

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:

1. 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

mallada 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.
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]}

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. ^{[31][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. ^{[31][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*. ^{[31][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. ^{[31][30][33]}

Para energía cinética turbulenta k:
Ecuación (2)

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

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;

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).
[31][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:

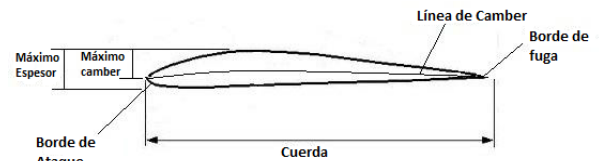


Figura 1: Características geométricas de un perfil aerodinámico.

- 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

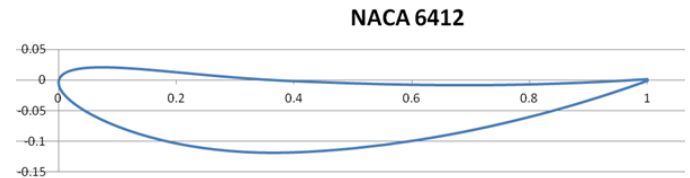


Figura 2: Perfil NACA 2412 invertido

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.

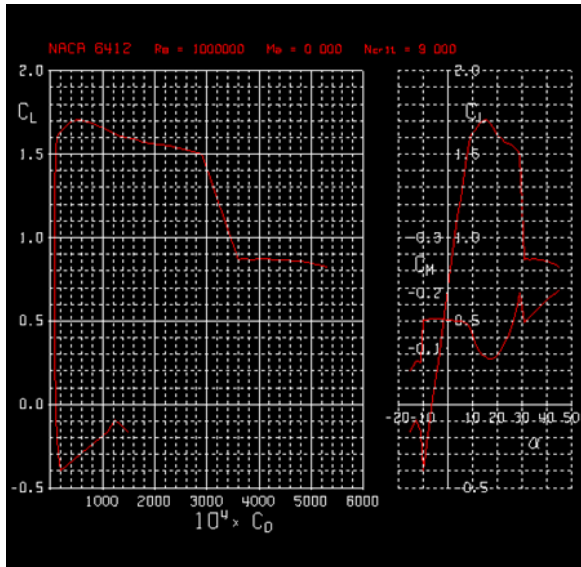


Figura 3: Gráficas de coeficientes aerodinámicos (C_L , C_d y C_m) del perfil NACA 2412.

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 estimó 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 diseñó 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.

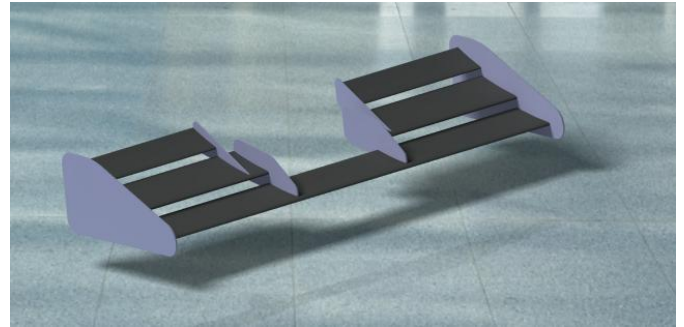


Figura 4: Vista isométrica del alerón delantero.



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 vorticidades 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:

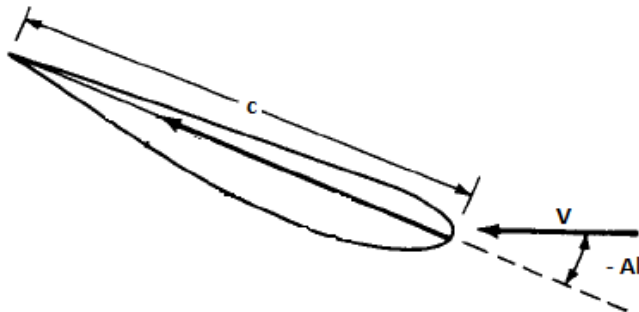


Figura 6: Medición del ángulo de ataque.

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)

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

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

Ecuación (13)

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

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.

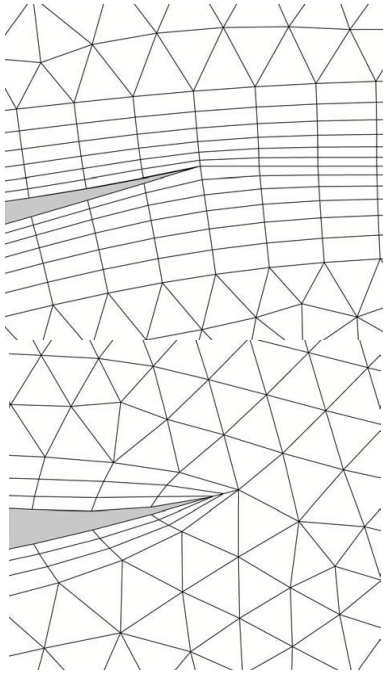


Figura 7: Capas alrededor del perfil con y sin extensión de la malla desde el borde de fuga respectivamente. [22]

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.

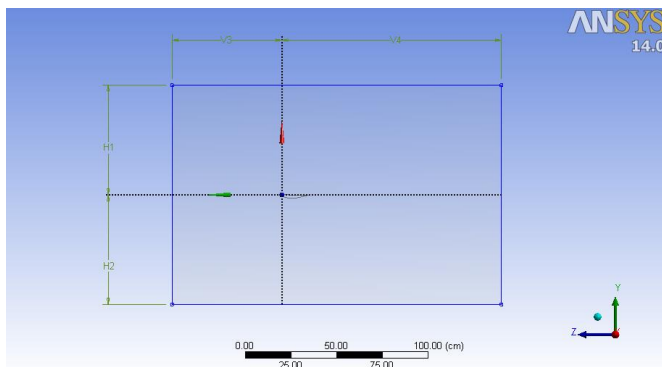


Figura 8: Esquema del área de control.

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 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 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.

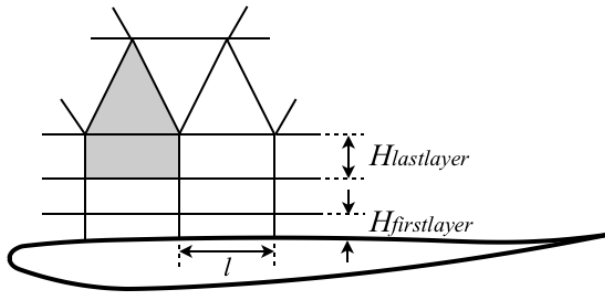


Figura 9: Definición de las características geométricas de la malla sobre la superficie del perfil. [22]

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:

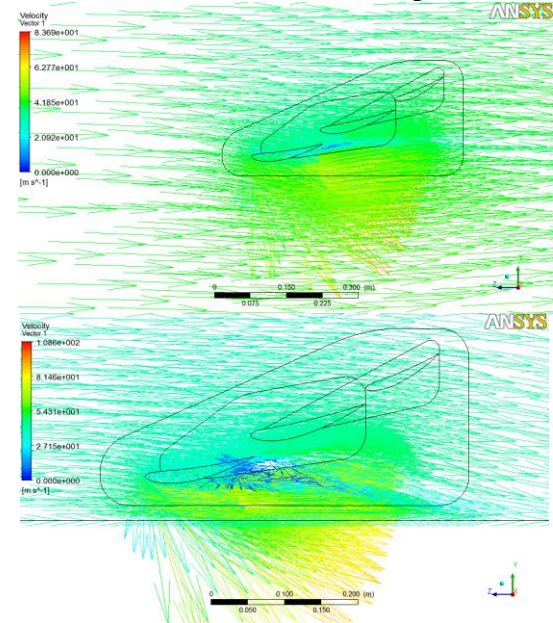


Figura 10: Comparación de los vectores de velocidad para $H=1.6c$ y $H=0.05c$.

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.

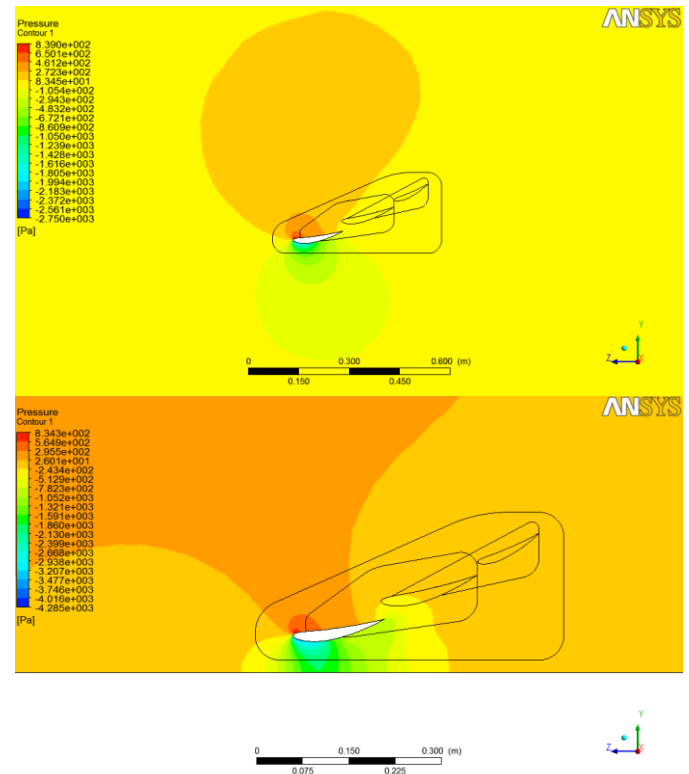


Figura 11: Comparación de la distribución de presiones para $H=1.6c$ y $H=0.05c$.

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.

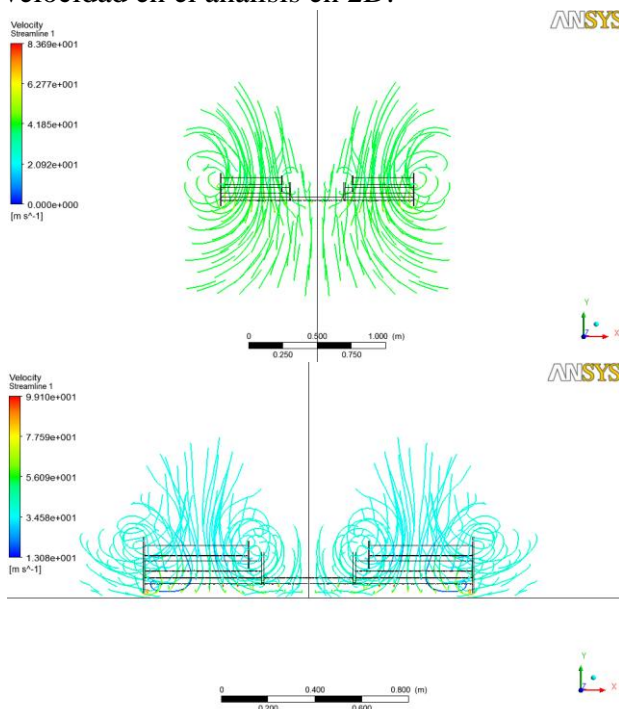


Figura 12: Comparación de las líneas de flujo para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista frontal.

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.

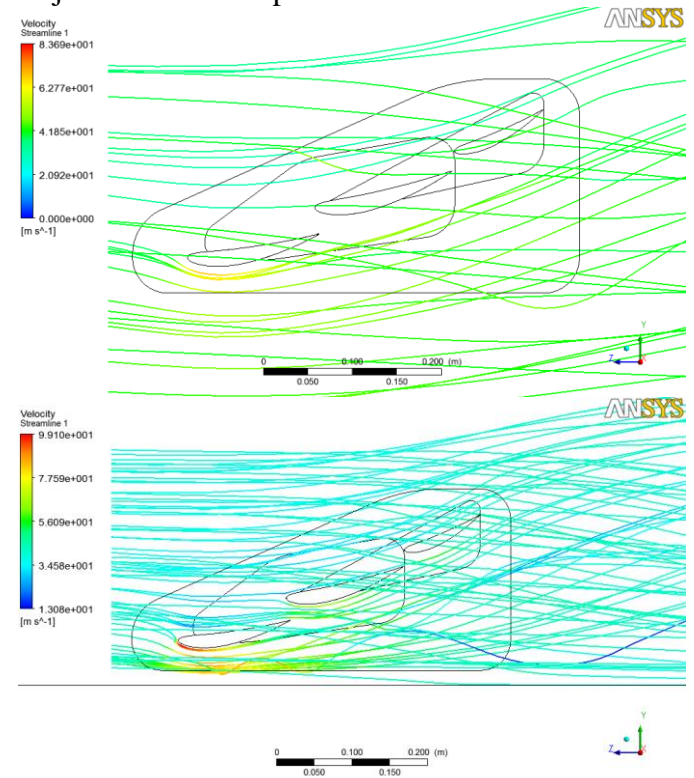


Figura 13: Comparación de las líneas de flujo para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista lateral.

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.

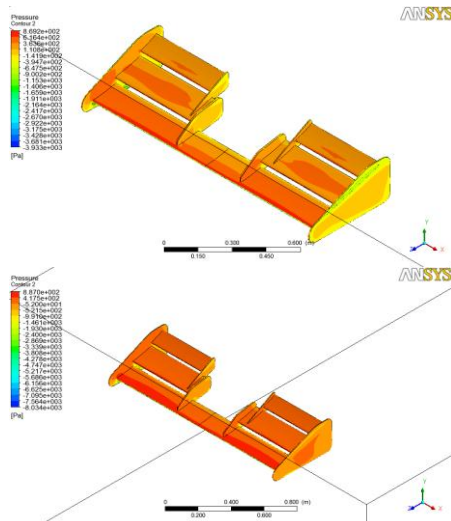


Figura 14: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista superior.

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.

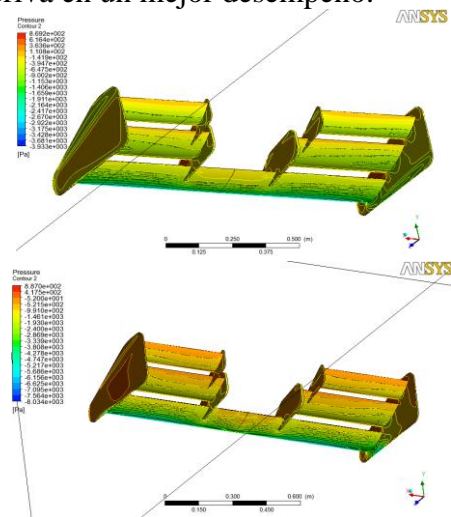


Figura 15: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para $H=1.6c$ y $H=0.05c$, vista inferior.

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/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 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.

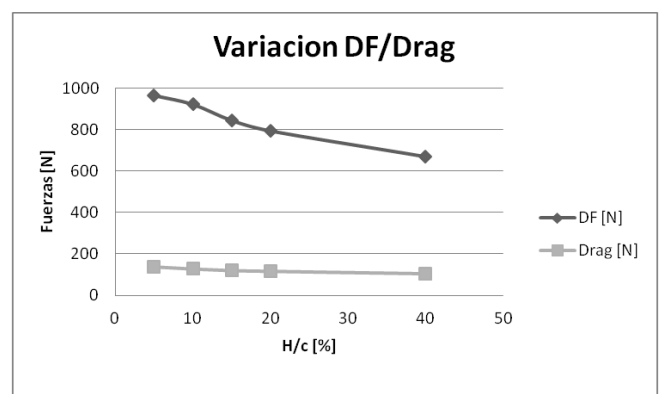


Figura 16: Gráfica de los resultados cuantitativos, simulaciones II.

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:

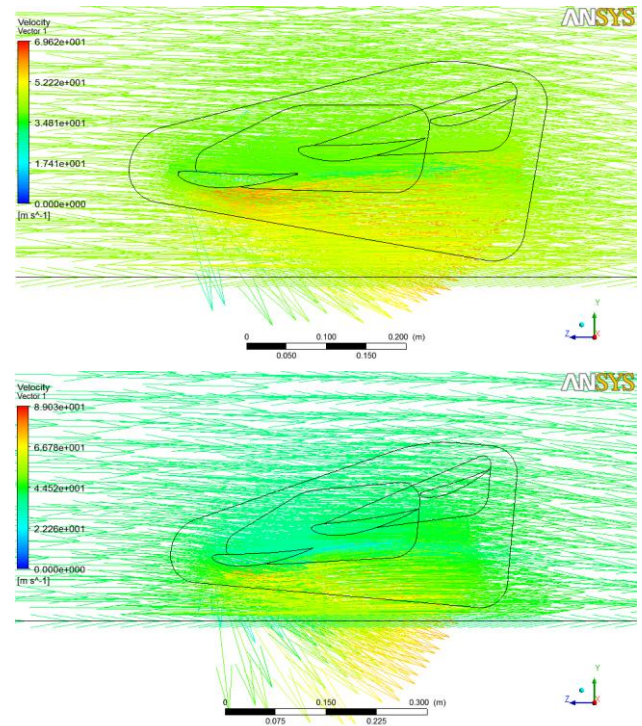


Figura 17: Comparación de los vectores de velocidad para ángulos de ataque de 0 y -5° .

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:

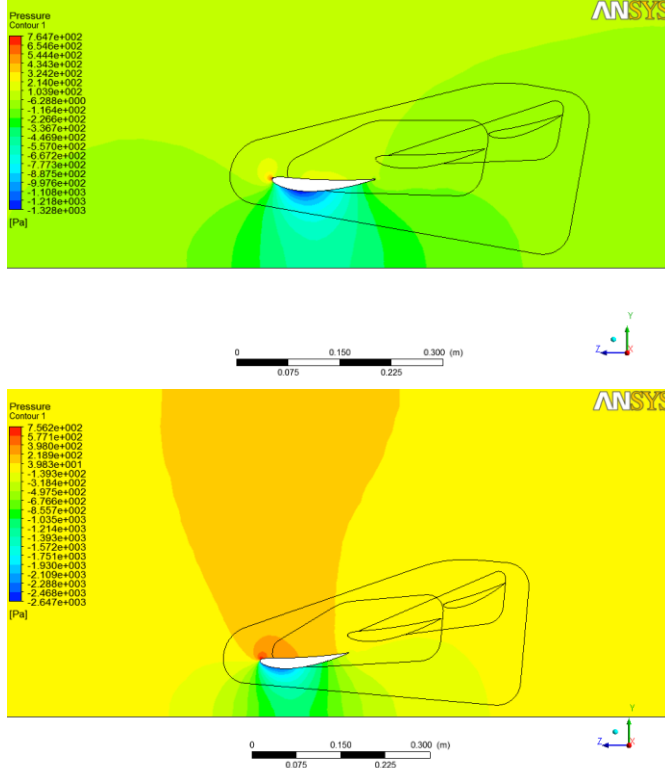


Figura 18: Comparación de la distribución de presiones para ángulos de ataque de 0 y -5°.

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:

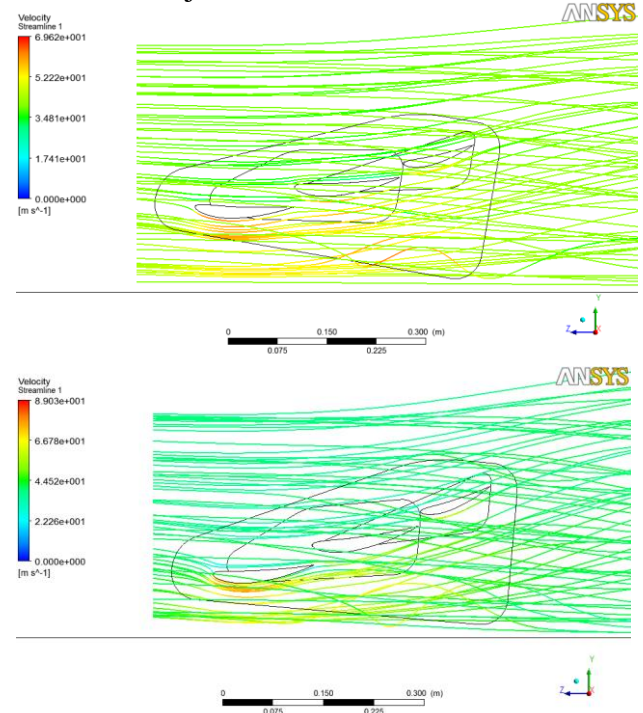


Figura 19: Comparación de las líneas de flujo para ángulos de ataque de 0 y -5°.

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:

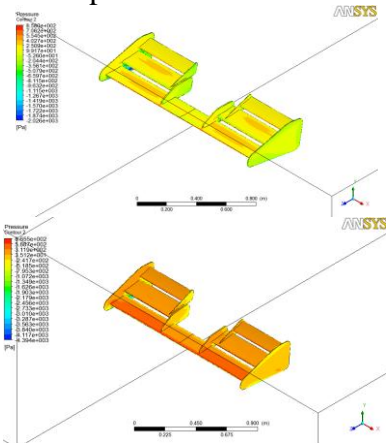


Figura 20: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para ángulos de ataque de 0 y -5°, vista superior.

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.

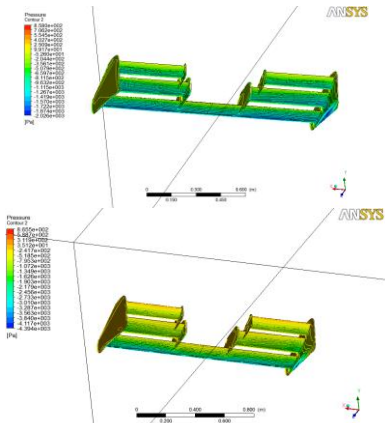


Figura 21: Comparación de la distribución de presiones sobre el alerón para ángulos de ataque de 0 y -5°, vista inferior.

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.

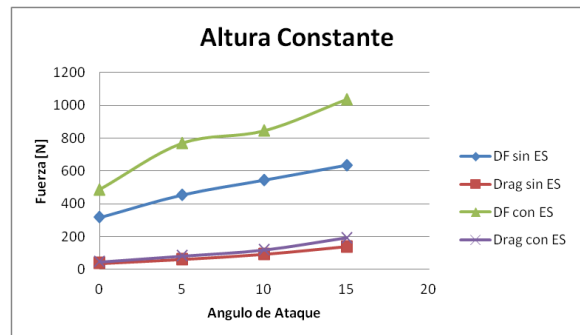


Figura 22: Gráfica de los resultados cuantitativos, simulaciones III.

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:

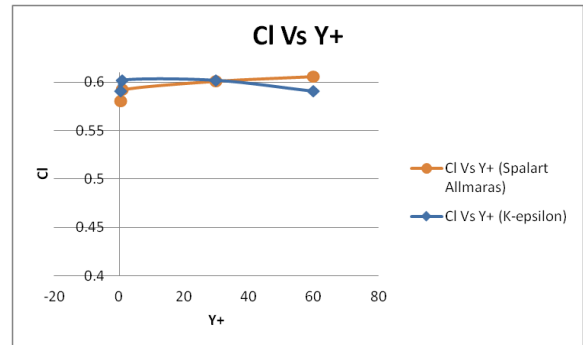


Figura 23: Gráfica de Cl vs Y+.

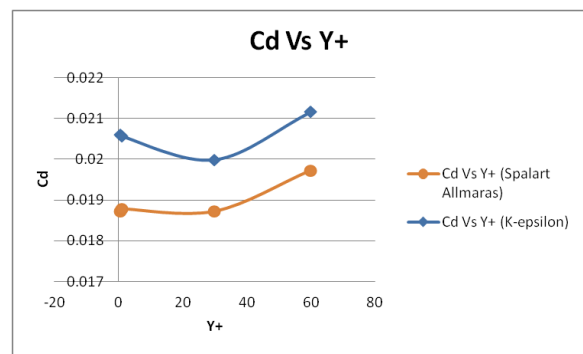


Figura 24: Gráfica de Cd vs Y+.

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	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 monoplaça 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