ángulos de ataque de 0 y -5°.

En el comportamiento en 3D del flujo alrededor del alerón se puede notar que en la figura (69) superior (α igual a 0°) el flujo es parejo por todas las superficies del ala, lo cual permite que haya una distribución homogénea de las fuerzas sobre toda la superficie disponible evitando de esta forma que se tengan sobre esfuerzos en algunas secciones. En

la imagen inferior sin embargo se observa que el flujo es muy alto sobre el primer elemento del ala, pero mucho menor sobre los demás elementos, causando una descompensación que puede llegar a ser perjudicial desde el punto de vista estructural del ala y su acople con el monoplaza.

Distribución de presiones sobre el ala:

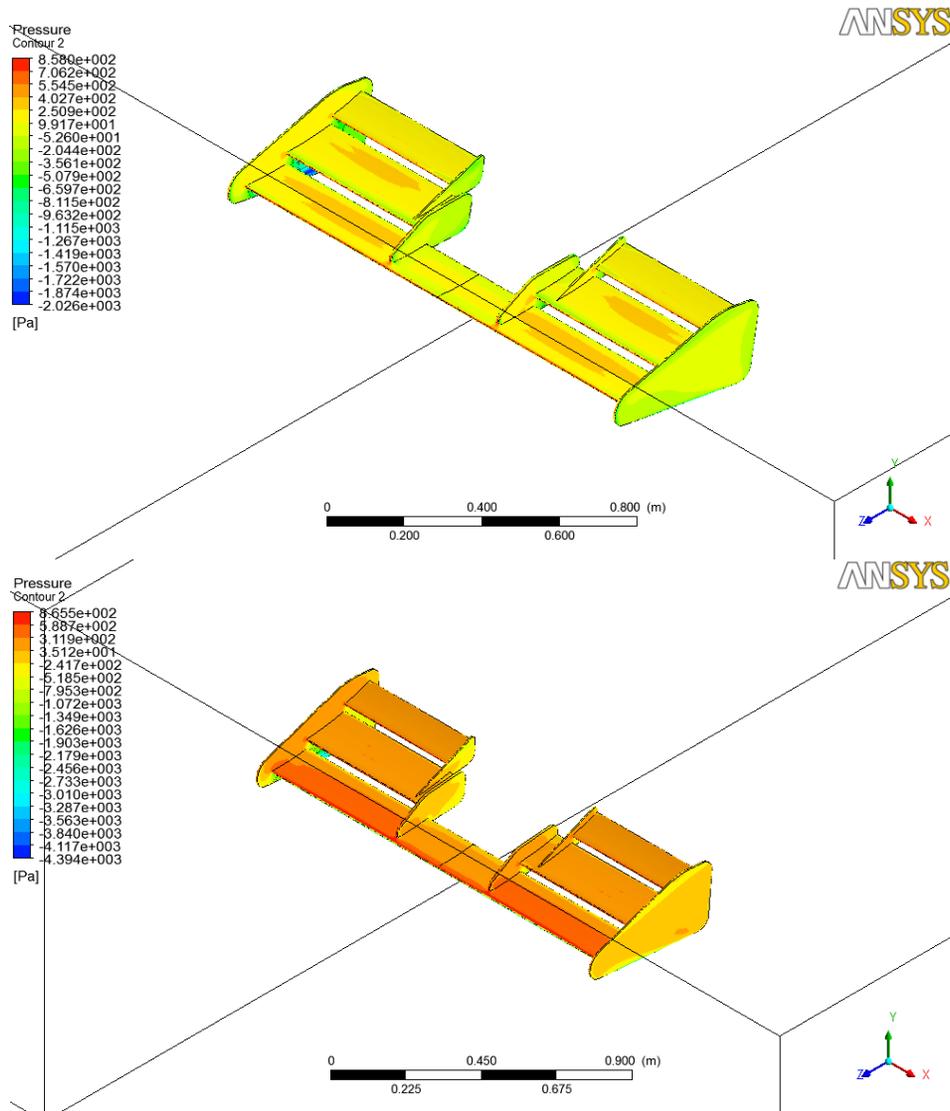


Figura 70: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para ángulos de ataque de 0 y -5°, vista superior.

En la figura (70) se ve la distribución de las presiones sobre la parte superior del ala, salta a la vista que aunque la presión es mayor cuando la deflexión es de -5°, la distribución es mucho más pareja cuando la deflexión es de 0°, y si se observan las magnitudes de la

presión en la escala de cada imagen se ve que la diferencia no es demasiado grande entre una y otra. Lo que se aprecia en estas imágenes corrobora lo que se dijo anteriormente sobre las ventajas que se tienen si se logra una distribución pareja de la presión.

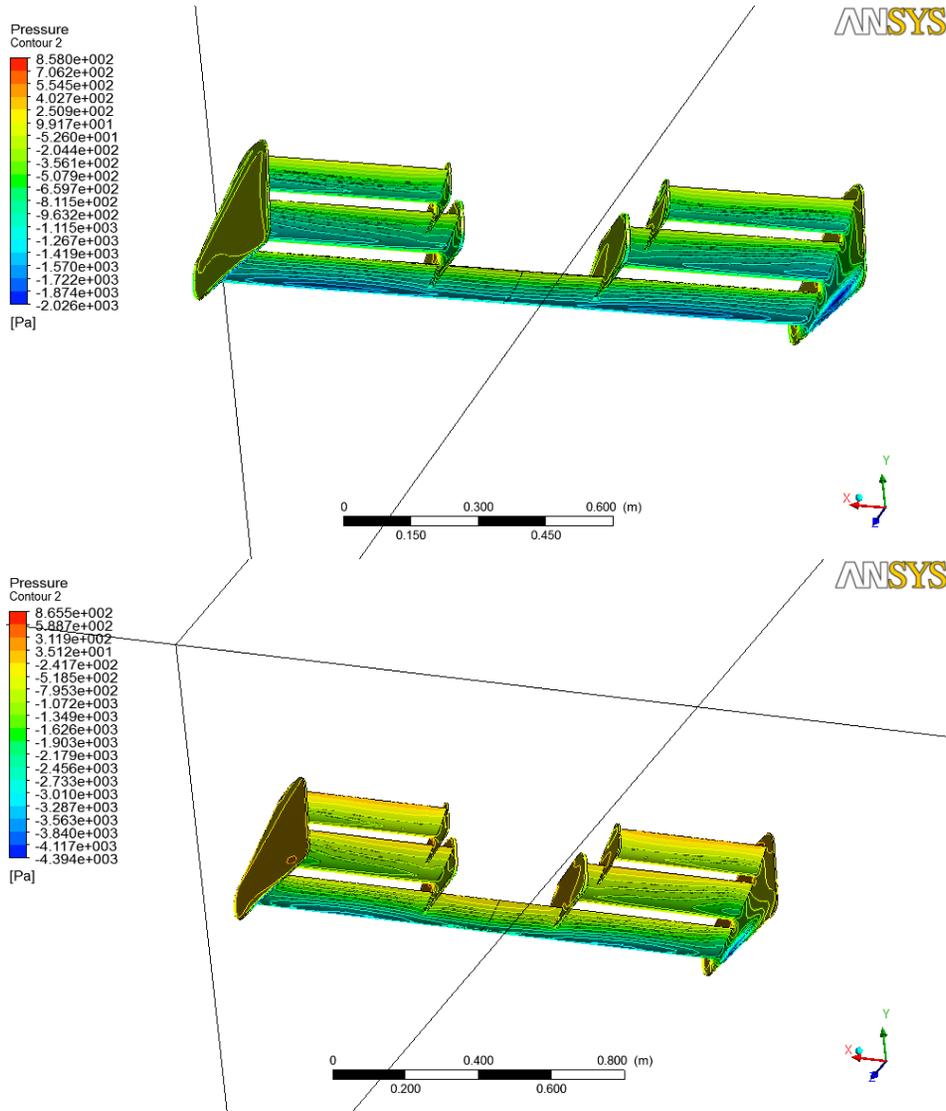


Figura 71: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para ángulos de ataque de 0 y -5°, vista inferior.

Esta imagen, correspondiente a la figura (71), nos enseña el mismo fenómeno, esta vez en la parte inferior del ala. Se observa aun más claramente las ventajas de una configuración frente a la otra.

Dada la naturaleza del fenómeno y gracias al conocimiento que ya se tiene sobre la incidencia del efecto suelo sobre elementos tan cercanos al mismo, se infiere que

mientras más deflexión se tenga, los comportamientos observados anteriormente van a aumentar proporcionalmente, haciendo más evidentes las ventajas que se tienen con una deflexión baja y las desventajas y perjuicios que causa el tener deflexiones inferiores a 0°. Gracias a que se llega a un análisis concluyente no es necesario realizar la comparación para cada una de las configuraciones, puesto que sería redundante e innecesario porque ya se tiene la información necesaria para sacar buenas conclusiones acerca de esta característica.

En la siguiente tabla y gráfica, se presentan los resultados cuantitativos obtenidos para realizar posteriormente su interpretación y análisis.

Simulaciones de control			Simulaciones H constante en efecto suelo			
α (-)	DF [N]	Drag [N]	DF [N]	Aumento [%]	Drag [N]	Aumento [%]
0	317.2449	37.33368	486.1525	53.24	46.76742	25.27
5	455.0035	62.04491	769.0035	69.01	82.55909	33.06
10	546.0949	92.77742	845.9344	54.91	119.834	29.16
15	636.7382	138.5604	1038.017	63.02	193.7451	39.83

Tabla 46: Resumen de los resultados cuantitativos, simulaciones III.

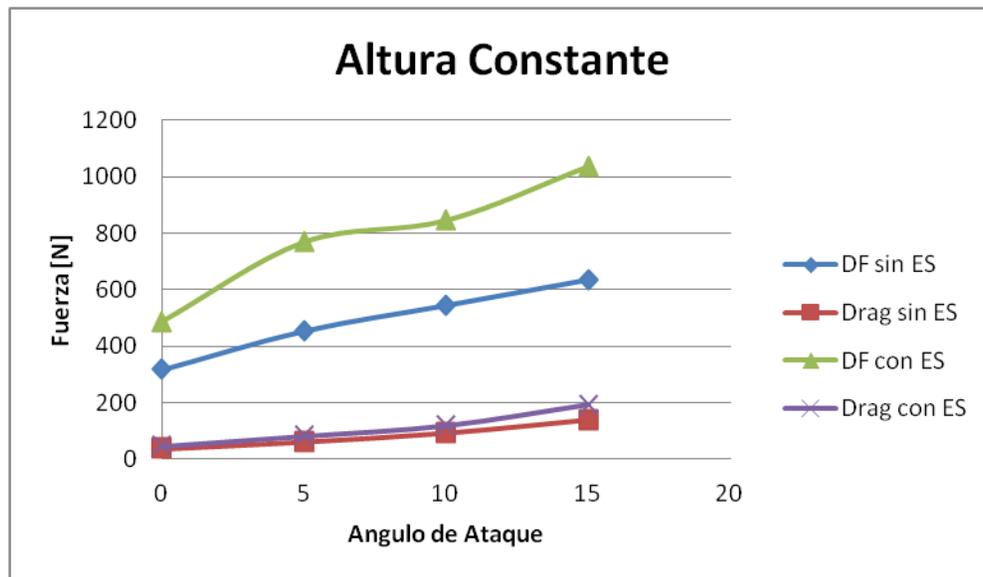


Figura 72: Gráfica de los resultados cuantitativos, simulaciones III.

Se puede apreciar la incidencia inherente del efecto suelo en cada uno de los casos estudiados. De igual forma se puede apreciar que entre mayor sea la deflexión mayor será el arrastre, esto por las razones observadas en el análisis cualitativo, y su crecimiento será más abrupto conforme se vaya aumentando la deflexión. El comportamiento que tiene la

fuerza descendente es coherente con lo que se observó durante toda la investigación, se evidencia un aumento de hasta el 70% en ésta cuando la deflexión es de -5° , a partir de este valor de deflexión se observa una ligera disminución en la fuerza descendente y un aumento constante del arrastre, lo que significa que el alerón está cerca de su zona de pérdida. La zona de pérdida donde el alerón deja de ser aerodinámicamente eficiente se estima que es más allá de los -15° , pero estos puntos no pueden ser evaluados dado que la geometría del alerón no permite hacer una rotación mayor.

Teniendo en cuenta como criterios de diseño la eficiencia y la distribución pareja de la presión sobre el ala para garantizar su funcionalidad, se nota que generar una mayor fuerza descendente (*Downforce*) no siempre es lo que se quiere, sino lograr un *Downforce* alto en una forma tal que garantice la operatividad del elemento en cualquier situación de carrera.

Gracias a las herramientas y a los diferentes aprendizajes que se han extraído de la investigación y del análisis de los resultados obtenidos mediante las simulaciones, se puede proceder a sacar las conclusiones que permiten englobar todos los conocimientos alcanzados y de esta manera satisfacer los objetivos que se trazaron al comenzar el trabajo que aquí se presenta.

Si se desea corroborar lo que se expresó en el análisis descrito anteriormente ó resolver cualquier inquietud, favor remitirse a los capítulos cuatro, cinco y seis para una información más detallada de los resultados obtenidos.

7.3 CONFIGURACIÓN MEJORADA

Gracias al análisis de los resultados obtenidos se deduce que es prudente hacer una serie de modificaciones al alerón original para mejorar su desempeño en competencia y garantizar su integridad estructural en todo momento. Se mantiene el diseño de las superficies sustentadoras que fue mostrado inicialmente, es decir, se mantuvo el ala base y las dos secciones de *flaps* en los extremos del alerón. Se debe disminuir el área de las placas de las puntas del alerón de forma que esto permitiera alcanzar una altura de separación menor entre el suelo y el alerón y así aprovechar al máximo los beneficios del efecto suelo, tal como se ilustra a continuación.

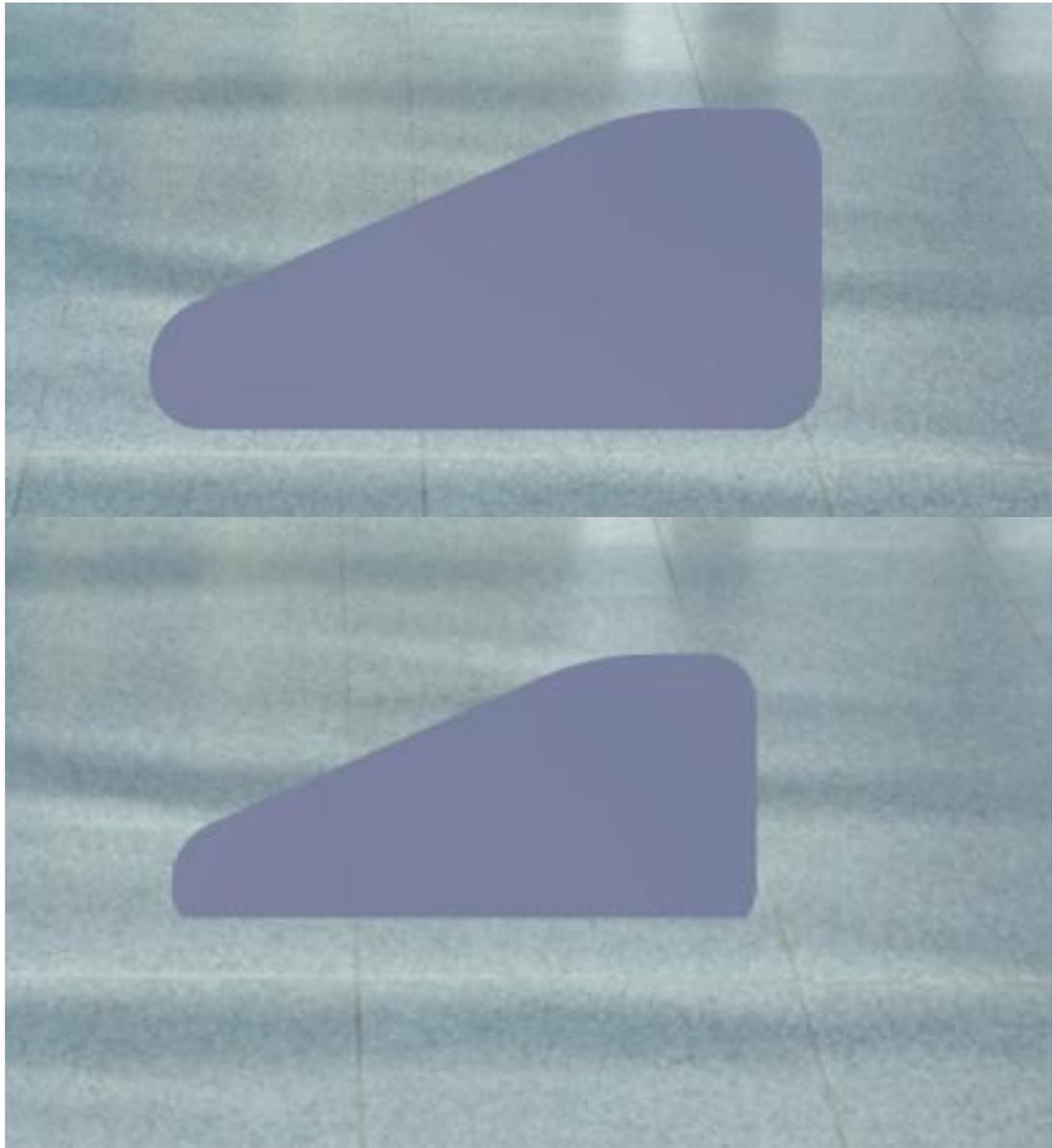


Figura 73: Modificación de las placas de las puntas (*End-Plates*) sugerida.

Se puede observar el recorte que se le hizo a la parte inferior de las láminas en la punta del ala (*end-plates*), siendo la figura superior la configuración original y la inferior la modificada.

Las dimensiones generales del alerón se mantuvieron constantes porque así lo requería la aplicación y además porque se pudo observar que estas características generaban una fuerza descendente (*Downforce*) suficiente para lograr su objetivo de funcionalidad. De acuerdo a esto las dimensiones finales son:

Ala Base (Primera de adelante hacia atrás):

Longitud: 1.4 m

Cuerda: 0.15 m

Primer *Flap* (cada sección):

Longitud: 0.5 m

Cuerda: 0.16 m

Segundo *Flap*:

Longitud: 0.44 m

Cuerda: 0.1 m

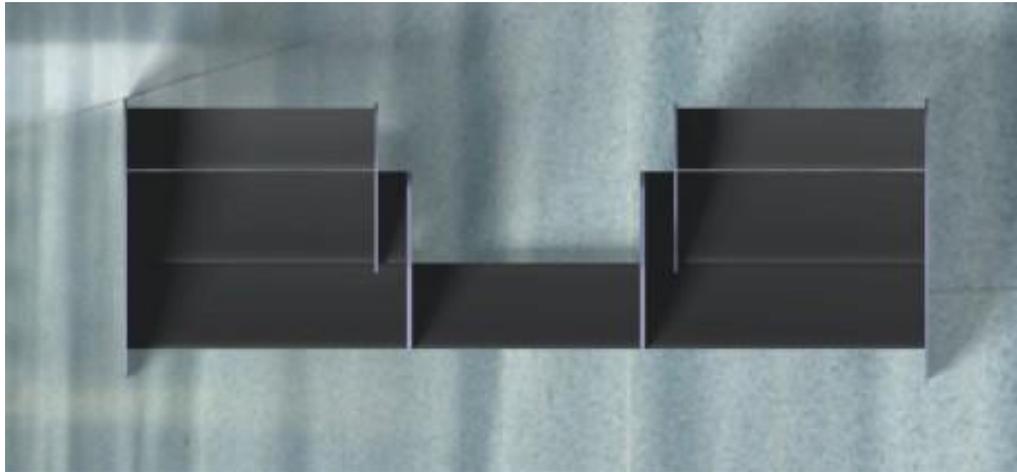


Figura 74: Vista superior del alerón con las modificaciones sugeridas.

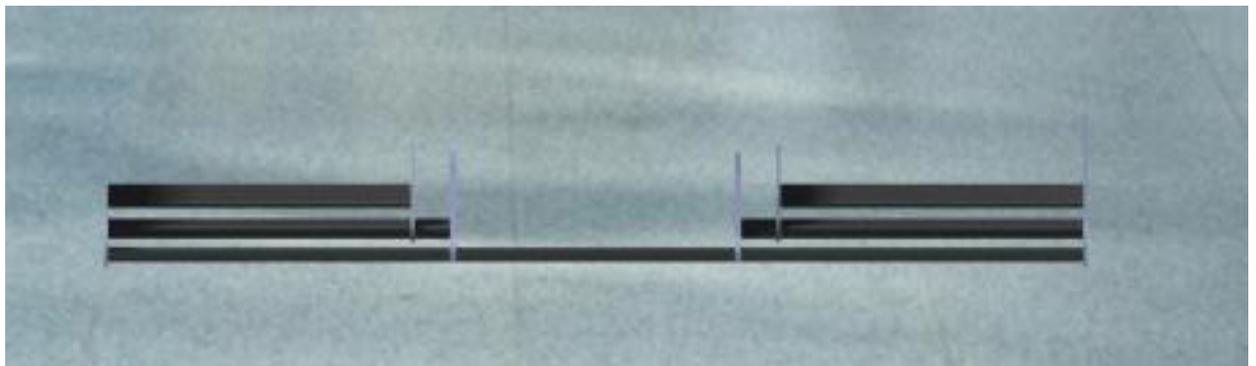


Figura 75: Vista frontal del alerón con las modificaciones sugeridas.

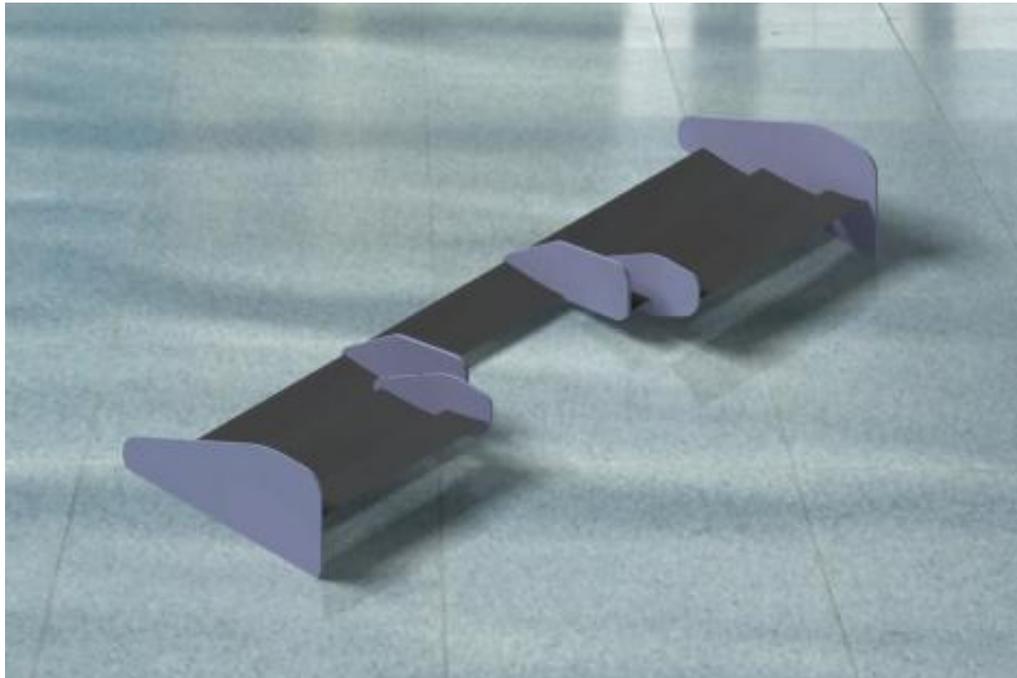


Figura 74: Isométrico del alerón con las modificaciones sugeridas.

Por otro lado la modificación más significativa que se debe hacer a la configuración y que es lo que la diferencia enormemente de la configuración inicial, es en el ángulo de ataque del alerón; se sugiere que el ángulo de ataque del primer elemento (A la base) pase de ser de -10° a 0° , esto por los enormes beneficios que se evidenciaron durante el análisis en el desempeño del alerón, además se sugiere que el ángulo del segundo elemento pase a ser de -10° y el del elemento final pase a ser de -15° . Por la naturaleza del flujo y por cómo está configurado el alerón, se logrará que el ángulo de ataque relativo que incide en todas las superficies sea de 0° , logrando de esta manera garantizar una distribución óptima de las fuerzas aerodinámicas generadas y una mejora substancial de la eficiencia y del rendimiento del alerón. Los anclajes de las diferentes superficies entre si y del alerón con el monoplaza se pueden mantener intactas.

A simple vista parece no haber cambiado mucho la configuración inicial, pero el estudio realizado demuestra y garantiza que estas aparentemente pequeñas modificaciones sugeridas a partir del análisis realizado aumentarán de forma gigantesca la eficiencia, la confiabilidad y el desempeño del elemento aerodinámico, y de esta forma darle la ventaja competitiva al monoplaza que implemente el alerón en competencia.

8. CONCLUSIONES

Gracias a la información obtenida durante la investigación que compone este trabajo de grado se logró cuantificar y analizar la incidencia del efecto suelo sobre el ala delantera de un monoplaza tipo formula. Aunque la geometría del ala es muy específica, los efectos que se identificaron, analizaron y procesaron, son aplicables a cualquier superficie que genere fuerza descendente y que se encuentre a una distancia de separación con el suelo de menos de una cuerda del perfil aerodinámico implementado. Lo cual resultará muy útil para cualquier proyecto de diseño y construcción de un alerón y para cualquier persona o grupo de personas que requieran de conocimientos detallados acerca de la incidencia del fenómeno conocido como efecto suelo en la generación de fuerzas aerodinámicas.

- Al haber realizado una revisión bibliográfica profunda, que abarcó desde los conceptos de mecánica de fluidos y aerodinámica, hasta estudios similares realizados por terceros a lo largo de la historia reciente y prestando una especial atención a las técnicas básicas de simulación en CFD, con todos los conocimientos teóricos que esto conlleva, se logró de forma satisfactoria fundamentar y estructurar un estudio detallado del fenómeno de efecto suelo con el uso exclusivo de herramientas de simulación computacional, con las suficientes bases teóricas para garantizar la validez de los resultados. De esta manera se alcanzó un ahorro significativo, al no construir modelos físicos ni realizar pruebas en túneles de viento, que suelen ser sumamente costosas en dinero, pues requieren de instrumentos, equipos sofisticados e instalaciones que, consumen una cantidad considerable de energía eléctrica.
- Al realizar el análisis de la altura de separación del alerón con el suelo, manteniendo el ángulo de ataque constante, se pudo observar claramente que las fuerzas aerodinámicas aumentan de forma significativa y constante conforme se va disminuyendo esta distancia. Esto indica que para sacar el mayor provecho de un elemento aerodinámico sustentador en presencia del suelo, lo más recomendable es realizar un diseño que permita que el elemento esté lo más cerca posible al suelo, teniendo en cuenta obviamente que el elemento debe ser funcional para la aplicación y que el espacio de separación debe ser tal que garantice la integridad del alerón durante toda la competencia. Se evidenció además la importancia de tener placas en los extremos del alerón, puesto que estos elementos en cercanía con el suelo actúan como barreras físicas que minimizan la vorticidad generada por

la sustentación (*Downforce*) y de esta forma aumentan la eficiencia aerodinámica del mismo mejorando de esta forma el desempeño adicional al generado por el efecto suelo analizado.

- Al variar el ángulo de ataque y mantener la altura de separación constante, se puede concluir que para lograr un funcionamiento óptimo de los elementos aerodinámicos que componen el alerón (Ala base y *flaps*) y garantizar una distribución pareja de las fuerzas aerodinámicas generadas por los mismos, es altamente recomendable diseñar el alerón con un ángulo de ataque de 0° ó lo más cercano posible a este valor. Esto debido a que aumentar el ángulo de deflexión causa una mala distribución de las fuerzas aerodinámicas poniendo en riesgo la integridad estructural del elemento aerodinámico, lo cual no es aceptable.
- Se pudo realizar la validación, gracias a las bases construidas mediante la revisión bibliográfica y a la metodología de simulación que permitió lograr una independencia de malla. Esto facilitó el paso de un modelo en 2D a uno en 3D que permitiera analizar lo que se buscaba sobre el alerón completo. Al validar esta metodología, mediante el proceso observado en el presente texto, se garantizó que los resultados que se obtuvieron de las simulaciones en 3D fueran lo más acertados y cercanos posibles (teniendo en cuenta las limitaciones que tuvo el proyecto), es decir que al validar esta metodología de obtención de datos, se validaron intrínsecamente los resultados.
- Se alcanzó con el proyecto a cuantificar el aumento de las fuerzas aerodinámicas (fuerza descendente y arrastre), mediante la comparación de datos del alerón obtenidos cuando este se encuentra fuera del efecto suelo, y cuando se encuentra dentro de la incidencia de éste. Esta cuantificación se ve reflejada en las siguientes figuras y puede ser fácilmente interpretada por cualquiera que necesite de esta información, con lo cual se alcanzó uno de los objetivos más importantes del proyecto el cual apuntaba a aportar conocimientos detallados que permitieran la comprensión del fenómeno de efecto suelo en 3D para la industria de los deportes a motor de alto rendimiento.

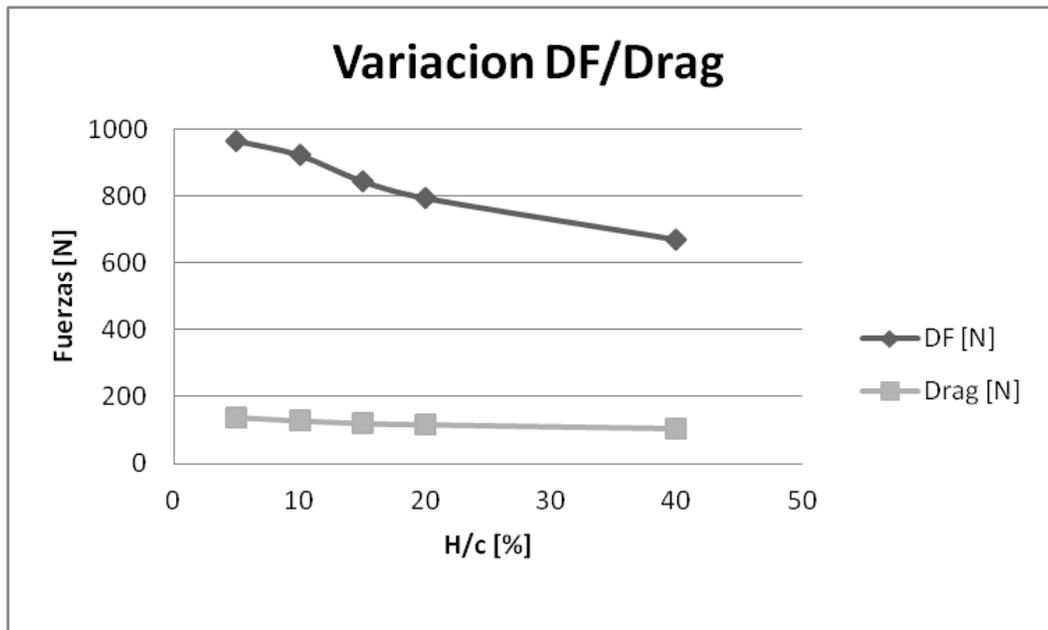


Figura 66: Gráfica de los resultados cuantitativos, simulaciones II.

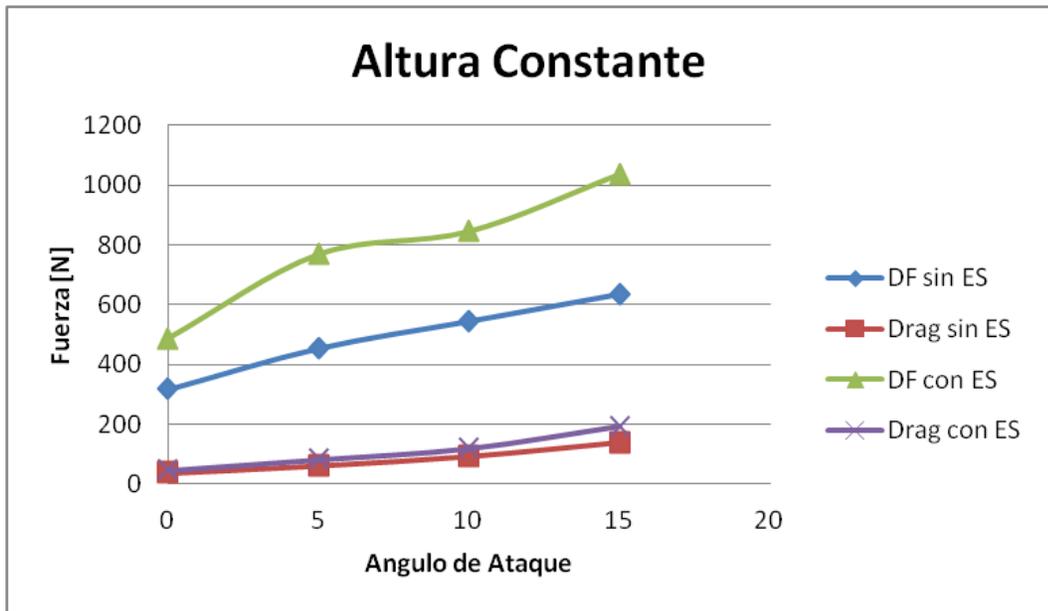


Figura 72: Gráfica de los resultados cuantitativos, simulaciones III.

- Gracias a los conocimientos obtenidos de la investigación realizada, se concluyó que para lograr una mayor eficiencia y un mejor desempeño aerodinámico del alerón diseñado inicialmente, y adicionalmente garantizar su integridad en todo

momento, es prudente realizar algunas modificaciones a la configuración que fue propuesta para su posterior implementación en competencia. Dichas modificaciones fueron expuestas en el capítulo siete sección tres.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] Scott Wordley and Jeff Saunders, "AERODYNAMICS FOR FORMULA SAE: INITIAL DESIGN AND PERFORMANCE PREDICTION", Mansh Wind Tunel, Mechanical Engineering, Monash University.
- [2] Mohd ARIFF, Salim M. SALIM and Slew Cheong CHEAH, "WALL Y+ APPROACH FOR DEALING WITH TURBULENT FLOW OVER A SURFACE MOUNTED CUBE: PART 1 – LOW REYNOLDS NUMBER", Department of Mechanical, Materials and Manufacturing Engineering, University of Nottingham (Malaysia Campus), Semenyih, 43500, Selangor, MALAYSIA.
- [3] W. Kieffera, S. Moujaesb, N. Armbyab, "CFD STUDY OF SECTION CHARACTERISTICS OF FORMULA MAZDA RACE CAR WINGS", MSME UNLV 2002, ME Department, UNLV, United States.
- [4] J.W. VOGT, T.J. BARBER and E. LEONARDI, "FLOW FIELD PHENOMENA ABOUT LIFT AND DOWNFORCE GENERATING CAMBERED AEROFOILS IN GROUND EFFECT", School of Mechanical and Manufacturing Engineering, The University of New South Wales, Sydney, NSW 2052 AUSTRALIA
- [5] Larsson T., Sato T., Ullbrand B., "SUPERCOMPUTING IN F1 – UNLOCKING THE POWER OF CFD, SAUBER PETRONAS", Engineering AG, Wildbachstrasse 9, 8340 Hinwil, Switzerland.
- [6] Scott Wordley and Jeff Saunders, "AERODYNAMICS FOR FORMULA SAE: ON-TRACK PERFORMANCE EVALUATION", Mansh Wind Tunel, Mechanical Engineering, Monash University.
- [7] Joseph Katz, "AERODYNAMICS OF RACE CARS", Department of Aerospace Engineering, San Diego State University, San Diego, California 92182.
- [8] Reza N. Jazar, "VEHICLE DYNAMICS: THEORY AND APPLICATION", Dept. of Mechanical Engineering Manhattan College, Riverdale, NY 10471
- [9] Servicio Nacional de Aprendizaje, "FORMULA SENA ECO (2012/2013): REGLAMENTO TÉCNICO".

[10] EPFL SUPERCOMPUTING REVIEW: NUMERICAL SIMULATION FOR SCIENCE AND TECHNOLOGY, SWISS FEDERAL INSTITUTE OF TECHNOLOGY, ECOLE POLYTECHNIQUE FÉDÉRALE DE LAUSANNE.

[11] Larsson T., Sato T., Ullbrand B., "IN FRONT OF THE GRID – CFD AT SAUBER PETRONAS F1 LEADING THE AERODYNAMIC DEVELOPMENT", SAUBER PETRONAS Engineering AG, Wildbachstrasse 9, 8340 Hinwil, Switzerland

[12] William J. Jasinski and Michael S. Selig, "EXPERIMENTAL STUDY OF OPEN-WHEEL RACE-CAR FRONT WINGS", University of Illinois at Urbana-Champaign.

[13] R. Keith Hanna, "CFD IN SPORT - A RETROSPECTIVE; 1992 – 2012", Mentor Graphics Ltd, 81 Bridge Road, Hampton Court, Surrey, KT8 9HH, UK.

[14] Rizal E. M. Nasir, Firdaus Mohamad, Ramlan Kasiran, M. Shahrman Adenan, M. Faizal Mohamed, M. Hanif Mat, Amir R. A. Ghani, "AERODYNAMICS OF ARTEC'S PEC 2011 EMO-C CAR", ARTeC, Faculty of Mechanical Engineering, University Teknologi MARA, Shah Alam 40450, Malaysia.

[15] Scott Wordley and Jeff Saunders, "AERODYNAMICS FOR FORMULA SAE: A NUMERICAL, WIND TUNNEL AND ON-TRACK STUDY", Mansh Wind Tunel, Mechanical Engineering, Monash University.

[16] Yanus A. Cengel, "HEAT TRANSFER", McGraw Hill.

[17] William F. Milliken and Douglas L. Milliken, "RACE CAR VEHICLE DYNAMICS", Society of Automotive Engineers, Inc.

[18] Ira H. ABBOT, Albert E. von DOENHOFF, Louis S. STIVERS Jr, "NACA REPORT: SUMMARY OF AIRFOIL DATA", 1945.

[19] Sriram Saranathy Pakkam, "HIGH DOWNFORCE AERODYNAMICS FOR MOTORSPORTS", Graduate Faculty of North Carolina State University in partial fulfillment of the requirements for the Degree of Master of Science, Raleigh, North Carolina, 2011.

[20] Eric Tierling, Freelance Writer, Germany and Shane Moeykens, "DRIVEN TO SIMULATION", Strategic Partnership Manager, ANSYS, Inc.

[21] Carroll Smith, "TUNE TO WIN: THE ART AND SCIENCE OF RACE CAR DEVELOPMENT AND TUNING", Aero Publishers, 329 West Road, Fallbrook, CA.

[22] Emanuela Genua, "A CFD INVESTIGATION INTO GROUND EFFECT AERODYNAMICS", Submitted to the Department of Aerospace Design, Integration and Operations in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering, Delft University of Technology, July 2009.

[23] Scott Wordley, Damien McArthur, Luke Phersson, David Burton, Daniel Tudball Smith, "DEVELOPMENT OF A DRAG REDUCTION SYSTEM (DRS) FOR MULTI-ELEMENT RACE CAR WINGS", Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Monash University Clayton, VIC 3800, Australia.

[24] Andrés Felipe Cuervo Díaz, Andrés Barrera Arenas, "DESIGN, CONSTRUCTION AND EVALUATION OF THE BODY AND AERODYNAMIC ELEMENTS OF A FORMULA TYPE CAR", Escuela de Ingeniería, Facultad de Ing. Aeronáutica, UPB, Medellín, 2011.

[25] Xin Zhang, Willem Toet, Jonathan Zerihan, "GROUND EFFECT AERODYNAMICS OF RACE CARS", Aerospace Engineering, School of Engineering Sciences, University of Southampton, Southampton SO17 1BJ, UK.

[26] M. Kremenetsky, T. Larsson, "NUMERICAL STUDIES ON A CCNUMA COMPUTER ARCHITECTURE FOR A LARGE SCALE RACE CAR AERODYNAMICS SIMULATION", SAUBER PETRONAS Engineering AG, Wildbachstrasse 9, 8340 Hinwil, Switzerland.

[27] Gregor Seljak, "RACE CAR AERODYNAMICS", April 2008.

[28] Yanus A. Cengel, "THERMODYNAMICS", McGraw Hill.

[29] Marcello D. Guarro, "WING EFFICIENCY OF RACE CARS", A Thesis Submitted In Partial Satisfaction Of the Requirements for the Degree of Bachelor of Science in Applied Physics, UNIVERSITY of CALIFORNIA SANTA CRUZ.

[30] "ANSYS USER'S GUIDE", Ansys (c) V 14.

[31] www.cfd-online.com/wiki/skin_friction_coefficient

[32] www.cfd-online.com/wiki/Y_plus_wall_distance_estimation

[33] Rainald Löhner, "APPLIED CFD TECHNIQUES: AN INTRODUCTION BASED ON FINITE ELEMENT METHODS", School of Computational Sciences, George Mason University, Fairfax, Virginia, USA.

[34] John J. Bertin, Professor Emeritus, USAF and Russel M. Cummings, Professor, USAF "AERODYNAMICS FOR ENGINEERS".

[35] Joseph Katz, "RACE CAR AERODYNAMICS: DESIGNING FOR SPEED", Joseph Katz, Bentley Publishers.

[36] Frank M. White, "FLUID MECHANICS", University of Rhode Island, McGraw Hill.

[37] Batchelor, G.K. "AN INTRODUCTION TO FLUID DYNAMICS", Cambridge: University Press, 1970.

[38] www.cfd-online.com

ANEXOS

1. ARTÍCULO PUBLICABLE

ANÁLISIS DEL EFECTO SUELO EN EL ALERÓN DELANTERO DE UN VEHÍCULO TIPO FORMULA

Andrés Mesa Arango

Facultad de Ingeniería Aeronáutica

Universidad Pontificia Bolivariana

Fecha de realización: 10-04-2014, Entregado: 21-04-2014

RESUMEN

En el presente proyecto se busca analizar el comportamiento y la incidencia del efecto suelo sobre el ala delantera de un vehículo tipo formula, este alerón tendrá un diseño específico que se implementará en un monoplaza real. El alerón consta de perfiles NACA 6412 únicamente, de distintas dimensiones y ubicaciones, las cuales serán descritas más adelante. Los análisis se harán por medio de simulaciones numéricas hechas con la ayuda de herramientas de dinámica de Fluidos Computacional o CFD por sus siglas en inglés.

Palabras clave: Efecto suelo, ala delantera, CFD, perfil NACA 6412.

ABSTRACT

This project seeks to analyze the behavior and the incidence of ground effect in downforce on the front wing of a formula type vehicle, the wing will have a specific design that will be used in an actual formula type vehicle. The spoiler consists only in NACA 6412 airfoils of different sizes and locations, which will be described later on. The analysis will be made by means of numerical simulations made with the help of Computational Fluid Dynamics (CFD) tools.

Key words: Ground effect, front wing, CFD, NACA 6412 airfoil.

1. INTRODUCCIÓN

El presente proyecto nace de la asesoría que le brinda la Universidad Pontificia Bolivariana al Servicio Nacional de Aprendizaje (SENA) en el diseño aerodinámico y posterior construcción de un monoplaza tipo formula que representó a la regional Antioquia en la competencia denominada Formula SENA ECO, que se llevó a cabo a finales del año 2013.

Para realizar un diseño competitivo y capaz de conseguir la victoria en dicha competencia, es necesario hacer un análisis aerodinámico detallado y acertado de todos los elementos del monoplaza que tengan incidencia directa con la aerodinámica final de éste. Con este fin, y con el objetivo de apropiarse e implementar tecnologías de última generación que permitan hacer un proceso de diseño más efectivo, se recurre a la dinámica computacional de fluidos o CFD (por sus siglas en inglés) para hacer

dicho análisis y así obtener los datos necesarios que permitan construir un vehículo aerodinámicamente eficiente y por lo tanto competitivo.

Por la incidencia directa del ala frontal en el rendimiento de este tipo de vehículos, y debido a que ésta genera hasta $1/3$ ^[7] de la fuerza descendente total del monoplaza, se considera éste elemento como el más crítico dentro del diseño aerodinámico de un monoplaza tipo formula. Este elemento es afectado directamente por lo que se conoce como efecto suelo, lo cual genera un importante reto a la hora de su estudio ya que éste no se encuentra bien definido cuantitativa ni cualitativamente en la literatura actual, para aplicaciones específicas como lo es el alerón delantero que se quiere lograr. Por esta razón se hizo necesario realizar un estudio detallado del efecto suelo sobre el alerón delantero que se implementó en la competencia.

En la actualidad se conoce que el efecto suelo juega un papel importante en el área del automovilismo competitivo. Aunque la incidencia del efecto suelo es notable, no hay estudios públicos recientes que cuantifiquen este fenómeno. Basado en esta realidad, el proyecto busca analizar a profundidad y cuantificar este fenómeno en el monoplaza que representó a la Regional Antioquia en la competencia Formula SENA ECO, específicamente en el elemento aerodinámico que más se ve afectado por éste, el ala delantera.

2. MARCO TEÓRICO

El único contribuyente significativo para el aumento de la carga aerodinámica generada por un perfil aerodinámico invertido es el aumento de succión bajo el mismo, succión que se presenta por una zona de baja presión, consecuencia del

aumento de la velocidad del flujo entre el perfil y el suelo, definido como efecto suelo. El incremento en la fuerza descendente, cuando se encuentra cerca del suelo, es una combinación de dos condiciones, aumento en la fuerza descendente generada por diferencias de presiones y a la succión que se genera por el comportamiento de la velocidad del flujo. ^[4]

El aumento de la fuerza normal es significativamente mayor para el perfil aerodinámico invertido en proximidad al suelo, sin embargo, el arrastre para el perfil también aumenta por las condiciones de flujo entre el perfil y el suelo. Este aumento en el arrastre es una manifestación del efecto suelo que se presenta debido al aumento de la fuerza normal generada por el perfil. ^[4]

Un perfil aerodinámico invertido (para generar fuerza descendente) en proximidad con el suelo sufre un aumento en la eficiencia aerodinámica, es decir, genera más fuerza descendente y menos arrastre en las mismas condiciones de operación que cuando se encuentra lejos del suelo. Esto indica que la operación con efecto suelo es beneficiosa para el perfil, en términos de rendimiento y eficiencia absoluta. Por esta razón es importante analizar en detalle este fenómeno. ^[4]

El CFD es una derivación de la mecánica de fluidos que implementa modelos numéricos y algoritmos para resolver y analizar problemas que involucran movimiento de fluidos. Se usan herramientas computacionales para llevar a cabo los cálculos requeridos para simular la interacción de líquidos y gases (aire para este caso) con superficies definidas como fronteras específicas. Para garantizar que los resultados obtenidos mediante la simulación computacional

son precisos, se validan comparándolos con resultados obtenidos experimentalmente mediante pruebas en túneles de viento y datos reales tomados de la situación real (e.g. pruebas en el circuito o de ruta).

La base fundamental de la mayoría de los problemas solucionados mediante CFD son las ecuaciones de Navier-Stokes, las cuales definen casi cualquier condición de flujo. Estas ecuaciones pueden ser simplificadas despreciando algunos términos.

Para realizar las simulaciones con este programa normalmente se sigue el procedimiento:

4. Durante el procesamiento: ^{[33][38]}
 - Se define la geometría del problema (fronteras físicas).
 - El volumen ocupado por el volumen se divide en celdas discretas, a esto se le conoce como generación de malla. La malla lograda es muy importante porque gracias a esta se podrá analizar el fenómeno. Es necesario tener una buena malla para que se pueda lograr una solución precisa.
 - Se define el modelo físico del problema (ej. Las ecuaciones de movimiento, entalpía, radiación, continuidad, etc).
 - Se definen las condiciones de frontera. Esto involucra específicamente el comportamiento del fluido y propiedades en las fronteras del problema.

- Se inicializan las variables involucradas.
5. Se inicia la simulación y se resuelven las ecuaciones iterativamente para el estado del problema en cada uno de los nodos de la malla. ^{[33][38]}
 6. Finalmente se realiza un post-procesamiento para realizar el análisis y la visualización de los resultados de la solución. ^{[33][38]}

Luego de hacer el mallado se procede a resolver las ecuaciones que gobiernan el comportamiento del fluido en cada uno de los nodos (puntos que se encuentran en el centro de cada celda) de la malla, esto se hace por medio de un modelo de discretización de las ecuaciones de Navier-Stokes que resuelve el fenómeno viscoso.

La discretización de las ecuaciones de Navier-Stokes es una reformulación de las ecuaciones de forma tal que puedan ser aplicadas al CFD; en el proyecto se con el modelo de discretización por volúmenes finitos (FVM por sus siglas en inglés), este método es una aproximación implementada comúnmente en análisis de CFD gracias a su velocidad de solución y bajo consumo de memoria, especialmente cuando el problema tiene flujos turbulentos con alto número de Reynolds.

^{[3][30][33][38]} En el modelo de volúmenes finitos, las ecuaciones diferenciales parciales (típicamente las ecuaciones de Navier-Stokes, de conservación de masa, y de turbulencia) son reformuladas y luego resueltas para un volumen de control discreto (celdas). Esta discretización garantiza la conservación de los flujos a través de un volumen de control particular. La ecuación (1) que define este modelo de discretización es la siguiente:

Ecuación (1)

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint Q dV + \iint F dA = 0$$

Donde Q es el vector de las variables de conservación, F es el vector de los flujos, V es el volumen de la celda (volumen de control) y A es el área de la superficie de la celda. ^{[3][30][33][38]}

Dada la naturaleza del problema se debe determinar la aproximación a un modelo de turbulencia que permita encontrar la solución del mismo. Para el caso estudiado la aproximación más favorable es la descrita por el modelo Navier-Stokes Reynolds-Promedio (Reynolds-averaged Navier-Stokes equations RANS). Los modelos RANS se dividen en dos grandes grupos *Boussinesq hypothesis* (del cual se deriva el modelo k-epsilon) y *Reynolds Stress Model*. ^{[3][30][33]}

El proceso validación de la metodología en el trabajo implementa el modelo k-epsilon que consiste en usar una ecuación algebraica para resolver el estrés Reynolds y solucionar dos ecuaciones de transporte asociadas, una para k y otra para e. Este método también es conocido como RANS de 2 ecuaciones. ^{[3][30][33]}

Para energía cinética turbulenta k:

Ecuación (2)

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \epsilon$$

Para disipación e:

Ecuación (3)

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \epsilon - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k}$$

Donde u_i representa la componente de la velocidad en la dirección correspondiente,

E_{ij} la componente de tasa de deformación y μ_t representa la viscosidad por turbulencia;

Ecuación (4)

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$$

Las ecuaciones consisten también en algunas constantes ajustables σ_k , σ_ϵ , $C_{1\epsilon}$ y $C_{2\epsilon}$ cuyos valores de han determinado para un amplio número de fenómenos turbulentos.

Adicionalmente se implementa también el modelo de turbulencia Spalart Allmaras, que a diferencia del modelo k-epsilon soluciona únicamente una ecuación de transporte para la variable $\tilde{\nu}$ (variable de Spalart-Allmaras). ^{[3][30][33]}

Cada uno de los modelos de turbulencia mencionados implementa una o varias ecuaciones para solucionar el modelo propuesto por Navier-Stokes y se usan esquemas de solución discretos como el Upwind y el acople de presión y velocidad SIMPLEC ^[33] para encontrar la solución y obtener los resultados. Para que las simulaciones sean acordes con la realidad se deben ingresar otros parámetros que definen cómo y para qué condiciones de flujo se busca obtener la solución (densidad, velocidad de flujo libre, viscosidad, etc). Finalmente se itera, o se soluciona varias veces el modelo hasta que los las condiciones de convergencia tiendan a números muy cercanos a 0, para este caso a 10e-6. Cuando convergen todos los valores al criterio definido, se concluye que la simulación ha terminado y que ya se tienen los resultados buscados.

3. OBJETIVO

Cuantificar y analizar la incidencia del efecto suelo en la fuerza aerodinámica descendente y en el arrastre que actúa sobre el ala delantera de un monoplaza de competición tipo formula.

4. MODELO DE CÁLCULO Y CARACTERÍSTICAS DE SIMULACIÓN

4.1 Perfil Seleccionado

Perfil NACA 6412:

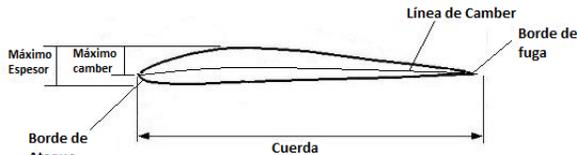


Figura 1: Características geométricas de un perfil aerodinámico.

- Un camber máximo de 6% de la cuerda
- Ubicación del máximo camber al 40% de la cuerda
- Un espesor máximo de 12% de la cuerda

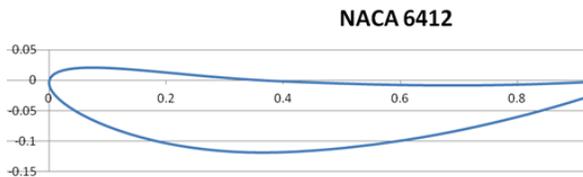


Figura 2: Perfil NACA 2412 invertido

Para el perfil se realizó un estudio aerodinámico con ayuda del programa XFOIL © que arrojó los siguientes resultados, indicados en la siguiente figura, los cuales fueron tenidos en cuenta para determinar la configuración final del ala.

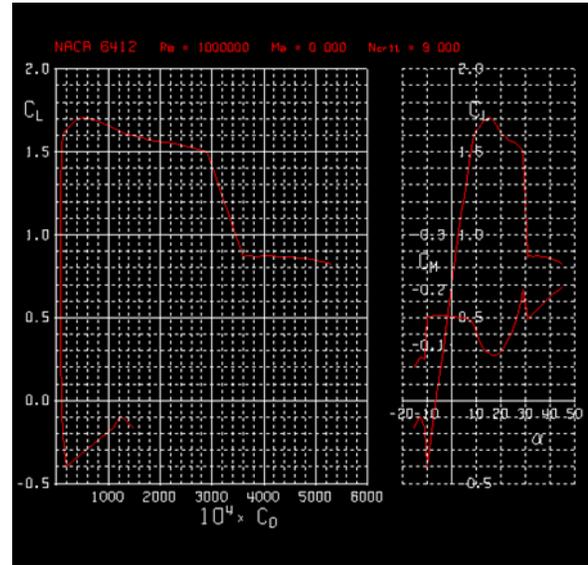


Figura 3: Gráficas de coeficientes aerodinámicos (C_l , C_d y C_m) del perfil NACA 2412.

En la figura anterior se observan las gráficas correspondientes a la relación coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre (C_l vs C_d) y la relación entre coeficiente de sustentación y de momento con respecto al ángulo de ataque (C_l y C_m vs α) respectivamente. Fue con ayuda de estos datos que se determinó el ángulo de ataque más apropiado para la aplicación requerida.

El número de Reynolds ($Re \approx 10^6$) se estimo teniendo como parámetros para el cálculo de los coeficientes las condiciones atmosféricas estándar a la altura de la ciudad de Medellín.

4.2 Geometría

La geometría se diseño buscando la mayor generación de fuerza descendente posible con el menor arrastre, para tal efecto se creó un ala base que sostuviera toda la estructura del ala, mientras que en sus extremos se añadieron flaps para mejorar el desempeño aerodinámico en las puntas del ala base y para desviar el

flujo de aire lo más lejos posible de las ruedas descubiertas del monoplaza. Resultando en el diseño que se muestra en las siguientes figuras.

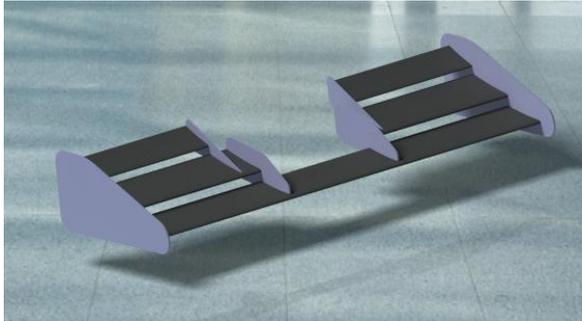


Figura 4: Vista isométrica del alerón delantero.



Figura 5: Vista frontal del alerón delantero.

Dimensiones:

Ala Base (Primera de adelante hacia atrás):

- Longitud: 1.4 m
- Cuerda: 0.15 m

Primer Flap (cada sección):

- Longitud: 0.5 m
- Cuerda: 0.16 m

Segundo Flap:

- Longitud: 0.44 m
- Cuerda: 0.1 m

Para tener claridad cabe resaltar que en los extremos del alerón se ubicaron unas láminas que funcionan como barrera para eliminar el efecto del arrastre inducido por la fuerza descendente disminuyendo

la generación de verticidades en la punta del ala. Adicionalmente se debe indicar que el ángulo de ataque del primer elemento (Ala base) es de -10 grados, el ángulo del segundo elemento es de -15 grados y del elemento final es de -20 grados. Por la naturaleza del flujo y por cómo está configurado el alerón, se logra que el ángulo de ataque que sienten todas las partes sea de -10 grados. ^{[4][6][7]}

El ángulo de ataque se medirá de la siguiente manera durante el desarrollo de todo el proyecto:

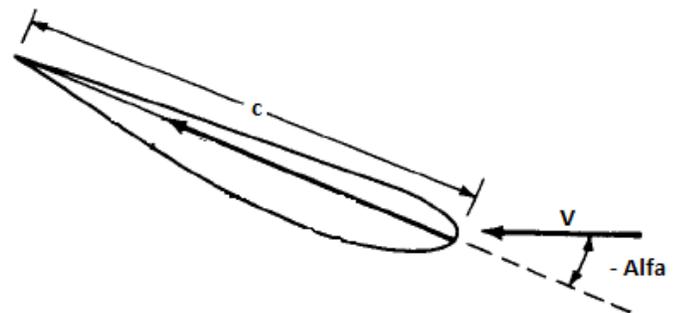


Figura 6: Medición del ángulo de ataque.

El ángulo se mide entre la cuerda del perfil (c) y la dirección del flujo libre (V para este caso).

4.3 Simulaciones

A continuación se definen las características de simulación implementadas durante el estudio. Se realizaron 3 grupos de simulaciones, uno corresponde a las simulaciones de control (una para cada configuración y condición de flujo fuera del efecto suelo) correspondientes a las SIMULACIONES I, otro para las simulaciones donde el ángulo de ataque es constante, correspondiente a SIMULACIONES II y el último grupo para cuando la altura se mantiene constante, correspondiente a SIMULACIONES III.

4.3.1 Condiciones De Flujo

Todas las simulaciones son realizadas en un número de Reynolds (Re) basado en la longitud de la cuerda del perfil. Este Re corresponde a un flujo libre de aire a una velocidad constante, características típicas para un experimento en túnel de viento. No se simula la transición de flujo laminar a turbulento, se asume que el flujo es completamente turbulento.

4.3.2 Ecuaciones Gobernantes Y Modelos Empleados

Las ecuaciones de Navier-Stokes son solucionadas mediante métodos computacionales. Las ecuaciones serían las siguientes:

Ecuación (5)

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0$$

Ecuación (6)

$$\bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j^2} - \frac{\partial \overline{u'_i u'_j}}{\partial x_j}$$

Donde u representa al vector de velocidades y cada subíndice la componente respectiva de dicho vector, p es la presión y x representa la posición en el espacio.

Se implementó el modelo Spalart Allmaras para la solución de la turbulencia, se usó a su vez el esquema SIMPLEC^{[22][25]} de acople de presión velocidad para solucionar gradientes y el momentum requirió de un UPWIND de segundo orden.

Las condiciones de frontera implementadas y sus respectivas ecuaciones gobernantes son las siguientes.

Entrada de flujo a velocidad definida (Velocity inlet):

Se seleccionó velocity inlet debido a que se conoce la velocidad máxima a la que el cuerpo se mueve (velocidad máxima del vehículo). La ecuación usada para la velocidad de entrada transformada a flujo másico es la siguiente:

Ecuación (7)

$$\dot{m} = \int \rho \vec{v} \cdot d\vec{A}$$

Se implementó una salida de Flujo sin obstrucción (Pressure outlet) con la siguiente ecuación:

Ecuación (8)

$$P_f = 0.5(P_c + P_e)$$

Para las fronteras tipo pared se usarán dos ecuaciones que incluyen el estrés a cortante (Shear Stress), y la rugosidad de las mismas:

Para el shear stress:

Ecuación (9)

$$\tau = \frac{d\sigma}{dT} \nabla_s T$$

Para la rugosidad:

Ecuación (10)

$$\frac{u_p u^*}{\tau_w / \rho} = \frac{1}{k} \ln \left(E \frac{\rho u^* y_p}{\mu} \right) - \Delta B$$

En la pared de Simetría de la simulación (symmetry), se divide el modelo en 2 por su eje de simetría. Esto reduce drásticamente el tiempo de simulación ya

que se está analizando una geometría simétrica.

Para la simetría se usan dos condiciones:

- Cero velocidad en la dirección normal de la simetría
- Cero gradientes en la dirección normal de la simetría

Para los 3 casos se usó la ecuación de Navier-Stokes que incluye las ecuaciones de:

Conservación de masa (Continuidad):

Ecuación (11)

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

Conservación de Momentum:

Ecuación (12)

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\vec{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F}$$

Finalmente la solución de las variables de transporte en el modelo Spalart Allmaras:

Ecuación (13)

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

4.3.3 Estructura De La Malla

La malla para este caso en particular, es una combinación de elementos triangulares y celdas cuadrangulares cerca de la superficie del perfil. La altura y la forma de los elementos está determinada por el valor del parámetro Y^+ que se

quiere obtener, el cual se explicará más adelante.

Este parámetro es realmente útil al momento de realizar la validación y su control permite alcanzar la independencia de malla, indispensable para pasar de un modelo en 2D a uno en 3D y así obtener resultados fiables y certeros.

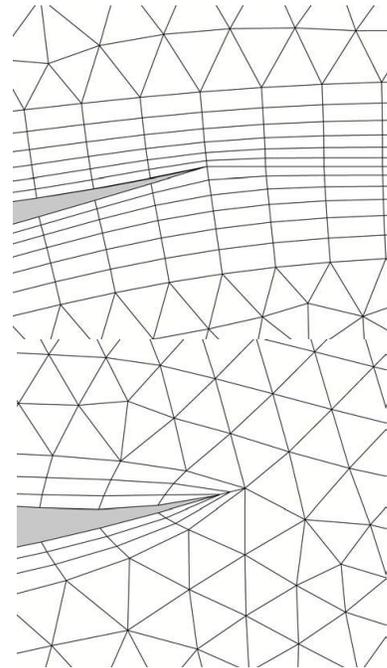


Figura 7: Capas alrededor del perfil con y sin extensión de la malla desde el borde de fuga respectivamente. ^[22]

Las fronteras de entrada y salida del flujo fueron ubicadas a $4c$ (V3) y $8c$ (V4) respectivamente desde el borde de ataque del perfil. La altura de la frontera superior es de $8c$ ($H1=4c$ y $H2=4c$) medida desde la frontera inferior. Se realizaron varios ensayos con dominios de control significativamente más grandes, incluso cuatro veces el tamaño descrito, pero no se observaron discrepancias en la solución.

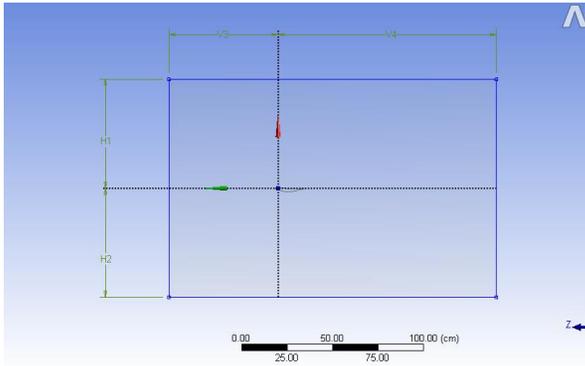


Figura 8: Esquema del área de control.

4.4 Estudio De Independencia De La Malla Y Del Modelo De Turbulencia

El estudio de sensibilidad se centró en dos características principales: la calidad de los elementos tanto triangulares como cuadrangulares, teniendo en cuenta aspectos como la relación de aspecto (AR), Skewness y Orthogonal Quality; y la altura de la primera capa sobre la superficie del perfil, que influye directamente el valor promedio del Y^+ .

El Y^+ es un parámetro adimensional que estima la altura que hay entre la superficie y la frontera donde termina el fenómeno viscoso. Se implementa para describir lo gruesa o fina de una malla para un patrón de flujo particular. ^[2]

Ecuación (14)

$$H_{\text{última capa}} = \frac{\sqrt{3}}{4} l$$

Donde cada una de las variables se encuentran explicadas en la figura 9.

En particular la ecuación anterior determina el factor de crecimiento (para el caso de estudio está entre 1.1 y 1.2) y el número de capas necesario para lograr

cubrir toda la zona donde se desarrolla el fenómeno viscoso. Nótese que el área de las celdas resaltadas en gris es aproximadamente igual.

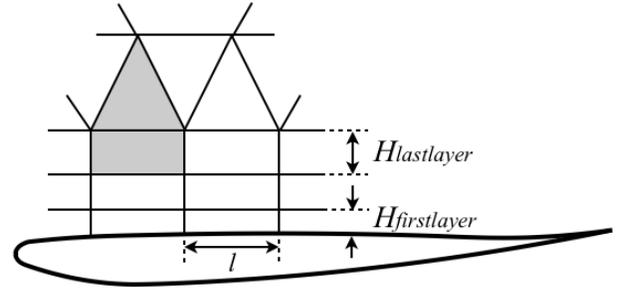


Figura 9: Definición de las características geométricas de la malla sobre la superficie del perfil. ^[22]

4.5 Validación

Durante el proceso de validación se realizaron simulaciones del perfil en 2D, implementando dos modelos turbulentos, K-Epsilon y Spalart Allmaras. Además se probaron diferentes mallas que fueron evaluadas y diseñadas teniendo en cuenta principalmente el valor del Y^+ .

5. RESULTADOS Y ANÁLISIS DE RESULTADOS

5.1 Análisis de resultados: Altura Variable

En esta sección se observa la incidencia del suelo en los parámetros importantes que afectan las fuerzas aerodinámicas que se generan sobre el alerón. Para tal efecto se comparó cada uno de los parámetros, cuando el ala se encontraba fuera del efecto suelo, con los mismos parámetros en el momento en que el efecto suelo es mayor, es decir, cuando la altura de separación es mínima (5% de la cuerda total del alerón). En cuanto a los resultados cuantitativos, se tomaron los

valores de fuerza descendente y arrastre y se relacionaron de forma clara en una tabla y una gráfica para su fácil interpretación y análisis.

NOTA: Se muestran únicamente las situaciones mencionadas porque, al momento de realizar las comparaciones para cada una de las distancias de separación, se observó que el comportamiento es exactamente igual solo que a una escala menor y proporcional a la altura de separación entre el suelo y el alerón.

Vectores de velocidad sobre el perfil:

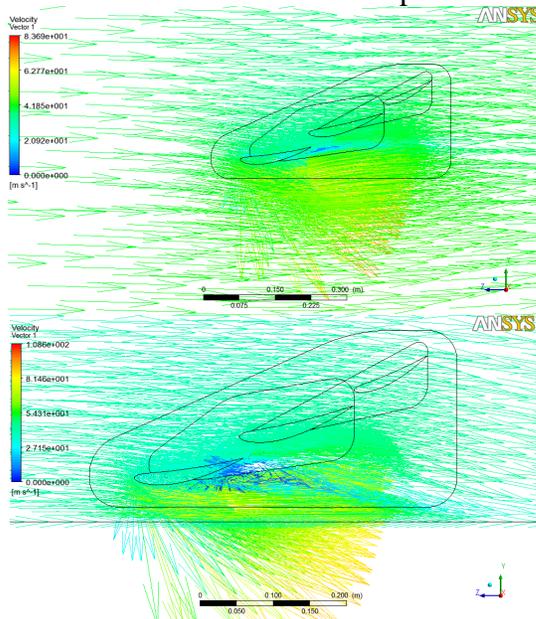


Figura 10: Comparación de los vectores de velocidad para $H=1.6c$ y $H=0.05c$.

En la figura (10) imagen superior se puede observar el comportamiento de la velocidad del flujo sobre la superficie del ala base fuera del efecto suelo, mientras que en la imagen inferior se observa la misma lo más cerque del efecto suelo que puede estar (para este caso 5 % de la cuerda total del alerón). Se debe tener en cuenta la escala que presenta la imagen en

donde se evidencia la magnitud de los vectores en distintas posiciones sobre el ala, mientras que las flechas representan su dirección.

Si observamos el comportamiento de la velocidad, magnitud y dirección, en la figura superior se puede observar que es bastante uniforme, se empieza a evidenciar un poco de desprendimiento en el borde de fuga del perfil inferior debido al alto ángulo de ataque negativo, pero que no es significativo y no afecta en gran medida el rendimiento aerodinámico del perfil. En contraste en la imagen inferior, correspondiente a la que presenta efecto suelo, se observa que la velocidad aumenta considerablemente en magnitud debido a la presencia de la frontera móvil, lo que se traduce en un aumento proporcional en la fuerza descendente generada por el perfil.

Debido a este aumento de energía cinética en el flujo, se puede observar claramente que el desprendimiento del flujo sobre el perfil se magnifica hasta el punto de volverse crítico.

En términos de la eficiencia aerodinámica se aprecia que un perfil que se desempeña favorablemente lejos del suelo, puede llegar a ser altamente ineficiente, cuando se presenta efecto suelo, para la misma condición de flujo y configuración geométrica.

Contorno de presiones: Muestran la distribución del campo de presiones alrededor del perfil, y sus resultados son bastante concluyentes porque es esta distribución la que determina la magnitud de las fuerzas aerodinámicas generadas por la interacción de la superficie del perfil con el flujo.

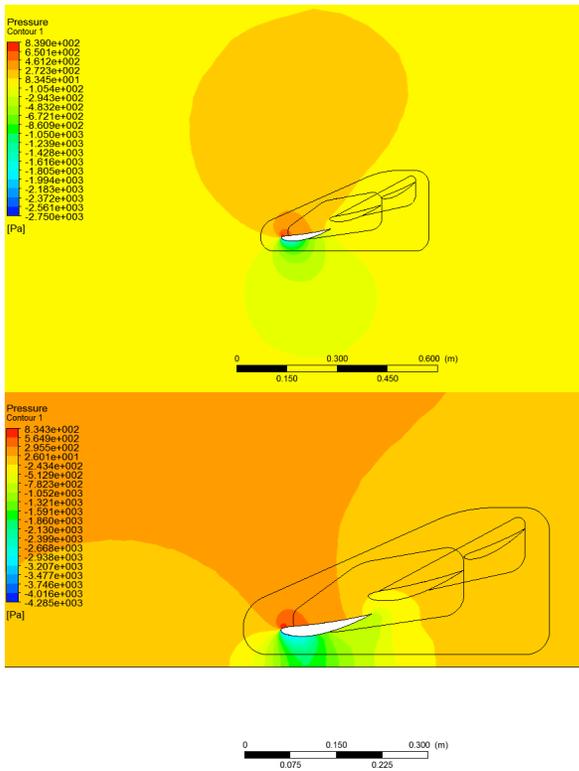


Figura 11: Comparación de la distribución de presiones para $H=1.6c$ y $H=0.05c$.

Nuevamente, y a lo largo de todo este capítulo, tenemos la imagen del ala fuera del efecto suelo en la parte superior y la que se encuentra en presencia del efecto suelo en la parte inferior.

En la figura (11) se ve el comportamiento del campo de presiones alrededor del perfil, en la imagen superior se observa que el campo de presiones se desarrolla completamente y de forma coherente con el comportamiento de un perfil invertido en condiciones de funcionamiento normales.

En la imagen inferior sin embargo, el comportamiento que se observa es completamente distinto, gracias a la presencia del suelo se ve que la distribución de presiones en la parte inferior no se alcanzan a desarrollar

normalmente, creando una zona de baja presión mucho más grande en la parte inferior del perfil y de esta manera generando una fuerza descendente mucho mayor en magnitud.

A continuación se analizarán los mismos parámetros pero esta vez observando la interacción de los diferentes parámetros sobre toda la superficie del ala, es decir, un análisis de los parámetros en 3D.

Líneas de Flujo: Un flujo se caracteriza por un campo de vectores de velocidad en el espacio tridimensional, las líneas de flujo resultan de la descripción de este campo, en esencia representan lo mismo de los vectores de velocidad en el análisis en 2D.

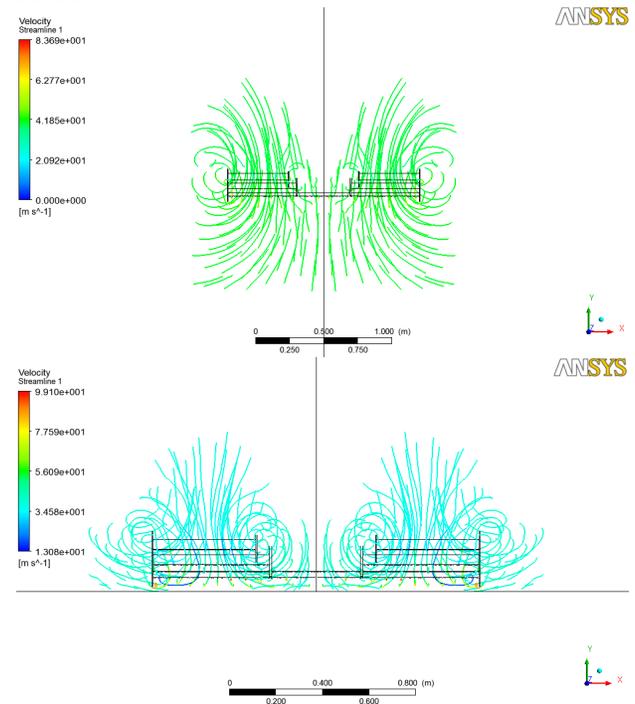


Figura 12: Comparación de las líneas de flujo para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista frontal.

Se ve en la imagen superior de la figura (12) que la vorticidad es mucho mayor en el ala sin efecto suelo (ES) y que a pesar de las barreras que representan las placas

ubicadas en los extremos de la misma, se ve que esta influye en el desempeño aerodinámico aumentando el arrastre inducido por la sustentación.

En contraste, en la imagen inferior se aprecia que el suelo, junto con las barreras físicas en los extremos del ala, forman una especie de muro que limita y disminuye la acción de la vorticidad, mejorando el desempeño aerodinámico.

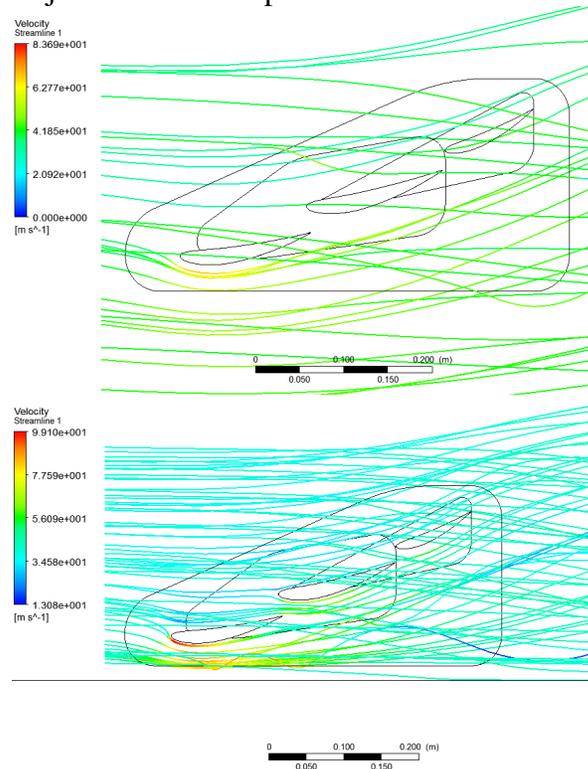


Figura 13: Comparación de las líneas de flujo para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista lateral.

En la figura (13) se evidencia el camino que sigue el flujo al interactuar con el alerón. Se puede ver que debido a la zona de baja presión que se forma entre el ala y el suelo, se mejora el flujo por los demás elementos que componen el ala y de esta manera empiezan a cumplir su función de generar una fuerza descendente adicional y de desviar el flujo de la llantas del vehículo.

En la figura (14) se verá al efecto que tiene esta mejora en el comportamiento del flujo en la distribución de presiones sobre la superficie del ala.

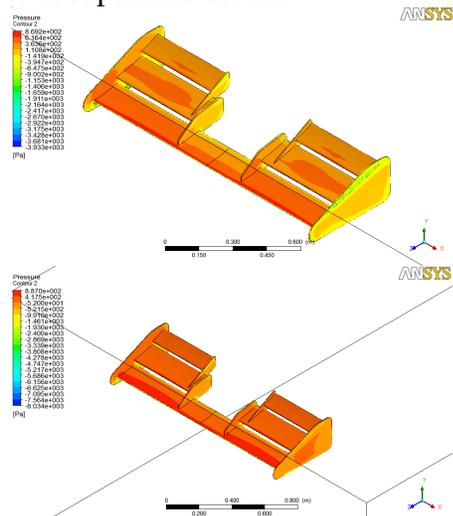


Figura 14: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista superior.

Estas imágenes muestran esta distribución en la parte superior del ala.

Como se puede detallar, en ambas situaciones se presentan altas presiones, pero cabe resaltar que por la incidencia que tiene el suelo en el comportamiento y las características del flujo alrededor de la superficie, se aumenta la presión significativamente y se distribuye de una manera más uniforme en todas las secciones. Lo que deriva en un mejor desempeño.

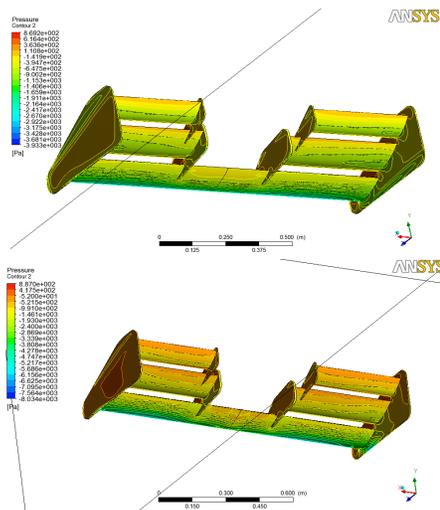


Figura 15: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista inferior.

En la figura (15) se muestra la distribución de presiones en parte inferior del ala.

Analizados los resultados cualitativos más significativos en las situaciones más extremas (que son las más concluyentes) se procederá a mostrar y analizar los resultados cuantitativos que se extrajeron de cada una de las simulaciones realizadas.

Los resultados se encuentran consignados en la tabla (1) y muestran claramente la incidencia del efecto suelo.

H [m]	Simulación	H/c [%]	DF [N]	Aumento [%]	Drag [N]	Aumento [%]	DF/Dra
0.02	S2	5	966.5585	76.99	138.3831	49.16	7.0
0.04	S3	10	923.8082	69.17	127.8511	37.80	7.2
0.06	S4	15	845.9344	54.91	119.834	29.16	7.1
0.08	S5	20	795.0123	45.58	116.3109	25.37	6.8
0.16	S6	40	670.2116	22.73	104.2339	12.35	6.4
1.6	S1	400	546.0949	0.00	92.77742	0.00	5.9

Tabla 1: Resumen de los resultados cuantitativos, simulaciones II.

La figura (16) se obtuvo graficando los valores contenidos en la tabla (1) y permite visualizar más fácilmente el comportamiento de los valores y que ayuda a realizar de una forma más

adecuada el análisis del mismo, comparando los datos de fuerza descendente y arrastre (*Downforce* y *Drag* respectivamente) de cada simulación con los datos de la simulación de control.

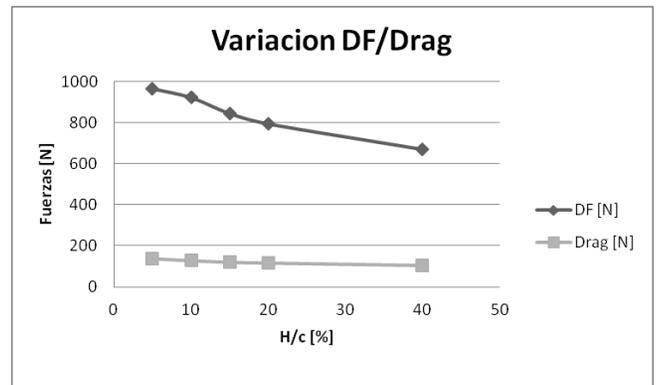


Figura 16: Gráfica de los resultados cuantitativos, simulaciones II.

Se detalla un aumento continuo de la fuerza descendente (*Downforce*) y del arrastre (*Drag*) conforme se va reduciendo la distancia de separación.

La fuerza descendente aumenta hasta un 77% conforme se va reduciendo la altura, por lo que se pudo indagar en la literatura, esto será así hasta que la separación sea tan pequeña que el aire no fluya por debajo del alerón y éste entre en pérdida.

Gracias a estos valores y a las imágenes mostradas se logra evidenciar la clara incidencia que tiene el suelo sobre el comportamiento y desempeño de este tipo de alerones.

5.2 Análisis de Resultados: Ángulo de Ataque Variable

En la sección anterior se analizó la incidencia que tiene la altura de separación con el comportamiento del flujo y de las fuerzas aerodinámicas que

se generan de la interacción de este con el alerón.

Lo que se analiza y compara a continuación es el comportamiento del flujo y de las fuerzas generadas (*Downforce* y *Drag*) para cada configuración de ángulo de ataque en presencia del efecto suelo, tomando como base de comparación los resultados arrojados cuando el alerón se encuentra a 0 grados en relación con la dirección del flujo libre.

Alerón con α de -5° :
Vectores de velocidad:

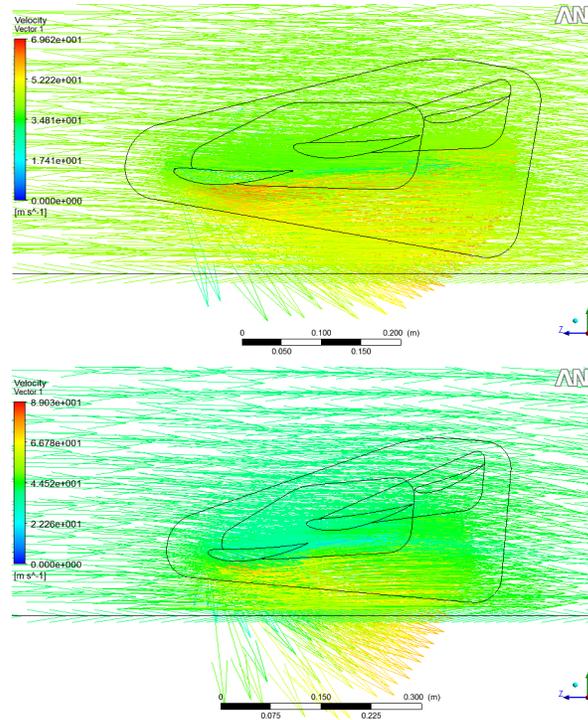


Figura 17: Comparación de los vectores de velocidad para ángulos de ataque de 0 y -5° .

En la parte superior de la figura (17) se tiene el comportamiento de los vectores de velocidad para cuando el ángulo de ataque del perfil es de 0° , y será así a lo largo de toda esta sección. En la parte inferior se tiene la misma información

pero para cuando el ángulo de ataque es de -5° .

En la imagen superior se observa un flujo más limpio pero más lento en la parte inferior del perfil, a pesar de que con la deflexión se logra un aumento del arrastre. Se debe tener en cuenta que, como se vio en la sección anterior, el desprendimiento se presentará si la altura de separación se disminuye mucho, pero esto no sucederá por las características geométricas que tiene el alerón propuesto.

Contorno de presiones:

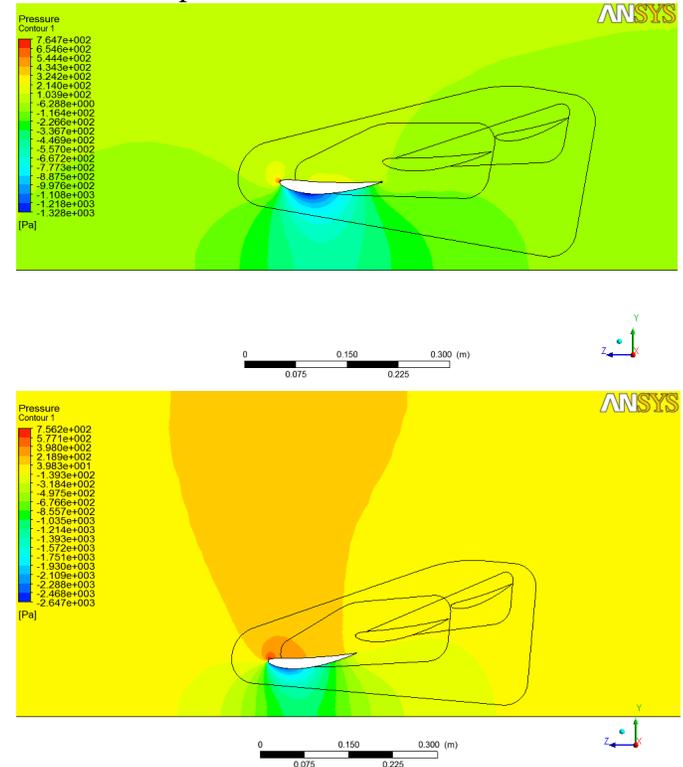


Figura 18: Comparación de la distribución de presiones para ángulos de ataque de 0 y -5° .

Las imágenes contenidas en la figura (18) son bastante concluyentes, porque

demuestran que, si se refiere a la homogeneidad de la distribución de presiones sobre el perfil, es mucho mejor implementar un ángulo de ataque de 0° .

Otra ventaja observable de tener una deflexión de 0° es que con esta configuración se está garantizando que no se presenta desprendimiento en ningún momento.

Líneas de Flujo:

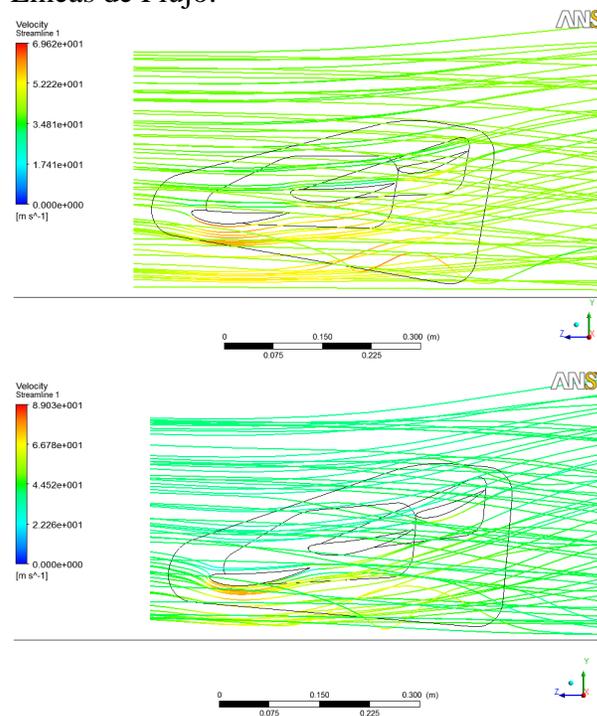


Figura 19: Comparación de las líneas de flujo para ángulos de ataque de 0 y -5° .

En el comportamiento en 3D del flujo alrededor del alerón se puede notar que en la imagen superior de la figura (19) (α igual a 0°) el flujo es parejo por todas las superficies del ala, lo cual permite que haya una distribución homogénea de las fuerzas sobre toda la superficie disponible evitando de esta forma que se tengan sobre esfuerzos en algunas secciones.

En la imagen inferior sin embargo se observa que el flujo es muy alto sobre el primer elemento del ala, pero mucho menor sobre los demás elementos, causando una descompensación que puede llegar a ser perjudicial desde el punto de vista estructural del ala y su acople con el monoplaza.

Distribución de presiones sobre el ala:

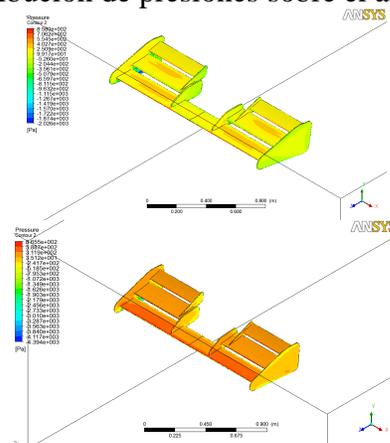


Figura 20: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para ángulos de ataque de 0 y -5° , vista superior.

En la figura (20) se ve la distribución de las presiones sobre la parte superior del ala, salta a la vista que aunque la presión es mayor cuando la deflexión es de -5° , la distribución es mucho más pareja cuando la deflexión es de 0° .

Lo que se aprecia en estas imágenes corrobora lo que se dijo anteriormente sobre las ventajas que se tienen si se logra una distribución pareja de la presión.

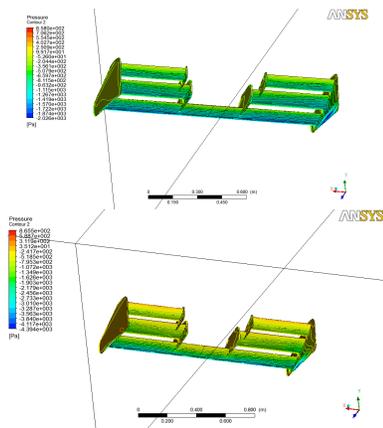


Figura 21: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para ángulos de ataque de 0 y -5° , vista inferior.

La figura (21) nos enseña el mismo fenómeno, esta vez en la parte inferior del ala. Se observa aun más claramente las ventajas de una configuración frente a la otra.

Dada la naturaleza del fenómeno y gracias al conocimiento que ya se tiene sobre la incidencia del efecto suelo sobre elementos tan cercanos al mismo, se infiere que mientras más deflexión se tenga, los comportamientos observados anteriormente van a aumentar proporcionalmente, haciendo más evidentes las ventajas que se tienen con una deflexión baja y las desventajas y perjuicios que causa el tener deflexiones inferiores a 0° .

En la siguiente tabla y gráfica, se presentan los resultados cuantitativos obtenidos para realizar posteriormente su interpretación y análisis.

α (-)	Simulaciones de control		Simulaciones H constante en efecto suelo			
	DF [N]	Drag [N]	DF [N]	Aumento [%]	Drag [N]	Aumento [%]
0	317.2449	37.33368	486.1525	53.24	46.76742	25.27
5	455.0035	62.04491	769.0035	69.01	82.55909	33.06
10	546.0949	92.77742	845.9344	54.91	119.834	29.16
15	636.7382	138.5604	1038.017	63.02	193.7451	39.83

Tabla 2: Resumen de los resultados cuantitativos, simulaciones III.

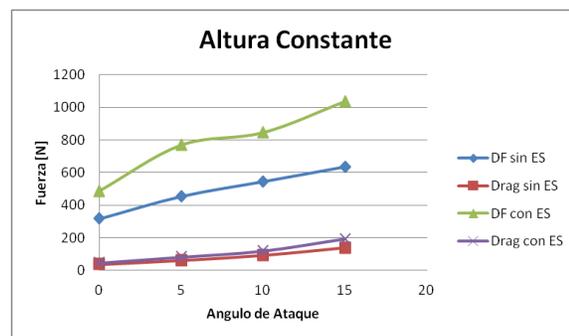


Figura 22: Gráfica de los resultados cuantitativos, simulaciones III.

Se puede apreciar la incidencia inherente del efecto suelo en cada uno de los casos estudiados. De igual forma se puede apreciar que entre mayor sea la deflexión mayor será el arrastre, esto por las razones observadas en el análisis cualitativo, y su crecimiento será más abrupto conforme se vaya aumentando la deflexión.

El comportamiento que tiene la fuerza descendente es coherente con lo que se observó durante toda la investigación, se evidencia un aumento de hasta el 70% en ésta cuando la deflexión es de -5° , a partir de este valor de deflexión se observa una ligera disminución en la fuerza descendente y un aumento constante del arrastre, lo que significa que el alerón está cerca de su zona de pérdida.

La zona de pérdida donde el alerón deja de ser aerodinámicamente eficiente se estima que es más allá de los -15° , pero estos puntos no pueden ser evaluados dado que la geometría del alerón no permite hacer una rotación mayor.

6. VALIDACIÓN

Se logró determinar que los valores de $Y+$ más pertinentes son (0.5, 1, 30 y 60), por lo cual se procedió a realizar una simulación con cada uno de estos valores

implementando dos métodos de solución, Spalart Allmaras y Kappa-Epsilon realizable (*Standard Wall Function* para $y^+ [0.5, 1]$, se usa este método porque el tamaño de los elementos generados cerca de la superficie para este valor de Y^+ es demasiado pequeño y este tratamiento compensa los posibles errores que se presentan por esta razón, y *Enhanced Wall Treatment* para $y^+[30, 60]$, que es el método adecuado para estos valores de Y^+ debido a que el tamaño de los elementos permite que el comportamiento del flujo sea lo más acertado y preciso posible).

De esta forma comparando los resultados de fuerzas de estas simulaciones y confrontando con los cálculos teóricos, para validar los mismos, se identificó cual metodología es la más conveniente computacionalmente y más cercana a la realidad del fenómeno a estudiar. Cabe resaltar que en esta etapa no se tuvo en cuenta la incidencia de ninguna frontera que no fuera el propio perfil a examinar.

6.1 Análisis De Los Resultados Obtenidos:

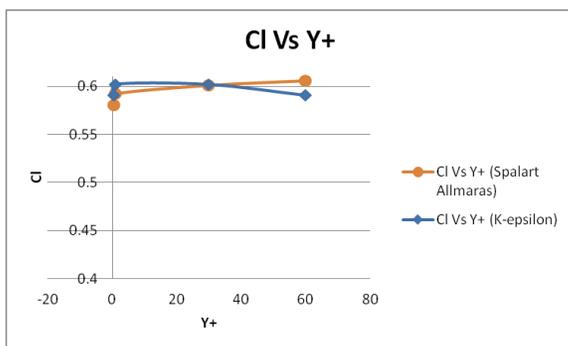


Figura 23: Gráfica de Cl vs Y+.

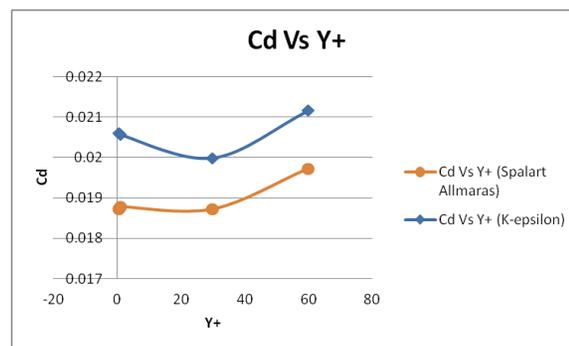


Figura 24: Gráfica de Cd vs Y+.

NOTA: Al momento de interpretar las gráficas tener muy en cuenta las escalas de los ejes coordenados.

Comparación de los resultados obtenidos:

Datos Teóricos Obtenidos Mediante el Programa Xfoil						
		DF [N]	Drag [N]	cl	cd	
		77.859	2.4054	0.615	0.019	
Simulaciones Modelo Turbulento Spalart Allmaras					Error [%]	
Y+		DF [N]	Drag [N]	cl	cd	
0.5	S1	73.50534	2.369764	0.580611	0.018719	5.6 1.5
1	S2	74.95108	2.378318	0.592031	0.018786	3.7 1.1
30	S3	76.07053	2.371274	0.600873	0.01873	2.3 1.4
60	S4	76.66827	2.497263	0.605595	0.019726	1.5 3.8
Simulaciones Modelo Turbulento K-Epsilon						
0.5	S1KE	74.80935	2.608533	0.590911	0.020605	3.9 8.4
1	S2KE	76.22503	2.603337	0.602093	0.020563	2.1 8.2
30	S3KE	76.1871	2.530183	0.601794	0.019986	2.1 5.2
60	S4KE	74.78462	2.679707	0.590716	0.021167	3.9 11.4

Tabla 3: Resumen de los resultados del proceso de validación.

Debido a que implementar un Y^+ de 30 en los dos métodos presenta los mejores resultados de todas las simulaciones, se toma la decisión de implementar un y^+ de 30 con el modelo Spalart Allmaras ya que es el que menor cómputo consume y es el que menor porcentaje de error arroja con respecto a los cálculos realizados teóricamente.

CONCLUSIONES

Gracias a la información obtenida durante la investigación que compone este trabajo de grado se logró cuantificar y analizar la incidencia del efecto suelo sobre el ala delantera de un monoplaza tipo formula.

Aunque la geometría del ala es muy específica, los efectos que se identificaron, analizaron y procesaron, son aplicables a cualquier superficie que genere fuerza descendente y que se encuentre a una distancia de separación con el suelo de menos de una cuerda del perfil aerodinámico implementado. Lo cual resultará muy útil para cualquier proyecto de diseño y construcción de un alerón y para cualquier persona o grupo de personas que requieran de conocimientos detallados acerca de la incidencia del fenómeno conocido como efecto suelo en la generación de fuerzas aerodinámicas.

REFERENCIA

- [1] Scott Wordley and Jeff Saunders, "AERODYNAMICS FOR FORMULA SAE: INITIAL DESIGN AND PERFORMANCE PREDICTION", Mansh Wind Tunnel, Mechanical Engineering, Monash University.
- [2] Mohd ARIFF, Salim M. SALIM and Slew Cheong CHEAH, "WALL Y+ APPROACH FOR DEALING WITH TURBULENT FLOW OVER A SURFACE MOUNTED CUBE: PART 1 – LOW REYNOLDS NUMBER", Department of Mechanical, Materials and Manufacturing Engineering, University of Nottingham (Malaysia Campus), Semenyih, 43500, Selangor, MALAYSIA.
- [3] W. Kieffera, S. Moujaesb, N. Armbyab, "CFD STUDY OF SECTION CHARACTERISTICS OF FORMULA MAZDA RACE CAR WINGS", MSME UNLV 2002, ME Department, UNLV, United States.
- [4] J.W. VOGT, T.J. BARBER and E. LEONARDI, "FLOW FIELD PHENOMENA ABOUT LIFT AND DOWNFORCE GENERATING CAMBERED AEROFOILS IN GROUND EFFECT", School of Mechanical and Manufacturing Engineering, The University of New South Wales, Sydney, NSW 2052 AUSTRALIA
- [5] Larsson T., Sato T., Ullbrand B., "SUPERCOMPUTING IN F1 – UNLOCKING THE POWER OF CFD, SAUBER PETRONAS", Engineering AG, Wildbachstrasse 9, 8340 Hinwil, Switzerland.
- [6] Scott Wordley and Jeff Saunders, "AERODYNAMICS FOR FORMULA SAE: ON-TRACK PERFORMANCE EVALUATION", Mansh Wind Tunnel, Mechanical Engineering, Monash University.
- [7] Joseph Katz, "AERODYNAMICS OF RACE CARS", Department of Aerospace Engineering, San Diego State University, San Diego, California 92182.
- [8] Reza N. Jazar, "VEHICLE DYNAMICS: THEORY AND APPLICATION", Dept. of Mechanical Engineering Manhattan College, Riverdale, NY 10471
- [9] Servicio Nacional de Aprendizaje, "FORMULA SENA ECO (2012/2013): REGLAMENTO TÉCNICO".
- [10] EPFL SUPERCOMPUTING REVIEW: NUMERICAL SIMULATION FOR SCIENCE AND TECHNOLOGY, SWISS FEDERAL INSTITUTE OF TECHNOLOGY, ECOLE POLYTECHNIQUE FÉDÉRALE DE LAUSANNE.
- [11] Larsson T., Sato T., Ullbrand B., "IN FRONT OF THE GRID – CFD AT SAUBER PETRONAS F1 LEADING THE AERODYNAMIC DEVELOPMENT", SAUBER PETRONAS Engineering AG, Wildbachstrasse 9, 8340 Hinwil, Switzerland
- [12] William J. Jasinski and Michael S. Selig, "EXPERIMENTAL STUDY OF OPEN-WHEEL RACE-CAR FRONT WINGS", University of Illinois at Urbana-Champaign.
- [13] R. Keith Hanna, "CFD IN SPORT - A RETROSPECTIVE; 1992 – 2012", Mentor Graphics Ltd, 81 Bridge Road, Hampton Court, Surrey, KT8 9HH, UK.
- [14] Rizal E. M. Nasir, Firdaus Mohamad, Ramlan Kasiran, M. Shahrman Adenan, M. Faizal Mohamed, M. Hanif Mat, Amir R. A. Ghani, "AERODYNAMICS OF ARTEC'S PEC 2011 EMO-C CAR", ARTeC, Faculty of Mechanical Engineering, University Teknologi MARA, Shah Alam 40450, Malaysia.
- [15] Scott Wordley and Jeff Saunders, "AERODYNAMICS FOR FORMULA SAE: A NUMERICAL, WIND TUNNEL AND ON-TRACK STUDY", Mansh Wind Tunnel, Mechanical Engineering, Monash University.
- [16] Yanus A. Cengel, "HEAT TRANSFER", McGraw Hill.
- [17] William F. Milliken and Douglas L. Milliken, "RACE CAR VEHICLE DYNAMICS", Society of Automotive Engineers, Inc.
- [18] Ira H. ABBOT, Albert E. von DOENHOFF, Louis S. STIVERS Jr, "NACA REPORT: SUMMARY OF AIRFOIL DATA", 1945.[19] Sriram Saranathy Pakkam, "HIGH DOWNFORCE AERODYNAMICS FOR MOTORSPORTS", Graduate Faculty of North Carolina State University in partial fulfillment of the requirements for the Degree of Master of Science, Raleigh, North Carolina, 2011.
- [20] Eric Tierling, Freelance Writer, Germany and Shane Moeykens, "DRIVEN TO SIMULATION", Strategic Partnership Manager, ANSYS, Inc.
- [21] Carroll Smith, "TUNE TO WIN: THE ART AND SCIENCE OF RACE CAR DEVELOPMENT AND TUNING", Aero Publishers, 329 West Road, Fallbrook, CA.

[22] Emanuela Genua, "A CFD INVESTIGATION INTO GROUND EFFECT AERODYNAMICS", Submitted to the Department of Aerospace Design, Integration and Operations in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering, Delft University of Technology, July 2009.

[23] Scott Wordley, Damien McArthur, Luke Phersson, David Burton, Daniel Tudball Smith, "DEVELOPMENT OF A DRAG REDUCTION SYSTEM (DRS) FOR MULTI-ELEMENT RACE CAR WINGS", Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Monash University Clayton, VIC 3800, Australia.

[24] Andrés Felipe Cuervo Díaz, Andrés Barrera Arenas, "DESIGN, CONSTRUCTION AND EVALUATION OF THE BODY AND AERODYNAMIC ELEMENTS OF A FORMULA TYPE CAR", Escuela de Ingeniería, Facultad de Ing. Aeronáutica, UPB, Medellín, 2011.

[25] Xin Zhang, Willem Toet, Jonathan Zerihan, "GROUND EFFECT AERODYNAMICS OF RACE CARS", Aerospace Engineering, School of Engineering Sciences, University of Southampton, Southampton SO17 1BJ, UK.

[26] M. Kremenetsky, T. Larsson, "NUMERICAL STUDIES ON A CCNUMA COMPUTER ARCHITECTURE FOR A LARGE SCALE RACE CAR AERODYNAMICS SIMULATION", SAUBER PETRONAS Engineering AG, Wildbachstrasse 9, 8340 Hinwil, Switzerland.

[27] Gregor Seljak, "RACE CAR AERODYNAMICS", April 2008.

[28] Yanus A. Cengel, "THERMODYNAMICS", McGraw Hill.

[29] Marcello D. Guarro, "WING EFFICIENCY OF RACE CARS", A Thesis Submitted In Partial Satisfaction Of the Requirements for the Degree of Bachelor of Science in Applied Physics, UNIVERSITY OF CALIFORNIA SANTA CRUZ.

[30] "ANSYS USER'S GUIDE", Ansys (c) V 14.

[31] [www.cfd-online.com/wiki/skin friction coefficient](http://www.cfd-online.com/wiki/skin_friction_coefficient)

[32] [www.cfd-online.com/wiki/Y plus wall distance estimation](http://www.cfd-online.com/wiki/Y_plus_wall_distance_estimation)

[33] Rainald Löhner, "APPLIED CFD TECHNIQUES: AN INTRODUCTION BASED ON FINITE ELEMENT METHODS", School of Computational Sciences, George Mason University, Fairfax, Virginia, USA.

[34] John J. Bertin, Professor Emeritus, USAF and Russel M. Cummings, Professor, USAF "AERODYNAMICS FOR ENGINEERS".

[35] Joseph Katz, "RACE CAR AERODYNAMICS: DESIGNING FOR SPEED", Joseph Katz, Bentley Publishers.

[36] Frank M. White, "FLUID MECHANICS", University of Rhode Island, McGraw Hill.

[37] Batchelor, G.K. "AN INTRODUCTION TO FLUID DYNAMICS", Cambridge: University Press, 1970.

[38] www.cfd-online.com