

Universidad Tecnológica de la Mixteca

# **Análisis de arrastre aerodinámico de un alerón delantero de F1 utilizando CFD**

Tesis

Para obtener el título de:

**Ingeniero Mecánico Automotriz**

Presenta:

**David Josué Soriano Herrera**

Director de tesis:

**Dr. Maxwell Gustavo Jiménez Escamilla**

Huajuapán de León, Oaxaca, México. Julio de 2025



# Dedicatoria

A mi familia, por creer en mí siempre, por su comprensión y cariño que siempre me dieron.

A mi madre por su fe y amor incondicional hacia mí, y hacerme sentir con la capacidad de realizar cualquier proyecto que me proponga.

A mi padre por demostrarme que con paciencia, dedicación y compromiso las cosas se pueden lograr, y sus consejos que siempre me dio.

A mis hermanos, por apoyarme desde lejos y creer en mis capacidades.

A quienes creyeron en mí cuando ni yo mismo lo hacía.

Con todo mi amor, gracias.

# Agradecimientos

Agradezco a Dios por darme la fortaleza y la salud para concluir esta etapa de mi vida.

Agradezco a mis padres y hermanos que siempre estuvieron apoyándome y alentándome a seguir adelante, por el aporte que día con día realizaban para que pudiera acudir a mis estudios y aunque en el transcurso hubo situaciones difíciles nunca se dieron por vencidos para apoyarme. Por todos los momentos en donde me sentía solo o incapaz de realizar este proyecto, pero estuvieron para mí para darme ánimos y fuerzas de seguir adelante y concluir.

Agradezco a mi asesor de Tesis por su guía, enseñanza, paciencia y compromiso durante este proceso porque siempre estuvo al pendiente de mis avances.

A la Universidad Tecnológica de la Mixteca por brindarme las herramientas académicas necesarias para culminar este proceso.

A mis amigos que siempre estuvieron presentes incluso en los momentos difíciles y que además me daban palabras de motivación para seguir adelante.

Finalmente, a mis mascotas, Laiky y Hunter que siempre me sacaban sonrisas y me motivaban a ponerme las pilas cuando estaba agotado.





# Resumen

La Tesis mostrada a continuación titulada Análisis de arrastre aerodinámico de un alerón delantero de F1 utilizando CFD, tiene como objetivo principal la optimización del desempeño aerodinámico de un alerón delantero mediante la reducción del coeficiente de arrastre por medio de la dinámica de fluidos computacional (CFD por sus siglas en inglés). Primeramente, se realizó un análisis en un modelo tridimensional, sin embargo, debido a la alta cantidad de nodos requeridos para el mallado en Ansys Fluent ® y a las limitaciones de la licencia estudiantil, se optó por cambiar el concepto a un estudio de dos dimensiones. Esta modificación permitió enfocar el análisis en los perfiles aerodinámicos del alerón.

Para el desarrollo de la investigación, se propusieron y analizaron tres configuraciones diferentes de perfiles aerodinámicos en cascada, evaluando su desempeño a través de simulaciones realizadas en Ansys Fluent ®. Se configuraron condiciones de contorno representativas del entorno de una competencia de Fórmula 1 y se compararon parámetros como el coeficiente de arrastre, el coeficiente de sustentación y la eficiencia aerodinámica. Los resultados obtenidos mostraron que la configuración tres ofreció el mejor comportamiento aerodinámico, con una significativa reducción en el coeficiente de arrastre y una mejora en la eficiencia aerodinámica, lo que sugiere un diseño de perfil más favorable.

Como principal contribución, esta investigación muestra una metodología detallada de generación de mallas en perfiles aerodinámicos de varios elementos en forma de cascada, lo que representa una valiosa aportación debido a la escasa bibliografía disponible sobre este tipo de configuraciones. Además, se realizó un análisis comparativo entre distintos modelos de turbulencia, concluyendo que el modelo  $k-\omega$  SST proporcionó mejores resultados para el caso estudiado. Este trabajo puede servir como base para futuras investigaciones o desarrollos en el diseño de alerones de varios elementos en cascada dentro del ámbito automovilístico y de la ingeniería aerodinámica en general.

# ÍNDICE

Resumen.....	I
ÍNDICE .....	II
ÍNDICE DE FIGURAS.....	IV
ÍNDICE DE TABLAS .....	IX
1. CAPÍTULO 1 .....	1
1.1 INTRODUCCIÓN .....	2
1.2 Planteamiento del problema .....	4
1.3 Objetivo general .....	5
1.4 Objetivos específicos.....	5
1.5 Metas .....	5
1.6 Justificación.....	6
1.7 Hipótesis.....	6
1.8 Metodología .....	7
2. CAPÍTULO 2 .....	9
2.1 Estado del arte .....	10
2.1.1 Fórmula 1. ....	10
2.1.2 Vehículos de fórmula 1 .....	10
2.1.3 Evolución del alerón delantero en los vehículos de F1 .....	10
2.1.4 Partes de un alerón .....	17
2.1.5 Tipos de alerón .....	18
2.1.6 Alerones de un solo elemento .....	18
2.1.7 Alerones de varios elementos .....	21
2.1.8 Estudios sobre alerones .....	23
2.2 Marco teórico .....	27
2.2.1 Aerodinámica .....	27
2.2.2 Arrastre y sustentación .....	30
2.2.3 Eficiencia Aerodinámica .....	33
2.2.4 Modelos de las Ecuaciones de Navier – Stokes .....	34
2.2.5 CFD .....	35
2.2.6 Ansys Fluent.....	36
2.2.7 Metodología de Ansys Fluent.....	36
2.2.8 Perfiles NACA .....	38

3.	CAPÍTULO 3 .....	39
3.1	Comprobación de la metodología.....	40
3.2	Calidad de mallado.....	45
3.3	Criterio Y+ .....	47
4.	CAPÍTULO 4 .....	56
4.1	Simulación del alerón Ferrari SF-23 .....	57
4.2	Replanteamiento de la simulación.....	65
4.3	Simulación del perfil aerodinámico del alerón delantero de Fórmula 1 SF23 .....	66
4.4	Simulación del perfil aerodinámico de 4 elementos considerando el suelo. ....	91
4.5	Simulación de los diferentes diseños propuestos para el perfil aerodinámico de varios elementos.....	111
5.	CAPÍTULO 5 .....	128
5.1	Análisis de resultados.....	129
6.	Conclusión.....	133
6.1	Trabajos futuros.....	135
	APÉNDICE .....	136
	BIBLIOGRAFÍA.....	154

# ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.	Vehículo de F1 con los primeros diseños aerodinámicos [10].....	11
Figura 2.	Implementación de los primeros alerones delanteros en Lotus 49B [13].....	12
Figura 3.	Primer diseño con la implementación del alerón trasero [14].....	13
Figura 4.	Implementación de los primeros pontones [15] .....	13
Figura 5.	Lotus 78 [17] .....	14
Figura 6.	Primer chasis monocasco [11].....	15
Figura 7.	Terminología de un perfil alar [18] .....	17
Figura 8.	Sustentación contra ángulo de ataque de un perfil simétrico [18].....	19
Figura 9.	Sustentación contra ángulo de ataque de perfiles asimétricos con diferentes grosores. 19	
Figura 10.	Coeficiente de sustentación de un alerón simétrico y un alerón curvado (asimétrico) [18] .....	20
Figura 11.	Alerón de dos elementos con configuración de flap externo [18].....	21
Figura 12.	Alerón de dos elementos con configuración de flap de ranura o flap fowler .....	22
Figura 13.	Comparación de alerones de un solo elemento con alerón de dos elementos. ....	22
Figura 14.	Alerón de tres elementos [18]. ....	23
Figura 15.	Comparación del coeficiente de sustentación del alerón de tres elementos con los de menos elementos .....	23
Figura 16.	Detalles de la capa límite [27].....	29
Figura 17.	Transición de la capa límite laminar sobre una placa plana hacia una capa límite totalmente turbulenta [25]. ....	30
Figura 18.	Componentes de las fuerzas que actúan sobre un perfil alar [28]. ....	30
Figura 19.	Evolución de los coeficientes de resistencia [29].....	31
Figura 20.	Forma de gota en un vehículo de F1 [30].....	32
Figura 21.	Perfil aerodinámico NACA 0012 con una longitud de cuerda de $c = 1\text{ m}$ . ....	40
Figura 22.	Medidas del área de control para la generación de la malla tipo C. ....	41
Figura 23.	Área de control para el perfil NACA 0012. ....	42
Figura 24.	Controladores locales “Sizing” y “Face Meshing” .....	42
Figura 25.	Controlador local “Face Meshing” en la superficie de control.....	43
Figura 26.	Controlador local “Edge Sizing” en las divisiones internas. ....	43
Figura 27.	Mallado del área de control. ....	45
Figura 28.	Calidad ortogonal de la malla del perfil NACA 0012. ....	46
Figura 29.	Histograma de la calidad ortogonal de la malla y el número de elementos. ....	46
Figura 30.	Calidad Skewness de la malla del perfil NACA 0012. ....	47

Figura 31.	Histograma del criterio Skewness de la malla y el número de elementos.....	47
Figura 32.	Mallado del perfil aerodinámico cerca de la superficie.....	49
Figura 33.	Aproximación de la medida de la primera celda.....	50
Figura 34.	Selección del modelo de turbulencia $k - \omega SST$ .....	51
Figura 35.	Temperatura de operación.....	52
Figura 36.	Configuración de la dirección de la entrada del aire.....	53
Figura 37.	Coeficientes de arrastre.....	54
Figura 38.	Coeficientes de sustentación.....	54
Figura 39.	Alerón delantero de Ferrari en la temporada 2023.....	57
Figura 40.	Vista frontal de alerón.....	58
Figura 41.	Vista lateral del alerón.....	58
Figura 42.	Vista isométrica del alerón.....	58
Figura 43.	Vista frontal del alerón simplificado.....	59
Figura 44.	Vista isométrica del alerón simplificado.....	59
Figura 45.	Volumen de control del alerón delantero de F1.....	60
Figura 46.	Mallado del volumen de control.....	61
Figura 47.	Vista lateral del mallado en la parte del alerón.....	61
Figura 48.	Elementos de la malla entre los flaps.....	62
Figura 49.	Mallado en la sección transversal de los flaps.....	62
Figura 50.	Acercamiento del mallado en la sección de los flaps.....	63
Figura 51.	Elementos de la malla con una calidad ortogonal de 0.75.....	63
Figura 52.	Calidad de la malla y número de nodos y elementos.....	64
Figura 53.	Corte en la sección transversal de los flaps del alerón.....	65
Figura 54.	Vista lateral del corte del alerón.....	66
Figura 55.	Perfil de flaps del alerón delantero de Fórmula 1 SF23.....	66
Figura 56.	Perfil aerodinámico de varios elementos del alerón delantero de Fórmula 1 SF23 ..	67
Figura 57.	Medidas del área de control del perfil aerodinámico de la figura 52.....	68
Figura 58.	Geometrías adicionales cercanas al perfil de varios elementos para un mejor refinamiento cercano a la pared.....	69
Figura 59.	Acercamiento a las figuras que sirvieron como cuerpos de influencia.....	69
Figura 60.	Figura en forma de gota donde se realizó el mayor refinamiento de la malla.....	69
Figura 61.	Apartado de “Mesh” en Workbench.....	70
Figura 62.	Área de control del alerón de varios elementos.....	70
Figura 63.	Selección de la física y el solucionador a utilizar (CFD).....	71
Figura 64.	Selección del controlador local “Sizing”.....	71

Figura 65.	Selección del primer cuerpo de influencia y definición del tamaño de los elementos. ....	72
Figura 66.	Selección del controlador local “Inflation”. ....	72
Figura 67.	Configuración del controlador local “Inflation”. ....	74
Figura 68.	Controlador global aplicado a las líneas que conforman el perfil de varios elementos. ....	75
Figura 69.	Selección de “Method” ....	80
Figura 70.	Configuración del método ....	80
Figura 71.	Configuración del cuerpo de influencia en forma de gota. ....	81
Figura 72.	Malla del área de control. ....	81
Figura 73.	Acercamiento de la malla en el cuerpo de influencia. ....	82
Figura 74.	Acercamiento de la malla en el cuerpo de influencia en forma de gota. ....	82
Figura 75.	Acercamiento de la malla entre los perfiles del alerón de varios elementos. ....	83
Figura 76.	Acercamiento del perfil para observar las “inflations” en el borde. ....	83
Figura 77.	“Inflations” cercanas al borde del perfil. ....	84
Figura 78.	Calidad ortogonal de la malla de alerón base de varios elementos. ....	84
Figura 79.	Histograma de la calidad ortogonal de la malla del alerón base. ....	85
Figura 80.	Calidad Skewness de la malla del alerón base de varios elementos. ....	85
Figura 81.	Histograma de la calidad Skewness de la malla del alerón base. ....	85
Figura 82.	Entrada (borde color rojo) y salida de aire (borde color azul). ....	86
Figura 83.	Paredes. ....	86
Figura 84.	Módulo “Fluid Flow (Fluent)”. ....	87
Figura 85.	Ventana de Fluid Flow (Fluent). ....	87
Figura 86.	Elección del modelo de turbulencia en Fluent. ....	88
Figura 87.	Selección de material. ....	88
Figura 88.	Configuración de la dirección de la entrada de aire. ....	89
Figura 89.	Convergencia de la simulación. ....	89
Figura 90.	Convergencia del coeficiente de arrastre. ....	90
Figura 91.	Convergencia del coeficiente de sustentación. ....	90
Figura 92.	Resultados del perfil base. ....	90
Figura 93.	Medidas de la nueva área de control para el perfil base. ....	92
Figura 94.	Geometrías adicionales cercanas al perfil para mayor refinamiento. ....	92
Figura 95.	Figura donde se realizó la malla más fina. ....	92
Figura 96.	Área de control rectangular del alerón. ....	93
Figura 97.	Selección de la física y el solucionador (CFD). ....	93

Figura 98.	Selección del primer cuerpo de influencia .....	94
Figura 99.	Selección del cuerpo de influencia en forma de gota. ....	95
Figura 100.	Selección del método de mallado. ....	95
Figura 101.	Configuración del controlador local “inflation”. ....	96
Figura 102.	Configuración de la malla. ....	97
Figura 103.	Malla rectangular del alerón de varios elementos base. ....	101
Figura 104.	Distancia del borde del perfil a la primera celda de la malla. ....	101
Figura 105.	“Inflations” en el borde del perfil de la configuración base. ....	102
Figura 106.	Acercamiento a las “inflations” del perfil del aleron base. ....	102
Figura 107.	Calidad ortogonal de la malla rectangular. ....	103
Figura 108.	Histograma de la calidad ortogonal de la malla rectangular. ....	103
Figura 109.	Calidad skewness de la malla rectangular. ....	104
Figura 110.	Histograma de la calidad skewness de la malla rectangular. ....	104
Figura 111.	Entrada, salida y paredes .....	105
Figura 112.	Perfil aerodinámico como pared. ....	105
Figura 113.	Ventana de Fluid Flow (Fluent). ....	106
Figura 114.	Elección del modelo de turbulencia en Fluent. ....	107
Figura 115.	Selección de material. ....	107
Figura 116.	Configuración de la dirección de la entrada de aire. ....	108
Figura 117.	Convergencia de la simulación. ....	108
Figura 118.	Convergencia del coeficiente de arrastre. ....	109
Figura 119.	Convergencia del coeficiente de sustentación. ....	109
Figura 120.	Convergencia de la fuerza de arrastre. ....	109
Figura 121.	Convergencia de la fuerza de sustentación. ....	110
Figura 122.	Resultados de perfil base considerando el suelo. ....	110
Figura 123.	Configuración 1 del perfil aerodinámico. ....	112
Figura 124.	Configuración 2 del perfil aerodinámico. ....	112
Figura 125.	Configuración 3 del perfil aerodinámico. ....	113
Figura 126.	Controladores para la malla de los perfiles propuestos. ....	113
Figura 127.	Convergencia de la simulación de la configuración 1. ....	119
Figura 128.	Convergencia del coeficiente de arrastre de la configuración 1. ....	119
Figura 129.	Convergencia del coeficiente de sustentación de la configuración 1. ....	120
Figura 130.	Convergencia de la fuerza de arrastre de la configuración 1. ....	120
Figura 131.	Convergencia de la fuerza de sustentación de la configuración 1. ....	121
Figura 132.	Resultados de la simulación de la configuración 1. ....	121



Figura 133.	Distancia del borde del perfil al nodo de la primera celda de la configuración 1. ..	121
Figura 134.	Convergencia de la simulación de la configuración 2.....	122
Figura 135.	Convergencia del coeficiente de arrastre de la configuración 2.....	123
Figura 136.	Convergencia del coeficiente de sustentación de la configuración 2.....	123
Figura 137.	Convergencia de la fuerza de arrastre de la configuración 2.....	123
Figura 138.	Convergencia de la fuerza de sustentación de la configuración 2.....	124
Figura 139.	Resultados de la simulación de la configuración 2. ....	124
Figura 140.	Distancia del borde del perfil al nodo de la primera celda de la configuración 2. ..	124
Figura 141.	Convergencia de la simulación de la configuración 3.....	125
Figura 142.	Convergencia del coeficiente de arrastre de la configuración 3.....	126
Figura 143.	Convergencia del coeficiente de sustentación de la configuración 3.....	126
Figura 144.	Convergencia de la fuerza de arrastre de la configuración 3.....	126
Figura 145.	Convergencia de la fuerza de sustentación de la configuración 3.....	127
Figura 146.	Resultados de la simulación de la configuración 3. ....	127
Figura 147.	Distancia del borde del perfil al nodo de la primera celda de la configuración 3. ..	127
Figura 148.	Calidad ortogonal de cada malla. ....	129
Figura 149.	Calidad oblicua de cada malla.....	130
Figura 150.	Gráfica de resultados de los coeficientes de arrastre de cada simulación. ....	131
Figura 151.	Gráfica de resultados de los coeficientes de sustentación de cada simulación.....	131

# ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.	Condiciones a las que está sometido el alerón NACA 0012. ....	40
Tabla 2.	Configuración del controlador “Sizing” en cada cara del área de control. ....	44
Tabla 3.	Parámetros para la calidad de la malla según los criterios “Orthogonal quality” y “Skewness”. ....	45
Tabla 4.	Ángulos de ataque y componentes de flujo en la dirección X y Y. ....	52
Tabla 5.	Comparación de los resultados obtenidos entre la comprobación de la metodología y los del artículo de referencia. ....	53
Tabla 6.	Configuración de las 12 líneas que conforman el perfil con el controlador local “Sizing”. ....	79
Tabla 7.	Configuración de las 12 líneas que conforman el perfil con el controlador local “Sizing” ....	101
Tabla 8.	Configuración de las 12 líneas que conforman las propuestas de los perfiles aerodinámicos de varios elementos hechos con perfiles NACA. ....	117
Tabla 9.	Valores a los que se sometió la simulación. ....	118
Tabla 10.	Calidad de la malla a 18°. ....	118
Tabla 11.	Calidad de la malla a 20°. ....	122
Tabla 12.	Calidad de la malla a 16°. ....	125
Tabla 13.	Calidades de cada malla. ....	129
Tabla 14.	Resultados de los coeficientes de arrastre y sustentación. ....	130
Tabla 15.	Propiedades del aire a 1 atm de presión [25]. ....	136

# 1. CAPÍTULO 1

## 1.1 INTRODUCCIÓN

Actualmente la fórmula 1 se ha convertido en uno de los deportes más populares del automovilismo. En esta categoría los vehículos utilizados alcanzan velocidades extremadamente altas sobrepasando los 350 km/h, siendo de 372,6 km/h la velocidad máxima alcanzada en un circuito, récord establecido por Juan Pablo Montoya en el año 2005 [1]. Debido a las altas velocidades alcanzadas por los vehículos en esta categoría, el diseño del monoplaza juega un papel de alta importancia, es por esto que se busca tener coches con la mejor aerodinámica posible.

Una de las partes más importantes del paquete aerodinámico es el alerón delantero y trasero, los cuales trabajan en conjunto para permitir que el flujo de aire que pasa sobre el monoplaza genere la máxima carga aerodinámica y la mínima fuerza de arrastre. El alerón delantero permite esparcir el flujo a lo largo del monoplaza y desviar el flujo de aire en las ruedas evitando el choque directo en ellas. Por otro lado, el alerón trasero evita turbulencia del flujo en la parte trasera del vehículo, ambos permiten una carga aerodinámica, al mismo tiempo se mejora la sensación de manejo.

Durante la temporada se van buscando mejoras en el vehículo y una parte que constantemente está evolucionando es el alerón delantero, por lo que siempre están en investigación. Existen diversas investigaciones sobre estudios de alerones realizadas con diferentes herramientas y metodologías, demostrando que la evolución que han tenido ha ayudado en la mejora de su rendimiento aerodinámico.

Antes de construir un vehículo que cumpla con los requerimientos aerodinámicos es necesario realizar pruebas aerodinámicas, de tal manera que se pueda conocer el comportamiento que tendrá en la pista. Una de las metodologías implementadas para conocer el comportamiento aerodinámico del vehículo completo y poder saber que este cumple con los requerimientos es la utilización del túnel de viento, por lo tanto, se necesita un vehículo a escala, esto puede reducir los costos debido al tamaño del prototipo y al mismo tiempo obtener resultados similares a los de la realidad. Sin embargo, siguen existiendo gastos de construcción. Es importante mencionar que la escudería de Red Bull planea fabricar un túnel de viento que estará listo para 2027 [2] el cual tendrá un costo aproximado de 50 a 75 millones de euros [3].

Otra alternativa mucho menos costosa es la de realizar simulaciones mediante CFD (Computational Fluid Dynamics). Es una herramienta que permite simular el comportamiento de cualquier fluido mediante el cálculo computacional. Esta herramienta se comenzó a utilizar en la Formula 1 a finales de los años 90's [4]. La ventaja mediante las simulaciones en CFD es la obtención de información sobre los valores físicos que actúan en el monoplaza (velocidad, densidad, presión, temperaturas, etc.) y ahorro de costes, ya que no se necesitan dispositivos extras como túneles de viento. Debido a esto es la mejor opción para la obtención de resultados de manera más económica y precisa.

Existen diferentes softwares para el análisis computacional de fluidos, pero los más importantes son ANSYS Fluent®, Star-CCM+® y Open FOAM®. Para el caso de ANSYS Fluent® es un software muy complejo y potente gracias a los métodos numéricos que utiliza.

El comportamiento de los fluidos viene determinado por las ecuaciones de Navier Stokes, por lo cual, el comportamiento del aire de un monoplaza no es nada sencillo. Por tanto, las ecuaciones no se han podido resolver analíticamente hasta ahora, sin embargo, se lleva a cabo una aproximación del problema. El sistema con el que se trabaja es el aire (campo de fluido) que rodea al monoplaza. El volumen total que ocupa dicho aire se divide en bloques muy pequeños, llamados celdas. Es decir, donde existía un gran volumen lleno de aire ahora existen millones de pequeñas celdas. Debido a esto, las ecuaciones que modelan el comportamiento del fluido se aproximan mediante algún método de acoplamiento para ensamblar el sistema global y resolver conjuntamente todas las celdas. Finalmente, se obtienen los resultados en cada una de las celdas de algunos parámetros aerodinámicos como la densidad, la presión o la velocidad del aire. Trabajando con estos resultados, se pueden obtener las fuerzas y la distribución de presiones sobre el monoplaza. Es decir, se consiguen obtener los mismos resultados que en el túnel de viento, este método es conocido como el método de volumen finito.

## 1.2 Planteamiento del problema

Con el paso del tiempo los vehículos de fórmula 1 han evolucionado, hace 20 años eran más pequeños y pesaban alrededor de 600 kg, sin embargo, en la temporada 2022 han llegado a sobrepasar los 800 kg. Al ser una categoría en la que los vehículos necesitan llegar a velocidades realmente altas para ser competitivos, el aumento de peso ha significado un problema para las escuderías [5]. Es por ello que se deben adaptar superficies que generen sustentación en el monoplace y la menor fuerza de arrastre. El alerón delantero es una pieza clave, ayuda a disminuir el arrastre haciendo que el flujo de aire no pegue directamente con las ruedas.

Para conocer los coeficientes de arrastre y sustentación se necesitan hacer pruebas aerodinámicas en túneles de viento o simuladores CFD, sin embargo, los túneles de viento son muy costosos además de que tienen una restricción en el tiempo de uso.

### 1.3 Objetivo general

Obtener el perfil aerodinámico del alerón delantero de un vehículo de fórmula 1 que pueda mejorar alguna de las condiciones aerodinámicas como lo son el coeficiente de arrastre o sustentación, utilizando la herramienta de CFD.

### 1.4 Objetivos específicos

- Entender los modelos de las ecuaciones de Navier-Stokes para su implementación en la dinámica de fluidos computacional (CFD).
- Elegir el modelo de turbulencia para la simulación basada en un auto de fórmula 1.
- Elaborar propuestas para alerones de F1 que ofrezcan la menor fuerza de arrastre.
- Elegir el mejor diseño de perfil aerodinámico para el alerón.

### 1.5 Metas

- Estudio de los conceptos aerodinámicos.
- Estudio sobre cómo se utilizan las ecuaciones de Navier – Stokes en los modelos de turbulencia implementados en el método CFD mediante Ansys Fluent ®.
- Determinación de los modelos turbulentos que utiliza ANSYS Fluent ® para el análisis de la simulación.
- Selección del modelo más viable para la ejecución de la simulación con base en las características físicas a las que se someterá el alerón y del procesamiento de la computadora en uso (se presenta como limitante).
- Validación de la metodología de simulación sobre un perfil aerodinámico.
- Elaboración de los diseños que relacionen los parámetros geométricos y físicos del alerón.
- Elección del diseño que haya tenido mejor comportamiento en sus coeficientes de arrastre y sustentación.

## 1.6 Justificación

El túnel de viento es una herramienta precisa para conocer el comportamiento del fluido en el vehículo, en este caso se espera conocer el comportamiento aerodinámico del alerón delantero. Sin embargo, también se pueden realizar simulaciones en CFD y obtener resultados similares. Es por esto que se utilizan los sistemas computacionales, además de que se reduce el costo en el proceso de simulación.

La herramienta de CFD es de alta importancia, ya que ayuda a simular el comportamiento de cualquier fluido, dando a conocer los coeficientes de arrastre y sustentación, cabe mencionar que solo desde el diseño es posible disminuir el coeficiente de arrastre y aumentar el de sustentación, debido a esto se propondrán diferentes diseños en simulación y se escogerá el de mejor rendimiento con base en los coeficientes antes mencionados. El comportamiento de un fluido viene determinado por las ecuaciones de Navier-Stokes, las cuales se pueden resolver de forma analítica en casos muy sencillos y particulares. De lo contrario son ecuaciones muy complejas. Un vehículo de fórmula 1 está creado exclusivamente para correr a altas velocidades y diseñado de una manera muy particular, por lo tanto, en este caso las ecuaciones se vuelven imposibles de resolver analíticamente. Para ello se lleva a cabo una aproximación del problema mediante computo utilizando CFD.

## 1.7 Hipótesis

El diseño físico de un alerón de fórmula 1 tiene efectos en los coeficientes de arrastre, sustentación, presiones y fuerzas, entre otras variables. Se plantea que el diseño de un alerón con características que optimicen el arrastre y sustentación permitirá mejorar el desempeño aerodinámico, a través de una propuesta basada en el perfil aerodinámico más eficiente.



## 1.8 Metodología

La metodología que se implementó en este trabajo de tesis se basó en los siguientes pasos:

1. Estudiar los conceptos que involucran la aerodinámica como sustentación y arrastre. Comprender la teoría de la capa límite y el desprendimiento de la capa límite en la superficie. Obtener el Número de Reynolds para saber el régimen en el que estará trabajando el vehículo, ya sea laminar, transitorio o turbulento.
2. Para corroborar la metodología de simulación de Ansys Fluent® se reprodujo un diseño con los resultados de otro autor que realizó estudios similares a los que se realizaron en el presente proyecto de tesis.
3. Hacer la elección del modelo de turbulencia que se utilizó en la simulación. Esto dependió de los parámetros físicos a los que se sometió, pero principalmente del número de Reynolds. Este punto va de la mano con el punto anterior.
4. Mediante una plataforma CAD se realizó un diseño de un vehículo de F1 en el cual únicamente se extrajo el alerón delantero para realizar las modificaciones pertinentes. El criterio de diseño se estableció mediante una comparación de los coeficientes de arrastre y sustentación que demostró los diferentes diseños del alerón. Se estimaron 3 diseños diferentes.
5. Se realizó la importación del modelo de la plataforma CAD a ANSYS Fluent ® para la ejecución de la simulación.
6. Se realizó la simulación, la cual comprendió las etapas según la metodología de resolución de ANSYS Fluent ®.
  - *Elaboración del diseño.*
  - *Modelado.*
  - *Simplificación de la geometría.*

- *Dominio matemático.*
  - *Mallado.*
  - *Setup.*
  - *Solución.*
7. Al realizar la simulación con un alerón, se obtuvieron los coeficientes de arrastre y sustentación. Se realizó lo mismo para los otros alerones y se compararon las gráficas de los coeficientes de los diferentes alerones.

Finalmente, mediante un análisis de las gráficas se eligió el alerón que ofreció un mejor desempeño en sus coeficientes de arrastre y sustentación, lo cual se reflejó en su eficiencia aerodinámica. Al obtener los resultados se aprueba o refuta la hipótesis de esta investigación.

## 2. CAPÍTULO 2

## **2.1 Estado del arte**

### **2.1.1 Fórmula 1.**

La fórmula 1 es considerada como un deporte de competición de vehículos, en la cual varios equipos o también llamadas escuderías compiten en un circuito cerrado para ver quien tiene el vehículo más rápido.

Esta categoría es reconocida por tener los automóviles más rápidos del mundo, ya que en rectas pueden alcanzar velocidades superiores a los 350 km/h, pero en donde verdaderamente destacan es en las curvas, ya que las velocidades alcanzadas en curvas son realmente impresionantes en comparación con otros vehículos de competición, y esto gracias a su diseño aerodinámico [6].

### **2.1.2 Vehículos de fórmula 1**

El principal objetivo de los vehículos de fórmula 1 es alcanzar grandes velocidades en el menor tiempo posible ya sea en curvas o rectas, y a su vez mantenerse adheridos al suelo y tener buena estabilidad, pero debido a los componentes que utilizan se hacen carros verdaderamente pesados, lo que se convierte en un reto alcanzar altas velocidades. Es aquí donde entra en juego la aerodinámica en el vehículo, ya que su diseño permite utilizar el viento a su favor generando una carga aerodinámica y menor resistencia al avance producida por los elementos del vehículo.

### **2.1.3 Evolución del alerón delantero en los vehículos de F1**

Los equipos de fórmula 1 y los deportes de motor en general tienen departamentos de investigación y desarrollo dedicados a mejorar sus autos. Los estudios muestran que cada año, los coches se vuelven unos segundos más rápidos al final de temporada que al inicio debido a los cambios realizados en los alerones delantero y trasero del vehículo [7].

La fórmula 1 es la principal competición de automovilismo internacional y el campeonato de motor más popular y prestigioso del mundo. Sus inicios se remontan al año

de 1950, cuando la Federación Internacional anunció la unión de varios Grandes Premios nacionales con sede en París para crear un mundial de pilotos [8].

Para esos años ya había presencia del diseño aerodinámico en los automóviles, pues tenían una forma alargada y estrecha, además el motor se encontraba en la parte delantera del automóvil, sin embargo, no existían demasiado conocimiento acerca de cómo hacer diseños más eficientes, por lo tanto, la velocidad alcanzada se debía principalmente a la potencia generada por el motor. A finales de esta década McLaren modificó la posición del motor mandándolo al eje trasero como se muestra en la figura 1, el cual se convertiría en el modelo a seguir [9].



*Figura 1. Vehículo de F1 con los primeros diseños aerodinámicos [10]*

## **DECADA DE LOS 60's**

Hasta antes de la década de los sesenta los principales generadores de potencia eran los motores, sin embargo, esta década viene a revolucionar la fórmula 1, pues se empiezan a ver los primeros diseños aerodinámicos. En 1962, el Lotus 25 fue el primer auto de fórmula 1 que implementó el monocasco de aluminio de una sola pieza en el que la parte frontal comenzaba a ser más plana [11].

Fue hasta finales de la década donde se dio el paso más importante, pues en 1968 se haría la introducción de los primeros alerones en la fórmula 1, los cuales tenían un perfil aerodinámico invertido al de las alas de un avión, siendo Colin Chapman el pionero en la

utilización de alerones perteneciente al equipo Lotus, colocaron el alerón delantero en el morro del Lotus 49B que se muestra en la figura 2. El piloto Graham Hill ganaría la carrera con este Lotus, fue ahí donde los otros equipos comenzaron la introducción de los alerones delanteros en sus vehículos [12].



*Figura 2. Implementación de los primeros alerones delanteros en Lotus 49B [13]*

Más adelante en esta misma década Colin Chapman crearía un nuevo concepto de alerón, el alerón trasero. En los siguientes diseños se colocaban los alerones muy separados del automóvil como se muestra en la figura 3, lo que provocaba que al desprenderse la capa límite se produjera una zona de turbulencia, esto hacía que los vehículos que venían atrás tuvieran mayor dificultad para controlarlos, lo que provocó algunos accidentes. En consecuencia, se prohibieron este tipo de alerones.





*Figura 3. Primer diseño con la implementación del alerón trasero [14]*

## **DECADA DE LOS 70'S**

Al inicio de esta década y tras varias carreras la FIA nuevamente permitió el uso de alerones, pero ahora tendrían dimensiones reglamentarias por cuestiones de seguridad [11].

Nuevamente fue Lotus quien siguió innovando en cuestiones aerodinámicas con una mejora en el diseño del alerón delantero haciendo más puntiagudo el borde de ataque, además de incorporar ventilas en la parte lateral del automóvil como se muestra en la figura 4. También el equipo de ingenieros de McLaren trabajaría en las tomas de aire laterales, estas tomas de aire se siguen viendo en los vehículos actuales de fórmula 1 y son conocidos como pontones.



*Figura 4. Implementación de los primeros pontones [15]*

Una vez más en 1977 Lotus de la mano de Colin Chapman darían un paso adelante al adoptar alerones en forma de ala invertida y adaptar placas verticales en los extremos de los alerones (endplates), a modo de crear la parte frontal en un alerón más completo, además introdujo faldillas en la parte lateral del vehículo (figura 5). Estas implementaciones lograron que hubiera una mayor succión de aire en la parte inferior del automóvil creando mayor downforce o carga aerodinámica, dando origen al descubrimiento del efecto suelo [16].



*Figura 5. Lotus 78 [17]*

## **DECADA DE LOS 80's**

Debido a las nuevas incorporaciones aerodinámicas que se dieron en la década anterior se logró que los vehículos de fórmula 1 aumentaran de manera significativa su velocidad lo cual era un gran paso hacia delante, sin embargo, por las altas velocidades ocurrieron varios accidentes en curvas, esto hizo que en 1981 se prohibiera el empleo de faldas laterales y en 1983 se volvió de manera obligatoria emplear un fondo plano en el automóvil.

Cabe mencionar que en 1981 McLaren se convertiría en el primer equipo en estrenar un chasis monocasco fabricado de fibra de carbono como se observa en la figura 6, más adelante se convertiría en el estándar a seguir por los demás equipos.





*Figura 6. Primer chasis monocasco [11]*

En 1982 reaparecieron los vehículos sin alerón delantero, debido a que se buscaba que entrara la mayor cantidad de aire en la parte inferior del auto, lo cual no duro mucho ya que se crearon diseños de alerones más pequeños y mejorados.

Por otro lado, se emplearon las suspensiones activas, cuyo objetivo era mantener los elementos del automóvil en la mejor posición posible para mejorar su rendimiento.

## **DECADA DE LOS 90's**

En esta década no hubo un avance significativo en tecnología, incluso hubo una reducción en las ayudas para la conducción, se prohibió la suspensión activa. A finales de la década se comenzaron a utilizar neumáticos acanalados, todo esto con la finalidad de reducir la velocidad en curvas para prevenir accidentes [9].

## **AÑOS 2000**

En esta década la aerodinámica comenzó a tener mayor relevancia, los equipos comenzaron a incorporar cada vez más aletas alrededor de los vehículos, la aerodinámica se volvía cada vez más compleja.

En el año 2006 la fórmula 1 dejo de utilizar los motores V10 e incorporaron motores V8 3.0 de 2.4 litros. A consecuencia de esto la aerodinámica tomaba mayor relevancia en los automóviles, los ingenieros ahora se enfrentaban al reto de utilizar cada centímetro del

monoplaza para mejorar el diseño aerodinámico con el fin de generar mayor downforce. Los alerones delanteros y traseros comenzaron a tener diseños más curvos [11].

Para el año 2008 se implementó un nuevo reglamento que limpiaba la superficie del monoplaza de alerones o elementos aerodinámicos.

En el reglamento del 2009 exigía que los monoplazas tuvieran el alerón delantero más ancho y se redujo el tamaño del alerón trasero. Llegaron nuevamente los neumáticos lisos y apareció el KERS, un dispositivo de recuperación de energía que no era visible en el monoplaza.

## **AÑOS 2010**

Al principio de esta década en el año 2011 llegaría un invento que cambiaría los adelantamientos en fórmula 1, se introdujo el DRS por sus siglas en inglés (Drag Reduction System) en alerón trasero o también conocido como alerón trasero móvil. Este invento se sigue manteniendo en la actualidad.

En el año 2012 una nueva reglamentación aparece en los alerones delanteros y empiezan a aparecer diseños de alerones de forma escalonada.

Para el año 2017 el reglamento se actualiza y dan un gran cambio al diseño de los monoplazas, se vuelven en vehículos más anchos, el alerón trasero aumenta su tamaño y su inclinación hacia atrás y aparecen neumáticos de mayor tamaño.

Debido a los accidentes ocurridos, en el año 2018 se implementa un protector en la cabina especialmente para proteger la cabeza del piloto llamado Halo.

Para el año 2019, los alerones delanteros se simplifican para poder seguir al coche que va delante y hacer más fácil los adelantamientos.

Finalmente, en el año 2022 vuelve a dar un giro la Fórmula 1 debido al gran diseño innovador, regresa el efecto suelo, el alerón delantero se vuelve de una sola pieza y se coloca a una mayor separación con respecto al suelo para permitir una mayor entrada de aire debajo del automóvil y al mismo tiempo desviar el flujo de aire hacia los pontones, sin dejar de crear carga aerodinámica [11].

#### 2.1.4 Partes de un alerón

El alerón es considerado como otra forma de decir ala, es un cuerpo que al moverse a cierta velocidad crea carga aerodinámica sin generar demasiada resistencia gracias a la forma del perfil. Existen diferentes formas de perfiles aerodinámicos dependiendo de su aplicación, pero todos cuentan con características que los hacen particulares. A continuación, en la figura 7, se muestra una imagen del perfil de un alerón y su terminología [18].

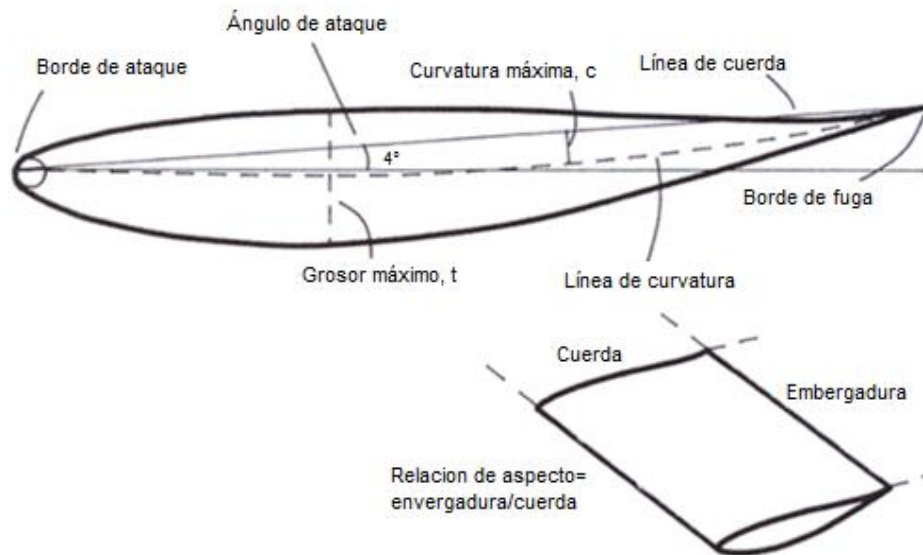


Figura 7. Terminología de un perfil alar [18]

- *Borde de ataque*: Parte delantera del alerón. Es la primera parte que hace contacto con el viento.
- *Borde de fuga*: Parte trasera del alerón.
- *Línea de cuerda*: Es la línea que se forma del borde de ataque al borde de salida.
- *Angulo de ataque*: Angulo formado por la línea de cuerda con respecto a la dirección de la incidencia del viento.
- *Línea de curvatura*: Línea que pasa por los puntos medios de un ala desde el borde de ataque hasta el borde de fuga.
- *Curvatura máxima*: Es la distancia máxima entre la línea de cuerda y la línea de curvatura.
- *Grosor máximo*: Es la distancia máxima entre el intradós y el extradós.

Adicionalmente existe la definición de intradós y extradós en todo perfil alar.

- *Intradós*: Es la parte inferior de un alerón.
- *Extradós*: Es la parte exterior de un alerón.
- *Envergadura*: Es el ancho del alerón.

### 2.1.5 Tipos de alerón

Con el paso del tiempo se ha buscado que a través de los alerones se genere una mayor carga aerodinámica con la menor resistencia posible, esto para generar una mayor adherencia al suelo conforme incrementa la velocidad, lo cual ayuda a que el vehículo se mantenga estable y a su vez su paso por curvas sea más rápido [18]. En los últimos años se ha buscado que los alerones también ayuden a que el flujo de aire se distribuya de mejor manera a lo largo del monoplaza, pues es la primera parte del vehículo que hace contacto con el aire. Para ayudar a compensar estas necesidades existen diferentes tipos de alerones.

De acuerdo al libro Aerodinámica de automóvil de competición [18] existen alerones de uno y varios elementos.

### 2.1.6 Alerones de un solo elemento

Los alerones de un solo elemento pueden ser simétricos o asimétricos, un alerón simétrico no produce carga aerodinámica si tiene un ángulo de incidencia de 0, pero la carga aumenta casi de forma lineal con el incremento de ángulo de incidencia hasta alcanzar los 14 o 16° como se ve en la figura 8 [18].

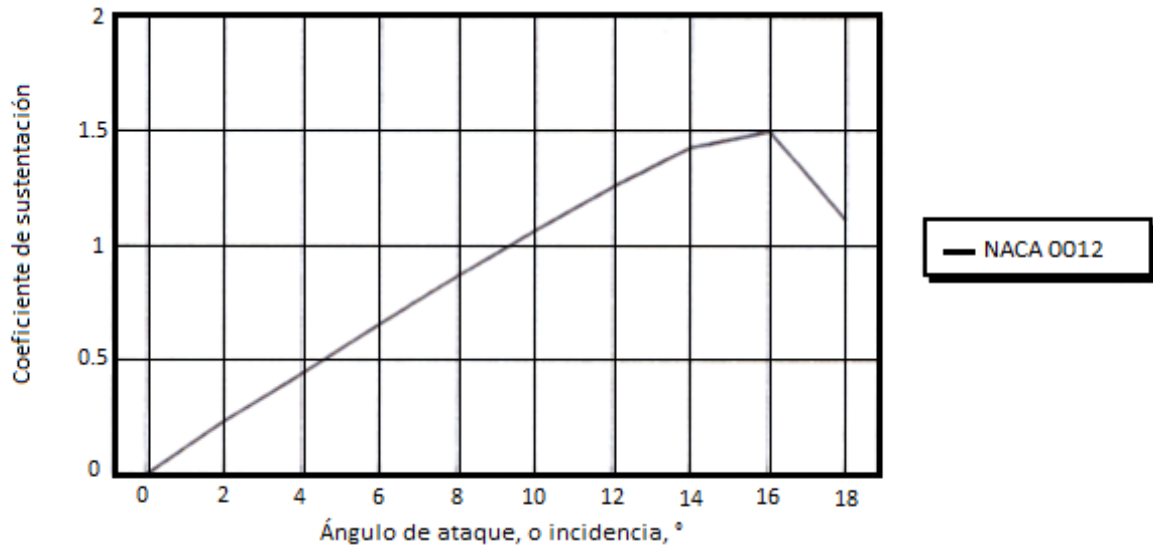


Figura 8. Sustentación contra ángulo de ataque de un perfil simétrico [18].

El grosor también tiene dependencia en la generación de carga aerodinámica y a medida que aumenta el grosor aumenta la carga aerodinámica. También el aumento de grosor genera una pérdida de carga más suave. A continuación, se ve una gráfica (figura 9) de dos perfiles NACA asimétricos en donde se observa que el de mayor grosor tiene una pérdida más suave que el de menor grosor [18].

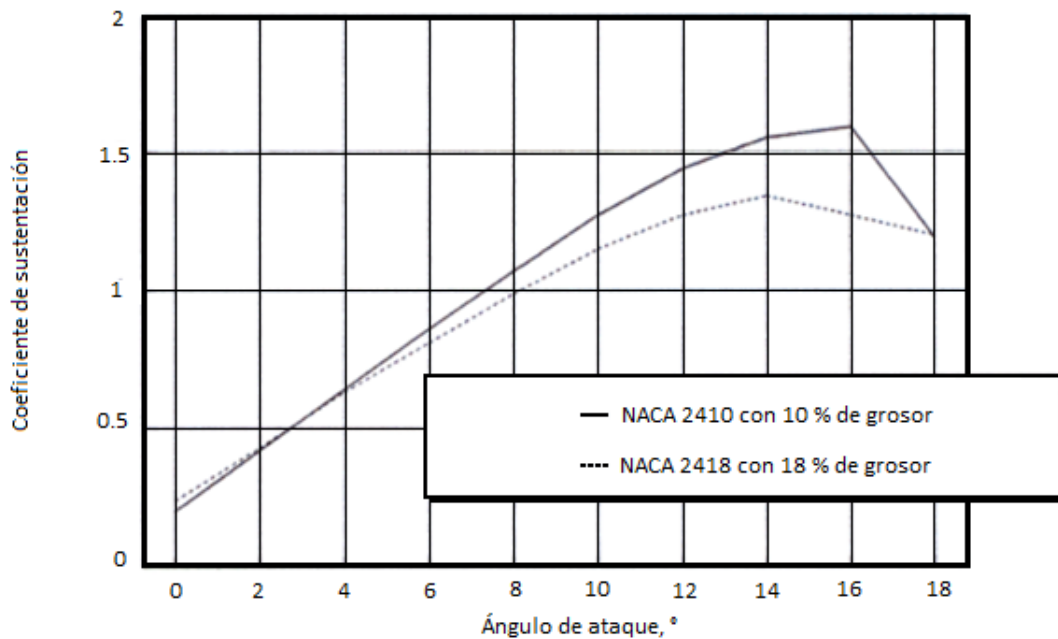


Figura 9. Sustentación contra ángulo de ataque de perfiles asimétricos con diferentes grosores

El efecto de cambiar curvatura es diferente al de cambiar grosor. Cambiar curvatura permite aumentar más carga aerodinámica incluso con un ángulo de ataque de cero.

En los alerones de un solo elemento existe una mejor carga aerodinámica cuando son asimétricos por el efecto que tiene la curvatura. En la siguiente gráfica mostrada en la figura 10 se aprecia de mejor manera [18].

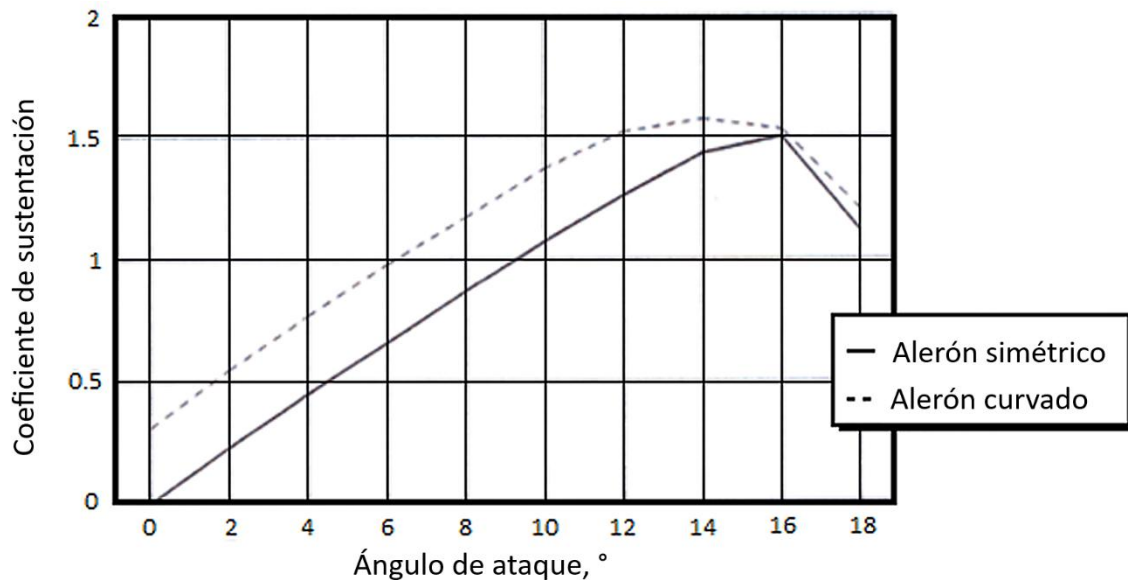


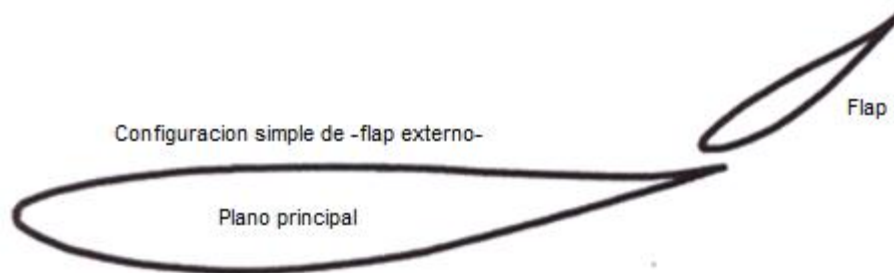
Figura 10. Coeficiente de sustentación de un alerón simétrico y un alerón curvado (asimétrico) [18]

Por tanto, se deben tener en consideración los siguientes parámetros de selección para un alerón simétrico [18]:

- Un ángulo de ataque bajo para una menor carga aerodinámica y menor resistencia, un ángulo de ataque alto de hasta 14 o 16° grados para una mayor carga aerodinámica y por lo tanto resistencia.
- Poco grosor para poca carga aerodinámica y poca resistencia y hasta 0.12c para mayor carga aerodinámica, donde “c” es la cuerda del perfil.
- Poca curvatura para poca carga aerodinámica de 0.3c y una curvatura mayor de 0.5c a 0.15c para mayor carga aerodinámica junto con un desplazamiento hacia atrás de hasta 0.5 o 0.6c.
- Radio del borde de ataque entre 1 a 3% de la cuerda.

### 2.1.7 Alerones de varios elementos

Para obtener una mayor carga aerodinámica es necesario utilizar alerones con mayor complejidad, para esto existen alerones de varios elementos, el alerón de varios elementos más sencillo es el de dos elementos, donde el plano principal va acompañado de un flap como se muestra en la figura 11. Al añadirse un flap a un alerón de un elemento en la posición adecuada pueden ocurrir varias cosas. **Primero**, se aumenta el área de planta, por lo tanto, de acuerdo a la ecuación de la fuerza de sustentación permite más carga aerodinámica. **Segundo**, se ve aumentada la curvatura efectiva del ala y aumenta la carga a un cierto ángulo de ataque. Y **tercero**, la interacción entre el plano principal y el flap surgida por la posición del uno con el otro también ayudará en la generación de carga aerodinámica [18].



*Figura 11. Alerón de dos elementos con configuración de flap externo [18].*

Existen dos geometrías para alerones de dos elementos, se conocen como la configuración de flap externo, que es la vista en la figura 11 y la configuración de flap de ranura.

El flap de ranura tiene un diseño más complejo y por lo tanto se hace más difícil de construir, pues debido a su forma del plano principal el flap puede moverse y acoplarse a él según sea el requerimiento como se observa en la figura 12. Este tipo de configuración es más usado en aplicaciones aeronáuticas [18].

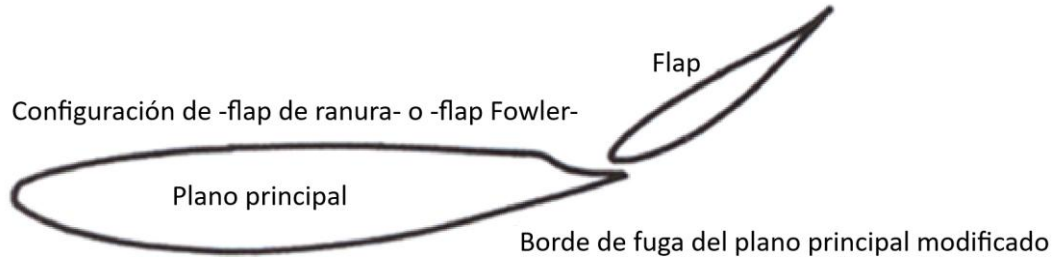


Figura 12. Alerón de dos elementos con configuración de flap de ranura o flap fowler

El ángulo de ataque máximo en general para los alerones de dos elementos generalmente está en los  $12^\circ$ , pasando este ángulo entrara en pérdida, sin embargo, se obtiene una mayor sustentación utilizando este tipo de alerón, a diferencia de los de un solo elemento que entran en pérdida a un mayor ángulo de ataque, sin embargo, la sustentación obtenida es menor como se puede observar en la gráfica mostrada en la figura 13 [18].

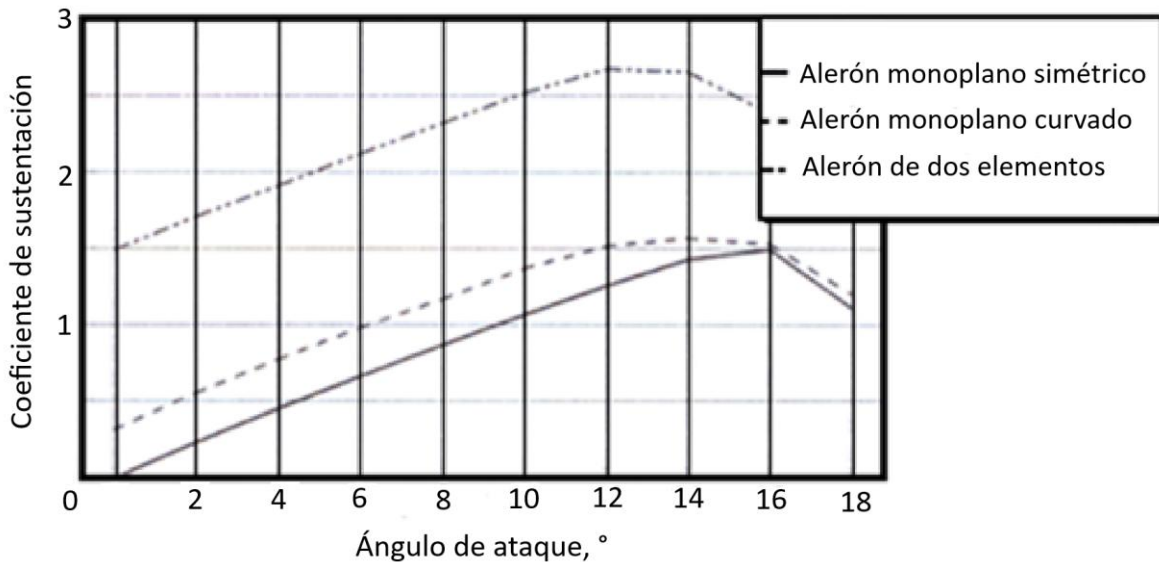


Figura 13. Comparación de alerones de un solo elemento con alerón de dos elementos.

Si se añaden más flaps se pueden obtener mayores valores del coeficiente de sustentación, es decir se obtendrá una mayor carga aerodinámica, pero mientras mayor sea el número de flaps la curvatura del alerón incrementará y como consecuencia existirá una mayor resistencia como se muestra en las figuras 14 y 15 respectivamente, es por ello que se deben tomar en cuenta la cantidad de flaps en un alerón dependiendo de la aplicación [18].



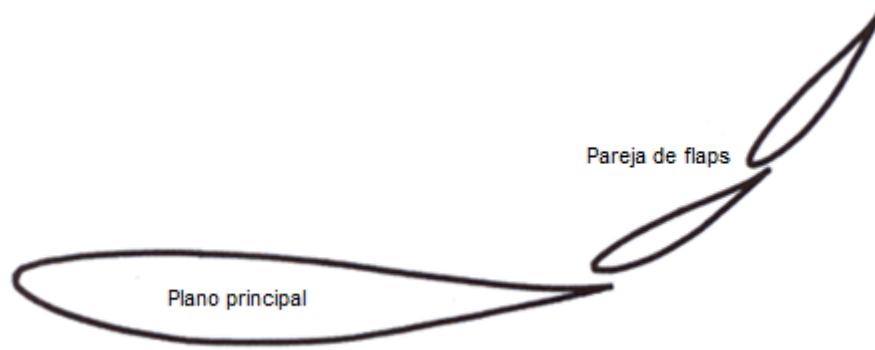


Figura 14. Alerón de tres elementos [18].

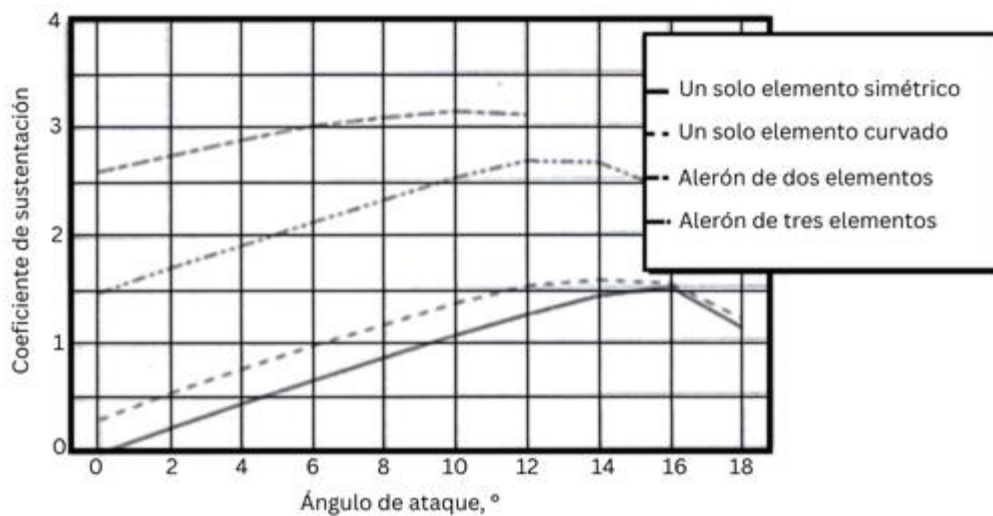


Figura 15. Comparación del coeficiente de sustentación del alerón de tres elementos con los de menos elementos

### 2.1.8 Estudios sobre alerones

En el documento “Aerodinámica e investigación aerodinámica en la Formula 1” [19] un ingeniero aborda las diferencias de rendimiento para un automóvil de fórmula 1 y destaca la diferencia que la aerodinámica puede hacer en ese rendimiento. Existen una serie de factores que afectan el rendimiento de un coche de F1 como el piloto, los neumáticos, suspensión, masa de vehículo y centro de gravedad, motor y transmisión, electrónica,

hidráulica, neumática y estructuras, aerodinámica. Existen también factores externos a considerar como el clima o accidentes. El diseño de los autos de fórmula 1 se optimiza constantemente dependiendo del circuito en el que compiten, especialmente en lo que respecta a la aerodinámica. Además, los ciclos de diseño de un f1 son bastante rápidos, cada año se diseña un vehículo nuevo.

Hace más énfasis en el aspecto aerodinámico del vehículo, menciona que no existe restricción en cuanto al ángulo de ataque del alerón delantero, pero si en cuanto a las dimensiones del mismo. Aborda temas como es el CFD y su uso en las simulaciones para saber el comportamiento aerodinámico del automóvil, hace mención sobre el uso de túneles de viento y como el CFD se vuelve una opción bastante viable en la F1.

En conclusión, este artículo aborda temas que afectan la aerodinámica del vehículo y como el uso de CFD ha ayudado en las actualizaciones de los automóviles, reduciendo costos en la producción de prototipos, pues los resultados computacionales llegan a ser parecidos a los obtenidos en túneles de viento.

Triya Vadgama [20] creó un diseño de un vehículo de Fórmula 1, sin tomar en cuenta el motor y la transmisión, debido a que el principal factor fue el flujo externo. El diseño que realizó está delimitado de acuerdo a las normas de la FIA y fue diseñado en la plataforma CATIA, menciona la importancia que ha tenido la aerodinámica en la fórmula 1, especialmente el alerón delantero. Se tomaron en cuenta los perfiles aerodinámicos tipo NACA 4412 para el alerón delantero y el perfil NACA 2408 para el alerón trasero, concluye que la elección de los perfiles aerodinámicos para los alerones en un vehículo de fórmula 1 son cruciales para su rendimiento, especialmente por su paso por curvas.

Shreyas Vaidya [21] realizó un diseño de un carro de la fórmula SAE con la finalidad de desarrollar el alerón delantero y trasero con la ayuda de XFLR5 y CFD para obtener la máxima carga aerodinámica. Menciona la importancia de los alerones al trabajar en sintonía, pues el alerón delantero es el primer elemento que entra en contacto con el viento, por lo tanto, es el elemento de más importancia en el comportamiento del aire en la superficie del vehículo; el alerón trasero completa los niveles de carga aerodinámica y el equilibrio aerodinámico con el alerón delantero. Una vez más en este documento se menciona la

importancia del CFD como herramienta computacional para la predicción de fuerzas y la viabilidad de utilizarlo.

Satyan Chandra, Allison Lee, Steven Gorrell and C. Greg Jensen [22] realizaron un automóvil de la fórmula 1 PACE en una plataforma CAD para un análisis CFD. Las simulaciones se realizaron variando la velocidad y el ángulo de ataque en intervalos de  $1^\circ$  del alerón delantero y trasero. Se rediseñaron algunas piezas del vehículo y se observó que el alerón trasero no tenía gran diferencia en cuanto a su fuerza de arrastre y sustentación a medida que el ángulo cambiaba. Sin embargo, el alerón delantero demostró tener mayores cambios en las fuerzas, por lo que se podría decir que tiene mayor efecto en el comportamiento del viento con la superficie. Se concluyó que con el uso de CFD en el automóvil proporcionó una valiosa información sobre el comportamiento que tendría el automóvil al ir a altas velocidades. También la capacidad de las simulaciones depende directamente del computador y en caso de ser necesario se requiere de rediseñar el modelo CAD haciendo geometrías más simples para facilitar el computo.

S. Pal, S. M. Kabir y M. M. M. Talukder [23] realizaron un prototipo de automóvil, utilizaron un enfoque computacional y experimental para identificar algunos cambios que pudiera tener el diseño. Se realizaron los cambios de acuerdo a las simulaciones y así se obtuvieron otros dos prototipos con mejoras para el rendimiento aerodinámico. Siendo el tercer prototipo el que tenía el diseño más optimizado. Se fabricó de madera a escala y se puso a prueba en un túnel de viento del tipo de succión subsónica. Se concluyó que se obtuvieron resultados similares de manera experimental en el túnel de viento y de manera computacional. Sin embargo, siguen existiendo índices de error, los cuales pueden ser producidos por el modelado geométrico, la calidad de la malla o la selección de elementos.

De acuerdo a lo anterior existen diversas investigaciones aerodinámicas tanto analíticas como experimentales, muchas veces dependiendo del estado económico en el que se encuentre cada investigador, especialmente por las herramientas utilizadas. Sin embargo, siguen existiendo muchos trabajos de investigación especialmente en la fórmula 1, pues gracias al trabajo arduo de las escuderías los diseños de los vehículos pueden evolucionar con el paso del tiempo, una parte importante que se encuentra en continuo desarrollo es el alerón delantero. Para alcanzar los objetivos de maximizar la velocidad de los vehículos con

la ayuda aerodinámica se seguirán realizando investigaciones para optimizar el diseño de los alerones delanteros y mejorando su rendimiento. Es por ello que, al estar en continua evolución, estos artefactos representan un campo amplio de estudio en la aerodinámica para futuras investigaciones.

## 2.2 Marco teórico

### 2.2.1 Aerodinámica

La aerodinámica es la rama de la mecánica de fluidos que se encarga del estudio del movimiento de fluidos, y de las fuerzas que actúan sobre los cuerpos que se mueven en dichos fluidos. La presencia de un objeto en un fluido gaseoso modifica la repartición de presiones y velocidades de las partículas del fluido, originando fuerzas de sustentación y resistencia.

La aerodinámica es una ciencia que se encarga del estudio del flujo de aire en superficies de cuerpos internas o externas. En el caso de flujo de aire externo tiene como objetivo la predicción de fuerzas y momentos, generación de sustentación, arrastre y momentos en superficies aerodinámicas, alas, fuselajes, góndolas de motores e inclusive configuraciones completas de aviones [24].

Las ecuaciones de Navier Stokes son la base de la mecánica de fluidos. Es una ecuación diferencial parcial de segundo orden vectorial, no – lineal. Las soluciones analíticas no se obtienen excepto para campos de flujo muy simples [25]. Es por ello que se recurre a otros métodos de resolución para flujos complejos como lo es el uso de dinámica de fluidos computacional (CFD, por sus siglas en ingles). En la ecuación 1 se muestran las ecuaciones de Navier – Stokes, donde  $\rho$  es la densidad,  $\mathbf{V}$  la velocidad,  $t$  es el tiempo,  $\mathbf{g}$  la gravedad y  $\mu$  la viscosidad dinámica.

$$\text{Ecuación de Navier Stokes: } \rho \frac{D\mathbf{V}}{Dt} = -\nabla P + \rho \mathbf{g} + \mu \nabla^2 \mathbf{V} \quad (1)$$

Para que se pueda hacer solucionable la ecuación (1) se necesita de la ecuación de continuidad. Está escrita mediante la ecuación 2.

$$\text{Ecuación de continuidad – flujo incompresible: } \nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \quad (2)$$

La ecuación de continuidad y de Navier – Stokes se expanden en coordenadas cartesianas de la siguiente forma.

*Ecuación de continuidad de flujo incompresible:*

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (3)$$

*Componente x de la ecuación de Navier – Stokes de flujo incompresible:*

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (4)$$

*Componente y de la ecuación de Navier – Stokes de flujo incompresible:*

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (5)$$

*Componente z de la ecuación de Navier – Stokes de flujo incompresible:*

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (6)$$

En la fórmula 1 la aerodinámica juega uno de los papeles más importantes, ya que debido a las altas velocidades el viento es un factor crucial al entrar en contacto con el vehículo. Al existir esta interacción entre el aire y la superficie del vehículo surge un concepto muy importante en la mecánica de fluidos denominado “**capa límite**”, el cual hace referencia a una región de flujo muy delgada cerca de una pared sólida donde las fuerzas viscosas y la rotacionalidad no pueden ignorarse [25].

Para cuerpos aerodinámicos la capa límite a velocidades altas y tratándose de un fluido como el aire, se vuelve extremadamente delgada.

La teoría de la capa límite fue introducida por Prandtl. Establece que, para un fluido en movimiento, todas las pérdidas por fricción tienen lugar en una delgada capa adyacente al contorno del sólido (capa límite), y que el flujo exterior a dicha capa puede considerarse como carente de viscosidad. En general, la capa límite es muy delgada aguas arriba del

contorno y va aumentando su espesor aguas abajo por la acción continua de las tensiones cortantes [26].

En la capa límite también pueden existir flujos laminares, de transición y turbulentos, los cuáles dependerán del número de Reynolds como se muestra en las figuras 16 y 17, mientras más grande sea el número de Reynolds más delgada será la capa límite [26].

- Para número de Reynolds bajos, toda la capa límite es gobernada por la acción de fuerzas viscosas y el flujo es totalmente laminar.
- Para valores intermedios del número de Reynolds la capa límite es laminar cerca de la superficie y turbulenta lejos de ella.
- Para valores altos del número de Reynolds la capa límite es completamente turbulenta.

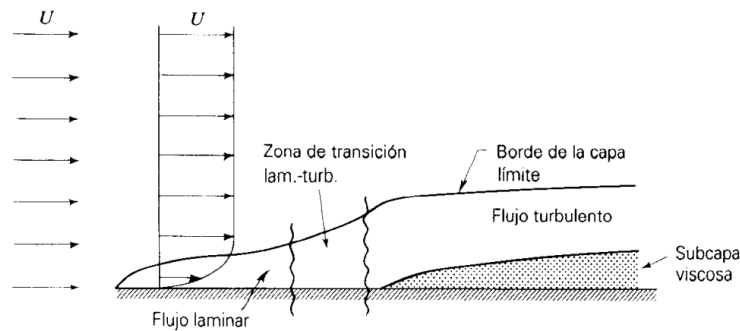


Figura 16. Detalles de la capa límite [27].

La zona de transición es donde ocurre el cambio de un flujo laminar a turbulento y ocurre en el rango de  $Re = 3 \times 10^5$  a  $Re = 10^6$  [27].

La ecuación 7 permite calcular el número de Reynolds para una placa plana, donde  $V$  es la velocidad corriente arriba y  $x$  es la longitud característica de la geometría.

$$\text{Numero de Reynolds para una placa plana: } Re_x = \frac{\rho V x}{\mu} = \frac{V x}{\nu} \quad (7)$$

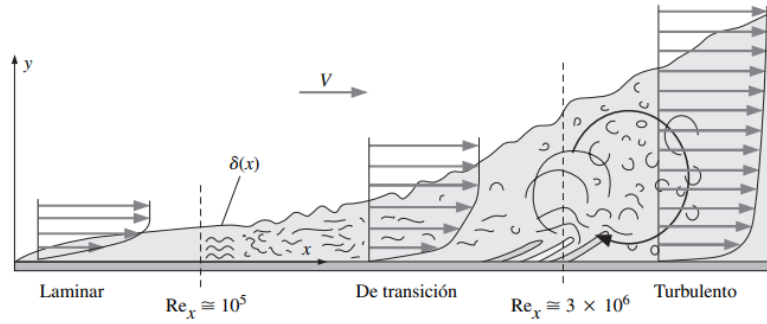


Figura 17. Transición de la capa límite laminar sobre una placa plana hacia una capa límite totalmente turbulenta [25].

Otra de las causas por las altas velocidades a las que se desempeñan los vehículos de F1 es la **separación de flujo**, esto pasa cuando el flujo se fuerza a fluir sobre superficies curvas a altas velocidades. La separación no se limita a cuerpos romos, la separación completa sobre toda la superficie posterior también puede suceder en caso de un cuerpo currentilíneo, como el ala de un avión o en este caso particular de un alerón delantero de la fórmula 1, a un ángulo de ataque suficientemente grande (casi  $15^\circ$  para la mayoría de las superficies de sustentación) [25].

### 2.2.2 Arrastre y sustentación

Al estar los vehículos en movimiento e inmersos en un fluido sufren fuerzas aerodinámicas dependiendo de su geometría o diseño en particular. Estas fuerzas son de arrastre y sustentación que se observa en la figura 18.

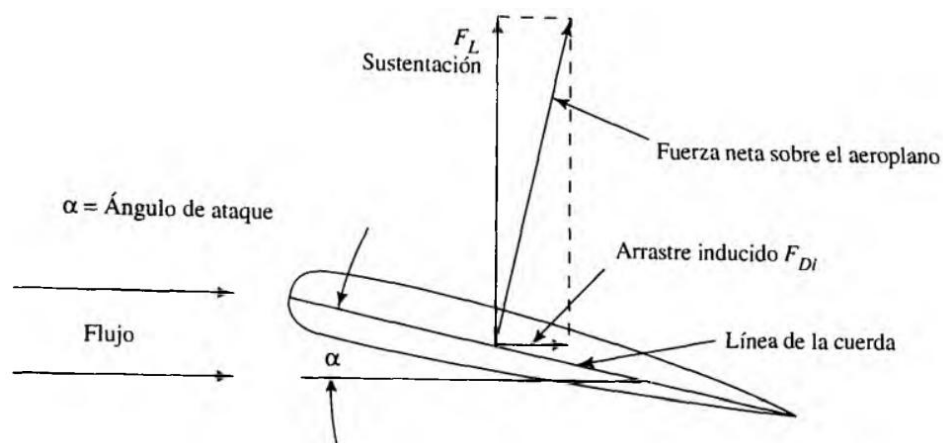


Figura 18. Componentes de las fuerzas que actúan sobre un perfil alar [28].



Si se hace la comparación de automóviles antiguos con uno más actual se observa que el diseño aerodinámico con el pasar de los años ha provocado una gran reducción en la resistencia al aire. Al reducir el área frontal se reduce la resistencia neta en los coches, como se ve en la figura 19 el coeficiente de arrastre mínimo práctico es  $C_D = 0.15$  el cual se alcanzaría para un vehículo con forma de gota, pues esta sería la forma ideal de un vehículo para minimizar el arrastre, sin embargo, es imposible obtener esta forma en vehículos para pasajeros debido a lo complicado que sería la adaptación para obtener espacios óptimos en la cabina [25].

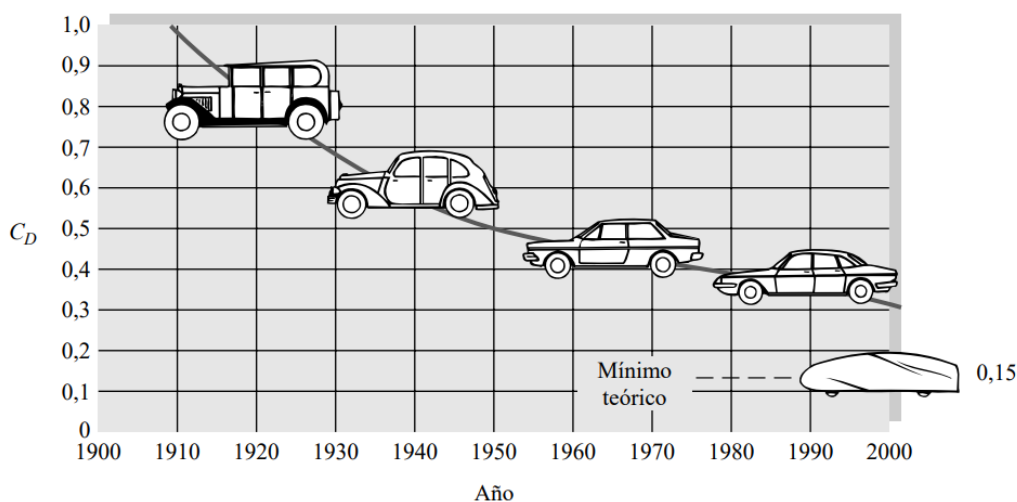
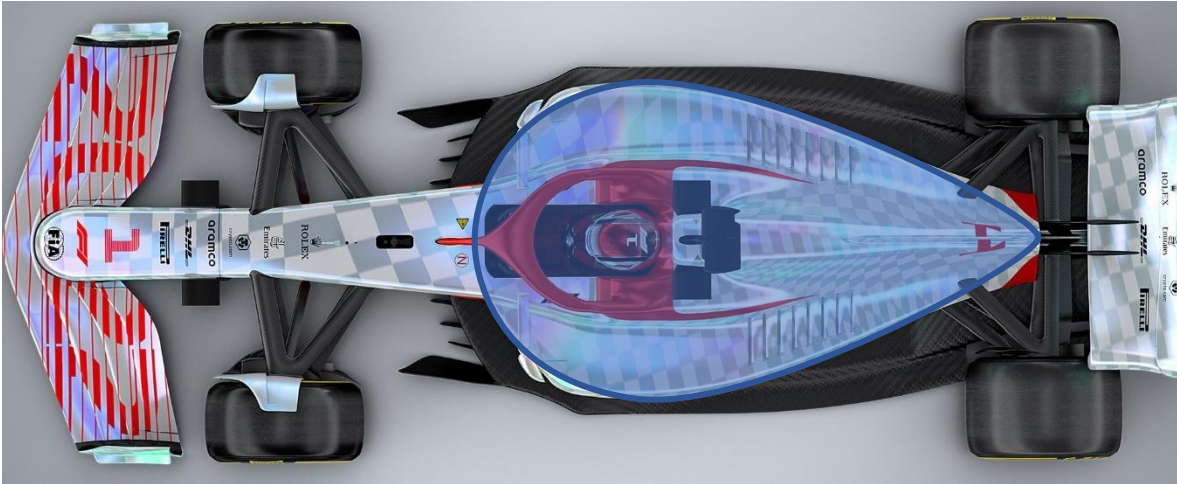


Figura 19. Evolución de los coeficientes de resistencia [29].

Por otro lado, el diseño de los vehículos de fórmula 1 se aproximan al de una gota viéndolo desde una vista superior, ya que los vehículos utilizados son monoplazas (vehículos para un sólo ocupante) especialmente diseñados para competición, lo que permite tener un diseño adaptado al principal objetivo que es alcanzar altas velocidades como se aprecia en el prototipo del vehículo de Fórmula 1 utilizado en la temporada 2022 en la figura 20.



*Figura 20. Forma de gota en un vehículo de F1 [30].*

Las fuerzas de arrastre y sustentación se pueden determinar mediante experimentos en un túnel de viento.

La resistencia aerodinámica es causada por la interacción dinámica entre la superficie de un cuerpo y el fluido que fluye sobre ella. Los dos términos que rigen la resistencia aerodinámica y la sustentación son el esfuerzo normal y el esfuerzo cortante de la pared.

La **sustentación** es la componente de la fuerza resultante, ejercida por el fluido sobre el cuerpo en dirección perpendicular al movimiento relativo del fluido.

La sustentación que genera un perfil aerodinámico depende de:

- la densidad del aire
- la velocidad del flujo de aire
- la viscosidad y compresibilidad del aire
- el área superficial del perfil aerodinámico
- el ángulo de ataque del perfil aerodinámico

Sin embargo, la dependencia de la forma del perfil aerodinámico, el ángulo de ataque, la viscosidad del aire y la compresibilidad se caracterizan por una sola variable, denominada coeficiente de sustentación. Viene dado por la siguiente expresión [31]:

$$L = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_L \quad (8)$$

Donde:

$L$ : fuerza de elevación

$\rho$ : densidad el aire

$U$ : velocidad relativa del flujo de aire

$S$ : área de la superficie aerodinámica vista desde una perspectiva aérea

$C_L$ : coeficiente de sustentación

La resistencia o arrastre es la componente de la fuerza resultante, ejercida por el fluido sobre el cuerpo en dirección paralela al movimiento relativo del fluido.

El arrastre depende de los mismos factores que la sustentación, este coeficiente generalmente se encuentra mediante pruebas en túneles de viento. El coeficiente de arrastre se encuentra en la ecuación de la fuerza de arrastre [31]:

$$D = \frac{1}{2} \rho U^2 A C_D \quad (9)$$

$D$ : fuerza de arrastre

$\rho$ : densidad el aire

$U$ : velocidad del aire

$A$ : área de referencia

$C_L$ : coeficiente de arrastre

### 2.2.3 Eficiencia Aerodinámica

La eficiencia aerodinámica es la relación que existe entre la sustentación y el arrastre. Además, juega un papel importante en el diseño de aeronaves o vehículos. De acuerdo a John Anderson [24] en la mayoría de situaciones de vuelos convencionales a una velocidad crucero, la eficiencia aerodinámica esta entre un rango de 15 a 20.

La eficiencia aerodinámica está definida de la siguiente manera [24].

$$\eta = \frac{C_l}{C_d} \quad (10)$$

## 2.2.4 Modelos de las Ecuaciones de Navier – Stokes

Debido a la cantidad de modelos y diversos regímenes del fluido para simular la mecánica de fluidos de la interacción de un fluido con sus alrededores y que estos están regidos por el tipo de régimen del fluido (semiturbulento, turbulento, etc.), es importante conocer la metodología de simulación mediante las herramientas de cómputo, como por ejemplo ANSYS.

La **turbulencia** es un concepto el cual se puede encontrar en cualquier lugar, pues son remolinos de aire caóticos formados desde un estado no transitorio o en flujo laminar provocado por diversas fuerzas, y se puede encontrar en diversas aplicaciones de la ingeniería como aeroespacial, naval, metrología, oceanografía, aerodinámica del vehículo, etc. [32].

La literatura dice que “la turbulencia es el tipo de movimiento de fluido más complicado, lo que dificulta incluso su definición precisa”. Un movimiento turbulento se describe como turbulento si es rotacional, intermitente, altamente desordenado, difusivo y disipativo [33].

En el automovilismo en general, pero principalmente en competición existe turbulencia, lo cual implica un problema de rendimiento. Es un fenómeno que en la mayoría de veces estará presente debido a la separación de la capa límite en la superficie del vehículo.

La turbulencia esta descrita mediante las ecuaciones de Navier – Stokes y debido a su complejidad existen diferentes enfoques computacionales para su resolución. La simulación numérica directa (DNS, por sus siglas en inglés), es factible para geometrías simples, no requiere modelado y ofrece una resolución completa, pero tiene la desventaja de ser demasiado caro para la industria. Sin embargo, DNS no es realmente un modelo de turbulencia, si no que se refiere a la resolución completa de las ecuaciones, debido a eso su alta demanda computacional [34]. Por otro lado, la simulación de remolinos grandes (LES, por sus siglas en inglés), los remolinos más grandes se resuelven directamente y los más pequeños se modelan, es más barato que DNS, pero demasiado costoso para aplicaciones prácticas. Sin embargo, existe la simulación de Navier – Stokes promediada por el Número de Reynolds (RANS, por sus siglas en inglés), el cual no tiene el mismo grado de precisión y robustez para predecir las características de turbulencia, pero sigue siendo muy importante debido a su bajo costo y su rapidez de cómputo [35].

Existen varios modelos RANS los cuales están implementados en ANSYS Fluent como lo son: Spallart Almaras [36], Realisable  $k - \varepsilon$  [37],  $k - \omega$  SST [38], por mencionar algunos.

Existe también un modelo de turbulencia híbrido que combina el modelo de turbulencia RANS con LES (RANS-LES). El principio de este método es que un LES es demasiado costoso para flujos complejos con números de Reynolds altos influenciados por efectos de pared cercana. Por lo tanto, se aplica el método RANS en la capa límite y LES fuera de ella lo que reduce en gran medida el número de celdas ya que RANS no necesita el mismo nivel de precisión que LES [39].

Para el caso del programa **ANSYS Fluent®** la manera del procesamiento se lleva a cabo mediante las diferentes etapas para efectuar la ejecución de cualquier tipo de análisis. El procesamiento se realiza mediante CFD, en donde se resuelven algunas ecuaciones como conservación de masa, conservación de energía de energía, segunda ley de Newton, etc.

Al realizar un análisis de CFD se pueden obtener como resultados, caídas de presión, distribución de temperaturas, en el caso de flujos aerodinámicos que es el principal tema de esta investigación se pueden obtener los coeficientes de arrastre y sustentación.

### 2.2.5 CFD

En la ingeniería existen dos métodos para analizar y diseñar los sistemas relacionados al flujo de fluidos, los cuales son la experimentación y el cálculo. El primero conlleva, por lo general, a la utilización de túneles de viento o de otras instalaciones, y el segundo implica resolver ecuaciones diferenciales de manera computacional. Las ecuaciones que gobiernan la mecánica de fluidos incluyen la ecuación de continuidad, las ecuaciones de Navier – Stokes y la ecuación de la energía. Son aplicables en pasajes interiores de válvulas, bombas, ventiladores, sopladores y compresores; flujo en tomas de motores y múltiples de escape; y el flujo alrededor de proyectiles, aeronaves o barcos [25].

Debido a que en la ingeniería existen una gran cantidad de problemas que caen en la resolución de estas ecuaciones, se emplean métodos de aproximación o también llamados métodos numéricos para determinar la solución de dichas ecuaciones. Para realizar lo anterior existen varias alternativas con la utilización de software para facilitar los cálculos, a esto se

le denomina **dinámica de fluidos computacional** o **CFD** por sus siglas en inglés, dicho de otra manera, es el campo de estudio dedicado a solucionar ecuaciones del flujo de fluidos mediante herramientas computacionales [28].

Los dos métodos se complementan entre sí, ya que se obtienen propiedades globales como sustentación, fuerza de arrastre, caída de presión o potencia, experimentalmente; pero se emplea CFD para obtener detalles acerca del campo de fluido, como esfuerzos de corte, perfiles de velocidad, perfiles de presión y líneas de corriente. Generalmente los datos experimentales son utilizados para validar soluciones de CFD.

Actualmente la dinámica de fluidos computacional puede manejar flujos laminares con facilidad, sin embargo, para el caso de flujos turbulentos es necesario recurrir a los modelos de turbulencia y aplicarlos según sea el caso. Para obtener una buena solución, dependerá de que tan apropiado es el modelo de turbulencia aplicado.

La principal ventaja del software CFD es que proporciona una disminución significativa del tiempo necesario para desarrollar un producto nuevo, la elaboración virtual de prototipos de los componentes y la reducción del número de modelos de prueba que se requiere para estudiar un diseño antes de llevarlo a la producción.

### 2.2.6 Ansys Fluent

Ansys Fluent® es un software de dinámica de fluidos computacional que está escrito en lenguaje C. Fluent tiene numerosas capacidades para diferentes tipos de simulaciones como, por ejemplo: flujos axisimétricos, flujos axisimétricos con remolinos, flujos 3D, acústica, flujos de cavitación, flujos compresibles, flujos incompresibles, flujos superficiales libres, flujos no viscosos, flujos laminares y turbulentos, flujos multifásicos, flujos estacionarios, etc. [40]. Además, es un software que cuenta con una versión estudiantil la cual está limitada en diferentes aspectos, sin embargo, es de gran utilidad para proyectos que no demanden una gran cantidad de recurso computacional.

### 2.2.7 Metodología de Ansys Fluent

La metodología de simulación mediante CFD se da mediante las siguientes etapas de acuerdo al curso de elemento finito en Universidad Tecnológica de la Mixteca y curso en línea de plataforma Mescalea. [41]

## **1. Elaboración del diseño**

En esta etapa se identifica el diseño con el cual se pretende trabajar, incluso se puede realizar algún boceto en algún software de diseño para posteriormente realizar el modelado.

## **2. Modelado**

En esta etapa se elabora la pieza o espacio geométrico de acuerdo al diseño identificado para trabajar con la simulación. El espacio geométrico se puede elaborar desde el apartado de Space Claim o mediante otro software que sea compatible al momento de exportar los archivos a ANSYS, esta decisión dependerá de las habilidades del usuario con el uso de los diferentes programas de diseño.

## **3. Simplificación de la geometría**

En esta etapa será necesario realizar un chequeo en todo el modelo a trabajar y de ser posible eliminar algunas partes geométricas que no afecten la simulación dependiendo de las condiciones que se trabajarán, por ejemplo, en el estudio aerodinámico de un automóvil de pasajeros los espejos laterales y antenas del vehículo se pueden eliminar, esto es posible ya que las velocidades que alcanza este tipo de vehículos es baja y este tipo de artefactos resultan despreciables en comparación al tamaño del vehículo, caso contrario lo que sucede con los vehículos de fórmula 1, ya que al ir a velocidades extremadamente rápidas estas piezas llegan a generar comportamientos que afectan la aerodinámica del vehículo, por ello no pueden ser despreciables. Estas simplificaciones en la geometría ayudan reduciendo el tiempo de cómputo.

## **4. Dominio matemático**

En esta etapa se crea un modelo sólido del dominio, ya sea que se extraiga directamente de la geometría o se cree desde Space Claim, en el caso de una simulación de CFD de un vehículo, el dominio corresponde a toda la superficie externa del vehículo, además de que es necesario crear un dominio externo al vehículo por donde fluir el aire.

## **5. Mallado**

Ya que se ha obtenido el dominio a simular es necesario discretizarlo mediante una malla, se puede utilizar una malla hexaédrica o una tetraédrica, el tipo de malla dependerá de la complejidad de la geometría. La recomendación es generar una malla hexaédrica, la cual es para geometrías sencillas, para el caso de una geometría de alta complejidad será necesario utilizar la tetraédrica, sin embargo, aumenta considerablemente el tiempo de cómputo, pero también se puede realizar una combinación de mallas si la geometría lo permite. Es necesario que la malla cumpla con los requisitos mínimos de malla.

## **6. Setup**

En esta etapa se configura “la física” que se quiere simular, se establecen los materiales a utilizar ya sean sólidos de fluidos o una mezcla. Se activan los modelos de turbulencia los cuales definen la física a simular. Se establecen valores iniciales ya que se tratan de métodos iterativos. Se definen monitores de convergencia para observar la convergencia de la simulación.

## **7. Solución**

El programa resolverá las ecuaciones de manera iterativa hasta converger. Finalmente se podrán visualizar los resultados de manera didáctica mediante monitores.

### **2.2.8 Perfiles NACA**

Los perfiles aerodinámicos NACA son perfiles aeronáuticos diseñados por el Comité Asesor Nacional de Aeronáutica con el fin de estandarizar el diseño y su estudio. Son parte fundamental en el desempeño de muchas aeronaves por las características que ofrecen en sustentación y arrastre, sin embargo, son utilizados en diferentes aplicaciones como en alas de aviones, alerones de vehículos y turbinas. Los perfiles NACA se definen mediante una serie de números que especifican sus características geométricas como: curvatura máxima como porcentaje de la cuerda, posición de curvatura máxima en decimas de la cuerda y espesor máximo como porcentaje de la cuerda [42].



# 3. CAPÍTULO 3

## Metodología de simulación

### 3.1 Comprobación de la metodología

Con la finalidad de comprobar que la metodología utilizada en la elaboración de la simulación para el alerón delantero del vehículo de Fórmula 1 sea válida, se hizo un análisis previo de un perfil aerodinámico NACA 0012 para conocer los valores de los coeficientes de arrastre y sustentación a diferentes ángulos de ataque y poder compararlos con los resultados experimentales [43], de esta manera, al obtener resultados similares se puede corroborar que la manera de proceder en la simulación es adecuada.

De [43] se conocen las siguientes condiciones a las que está sometido el perfil NACA 0012.

No	Entrada	Valores
1	Material	Aire
2	Velocidad del flujo	51.4496 m/s
3	Presión de operación	101325 Pa
4	Densidad del fluido	1.1767 kg/m <sup>3</sup>
5	Número de Reynolds	10 <sup>6</sup>
6	Longitud de cuerda	1 m
7	Temperatura de operación	277° k
8	Ángulos de ataque	4, 6, 8, 10 grados
9	Modelo de turbulencia	$k-\varepsilon$ realizable
10	Viscosidad	1.009x10 <sup>-5</sup>

Tabla 1. Condiciones a las que está sometido el alerón NACA 0012.

#### Elaboración de la simulación

Primeramente, se elaboró el perfil NACA 0012 para obtener los puntos que lo conforman e importarlos al programa Space Claim de Ansys ® para posteriormente elaborar el área de control que consiste en delimitar el espacio de análisis y simula de manera representativa lo que es un túnel de viento.

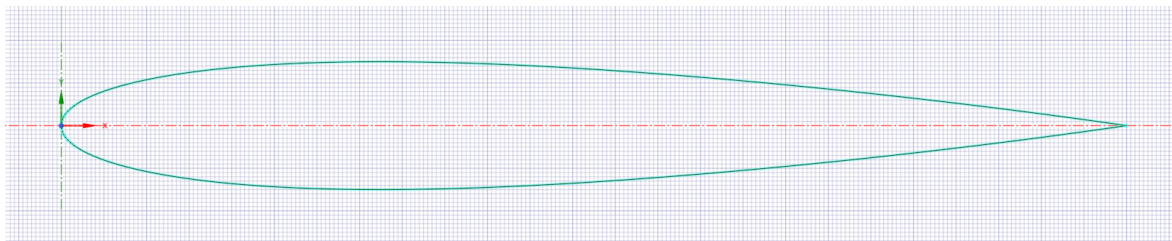
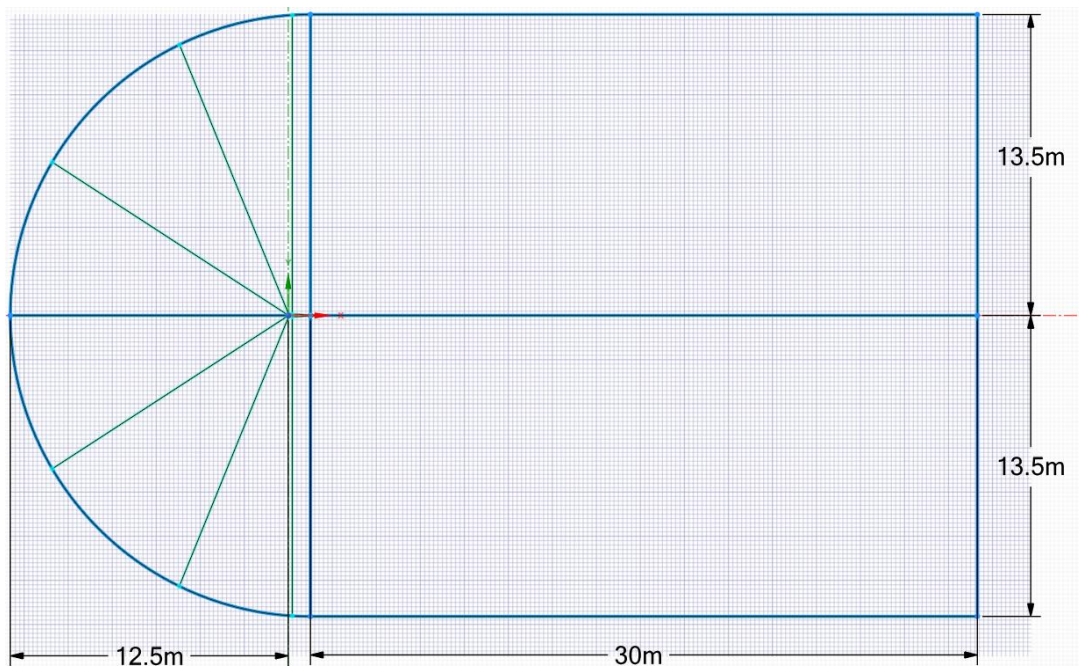


Figura 21. Perfil aerodinámico NACA 0012 con una longitud de cuerda de  $c = 1\text{m}$ .

Para la elaboración del área de control se abre Ansys Workbench, se arrastra un módulo de Mesh y se trabaja en el apartado de Geometry. Se eligió una malla tipo C debido a la geometría del perfil, con base en lo realizado por Sohaib Obeid, Ratneswar Jha y Goodarz Ahmadi [44], se toman en consideración las siguientes medidas:

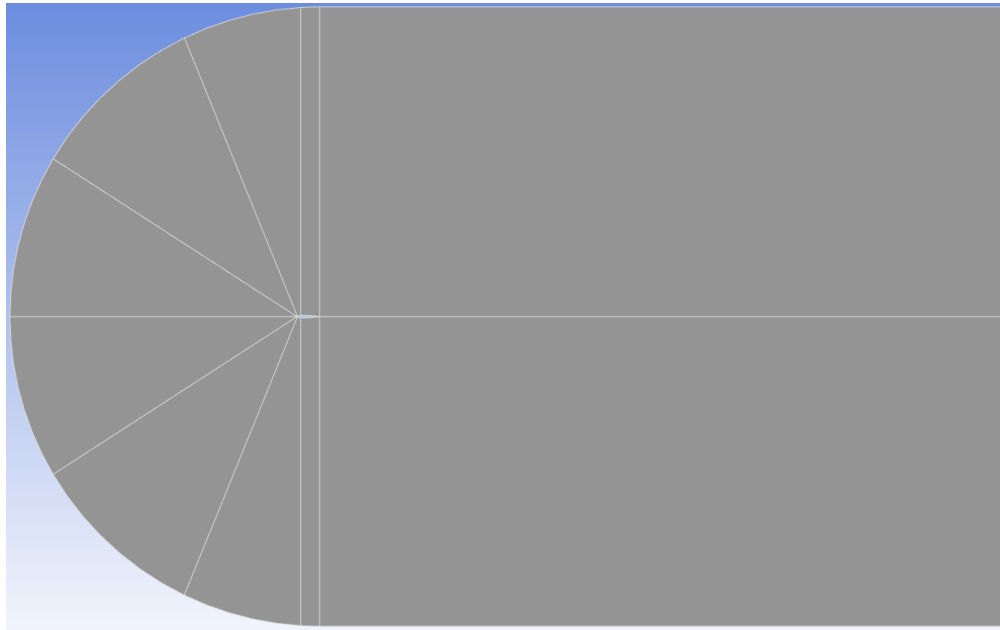
- 12.5c para la distancia en el eje X desde la entrada del área de control hasta el borde de ataque.
- 30c para la distancia en el eje X del borde de fuga hasta el final del área de control.
- 13.5c para la distancia en el eje Y desde el borde de fuga hacia arriba y hacia abajo.

Teniendo en cuenta lo anterior las medidas para el área de control quedan como se observa en la figura 22.



*Figura 22. Medidas del área de control para la generación de la malla tipo C.*

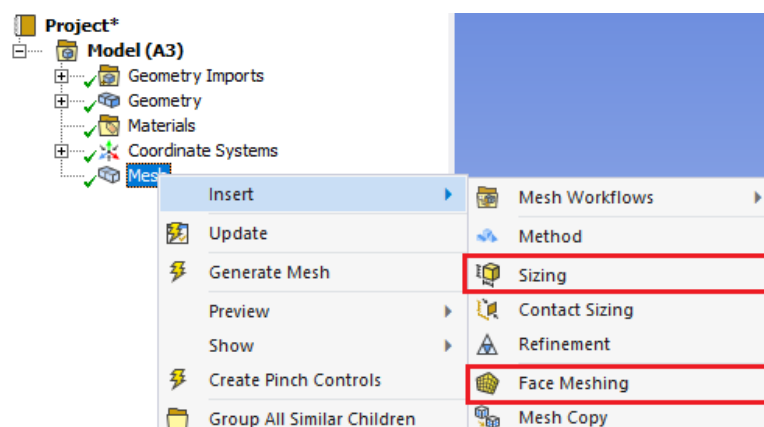
Finalmente, el área de control vista desde el apartado de “Mesh” queda como se observa en la figura 23. Como se observa en la figura existen divisiones en el área, cuya función es únicamente ayudar en la elaboración del mallado.



*Figura 23. Área de control para el perfil NACA 0012.*

## Generación del mallado

En el apartado de “Mesh” se elabora la malla tipo C para el perfil aerodinámico, esta se realizó con los controladores locales “Face Meshing” y “Sizing”, que se localizan en el árbol de desarrollo del mallado situado en la parte izquierda a nivel de “Mesh” como se observa en la figura 24.



*Figura 24. Controladores locales “Sizing” y “Face Meshing”*

Primeramente, se seleccionó en el controlador local “Face Meshing” y se seleccionaron las 10 caras que conforman la superficie, como se muestra en la figura 25.

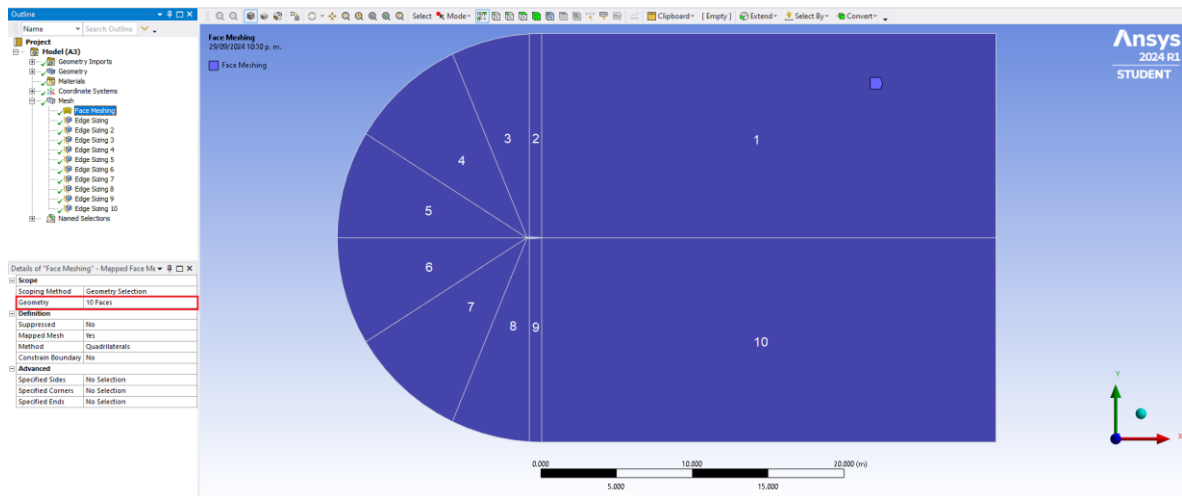


Figura 25. Controlador local “Face Meshing” en la superficie de control.

Posteriormente se utilizó el controlador local “Sizing”, para el cual se seleccionaron las líneas internas de la superficie que se les aplico el controlador, como se ve en la figura 26, así también, se observa la configuración del controlador.

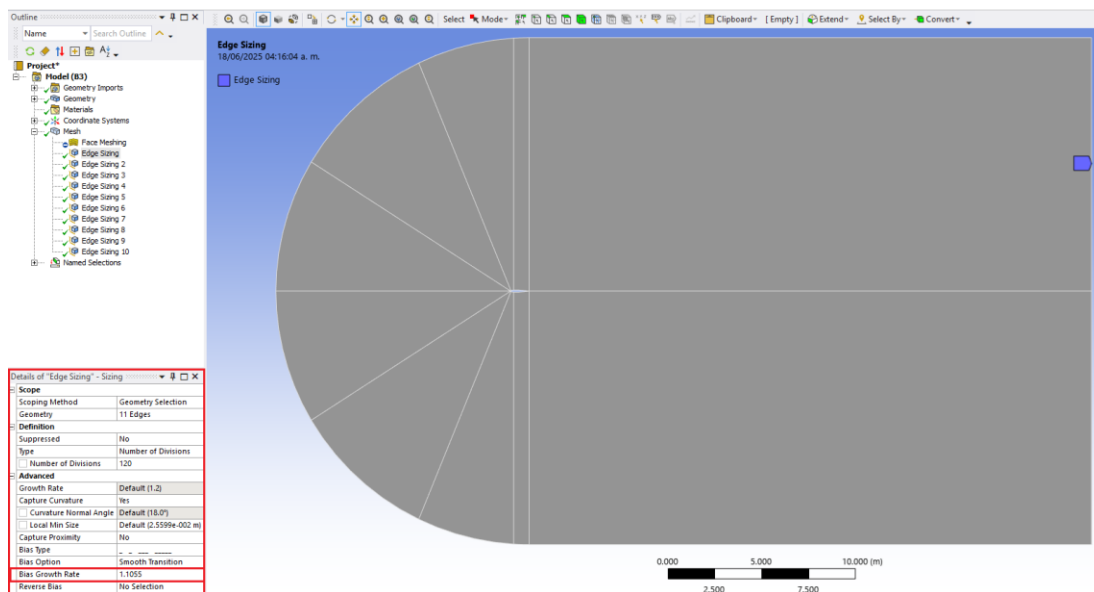


Figura 26. Controlador local “Edge Sizing” en las divisiones internas.

Se continuó utilizando el controlador local “Sizing” para los bordes faltantes para cada una de las caras de la superficie de acuerdo a la figura 25, quedando las configuraciones de la siguiente manera. Y se observa el resultado de la malla en la figura 27.

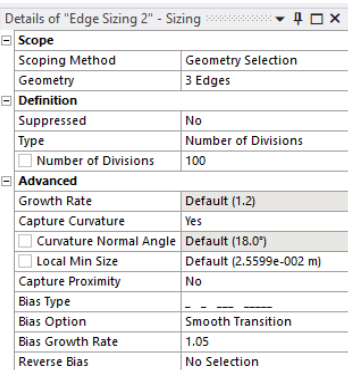
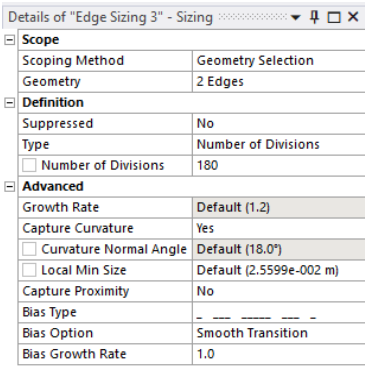
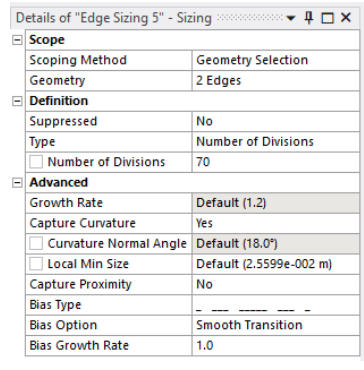
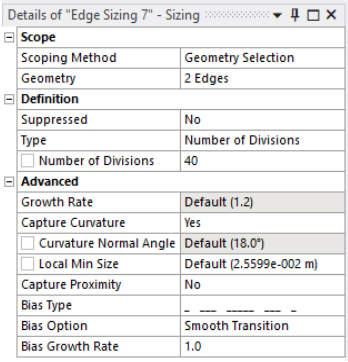
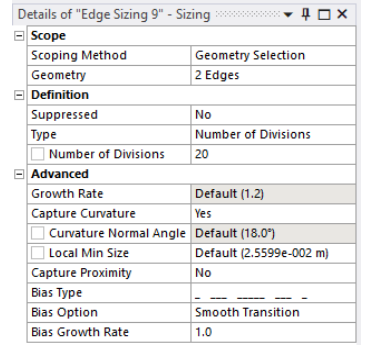
<p style="text-align: center;"><b>Cara 1 y 10</b></p> 	<p style="text-align: center;"><b>Cara 2 y 9</b></p> 	<p style="text-align: center;"><b>Cara 3 y 8</b></p> 
<p style="text-align: center;"><b>Cara 4 y 7</b></p> 	<p style="text-align: center;"><b>Cara 5 y 6</b></p> 	

Tabla 2. Configuración del controlador “Sizing” en cada cara del área de control.

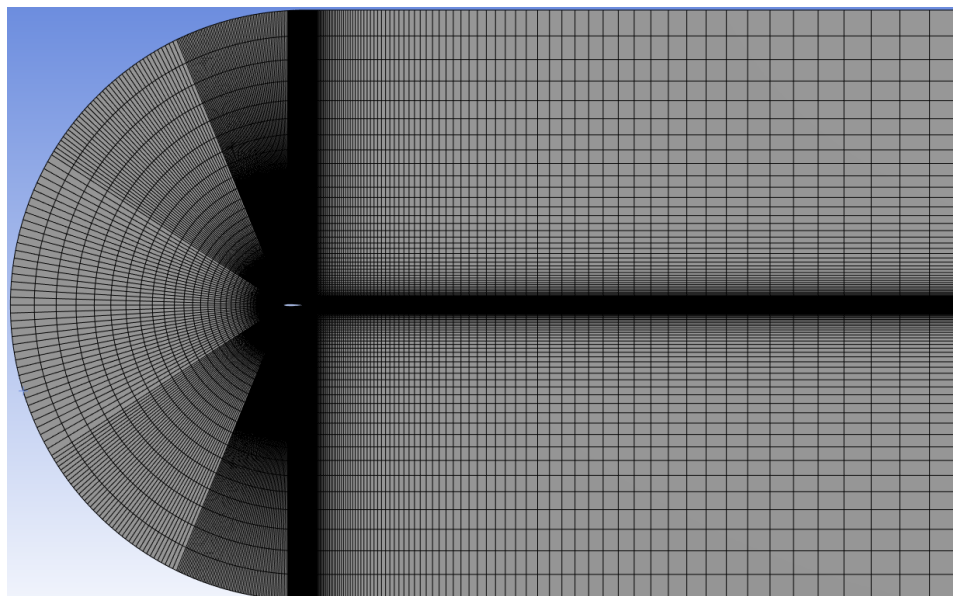


Figura 27. Mallado del área de control.

### 3.2 Calidad de mallado

Para saber la calidad de la malla existen varios criterios, sin embargo, los más importantes de analizar es la calidad ortogonal (orthogonal quality) y la oblicuidad (skewness).

La calidad ortogonal consiste en hacer un análisis entre los vectores que existen en las celdas, siendo 1 la mejor calidad y 0 la peor calidad. Por otro lado, la oblicuidad consiste en hacer una diferencia de áreas o volúmenes entre cada celda con sus celdas vecinas, siendo 0 la mejor calidad y 1 la peor calidad [45].

En la tabla 3 se observan los parámetros para la consideración de la calidad de la malla.

Calidad	Orthogonal quality	Skewness
Excelente	0.95 – 1	0 – 0.25
Muy bueno	0.70 – 0.95	0.25 – 0.50
Bueno	0.20 – 0.69	0.50 – 0.80
Aceptable	0.15 – 0.20	0.80 – 0.94
Malo	0.001 – 0.14	0.95 – 0.97
Inaceptable	0 – 0.001	0.98 – 1

Tabla 3. Parámetros para la calidad de la malla según los criterios “Orthogonal quality” y “Skewness”.



En la figura 28 se observa la **calidad ortogonal** que se obtuvo de la malla, en la cual de acuerdo a los criterios de calidad antes mencionados se puede concluir que la calidad de la malla es excelente.

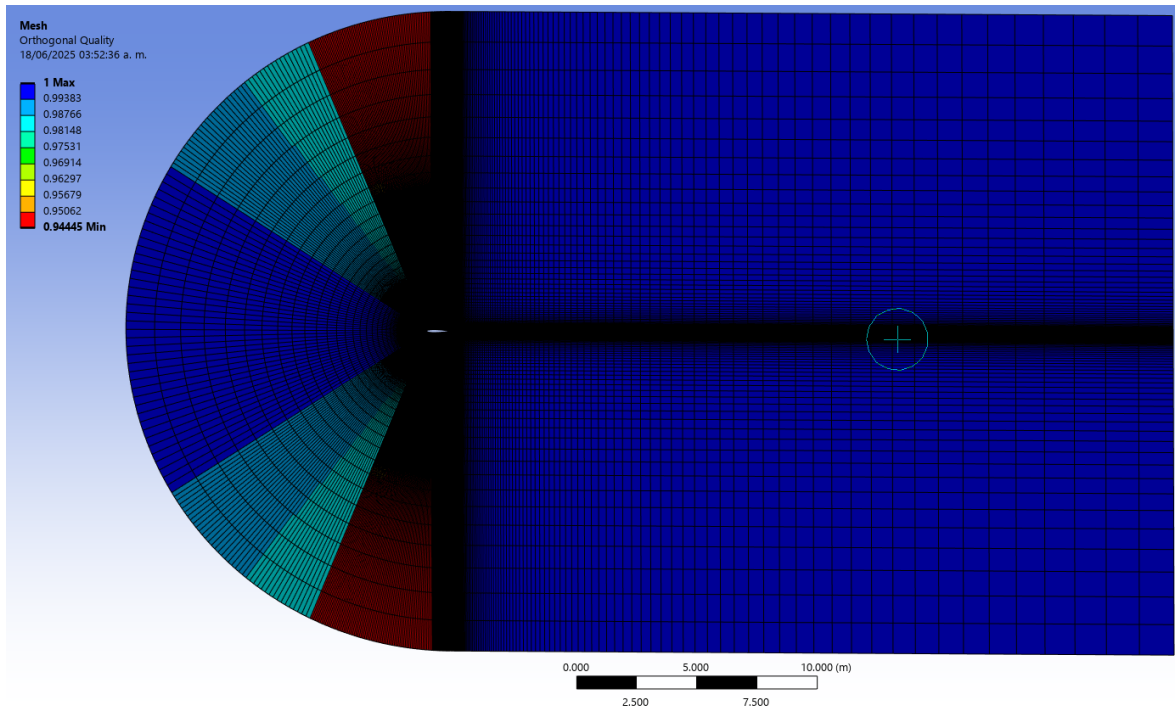


Figura 28. Calidad ortogonal de la malla del perfil NACA 0012.

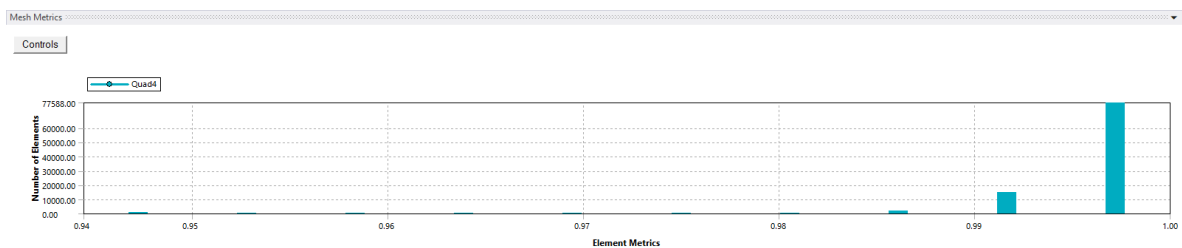


Figura 29. Histograma de la calidad ortogonal de la malla y el número de elementos.

En la figura 30 se observa el criterio **Skewness** que se obtuvo de la malla, en la cual de acuerdo a los criterios de calidad antes mencionados se puede concluir que la calidad de la malla también es excelente.



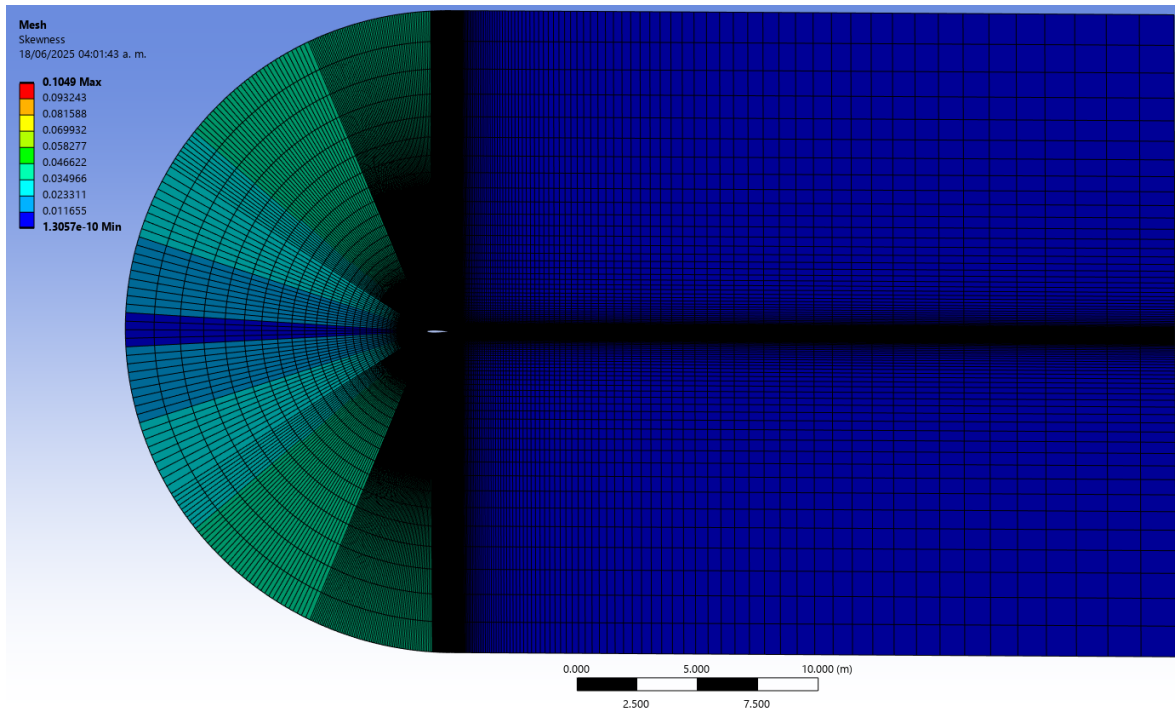


Figura 30. Calidad Skewness de la malla del perfil NACA 0012.

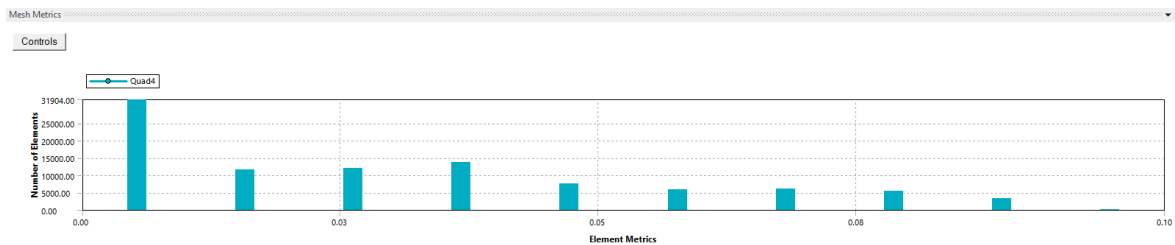


Figura 31. Histograma del criterio Skewness de la malla y el número de elementos.

### 3.3 Criterio $Y^+$

Para obtener una malla de buena calidad en el caso de aplicaciones aerodinámicas es necesario realizar el cálculo del  $Y^+$ , que es la distancia de separación que existe entre el nodo de la primera celda con el borde del perfil NACA 0012.

Para realizar el cálculo se necesitan las siguientes ecuaciones [46].

$$Y = \frac{(y^+)(\mu)}{(U_T)(\rho)} \quad (11)$$

$$U_T = \sqrt{\frac{\tau_\omega}{\rho}} \quad (12)$$

$$\tau_\omega = \frac{1}{2} C_f \rho V^2 \quad (13)$$

$$C_f = 0.058(Re)^{-0.2} \quad (14)$$

Donde:

- $Y$  – distancia física desde la pared al centroide de la primera celda
- $\mu$  – viscosidad dinámica
- $U_T$  – velocidad de fricción
- $\rho$  – densidad del fluido
- $\tau_\omega$  – esfuerzo cortante en la pared
- $C_f$  – coeficiente de fricción
- $V$  – velocidad del flujo principal

$Y+$  es un número adimensional que indica la distancia desde la pared a la primera capa de la malla. En este caso particular se utilizó el modelo de turbulencia ***K- $\omega$  SST***, pues es el más adecuado para capas límite en flujo externo y combina el modelo ***K- $\epsilon$***  lejos de la pared y el ***K- $\omega$***  cercano a la pared, lo que lo vuelve más preciso para determinar los coeficientes de arrastre y sustentación. Por lo tanto, al usar este modelo el valor recomendado para  $Y+$  es de 1 [47].

Sustituyendo los valores conocidos de la tabla 1 en las ecuaciones 11, 12, 13 y 14, se obtuvieron los siguientes resultados:

$$C_f = 0.058(1 \times 10^6)^{-0.2} = 0.003659552598$$

$$\tau_{\omega} = \frac{1}{2}(0.003659552598)(1.1767)(51.4496)^2 = 5.699381873$$

$$U_T = \sqrt{\frac{5.699381873}{1.1767}} = 2.200802150$$

$$Y = \frac{(1)(1.009e - 5)}{(2.200802150)(1.1767)} = 0.000003896228432 = 3.896228432 \times 10^{-6} \text{ m}$$

Al obtener el valor de Y significa que el valor de la separación que existe entre el perfil aerodinámico NACA 0012 y el nodo de la primera celda deberá ser de al menos  $3.896228432 \times 10^{-6} \text{ m}$ .

En la figura 32 se observa que la malla se encuentra más refinada en la pared del perfil, lo que permitió que se cumpla la condición del Y+. Esto puede corroborarse haciendo un zoom en el borde del perfil como se observa en la figura 33 con la ayuda de la escala de Ansys, sin embargo, eso se puede reafirmar de manera precisa en el proyecto esquemático de Ansys Fluent ® a nivel de “Setup”. Para ello en el proyecto esquemático en workbench se arrastra en solver Fluid Flow (Fluent) el cual permite verificar de manera concreta los límites de la primera celda de la malla para posteriormente realizar la simulación y conocer los coeficientes de arrastre y sustentación. Más adelante en el apartado de resultados de la simulación se observan estos parámetros para saber con precisión la distancia al nodo de la primera celda.

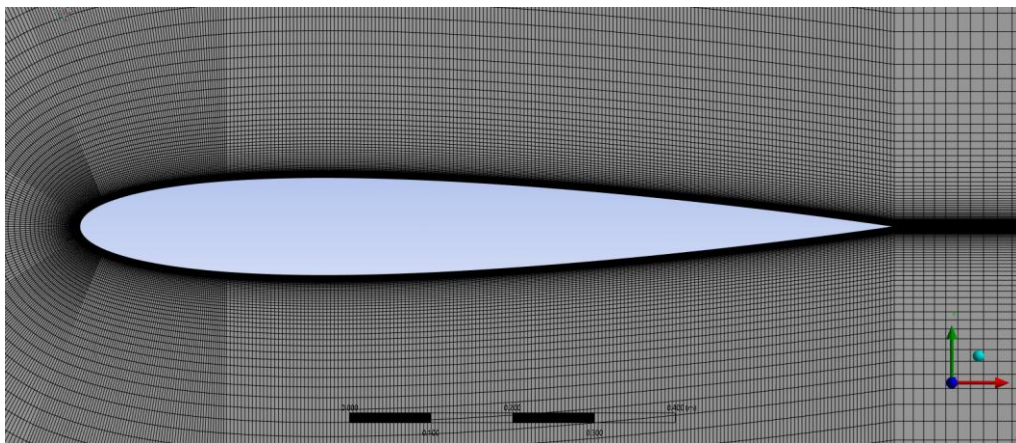
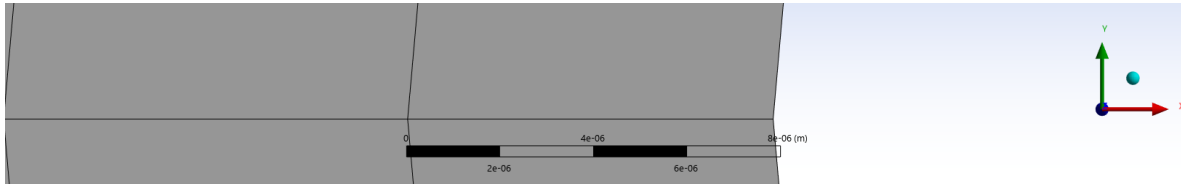


Figura 32. Mallado del perfil aerodinámico cerca de la superficie.



*Figura 33. Aproximación de la medida de la primera celda.*

Como se mencionó anteriormente en la figura 33 con ayuda de la escala de Ansys se observó que la distancia del borde del perfil a la primera celda es de aproximadamente  $8 \times 10^{-6} \text{ m}$ , por lo tanto la distancia al nodo de la celda es aproximadamente la mitad, es decir  $4 \times 10^{-6} \text{ m}$ , lo cual es muy aproximado al valor que se obtuvo de Y.

Siguiendo con el flujo de trabajo de Ansys, en el proyecto esquemático en workbench se arrastra el solver Fluid Flow (Fluent) el cual permite realizar la simulación para poder conocer los coeficientes de arrastre y sustentación.

Se carga la malla del apartado de “mesh” a “fluent” y se procedió con la configuración del Setup en donde se definieron los parámetros de simulación a los que está sometido el perfil como se mostró en la tabla 1.

Debido a que la velocidad a la que es sometido al alerón es alta, se obtiene un número de Reynolds alto, por lo cual cae un régimen turbulento, por ende, es necesario utilizar un modelo de turbulencia para alcanzar una aproximación a la solución real de las Ecuaciones de Navier Stokes. Se conocen diferentes enfoques para la resolución de las Ecuaciones de Navier Stokes como lo son DNS (Simulación numérica directa), LES (Simulaciones de grandes remolinos) y RANS (Simulación de Navier Stokes promediadas por Re). Sin embargo, debido a las limitantes computacionales y a la versión estudiantil de Ansys, la mejor opción es trabajar con el modelo de turbulencia  $k - \omega SST$ , pues de acuerdo a la literatura es el modelo más recomendado para aplicaciones aerodinámicas y con un bajo consumo computacional. Por lo tanto, se seleccionó el modelo de turbulencia como se muestra en la figura 34.

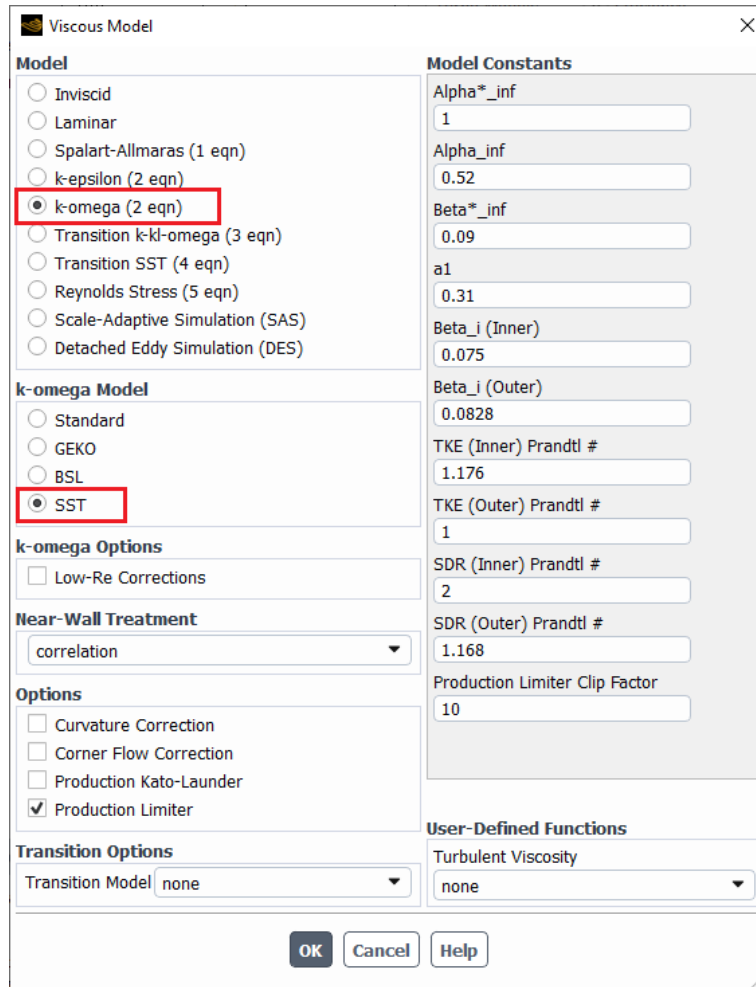


Figura 34. Selección del modelo de turbulencia  $k - \omega$  SST.

En materiales se define el aire y se utilizan los valores que vienen por default. Posteriormente en las condiciones de frontera se definió la temperatura de operación, que es de  $277^\circ \text{K}$ , se observa en la figura 35, y también se definió el ángulo de ataque del viento con respecto al perfil aerodinámico como se muestra en la figura 36.

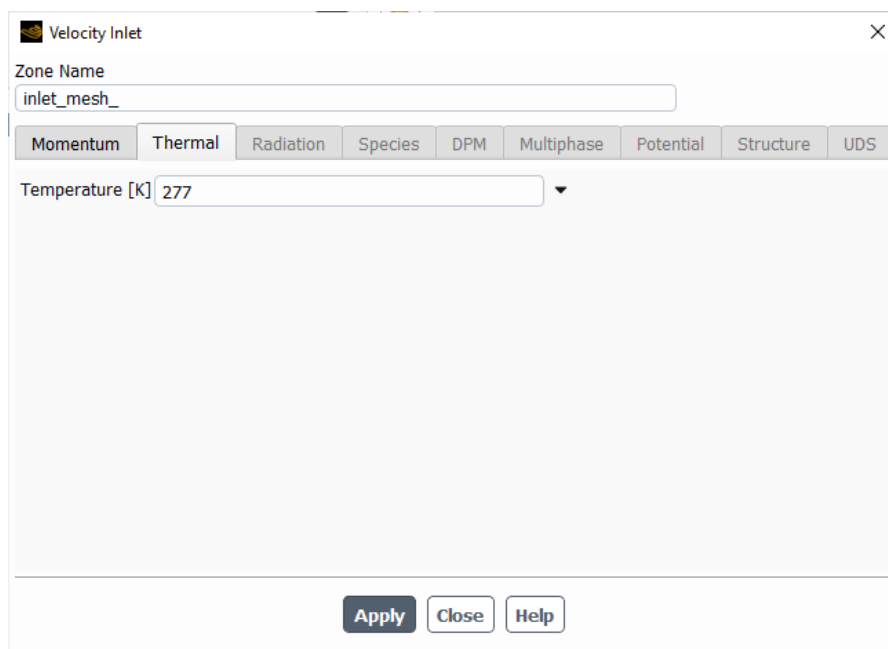


Figura 35. Temperatura de operación.

Se utilizaron los siguientes valores para definir el ángulo de ataque del alerón.

Angulo de ataque [°]	Componente en X	Componente en Y
4	0.99756405	0.06975647
6	0.9945219	0.10452846
8	0.99026807	0.1391731
10	0.98480775	0.17364818

Tabla 4. Ángulos de ataque y componentes de flujo en la dirección X y Y.

Estos parámetros se ingresaron en las opciones en la entrada del aire para cada ángulo de ataque como se muestra en la figura 36.

Figura 36. Configuración de la dirección de la entrada del aire.

Una vez habiendo definido todas las condiciones físicas se corrió la simulación, es decir, se ejecuta el modelo computacional definido anteriormente para la resolución de las ecuaciones mediante el método numérico que utiliza el software y se obtienen los siguientes resultados.

Angulo de ataque	Experimental		Simulación Artículo		Simulación de este trabajo		Error Artículo		Error de este trabajo	
	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl
4	0.0090	0.4700	0.0090	0.4400	0.0091	0.4350	6.3830	6.3830	1.2611	7.4468
6	0.0085	0.6540	0.0110	0.6500	0.0102	0.6495	29.4118	0.6116	19.9529	0.6865
8	0.0100	0.8800	0.0135	0.8510	0.0118	0.8588	35.0000	3.2955	18.2000	2.4045
10	0.0120	1.1000	0.0172	1.0480	0.0141	1.0590	43.3333	4.7273	17.6583	3.7273

Tabla 5. Comparación de los resultados obtenidos entre la comprobación de la metodología y los del artículo de referencia.

En la tabla 5 se pueden observar los valores experimentales extraídos de un túnel de viento, los valores que obtuvo el autor del artículo al realizar la simulación y los valores obtenidos en este trabajo al realizar la misma simulación con una malla y modelo de turbulencia diferente, también se obtuvieron los índices de error de la simulación del artículo

y la de este trabajo con respecto a los valores experimentales. Se observó que los errores de este trabajo fueron menores al determinar los coeficientes de arrastre por lo tanto los resultados se aproximaron más a los experimentales como se muestra en la figura 37. Por otro lado, el error obtenido del coeficiente de sustentación en este trabajo fue ligeramente mayor a 4° y 6°, y menor a 8° y 10°, sin embargo, se siguen aproximando mucho a los experimentales. Esto se muestra en la figura 38.

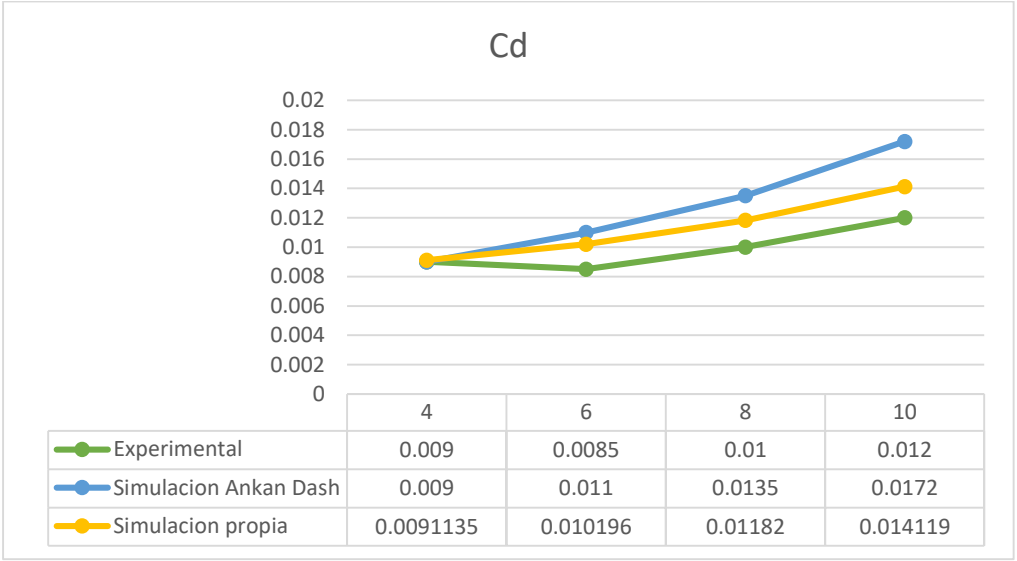


Figura 37. Coeficientes de arrastre

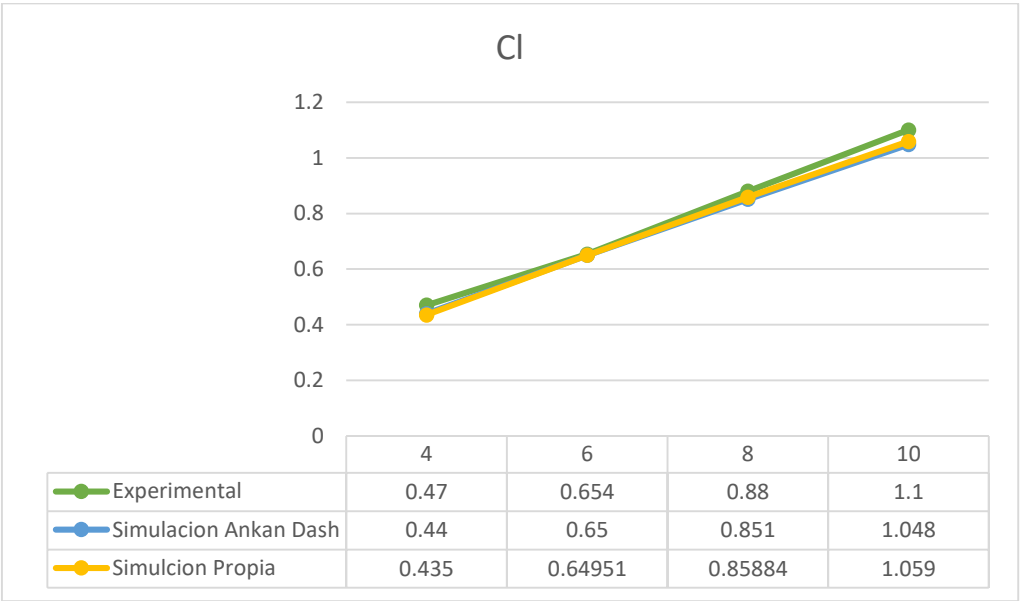


Figura 38. Coeficientes de sustentación



Finalmente, como se observó en las figuras 37 y 38 al analizar los resultados de la simulación que se elaboró en el artículo mencionado anteriormente y los resultados obtenidos en este trabajo se observó gráficamente que los resultados son aceptables e incluso se aproximan más a los experimentales extraídos de un túnel de viento.

Por lo tanto, se concluye que la forma de proceder en el desarrollo de la simulación elaborada anteriormente es adecuada, desde la elaboración de la geometría, la generación de un mallado fino en el sitio de interés y un crecimiento gradual en las celdas de la malla hacia la parte externa sin perder calidad, lo cual se corroboró mediante la calidad ortogonal y la oblicuidad. Finalmente, se destaca la configuración en el “Setup” como lo es la correcta elección del modelo de turbulencia y de la adecuada definición de las condiciones físicas y de frontera. De esta manera se valida que la metodología implementada en esta simulación es apropiada; por lo tanto, se procedió con el análisis principal de este trabajo.

# 4. CAPÍTULO 4

## Simulación y resultados

## 4.1 Simulación del alerón Ferrari SF-23

Después de haber realizado una simulación previa para corroborar que la metodología utilizada con el solucionador ANSY Fluent ® permite obtener resultados correctos, se procedió con la simulación principal de esta investigación. Esta se centró en un alerón delantero de Fórmula 1, lo más parecido posible al alerón del Ferrari [48] utilizado por la escudería Ferrari en la temporada 2023.

Para llevar a cabo la simulación, se siguieron los pasos establecidos en la metodología de Ansys Fluent®, descrita en el capítulo 2.

### 1. Elaboración del diseño

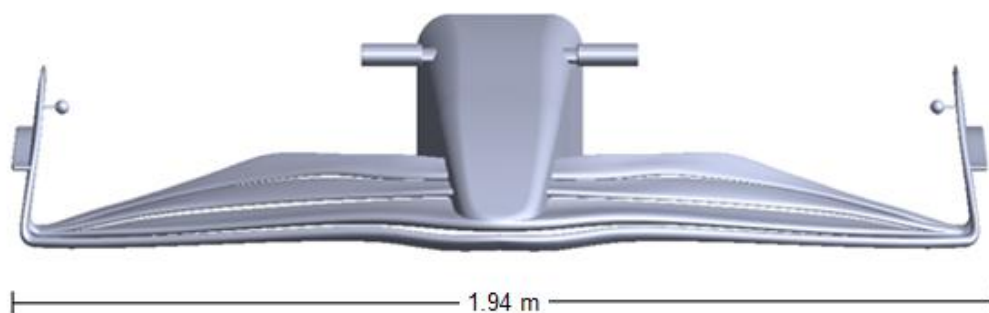
Para llevar a cabo la creación del alerón delantero, primeramente, se buscaron diseños de diferentes vistas de alerones de fórmula uno y algunos, además de algunos existentes en la red y poder utilizarlos como boceto. El alerón que se elaboro fue el siguiente.



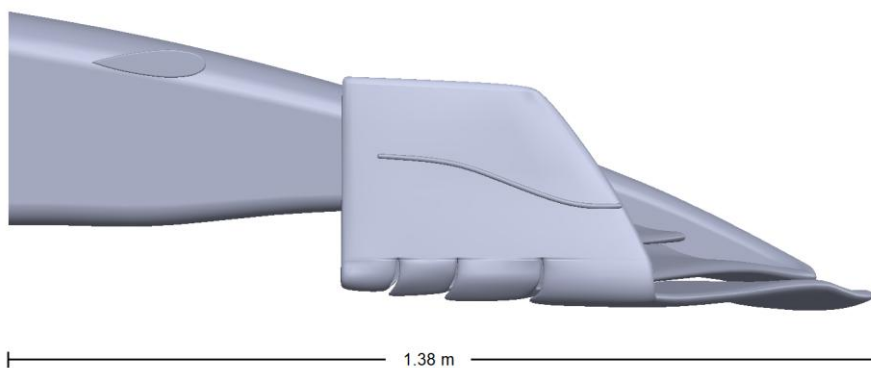
*Figura 39. Alerón delantero de Ferrari en la temporada 2023.*

### 2. Modelado

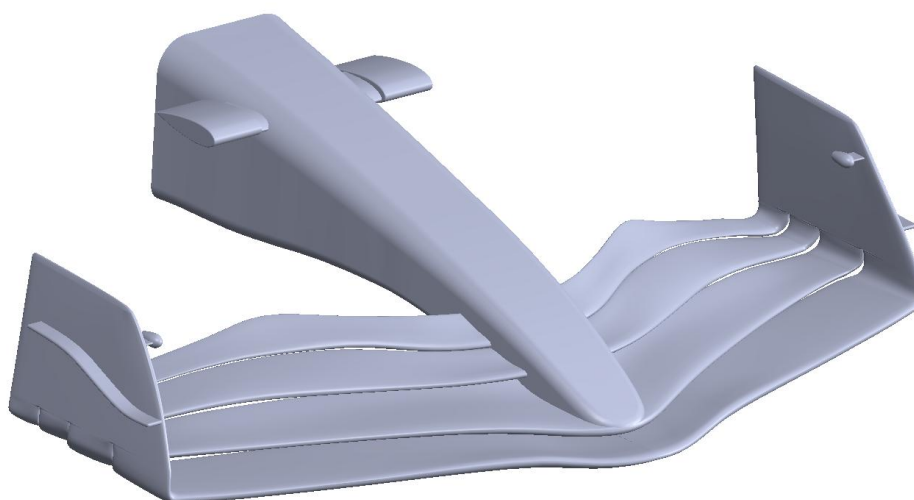
Para la creación del alerón, se utilizó el software SolidWorks y se modeló como una pieza sólida. En las siguientes imágenes se muestra el diseño resultante.



*Figura 40. Vista frontal de alerón.*



*Figura 41. Vista lateral del alerón.*



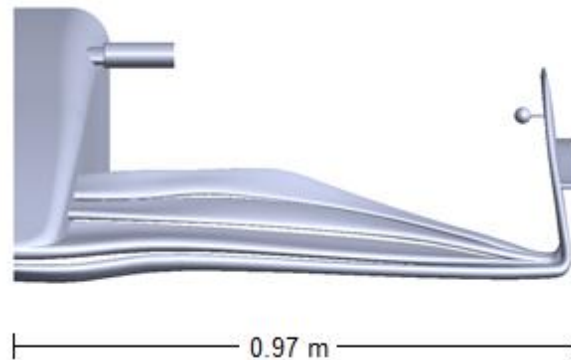
*Figura 42. Vista isométrica del alerón.*

Una vez generado el modelo, se procedió a su verificación con el objetivo de identificar geometrías que puedan ser eliminadas para simplificar el cálculo durante la simulación.

### 3. Simplificación de la geometría.

Dado el tipo de análisis que se realizó y considerando que la geometría es simétrica, se concluyó que es posible trabajar con la mitad de la geometría. Esto permitió utilizar la mitad de los elementos al realizar el mallado, optimizando así el proceso. Además, dado que se está utilizando la versión estudiantil de Ansys, se limita a un máximo de 502,000 elementos de mallado.

Haciendo la simplificación, la geometría a trabajar quedó de la siguiente manera.



*Figura 43. Vista frontal del alerón simplificado.*



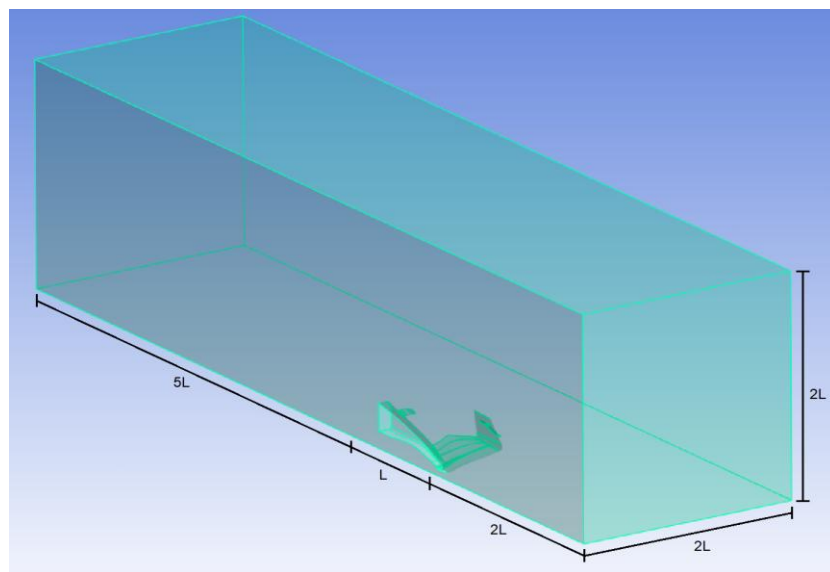
*Figura 44. Vista isométrica del alerón simplificado.*

### 4. Dominio matemático

Una vez definida la geometría con la que se trabajó, en este caso en el apartado de Space Claim es fundamental establecer un volumen de control, el cual representará un túnel

de viento, lo cual es indispensable para el tipo de simulación que se realizó. Para garantizar un adecuado desarrollo del flujo de aire en torno al objeto de estudio, es necesario que las dimensiones del volumen de control se determinen en función de la longitud del alerón.

Tras una revisión exhaustiva de la literatura, se determinaron las dimensiones mínimas recomendadas para la creación del volumen de control, las cuales han demostrado favorecer un desarrollo óptimo del flujo en investigaciones previas. Basado en el artículo [49] y en la tesis [12], se establecieron las dimensiones del volumen, como se muestra en la siguiente figura, donde  $L = 1.38$  m.



*Figura 45. Volumen de control del alerón delantero de F1*

## 5. Mallado

El proceso de mallado es fundamental en una simulación de fluidos mediante métodos computacionales, de acuerdo con Versteeg y Malalasekera [50]. El mallado implica dividir el dominio de simulación en una malla de celdas pequeñas, donde se resuelven las ecuaciones que describen el flujo de fluido. Un mallado adecuado permite representar con precisión las características del flujo, como las variaciones de velocidad, presión y fenómenos de turbulencia, en distintas regiones del dominio. La calidad del mallado afecta directamente la precisión de los resultados y la estabilidad numérica de la simulación. Además, un mallado bien diseñado contribuye a una mayor eficiencia computacional, equilibrando la exactitud de

los resultados con el tiempo de cálculo requerido. Por tanto, la selección y el diseño de mallado son aspectos fundamentales para la validez y eficacia de las simulaciones.

Para este caso se generó una malla con el método automático, el cual utiliza elementos tetraédricos y se le dio un número de tamaño a los elementos de  $9.935e-2$  para que la malla tuviera una buena calidad en las curvaturas de la geometría, quedando de la siguiente manera.

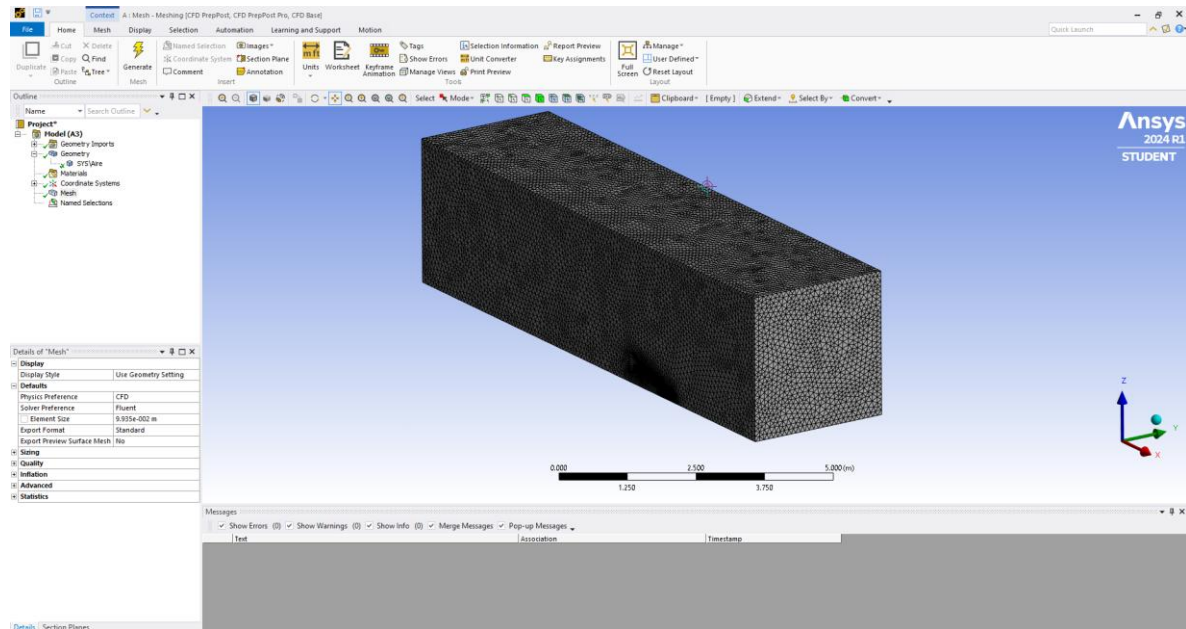


Figura 46. Mallado del volumen de control

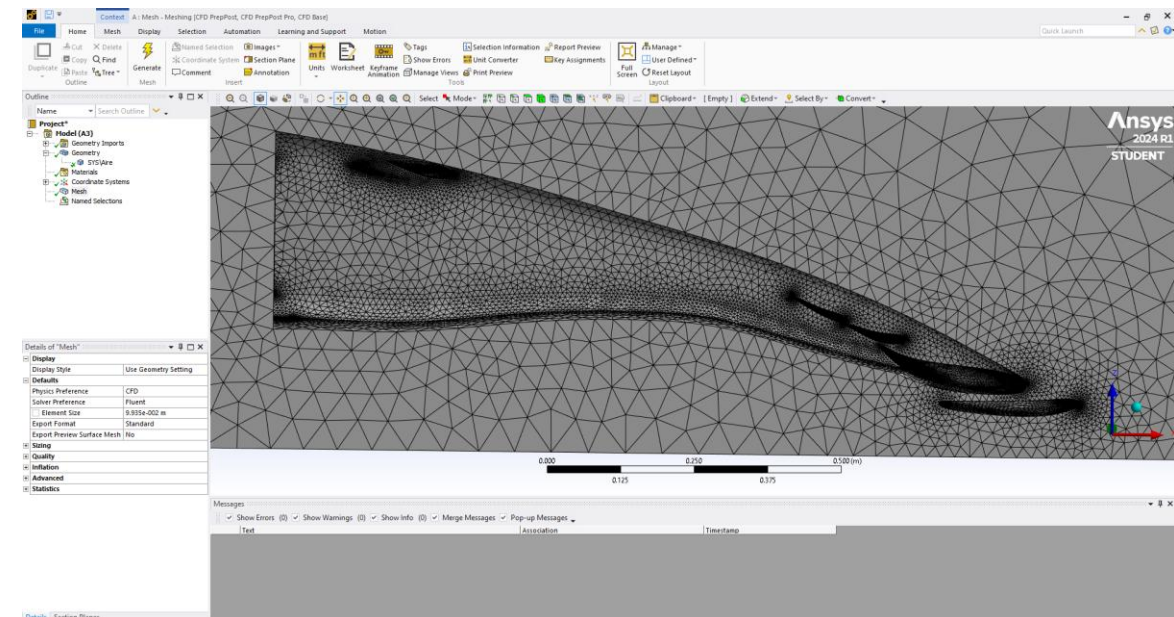


Figura 47. Vista lateral del mallado en la parte del alerón.



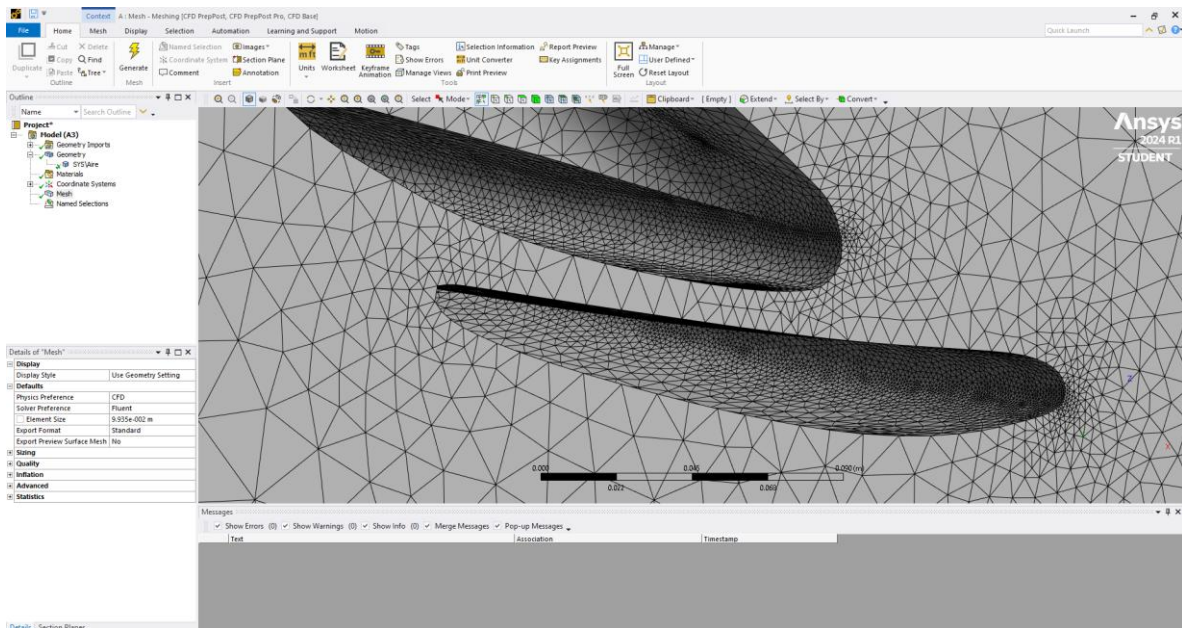


Figura 48. Elementos de la malla entre los flaps.

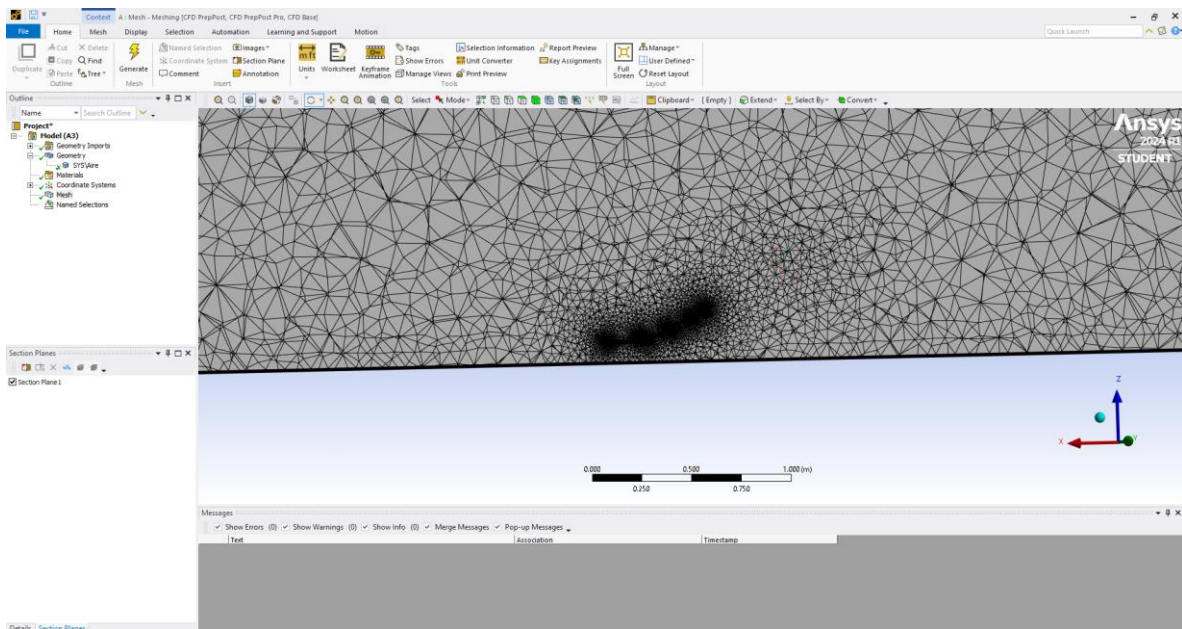


Figura 49. Mallado en la sección transversal de los flaps.



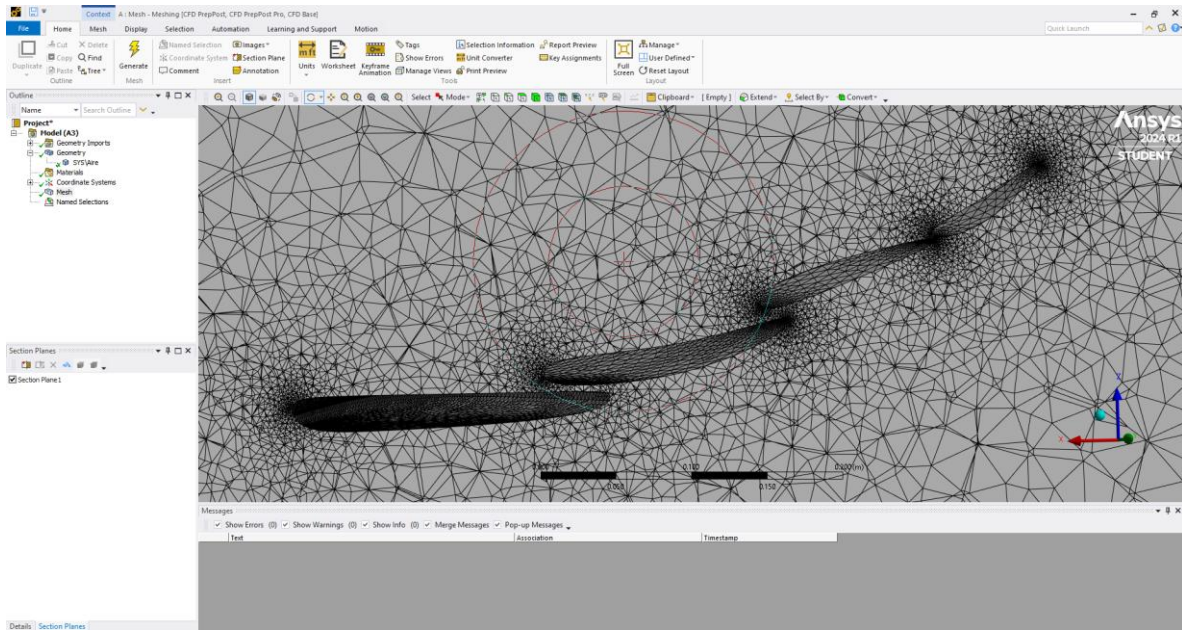


Figura 50. Acercamiento del mallado en la sección de los flaps.

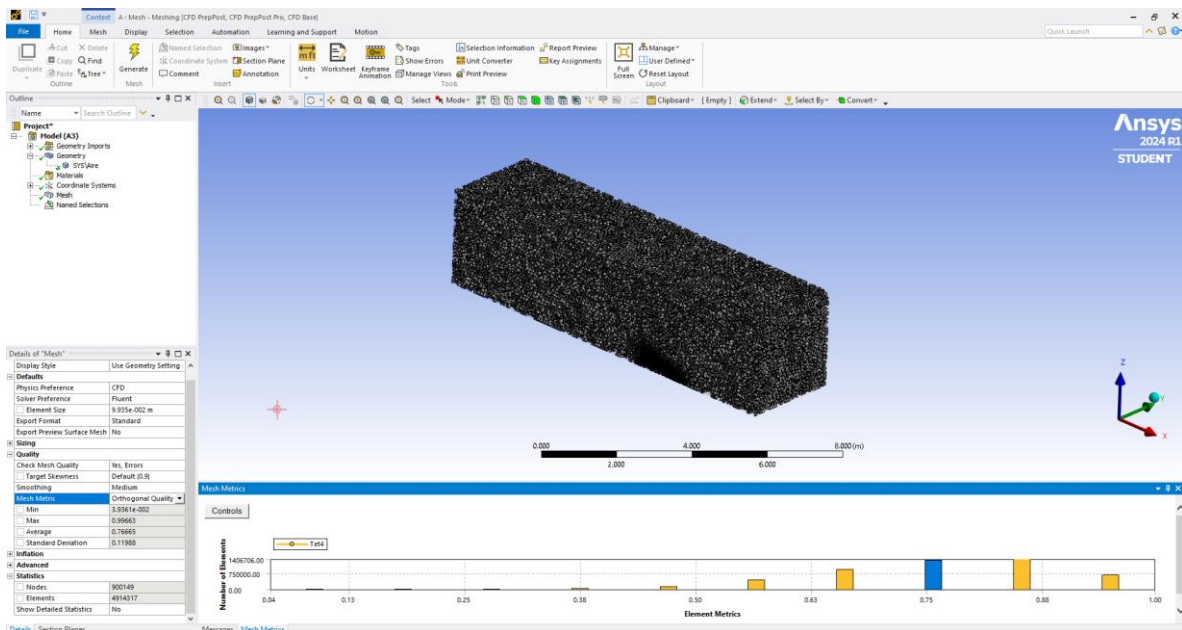


Figura 51. Elementos de la malla con una calidad ortogonal de 0.75.

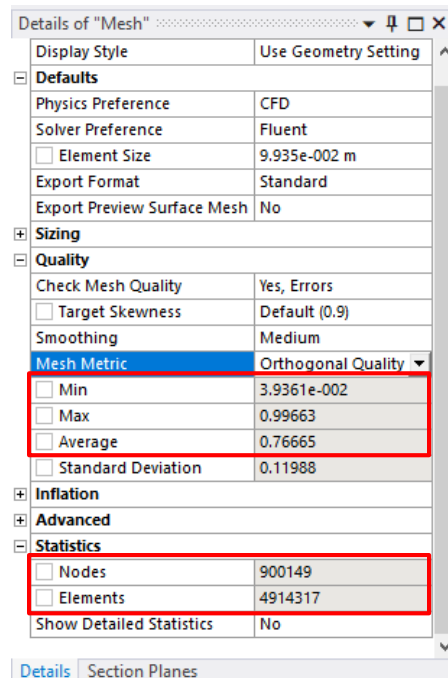


Figura 52. Calidad de la malla y número de nodos y elementos.

En la figura 52 se puede apreciar en la sección “Mesh Metric” en la parte de abajo en donde dice “Average” que tiene un valor promedio de 0.76665, por lo tanto, la calidad de la malla se considera buena (figuras 46 y 52), sin embargo, esta malla sobrepasa por mucho el número de elementos permitidos en la versión estudiantil de Ansys Fluent®, ya que la cantidad máxima de elementos en la versión estudiantil es de 502,000 de elementos y la obtenida en esta malla es de 4,914,313 elementos y 900,149 nodos.

Como se observa en las figuras 46, 47, 48, 49 y 50 los elementos entre los flaps presentan un tamaño muy grande en el sitio de interés, lo cual no es adecuado para el tipo de simulación planteada, además no hay una transición gradual en su tamaño ya que va de elementos muy grandes a muy pequeños en muy poca distancia. Esta falta de continuidad en el tamaño de los elementos impide un monitoreo preciso de la capa límite en esa área, lo que afecta negativamente los resultados de la simulación.

La solución para este problema es utilizar una malla más fina, reduciendo el tamaño de los elementos en la zona de interés. No obstante, esta solución implica un aumento significativo en el número total de elementos de la malla. Dado que solo se dispone de la

versión estudiantil del software y teniendo en cuenta que solo tiene permitido 502,000 de elementos se vuelve imposible esta solución.

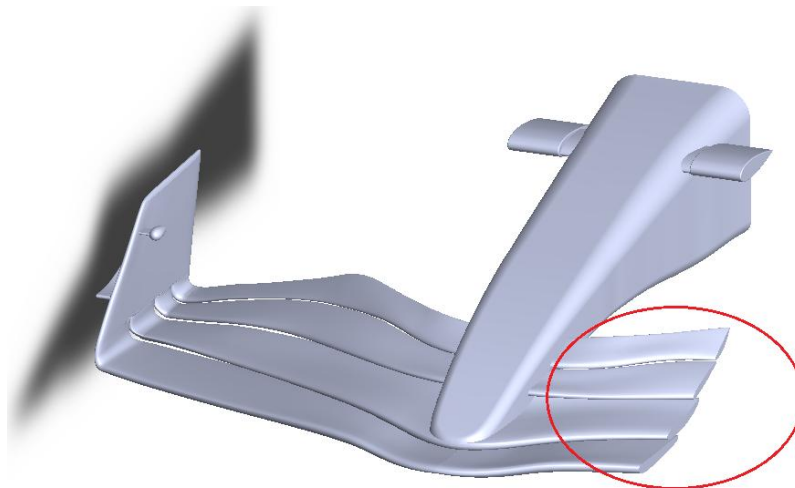
Debido al problema mencionado anteriormente se realizó un replanteamiento en el estudio sobre la geometría de este alerón.

## 4.2 Replanteamiento de la simulación

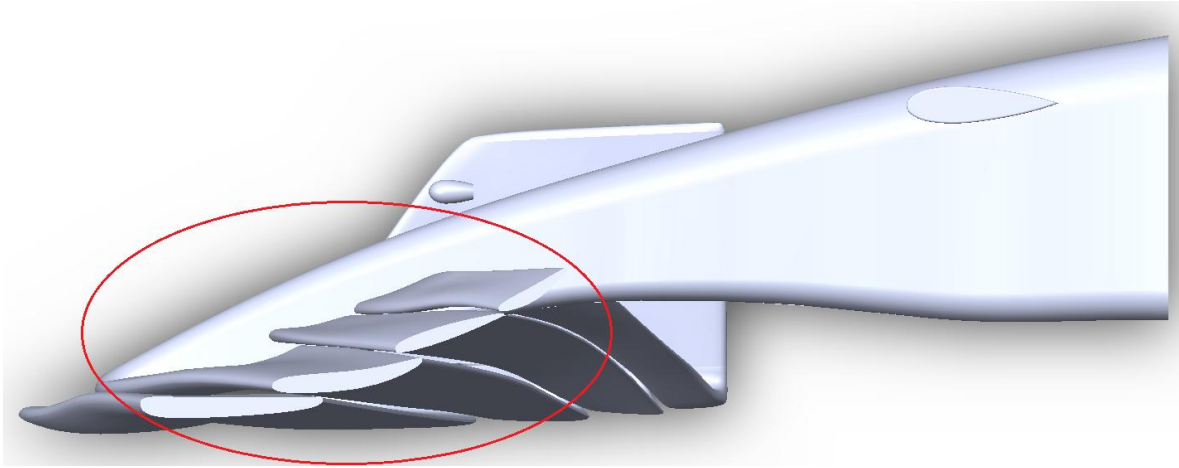
Después de llegar a un problema cuya solución se sale de los alcances debido a que solo se cuenta con la versión estudiantil del software, se tomó la decisión de reducir en una dimensión la simulación, ya que de esta forma se estima que el uso de elementos del mallado reduzca de manera considerable, por consiguiente, se esperó que no sobrepasara los 502,000 elementos que permite Ansys Fluent ®, de tal manera de poder llegar a una buena calidad del mallado y así obtener buenos resultados en la simulación.

Se plateó extraer la parte transversal del modelo sólido del alerón que se elaboró anteriormente, obteniendo un perfil aerodinámico de varios elementos, 4 elementos para ser precisos.

Para ello se elaboró un corte en la sección transversal de los flaps como se muestra en la figura 53 y se extrajo la geometría que se dibujó en el plano de vista lateral de la cascada de flaps del alerón como se muestra en la figura 54.

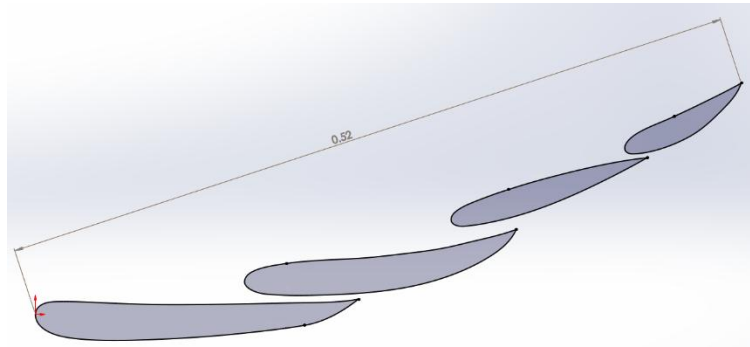


*Figura 53. Corte en la sección transversal de los flaps del alerón.*



*Figura 54. Vista lateral del corte del alerón.*

Finalmente, la figura que se extrajo del corte se ve de la siguiente manera.



*Figura 55. Perfil de flaps del alerón delantero de Fórmula 1 SF23.*

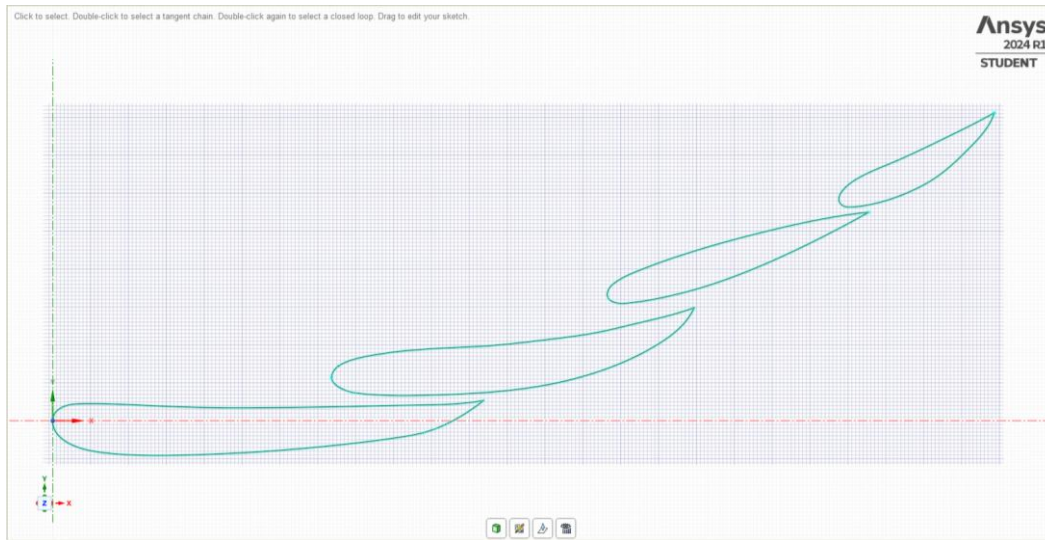
### **4.3 Simulación del perfil aerodinámico del alerón delantero de Fórmula 1 SF23**

Una vez extraído el perfil aerodinámico del alerón se procedió a realizar la simulación.

Siguiendo los pasos de simulación planteados en el capítulo 2 la simulación se hace de la misma manera que en 3D.

#### **1. Elaboración del diseño**

Primeramente, se extrajeron los puntos de los perfiles mostrados en la figura 55 mediante un archivo de texto para posteriormente importarlos al software Ansys workbench en el módulo de Space Claim como se muestra en la figura 56.



*Figura 56. Perfil aerodinámico de varios elementos del alerón delantero de Fórmula 1 SF23*

Los siguientes pasos fueron:

## **2. Modelado**

## **3. Simplificación de la geometría.**

En este caso estos pasos fueron omitidos ya que consisten en verificar el modelo con el que se trabaja y si es posible reducir la geometría de tal forma que se vuelva en una geometría más simple para reducir el tiempo de cómputo de la simulación, siempre y cuando las partes que se reduzcan puedan ser despreciables de acuerdo al tipo de simulación para no afectar los resultados. En este caso no hubo ninguna simplificación en la geometría por lo que se procedió al siguiente paso.

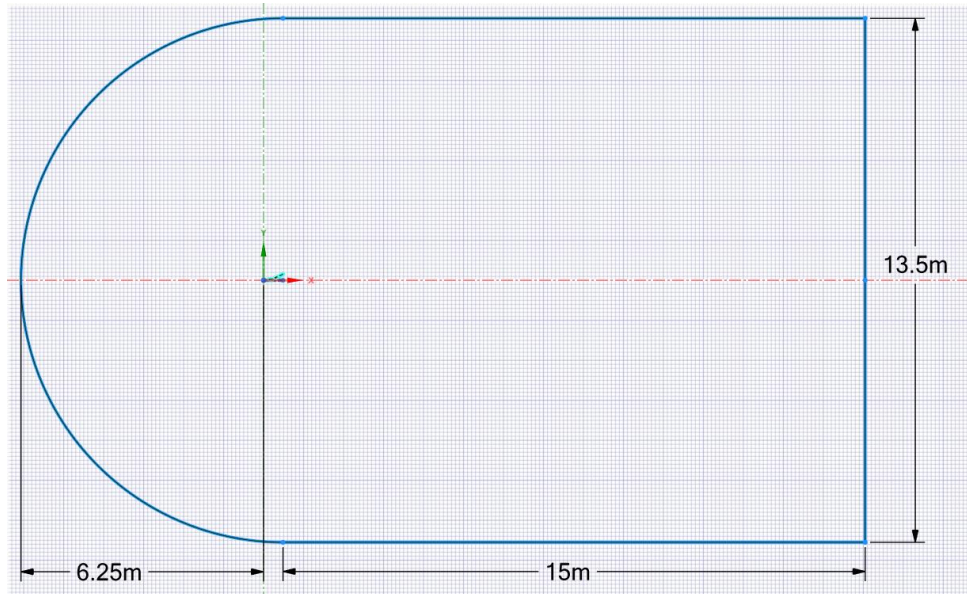
## **4. Dominio matemático**

Es fundamental definir un área de control para esta geometría, la cual sirvió para desarrollar el flujo de aire. Para ello es esencial tomar en cuenta la relación de las medidas en función de la cuerda para una malla tipo C que se utilizaron en la comprobación de la metodología en el capítulo 2 con base en el artículo [44], tomando en cuenta que  $c = 0.5$ , se consideraron las siguientes medidas como se aprecia en la figura 57.

- 12.5c para la distancia en el eje X desde la entrada del área de control hasta el borde de ataque. Siendo de 6.25m.



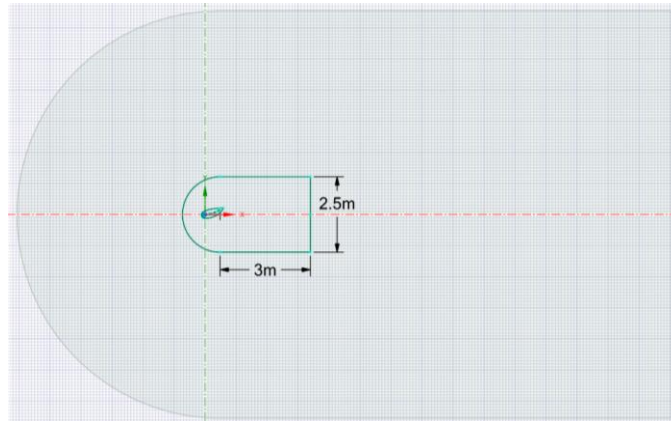
- $30c$  para la distancia en el eje X del borde de fuga hasta el final del área de control. Siendo de  $15m$ .
- $13.5c$  para la distancia en el eje Y desde el borde de fuga hacia arriba y hacia abajo. Siendo de  $6.75m$ .



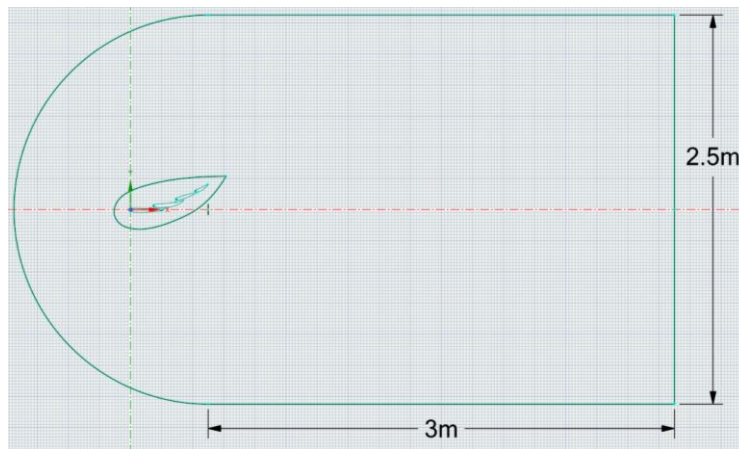
*Figura 57. Medidas del área de control del perfil aerodinámico de la figura 52.*

Definida el área de control como se ve en la figura 57, adicionalmente se realizaron otras geometrías en la parte de alrededor de perfil aerodinámico con la finalidad de realizar una malla más fina y obtener mejores resultados.

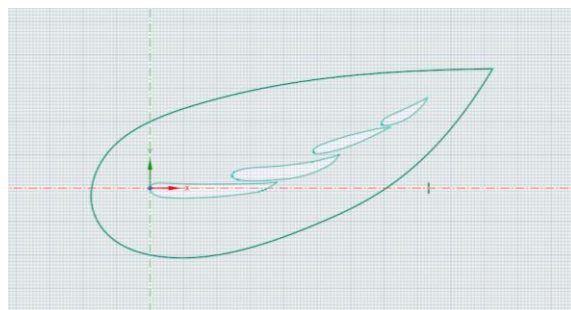
En la figura 58 se observan las 2 geometrías extras para realizar un refinamiento de mayor calidad alrededor de los bordes del alerón, con la finalidad de utilizarlos como cuerpos de influencia, en la figura 59 se observa la geometría para un mayor refinamiento y en la figura 60 se observa la forma con mayor refinamiento cercana al perfil aerodinámico de varios elementos base.



*Figura 58. Geometrías adicionales cercanas al perfil de varios elementos para un mejor refinamiento cercano a la pared.*



*Figura 59. Acercamiento a las figuras que sirvieron como cuerpos de influencia.*



*Figura 60. Figura en forma de gota donde se realizó el mayor refinamiento de la malla.*

## 5. Mallado

Para realizar el mallado se abrió el apartado de “Mesh” que aparece en el esquema del proyecto.

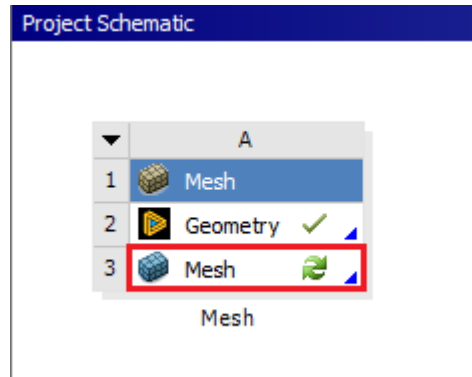


Figura 61. Apartado de “Mesh” en Workbench.

Al abrir “Mesh” se aprecia la superficie que se definió como área de control para realizar el mallado como se ve en la figura 62, así como también las figuras que más adelante se definieron como cuerpos de influencia para el refinamiento de la malla en esas zonas.

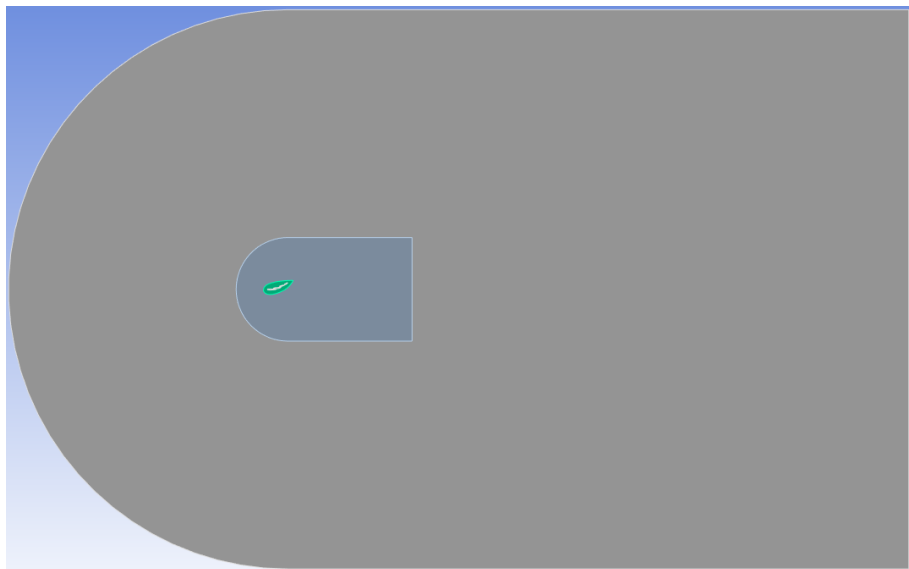


Figura 62. Área de control del alerón de varios elementos.



Para realizar la malla primeramente a nivel de “Mesh” se seleccionó la opción de CFD ya que será para un estudio de fluidos y se cambió el tamaño de elementos a 0.3m, como se muestra en la figura 63.

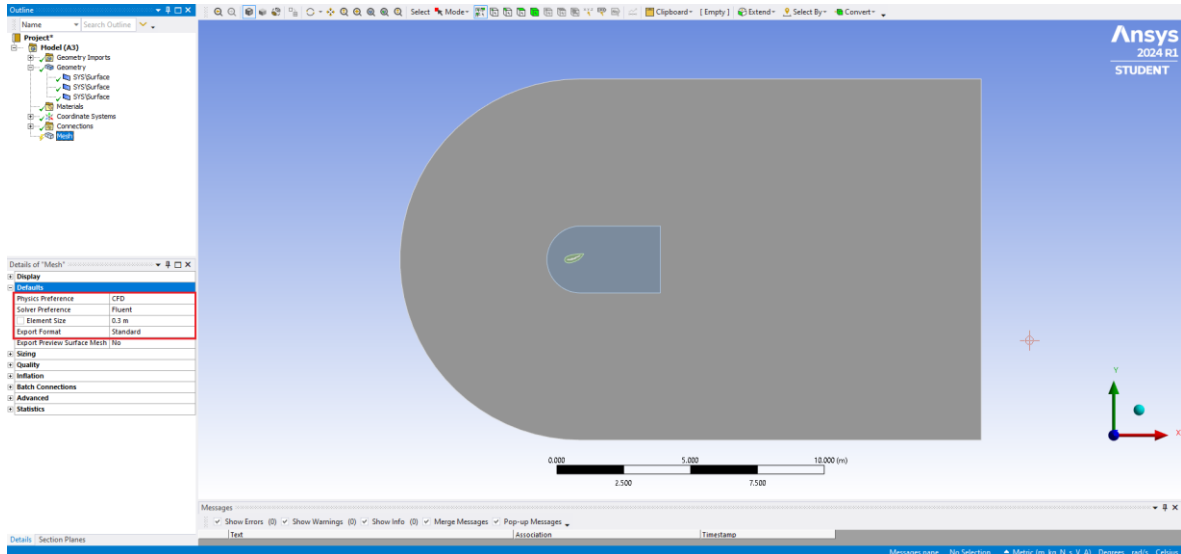


Figura 63. Selección de la física y el solucionador a utilizar (CFD).

El primer paso al realizar la malla fue seleccionar el controlador local “Sizing” para definir el tamaño de los elementos que tendría el primer cuerpo de influencia.

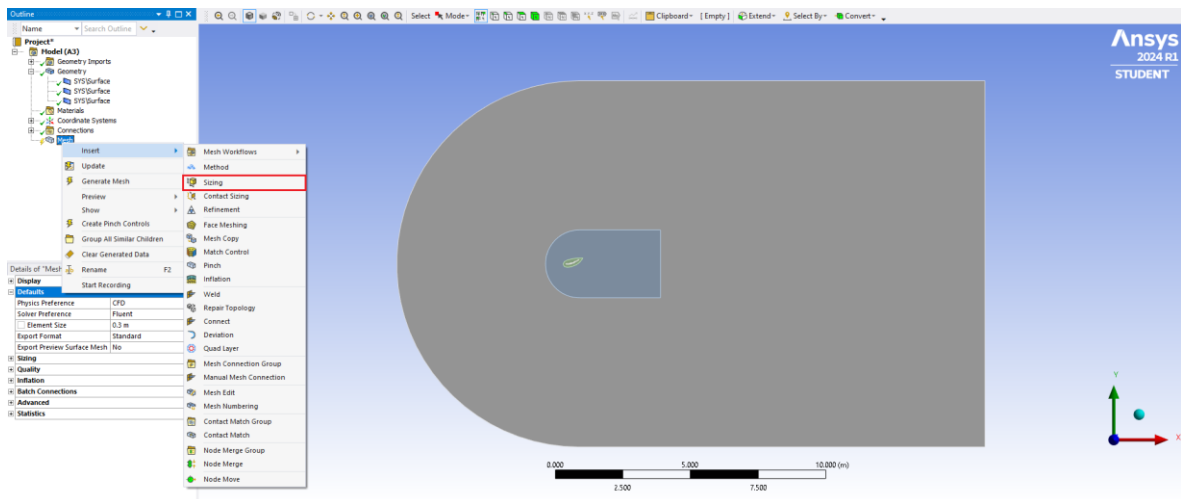


Figura 64. Selección del controlador local “Sizing”.

Y se configuró de la siguiente manera. En “Geometry” se seleccionó el área de control total del perfil aerodinámico de varios elementos, en “Type” se seleccionó “Body of influence” y también se definió el tamaño de los elementos en ese cuerpo de influencia los cuales fueron de  $1.4\text{e-}2\text{m}$ , como se ve en la figura 65.

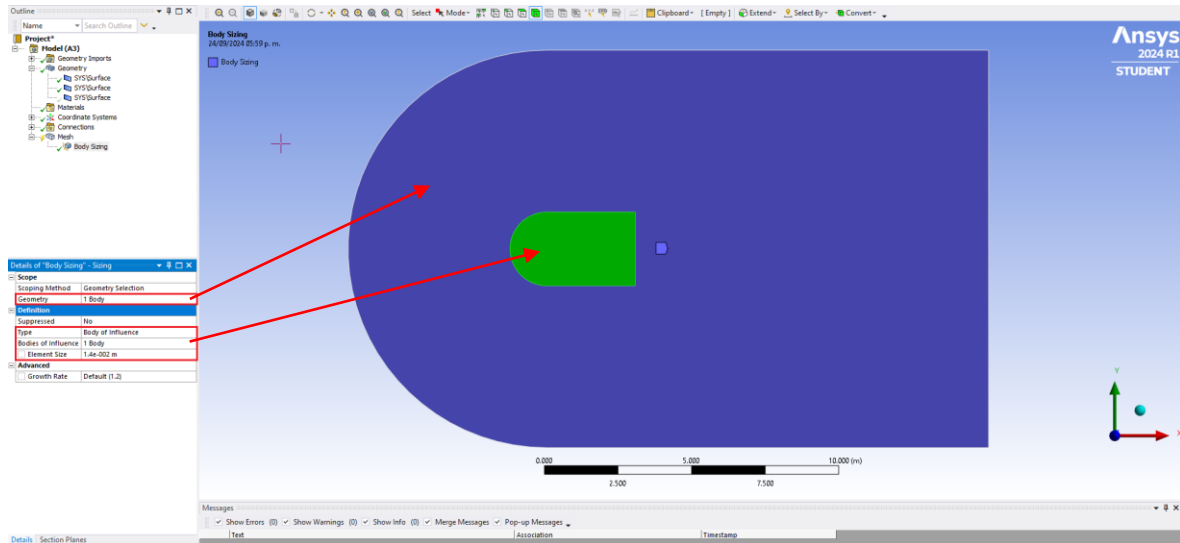


Figura 65. Selección del primer cuerpo de influencia y definición del tamaño de los elementos.

Después, se seleccionó el controlador local “Inflation”.

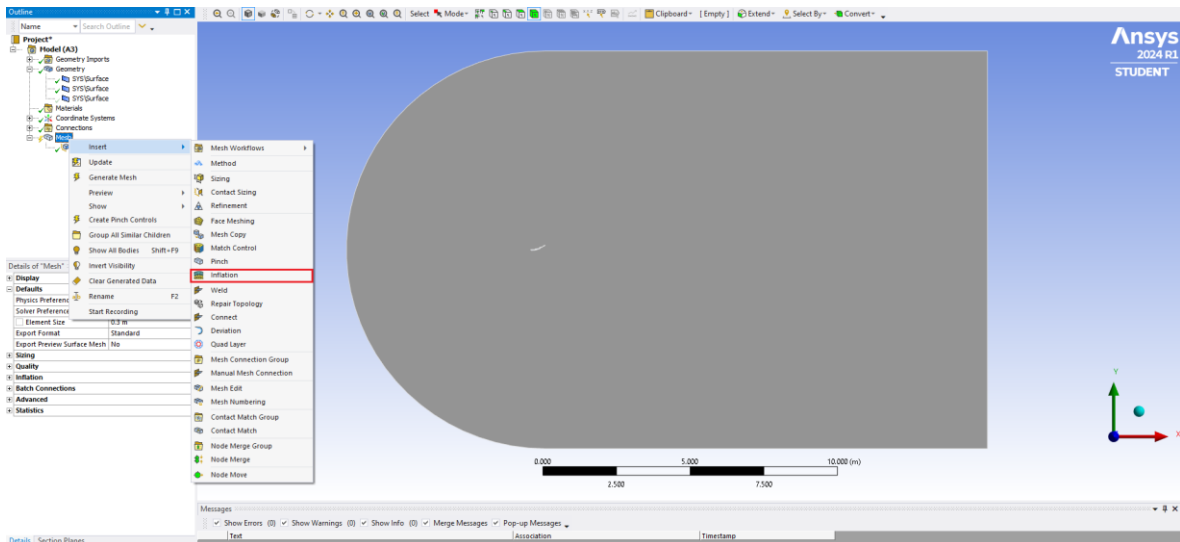


Figura 66. Selección del controlador local “Inflation”.

Este controlador se configuró de la siguiente manera. En “Geometry” se seleccionó la superficie del área de control que se ve de color azul, en “Boundary” se seleccionaron todos los bordes del perfil aerodinámico que se pueden ver resaltados de color rojo, en “Inflation option” se seleccionó “First Layer Thickness” esto con la finalidad de especificar la separación de la primera capa de la malla generada alrededor del borde del perfil aerodinámico, en “First Layer Heigh” se especificó la separación, la cual se calculó con el criterio de  $Y^+$ , en “Maximum Layers” se seleccionaron 20 y finalmente en “Growth Rate” se especificó un valor de 1.1 como se aprecia en la figura 67.

Se realizó el cálculo de la  $Y$  con el criterio  $Y^+$  de la siguiente manera.

Debido a que en este caso no se conocía el número de Reynolds pero se conocían los siguientes datos:  $V = 70 \frac{m}{s}$ ,  $x = 0.5m$  y  $\nu = 1.562e - 5 \frac{m^2}{s}$ ; se sustituyeron en la ecuación 7.

$$Re_x = \frac{Vx}{\nu} = \frac{(70)(0.5)}{1.562e - 5} = 2.24071702910^6$$

Al obtener el número de Reynolds se utilizaron las ecuaciones 11, 12, 13 y 14 para hallar el valor de  $Y$ , de las cuales se obtuvieron los siguientes resultados.

$$C_f = 0.058(2.24 \times 10^6)^{-0.2} = 0.003114229330$$

$$\tau_w = \frac{1}{2} (0.003114229330)(1.184)(70)^2 = 9.033756440$$

$$U_T = \sqrt{\frac{9.033756440}{1.184}} = 2.762220458$$

$$Y = \frac{(1)(0.00001562)}{(2.762220458)(1.184)} = 0.000005653623339 = 5.6536 \times 10^{-6} m$$

Se obtuvo un resultado de  $5.6536 \times 10^{-6} \text{ m}$ , que es la separación que tendrá el nodo de la primera celda con el perfil aerodinámico y se especificó en el apartado de “inflation”.

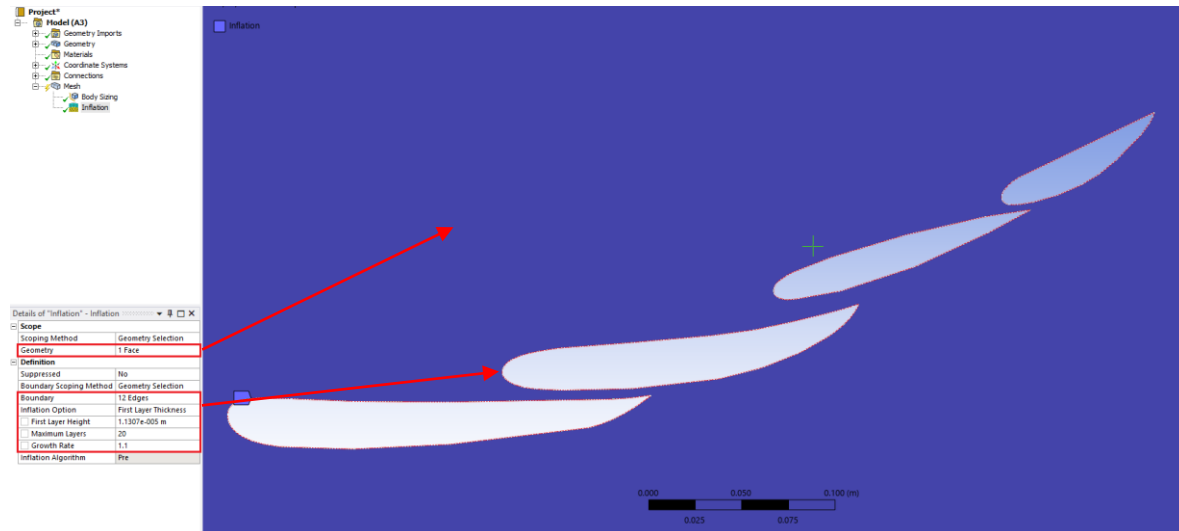


Figura 67. Configuración del controlador local “Inflation”

Siguiendo con la creación de la malla ahora se insertó un controlador local “Sizing” para especificar las divisiones en las líneas que conforman el borde del perfil aerodinámico con el objetivo de mejorar la calidad de los elementos en esas zonas. Este proceso implicó seleccionar cada una de las líneas del perfil, siendo tres líneas por cada perfil independiente. En total, se configuraron 12 líneas.

Para eso se seleccionó nuevamente el controlador global “Sizing” como se muestra en la figura 64, pero esta vez cambia la configuración ya que se les aplicó a las líneas que representan el perfil.

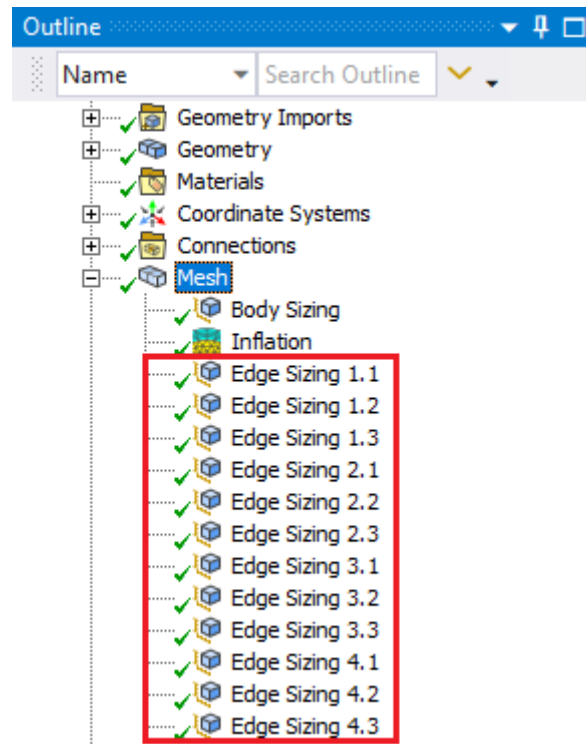


Figura 68. Controlador global aplicado a las líneas que conforman el perfil de varios elementos.

En la siguiente tabla se muestra la configuración de cada una de las líneas de cada perfil para la realización del mallado.

	Configuración del borde	
Edge Sizing 1.1	Details of "Edge Sizing 1.1" - Sizing	
	Scope	
	Scoping Method	Geometry Selection
	Geometry	1 Edge
	Definition	
	Suppressed	No
	Type	Number of Divisions
	Number of Divisions	300
	Advanced	
	Growth Rate	Default (1.2)
	Capture Curvature	Yes
	Curvature Normal Angle	Default (18.0°)
	Local Min Size	Default (3.e-003 m)
	Capture Proximity	Yes
	Proximity Min Size	Default (3.e-003 m)
	Proximity Gap Factor	Default (3.0)
	Proximity Size Sources	Faces and Edges
	Bias Type	
	Bias Option	Smooth Transition
	Bias Growth Rate	1.01

Edge Sizing 1.2

Details of "Edge Sizing 1.2" - Sizing

Scope

Scoping Method

Geometry Selection

Geometry

1 Edge

Definition

Suppressed

No

Type

Number of Divisions

Number of Divisions

300

Advanced

Growth Rate

Default (1.2)

Capture Curvature

Yes

Curvature Normal Angle

Default (18.0°)

Local Min Size

Default (3.e-003 m)

Capture Proximity

Yes

Proximity Min Size

Default (3.e-003 m)

Proximity Gap Factor

Default (3.0)

Proximity Size Sources

Faces and Edges

Bias Type

- - - - -

Bias Option

Smooth Transition

Bias Growth Rate

1.01

Edge Sizing 1.3

Details of "Edge Sizing 1.3" - Sizing

Scope

Scoping Method

Geometry Selection

Geometry

1 Edge

Definition

Suppressed

No

Type

Number of Divisions

Number of Divisions

5

Advanced

Growth Rate

Default (1.2)

Capture Curvature

Yes

Curvature Normal Angle

Default (18.0°)

Local Min Size

Default (3.e-003 m)

Capture Proximity

Yes

Proximity Min Size

Default (3.e-003 m)

Proximity Gap Factor

Default (3.0)

Proximity Size Sources

Faces and Edges

Bias Type

- - - - -

Bias Option

Smooth Transition

Bias Growth Rate

1.0

Edge Sizing 2.1

Details of "Edge Sizing 2.1" - Sizing

Scope

Scoping Method

Geometry Selection

Geometry

1 Edge

Definition

Suppressed

No

Type

Number of Divisions

Number of Divisions

200

Advanced

Growth Rate

Default (1.2)

Capture Curvature

Yes

Curvature Normal Angle

Default (18.0°)

Local Min Size

Default (3.e-003 m)

Capture Proximity

Yes

Proximity Min Size

Default (3.e-003 m)

Proximity Gap Factor

Default (3.0)

Proximity Size Sources

Faces and Edges

Bias Type

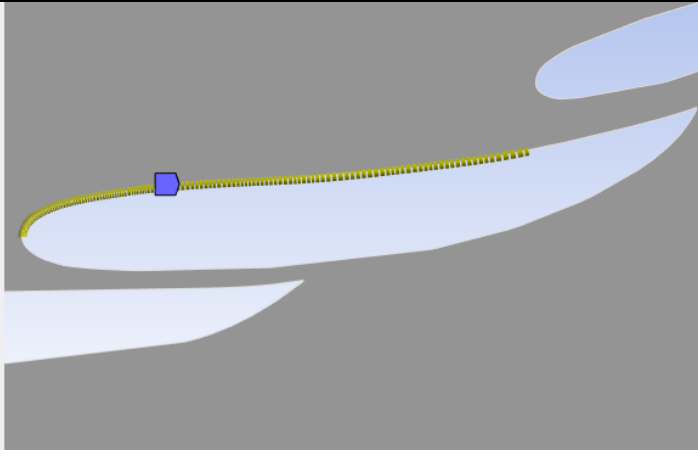
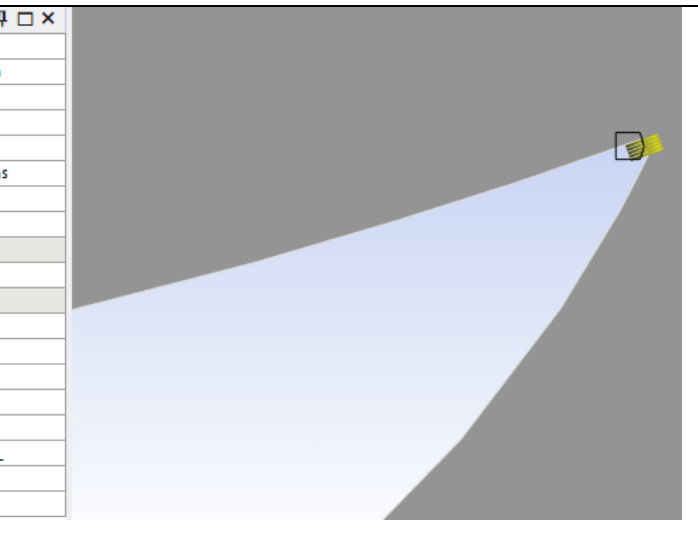
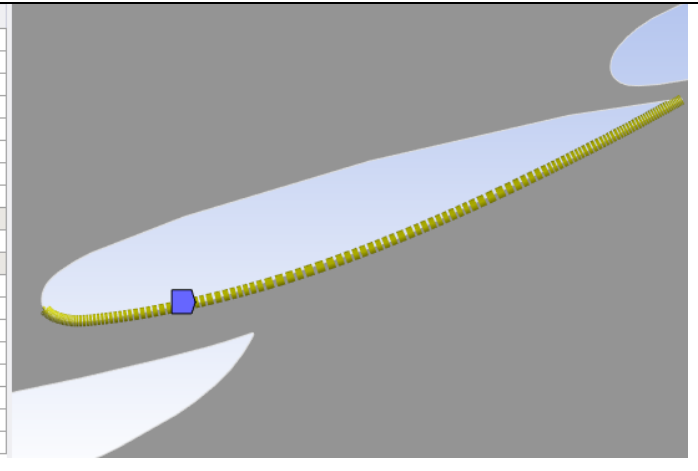
- - - - -

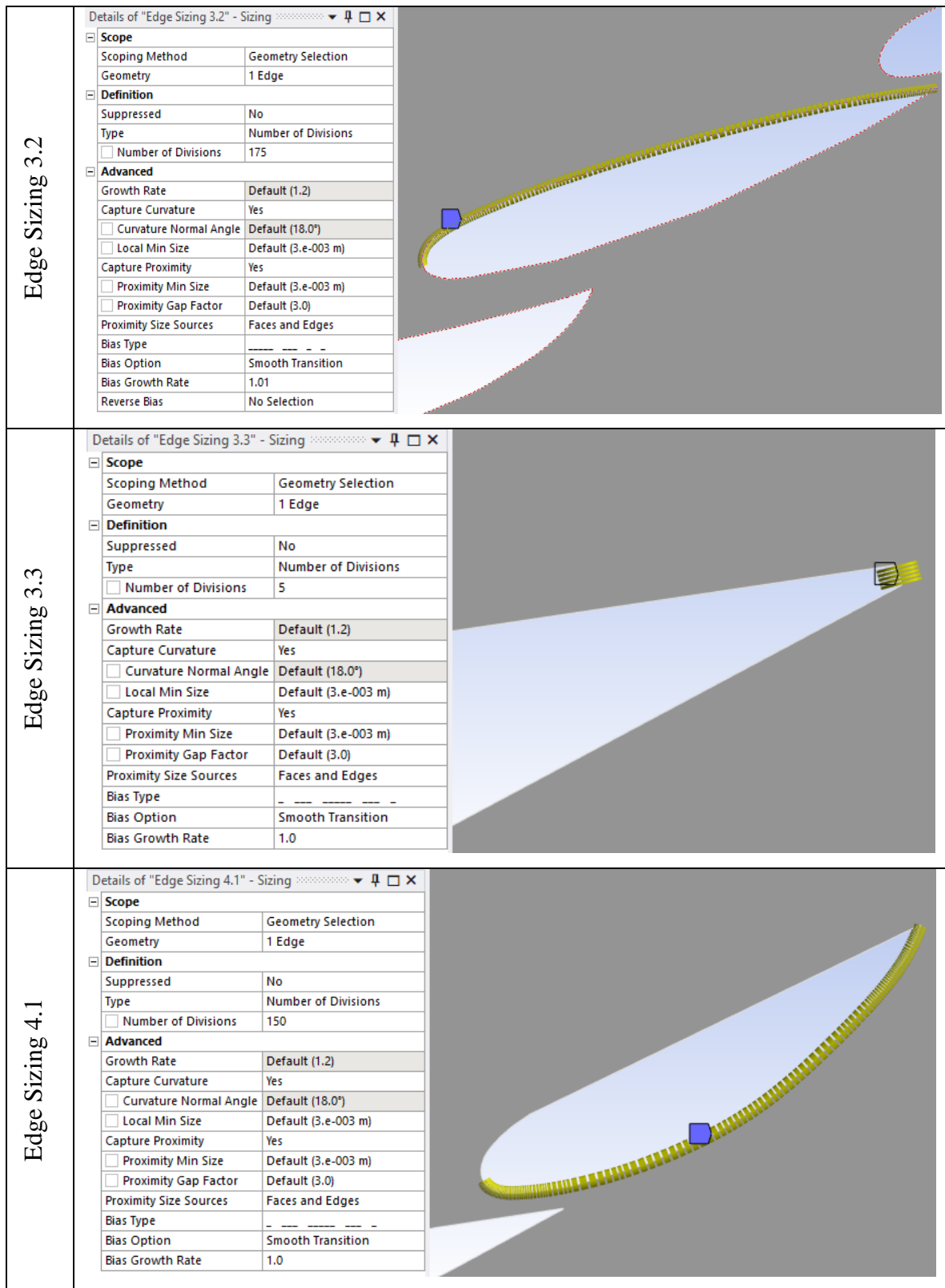
Bias Option

Smooth Transition

Bias Growth Rate

1.0

Edge Sizing 2.2	<div> <div>Details of "Edge Sizing 2.2" - Sizing</div> <div> <div>Scope</div> <div> <div>Scoping Method</div> <div>Geometry Selection</div> </div> <div> <div>Geometry</div> <div>1 Edge</div> </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> <div>Suppressed</div> <div>No</div> </div> <div> <div>Type</div> <div>Number of Divisions</div> </div> <div> <div>Number of Divisions</div> <div>200</div> </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> <div>Growth Rate</div> <div>Default (1.2)</div> </div> <div> <div>Capture Curvature</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Curvature Normal Angle</div> <div>Default (18.0°)</div> </div> <div> <div>Local Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Capture Proximity</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Proximity Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Proximity Gap Factor</div> <div>Default (3.0)</div> </div> <div> <div>Proximity Size Sources</div> <div>Faces and Edges</div> </div> <div> <div>Bias Type</div> <div>- - - - -</div> </div> <div> <div>Bias Option</div> <div>Smooth Transition</div> </div> <div> <div>Bias Growth Rate</div> <div>1.0</div> </div> </div> </div>	
Edge Sizing 2.3	<div> <div>Details of "Edge Sizing 2.3" - Sizing</div> <div> <div>Scope</div> <div> <div>Scoping Method</div> <div>Geometry Selection</div> </div> <div> <div>Geometry</div> <div>1 Edge</div> </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> <div>Suppressed</div> <div>No</div> </div> <div> <div>Type</div> <div>Number of Divisions</div> </div> <div> <div>Number of Divisions</div> <div>5</div> </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> <div>Growth Rate</div> <div>Default (1.2)</div> </div> <div> <div>Capture Curvature</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Curvature Normal Angle</div> <div>Default (18.0°)</div> </div> <div> <div>Local Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Capture Proximity</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Proximity Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Proximity Gap Factor</div> <div>Default (3.0)</div> </div> <div> <div>Proximity Size Sources</div> <div>Faces and Edges</div> </div> <div> <div>Bias Type</div> <div>- - - - -</div> </div> <div> <div>Bias Option</div> <div>Smooth Transition</div> </div> <div> <div>Bias Growth Rate</div> <div>1.0</div> </div> </div> </div>	
Edge Sizing 3.1	<div> <div>Details of "Edge Sizing 3.1" - Sizing</div> <div> <div>Scope</div> <div> <div>Scoping Method</div> <div>Geometry Selection</div> </div> <div> <div>Geometry</div> <div>1 Edge</div> </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> <div>Suppressed</div> <div>No</div> </div> <div> <div>Type</div> <div>Number of Divisions</div> </div> <div> <div>Number of Divisions</div> <div>175</div> </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> <div>Growth Rate</div> <div>Default (1.2)</div> </div> <div> <div>Capture Curvature</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Curvature Normal Angle</div> <div>Default (18.0°)</div> </div> <div> <div>Local Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Capture Proximity</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Proximity Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Proximity Gap Factor</div> <div>Default (3.0)</div> </div> <div> <div>Proximity Size Sources</div> <div>Faces and Edges</div> </div> <div> <div>Bias Type</div> <div>- - - - -</div> </div> <div> <div>Bias Option</div> <div>Smooth Transition</div> </div> <div> <div>Bias Growth Rate</div> <div>1.01</div> </div> </div> </div>	





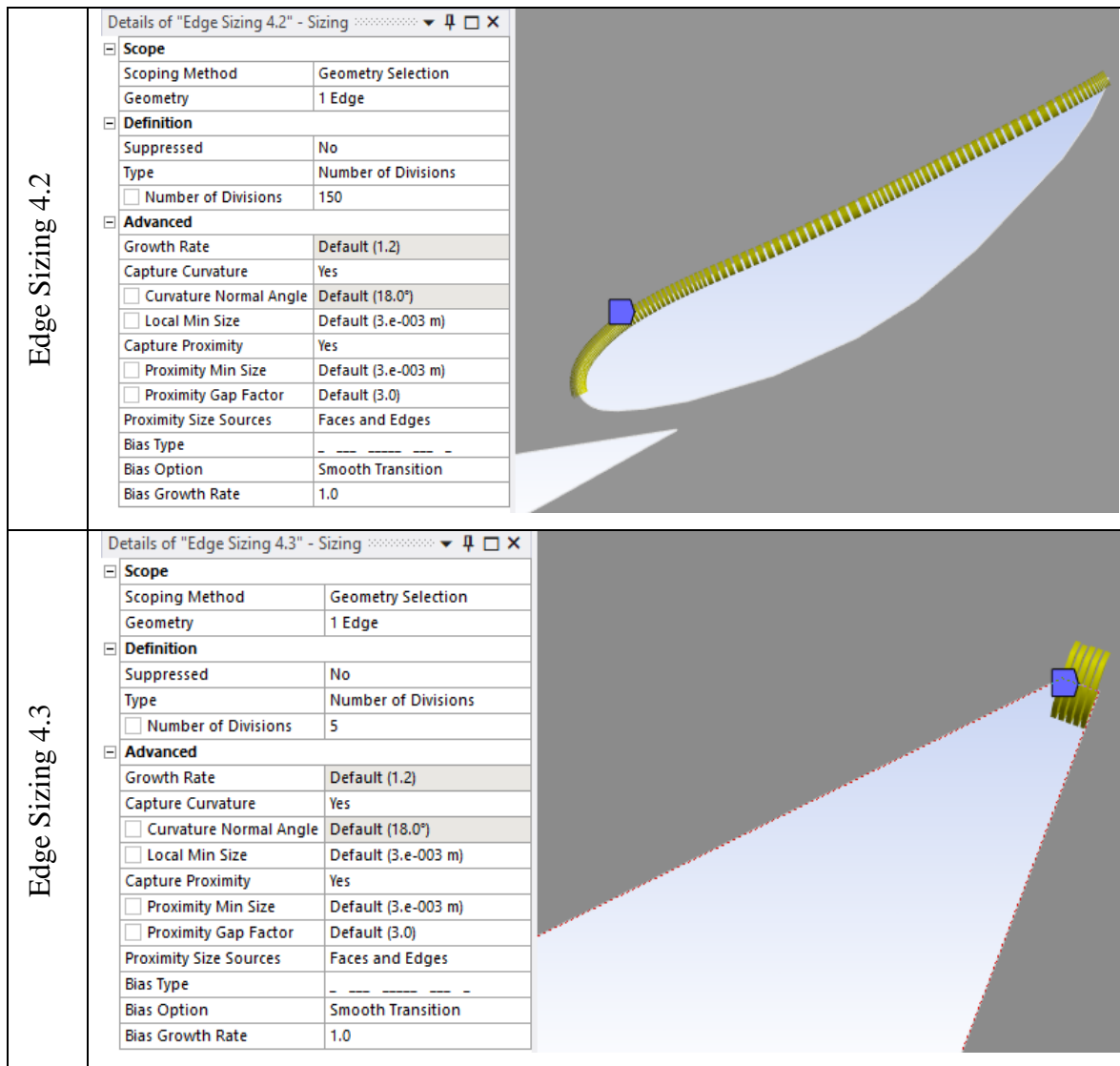


Tabla 6. Configuración de las 12 líneas que conforman el perfil con el controlador local "Sizing".

Posteriormente se seleccionó un método de mallado al área de control. Se aplicó el método de triángulos para refinar más la malla y mejorar la calidad de la misma para así obtener mejores resultados.

Para ello se seleccionó la opción "Method" en los controladores locales como se muestra en la figura 69.

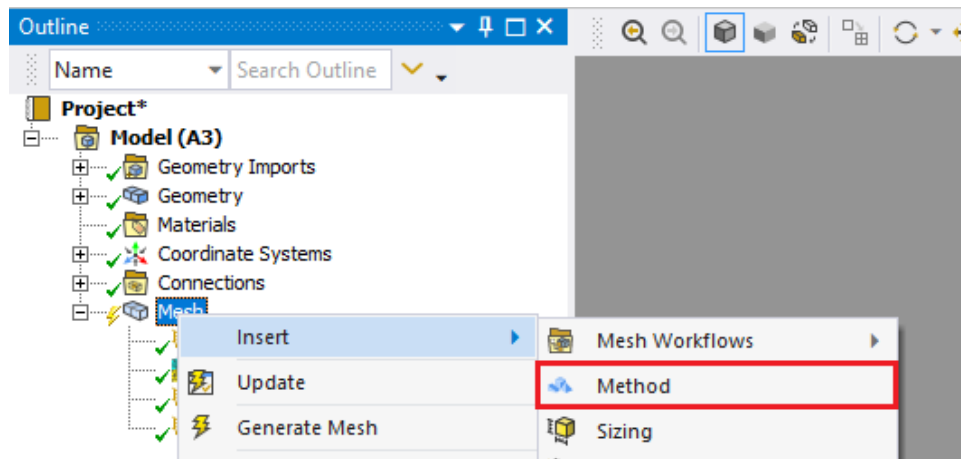


Figura 69. Selección de “Method”.

Y la configuración para el método quedó de la siguiente manera. En “Geometry” se seleccionó el cuerpo al cual se le aplicó el método, y en el apartado “Method” se seleccionó “Triangles” como se muestra en la figura 70.

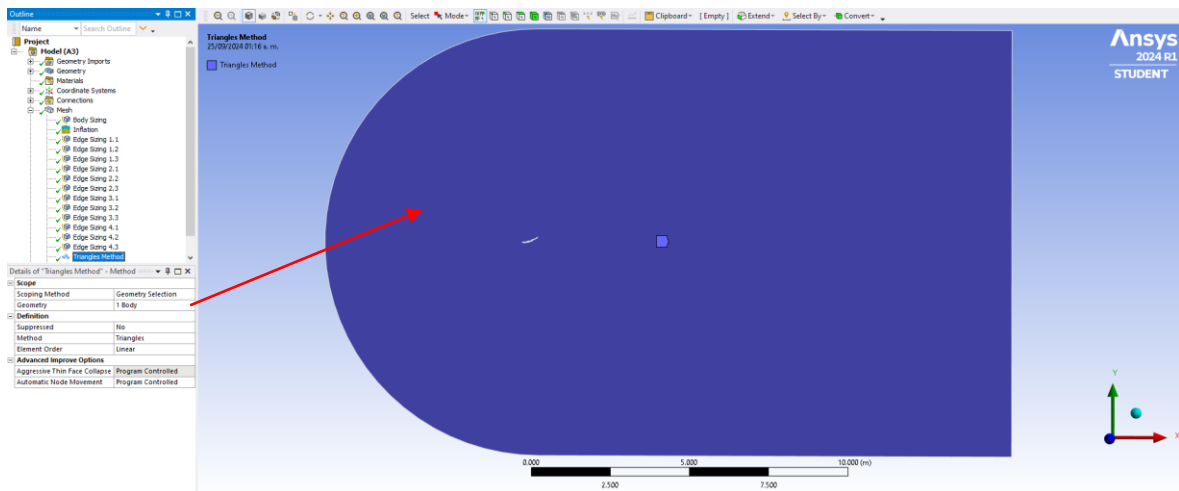


Figura 70. Configuración del método

Finalmente, se utilizó el cuerpo de influencia en forma de gota que está más cercano al perfil, en donde será la zona que estará más refinada debido a la proximidad y especialmente para capturar de manera adecuada la capa límite.

Se seleccionó el controlador “Sizing” como se hizo anteriormente, pero esta vez la configuración fue de la siguiente manera. En “Geometry” se seleccionó la superficie de control del perfil, en “Type” se seleccionó “Body of influence” y también la geometría que

se muestra en color verde en la figura 71. Por último, se estableció un tamaño de los elementos en esa zona de  $1e-3m$ .

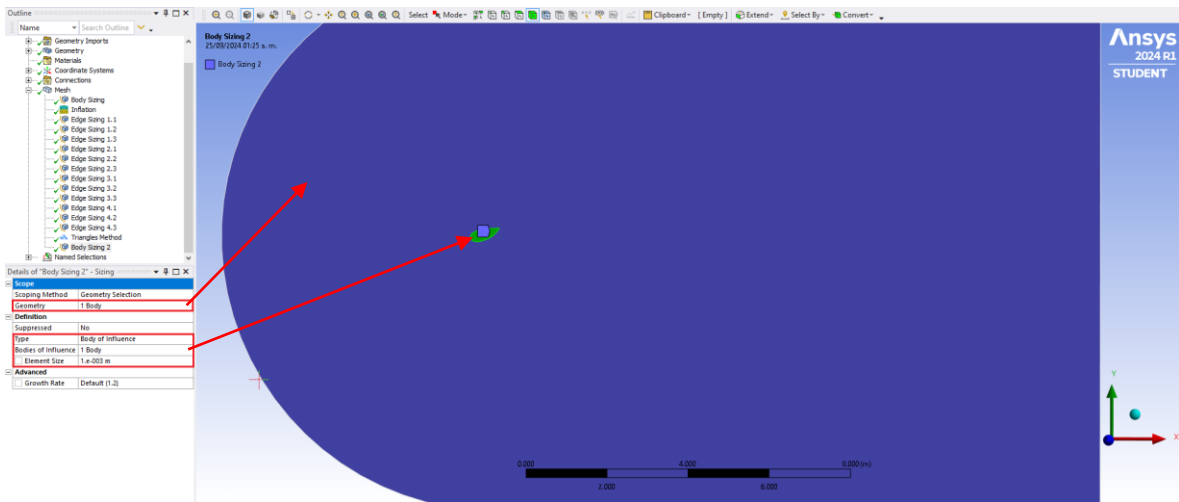


Figura 71. Configuración del cuerpo de influencia en forma de gota.

Finalmente, la malla que se obtuvo se muestra en la figura 72.

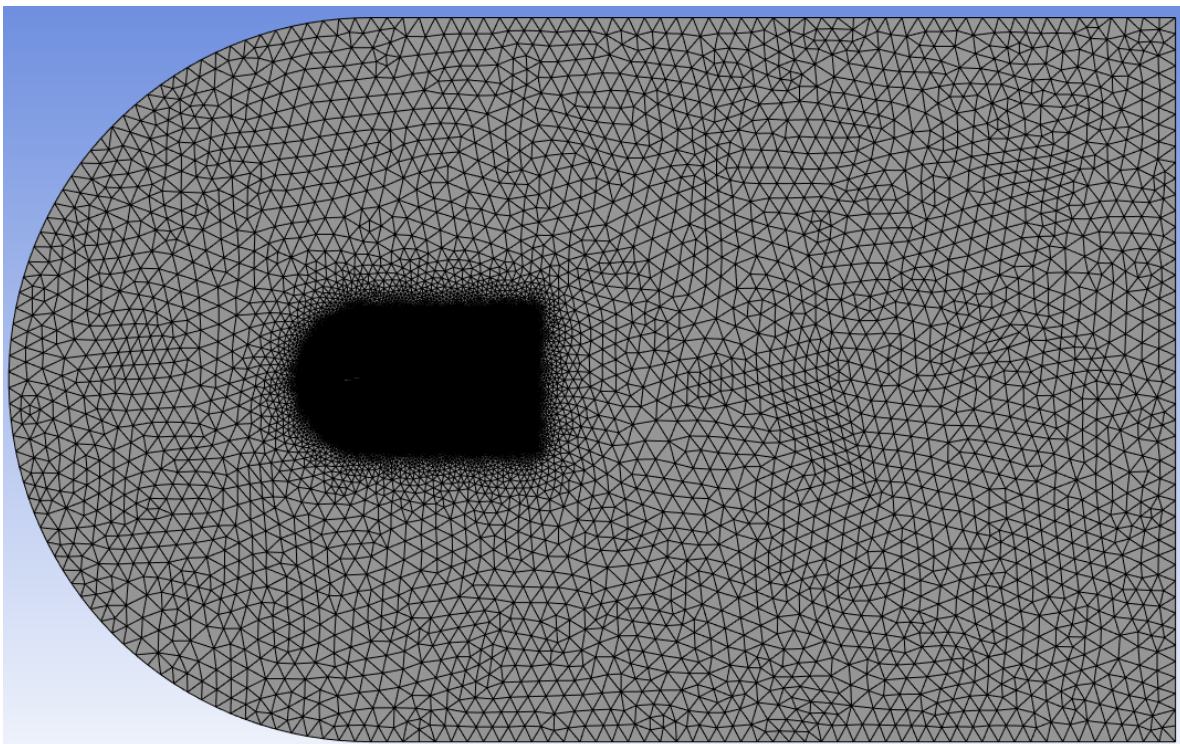
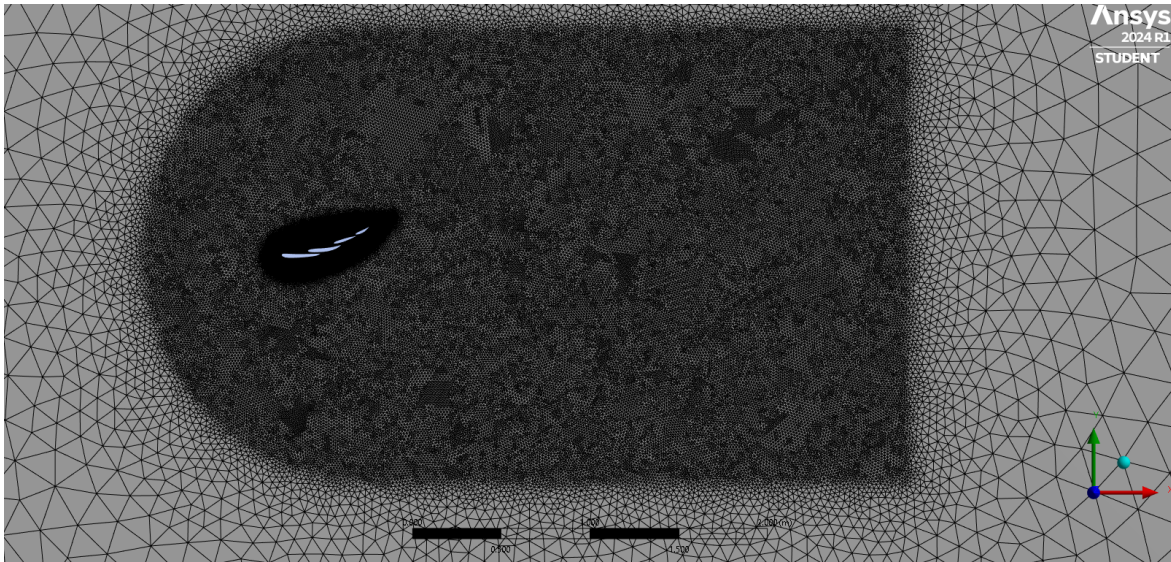


Figura 72. Malla del área de control.

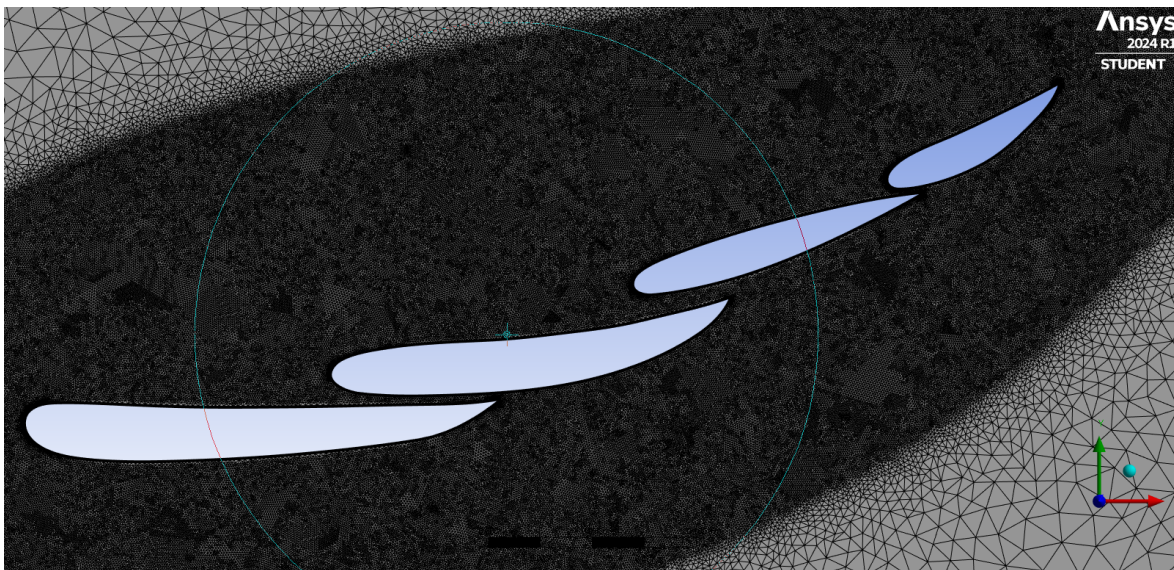


En la figura 73, se aprecia un acercamiento en el primer cuerpo de influencia utilizado en el que se estableció una malla mas fina.



*Figura 73. Acercamiento de la malla en el cuerpo de influencia.*

En la figura 74 se aprecia la geometría en forma de gota en donde se obtuvo el mayor refinamiento.



*Figura 74. Acercamiento de la malla en el cuerpo de influencia en forma de gota.*

En las figuras 75, 76 y 77 se aprecian las capas que se les denomina como “inflations” y son las primeras capas que se encuentran junto al borde del perfil.

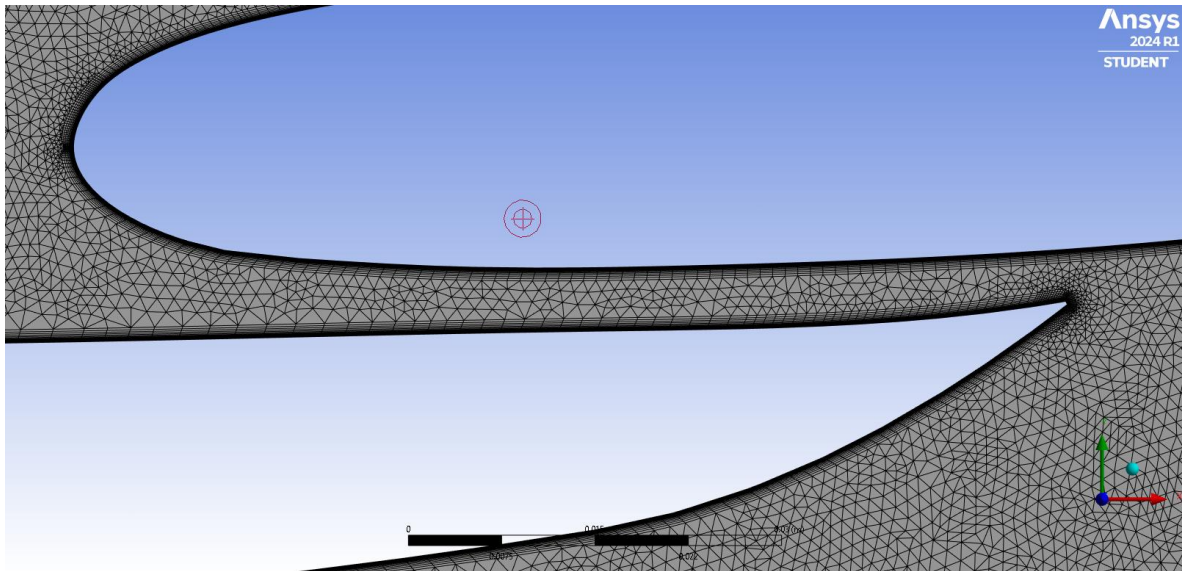


Figura 75. Acercamiento de la malla entre los perfiles del alerón de varios elementos.

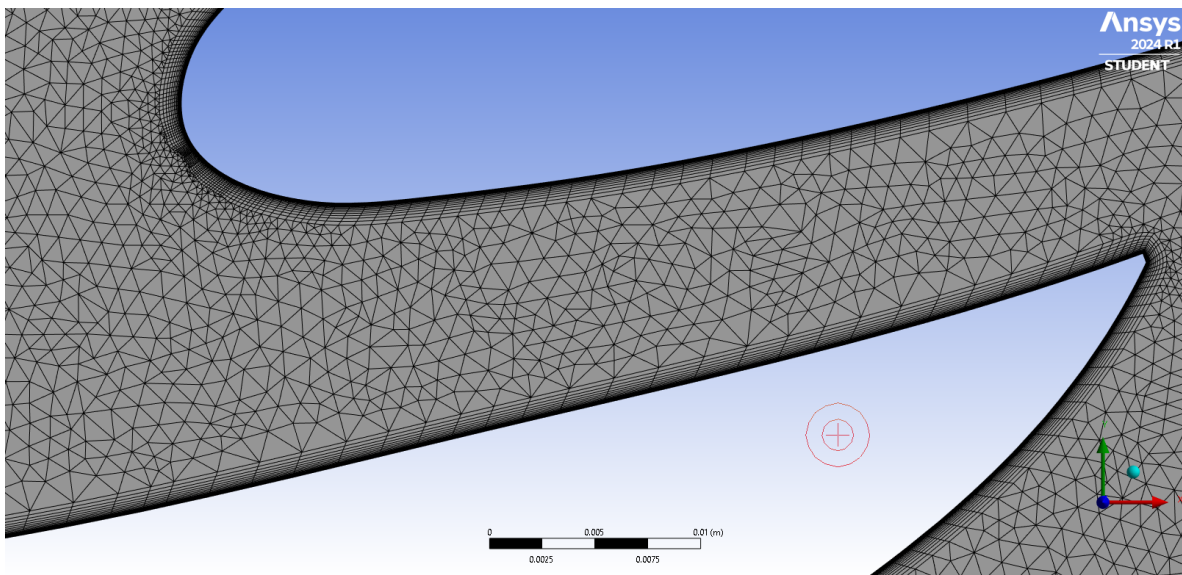


Figura 76. Acercamiento del perfil para observar las “inflations” en el borde.



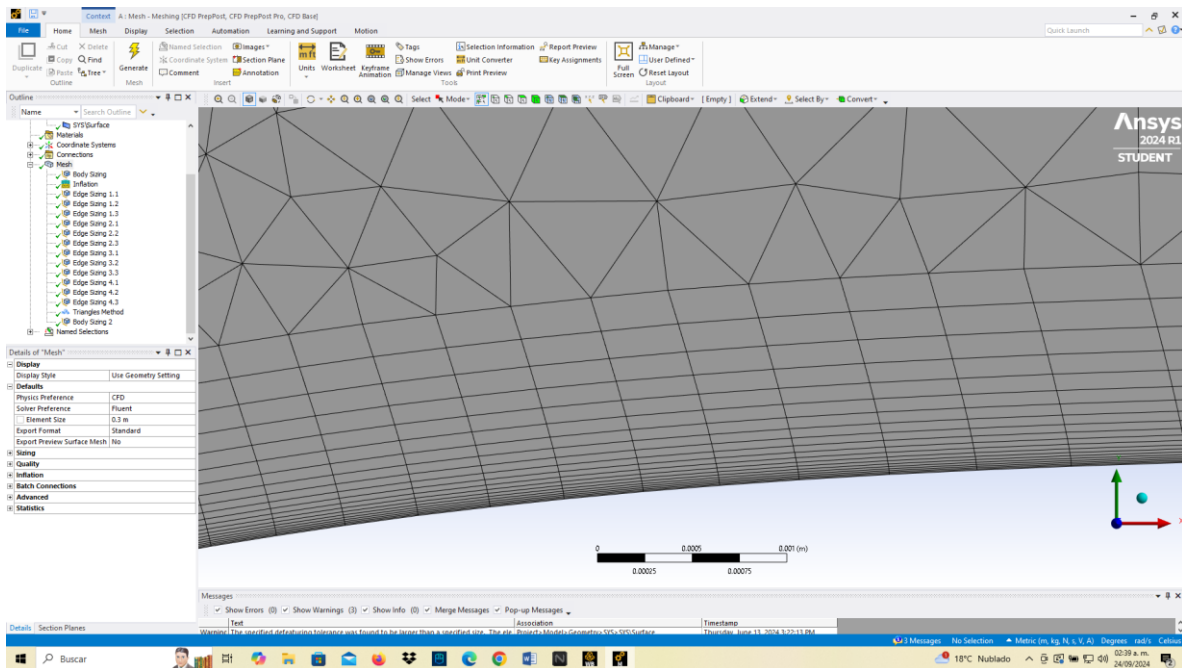


Figura 77. “Inflations” cercanas al borde del perfil.

Una vez realizada la malla se comprobó la calidad ortogonal y oblicuidad para saber si la calidad obtenida es lo suficientemente buena para proceder con el estudio del perfil.

En la figura 78 se observa la **calidad ortogonal** que se obtuvo de la malla, de acuerdo a los criterios de calidad cumple en promedio con una muy buena calidad siendo de 0.93014.

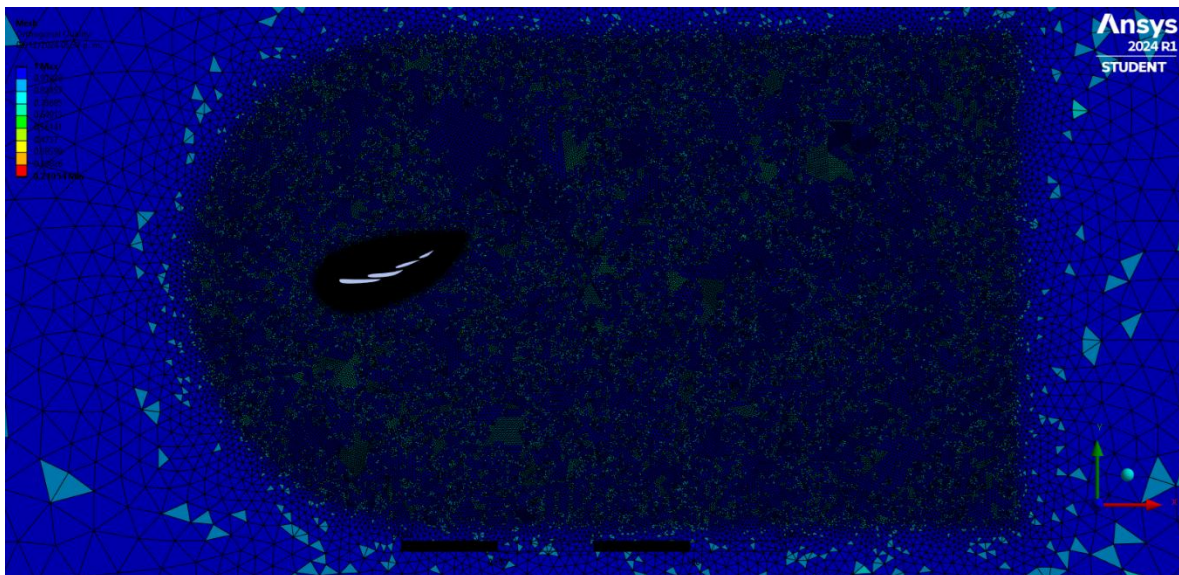


Figura 78. Calidad ortogonal de la malla de alerón base de varios elementos.

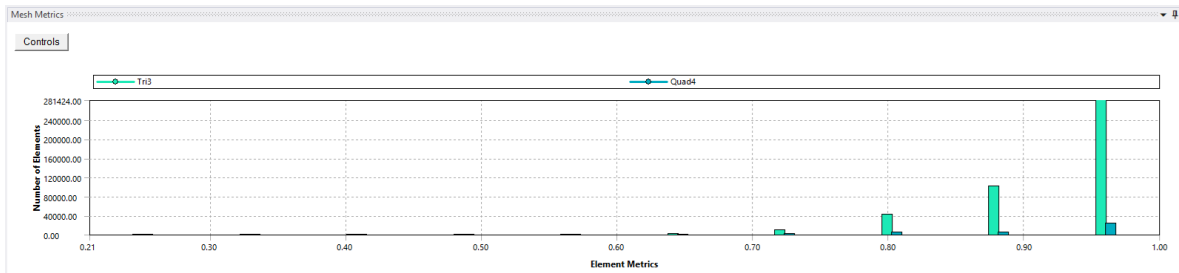


Figura 79. Histograma de la calidad ortogonal de la malla del alerón base.

En la figura 80 se observa el criterio **skewness** que se obtuvo de la malla, siendo 0.11892 la calidad, lo cual, de acuerdo a los criterios de calidad da una malla de calidad excelente.

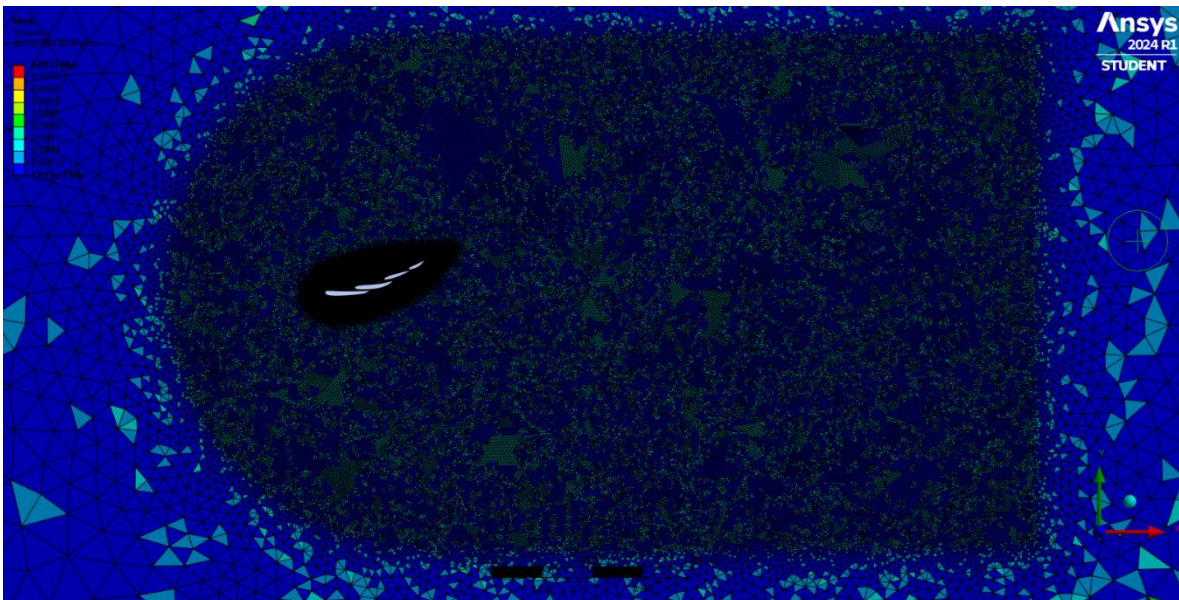


Figura 80. Calidad Skewness de la malla del alerón base de varios elementos.

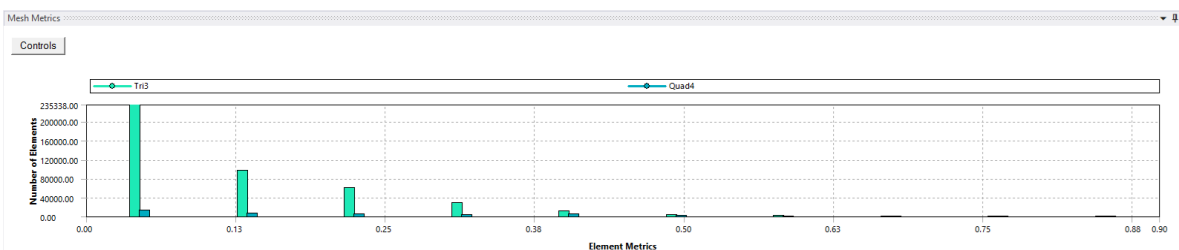
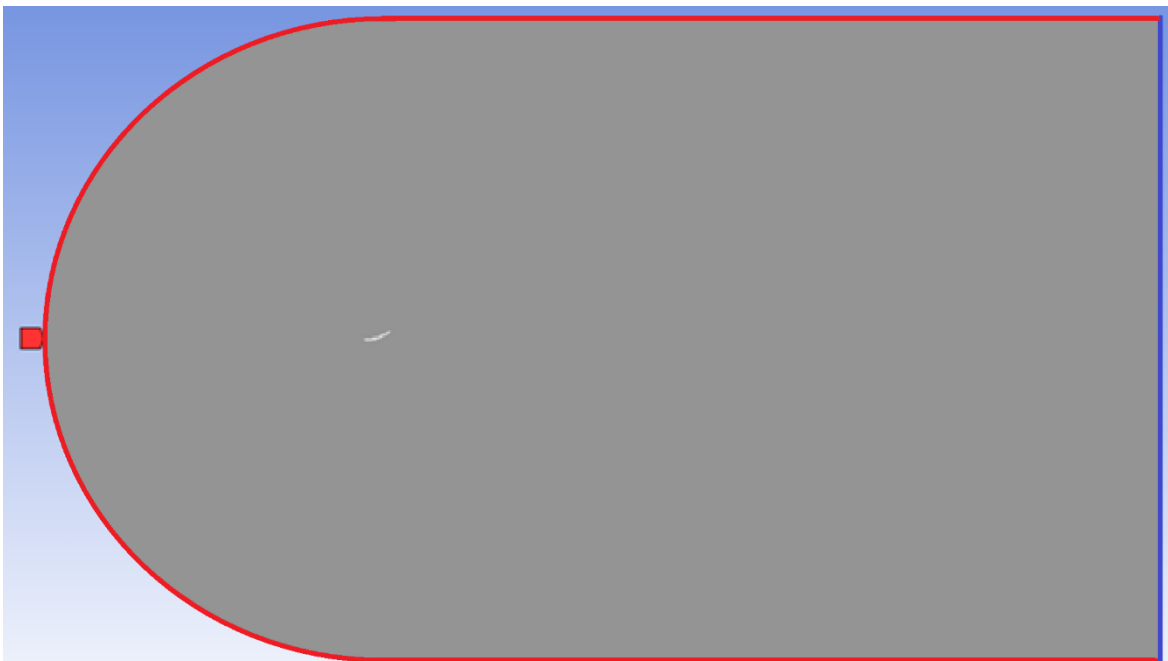
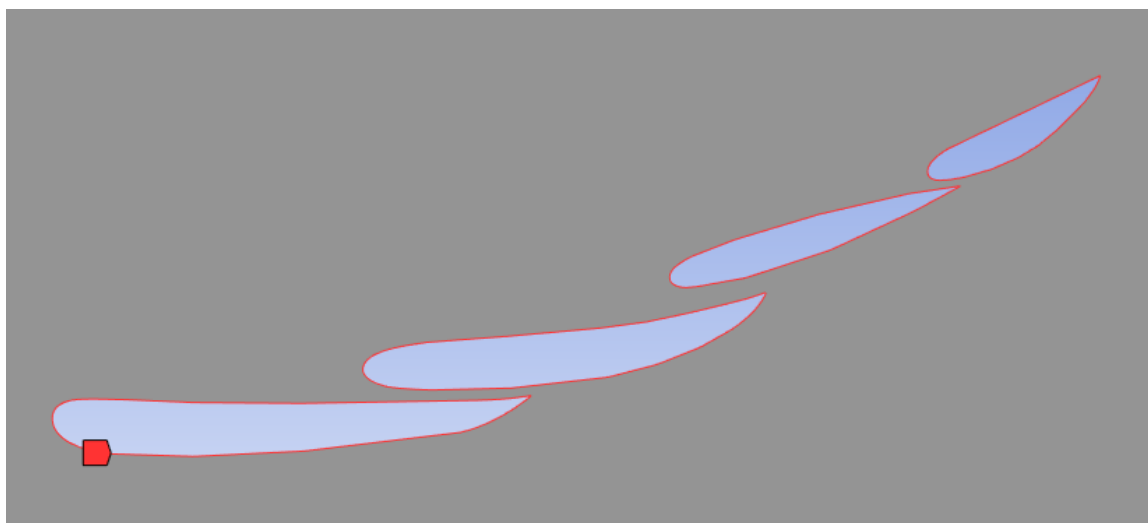


Figura 81. Histograma de la calidad Skewness de la malla del alerón base.

Por último, se seleccionaron los bordes del área de control que representaron la entrada de aire marcada de color rojo, la salida de color azul y las paredes que son los perfiles, como se muestra en las figuras 82 y 83.



*Figura 82. Entrada (borde color rojo) y salida de aire (borde color azul).*



*Figura 83. Paredes.*



## 6. Setup

Ahora a nivel de “Analysis Systems” se utilizó la opción que dice “Fluid Flow (Fluent)”, para eso se arrastró hacia el esquema del proyecto y se relacionó con la malla que se hizo anteriormente y se seleccionó la opción “Setup” para configurar la física de la simulación.

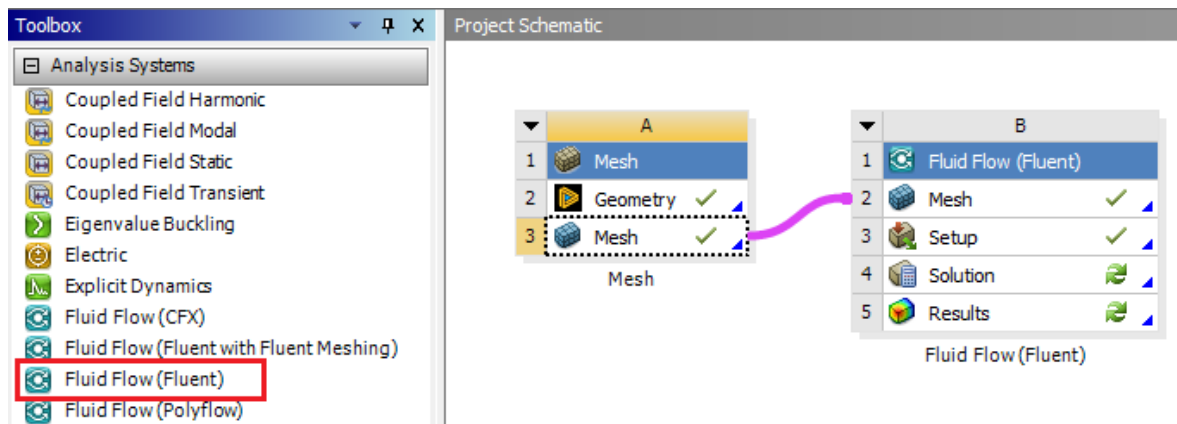


Figura 84. Módulo “Fluid Flow (Fluent)”.

Dentro de Fluent primeramente se seleccionó el solver basado en presión debido a que se trabajó con un flujo incompresible.

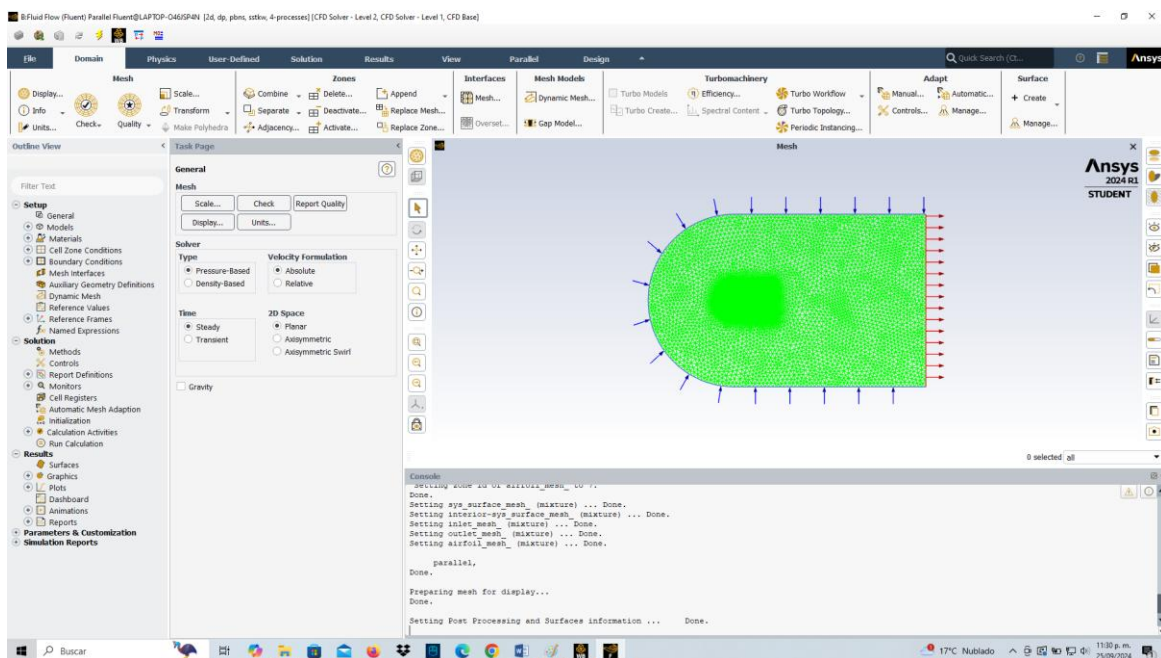


Figura 85. Ventana de Fluid Flow (Fluent).

Posteriormente se seleccionó el modelo de turbulencia para la simulación, el cual fue el  $K-\omega$  SST. Este modelo se eligió debido a su capacidad para capturar de manera más precisa la turbulencia en la capa límite del perfil, lo que resulta en mejores predicciones y resultados más fiables.

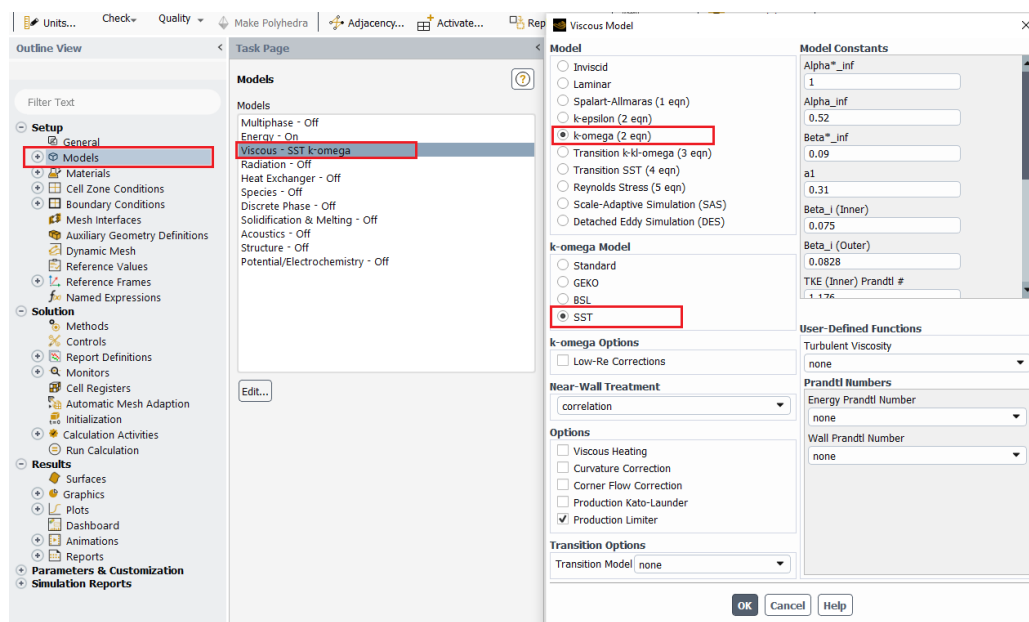


Figura 86. Elección del modelo de turbulencia en Fluent.

En el apartado de materiales se utilizó el aire, ya que es el flujo que pasa alrededor del perfil de varios elementos y se seleccionaron las propiedades como densidad y viscosidad a una temperatura de 25°C, como se aprecia en la siguiente figura.

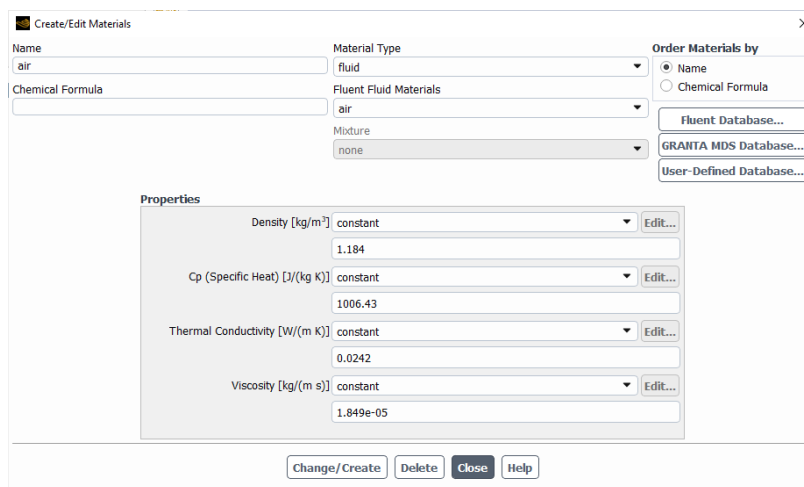


Figura 87. Selección de material.

En las condiciones de borde se hizo la configuración de la entrada del aire, se definió en la componente de las X para que entre paralelo al alerón simulando una situación real. Debido a que las velocidades a las que operan los vehículos de Fórmula 1 son demasiado altas se eligió una velocidad promedio de 250 km/h, equivalente a 70 m/s.

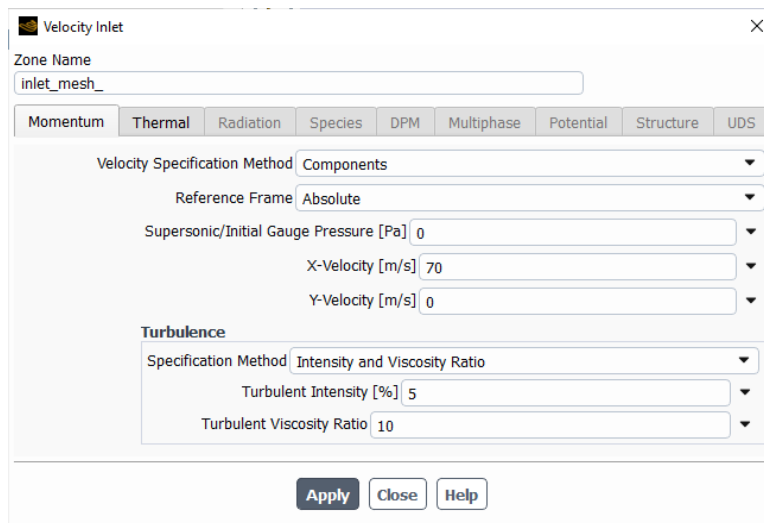


Figura 88. Configuración de la dirección de la entrada de aire.

Se definieron los reportes de “lift” y “drag” y se corrió la simulación.

En la siguiente figura se puede ver que converge la simulación.

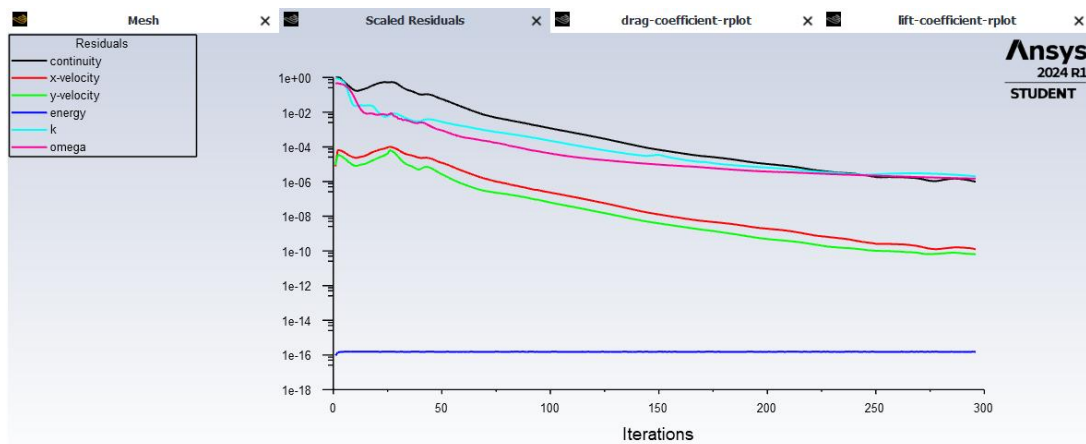


Figura 89. Convergencia de la simulación.

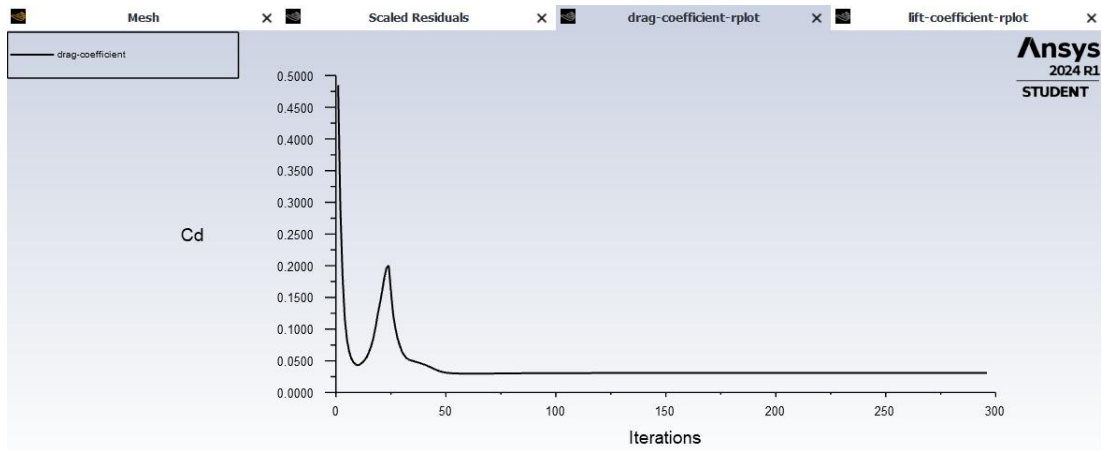


Figura 90. Convergencia del coeficiente de arrastre.

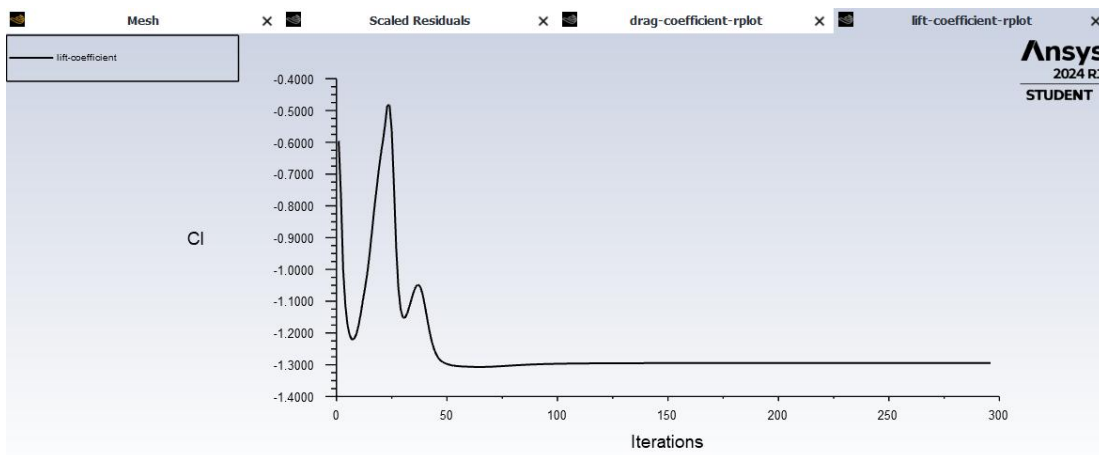


Figura 91. Convergencia del coeficiente de sustentación.

## 7. Resultados

Console									
iter	continuity	x-velocity	y-velocity	energy	k	omega	lift-coeff	drag-coeff	time/iter
287	1.4717e-06	1.6000e-10	7.8324e-11	1.5188e-16	2.4305e-06	1.5638e-06	-1.2947e+00	3.0754e-02	1:34:10 4713
288	1.4504e-06	1.5998e-10	7.6659e-11	1.5151e-16	2.3858e-06	1.5672e-06	-1.2947e+00	3.0754e-02	1:31:01 4712
289	1.4050e-06	1.5868e-10	7.5022e-11	1.5269e-16	2.3413e-06	1.5400e-06	-1.2947e+00	3.0754e-02	1:44:12 4711
290	1.3577e-06	1.5617e-10	7.2743e-11	1.5062e-16	2.2972e-06	1.5429e-06	-1.2947e+00	3.0754e-02	1:39:03 4710
291	1.3040e-06	1.5283e-10	7.0194e-11	1.5230e-16	2.2519e-06	1.5168e-06	-1.2947e+00	3.0754e-02	1:34:55 4709
292	1.2415e-06	1.4857e-10	6.7304e-11	1.5184e-16	2.2067e-06	1.5194e-06	-1.2947e+00	3.0754e-02	1:31:37 4708
293	1.1868e-06	1.4861e-10	6.7736e-11	1.5187e-16	2.1594e-06	1.4950e-06	-1.2947e+00	3.0754e-02	1:44:39 4707
294	1.1072e-06	1.3987e-10	6.6668e-11	1.5137e-16	2.1134e-06	1.4963e-06	-1.2947e+00	3.0754e-02	1:39:23 4706
295	1.0364e-06	1.3230e-10	6.5602e-11	1.5383e-16	2.0731e-06	1.4723e-06	-1.2947e+00	3.0754e-02	1:35:11 4705
296	9.8745e-07	1.2576e-10	6.4115e-11	1.5196e-16	2.0454e-06	1.4737e-06	-1.2947e+00	3.0754e-02	1:47:29 4704

Figura 92. Resultados del perfil base.

Como se puede apreciar en la consola (figura 92) se obtuvieron los siguientes resultados.

- Coeficiente de sustentación para el perfil obtenido del alerón delantero de F1: -1.2947
- Coeficiente de arrastre para el perfil obtenido del alerón delantero de F1: 0.03754

Como se observó en la simulación anterior se realizó una malla tipo C, por lo tanto, se consideró como una geometría simulada en aire libre, visto de otra manera se realizó como una simulación para un ala de avión, ya que no se consideró ninguna superficie a su alrededor. Sin embargo, para el caso de la simulación de un vehículo es necesario considerar la superficie del suelo para obtener resultados más apegados a la realidad, es por ello que ahora se realizó la siguiente simulación tomando en cuenta la consideración del suelo.

#### **4.4 Simulación del perfil aerodinámico de 4 elementos considerando el suelo.**

Nuevamente se realizó la simulación con los pasos establecidos en la metodología de Ansys explicada en el capítulo 2.

##### **1. Elaboración del diseño**

Se utiliza nuevamente el mismo diseño que el de la figura 56.

##### **2. Modelado**

##### **3. Simplificación de la geometría**

En este caso no hubo ninguna simplificación en la geometría por lo tanto en el paso 2 y 3 no se realizaron modificaciones, se procedió al siguiente paso.

##### **4. Dominio matemático**

Al ser un dominio matemático rectangular se tomaron en consideración las medidas del dominio matemático que se mostró en la figura 57 y se adaptan al nuevo dominio, el cual quedó de la siguiente manera.

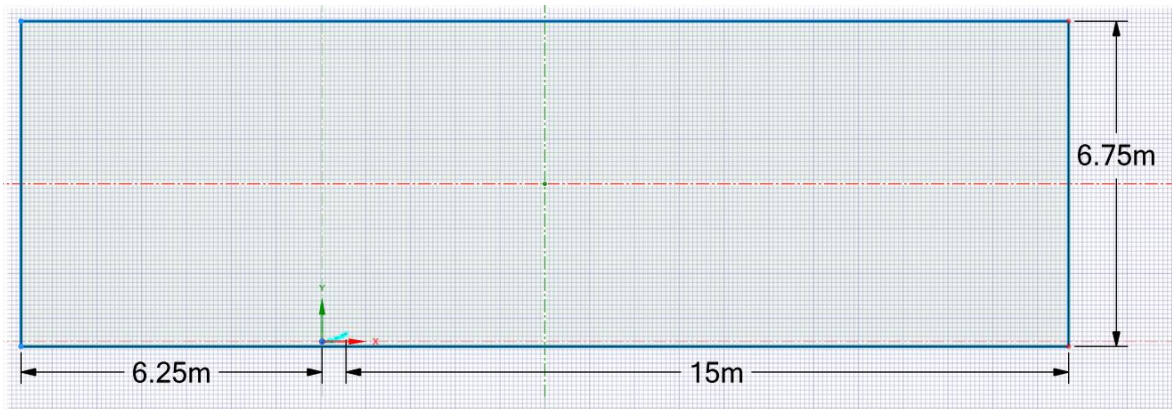


Figura 93. Medidas de la nueva área de control para el perfil base.

Nuevamente como en la simulación anterior, se realizaron geometrías extras cercanas al perfil que sirvieron para un mayor refinamiento de la malla en esa zona, como se observa en la figura 94 y 95.

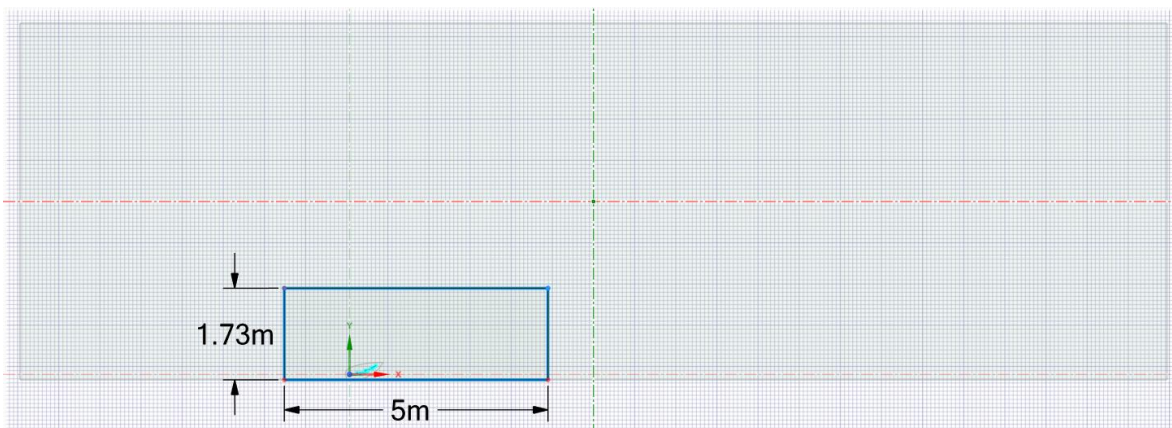


Figura 94. Geometrías adicionales cercanas al perfil para mayor refinamiento.

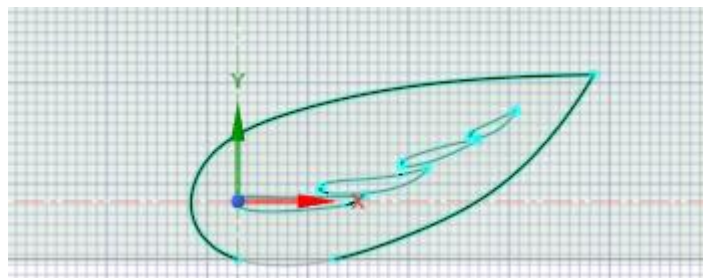


Figura 95. Figura donde se realizó la malla más fina.

## 5. Mallado

Para realizar el mallado, a nivel de esquema de proyecto se trabajó en “Mesh”.

Al abrir “Mesh” se aprecia la superficie que se definió como área de control para realizar el mallado, así como también las figuras que más adelante se definieron como cuerpos de influencia para el refinamiento de la malla en esas zonas.

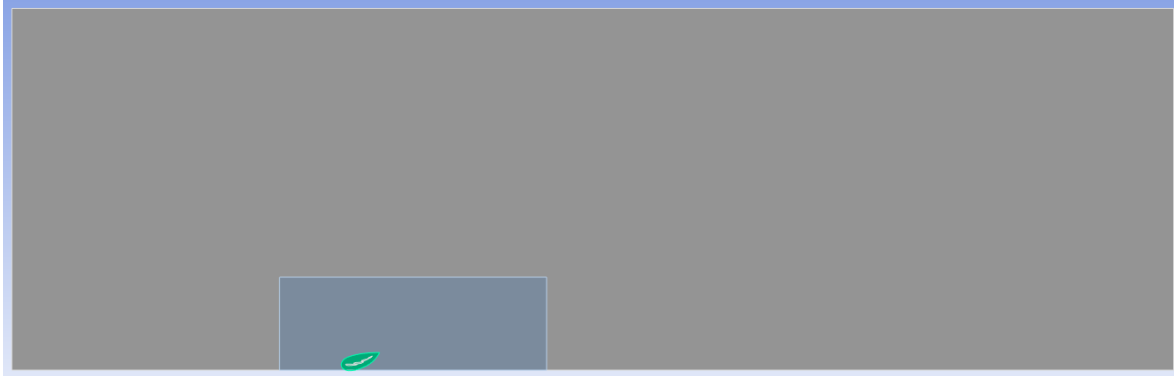


Figura 96. Área de control rectangular del alerón.

Para realizar la malla primeramente a nivel de “Mesh” se seleccionó la opción de CFD ya que será para un estudio de fluidos y se cambió el tamaño de elementos a 0.3m, como se muestra en la figura 97.

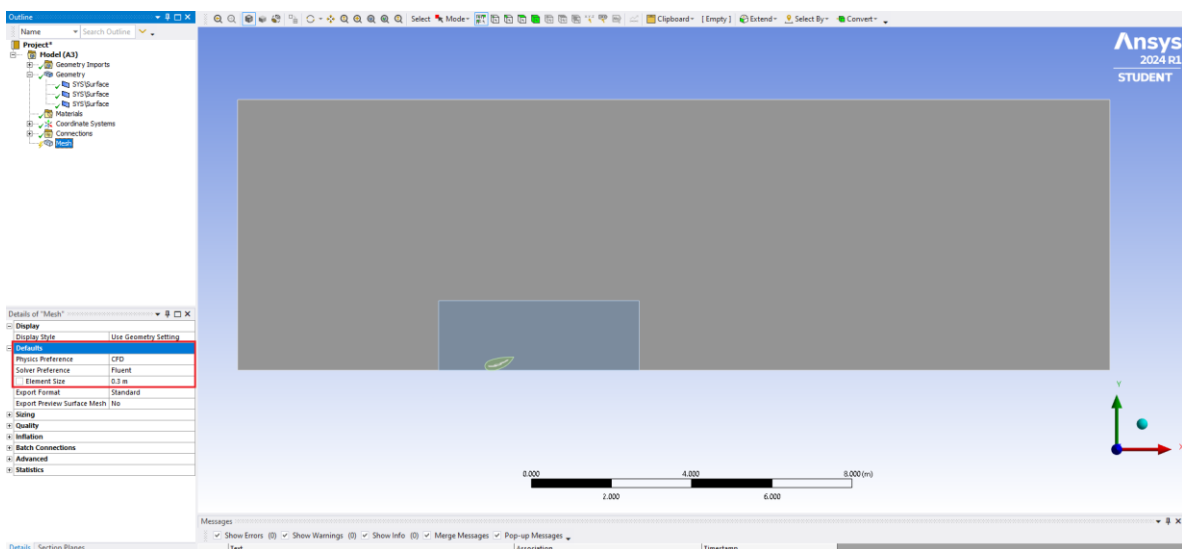


Figura 97. Selección de la física y el solucionador (CFD).



Después, se seleccionó el controlador local “Sizing” y se definió el tamaño de elementos para la primera geometría de la figura 94 que sirvió como cuerpo de influencia.

Y se configuró de la siguiente manera. En “Geometry” se seleccionó el área de control total del perfil aerodinámico de varios elementos, en “Type” se seleccionó “Body of influence” y también se definió el tamaño de los elementos en ese cuerpo de influencia los cuales fueron de  $1.4\text{e-}2\text{m}$

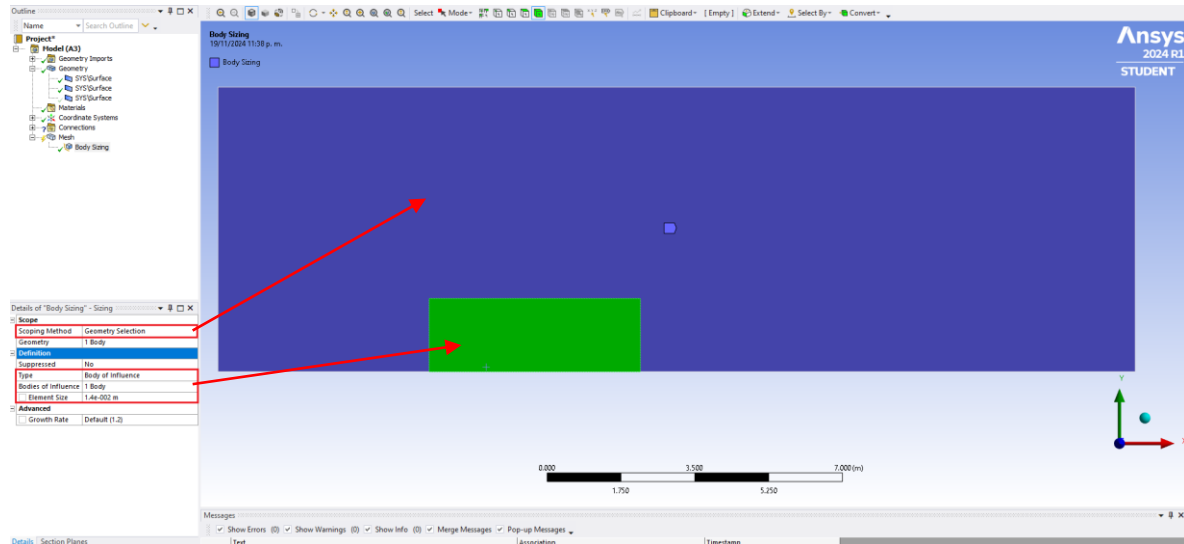


Figura 98. Selección del primer cuerpo de influencia

Posteriormente, se utilizó el cuerpo de influencia en forma de gota (figura 95) que está más cercano al perfil, en donde será la zona que estará más refinada debido a la proximidad y especialmente para capturar de manera adecuada la capa límite.

Se seleccionó el controlador “Sizing” como se hizo anteriormente, pero esta vez la configuración quedó de la siguiente manera. En “Geometry” se seleccionó la superficie de control del perfil, en “Type” se seleccionó “Body of influence” y la geometría que se muestra en color verde en la figura 99. Por último, se establece un tamaño de los elementos en esa zona de  $1\text{e-}3\text{m}$ .



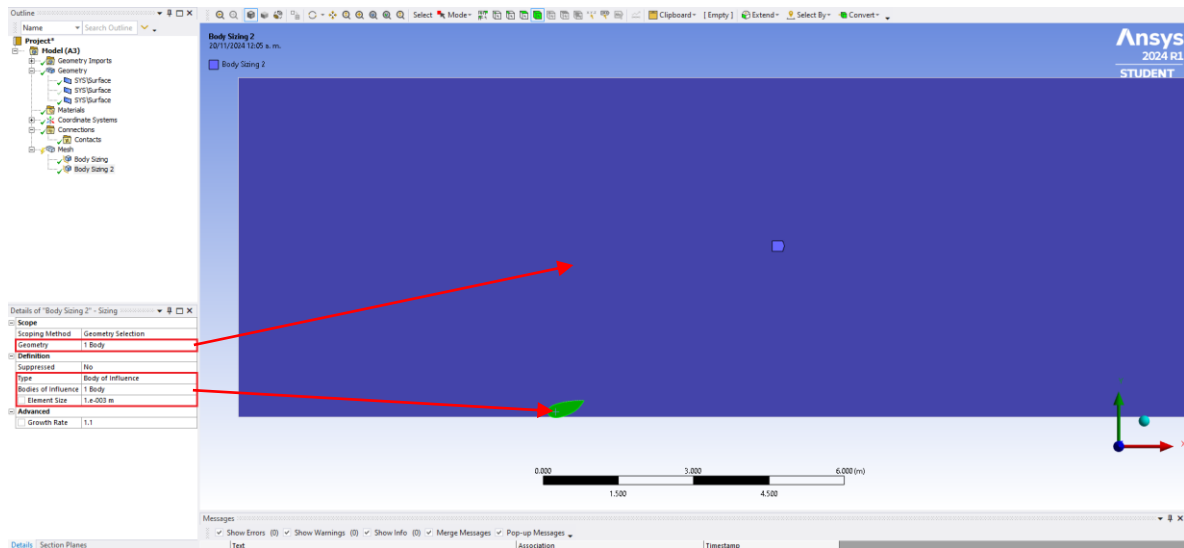


Figura 99. Selección del cuerpo de influencia en forma de gota.

Se insertó un método, para esto se seleccionó la opción de “Method” a nivel de “Mesh” en los controladores locales. Para su configuración en “Geometry” se seleccionó el área a la cual se le aplicó el método de triángulos mostrado en la figura 100.

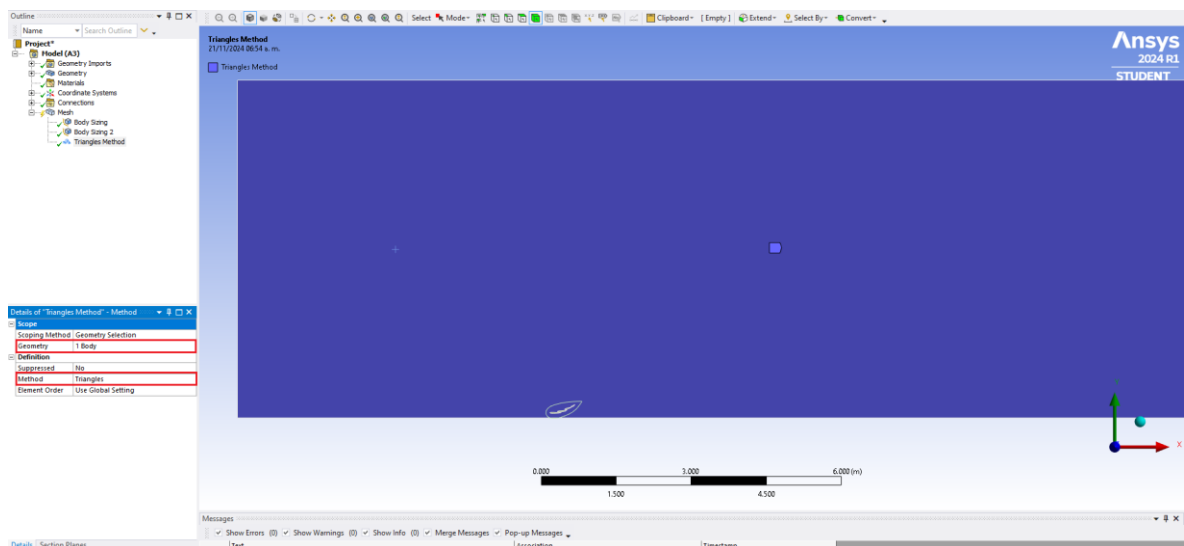


Figura 100. Selección del método de mallado.

Después se seleccionó el controlador local “Inflation”.

Este controlador se configuró de la siguiente manera. En “Geometry” se seleccionó la superficie del área de control que se ve de color azul, en “Boundary” se seleccionaron todos los bordes del perfil aerodinámico que se pueden ver resaltados de color rojo, en “Inflation option” se seleccionó “First Layer Thickness” esto con la finalidad de especificar la separación de la primera capa de la malla generada alrededor del borde del perfil aerodinámico, en “First Layer Height” se especificó la separación, la cual se calculó con el criterio de Y+ y se utilizó el mismo que en la simulación previa, en “Maximum Layers” se seleccionaron 20 y finalmente en “Growth Rate” se eligió de 1.1.

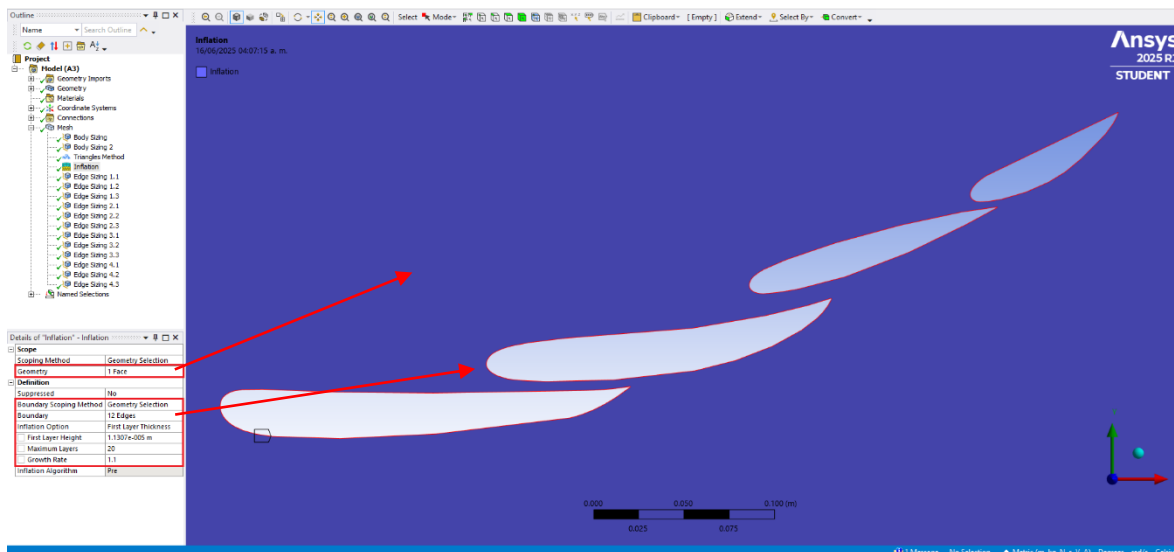


Figura 101. Configuración del controlador local “inflation”.

Ahora se insertó un controlador local “Sizing” para especificar las divisiones en las líneas que conforman el borde del perfil aerodinámico con el objetivo de mejorar la calidad de los elementos en esas zonas. Este proceso implicó seleccionar cada una de las líneas del perfil, siendo tres líneas por cada perfil independiente. En total, se configuraron 12 líneas. Para esta malla se tomaron en cuenta más divisiones ya que se redujo el área de control en comparación al área de control tipo C, lo que permitió mayor refinamiento.

En la figura 102 se aprecian los controladores y métodos que se utilizaron en la elaboración de la malla rectangular, los cuales fueron los mismos que para la malla tipo C.

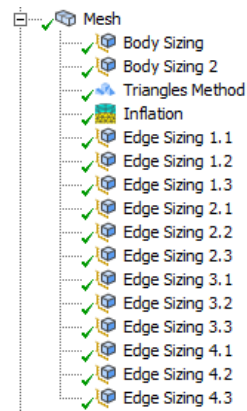
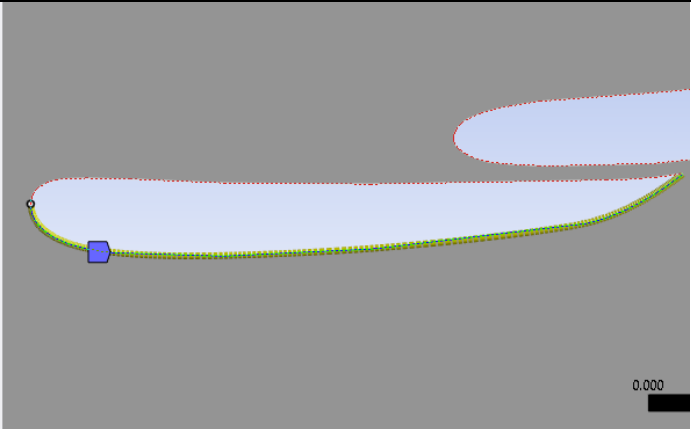
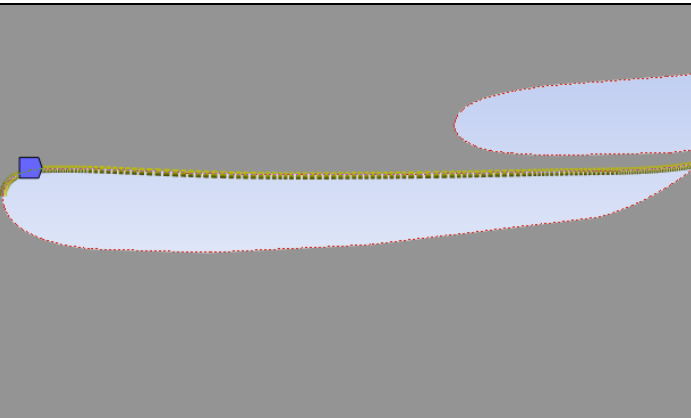


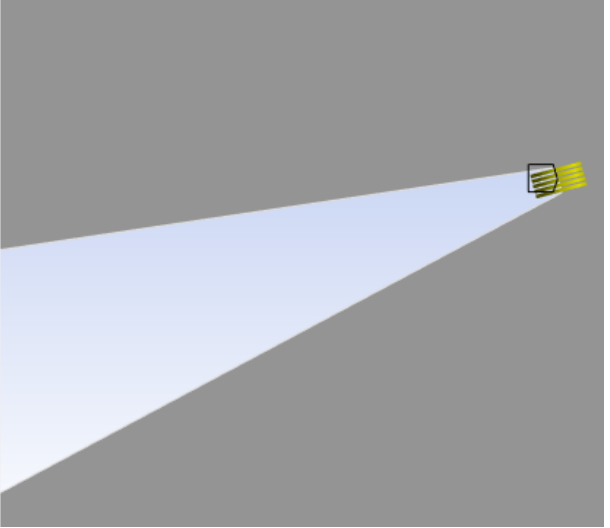
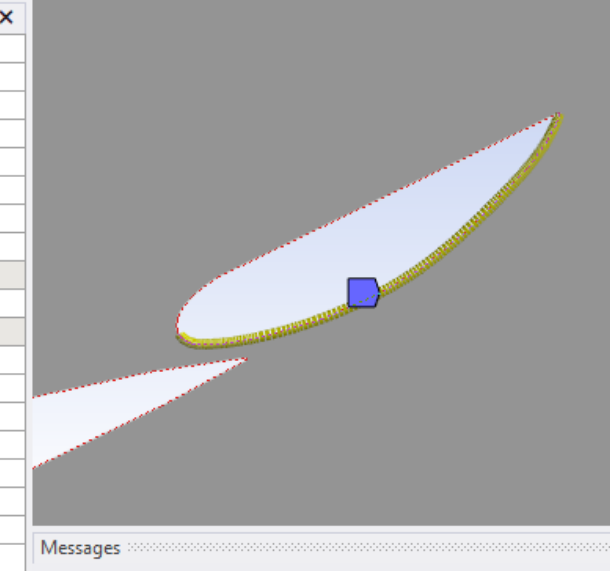
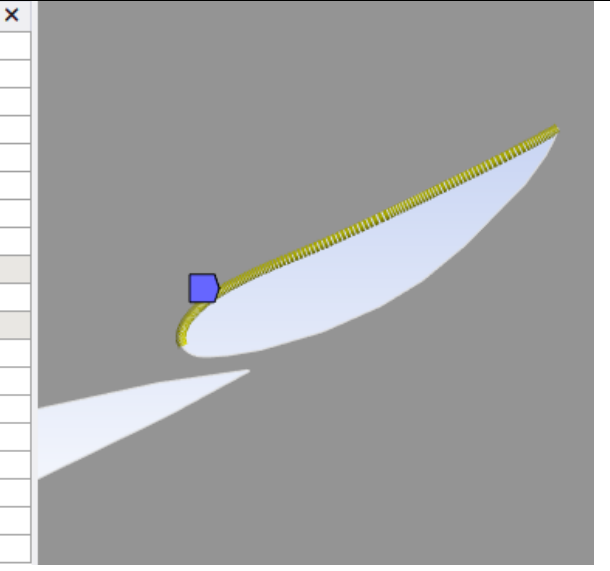
Figura 102. Configuración de la malla.

La configuración de cada una de las líneas se muestra en la siguiente tabla.

Configuración del borde	
Edge Sizing 1.1	<div> <div> Details of "Edge Sizing 1.1" - Sizing </div> <div> <div> <div>Scope</div> <div> Scoping MethodGeometry Selection Geometry1 Edge </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> SuppressedNo TypeNumber of Divisions Number of Divisions300 </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> Growth RateDefault (1.2) Capture CurvatureYes Curvature Normal AngleDefault (18.0°) Local Min SizeDefault (3.e-003 m) Capture ProximityYes Proximity Min SizeDefault (3.e-003 m) Proximity Gap FactorDefault (3.0) Proximity Size SourcesFaces and Edges Bias Type Bias OptionSmooth Transition Bias Growth Rate1.01 </div> </div> </div> </div> 
Edge Sizing 1.2	<div> <div> Details of "Edge Sizing 1.2" - Sizing </div> <div> <div> <div>Scope</div> <div> Scoping MethodGeometry Selection Geometry1 Edge </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> SuppressedNo TypeNumber of Divisions Number of Divisions300 </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> Growth RateDefault (1.2) Capture CurvatureYes Curvature Normal AngleDefault (18.0°) Local Min SizeDefault (3.e-003 m) Capture ProximityYes Proximity Min SizeDefault (3.e-003 m) Proximity Gap FactorDefault (3.0) Proximity Size SourcesFaces and Edges Bias Type Bias OptionSmooth Transition Bias Growth Rate1.01 </div> </div> </div> </div> 

Edge Sizing 1.3	<div data-bbox="337 191 764 699"> <p>Details of "Edge Sizing 1.3" - Sizing</p> <div> <div>Scope</div> <table> <tr><td>Scoping Method</td><td>Geometry Selection</td></tr> <tr><td>Geometry</td><td>1 Edge</td></tr> </table> <div>Definition</div> <table> <tr><td>Suppressed</td><td>No</td></tr> <tr><td>Type</td><td>Number of Divisions</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Number of Divisions</td><td>5</td></tr> </table> <div>Advanced</div> <table> <tr><td>Growth Rate</td><td>Default (1.2)</td></tr> <tr><td>Capture Curvature</td><td>Yes</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle</td><td>Default (18.0°)</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Local Min Size</td><td>Default (3.e-003 m)</td></tr> <tr><td>Capture Proximity</td><td>Yes</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Proximity Min Size</td><td>Default (3.e-003 m)</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor</td><td>Default (3.0)</td></tr> <tr><td>Proximity Size Sources</td><td>Faces and Edges</td></tr> <tr><td>Bias Type</td><td>- - - - -</td></tr> <tr><td>Bias Option</td><td>Smooth Transition</td></tr> <tr><td>Bias Growth Rate</td><td>1.0</td></tr> </table> </div> <div data-bbox="764 191 1393 699"> </div> </div>	Scoping Method	Geometry Selection	Geometry	1 Edge	Suppressed	No	Type	Number of Divisions	<input type="checkbox"/> Number of Divisions	5	Growth Rate	Default (1.2)	Capture Curvature	Yes	<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)	<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)	Capture Proximity	Yes	<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3.e-003 m)	<input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor	Default (3.0)	Proximity Size Sources	Faces and Edges	Bias Type	- - - - -	Bias Option	Smooth Transition	Bias Growth Rate	1.0
Scoping Method	Geometry Selection																																
Geometry	1 Edge																																
Suppressed	No																																
Type	Number of Divisions																																
<input type="checkbox"/> Number of Divisions	5																																
Growth Rate	Default (1.2)																																
Capture Curvature	Yes																																
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)																																
<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)																																
Capture Proximity	Yes																																
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3.e-003 m)																																
<input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor	Default (3.0)																																
Proximity Size Sources	Faces and Edges																																
Bias Type	- - - - -																																
Bias Option	Smooth Transition																																
Bias Growth Rate	1.0																																
Edge Sizing 2.1	<div data-bbox="337 720 699 1167"> <p>Details of "Edge Sizing 2.1" - Sizing</p> <div> <div>Scope</div> <table> <tr><td>Scoping Method</td><td>Geometry Selection</td></tr> <tr><td>Geometry</td><td>1 Edge</td></tr> </table> <div>Definition</div> <table> <tr><td>Suppressed</td><td>No</td></tr> <tr><td>Type</td><td>Number of Divisions</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Number of Divisions</td><td>275</td></tr> </table> <div>Advanced</div> <table> <tr><td>Growth Rate</td><td>Default (1.2)</td></tr> <tr><td>Capture Curvature</td><td>Yes</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle</td><td>Default (18.0°)</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Local Min Size</td><td>Default (3.e-003 m)</td></tr> <tr><td>Capture Proximity</td><td>Yes</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Proximity Min Size</td><td>Default (3.e-003 m)</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor</td><td>Default (3.0)</td></tr> <tr><td>Proximity Size Sources</td><td>Faces and Edges</td></tr> <tr><td>Bias Type</td><td>- - - - -</td></tr> <tr><td>Bias Option</td><td>Smooth Transition</td></tr> <tr><td>Bias Growth Rate</td><td>1.0</td></tr> </table> </div> <div data-bbox="699 720 1393 1167"> </div> </div>	Scoping Method	Geometry Selection	Geometry	1 Edge	Suppressed	No	Type	Number of Divisions	<input type="checkbox"/> Number of Divisions	275	Growth Rate	Default (1.2)	Capture Curvature	Yes	<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)	<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)	Capture Proximity	Yes	<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3.e-003 m)	<input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor	Default (3.0)	Proximity Size Sources	Faces and Edges	Bias Type	- - - - -	Bias Option	Smooth Transition	Bias Growth Rate	1.0
Scoping Method	Geometry Selection																																
Geometry	1 Edge																																
Suppressed	No																																
Type	Number of Divisions																																
<input type="checkbox"/> Number of Divisions	275																																
Growth Rate	Default (1.2)																																
Capture Curvature	Yes																																
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)																																
<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)																																
Capture Proximity	Yes																																
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3.e-003 m)																																
<input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor	Default (3.0)																																
Proximity Size Sources	Faces and Edges																																
Bias Type	- - - - -																																
Bias Option	Smooth Transition																																
Bias Growth Rate	1.0																																
Edge Sizing 2.2	<div data-bbox="337 1188 699 1577"> <p>Details of "Edge Sizing 2.2" - Sizing</p> <div> <div>Scope</div> <table> <tr><td>Scoping Method</td><td>Geometry Selection</td></tr> <tr><td>Geometry</td><td>1 Edge</td></tr> </table> <div>Definition</div> <table> <tr><td>Suppressed</td><td>No</td></tr> <tr><td>Type</td><td>Number of Divisions</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Number of Divisions</td><td>275</td></tr> </table> <div>Advanced</div> <table> <tr><td>Growth Rate</td><td>Default (1.2)</td></tr> <tr><td>Capture Curvature</td><td>Yes</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle</td><td>Default (18.0°)</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Local Min Size</td><td>Default (3.e-003 m)</td></tr> <tr><td>Capture Proximity</td><td>No</td></tr> <tr><td>Bias Type</td><td>- - - - -</td></tr> <tr><td>Bias Option</td><td>Smooth Transition</td></tr> <tr><td>Bias Growth Rate</td><td>1.0</td></tr> </table> </div> <div data-bbox="699 1188 1393 1577"> </div> </div>	Scoping Method	Geometry Selection	Geometry	1 Edge	Suppressed	No	Type	Number of Divisions	<input type="checkbox"/> Number of Divisions	275	Growth Rate	Default (1.2)	Capture Curvature	Yes	<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)	<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)	Capture Proximity	No	Bias Type	- - - - -	Bias Option	Smooth Transition	Bias Growth Rate	1.0						
Scoping Method	Geometry Selection																																
Geometry	1 Edge																																
Suppressed	No																																
Type	Number of Divisions																																
<input type="checkbox"/> Number of Divisions	275																																
Growth Rate	Default (1.2)																																
Capture Curvature	Yes																																
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)																																
<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)																																
Capture Proximity	No																																
Bias Type	- - - - -																																
Bias Option	Smooth Transition																																
Bias Growth Rate	1.0																																

Edge Sizing 2.3	<div data-bbox="331 186 764 695"> <p>Details of "Edge Sizing 2.3" - Sizing</p> <div> <div>Scope</div> <table> <tr><td>Scoping Method</td><td>Geometry Selection</td></tr> <tr><td>Geometry</td><td>1 Edge</td></tr> </table> <div>Definition</div> <table> <tr><td>Suppressed</td><td>No</td></tr> <tr><td>Type</td><td>Number of Divisions</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Number of Divisions</td><td>5</td></tr> </table> <div>Advanced</div> <table> <tr><td>Growth Rate</td><td>Default (1.2)</td></tr> <tr><td>Capture Curvature</td><td>Yes</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle</td><td>Default (18.0°)</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Local Min Size</td><td>Default (3.e-003 m)</td></tr> <tr><td>Capture Proximity</td><td>Yes</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Proximity Min Size</td><td>Default (3.e-003 m)</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor</td><td>Default (3.0)</td></tr> <tr><td>Proximity Size Sources</td><td>Faces and Edges</td></tr> <tr><td>Bias Type</td><td>- - - - -</td></tr> <tr><td>Bias Option</td><td>Smooth Transition</td></tr> <tr><td>Bias Growth Rate</td><td>1.0</td></tr> </table> </div> <div data-bbox="764 186 1393 695"> </div> </div>	Scoping Method	Geometry Selection	Geometry	1 Edge	Suppressed	No	Type	Number of Divisions	<input type="checkbox"/> Number of Divisions	5	Growth Rate	Default (1.2)	Capture Curvature	Yes	<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)	<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)	Capture Proximity	Yes	<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3.e-003 m)	<input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor	Default (3.0)	Proximity Size Sources	Faces and Edges	Bias Type	- - - - -	Bias Option	Smooth Transition	Bias Growth Rate	1.0
Scoping Method	Geometry Selection																																
Geometry	1 Edge																																
Suppressed	No																																
Type	Number of Divisions																																
<input type="checkbox"/> Number of Divisions	5																																
Growth Rate	Default (1.2)																																
Capture Curvature	Yes																																
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)																																
<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)																																
Capture Proximity	Yes																																
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3.e-003 m)																																
<input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor	Default (3.0)																																
Proximity Size Sources	Faces and Edges																																
Bias Type	- - - - -																																
Bias Option	Smooth Transition																																
Bias Growth Rate	1.0																																
Edge Sizing 3.1	<div data-bbox="331 709 764 1218"> <p>Details of "Edge Sizing 3.1" - Sizing</p> <div> <div>Scope</div> <table> <tr><td>Scoping Method</td><td>Geometry Selection</td></tr> <tr><td>Geometry</td><td>1 Edge</td></tr> </table> <div>Definition</div> <table> <tr><td>Suppressed</td><td>No</td></tr> <tr><td>Type</td><td>Number of Divisions</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Number of Divisions</td><td>250</td></tr> </table> <div>Advanced</div> <table> <tr><td>Growth Rate</td><td>Default (1.2)</td></tr> <tr><td>Capture Curvature</td><td>Yes</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle</td><td>Default (18.0°)</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Local Min Size</td><td>Default (3.e-003 m)</td></tr> <tr><td>Capture Proximity</td><td>Yes</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Proximity Min Size</td><td>Default (3.e-003 m)</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor</td><td>Default (3.0)</td></tr> <tr><td>Proximity Size Sources</td><td>Faces and Edges</td></tr> <tr><td>Bias Type</td><td>- - - - -</td></tr> <tr><td>Bias Option</td><td>Smooth Transition</td></tr> <tr><td>Bias Growth Rate</td><td>1.0</td></tr> </table> </div> <div data-bbox="764 709 1393 1218"> </div> </div>	Scoping Method	Geometry Selection	Geometry	1 Edge	Suppressed	No	Type	Number of Divisions	<input type="checkbox"/> Number of Divisions	250	Growth Rate	Default (1.2)	Capture Curvature	Yes	<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)	<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)	Capture Proximity	Yes	<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3.e-003 m)	<input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor	Default (3.0)	Proximity Size Sources	Faces and Edges	Bias Type	- - - - -	Bias Option	Smooth Transition	Bias Growth Rate	1.0
Scoping Method	Geometry Selection																																
Geometry	1 Edge																																
Suppressed	No																																
Type	Number of Divisions																																
<input type="checkbox"/> Number of Divisions	250																																
Growth Rate	Default (1.2)																																
Capture Curvature	Yes																																
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)																																
<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)																																
Capture Proximity	Yes																																
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3.e-003 m)																																
<input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor	Default (3.0)																																
Proximity Size Sources	Faces and Edges																																
Bias Type	- - - - -																																
Bias Option	Smooth Transition																																
Bias Growth Rate	1.0																																
Edge Sizing 3.2	<div data-bbox="331 1232 764 1740"> <p>Details of "Edge Sizing 3.2" - Sizing</p> <div> <div>Scope</div> <table> <tr><td>Scoping Method</td><td>Geometry Selection</td></tr> <tr><td>Geometry</td><td>1 Edge</td></tr> </table> <div>Definition</div> <table> <tr><td>Suppressed</td><td>No</td></tr> <tr><td>Type</td><td>Number of Divisions</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Number of Divisions</td><td>250</td></tr> </table> <div>Advanced</div> <table> <tr><td>Growth Rate</td><td>Default (1.2)</td></tr> <tr><td>Capture Curvature</td><td>Yes</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle</td><td>Default (18.0°)</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Local Min Size</td><td>Default (3.e-003 m)</td></tr> <tr><td>Capture Proximity</td><td>Yes</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Proximity Min Size</td><td>Default (3.e-003 m)</td></tr> <tr><td><input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor</td><td>Default (3.0)</td></tr> <tr><td>Proximity Size Sources</td><td>Faces and Edges</td></tr> <tr><td>Bias Type</td><td>- - - - -</td></tr> <tr><td>Bias Option</td><td>Smooth Transition</td></tr> <tr><td>Bias Growth Rate</td><td>1.0</td></tr> </table> </div> <div data-bbox="764 1232 1393 1740"> </div> </div>	Scoping Method	Geometry Selection	Geometry	1 Edge	Suppressed	No	Type	Number of Divisions	<input type="checkbox"/> Number of Divisions	250	Growth Rate	Default (1.2)	Capture Curvature	Yes	<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)	<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)	Capture Proximity	Yes	<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3.e-003 m)	<input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor	Default (3.0)	Proximity Size Sources	Faces and Edges	Bias Type	- - - - -	Bias Option	Smooth Transition	Bias Growth Rate	1.0
Scoping Method	Geometry Selection																																
Geometry	1 Edge																																
Suppressed	No																																
Type	Number of Divisions																																
<input type="checkbox"/> Number of Divisions	250																																
Growth Rate	Default (1.2)																																
Capture Curvature	Yes																																
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)																																
<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (3.e-003 m)																																
Capture Proximity	Yes																																
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3.e-003 m)																																
<input type="checkbox"/> Proximity Gap Factor	Default (3.0)																																
Proximity Size Sources	Faces and Edges																																
Bias Type	- - - - -																																
Bias Option	Smooth Transition																																
Bias Growth Rate	1.0																																

Edge Sizing 3.3	<div data-bbox="326 191 776 716"> <div>Details of "Edge Sizing 3.3" - Sizing</div> <div> <div>Scope</div> <div>Scoping MethodGeometry Selection</div> <div>Geometry1 Edge</div> </div> <div> <div>Definition</div> <div>SuppressedNo</div> <div>TypeNumber of Divisions</div> <div>Number of Divisions5</div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div>Growth RateDefault (1.2)</div> <div>Capture CurvatureYes</div> <div>Curvature Normal AngleDefault (18.0°)</div> <div>Local Min SizeDefault (3.e-003 m)</div> <div>Capture ProximityYes</div> <div>Proximity Min SizeDefault (3.e-003 m)</div> <div>Proximity Gap FactorDefault (3.0)</div> <div>Proximity Size SourcesFaces and Edges</div> <div>Bias Type- - - - -</div> <div>Bias OptionSmooth Transition</div> <div>Bias Growth Rate1.0</div> </div> </div> <div data-bbox="781 191 1388 716">  </div>
Edge Sizing 4.1	<div data-bbox="326 735 776 1302"> <div>Details of "Edge Sizing 4.1" - Sizing</div> <div> <div>Scope</div> <div>Scoping MethodGeometry Selection</div> <div>Geometry1 Edge</div> </div> <div> <div>Definition</div> <div>SuppressedNo</div> <div>TypeNumber of Divisions</div> <div>Number of Divisions200</div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div>Growth RateDefault (1.2)</div> <div>Capture CurvatureYes</div> <div>Curvature Normal AngleDefault (18.0°)</div> <div>Local Min SizeDefault (3.e-003 m)</div> <div>Capture ProximityYes</div> <div>Proximity Min SizeDefault (3.e-003 m)</div> <div>Proximity Gap FactorDefault (3.0)</div> <div>Proximity Size SourcesFaces and Edges</div> <div>Bias Type- - - - -</div> <div>Bias OptionSmooth Transition</div> <div>Bias Growth Rate1.0</div> </div> </div> <div data-bbox="781 735 1388 1302">  <div data-bbox="813 1262 1388 1302">Messages</div> </div>
Edge Sizing 4.2	<div data-bbox="326 1323 776 1890"> <div>Details of "Edge Sizing 4.2" - Sizing</div> <div> <div>Scope</div> <div>Scoping MethodGeometry Selection</div> <div>Geometry1 Edge</div> </div> <div> <div>Definition</div> <div>SuppressedNo</div> <div>TypeNumber of Divisions</div> <div>Number of Divisions200</div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div>Growth RateDefault (1.2)</div> <div>Capture CurvatureYes</div> <div>Curvature Normal AngleDefault (18.0°)</div> <div>Local Min SizeDefault (3.e-003 m)</div> <div>Capture ProximityYes</div> <div>Proximity Min SizeDefault (3.e-003 m)</div> <div>Proximity Gap FactorDefault (3.0)</div> <div>Proximity Size SourcesFaces and Edges</div> <div>Bias Type- - - - -</div> <div>Bias OptionSmooth Transition</div> <div>Bias Growth Rate1.0</div> </div> </div> <div data-bbox="781 1323 1388 1890">  </div>

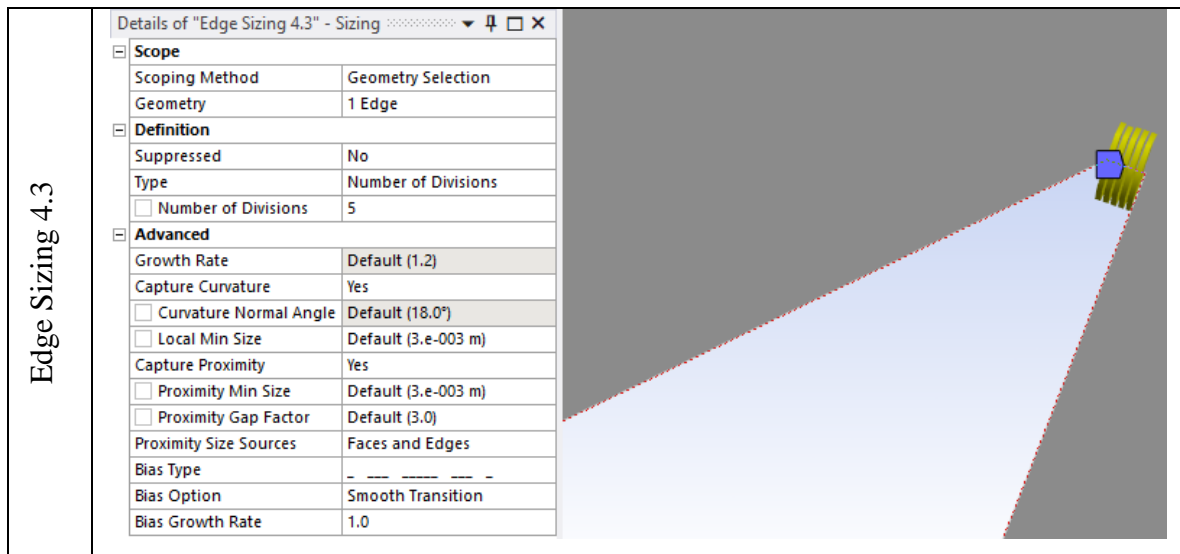


Tabla 7. Configuración de las 12 líneas que conforman el perfil con el controlador local "Sizing"

Finalmente, la malla quedó de la siguiente manera.

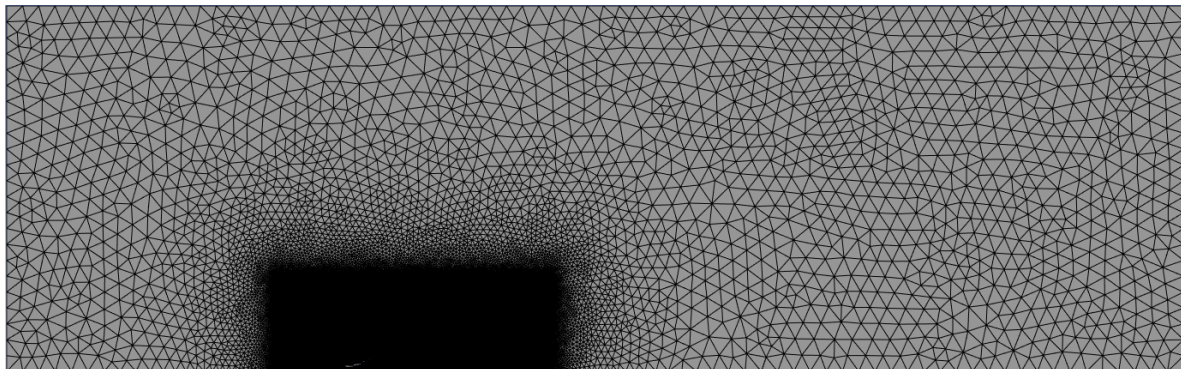


Figura 103. Malla rectangular del alerón de varios elementos base.

Para corroborar la distancia a la primera celda se hizo un zoom en la superficie cercana a la pared del perfil y con ayuda del escalado en "mesh" se observó que es aproximadamente de  $1.13072 \times 10^{-5}$  m.

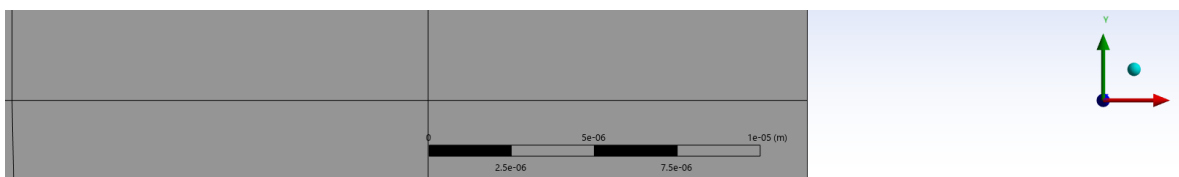


Figura 104. Distancia del borde del perfil a la primera celda de la malla.



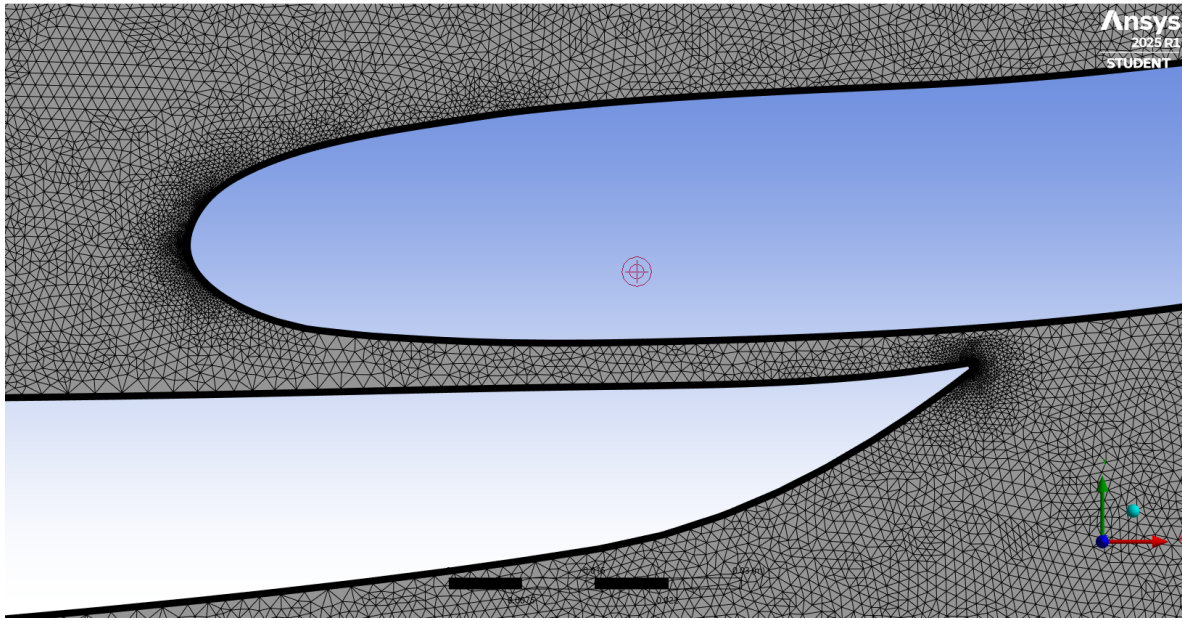


Figura 105. “Inflations” en el borde del perfil de la configuración base.

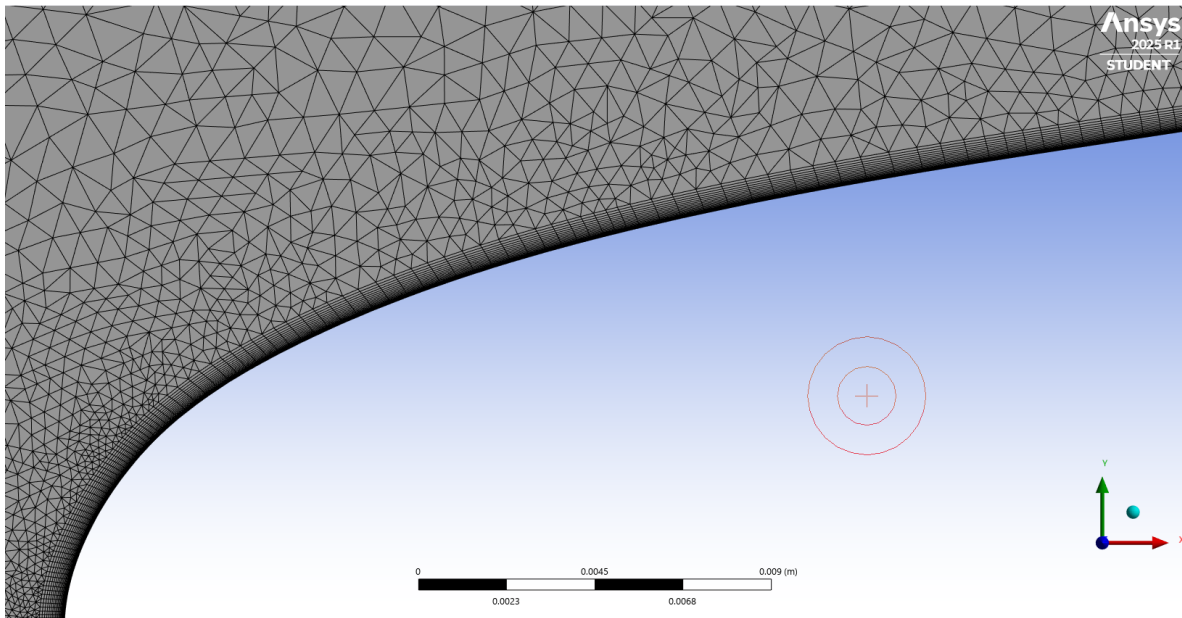
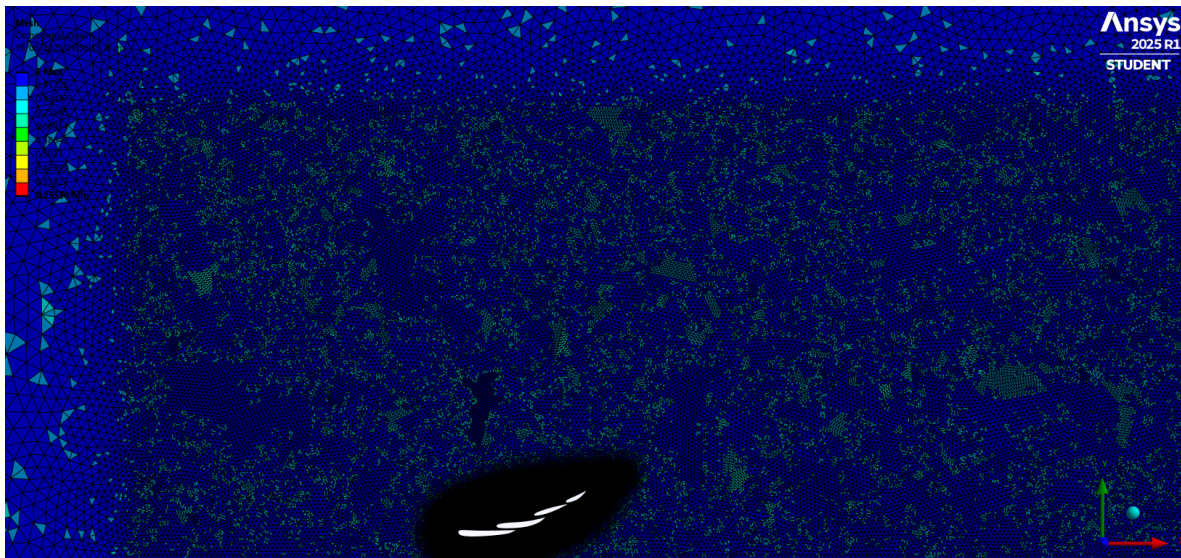


Figura 106. Acercamiento a las “inflations” del perfil del aleron base.

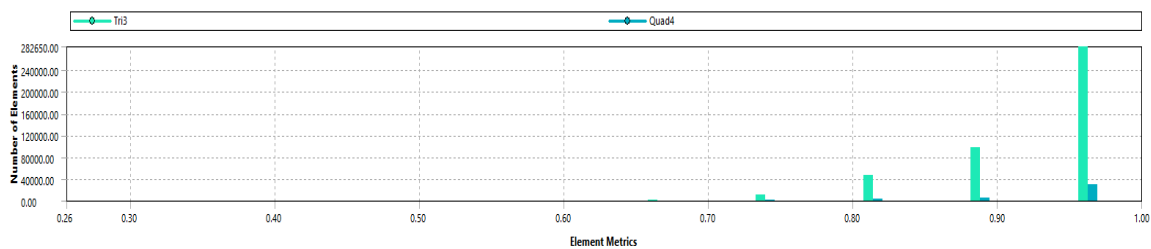


Después, se comprobó la calidad ortogonal y la oblicuidad para saber si la calidad obtenida fue lo suficientemente buena para proceder con el estudio del perfil.

En la figura 107 se observa la **calidad ortogonal** que se obtuvo de la malla, de acuerdo a los criterios de calidad cumple en promedio con una calidad muy buena siendo de 0.93296.



*Figura 107. Calidad ortogonal de la malla rectangular.*



*Figura 108. Histograma de la calidad ortogonal de la malla rectangular.*

En la figura 109 se observa el criterio **skewness** que se obtuvo de la malla, siendo 0.11487 la calidad, lo cual, de acuerdo a los criterios de calidad da una malla de calidad excelente.

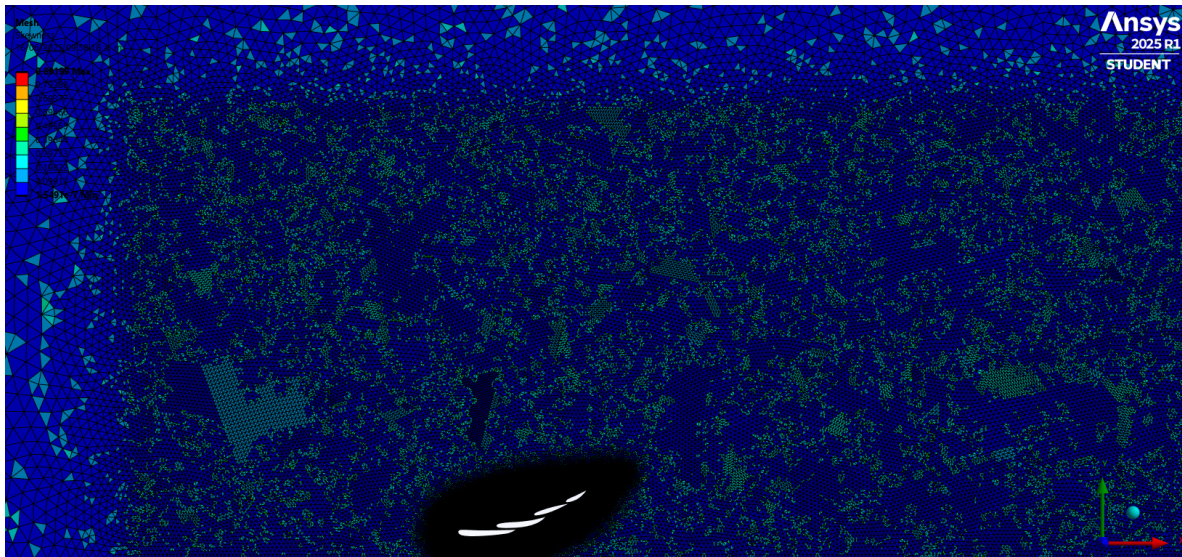


Figura 109. Calidad skewness de la malla rectangular.

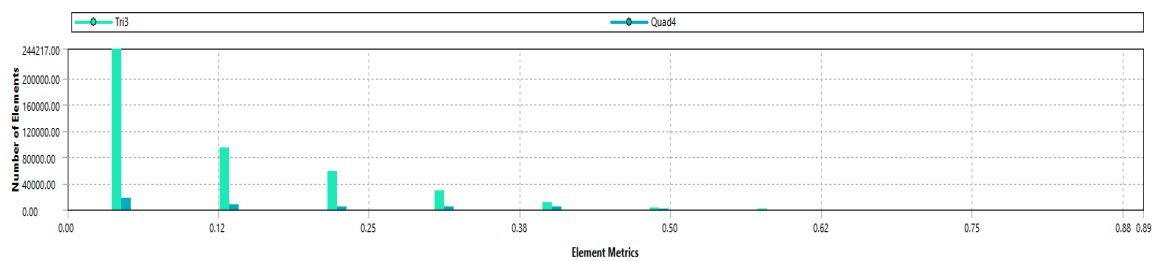
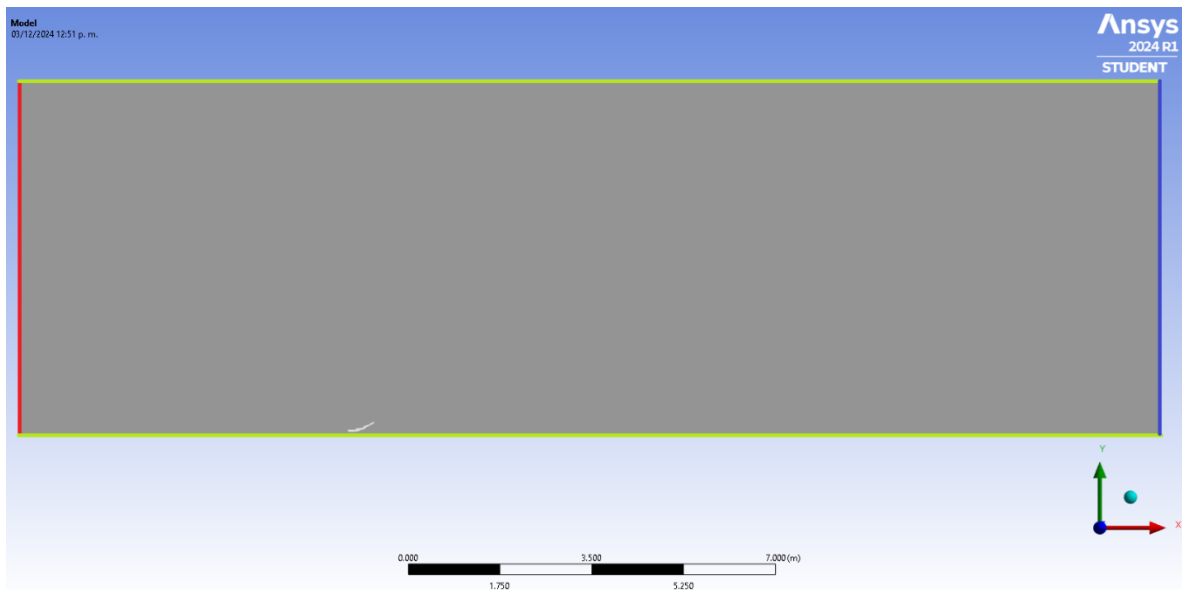
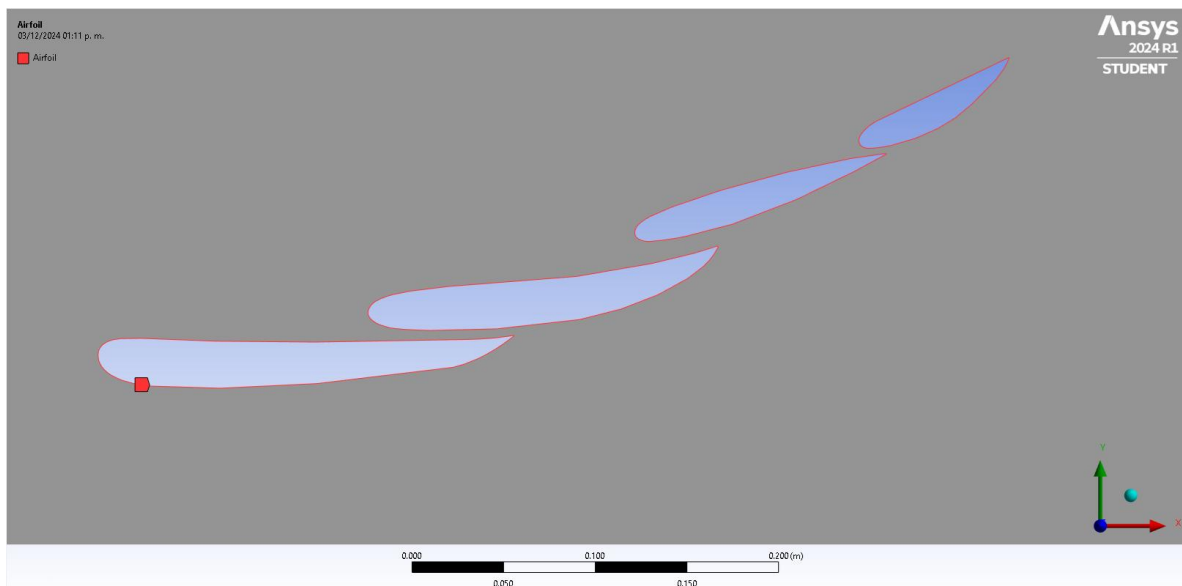


Figura 110. Histograma de la calidad skewness de la malla rectangular.

Finalmente, con la ayuda de las “named selections” se seleccionaron las fronteras que en este caso fueron la entrada marcada de color rojo, la salida de color azul y las paredes de color verde como se ve en la figura 111.



*Figura 111. Entrada, salida y paredes*



*Figura 112. Perfil aerodinámico como pared.*

## 6. Setup

Ahora a nivel de “Analysis Systems” se utilizó la opción que dice “Fluid Flow (Fluent)”, para eso se arrastró hacia el esquema del proyecto y se relacionó con la malla que se hizo anteriormente y se seleccionó la opción “Setup” para configurar la física de la simulación.

Dentro de Fluent primeramente se seleccionó el solver basado en presión debido a que se trabajó con un flujo incompresible.

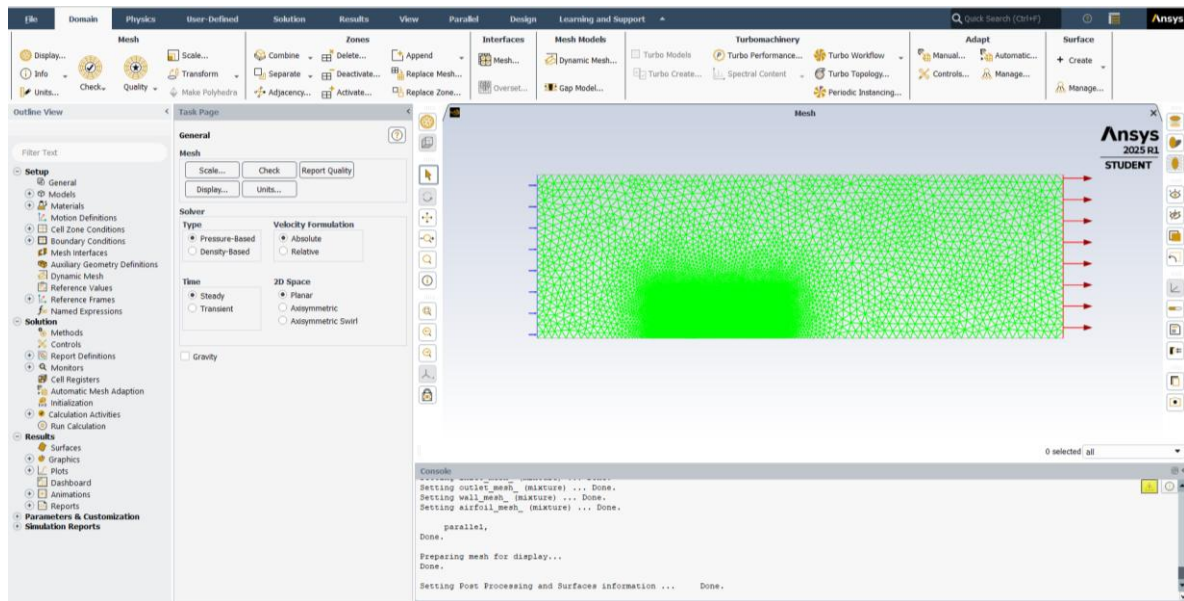


Figura 113. Ventana de Fluid Flow (Fluent).

Posteriormente se seleccionó el modelo de turbulencia para la simulación, el cual fue el  $K-\omega$  SST. Como se mencionó anteriormente, este modelo se eligió debido a su capacidad para capturar de manera más precisa la turbulencia en la capa límite del perfil, lo que resulta en mejores predicciones y resultados más fiables.

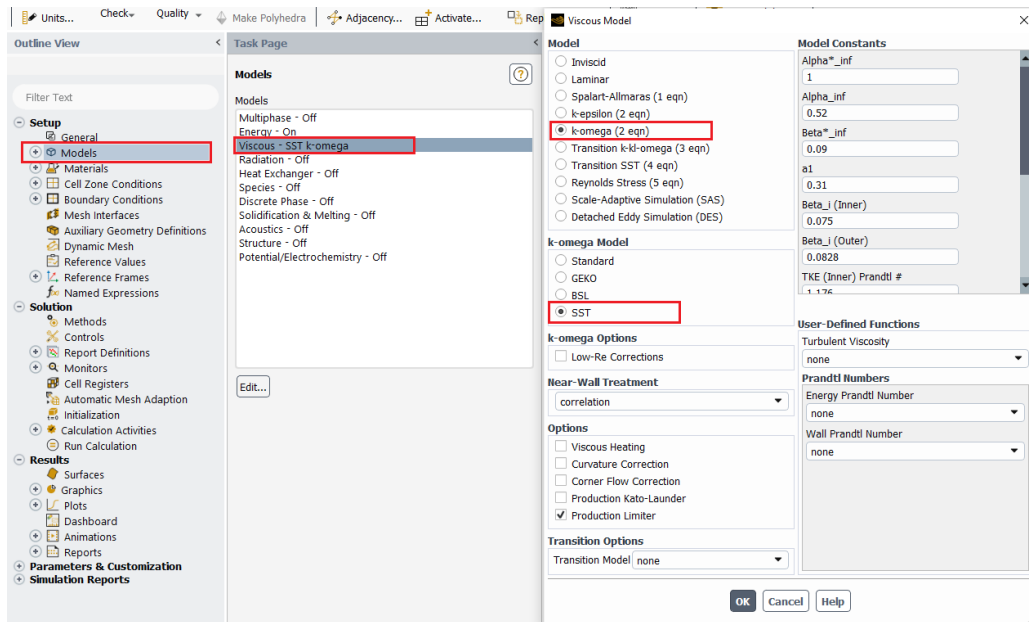


Figura 114. Elección del modelo de turbulencia en Fluent.

En el apartado de materiales se utilizó el aire, ya que es el flujo que pasa alrededor del perfil de varios elementos y se seleccionaron las propiedades como densidad y viscosidad a una temperatura de 25°C, como se aprecia en la siguiente figura.

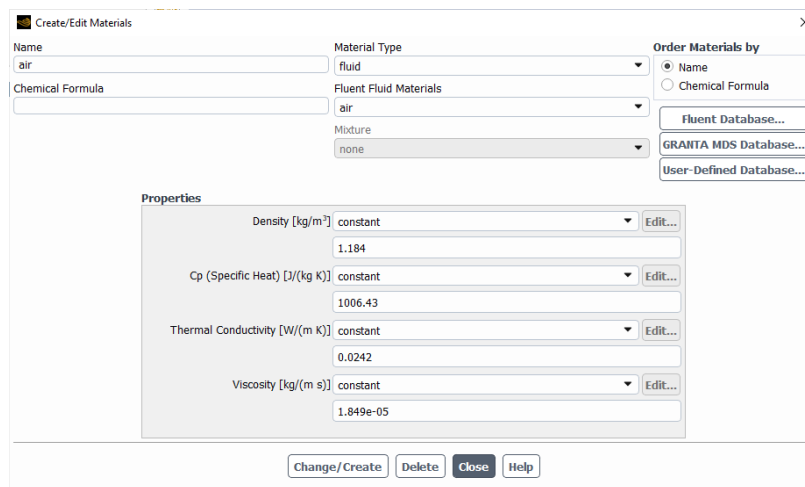


Figura 115. Selección de material.

Para las condiciones de borde se hizo la configuración de la entrada del aire, el aire se definió normal a la entrada para que entre paralelo al alerón simulando una situación real.

Debido a que las velocidades a las que operan los vehículos de Fórmula 1 son demasiado altas se eligió una velocidad promedio de 250 km/h, equivalente a 70 m/s.

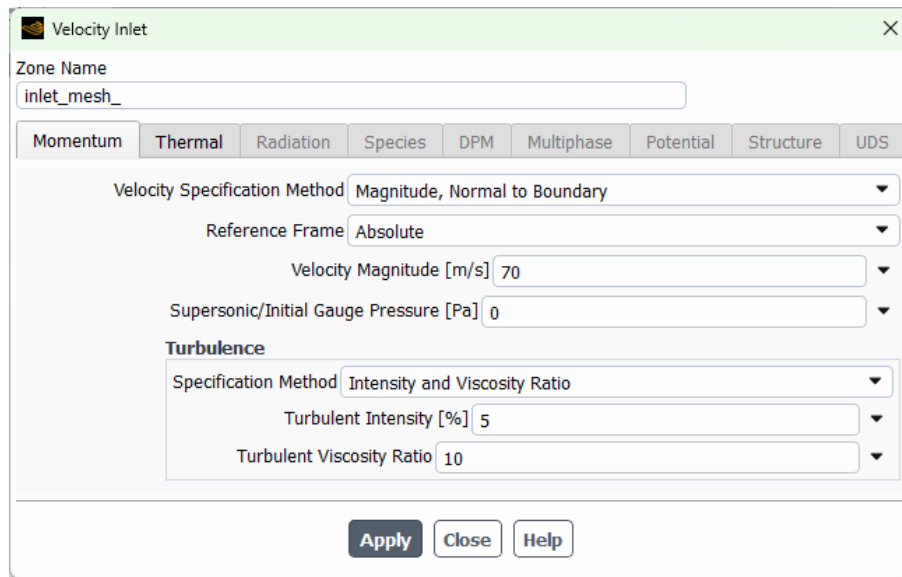


Figura 116. Configuración de la dirección de la entrada de aire.

Se definieron los reportes de “lift” y “drag” y se corrió la simulación.

En la siguiente imagen se puede ver la convergencia de la solución.

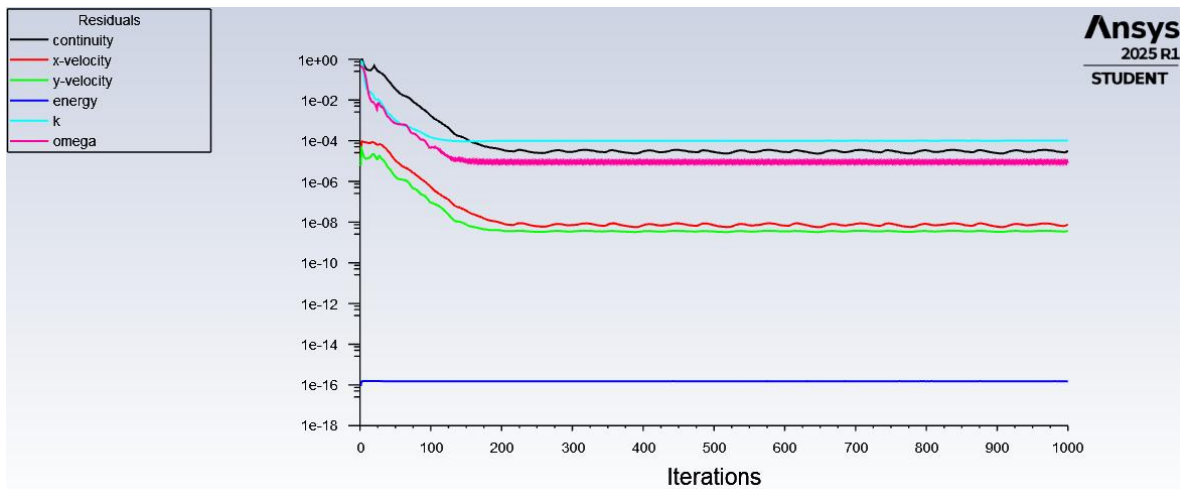


Figura 117. Convergencia de la simulación.



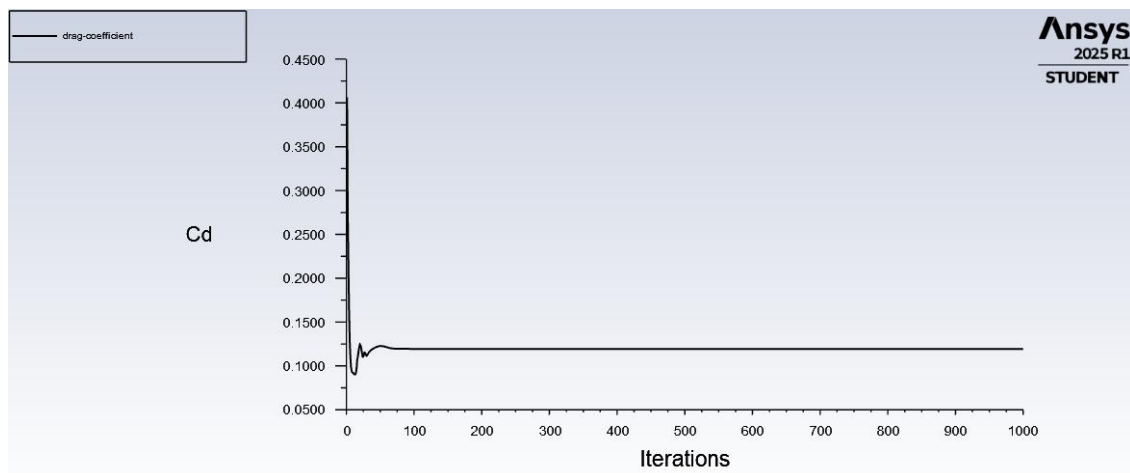


Figura 118. Convergencia del coeficiente de arrastre.

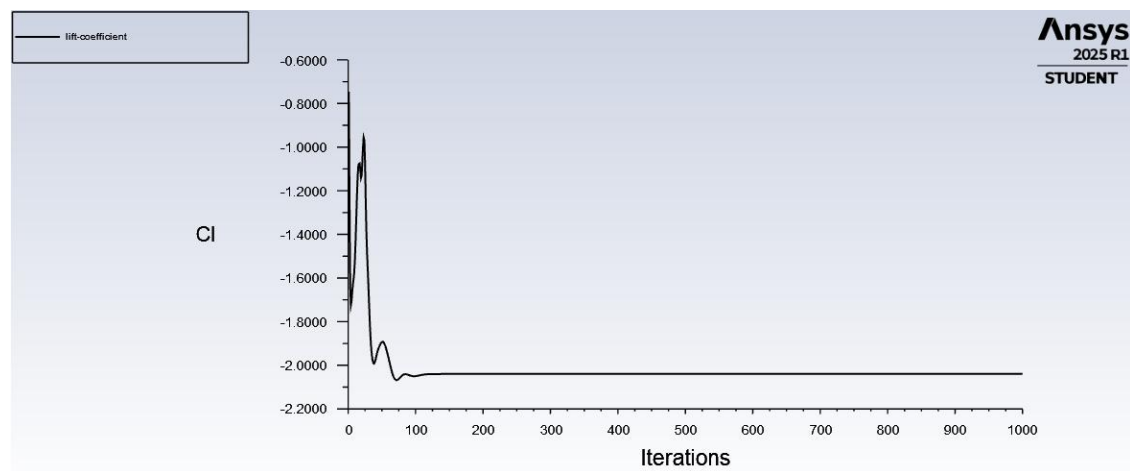


Figura 119. Convergencia del coeficiente de sustentación.

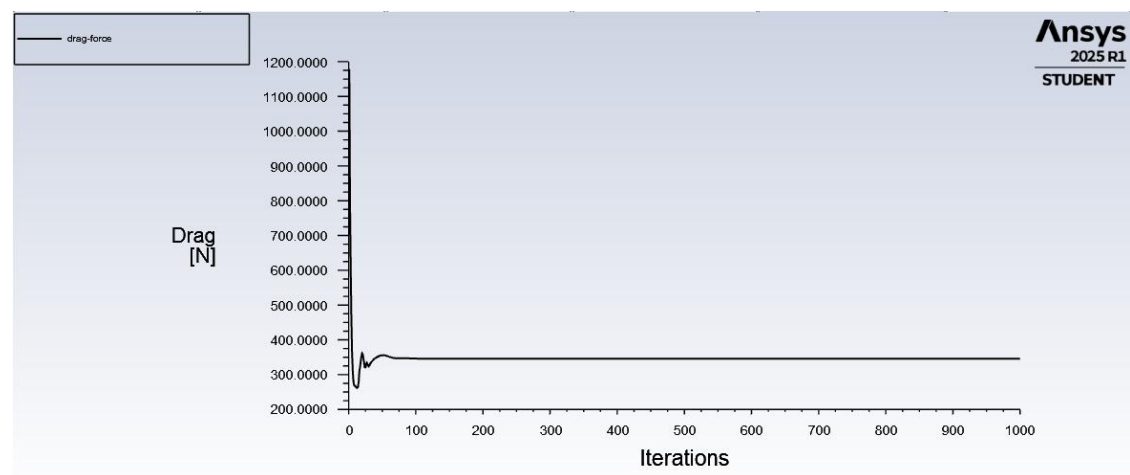


Figura 120. Convergencia de la fuerza de arrastre.

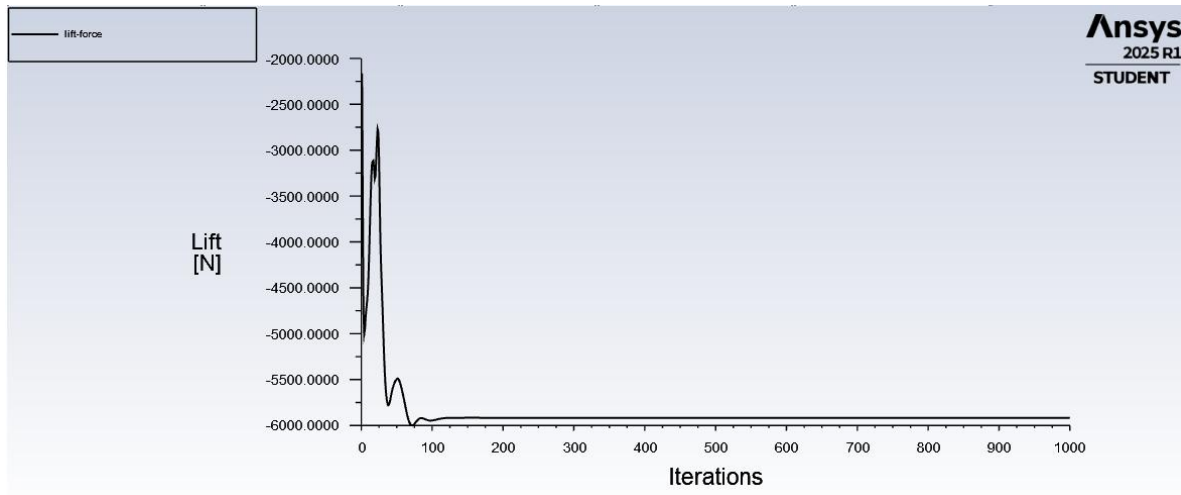


Figura 121. Convergencia de la fuerza de sustentación.

## 7. Resultados

Console												
iter	continuity	x-velocity	y-velocity	energy	k	omega	lift-force	drag-force	lift-coeff	drag-coeff	time/iter	
991	2.7478e-05	6.5273e-09	3.4700e-09	1.5037e-16	1.0007e-04	9.9303e-06	-5.9168e+03	3.4596e+02	-2.0397e+00	1.1927e-01	0:00:14	9
turbulent viscosity limited to viscosity ratio of 1.000000e+05 in 1 cells												
992	2.7372e-05	6.4484e-09	3.4768e-09	1.5153e-16	1.0028e-04	7.9551e-06	-5.9168e+03	3.4596e+02	-2.0397e+00	1.1927e-01	0:00:12	8
turbulent viscosity limited to viscosity ratio of 1.000000e+05 in 1 cells												
993	2.6829e-05	6.4600e-09	3.4618e-09	1.5101e-16	1.0024e-04	9.9454e-06	-5.9168e+03	3.4596e+02	-2.0397e+00	1.1927e-01	0:00:11	7
turbulent viscosity limited to viscosity ratio of 1.000000e+05 in 1 cells												
994	2.6797e-05	6.4192e-09	3.4735e-09	1.5033e-16	1.0048e-04	7.9697e-06	-5.9168e+03	3.4596e+02	-2.0397e+00	1.1927e-01	0:00:09	6

Figura 122. Resultados de perfil base considerando el suelo.

Después de que se realizó la simulación del perfil obtenido de la geometría en 3D se propusieron otros tres modelos de perfiles aerodinámicos con la finalidad de mejorar los coeficientes de arrastre y sustentación.

Para el diseño de cada uno de los perfiles aerodinámicos de varios elementos se seleccionaron diferentes perfiles NACA los cuales se eligieron al ir comparándolos con el perfil obtenido de la sección transversal, los perfiles que mejor coincidieron fueron seleccionados para crear una nueva propuesta de diseño, así como también se colocaron a diferentes ángulos de ataque, respetando la longitud total del alerón.



## 4.5 Simulación de los diferentes diseños propuestos para el perfil aerodinámico de varios elementos

Después de que se realizaron las simulaciones del perfil base que fue el que se obtuvo del perfil del alerón delantero SF-23, se planteó la configuración del nuevo diseño del alerón de varios elementos el cual se analizó a diferentes ángulos de ataque ( $18^\circ$ ,  $20^\circ$  y  $16^\circ$ ) dando como resultado 3 nuevas configuraciones. Para esto se utilizaron 4 perfiles NACA diferentes, los cuales se obtuvieron de la página oficial de NACA [51]. En la parte de la izquierda se muestran los perfiles NACA que se utilizaron debido a su semejanza con los perfiles obtenidos de la sección transversal del alerón SF23, sin embargo, debido a que se requiere generar carga aerodinámica se invirtió cada perfil resultando como el que se muestra a la derecha. Finalmente, las configuraciones mostradas en las figuras 123, 124 y 125 se obtuvieron de colocar los perfiles de tal manera que no se perdiera demasiada similitud con el perfil obtenido de la sección transversal del modelo SF23.

### 1. NACA 4412



### 2. NACA 2410



### 3. NACA 2415

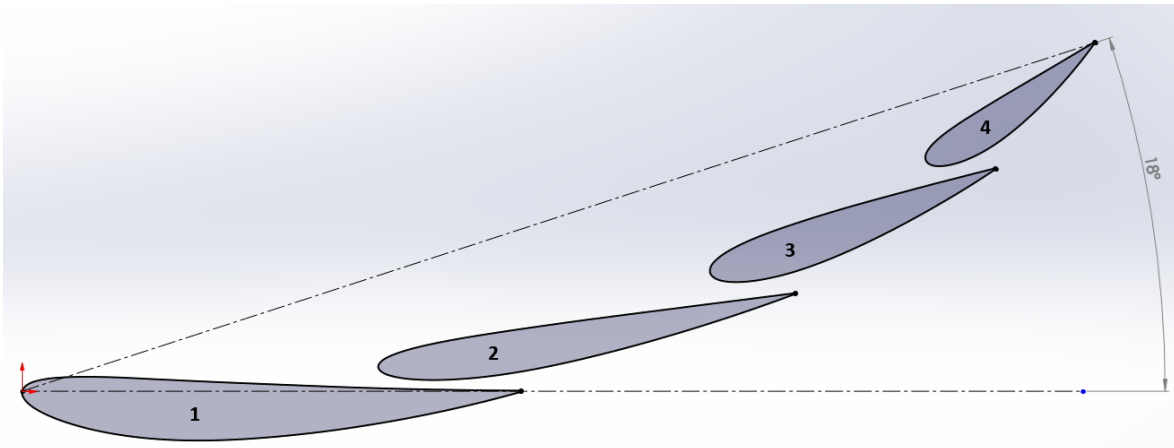


### 4. NACA 4418



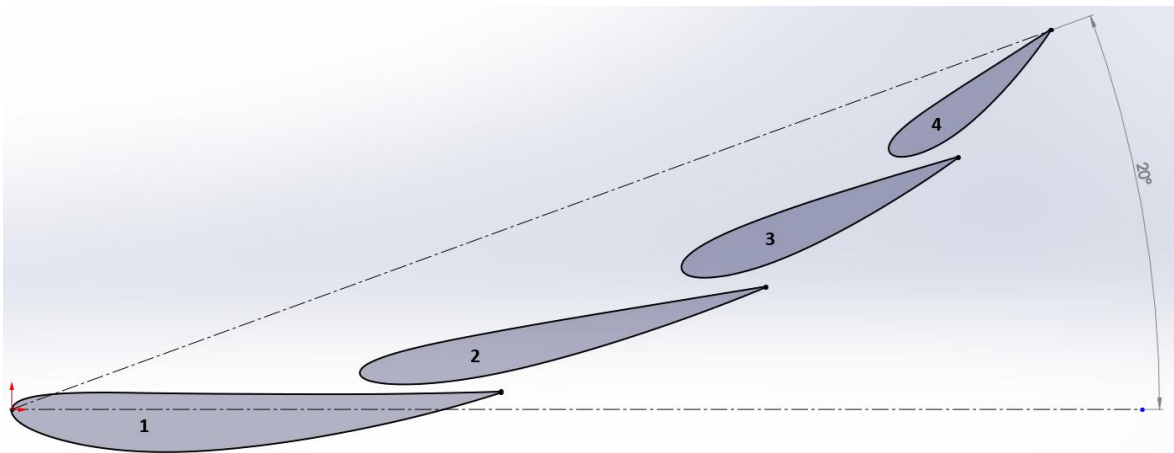
Las configuraciones son las siguientes:

CONFIGURACION 1 ( $\alpha_1 = 18^\circ$ )



*Figura 123. Configuración 1 del perfil aerodinámico.*

CONFIGURACION 2 ( $\alpha_2 = 20^\circ$ )



*Figura 124. Configuración 2 del perfil aerodinámico.*

### CONFIGURACION 3 ( $\alpha_3 = 16^\circ$ )

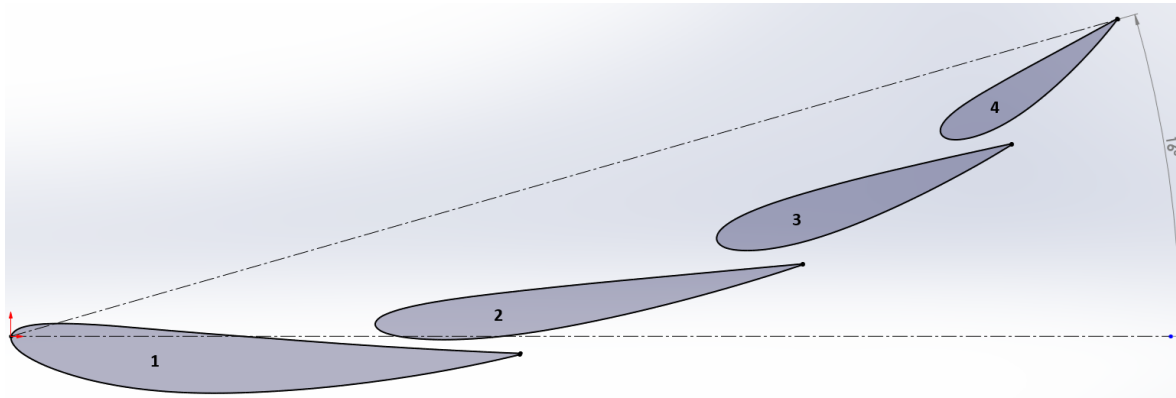


Figura 125. Configuración 3 del perfil aerodinámico.

Para realizar las simulaciones se siguieron exactamente los mismos pasos de la simulación base con la malla cuadrada del punto 4.4. Los controladores utilizados para la malla quedaron de la siguiente manera.

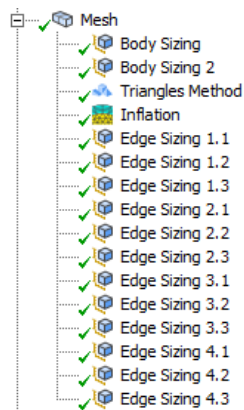
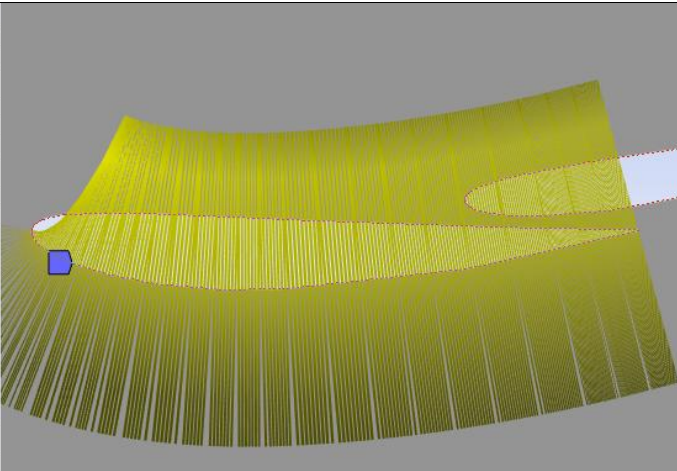
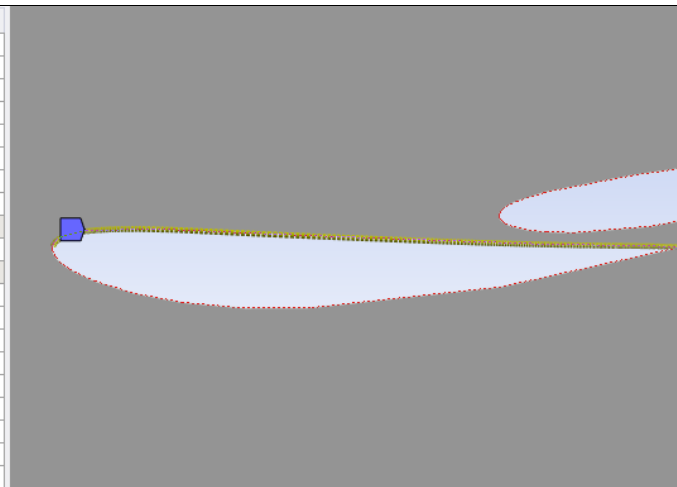
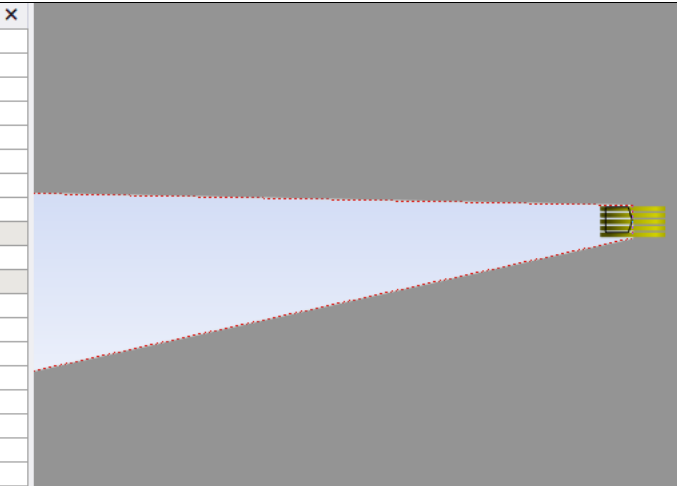
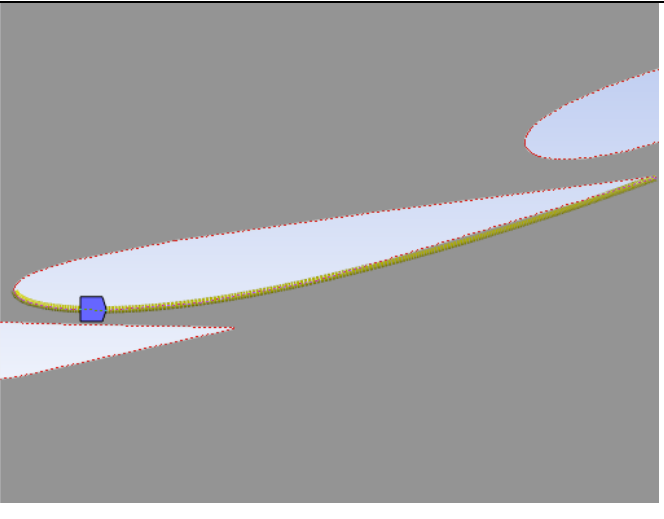
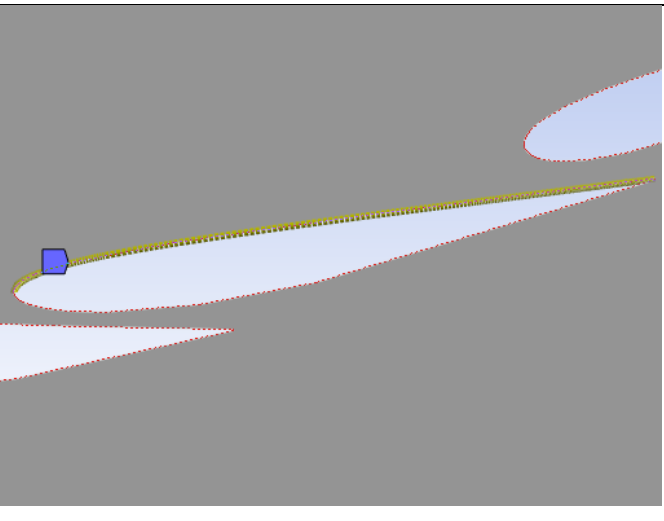
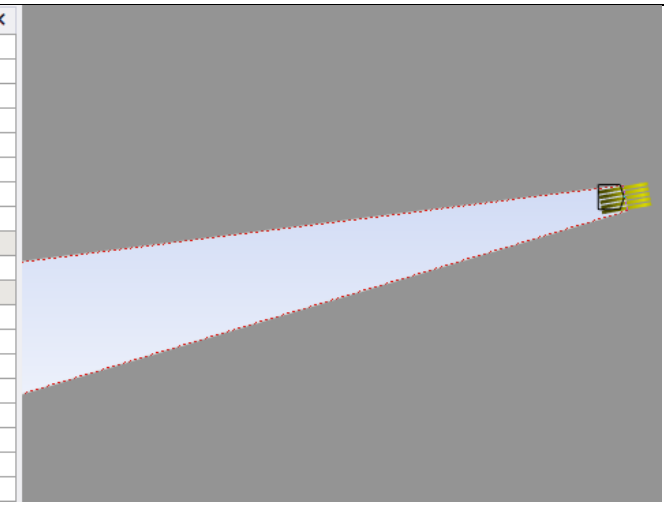
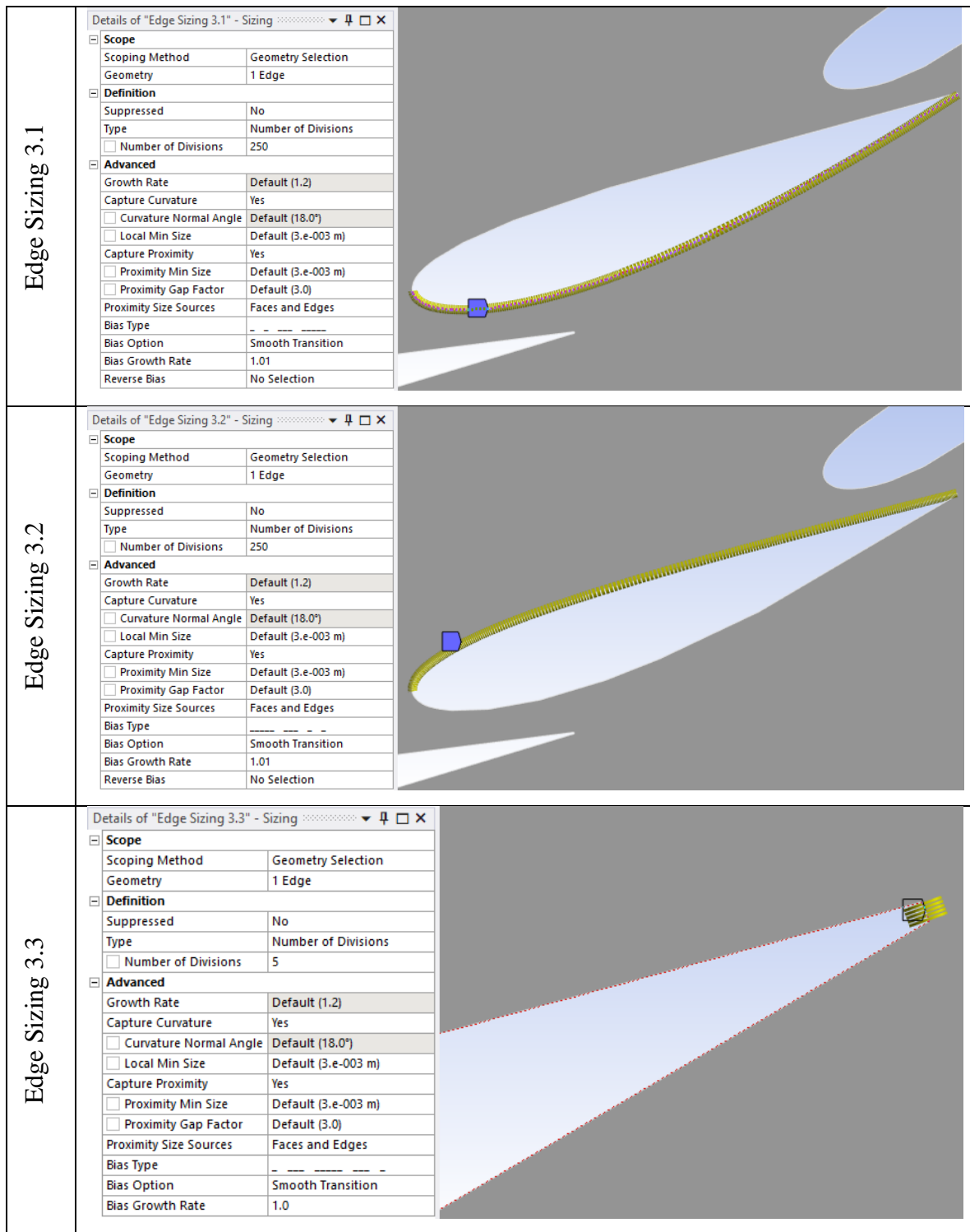


Figura 126. Controladores para la malla de los perfiles propuestos.

Sin embargo, al utilizar los perfiles y variar el ángulo de ataque, en el proceso de mallado cambio la configuración del controlador local “Sizing”, consecuentemente se obtuvieron calidades de malla diferentes. La configuración de cada una de las líneas que conforman los perfiles NACA utilizados en el alerón de varios elementos quedaron de la siguiente manera.

Configuración del borde	
Edge Sizing 1.1	<div> <div> Details of "Edge Sizing 1.1" - Sizing </div> <div> <div> <div>Scope</div> <div> Scoping MethodGeometry Selection  Geometry1 Edge </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> SuppressedNo  TypeNumber of Divisions  <input type="checkbox"/> Number of Divisions300 </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> Growth RateDefault (1.2)  Capture CurvatureYes  <input type="checkbox"/> Curvature Normal AngleDefault (18.0°)  <input type="checkbox"/> Local Min SizeDefault (3.e-003 m)  Capture ProximityYes  <input type="checkbox"/> Proximity Min SizeDefault (3.e-003 m)  <input type="checkbox"/> Proximity Gap FactorDefault (3.0)  Proximity Size SourcesFaces and Edges  Bias Type- - - - -  Bias OptionSmooth Transition  Bias Growth Rate1.01  Reverse BiasNo Selection </div> </div> </div> </div> 
Edge Sizing 1.2	<div> <div> Details of "Edge Sizing 1.2" - Sizing </div> <div> <div> <div>Scope</div> <div> Scoping MethodGeometry Selection  Geometry1 Edge </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> SuppressedNo  TypeNumber of Divisions  <input type="checkbox"/> Number of Divisions300 </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> Growth RateDefault (1.2)  Capture CurvatureYes  <input type="checkbox"/> Curvature Normal AngleDefault (18.0°)  <input type="checkbox"/> Local Min SizeDefault (3.e-003 m)  Capture ProximityYes  <input type="checkbox"/> Proximity Min SizeDefault (3.e-003 m)  <input type="checkbox"/> Proximity Gap FactorDefault (3.0)  Proximity Size SourcesFaces and Edges  Bias Type- - - - -  Bias OptionSmooth Transition  Bias Growth Rate1.01  Reverse BiasNo Selection </div> </div> </div> </div> 
Edge Sizing 1.3	<div> <div> Details of "Edge Sizing 1.3" - Sizing </div> <div> <div> <div>Scope</div> <div> Scoping MethodGeometry Selection  Geometry1 Edge </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> SuppressedNo  TypeNumber of Divisions  <input type="checkbox"/> Number of Divisions5 </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> Growth RateDefault (1.2)  Capture CurvatureYes  <input type="checkbox"/> Curvature Normal AngleDefault (18.0°)  <input type="checkbox"/> Local Min SizeDefault (3.e-003 m)  Capture ProximityYes  <input type="checkbox"/> Proximity Min SizeDefault (3.e-003 m)  <input type="checkbox"/> Proximity Gap FactorDefault (3.0)  Proximity Size SourcesFaces and Edges  Bias Type- - - - -  Bias OptionSmooth Transition  Bias Growth Rate1.0 </div> </div> </div> </div> 

Edge Sizing 2.1	<div> <div>Details of "Edge Sizing 2.1" - Sizing</div> <div> <div> <div>Scope</div> <div> <div>Scoping Method</div> <div>Geometry Selection</div> </div> <div> <div>Geometry</div> <div>1 Edge</div> </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> <div>Suppressed</div> <div>No</div> </div> <div> <div>Type</div> <div>Number of Divisions</div> </div> <div> <div>Number of Divisions</div> <div>300</div> </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> <div>Growth Rate</div> <div>Default (1.2)</div> </div> <div> <div>Capture Curvature</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Curvature Normal Angle</div> <div>Default (18.0°)</div> </div> <div> <div>Local Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Capture Proximity</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Proximity Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Proximity Gap Factor</div> <div>Default (3.0)</div> </div> <div> <div>Proximity Size Sources</div> <div>Faces and Edges</div> </div> <div> <div>Bias Type</div> <div></div> </div> <div> <div>Bias Option</div> <div>Smooth Transition</div> </div> <div> <div>Bias Growth Rate</div> <div>1.01</div> </div> <div> <div>Reverse Bias</div> <div>No Selection</div> </div> </div> </div> </div>	
Edge Sizing 2.2	<div> <div>Details of "Edge Sizing 2.2" - Sizing</div> <div> <div> <div>Scope</div> <div> <div>Scoping Method</div> <div>Geometry Selection</div> </div> <div> <div>Geometry</div> <div>1 Edge</div> </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> <div>Suppressed</div> <div>No</div> </div> <div> <div>Type</div> <div>Number of Divisions</div> </div> <div> <div>Number of Divisions</div> <div>300</div> </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> <div>Growth Rate</div> <div>Default (1.2)</div> </div> <div> <div>Capture Curvature</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Curvature Normal Angle</div> <div>Default (18.0°)</div> </div> <div> <div>Local Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Capture Proximity</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Proximity Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Proximity Gap Factor</div> <div>Default (3.0)</div> </div> <div> <div>Proximity Size Sources</div> <div>Faces and Edges</div> </div> <div> <div>Bias Type</div> <div></div> </div> <div> <div>Bias Option</div> <div>Smooth Transition</div> </div> <div> <div>Bias Growth Rate</div> <div>1.01</div> </div> <div> <div>Reverse Bias</div> <div>No Selection</div> </div> </div> </div> </div>	
Edge Sizing 2.3	<div> <div>Details of "Edge Sizing 2.3" - Sizing</div> <div> <div> <div>Scope</div> <div> <div>Scoping Method</div> <div>Geometry Selection</div> </div> <div> <div>Geometry</div> <div>1 Edge</div> </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> <div>Suppressed</div> <div>No</div> </div> <div> <div>Type</div> <div>Number of Divisions</div> </div> <div> <div>Number of Divisions</div> <div>5</div> </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> <div>Growth Rate</div> <div>Default (1.2)</div> </div> <div> <div>Capture Curvature</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Curvature Normal Angle</div> <div>Default (18.0°)</div> </div> <div> <div>Local Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Capture Proximity</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Proximity Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Proximity Gap Factor</div> <div>Default (3.0)</div> </div> <div> <div>Proximity Size Sources</div> <div>Faces and Edges</div> </div> <div> <div>Bias Type</div> <div></div> </div> <div> <div>Bias Option</div> <div>Smooth Transition</div> </div> <div> <div>Bias Growth Rate</div> <div>1.0</div> </div> </div> </div> </div>	



Edge Sizing 4.1	<div> <div>Details of "Edge Sizing 4.1" - Sizing</div> <div> <div>Scope</div> <div> <div>Scoping Method</div> <div>Geometry Selection</div> </div> <div> <div>Geometry</div> <div>1 Edge</div> </div> </div> <div> <div>Definition</div> <div> <div>Suppressed</div> <div>No</div> </div> <div> <div>Type</div> <div>Number of Divisions</div> </div> <div> <div>Number of Divisions</div> <div>200</div> </div> </div> <div> <div>Advanced</div> <div> <div>Growth Rate</div> <div>Default (1.2)</div> </div> <div> <div>Capture Curvature</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Curvature Normal Angle</div> <div>Default (18.0°)</div> </div> <div> <div>Local Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Capture Proximity</div> <div>Yes</div> </div> <div> <div>Proximity Min Size</div> <div>Default (3.e-003 m)</div> </div> <div> <div>Proximity Gap Factor</div> <div>Default (3.0)</div> </div> <div> <div>Proximity Size Sources</div> <div>Faces and Edges</div> </div> <div> <div>Bias Type</div> <div></div> </div> <div> <div>Bias Option</div> <div>Smooth Transition</div> </div> <div> <div>Bias Growth Rate</div> <div>1.01</div> </div> <div> <div>Reverse Bias</div> <div>No Selection</div> </div> </div> </div>
-----------------	---

Tabla 8. Configuración de las 12 líneas que conforman las propuestas de los perfiles aerodinámicos de varios elementos hechos con perfiles NACA.

Debido a que las tres simulaciones para cada una de las configuraciones mostradas anteriormente serán exactamente iguales, únicamente se procedió a poner las calidades de las mallas y los resultados; los cuales se obtuvieron bajo las siguientes condiciones.

No	Entrada	Valores
1	Material	Aire
2	Velocidad del flujo	70 m/s
3	Presión de operación	101325 Pa
4	Densidad del fluido	1.184 kg/m <sup>3</sup>
5	Número de Reynolds	2.24x10 <sup>6</sup>
6	Longitud de cuerda	0.5 m
7	Temperatura de operación	298.15° k
8	Ángulos de ataque	16, 18 y 20 grados
9	Modelo de turbulencia	<i>k-<math>\omega</math></i> SST
10	Viscosidad	1.849x10 <sup>-5</sup> kg/ms

*Tabla 9. Valores a los que se sometió la simulación.*

#### **Simulación de la configuración a 18°**

Calidad de la malla		
Orthogonality	Max	1
	Min	0.34771
	Promedio	0.93047
Skewness	Max	0.70534
	Min	3.174e-008
	Promedio	0.12085
No. Elementos	487075	

*Tabla 10. Calidad de la malla a 18°*



- Resultados

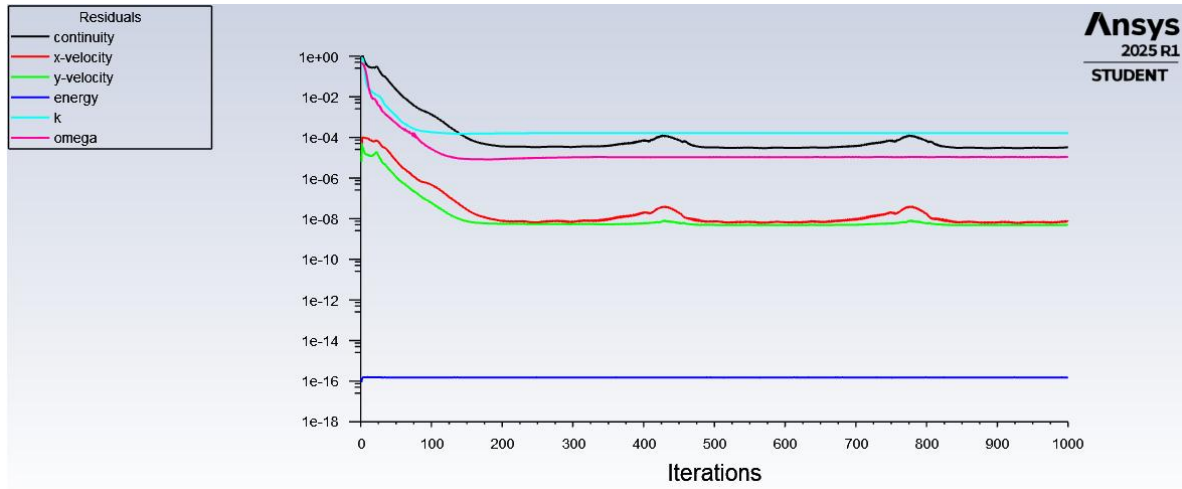


Figura 127. Convergencia de la simulación de la configuración 1.

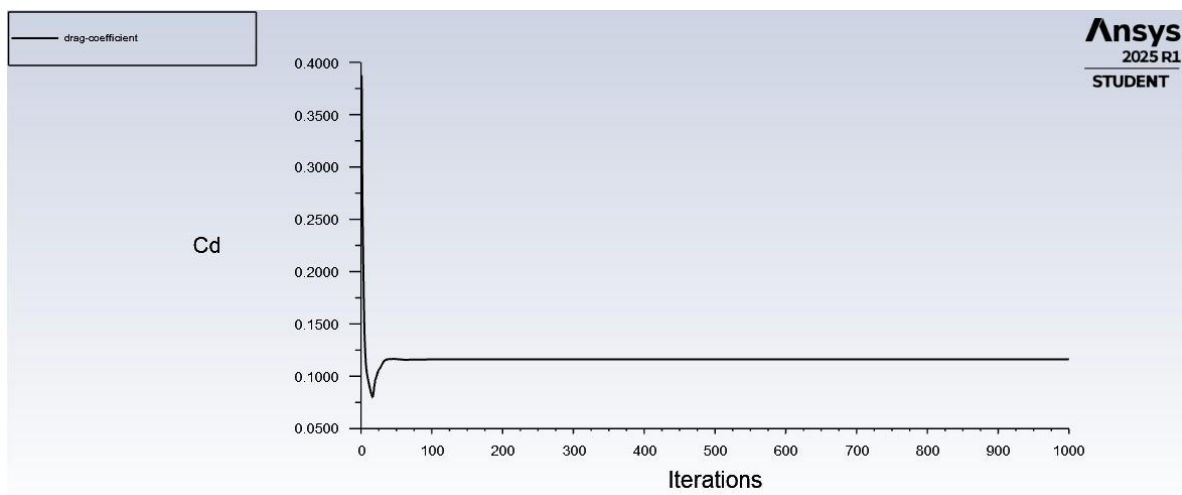


Figura 128. Convergencia del coeficiente de arrastre de la configuración 1.

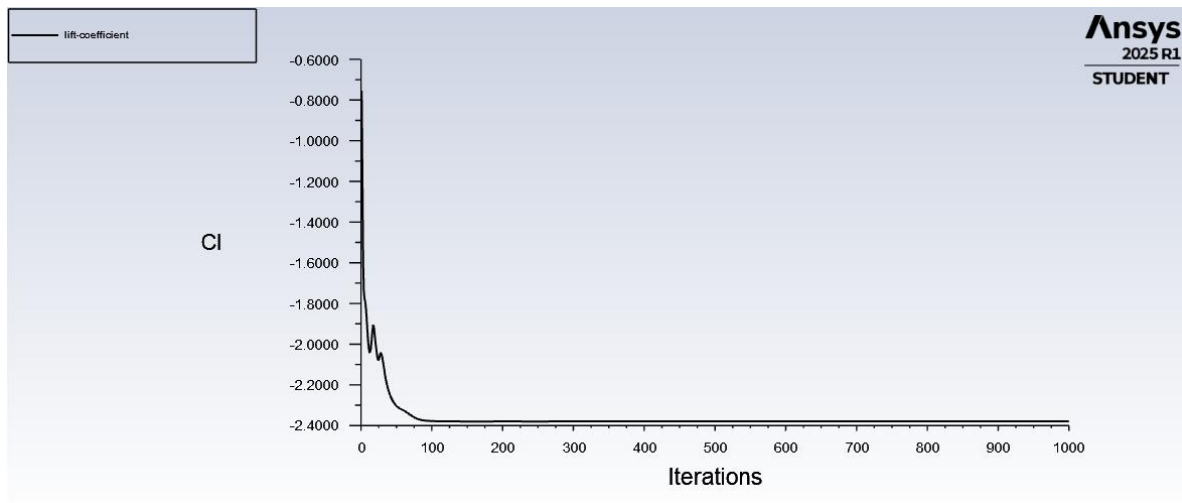


Figura 129. Convergencia del coeficiente de sustentación de la configuración 1.

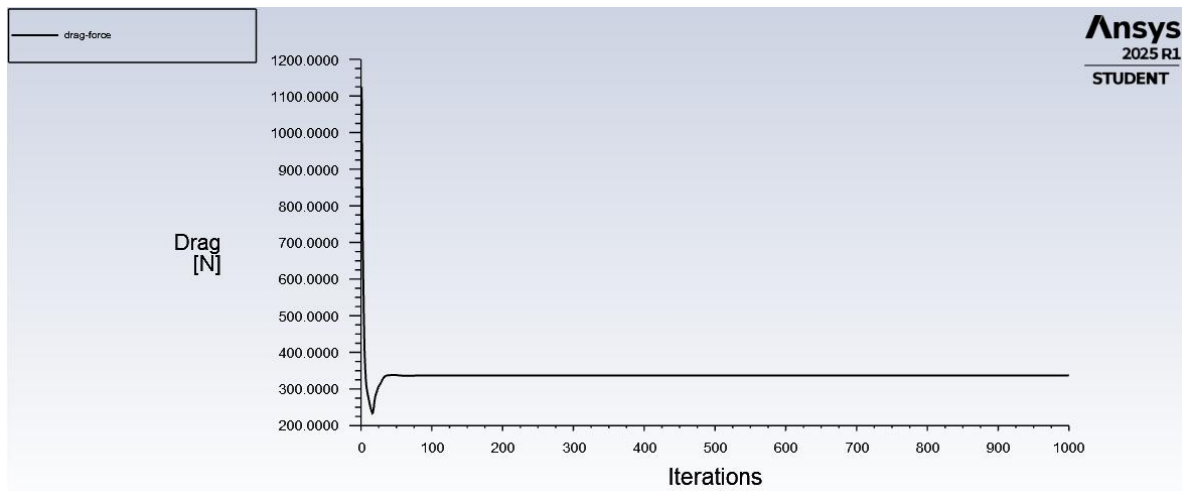


Figura 130. Convergencia de la fuerza de arrastre de la configuración 1.

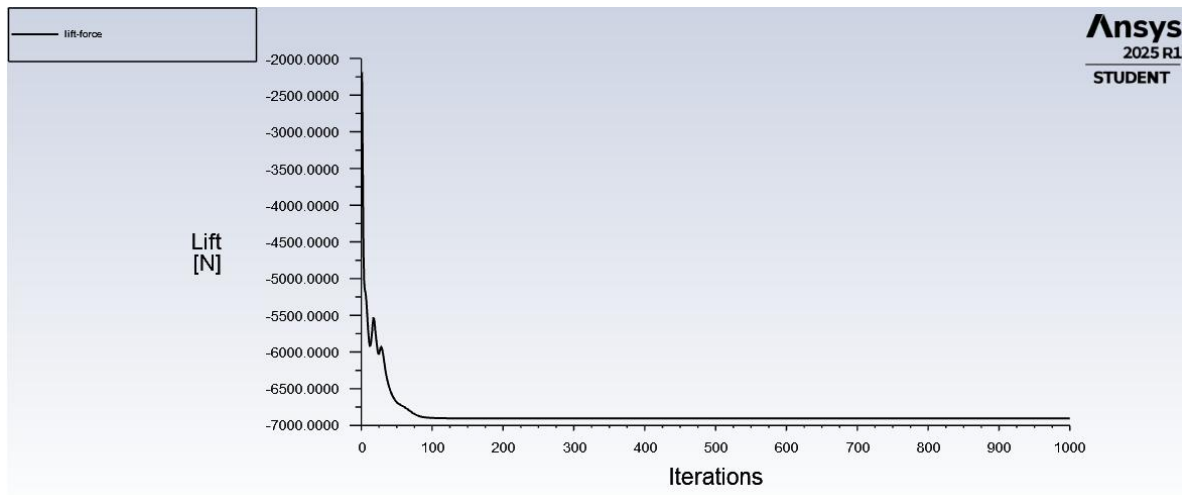


Figura 131. Convergencia de la fuerza de sustentación de la configuración 1.

iter	continuity	x-velocity	y-velocity	energy	k	omega	lift-force	drag-force	lift-coeff	drag-coeff	time/iter
991	3.1619e-05	7.2246e-09	4.9037e-09	1.5290e-16	1.6546e-04	1.0865e-05	-6.9033e+03	3.3696e+02	-2.3798e+00	1.1616e-01	0:00:13 9
turbulent viscosity limited to viscosity ratio of 1.000000e+05 in 1 cells											
992	3.1923e-05	6.8685e-09	4.8487e-09	1.5078e-16	1.6604e-04	1.0799e-05	-6.9033e+03	3.3696e+02	-2.3798e+00	1.1616e-01	0:00:11 8
turbulent viscosity limited to viscosity ratio of 1.000000e+05 in 1 cells											
993	3.1841e-05	7.3398e-09	4.9105e-09	1.5071e-16	1.6542e-04	1.0876e-05	-6.9033e+03	3.3696e+02	-2.3798e+00	1.1616e-01	0:00:10 7
turbulent viscosity limited to viscosity ratio of 1.000000e+05 in 1 cells											
994	3.2121e-05	6.9515e-09	4.8500e-09	1.5167e-16	1.6600e-04	1.0815e-05	-6.9033e+03	3.3696e+02	-2.3798e+00	1.1616e-01	0:00:08 6

Figura 132. Resultados de la simulación de la configuración 1.

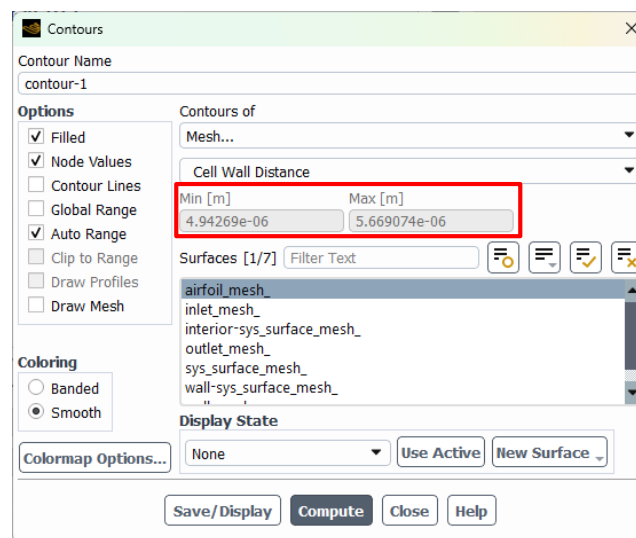


Figura 133. Distancia del borde del perfil al nodo de la primera celda de la configuración 1.

## Simulación de la configuración a 20°

Calidad de la malla		
Orthogonality	Max	1
	Min	0.27746
	Promedio	0.93196
Skewness	Max	0.72172
	Min	6.4274e-008
	Promedio	0.11787
No. Elementos	486429	

Tabla 11. Calidad de la malla a 20°

### Resultados

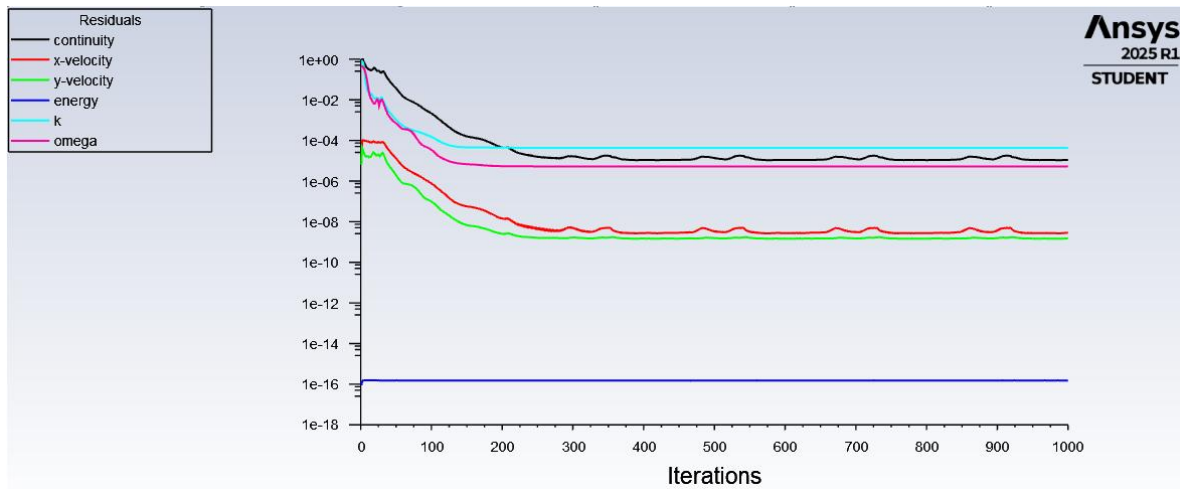


Figura 134. Convergencia de la simulación de la configuración 2.

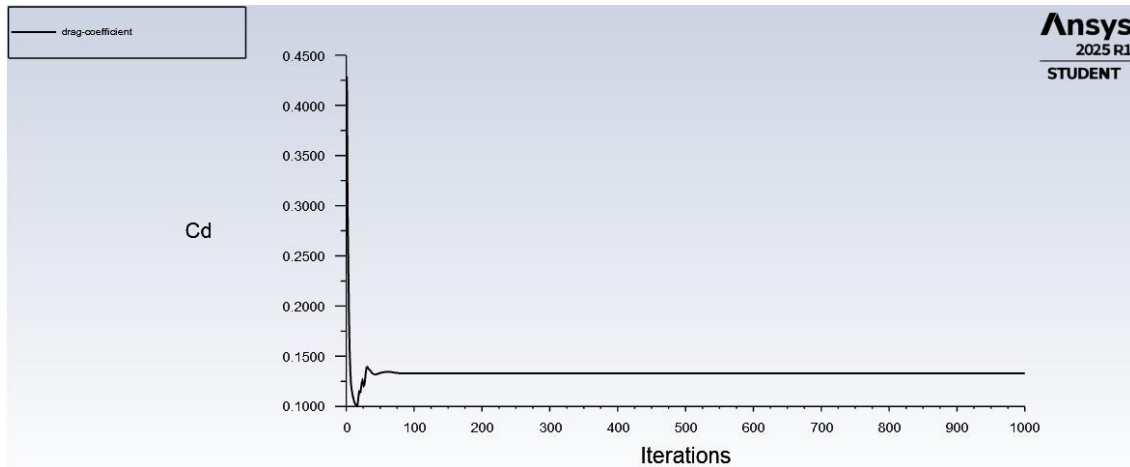


Figura 135. Convergencia del coeficiente de arrastre de la configuración 2.

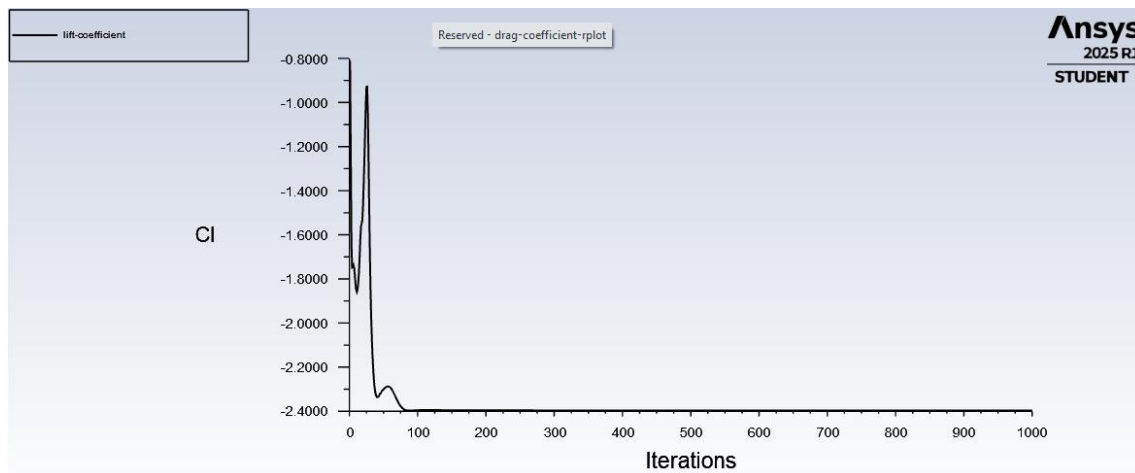


Figura 136. Convergencia del coeficiente de sustentación de la configuración 2.

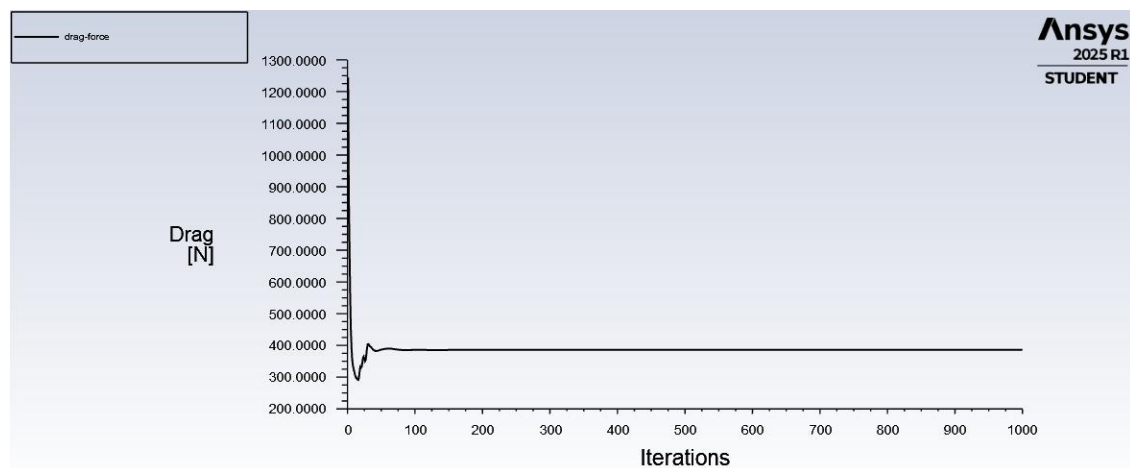


Figura 137. Convergencia de la fuerza de arrastre de la configuración 2.

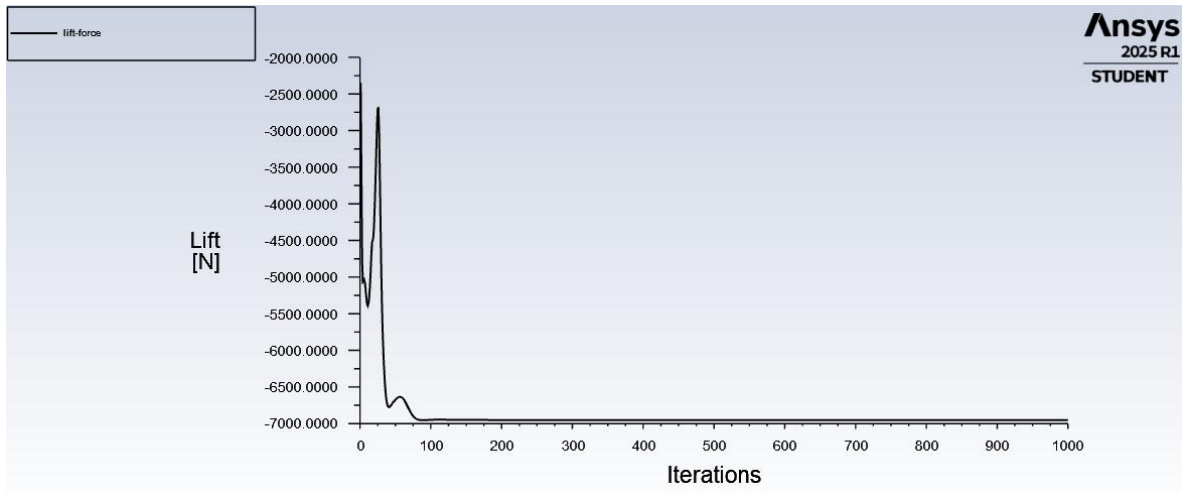


Figura 138. Convergencia de la fuerza de sustentación de la configuración 2.

iter	continuity	x-velocity	y-velocity	energy	k	omega	lift-force	drag-force	lift-coeff	drag-coeff	time/iter
991	1.0822e-05	2.7187e-09	1.4756e-09	1.5147e-16	4.3365e-05	5.2625e-06	-6.9515e+03	3.8571e+02	-2.3964e+00	1.3297e-01	0:00:13
992	1.0848e-05	2.7145e-09	1.4702e-09	1.5144e-16	4.3321e-05	5.2657e-06	-6.9515e+03	3.8571e+02	-2.3964e+00	1.3297e-01	0:00:11
993	1.0901e-05	2.7533e-09	1.4813e-09	1.5068e-16	4.3384e-05	5.2634e-06	-6.9515e+03	3.8571e+02	-2.3964e+00	1.3297e-01	0:00:10
994	1.0923e-05	2.7505e-09	1.4737e-09	1.5042e-16	4.3333e-05	5.2677e-06	-6.9515e+03	3.8571e+02	-2.3964e+00	1.3297e-01	0:00:08
995	1.0969e-05	2.7840e-09	1.4852e-09	1.5146e-16	4.3404e-05	5.2645e-06	-6.9515e+03	3.8571e+02	-2.3964e+00	1.3297e-01	0:00:07
996	1.0976e-05	2.7788e-09	1.4764e-09	1.5122e-16	4.3352e-05	5.2687e-06	-6.9515e+03	3.8571e+02	-2.3964e+00	1.3297e-01	0:00:06
997	1.1013e-05	2.8073e-09	1.4872e-09	1.5195e-16	4.3421e-05	5.2654e-06	-6.9515e+03	3.8571e+02	-2.3964e+00	1.3297e-01	0:00:04
998	1.1012e-05	2.8025e-09	1.4784e-09	1.5054e-16	4.3353e-05	5.2688e-06	-6.9515e+03	3.8571e+02	-2.3964e+00	1.3297e-01	0:00:03
999	1.1046e-05	2.8273e-09	1.4874e-09	1.4982e-16	4.3403e-05	5.2659e-06	-6.9515e+03	3.8571e+02	-2.3964e+00	1.3297e-01	0:00:01
1000	1.1034e-05	2.8192e-09	1.4787e-09	1.5136e-16	4.3333e-05	5.2663e-06	-6.9515e+03	3.8571e+02	-2.3964e+00	1.3297e-01	0:00:00

Figura 139. Resultados de la simulación de la configuración 2.

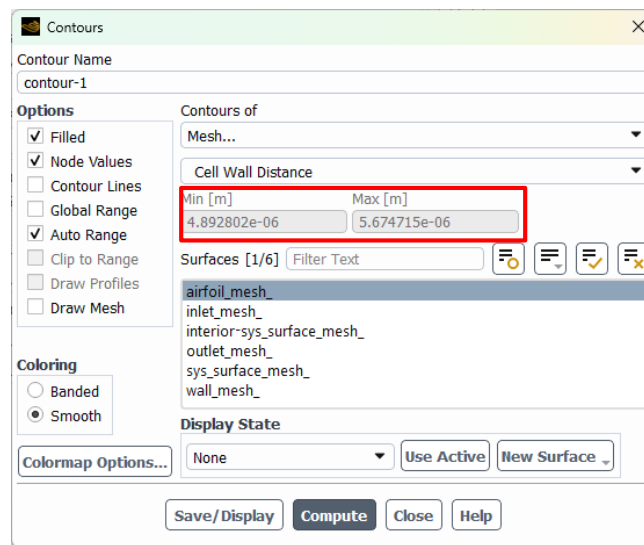


Figura 140. Distancia del borde del perfil al nodo de la primera celda de la configuración 2.

## Simulación de la configuración a 16°

Calidad de la malla		
Orthogonality	Max	1
	Min	0.24187
	Promedio	0.93126
Skewness	Max	0.74328
	Min	3.2872e-007
	Promedio	0.11872
No. Elementos	488648	

Tabla 12. Calidad de la malla a 16°

### • Resultados

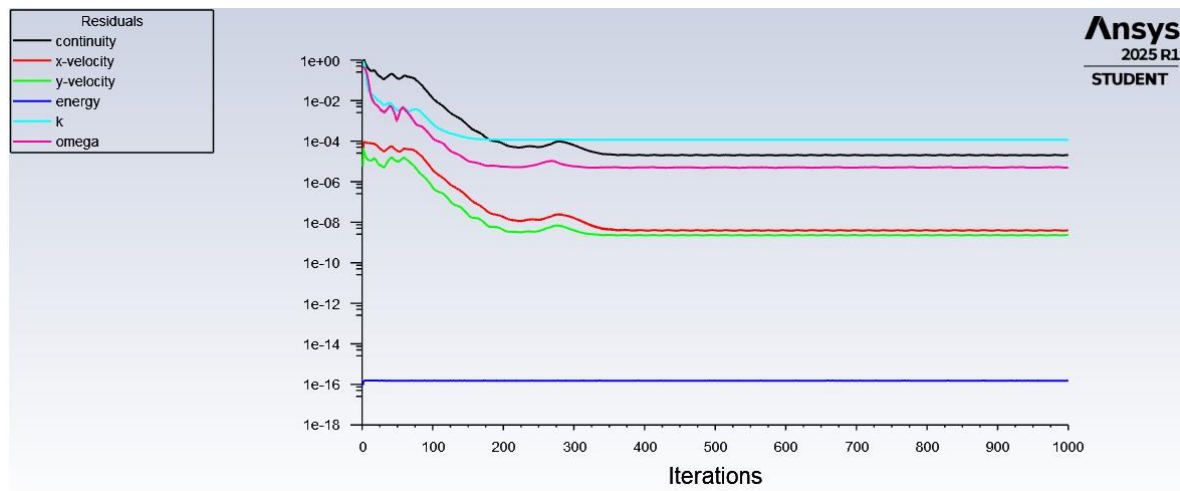


Figura 141. Convergencia de la simulación de la configuración 3.

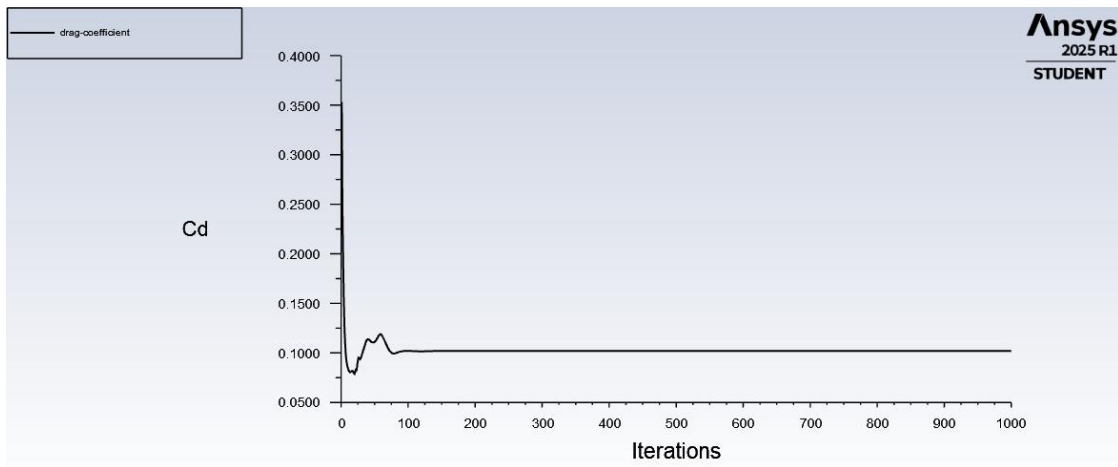


Figura 142. Convergencia del coeficiente de arrastre de la configuración 3.

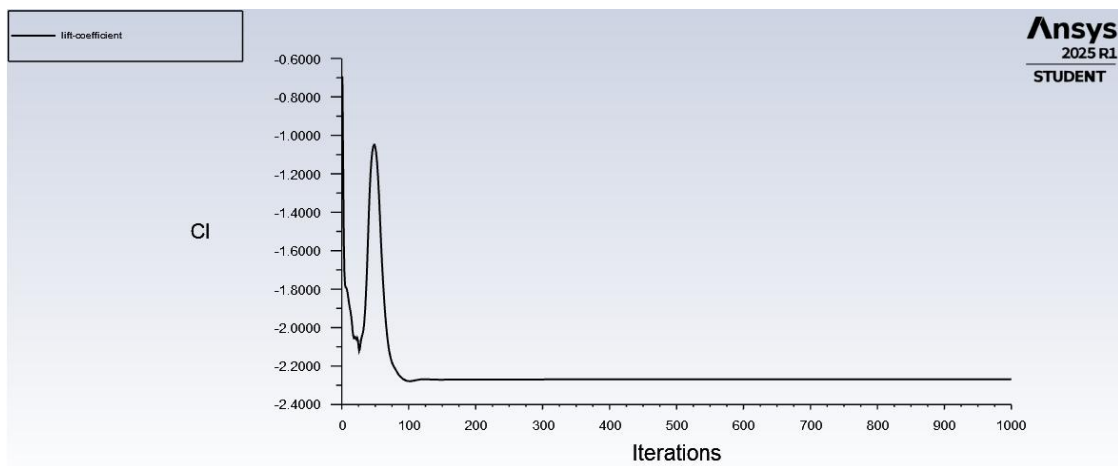


Figura 143. Convergencia del coeficiente de sustentación de la configuración 3.

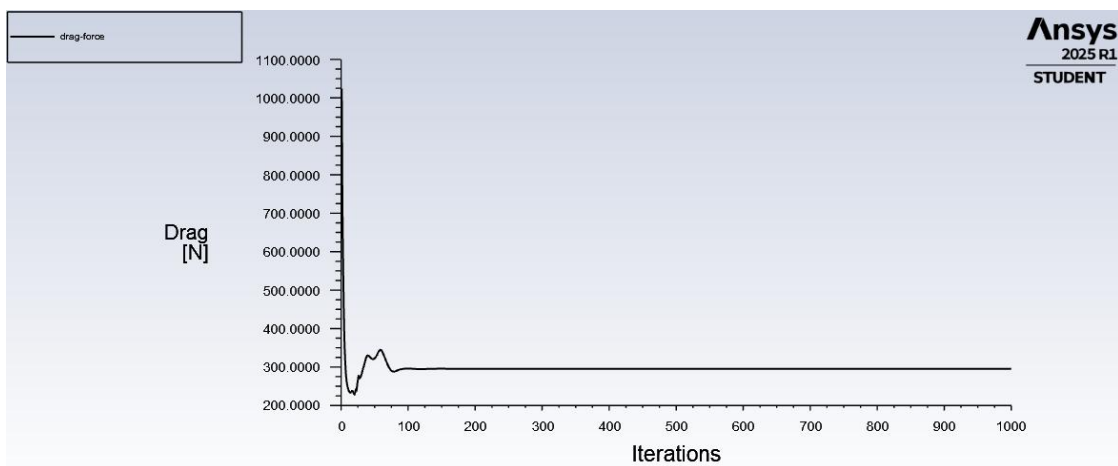


Figura 144. Convergencia de la fuerza de arrastre de la configuración 3.



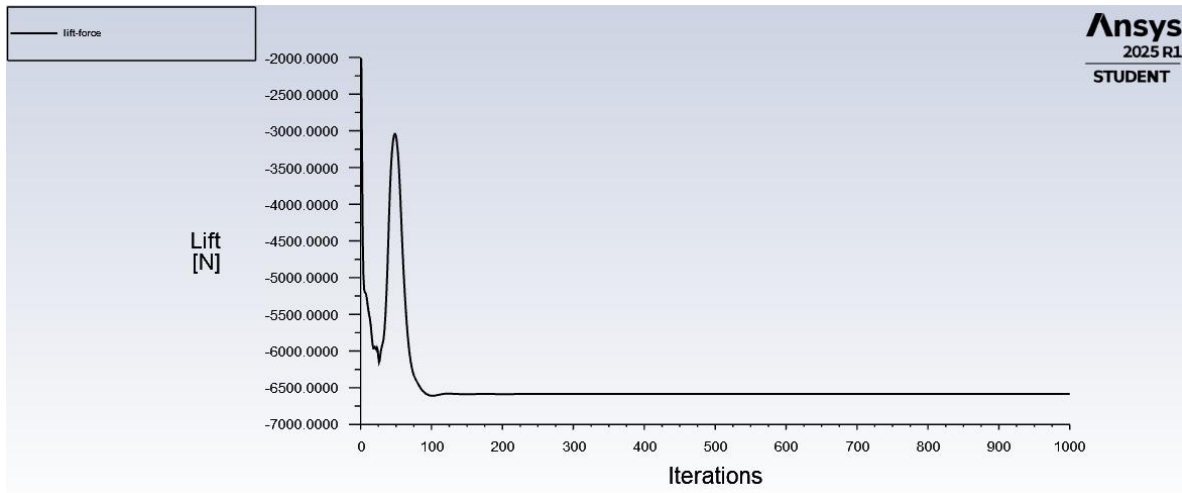


Figura 145. Convergencia de la fuerza de sustentación de la configuración 3.

iter	continuity	x-velocity	y-velocity	energy	k	omega	lift-force	drag-force	lift-coeff	drag-coeff	time/iter
991	1.9972e-05	3.8548e-09	2.2587e-09	1.5076e-16	1.1631e-04	5.0633e-06	-6.5833e+03	2.9552e+02	-2.2695e+00	1.0188e-01	0:00:19 9
992	2.0035e-05	3.8442e-09	2.2632e-09	1.5209e-16	1.1621e-04	5.0457e-06	-6.5834e+03	2.9552e+02	-2.2695e+00	1.0188e-01	0:00:17 8
993	2.0071e-05	3.8554e-09	2.2764e-09	1.5194e-16	1.1632e-04	4.9904e-06	-6.5834e+03	2.9552e+02	-2.2695e+00	1.0188e-01	0:00:15 7
994	2.0218e-05	3.8707e-09	2.2883e-09	1.5035e-16	1.1623e-04	4.9881e-06	-6.5834e+03	2.9552e+02	-2.2695e+00	1.0188e-01	0:00:12 6
995	2.0309e-05	3.8940e-09	2.3030e-09	1.5132e-16	1.1633e-04	4.9420e-06	-6.5834e+03	2.9552e+02	-2.2695e+00	1.0188e-01	0:00:10 5
996	2.0483e-05	3.9266e-09	2.3163e-09	1.5278e-16	1.1624e-04	4.9552e-06	-6.5834e+03	2.9552e+02	-2.2695e+00	1.0188e-01	0:00:08 4
997	2.0590e-05	3.9539e-09	2.3286e-09	1.5208e-16	1.1634e-04	4.9199e-06	-6.5834e+03	2.9552e+02	-2.2695e+00	1.0188e-01	0:00:06 3
998	2.0740e-05	3.9930e-09	2.3399e-09	1.5150e-16	1.1624e-04	4.9392e-06	-6.5834e+03	2.9552e+02	-2.2695e+00	1.0188e-01	0:00:04 2
999	2.0819e-05	4.0116e-09	2.3453e-09	1.5181e-16	1.1634e-04	4.9046e-06	-6.5834e+03	2.9552e+02	-2.2695e+00	1.0188e-01	0:00:02 1
1000	2.0909e-05	4.0444e-09	2.3496e-09	1.5066e-16	1.1624e-04	4.9216e-06	-6.5834e+03	2.9552e+02	-2.2695e+00	1.0188e-01	0:00:00 0

Figura 146. Resultados de la simulación de la configuración 3.

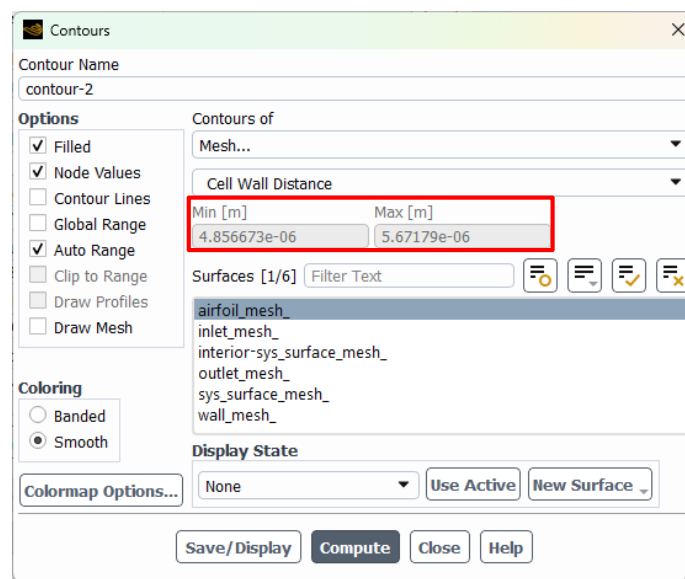


Figura 147. Distancia del borde del perfil al nodo de la primera celda de la configuración 3.

# 5. CAPÍTULO 5

## Análisis de resultados

## 5.1 Análisis de resultados

En este capítulo se analizaron los resultados obtenidos de las simulaciones que previamente fueron realizadas en el software de Ansys Fluent ®, se aprecian los resultados en tablas y gráficas con la finalidad de interpretarlos de manera más clara.

Primeramente, se muestra la tabla de cada una de las calidades de malla que se han obtenido de las simulaciones a diferentes ángulos de ataque del alerón y se compararon con la malla de alerón base que se obtuvo del alerón SF-23 de Ferrari.

	Configuración	No. de elementos	Ortogonalidad	Oblicuidad
0	Base	481821	0.93296	0.11487
1	$\alpha = 18^\circ$	487075	0.93047	0.12085
2	$\alpha + 2^\circ$	486429	0.93196	0.11787
3	$\alpha - 2^\circ$	488648	0.93126	0.11872

Tabla 13. Calidades de cada malla.

Al graficar los datos se obtuvo la siguiente.

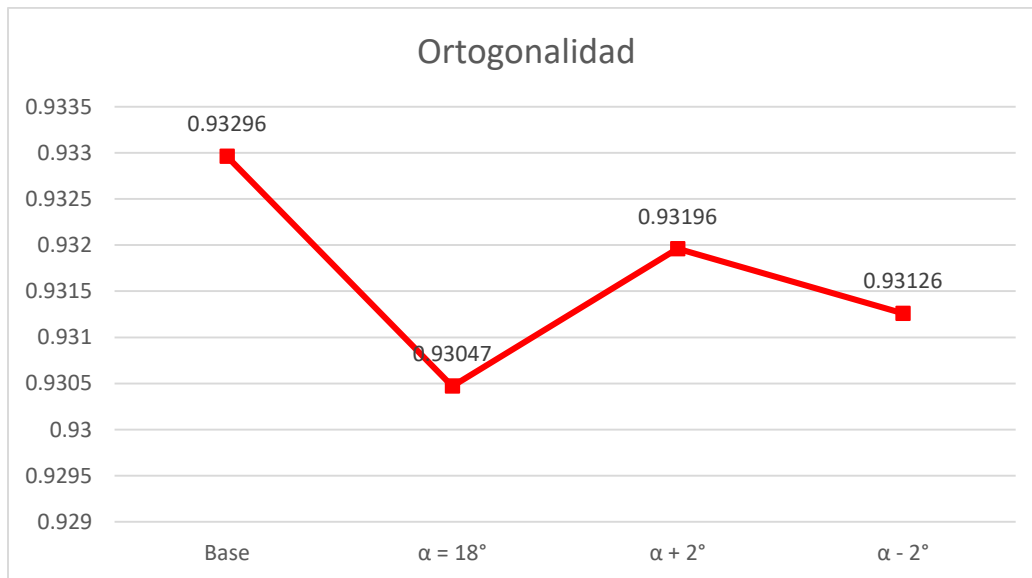


Figura 148. Calidad ortogonal de cada malla.

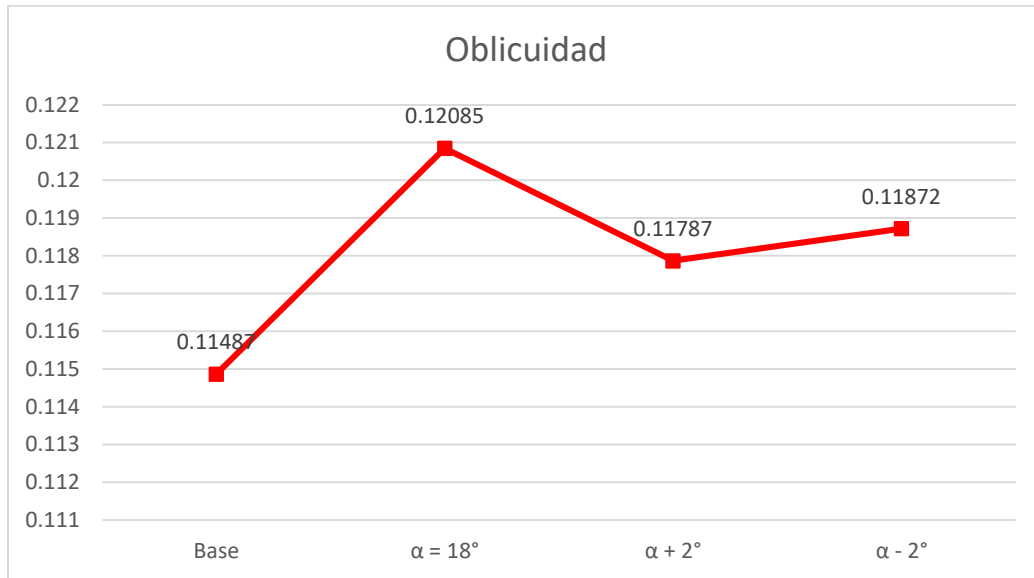


Figura 149. Calidad oblicua de cada malla.

En la tabla 13 se observa que la malla con el mayor número de elementos es la malla de la configuración 3 en donde se analizó el alerón con los perfiles NACA a  $16^\circ$  con respecto a la horizontal. Sin embargo, la malla en la que se obtuvo la mejor calidad promedio fue la malla del alerón base, mientras que la malla que obtuvo menor calidad fue la malla de la configuración 1 de  $18^\circ$ . Es importante mencionar que todas las mallas han alcanzado un nivel de malla excelente de acuerdo a los criterios de calidad de malla que se mostraron en la tabla 3 en el capítulo 3.

Mientras tanto al efectuar las simulaciones se obtuvieron los resultados que se muestran a continuación.

Configuración	<i>Cd</i>	<i>Cl</i>	<i>Fd (N)</i>	<i>Fl (N)</i>	<i>Eficiencia</i>
0 Base	0.11927	-2.0397	345.96	-5916.8	17.102
1 $\alpha = 18^\circ$	0.11616	-2.3798	336.96	-6903.3	20.487
2 $\alpha + 2^\circ$	0.13297	-2.3964	385.71	-6951.5	18.022
3 $\alpha - 2^\circ$	0.10188	-2.2695	295.52	-6583.4	22.276

Tabla 14. Resultados de los coeficientes de arrastre y sustentación.

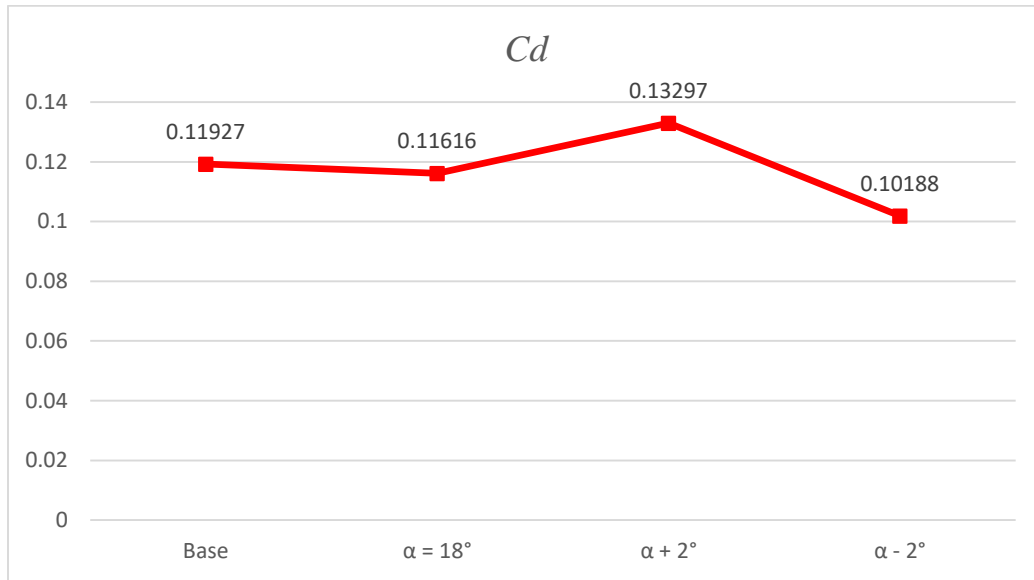


Figura 150. Gráfica de resultados de los coeficientes de arrastre de cada simulación.

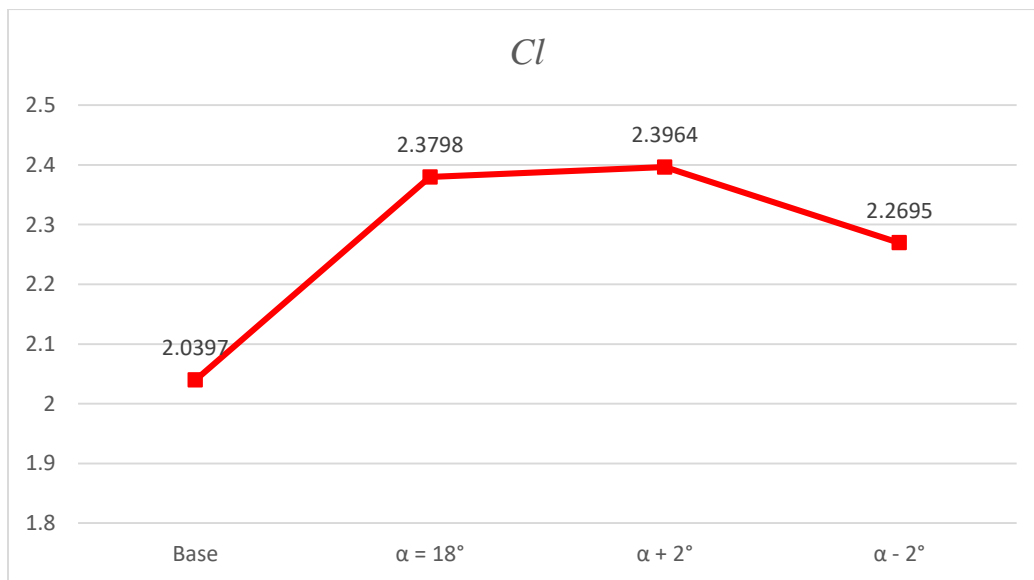


Figura 151. Gráfica de resultados de los coeficientes de sustentación de cada simulación.

Se analizó la tabla de resultados de los coeficientes de arrastre y sustentación (tabla 14), se compararon con los resultados de la simulación del perfil base de varios elementos y de esta manera se observó cual fue el mejor perfil.

De la tabla 14, se observa que los coeficientes y las fuerzas de sustentación son negativas, por lo tanto, se entiende que es una sustentación negativa o también conocido

como carga aerodinámica, visto de otra manera es la fuerza ejercida por el viento que actúa de manera vertical empujando al vehículo hacia el suelo. Por consiguiente, se deduce que la fuerza que se obtuvo de las simulaciones se comportaron como se esperaba.

Para el perfil de varios elementos base se obtuvieron el coeficiente de arrastre y sustentación  $Cd = 0.11927$  y  $Cl = -2.0397$ , respectivamente, el cual dio una eficiencia de 17.102. Estos resultados reflejan un buen balance aerodinámico en donde la carga aerodinámica alcanza un buen valor sin aumentar de manera significativa la resistencia.

Para la primera configuración del perfil de varios elementos realizada con los perfiles NACA se obtuvieron los siguientes coeficientes de arrastre y sustentación respectivamente,  $Cd = 0.11616$  y  $Cl = -2.3798$ , obteniendo una eficiencia de 20.487. Este alerón ofrece un valor de eficiencia intermedia entre los otros y aunque ofrece uno de los mejores valores de sustentación el valor de resistencia es alto. Esto significa que aumenta la fuerza de empuje hacia el suelo lo que significa que se vuelve más estable en curvas sin embargo en las rectas la fuerza de resistencia aumenta lo que disminuye su eficiencia.

Para la configuración 2, se observó que existe un valor de eficiencia menor al de la configuración 1, sin embargo, se mantiene favorable. Este alerón ofrece el mayor valor de sustentación, pero el valor de resistencia aumenta siendo este alerón el que sufre la mayor fuerza de arrastre.

Para la configuración 3, se observó que esta ofreció la mejor eficiencia, además mostró el valor de resistencia más bajo y un valor de sustentación rescatable y mayor al del modelo base.

Al comparar los resultados de las tres configuraciones con los resultados de perfil base se observó que la configuración 1 y la configuración 3 obtuvieron la eficiencia más alta, sin embargo, en la configuración 1 el coeficiente de sustentación es mayor que el de la configuración 3, pero el coeficiente de arrastre es mayor por lo tanto existe una mayor fuerza actuando de manera contraria a la dirección de avance. Por lo tanto, se define el alerón de la configuración 3 con un ángulo de ataque de  $16^\circ$  como el mejor, debido a que es el que sufre menor fuerza de arrastre y proporciona la mejor eficiencia.

## 6. Conclusión

Después de haber realizado las diferentes simulaciones y obtenido los resultados se concluyó que el alerón que ofrece las mejores prestaciones aerodinámicas fue el de la configuración 3 con un ángulo de ataque de  $16^\circ$ , debido a que ofreció el coeficiente de arrastre mínimo y la mejor eficiencia, siendo de 22.276. Con esto se cumple la hipótesis puesto que se logró una mejora en el coeficiente de arrastre en comparación al perfil base que se obtuvo de la sección del alerón SF-23. Además, se cumplió el objetivo general al obtener un diseño con el uso de perfiles NACA invertidos debido a que se utilizaron para aplicaciones automotrices, esto mejoró los coeficientes aerodinámicos. En términos de competición se puede traducir que al ofrecer el menor coeficiente de arrastre también se disminuye la fuerza de arrastre, ya que son directamente proporcionales, esto significa que el alerón al sufrir la menor fuerza de resistencia tiene más capacidad de avance, especialmente en pistas con rectas prolongadas, que es en donde se busca que el vehículo tenga la menor fuerza de resistencia con el aire para poder alcanzar una mayor velocidad punta.

Es importante comprender el comportamiento de los fluidos a diferentes velocidades y temperaturas ya que en función a la temperatura será la densidad y viscosidad con la que se requiera trabajar. Además, la utilidad de los modelos de turbulencia en este tipo de análisis es crucial porque utiliza métodos numéricos que ayudan a obtener una aproximación de la solución de las ecuaciones de Navier - Stokes para conocer el resultado de manera aproximado a la realidad.

La configuración de la simulación se debe realizar de manera cuidadosa por los parámetros físicos a los que se somete la simulación, como la velocidad y las medidas del alerón, gracias a esto se conoce en qué régimen turbulento se encuentra, esto es importante al momento de definir los modelos de turbulencia.

Por otra parte, la malla es algo crucial en las simulaciones debido que es la parte más importante de la simulación para obtener resultados congruentes. Existen varios tipos de malla, sin embargo, depende de la geometría y de la versión utilizada los números de nodos

y elementos permitidos. Es muy importante obtener una malla de al menos “buena” calidad para que los resultados se puedan considerar fiables.

Al haber realizado este proyecto de tesis y comparado los resultados se concluye que el modelo de turbulencia  $k-\omega$  SST es óptimo para efectuar este tipo de simulaciones, ya que es importante tener en cuenta la capa límite al momento de que el solver soluciona las ecuaciones para que de esta manera ayude a obtener resultados más aproximados a los reales. Por otro lado, los solucionadores de los métodos numéricos que utiliza Ansys (SIMPLE, PISO, COUPLE), en este caso afectó únicamente en el tiempo de cómputo, pues en todos arrojó los mismos resultados, lo cual podría deberse al tipo de computador que ha sido utilizado en este trabajo de investigación debido al número de núcleos permitidos.

En la industria es de gran importancia el uso de la herramienta de CFD debido al ahorro de recursos y la precisión de los resultados. Sin embargo, debido a los modelos de turbulencia que existen las supercomputadoras son altamente costosas, aun así, sigue siendo viable. En esta investigación se utilizó el modelo de turbulencia  $K-\omega$  SST en lugar del  $K-\varepsilon$  *realizable* ya que se obtienen mejores resultados debido a la aproximación a la pared y la capa límite de la superficie, los cuales pertenecen al modelo de turbulencia RANS, el más indicado para el tipo de computadora y modelo de turbulencia para resolver el escenario aerodinámico en la que se ejecutaron las simulaciones.

Finalmente, se recomienda realizar más investigaciones sobre alerones de varios elementos especialmente para alerones de vehículos, debido a que existen pocos estudios en la literatura y resulta ser interesante para poder entender mejor el comportamiento de este tipo de configuraciones, al mismo tiempo servirá para comprender el tipo de malla y los métodos de mallado que se deben ocupar al realizar las mallas ya que al ser alerones en cascada requieren de diferentes tratamientos de refinamiento para obtener calidad buenas o excelentes de malla y así obtener resultados más precisos, así como también tener en cuenta los modelos de turbulencia más adecuados para computadoras de bajas especificaciones, especialmente para estudiantes de nivel superior que tienen la inquietud de indagar en este campo.



## 6.1 Trabajos futuros

Los resultados y la metodología desarrolladas en esta Tesis abren oportunidades para investigaciones futuras en el área de la aerodinámica aplicada a componentes automovilísticos, especialmente en el diseño de alerones para vehículos de alto desempeño, sin embargo, también puede aportar a investigaciones que tengan relación con la aerodinámica o la mecánica de fluidos. Debido a que la generación de mallas es un paso que no se puede omitir, esta investigación abordó de manera detallada la creación de mallas para perfiles aerodinámicos, específicamente para perfiles aerodinámicos de varios elementos en cascada, llevada a cabo mediante Ansys Fluent, lo que puede servir como referencia para estudios posteriores que involucren este tipo de configuraciones.

Asimismo, los resultados obtenidos en la validación de la metodología con el uso del modelo de turbulencia  $k-\omega$  SST brinda una base sólida para futuras simulaciones de este tipo ya que se obtienen buenos resultados, lo que asegura que es un modelo eficiente para simulaciones con análisis cercanos a la pared o en la capa límite.

Finalmente, este trabajo también puede servir como una herramienta de apoyo para la comunidad estudiantil, no solo como una referencia teórica, si no como una guía práctica para abordar proyectos y prácticas relacionadas con la mecánica de fluidos computacional para el desarrollo académico. El trabajo desarrollado puede servir para comprender temas de interés como los son el comportamiento de flujos alrededor de cuerpos aerodinámicos, modelos de turbulencia, creación de mallas mediante métodos de mallado e interpretación de resultados de interés como coeficientes de arrastre y sustentación, velocidades en zonas específicas, diferencias de presiones y zonas de turbulencia. Estos temas son fundamentales en materias como Mecánica de Fluidos, Transferencia de calor, Elemento finito, Aerodinámica y Simulación numérica, por lo que el contenido de esta tesis puede contribuir al fortalecimiento del aprendizaje práctico y al desarrollo de habilidades en estudiantes de ingeniería.

# APÉNDICE

Propiedades del aire a 1 atm de presión

Temp. $T, ^\circ\text{C}$	Densidad $\rho, \text{kg/m}^3$	Calor específico $c_p$ $\text{J/kg} \cdot \text{K}$	Conductividad térmica $k, \text{W/m} \cdot \text{K}$	Difusividad térmica $\alpha, \text{m}^2/\text{s}$	Viscosidad dinámica $\mu, \text{kg/m} \cdot \text{s}$	Viscosidad cinemática $\nu, \text{m}^2/\text{s}$	Número de Prandtl Pr
-150	2.866	983	0.01171	$4.158 \times 10^{-6}$	$8.636 \times 10^{-6}$	$3.013 \times 10^{-6}$	0.7246
-100	2.038	966	0.01582	$8.036 \times 10^{-6}$	$1.189 \times 10^{-5}$	$5.837 \times 10^{-6}$	0.7263
-50	1.582	999	0.01979	$1.252 \times 10^{-5}$	$1.474 \times 10^{-5}$	$9.319 \times 10^{-6}$	0.7440
-40	1.514	1002	0.02057	$1.356 \times 10^{-5}$	$1.527 \times 10^{-5}$	$1.008 \times 10^{-5}$	0.7436
-30	1.451	1004	0.02134	$1.465 \times 10^{-5}$	$1.579 \times 10^{-5}$	$1.087 \times 10^{-5}$	0.7425
-20	1.394	1005	0.02211	$1.578 \times 10^{-5}$	$1.630 \times 10^{-5}$	$1.169 \times 10^{-5}$	0.7408
-10	1.341	1006	0.02288	$1.696 \times 10^{-5}$	$1.680 \times 10^{-5}$	$1.252 \times 10^{-5}$	0.7387
0	1.292	1006	0.02364	$1.818 \times 10^{-5}$	$1.729 \times 10^{-5}$	$1.338 \times 10^{-5}$	0.7362
5	1.269	1006	0.02401	$1.880 \times 10^{-5}$	$1.754 \times 10^{-5}$	$1.382 \times 10^{-5}$	0.7350
10	1.246	1006	0.02439	$1.944 \times 10^{-5}$	$1.778 \times 10^{-5}$	$1.426 \times 10^{-5}$	0.7336
15	1.225	1007	0.02476	$2.009 \times 10^{-5}$	$1.802 \times 10^{-5}$	$1.470 \times 10^{-5}$	0.7323
20	1.204	1007	0.02514	$2.074 \times 10^{-5}$	$1.825 \times 10^{-5}$	$1.516 \times 10^{-5}$	0.7309
25	1.184	1007	0.02551	$2.141 \times 10^{-5}$	$1.849 \times 10^{-5}$	$1.562 \times 10^{-5}$	0.7296
30	1.164	1007	0.02588	$2.208 \times 10^{-5}$	$1.872 \times 10^{-5}$	$1.608 \times 10^{-5}$	0.7282
35	1.145	1007	0.02625	$2.277 \times 10^{-5}$	$1.895 \times 10^{-5}$	$1.655 \times 10^{-5}$	0.7268
40	1.127	1007	0.02662	$2.346 \times 10^{-5}$	$1.918 \times 10^{-5}$	$1.702 \times 10^{-5}$	0.7255
45	1.109	1007	0.02699	$2.416 \times 10^{-5}$	$1.941 \times 10^{-5}$	$1.750 \times 10^{-5}$	0.7241
50	1.092	1007	0.02735	$2.487 \times 10^{-5}$	$1.963 \times 10^{-5}$	$1.798 \times 10^{-5}$	0.7228
60	1.059	1007	0.02808	$2.632 \times 10^{-5}$	$2.008 \times 10^{-5}$	$1.896 \times 10^{-5}$	0.7202
70	1.028	1007	0.02881	$2.780 \times 10^{-5}$	$2.052 \times 10^{-5}$	$1.995 \times 10^{-5}$	0.7177
80	0.9994	1008	0.02953	$2.931 \times 10^{-5}$	$2.096 \times 10^{-5}$	$2.097 \times 10^{-5}$	0.7154
90	0.9718	1008	0.03024	$3.086 \times 10^{-5}$	$2.139 \times 10^{-5}$	$2.201 \times 10^{-5}$	0.7132
100	0.9458	1009	0.03095	$3.243 \times 10^{-5}$	$2.181 \times 10^{-5}$	$2.306 \times 10^{-5}$	0.7111
120	0.8977	1011	0.03235	$3.565 \times 10^{-5}$	$2.264 \times 10^{-5}$	$2.522 \times 10^{-5}$	0.7073
140	0.8542	1013	0.03374	$3.898 \times 10^{-5}$	$2.345 \times 10^{-5}$	$2.745 \times 10^{-5}$	0.7041
160	0.8148	1016	0.03511	$4.241 \times 10^{-5}$	$2.420 \times 10^{-5}$	$2.975 \times 10^{-5}$	0.7014
180	0.7788	1019	0.03646	$4.593 \times 10^{-5}$	$2.504 \times 10^{-5}$	$3.212 \times 10^{-5}$	0.6992
200	0.7459	1023	0.03779	$4.954 \times 10^{-5}$	$2.577 \times 10^{-5}$	$3.455 \times 10^{-5}$	0.6974
250	0.6746	1033	0.04104	$5.890 \times 10^{-5}$	$2.760 \times 10^{-5}$	$4.091 \times 10^{-5}$	0.6946
300	0.6158	1044	0.04418	$6.871 \times 10^{-5}$	$2.934 \times 10^{-5}$	$4.765 \times 10^{-5}$	0.6935
350	0.5664	1056	0.04721	$7.892 \times 10^{-5}$	$3.101 \times 10^{-5}$	$5.475 \times 10^{-5}$	0.6937
400	0.5243	1069	0.05015	$8.951 \times 10^{-5}$	$3.261 \times 10^{-5}$	$6.219 \times 10^{-5}$	0.6948
450	0.4880	1081	0.05298	$1.004 \times 10^{-4}$	$3.415 \times 10^{-5}$	$6.997 \times 10^{-5}$	0.6965
500	0.4565	1093	0.05572	$1.117 \times 10^{-4}$	$3.563 \times 10^{-5}$	$7.806 \times 10^{-5}$	0.6986
600	0.4042	1115	0.06093	$1.352 \times 10^{-4}$	$3.846 \times 10^{-5}$	$9.515 \times 10^{-5}$	0.7037
700	0.3627	1135	0.06581	$1.598 \times 10^{-4}$	$4.111 \times 10^{-5}$	$1.133 \times 10^{-4}$	0.7092
800	0.3289	1153	0.07037	$1.855 \times 10^{-4}$	$4.362 \times 10^{-5}$	$1.326 \times 10^{-4}$	0.7149
900	0.3008	1169	0.07465	$2.122 \times 10^{-4}$	$4.600 \times 10^{-5}$	$1.529 \times 10^{-4}$	0.7206
1000	0.2772	1184	0.07868	$2.398 \times 10^{-4}$	$4.826 \times 10^{-5}$	$1.741 \times 10^{-4}$	0.7260
1500	0.1990	1234	0.09599	$3.908 \times 10^{-4}$	$5.817 \times 10^{-5}$	$2.922 \times 10^{-4}$	0.7478
2000	0.1553	1264	0.11113	$5.664 \times 10^{-4}$	$6.630 \times 10^{-5}$	$4.270 \times 10^{-4}$	0.7539

Nota: Para gases ideales,  $c_p$ ,  $k$ ,  $\mu$  y Pr son independientes de la presión. Las propiedades  $\rho$ ,  $\nu$  y  $\alpha$  a una presión  $P$  distinta a 1 atm se determinan cuando se multiplican los valores de  $\rho$  a la temperatura dada por  $P$  (en atm) y cuando se dividen  $\nu$  y  $\alpha$  entre  $P$  (en atm).

Fuente: Datos generados a partir del Software EES desarrollado por S. A. Klein y F. L. Alvarado. Fuentes originales: Keenan, Chao, Keyes, Gas Tables, Wiley, 198; and Thermophysical Properties of Matter, Vol. 3: Thermal Conductivity, Y. S. Touloukian, P. E. Liley, S. C. Saxena, Vol. 11: Viscosity, Y. S. Touloukian, S. C. Saxena, y P. Hestermans, IFI/Plenum, NY, 1970, ISBN 0-306067020-8.

Tabla 15. Propiedades del aire a 1 atm de presión [25].

Coordenadas de los puntos del Perfil aerodinámico NACA 0012 para exportarlos a ANSYS.

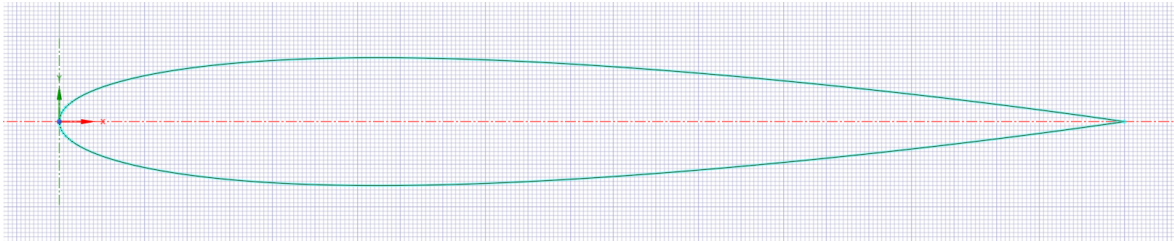


Figura 21. Perfil aerodinámico NACA 0012 con una longitud de cuerda de  $c = 1m$ .

Polyline=True					
1 1.000000	0.000000	1 0.726995	0.033610	1 0.193546	0.056986
1 0.999753	0.000036	1 0.712890	0.035048	1 0.181288	0.056159
1 0.999013	0.000143	1 0.698574	0.036478	1 0.169344	0.055232
1 0.997781	0.000322	1 0.684062	0.037896	1 0.157726	0.054206
1 0.996057	0.000572	1 0.669369	0.039300	1 0.146447	0.053083
1 0.993844	0.000891	1 0.654508	0.040686	1 0.135516	0.051862
1 0.991144	0.001280	1 0.639496	0.042052	1 0.124944	0.050546
1 0.987958	0.001737	1 0.624345	0.043394	1 0.114743	0.049138
1 0.984292	0.002260	1 0.609072	0.044708	1 0.104922	0.047638
1 0.980147	0.002849	1 0.593691	0.045992	1 0.095492	0.046049
1 0.975528	0.003501	1 0.578217	0.047242	1 0.086460	0.044374
1 0.970440	0.004216	1 0.562667	0.048455	1 0.077836	0.042615
1 0.964888	0.004990	1 0.547054	0.049626	1 0.069629	0.040776
1 0.964888	0.004990	1 0.531395	0.050754	1 0.061847	0.038859
1 0.958877	0.005822	1 0.515705	0.051833	1 0.054497	0.036867
1 0.952414	0.006710	1 0.500000	0.052862	1 0.047586	0.034803
1 0.945503	0.007651	1 0.484295	0.053835	1 0.041123	0.032671
1 0.938153	0.008643	1 0.468605	0.054749	1 0.035112	0.030473
1 0.930371	0.009684	1 0.452946	0.055602	1 0.029560	0.028213
1 0.922164	0.010770	1 0.437333	0.056390	1 0.024472	0.025893
1 0.913540	0.011900	1 0.421783	0.057108	1 0.019853	0.023517
1 0.904508	0.013071	1 0.406309	0.057755	1 0.015708	0.021088
1 0.895078	0.014280	1 0.390928	0.058326	1 0.012042	0.018607
1 0.885257	0.015523	1 0.375655	0.058819	1 0.008856	0.016078
1 0.875056	0.016800	1 0.360504	0.059230	1 0.006156	0.013503
1 0.864484	0.018106	1 0.345492	0.059557	1 0.003943	0.010884
1 0.853553	0.019438	1 0.330631	0.059797	1 0.002219	0.008223
1 0.842274	0.020795	1 0.315938	0.059947	1 0.000987	0.005521
1 0.830656	0.022173	1 0.301426	0.060006	1 0.000247	0.002779
1 0.818712	0.023569	1 0.287110	0.059971	1 0.000000	0.000000
1 0.806454	0.024981	1 0.273005	0.059841	1 0.000247	-0.002779
1 0.793893	0.026405	1 0.259123	0.059614	1 0.000987	-0.005521
1 0.781042	0.027838	1 0.245479	0.059288	1 0.002219	-0.008223
1 0.767913	0.029279	1 0.232087	0.058863	1 0.003943	-0.010884
1 0.754521	0.030723	1 0.218958	0.058338	1 0.006156	-0.013503
1 0.740877	0.032168	1 0.206107	0.057712	1 0.008856	-0.016078

1 0.012042	-0.018607	1 0.330631	-0.059797	1 0.806454	-0.024981
1 0.015708	-0.021088	1 0.345492	-0.059557	1 0.818712	-0.023569
1 0.019853	-0.023517	1 0.360504	-0.059230	1 0.830656	-0.022173
1 0.024472	-0.025893	1 0.375655	-0.058819	1 0.842274	-0.020795
1 0.029560	-0.028213	1 0.390928	-0.058326	1 0.853553	-0.019438
1 0.035112	-0.030473	1 0.406309	-0.057755	1 0.864484	-0.018106
1 0.041123	-0.032671	1 0.421783	-0.057108	1 0.875056	-0.016800
1 0.047586	-0.034803	1 0.437333	-0.056390	1 0.885257	-0.015523
1 0.054497	-0.036867	1 0.452946	-0.055602	1 0.895078	-0.014280
1 0.061847	-0.038859	1 0.468605	-0.054749	1 0.904508	-0.013071
1 0.069629	-0.040776	1 0.484295	-0.053835	1 0.913540	-0.011900
1 0.077836	-0.042615	1 0.500000	-0.052862	1 0.922164	-0.010770
1 0.086460	-0.044374	1 0.515705	-0.051833	1 0.930371	-0.009684
1 0.095492	-0.046049	1 0.531395	-0.050754	1 0.938153	-0.008643
1 0.104922	-0.047638	1 0.547054	-0.049626	1 0.945503	-0.007651
1 0.114743	-0.049138	1 0.562667	-0.048455	1 0.952414	-0.006710
1 0.124944	-0.050546	1 0.578217	-0.047242	1 0.958877	-0.005822
1 0.135516	-0.051862	1 0.593691	-0.045992	1 0.964888	-0.004990
1 0.146447	-0.053083	1 0.609072	-0.044708	1 0.970440	-0.004216
1 0.157726	-0.054206	1 0.624345	-0.043394	1 0.975528	-0.003501
1 0.169344	-0.055232	1 0.639496	-0.042052	1 0.980147	-0.002849
1 0.181288	-0.056159	1 0.654508	-0.040686	1 0.984292	-0.002260
1 0.193546	-0.056986	1 0.669369	-0.039300	1 0.987958	-0.001737
1 0.206107	-0.057712	1 0.684062	-0.037896	1 0.991144	-0.001280
1 0.218958	-0.058338	1 0.698574	-0.036478	1 0.993844	-0.000891
1 0.232087	-0.058863	1 0.712890	-0.035048	1 0.996057	-0.000572
1 0.245479	-0.059288	1 0.726995	-0.033610	1 0.997781	-0.000322
1 0.259123	-0.059614	1 0.740877	-0.032168	1 0.999013	-0.000143
1 0.273005	-0.059841	1 0.754521	-0.030723	1 0.999753	-0.000036
1 0.287110	-0.059971	1 0.767913	-0.029279	1 1.000000	0.000000
1 0.301426	-0.060006	1 0.781042	-0.027838		
1 0.315938	-0.059947	1 0.793893	-0.026405		

Coordenadas de los puntos del perfil aerodinámico de varios elementos obtenido del alerón SF-23 denominado también perfil base.

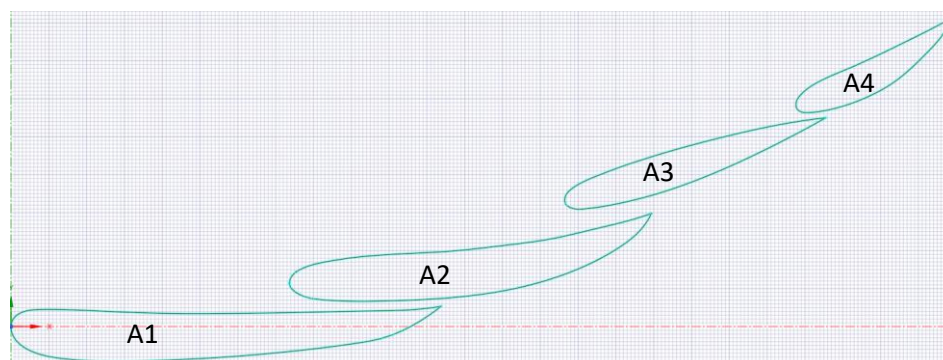


Figura 56. Perfil aerodinámico de varios elementos del alerón delantero de Fórmula 1 SF23.

A1		
Polyline=True	1 0.00533686 0.00726145	1 0.02055906 0.00900801
1 0 0	1 0.00552028 0.00734269	1 0.0217783 0.00900425
1 0.00000372 0.00009527	1 0.00571313 0.00742472	1 0.02390073 0.00898452
1 0.00001099 0.0002357	1 0.00590071 0.00750132	1 0.02569301 0.00895588
1 0.00002093 0.00038319	1 0.00612049 0.00758723	1 0.02752331 0.00891644
1 0.00005973 0.00078093	1 0.0063328 0.00766643	1 0.03072988 0.00882582
1 0.00011765 0.00118451	1 0.00649618 0.00772494	1 0.03464026 0.00868567
1 0.00019068 0.00156669	1 0.00667519 0.00778671	1 0.03841443 0.00852901
1 0.00029888 0.00200899	1 0.00685494 0.00784634	1 0.0423756 0.00835271
1 0.00041374 0.00238851	1 0.0071598 0.00794224	1 0.04697772 0.00814501
1 0.00054024 0.00274034	1 0.00746791 0.00803276	1 0.05240964 0.00790353
1 0.00071221 0.00314482	1 0.00775023 0.00811034	1 0.05804489 0.00766402
1 0.00084941 0.00342381	1 0.00793753 0.00815912	1 0.06297019 0.00746966
1 0.0009633 0.0036328	1 0.0081359 0.00820851	1 0.06812515 0.00728686
1 0.00108265 0.00383368	1 0.00833072 0.00825483	1 0.07435945 0.00710204
1 0.00128382 0.00413814	1 0.00863762 0.00832356	1 0.079128 0.00699239
1 0.00151229 0.00444428	1 0.00889533 0.00837743	1 0.08485932 0.00689695
1 0.00176412 0.00474518	1 0.00911389 0.00842049	1 0.08954424 0.00684702
1 0.00203057 0.00503143	1 0.00951501 0.0084935	1 0.09360244 0.00682295
1 0.00229415 0.0052888	1 0.01006939 0.00858239	1 0.09894135 0.00681467
1 0.00254349 0.00551292	1 0.01067363 0.00866472	1 0.1045432 0.00682901
1 0.00282263 0.00574506	1 0.01126178 0.00873174	1 0.11037764 0.00686228
1 0.00309926 0.0059584	1 0.0118976 0.00879126	1 0.11580825 0.00690384
1 0.00336926 0.00615271	1 0.01249825 0.0088367	1 0.12103924 0.00694914
1 0.00372051 0.00638755	1 0.01320275 0.00887861	1 0.12658024 0.00700336
1 0.00399477 0.00655839	1 0.01387969 0.00890931	1 0.13212075 0.00706596
1 0.00429335 0.00673298	1 0.01479676 0.00893955	1 0.13996741 0.00717294
1 0.00460571 0.00690384	1 0.01564409 0.00895976	1 0.1475686 0.00730193
1 0.00484242 0.00702584	1 0.0165598 0.00897701	1 0.15314611 0.00741425
1 0.00510461 0.00715389	1 0.01780596 0.0089942	1 0.160028 0.00756687
	1 0.0192077 0.00900524	1 0.16740785 0.00773643

1 0.17358642 0.00787377	1 0.03882384 -0.01791219	1 0.14742464 0.02401194
1 0.17796578 0.00796427	1 0.03502359 -0.01766801	1 0.14749629 0.02428462
1 0.1837194 0.00807115	1 0.03168135 -0.0173914	1 0.14758937 0.02457849
1 0.18932196 0.00815912	1 0.02837693 -0.01705257	1 0.14769576 0.02486572
1 0.19475207 0.00823352	1 0.02582518 -0.01674132	1 0.14782684 0.02517474
1 0.20077142 0.00834479	1 0.02421239 -0.01651952	1 0.14798048 0.02549462
1 0.20392645 0.00843332	1 0.02225297 -0.01621542	1 0.14813552 0.02578454
1 0.2074574 0.00856994	1 0.02055906 -0.0159134	1 0.1483385 0.02612722
1 0.21030563 0.00871653	1 0.01880602 -0.0155536	1 0.14853978 0.02643522
1 0.21371081 0.00894353	1 0.01723304 -0.0151821	1 0.14871635 0.02668443
1 0.21674372 0.00920111	1 0.01564409 -0.01475221	1 0.1489051 0.02693254
1 0.22054519 0.00960948	1 0.01438784 -0.01436804	1 0.14910247 0.02717441
1 0.22418463 0.0101023	1 0.01304511 -0.01390871	1 0.14928251 0.02738108
1 0.22526915 0.01027041	1 0.0118976 -0.01347176	1 0.14948354 0.02759757
1 0.22656873 0.01048556	1 0.01082059 -0.01302032	1 0.14969929 0.02781461
1 0.22719267 0.01059432	1 0.00984865 -0.01257503	1 0.14994275 0.02804273
1 0.2275897 0.01066543	1 0.00911389 -0.01221236	1 0.15023339 0.0282948
1 0.22719267 0.0103552	1 0.00803995 -0.01163709	1 0.1508482 0.02876872
1 0.22656873 0.00987245	1 0.0071598 -0.01111807	1 0.15152269 0.02921788
1 0.22552801 0.00908026	1 0.00649618 -0.01069275	1 0.15209949 0.02955946
1 0.22418463 0.00808189	1 0.00571313 -0.01014609	1 0.15273821 0.02990543
1 0.22054519 0.00551529	1 0.00502364 -0.00961698	1 0.15344738 0.03026161
1 0.21704338 0.00323844	1 0.00429335 -0.00899716	1 0.15427034 0.0306438
1 0.21221669 0.00041503	1 0.00372051 -0.00845888	1 0.15519285 0.03103684
1 0.2074574 -0.00200508	1 0.00320518 -0.00792668	1 0.15627241 0.03145517
1 0.20187708 -0.00437263	1 0.00268945 -0.00733760	1 0.15725522 0.03180194
1 0.19565861 -0.00639894	1 0.00229415 -0.00683794	1 0.15834198 0.03215269
1 0.18932196 -0.00778254	1 0.00197706 -0.00639894	1 0.15946353 0.03248361
1 0.18102797 -0.00906641	1 0.00163949 -0.00588391	1 0.16042755 0.03274642
1 0.17358642 -0.01011098	1 0.00132776 -0.00535115	1 0.1612045 0.03294567
1 0.16450952 -0.01126686	1 0.00108265 -0.00488006	1 0.16191041 0.03311821
1 0.15459873 -0.01240574	1 0.00084941 -0.00437263	1 0.16318436 0.0334118
1 0.1475686 -0.0131511	1 0.00058655 -0.00369988	1 0.16467927 0.03373022
1 0.13751823 -0.01414237	1 0.00039382 -0.00309794	1 0.16606011 0.03400251
1 0.1286585 -0.01493822	1 0.00022026 -0.00240801	1 0.16740785 0.034251
1 0.12185716 -0.01549402	1 0.00010768 -0.00179634	1 0.16913085 0.03454831
1 0.11580825 -0.01594469	1 0.00003115 -0.00115771	1 0.17055409 0.03478047
1 0.10920512 -0.01638773	1 -0.00000198 -0.00057693	1 0.17172958 0.03496556
1 0.10055295 -0.01689592	1 -0.00000511 -0.00039856	1 0.17279868 0.03513038
1 0.09449251 -0.01720746	1 -0.00000421 -0.00016804	1 0.17411456 0.03533084
1 0.08954424 -0.01743717	1 0 0	1 0.17524896 0.0355035
1 0.08485932 -0.01763555	A2	1 0.17616798 0.0356446
1 0.079128 -0.01785269	Polyline=True	1 0.1783433 0.03597322
1 0.07435945 -0.01801131		1 0.17950901 0.03612985
1 0.07023697 -0.01813095	1 0.14729757 0.02278677	1 0.18049595 0.03625344
1 0.06561159 -0.01823955	1 0.1472945 0.02290244	1 0.18147051 0.03636878
1 0.06054739 -0.01831785	1 0.1472948 0.02301869	1 0.18253886 0.03648873
1 0.05495397 -0.01834212	1 0.14729788 0.02312195	1 0.18445748 0.03668989
1 0.05015942 -0.01830006	1 0.14730911 0.023299	1 0.18647565 0.03688525
1 0.04606915 -0.01821082	1 0.14733345 0.02352145	1 0.18872756 0.03708723
1 0.0423756 -0.01808284	1 0.14737339 0.02376986	1 0.19081402 0.03726166

1 0.19311712 0.03744196	1 0.33032468 0.0568056	1 0.21754975 0.01416682
1 0.19565861 0.03762773	1 0.33333336 0.05772872	1 0.21410633 0.01400143
1 0.19770026 0.03776783	1 0.33575441 0.05852516	1 0.21030563 0.01384086
1 0.20006181 0.03792042	1 0.3365706 0.05880575	1 0.2068838 0.01371391
1 0.20187708 0.03803108	1 0.33720583 0.05902861	1 0.20392645 0.01361607
1 0.20451713 0.0381819	1 0.33775765 0.05922551	1 0.20077142 0.01352237
1 0.2068838 0.03830712	1 0.33827252 0.05941206	1 0.19698088 0.01342228
1 0.20899892 0.03841215	1 0.33878631 0.05960103	1 0.19438299 0.01336106
1 0.21089466 0.03850192	1 0.33850162 0.05898291	1 0.19105296 0.01329632
1 0.21283814 0.03859092	1 0.33827912 0.05852353	1 0.18806225 0.01325738
1 0.21480243 0.03867911	1 0.33803939 0.05804923	1 0.18445748 0.01324297
1 0.21704338 0.03877955	1 0.33762425 0.0572725	1 0.17950901 0.01329787
1 0.21914164 0.03887552	1 0.33726219 0.05663532	1 0.1760687 0.01339841
1 0.22163232 0.03899491	1 0.33657357 0.05551007	1 0.17243291 0.01356494
1 0.22418463 0.03912708	1 0.33559723 0.05407166	1 0.16850865 0.01379621
1 0.22611629 0.03923615	1 0.33459347 0.05274251	1 0.1653965 0.01400193
1 0.22862407 0.03939238	1 0.33367371 0.05162965	1 0.15946353 0.0146458
1 0.2305939 0.03952875	1 0.33247891 0.05030419	1 0.15627241 0.0154357
1 0.23321069 0.03973028	1 0.33138127 0.04918418	1 0.15481797 0.01593829
1 0.23613914 0.03998112	1 0.33013958 0.04800925	1 0.15369402 0.01639472
1 0.23932029 0.0402799	1 0.32884541 0.0468707	1 0.15273823 0.01683705
1 0.24198295 0.04054801	1 0.3268589 0.04526076	1 0.1518529 0.01730031
1 0.24482709 0.04084968	1 0.32548054 0.04422307	1 0.15112252 0.01773046
1 0.24795062 0.04119595	1 0.32386422 0.04307292	1 0.15084823 0.01790554
1 0.25095134 0.04154016	1 0.32196607 0.04179682	1 0.15044505 0.0181788
1 0.2531414 0.04179674	1 0.32000992 0.04054801	1 0.15013468 0.01840394
1 0.25559273 0.04208767	1 0.31781066 0.03920686	1 0.14969933 0.01874578
1 0.25884417 0.04247699	1 0.31475337 0.03744185	1 0.14937583 0.01902375
1 0.26153791 0.04279999	1 0.31129627 0.0355748	1 0.14901063 0.0193688
1 0.26381842 0.04307274	1 0.30739176 0.03361617	1 0.14868868 0.01970874
1 0.26666791 0.04341582	1 0.30362256 0.0318628	1 0.1484397 0.02000241
1 0.26922274 0.04372972	1 0.30019495 0.03037522	1 0.14820811 0.02030839
1 0.27205471 0.0440896	1 0.29727951 0.02918373	1 0.14801056 0.02060409
1 0.27486387 0.04446419	1 0.29343275 0.0277079	1 0.1478269 0.02092073
1 0.27771162 0.04486737	1 0.28897694 0.02612723	1 0.14767695 0.02122499
1 0.28030889 0.04526048	1 0.28460304 0.02470199	1 0.14756863 0.02148593
1 0.2838068 0.04583615	1 0.28030888 0.02341732	1 0.14748062 0.02174072
1 0.28735348 0.04648426	1 0.27527361 0.02204705	1 0.14740448 0.02201782
1 0.29101255 0.04722793	1 0.27112941 0.02102341	1 0.14735891 0.02223482
1 0.29101255 0.04722793	1 0.26704885 0.02010262	1 0.14733596 0.02237491
1 0.29455932 0.04800908	1 0.26381842 0.01943234	1 0.14731824 0.02251334
1 0.2979909 0.04880516	1 0.25884417 0.0184967	1 0.14730779 0.02262158
1 0.30163009 0.04967506	1 0.25519422 0.01788013	1 0.14730186 0.02270348
1 0.30469679 0.05041501	1 0.25141684 0.01730027	1 0.14729757 0.02278677
1 0.30739172 0.05106091	1 0.24715091 0.01671201	A3
1 0.31047796 0.05178899	1 0.2426419 0.01616145	Polyline=True
1 0.31412014 0.05264221	1 0.23826567 0.01569151	
1 0.31781061 0.0535169	1 0.2339986 0.01528921	1 0.4309553 0.10998058
1 0.32119534 0.05434359	1 0.22962251 0.01492882	1 0.42990445 0.10937808
1 0.32409649 0.05508197	1 0.22611629 0.01467478	1 0.42881442 0.10875799
1 0.32741388 0.05597257	1 0.22163232 0.0143904	1 0.42760246 0.10807414



1 0.4260377 0.10719959	1 0.31065826 0.06287213	1 0.29288633 0.06648875
1 0.42463965 0.10642583	1 0.30916705 0.06266723	1 0.29288719 0.06662428
1 0.42320924 0.10564122	1 0.30759119 0.06246507	1 0.29289113 0.06674546
1 0.42187778 0.10491698	1 0.3062308 0.06230104	1 0.29289951 0.06688840
1 0.42013723 0.10397861	1 0.30498798 0.06215866	1 0.2929114 0.0670271
1 0.4185238 0.10311677	1 0.30362253 0.06200948	1 0.29292617 0.06716014
1 0.41716581 0.10239695	1 0.3025638 0.06190330	1 0.29295004 0.06733193
1 0.41521182 0.10136958	1 0.30133496 0.06182234	1 0.29298291 0.06752364
1 0.41361356 0.10053604	1 0.30019495 0.06181878	1 0.29302654 0.0677345
1 0.41156882 0.09947781	1 0.29956439 0.06185423	1 0.2930806 0.06795541
1 0.40942173 0.09837553	1 0.29906117 0.06190330	1 0.29313805 0.06815923
1 0.40785493 0.09757643	1 0.2984524 0.06198765	1 0.29319727 0.06834631
1 0.40582518 0.0965479	1 0.29780562 0.06210852	1 0.29325397 0.06850911
1 0.40355007 0.09540446	1 0.2971685 0.06226192	1 0.2933146 0.06866938
1 0.40173187 0.09449813	1 0.29683303 0.06235796	1 0.29337656 0.06882114
1 0.39876962 0.09303651	1 0.29649965 0.06246507	1 0.29343276 0.06894991
1 0.39595627 0.0916664	1 0.29614057 0.06259492	1 0.29349868 0.06909182
1 0.3926745 0.09009165	1 0.29582824 0.06272166	1 0.29357021 0.0692363
1 0.38880685 0.08827006	1 0.29549713 0.06287213	1 0.29365321 0.06939345
1 0.38540013 0.08669801	1 0.29532919 0.06295566	1 0.29374785 0.06956103
1 0.38293214 0.08557903	1 0.29509185 0.06308314	1 0.29386544 0.06975491
1 0.38022053 0.08436959	1 0.29489471 0.06319851	1 0.29399626 0.06995511
1 0.37780149 0.08330891	1 0.29470114 0.06332144	1 0.29414571 0.07016742
1 0.37504492 0.08212188	1 0.2944538 0.06349485	1 0.29440292 0.07050025
1 0.37261217 0.081094	1 0.29425101 0.06365349	1 0.29470114 0.07084657
1 0.36935974 0.07974955	1 0.29410946 0.06377489	1 0.29505236 0.07121403
1 0.3667982 0.07871532	1 0.29394081 0.06393348	1 0.29537573 0.07152334
1 0.36443701 0.07778171	1 0.29384659 0.06402993	1 0.29572253 0.07183164
1 0.36167652 0.07671478	1 0.29374785 0.06413823	1 0.29614057 0.07217892
1 0.35920261 0.0757817	1 0.29365321 0.06425015	1 0.29662424 0.07255686
1 0.35651994 0.07479577	1 0.29357021 0.06435609	1 0.29706001 0.0728819
1 0.35330954 0.0736532	1 0.29357021 0.06435609	1 0.29750443 0.0732004
1 0.34962269 0.07239407	1 0.29349868 0.06445433	1 0.29797957 0.0735275
1 0.34696488 0.07152334	1 0.29343276 0.06455163	1 0.29835508 0.07377689
1 0.34370688 0.07050025	1 0.29334548 0.0646927	1 0.2987639 0.07403989
1 0.34047013 0.06953412	1 0.29327795 0.06481392	1 0.29960889 0.07455775
1 0.33827252 0.06890749	1 0.29322265 0.06492332	1 0.30001565 0.07479577
1 0.33633158 0.06837318	1 0.29316813 0.06504273	1 0.30048921 0.07506451
1 0.33459347 0.06790933	1 0.29312762 0.06514112	1 0.30089518 0.07528824
1 0.33247891 0.06736287	1 0.29309429 0.06523008	1 0.30133496 0.07552418
1 0.33013958 0.0667802	1 0.29306999 0.0653007	1 0.3018287 0.0757817
1 0.32778086 0.06621485	1 0.29304576 0.06537713	1 0.30234373 0.07604273
1 0.32622528 0.06585363	1 0.29302358 0.06545347	1 0.3029181 0.07632552
1 0.32474481 0.0655181	1 0.29300158 0.06553679	1 0.30361675 0.07665876
1 0.32344489 0.06523008	1 0.29298322 0.06561376	1 0.30431698 0.07698211
1 0.32168646 0.06485139	1 0.29296473 0.06570021	1 0.30498798 0.07728309
1 0.32000992 0.06450363	1 0.29294764 0.06579102	1 0.30573885 0.07761083
1 0.31781061 0.06406979	1 0.29292829 0.06591282	1 0.30652455 0.07794493
1 0.31598712 0.06373157	1 0.29291223 0.06603996	1 0.30739351 0.07830576
1 0.31412014 0.06340754	1 0.29289803 0.0661952	1 0.30803517 0.0785675
1 0.31209144 0.06308314	1 0.29288936 0.06635326	1 0.3087862 0.07886998



1 0.30971764 0.07924114	A4	1 0.46796713 0.12936349
1 0.31065826 0.07961333	Polyline=True	1 0.4667768 0.12851764
1 0.31181652 0.08006842	1 0.49730751 0.1623927	1 0.46555495 0.12768633
1 0.31292514 0.08050054	1 0.49717493 0.16200165	1 0.46420511 0.12681195
1 0.31412014 0.08096234	1 0.49708669 0.16175111	1 0.46301114 0.12607672
1 0.31555146 0.08150976	1 0.4969888 0.16148137	1 0.46158565 0.12524167
1 0.31750465 0.08224616	1 0.49687452 0.16117647	1 0.46032963 0.12454029
1 0.31910253 0.08283898	1 0.4967302 0.16080542	1 0.45878985 0.12371924
1 0.32077869 0.08345102	1 0.49656319 0.16039346	1 0.45698478 0.12280406
1 0.32243143 0.08404418	1 0.49638266 0.15996684	1 0.4550538 0.12187288
1 0.32409649 0.08463091	1 0.49621877 0.15959455	1 0.45347779 0.12114425
1 0.32548054 0.08510999	1 0.49599388 0.15910433	1 0.45174783 0.12037598
1 0.3268589 0.08557903	1 0.49573021 0.15855639	1 0.44983691 0.11956621
1 0.32841025 0.08609699	1 0.49531189 0.15773774	1 0.44784804 0.11876727
1 0.32977193 0.08654266	1 0.49497019 0.15710813	1 0.44604015 0.11808034
1 0.33138127 0.08705825	1 0.4947986 0.1568035	1 0.44382135 0.11728909
1 0.33333341 0.08766695	1 0.49461168 0.15647961	1 0.44198816 0.11667895
1 0.33518663 0.08827006	1 0.49439439 0.15611275	1 0.44069953 0.11627383
1 0.33775765 0.08909097	1 0.49418934 0.15577538	1 0.4390146 0.11577321
1 0.3402237 0.08986179	1 0.49390929 0.15532734	1 0.43716996 0.11526206
1 0.3423733 0.09052102	1 0.49364819 0.15492173	1 0.43489361 0.11468304
1 0.34489992 0.09128143	1 0.49338926 0.15453007	1 0.43244393 0.11412193
1 0.34732466 0.09199716	1 0.49318207 0.1542237	1 0.43129405 0.11388065
1 0.35007977 0.09279457	1 0.49294242 0.15387656	1 0.43035605 0.11369586
1 0.35246299 0.09347144	1 0.49265737 0.15347304	1 0.42881442 0.11341969
1 0.35531903 0.0942677	1 0.49228566 0.15296089	1 0.42760246 0.11323018
1 0.3583574 0.09509804	1 0.49201484 0.15259693	1 0.42702057 0.11314878
1 0.36084973 0.09576708	1 0.49163539 0.15209887	1 0.4264058 0.11306965
1 0.36347905 0.09646187	1 0.49122031 0.15156848	1 0.42555981 0.11297218
1 0.3663381 0.09720538	1 0.49073687 0.15096779	1 0.42456576 0.11287429
1 0.36963836 0.09804933	1 0.49027059 0.15040395	1 0.42399034 0.11282569
1 0.37418248 0.09918889	1 0.48975344 0.14979439	1 0.4233718 0.11277992
1 0.37749135 0.10000366	1 0.48925017 0.14921532	1 0.42288893 0.11274877
1 0.38123844 0.10090948	1 0.4887434 0.14864466	1 0.42241925 0.11272228
1 0.38499256 0.10179639	1 0.48829451 0.14814841	1 0.42187778 0.11269632
1 0.38880685 0.10267363	1 0.48781608 0.14762799	1 0.4214591 0.11268008
1 0.3926745 0.10353567	1 0.48689494 0.14664694	1 0.42112857 0.11267133
1 0.39595627 0.1042433	1 0.48582544 0.14553528	1 0.42078192 0.11266785
1 0.40016217 0.10511526	1 0.48466774 0.14435523	1 0.42036806 0.11267381
1 0.40426101 0.10592409	1 0.48371712 0.14339733	1 0.42002075 0.11268951
1 0.40890826 0.10678808	1 0.48281625 0.14249455	1 0.41976246 0.11270875
1 0.41238635 0.10739511	1 0.48157751 0.1412624	1 0.41949629 0.11273634
1 0.41613444 0.10800886	1 0.48009151 0.13980372	1 0.41918811 0.1127794
1 0.419625 0.10854073	1 0.47880103 0.13855909	1 0.41888501 0.11283487
1 0.42245898 0.10894305	1 0.47722469 0.13707278	1 0.4185238 0.1129203
1 0.42420201 0.1091769	1 0.47592013 0.13587539	1 0.41819652 0.11301826
1 0.4260377 0.10941169	1 0.47448003 0.13459202	1 0.41793859 0.11311093
1 0.42760246 0.10960232	1 0.47336252 0.13362608	1 0.41777088 0.11317918
1 0.42881442 0.10974385	1 0.4718681 0.13237737	1 0.4175635 0.1132728
1 0.42990445 0.10986652	1 0.47061253 0.13136775	1 0.41736242 0.11337396
1 0.4309553 0.10998058	1 0.46948447 0.13049238	1 0.41716581 0.11348361

1 0.41697624 0.11360046	1 0.41620529 0.12006221	1 0.4452242 0.13685341
1 0.41677526 0.11373779	1 0.41642326 0.12040339	1 0.44687804 0.13756883
1 0.41660997 0.11386264	1 0.41660997 0.12067273	1 0.44852958 0.13830628
1 0.41645285 0.11399295	1 0.41681626 0.12095162	1 0.45009755 0.13903356
1 0.41631112 0.11412193	1 0.41702183 0.1212143	1 0.45174783 0.13977396
1 0.41617791 0.11425494	1 0.41723899 0.12147884	1 0.45327104 0.14046543
1 0.41607012 0.11437262	1 0.41749683 0.12177964	1 0.4550538 0.14128393
1 0.41596208 0.11450152	1 0.41773432 0.12204677	1 0.45663862 0.14201929
1 0.41585486 0.11464285	1 0.41793858 0.12226973	1 0.45868814 0.14298012
1 0.41578534 0.11474339	1 0.41819652 0.12254288	1 0.46058433 0.14387799
1 0.41571348 0.11485652	1 0.41845129 0.12280406	1 0.46158565 0.14435523
1 0.41566442 0.11494034	1 0.41873051 0.12308113	1 0.4626927 0.14488514
1 0.4156255 0.11501145	1 0.41900247 0.12334239	1 0.46379306 0.14541401
1 0.41558995 0.1150806	1 0.41933078 0.12364722	1 0.46506674 0.14602863
1 0.41554688 0.11517067	1 0.41962494 0.1239112	1 0.46629949 0.14662571
1 0.41550989 0.11525445	1 0.41994484 0.12418915	1 0.46745347 0.14718636
1 0.41547336 0.11534424	1 0.42024942 0.12444549	1 0.46855855 0.14772458
1 0.41544005 0.11543346	1 0.42056069 0.12469963	1 0.46984853 0.14835423
1 0.4154045 0.1155383	1 0.42084517 0.12492537	1 0.47103079 0.14893232
1 0.4153681 0.11565902	1 0.42106484 0.12509564	1 0.47265141 0.14972588
1 0.41533532 0.11578349	1 0.42131443 0.12528504	1 0.47414862 0.15045965
1 0.4152997 0.11594398	1 0.42164234 0.12552764	1 0.47556455 0.15115385
1 0.41527403 0.116086	1 0.42203786 0.12581146	1 0.47703336 0.15187486
1 0.41525295 0.11623242	1 0.42241925 0.12607672	1 0.47850079 0.15259693
1 0.41524336 0.11631507	1 0.4228179 0.12634584	1 0.48009151 0.15338262
1 0.41523502 0.11640161	1 0.4233718 0.12670712	1 0.48157751 0.15412031
1 0.41522847 0.11648692	1 0.42420231 0.12722446	1 0.48331889 0.15499059
1 0.41522221 0.11660109	1 0.42498045 0.12768633	1 0.48513694 0.1559074
1 0.41521869 0.11671848	1 0.42579535 0.12815013	1 0.48689494 0.1568035
1 0.41521809 0.1168464	1 0.42676463 0.12868005	1 0.48856467 0.15766477
1 0.41522102 0.11698114	1 0.42760218 0.12912241	1 0.49027059 0.15855639
1 0.41522729 0.1171127	1 0.42853882 0.12960202	1 0.4913067 0.15910433
1 0.41524086 0.11728909	1 0.42945639 0.13005778	1 0.49238497 0.15968016
1 0.41525795 0.11744736	1 0.43035605 0.13049238	1 0.49332444 0.16018683
1 0.41528181 0.11762012	1 0.43129405 0.13093386	1 0.49418934 0.1606576
1 0.41530791 0.11777584	1 0.43223874 0.13136775	1 0.49497019 0.16108637
1 0.41533532 0.11791705	1 0.43320237 0.13180054	1 0.49552531 0.16139345
1 0.4153681 0.11806606	1 0.43403366 0.13216691	1 0.49589495 0.16159899
1 0.4154045 0.1182137	1 0.43489361 0.13254	1 0.49630036 0.16182543
1 0.41545129 0.11838361	1 0.43622734 0.13310876	1 0.49661452 0.16200165
1 0.41552961 0.11863293	1 0.43763417 0.1336987	1 0.49689721 0.16216078
1 0.4156255 0.11889763	1 0.4390146 0.13427099	1 0.49711856 0.16228575
1 0.41573983 0.11917412	1 0.44069953 0.13496553	1 0.49730751 0.1623927
1 0.41585486 0.11942235	1 0.44216837 0.13557179	
1 0.4160126 0.11972797	1 0.44361151 0.13617219	

Coordenadas de los puntos de la configuración 1 ( $\alpha = 18^\circ$ ) del perfil aerodinámico.

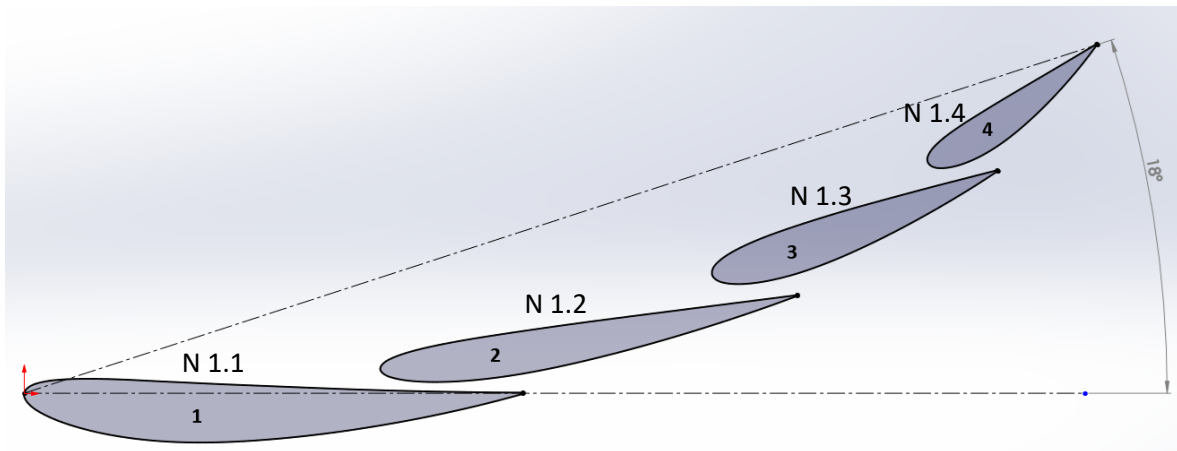


Figura 119. Configuración 1 del perfil aerodinámico.

N 1.1		N 1.2	
Polyline=True		Polyline=True	
1 0.23000 0.000000299	1 0.00004808571 -0.000299	1 0.138610465 -0.01864499302	1 0.35615595589 0.04520207515
1 0.22169336683 0.00034319166	1 -0.00006375353 -0.00068524661	1 0.15203038579 -0.01678827671	1 0.34720902859 0.04407293895
1 0.20697972137 0.0005062849	1 -0.00002216819 -0.00113910252	1 0.16672956082 -0.01443117388	1 0.33966838209 0.04311553311
1 0.18926166766 0.00079220065	1 0.00008218986 -0.00161000746	1 0.18195741176 -0.0116488164	1 0.33128999447 0.04204877779
1 0.1741681025 0.00112497573	1 0.00023039111 -0.00204985098	1 0.19724913226 -0.00846799054	1 0.32099345064 0.04073703328
1 0.15728092742 0.00161245205	1 0.00040292638 -0.00244737531	1 0.20871568491 -0.00582319384	1 0.31110224598 0.03947571956
1 0.138610465 0.00227646809	1 0.00062502217 -0.00287238511	1 0.21961710952 -0.00308969827	1 0.30173719754 0.03828077868
1 0.11712655184 0.00313531572	1 0.000938265 -0.00338045106	1 0.23000 -0.000299	1 0.28748764646 0.03646207793
1 0.09804856616 0.00388847012	1 0.00128867161 -0.00387285716		1 0.27186663716 0.03445434526
1 0.07774534211 0.00478511355	1 0.00167355769 -0.00435388747		1 0.25608326319 0.03236663625
1 0.06014304177 0.00561954918	1 0.00211958481 -0.00485649512		1 0.24095491719 0.03026626496
1 0.04510486797 0.00633749551	1 0.002726692 -0.00547159951		1 0.22661250956 0.02818757902
1 0.03215910124 0.00665336094	1 0.00337234492 -0.00605831808		1 0.21325360365 0.02615935363
1 0.02291268726 0.00657534191	1 0.00447396756 -0.00693079368		1 0.20262441886 0.02440779827
1 0.01762556399 0.00632671562	1 0.00556786474 -0.00768001559		1 0.19151373449 0.02233073688
1 0.01407975171 0.00604140345	1 0.00660593086 -0.00832595103		1 0.18647915268 0.02125720177
1 0.01109667234 0.00566677399	1 0.00749578313 -0.00884382938		1 0.18108749562 0.0199609681
1 0.00844323687 0.00517918694	1 0.00876968827 -0.00953765214		1 0.17779728644 0.01906894798
1 0.00749578313 0.0049609578	1 0.01109667234 -0.01069120675		1 0.1741681025 0.01794731947
1 0.00660593086 0.00473118352	1 0.01407975171 -0.01200989006		1 0.17235879187 0.01730277308
1 0.00556786474 0.00442913741	1 0.01762556399 -0.01338466911		1 0.1705234339 0.0165735905
1 0.00447396756 0.00405348355	1 0.02291268726 -0.0151304661		1 0.16907271279 0.01593357314
1 0.00350523068 0.00363063227	1 0.02921993521 -0.01689580087		1 0.16823092913 0.01553034525
1 0.002669139 0.00316350979	1 0.0350294841 -0.01826154299		
1 0.00196821249 0.00267634429	1 0.04269570146 -0.01971721332		
1 0.00149501508 0.00228302693	1 0.05077756657 -0.02089924082		
1 0.00109261608 0.00189086817	1 0.06014304177 -0.02187873963		
1 0.00076611638 0.00151482061	1 0.06885891074 -0.02244150172		
1 0.00049139598 0.00113361171	1 0.07774534211 -0.02269931438		
1 0.00026696264 0.00074264321	1 0.08696191439 -0.02266931163		
1 0.00008218987 0.000299	1 0.09701796979 -0.0223403941		
	1 0.1105072712 -0.0215003261		
	1 0.12494568777 -0.02020741546		

1 0.16742714292 0.01510039192	1 0.37101428167 0.08193218314	1 0.48839395838 0.15743613112
1 0.16672956082 0.01466239526	1 0.35986474976 0.07843536943	1 0.48322105323 0.15436489115
1 0.16613581103 0.01422382517	1 0.35288244331 0.07612418032	1 0.47776782091 0.15111716364
1 0.16560256986 0.01376474739	1 0.34579584108 0.07364389331	1 0.47233133027 0.14790669494
1 0.16504294552 0.01318567089	1 0.34069175426 0.07171977156	1 0.46766441112 0.14515973817
1 0.16467034993 0.01270152029	1 0.33601197249 0.06979223135	1 0.46165811945 0.14162419372
1 0.16443012713 0.01229893509	1 0.33262589472 0.06827826186	1 0.45668975946 0.13870028462
1 0.16425796234 0.01189383634	1 0.32966992271 0.06684887349	1 0.45164147593 0.13570364689
1 0.16416076446 0.01146383973	1 0.32743546432 0.06567747107	1 0.44531800328 0.13187685419
1 0.16416076447 0.01107006767	1 0.32506672224 0.0643169179	1 0.43847521627 0.12764039395
1 0.16427471374 0.01062373393	1 0.3232698391 0.06316512212	1 0.43545063263 0.1257524987
1 0.16453052359 0.01013952988	1 0.32169899622 0.06203577651	1 0.43273084854 0.12400542402
1 0.1647921949 0.00979666787	1 0.32028121807 0.06087412604	1 0.4302057812 0.12229581136
1 0.16516912938 0.00940802621	1 0.31938766124 0.06003334791	1 0.42803577825 0.12078528218
1 0.16572305966 0.00895250378	1 0.31863672405 0.0592254336	1 0.4257462409 0.11912578545
1 0.16618195865 0.00863807785	1 0.31804305943 0.05845175218	1 0.42427409656 0.11798028989
1 0.1667955665 0.00827935034	1 0.31757482825 0.05764469172	1 0.4228018795 0.11675365586
1 0.16742714292 0.00796988158	1 0.31728158912 0.05693754999	1 0.42137188313 0.11547727442
1 0.16823092913 0.00764906844	1 0.31710970392 0.05631340484	1 0.4201272958 0.11428011023
1 0.16924970138 0.00732469123	1 0.31702678599 0.05570807977	1 0.41923192607 0.11333909851
1 0.16999740649 0.00711674813	1 0.317032323 0.05517953462	1 0.41846305234 0.11243383599
1 0.17103166577 0.00685490838	1 0.31713214081 0.05463293437	1 0.41786168591 0.11161822438
1 0.17235879187 0.00655844358	1 0.31732832208 0.05412850471	1 0.41735353604 0.11081250591
1 0.17341195005 0.00635203694	1 0.31766042385 0.05358764181	1 0.41706487072 0.11028263979
1 0.17607479803 0.00593333125	1 0.31815966818 0.05301944923	1 0.41674321934 0.10959061172
1 0.17893293674 0.00561983368	1 0.31881352753 0.0524710717	1 0.41652254998 0.1089613674
1 0.18236299267 0.00537109182	1 0.31947641606 0.05204159139	1 0.41639090959 0.10834255055
1 0.18611405339 0.00522030609	1 0.32028121808 0.05163577217	1 0.41635083517 0.10788983902
1 0.19151373449 0.00518737599	1 0.32106908913 0.05133406126	1 0.416372163 0.10730344218
1 0.19645182915 0.00531758663	1 0.32201736667 0.05106127012	1 0.41646024452 0.10682209594
1 0.20163222856 0.00559262857	1 0.32307090084 0.05082897972	1 0.41658850656 0.10643503607
1 0.20697972137 0.00600656125	1 0.32440316995 0.05061097313	1 0.41683510198 0.10596531298
1 0.21415656656 0.00674716767	1 0.32616467582 0.0504262907	1 0.41712445367 0.10558455488
1 0.22110321125 0.00764906844	1 0.32804974534 0.05033136183	1 0.41747167597 0.10523863906
1 0.22835946485 0.00876682345	1 0.33021751804 0.05033136183	1 0.41796041096 0.10486584543
1 0.23447539797 0.00983506282	1 0.33229302491 0.05042088061	1 0.41855462976 0.10452387606
1 0.2422625179 0.0113445902	1 0.33511715434 0.05065028983	1 0.41914620198 0.1042673879
1 0.24916323295 0.01280572468	1 0.33765099735 0.05094562686	1 0.41982442725 0.10405418913
1 0.25950919895 0.01517932731	1 0.34069175426 0.05140807815	1 0.42046354138 0.10392028932
1 0.26901428251 0.01751624271	1 0.34350910824 0.05193630774	1 0.42118335508 0.10382841892
1 0.28069841057 0.02057125557	1 0.34742185091 0.0527972762	1 0.42218925242 0.10376736685
1 0.29005000603 0.02315886719	1 0.35118400926 0.05372986469	1 0.42313380404 0.10376552039
1 0.30271781747 0.02685277301	1 0.35537845427 0.0549024047	1 0.42427409656 0.10382464172
1 0.31259490399 0.0298753988	1 0.35900633136 0.05603976188	1 0.42553218697 0.10395693654
1 0.32440316994 0.03365750948	1 0.36345084186 0.05755958433	1 0.42696696156 0.10418149373
1 0.3349175228 0.03718174105	1 0.36705049136 0.05887670297	1 0.428388066 0.10447001069
1 0.34720902859 0.04149418005	1 0.37612140412 0.06250941683	1 0.43026767936 0.10494722419
1 0.35622706482 0.04479879638	1 0.38626373656 0.06703120108	1 0.43191174676 0.10544848534
N 1.3	1 0.40037560272 0.07394661503	1 0.43340804947 0.10596531296
Polyline=True	1 0.41108080001 0.07962664891	1 0.43545063263 0.10675178333
1 0.44859278699 0.10279901082	1 0.42392894996 0.08689470484	1 0.43739638409 0.10758231998
1 0.43729294268 0.09994213757	1 0.43668047883 0.09457311991	1 0.43933066524 0.10848600275
1 0.42229528136 0.0960914362	1 0.44874601201 0.10237802853	1 0.44170789694 0.10970183099
1 0.4064139084 0.09187926461	N 1.4	1 0.44363510712 0.11077083858
1 0.39508601947 0.08881360537	Polyline=True	1 0.44580898183 0.11206435651
1 0.38324956916 0.08553288273	1 0.49434232738 0.16098455096	1 0.44781509057 0.11333909851

1 0.45208483642 0.11630320636	1 0.46766441112 0.12961340724	1 0.48465556377 0.14790669494
1 0.45668975946 0.11986041225	1 0.47312971622 0.13506874428	1 0.48985387124 0.15436489116
1 0.46152926268 0.12395986315	1 0.47922119315 0.14162419372	1 0.49454938847 0.16068883708

Coordenadas de los puntos de la configuración 2 ( $\alpha = 20^\circ$ ) del perfil aerodinámico.

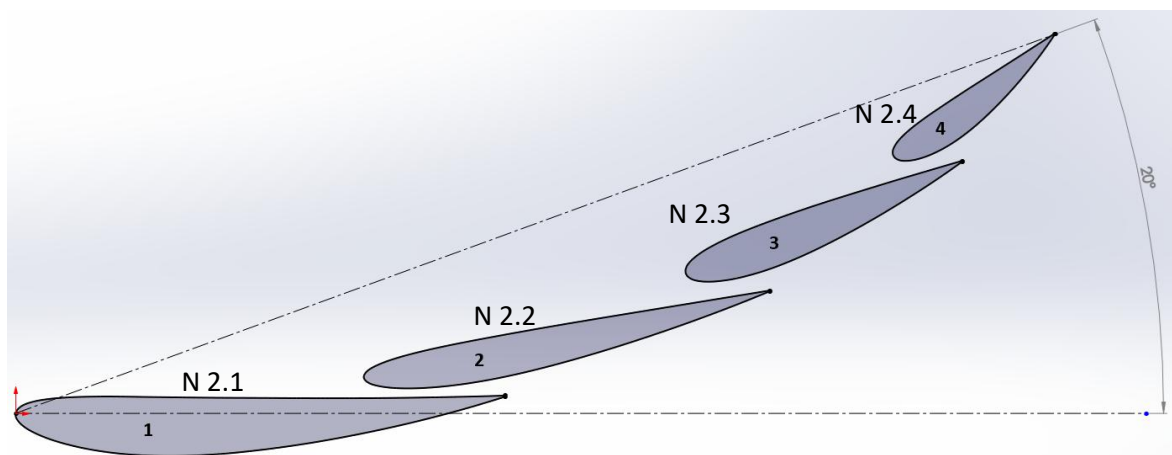


Figura 120. Configuración 2 del perfil aerodinámico.

N 2.1					
Polyline=True					
1	0.229849455 0.008325702	1	0.001983545 0.002832739	1	0.011229247 -0.010196929
1	0.214383254 0.007895128	1	0.001558962 0.002469724	1	0.012347716 -0.010668564
1	0.19686735 0.007531658	1	0.001266666 0.002187057	1	0.013867895 -0.011274346
1	0.177245607 0.007235817	1	0.000999273 0.001897319	1	0.0159934 -0.012057769
1	0.159578446 0.007108047	1	0.000743276 0.001581512	1	0.018721546 -0.012964854
1	0.141005129 0.00710437	1	0.000581662 0.001354743	1	0.022438189 -0.01405422
1	0.121981048 0.007194251	1	0.000431775 0.001116779	1	0.027325947 -0.01530315
1	0.105217721 0.007272511	1	0.000263264 0.000799535	1	0.03443612 -0.016807368
1	0.090873603 0.007355699	1	0.000145854 0.000523264	1	0.041170939 -0.017914648
1	0.07831919 0.007486051	1	6.52504E-05 0.000279417	1	0.048350883 -0.018806449
1	0.067070755 0.007623729	1	0 0	1	0.057380261 -0.019571092
1	0.057380261 0.007751471	1	-3.76365E-05 -0.000300708	1	0.067070755 -0.019982771
1	0.048350883 0.007881976	1	-4.40215E-05 -0.000585066	1	0.07831919 -0.019976007
1	0.041170939 0.007906651	1	-1.80798E-05 -0.000918657	1	0.090873603 -0.01943678
1	0.03443612 0.007827635	1	4.22536E-05 -0.001256321	1	0.105217721 -0.018262682
1	0.027325947 0.007619297	1	0.000177399 -0.00172236	1	0.121981048 -0.016317418
1	0.022438189 0.007355645	1	0.00036668 -0.002185627	1	0.141005129 -0.013496306
1	0.018721546 0.007064085	1	0.000581662 -0.00260481	1	0.159578446 -0.010126183
1	0.0159934 0.006790999	1	0.000855222 -0.003053984	1	0.177245607 -0.006429403
1	0.013867895 0.006530131	1	0.001266666 -0.003628529	1	0.19686735 -0.00172236
1	0.012347716 0.006304929	1	0.001682118 -0.004132685	1	0.214383254 0.003046003
1	0.010631369 0.006000469	1	0.002154874 -0.004644782	1	0.229870325 0.007728066
1	0.009307301 0.00572225	1	0.00265107 -0.005130904	N 2.2	
1	0.008121504 0.005435967	1	0.003216207 -0.005634925	Polyline=True	
1	0.007000958 0.005128658	1	0.003876795 -0.006168221	1	0.354361466 0.057604203
1	0.00587402 0.004778433	1	0.004514033 -0.006633571	1	0.333390636 0.054199461
1	0.004876402 0.00442672	1	0.005235302 -0.007113054	1	0.312096069 0.050726972
1	0.004004695 0.0040635	1	0.006057358 -0.007614392	1	0.294603012 0.047871474
1	0.003126702 0.003611312	1	0.007000958 -0.008150084	1	0.275619585 0.044765443
1	0.00255276 0.003251788	1	0.008121504 -0.008742508	1	0.259995855 0.042168124
		1	0.009113822 -0.009233781	1	0.248927703 0.040270861
		1	0.010188371 -0.009735894	1	0.240357884 0.038764695

1 0.233137929 0.037472372	1 0.166186879 0.01420603	1 0.32976265 0.079703711
1 0.224618629 0.03591846	1 0.166601446 0.014001581	1 0.327181662 0.078338484
1 0.217952378 0.034678329	1 0.167128087 0.013775683	1 0.32501693 0.077107934
1 0.20951101 0.033059762	1 0.167802179 0.013534586	1 0.323047438 0.075897473
1 0.201330003 0.031397322	1 0.16847404 0.013335941	1 0.321586607 0.074920856
1 0.195007273 0.030020999	1 0.169132823 0.013166908	1 0.320175477 0.073889728
1 0.189835934 0.028812414	1 0.170018287 0.012961317	1 0.319226125 0.073132818
1 0.185742071 0.027783239	1 0.170923025 0.012772675	1 0.318510867 0.072519135
1 0.182285143 0.026846521	1 0.172349942 0.012515089	1 0.317772648 0.071833051
1 0.178545588 0.02574406	1 0.173755387 0.012305182	1 0.317141341 0.071189791
1 0.175451068 0.024738952	1 0.175451068 0.012105322	1 0.316577048 0.070555325
1 0.173365891 0.023988397	1 0.176993555 0.011968149	1 0.316069857 0.069904782
1 0.171910987 0.023415259	1 0.178741157 0.011854898	1 0.315685667 0.069310419
1 0.170923025 0.022998818	1 0.180648903 0.01177121	1 0.315448099 0.068862065
1 0.170018287 0.022596097	1 0.183283518 0.011713088	1 0.315263216 0.068439892
1 0.169261052 0.022241751	1 0.186694752 0.011723689	1 0.315129492 0.068066484
1 0.16847404 0.021854945	1 0.190168334 0.011822322	1 0.315031052 0.067722739
1 0.167740801 0.021475252	1 0.193647582 0.011999826	1 0.314948395 0.067329433
1 0.166982137 0.0210472	1 0.197842487 0.012305182	1 0.314905467 0.067001616
1 0.166409826 0.020680455	1 0.201330003 0.012627676	1 0.314888437 0.06668908
1 0.165874316 0.020288537	1 0.206794441 0.013245104	1 0.314898429 0.066360006
1 0.165429376 0.019918597	1 0.214383254 0.014308179	1 0.31493926 0.066040046
1 0.165103878 0.019617207	1 0.222689676 0.015721274	1 0.315012831 0.065730051
1 0.164872447 0.019383166	1 0.230517085 0.01726642	1 0.315106873 0.065463811
1 0.164642517 0.019129862	1 0.23945274 0.019254203	1 0.315215132 0.065228778
1 0.164439919 0.018884136	1 0.247497997 0.021221536	1 0.315372965 0.064954262
1 0.164256061 0.018635828	1 0.254305705 0.022998818	1 0.315543606 0.064709704
1 0.164097324 0.018393125	1 0.262300211 0.025196248	1 0.315758903 0.064448834
1 0.16397789 0.018183949	1 0.273258567 0.028370647	1 0.316004706 0.064194276
1 0.163864044 0.017949181	1 0.285708027 0.032196609	1 0.31627968 0.063947697
1 0.163777367 0.017727461	1 0.299733059 0.036773317	1 0.316577048 0.063714441
1 0.163715238 0.017517288	1 0.317694859 0.043018168	1 0.316886375 0.063500254
1 0.163675257 0.017314888	1 0.334074765 0.04909927	1 0.317273353 0.063264898
1 0.163657137 0.017130097	1 0.354446605 0.057203651	1 0.317694859 0.06304254
1 0.163657137 0.016962318	N 2.3	1 0.318195174 0.062817821
1 0.163677149 0.016775463	Polyline=True	1 0.318722525 0.062621368
1 0.163709495 0.016623845	1 0.444731883 0.118392051	1 0.319226125 0.062466525
1 0.163744843 0.016505013	1 0.430657787 0.114292492	1 0.319957587 0.062285994
1 0.163796465 0.01636786	1 0.417601782 0.110448886	1 0.320765229 0.062128484
1 0.163864044 0.01622192	1 0.405281213 0.10671829	1 0.321586607 0.062001872
1 0.163925544 0.016108468	1 0.394821111 0.103500964	1 0.322526606 0.061893016
1 0.16400059 0.015986186	1 0.382775062 0.099734002	1 0.323586617 0.06181004
1 0.164097324 0.015846644	1 0.374343523 0.09699651	1 0.324599262 0.061764437
1 0.164180285 0.015738696	1 0.367593292 0.094715237	1 0.32586296 0.061747954
1 0.164298637 0.015598527	1 0.36170832 0.092664316	1 0.327181662 0.061774174
1 0.164468563 0.015418358	1 0.355380211 0.090390293	1 0.328461107 0.061837335
1 0.164678529 0.015220589	1 0.34940607 0.088163854	1 0.32976265 0.061934986
1 0.164961644 0.014985008	1 0.342968521 0.085648373	1 0.332086217 0.062178787
1 0.16522803 0.014787447	1 0.338575074 0.083822633	1 0.334973455 0.062584607
1 0.165500791 0.014603882	1 0.335291457 0.082368698	1 0.338097487 0.063146115
1 0.165825556 0.014405377	1 0.332477197 0.0810492	1 0.340728824 0.063714441

1 0.34469982 0.064709704	1 0.415121617 0.128019565	1 0.417601782 0.118449664
1 0.35042885 0.066360006	1 0.414450021 0.127190543	1 0.418179063 0.118438079
1 0.356572449 0.068439892	1 0.413915553 0.126445857	1 0.418858914 0.118450384
1 0.362603474 0.070761215	1 0.413486277 0.125764149	1 0.419492367 0.118484885
1 0.369363544 0.073623676	1 0.413117982 0.125091037	1 0.420107421 0.118537804
1 0.37774831 0.077516304	1 0.412827036 0.124470729	1 0.420900299 0.1186318
1 0.388024816 0.08271289	1 0.412588462 0.123851827	1 0.4216284 0.118741726
1 0.396811318 0.087462317	1 0.412449768 0.123363157	1 0.422380908 0.118877119
1 0.406275342 0.092875653	1 0.412367653 0.122907069	1 0.423393777 0.119090685
1 0.417601782 0.099734003	1 0.412337169 0.122563079	1 0.425284249 0.119577631
1 0.426556118 0.105419822	1 0.412337169 0.122141083	1 0.426863986 0.12007018
1 0.436307468 0.111933311	1 0.412370554 0.121790883	1 0.428771888 0.120760226
1 0.444899706 0.117976673	1 0.412439465 0.121434746	1 0.430431204 0.121434746
N 2.4	1 0.412533046 0.121124677	1 0.432276519 0.122256795
Polyline=True	1 0.412657447 0.120829756	1 0.43453289 0.123363157
1 0.488422908 0.178138782	1 0.412785949 0.120596283	1 0.436594146 0.124470729
1 0.482558401 0.174357014	1 0.41295333 0.1203515	1 0.438811857 0.125764149
1 0.477081786 0.17084008	1 0.413117982 0.120151336	1 0.44065489 0.12691791
1 0.471692279 0.167371601	1 0.41327953 0.119981674	1 0.442486983 0.128134867
1 0.465149792 0.163198252	1 0.413486277 0.119792739	1 0.444334209 0.1294316
1 0.459271324 0.159455269	1 0.413761661 0.119577631	1 0.446747266 0.131228934
1 0.453799414 0.155973615	1 0.414009752 0.11941111	1 0.449648606 0.133539967
1 0.447772056 0.152119877	1 0.41429857 0.119242859	1 0.453325419 0.13669039
1 0.443048517 0.149052323	1 0.414570212 0.119105389	1 0.456790375 0.139867186
1 0.437622089 0.145460448	1 0.414830605 0.118989779	1 0.460594184 0.143560351
1 0.432597435 0.142087455	1 0.415121617 0.118877119	1 0.465149792 0.148260081
1 0.427898694 0.138859958	1 0.415435781 0.118773237	1 0.469642091 0.153196571
1 0.424115208 0.136069139	1 0.415766082 0.11868243	1 0.473501747 0.157682629
1 0.421210972 0.133815467	1 0.416103842 0.118607957	1 0.477673852 0.162792766
1 0.418795154 0.131736865	1 0.416391047 0.118557938	1 0.482558401 0.169157938
1 0.417227576 0.130253287	1 0.41673738 0.118511928	1 0.488640163 0.177850475
1 0.416103842 0.129108784	1 0.417118508 0.118476594	



Coordenadas de los puntos de la configuración 3 ( $\alpha = 20^\circ$ ) del perfil aerodinámico.

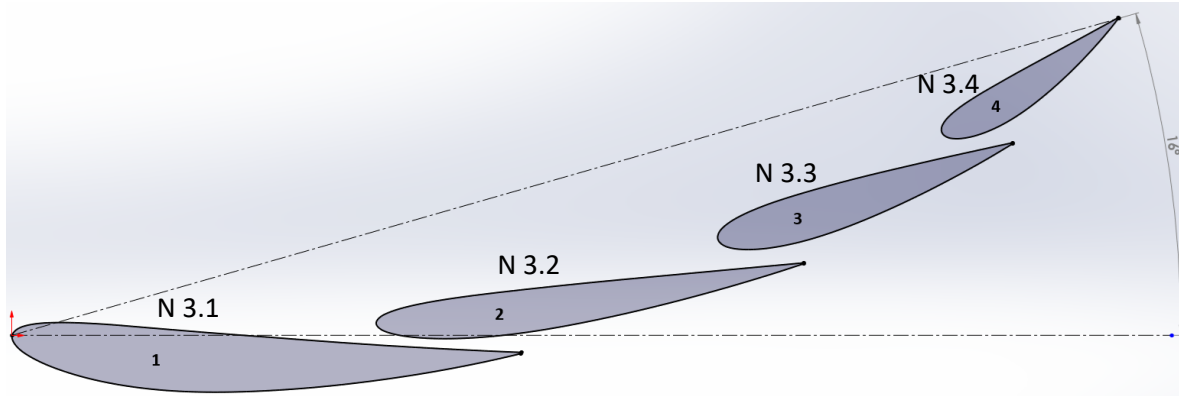


Figura 121. Configuración 3 del perfil aerodinámico.

N 3.1			N 3.2		
Polyline=True			Polyline=True		
1	0.229870325	-0.007728066	1	0.001861261	0.002459086
1	0.206670084	-0.006707649	1	0.001528961	0.002191563
1	0.185215121	-0.005597243	1	0.001270587	0.001960231
1	0.162012164	-0.004194149	1	0.001041091	0.001732996
1	0.138209963	-0.002533269	1	0.000830222	0.001500844
1	0.115724723	-0.000846399	1	0.000656934	0.001287853
1	0.092610402	0.000886162	1	0.000484106	0.001047794
1	0.077409908	0.002106254	1	0.000355777	0.000844101
1	0.064810464	0.003142868	1	0.00024504	0.000642363
1	0.052354784	0.00419381	1	0.000147557	0.000433812
1	0.042427612	0.004961933	1	6.59257E-05	0.000221243
1	0.033597161	0.005470523	1	0	0
1	0.028073989	0.005686548	1	-5.2921E-05	-0.000259623
1	0.02310788	0.00577178	1	-8.14682E-05	-0.000520988
1	0.018821261	0.005733445	1	-8.72658E-05	-0.000783534
1	0.01554524	0.005619019	1	-7.37943E-05	-0.001026235
1	0.012955835	0.005445738	1	-3.73821E-05	-0.001306456
1	0.011336614	0.005281799	1	1.58214E-05	-0.001569789
1	0.009870718	0.005087358	1	8.78418E-05	-0.001838531
1	0.008514776	0.004862424	1	0.000147557	-0.002024398
1	0.007761337	0.004716326	1	0.00024504	-0.002287016
1	0.007011477	0.004554363	1	0.000386754	-0.002613919
1	0.006346364	0.00439573	1	0.00053943	-0.002921144
1	0.005532881	0.004180564	1	0.000712587	-0.00323273
1	0.004911478	0.003994274	1	0.000891908	-0.003526348
1	0.004398564	0.003818844	1	0.001195499	-0.003975847
1	0.003976073	0.003655338	1	0.001658011	-0.004581646
1	0.003570224	0.003478881	1	0.002292256	-0.005309309
1	0.003177997	0.003287511	1	0.003074285	-0.006093622
1	0.002817537	0.003091276	1	0.003976073	-0.00688028
1	0.002500348	0.002900882	1	0.005095342	-0.007728066
1	0.00219901	0.002703092	1	0.006346364	-0.008574089
			1	0.007761337	-0.009448496
			1	0.008980232	-0.010146597
			1	0.010137701	-0.010771327
			1	0.011688739	-0.011560949
			1	0.01334524	-0.012352787
			1	0.015169217	-0.013168192
			1	0.017125491	-0.01398272
			1	0.021257479	-0.015533919
			1	0.026650984	-0.017314577
			1	0.032324629	-0.018943718
			1	0.039177198	-0.020602827
			1	0.046988118	-0.022145271
			1	0.056180877	-0.023566898
			1	0.064208404	-0.02448926
			1	0.072575111	-0.025159308
			1	0.081005088	-0.025563468
			1	0.088962903	-0.025725869
			1	0.099113321	-0.025668197
			1	0.115724723	-0.025059243
			1	0.130680674	-0.024081887
			1	0.143970519	-0.022881388
			1	0.158127202	-0.02127739
			1	0.178984371	-0.018377412
			1	0.195815025	-0.015533919
			1	0.2135307	-0.012031975
			1	0.229849455	-0.008325702

1 0.254715238 0.023174	1 0.168561602 0.001708646	1 0.328073717 0.053458655
1 0.239400437 0.021574974	1 0.169066397 0.001526191	1 0.326248752 0.052435841
1 0.225592748 0.020050923	1 0.169701862 0.001316762	1 0.324434715 0.05129884
1 0.21439815 0.018744861	1 0.170335696 0.00112112	1 0.322753471 0.050093196
1 0.203187678 0.017298632	1 0.171380523 0.000823214	1 0.321749727 0.049267966
1 0.194420519 0.015999662	1 0.172466378 0.000543202	1 0.3209779 0.048552352
1 0.187673031 0.014842012	1 0.17387323 0.000221243	1 0.320378325 0.047923355
1 0.183056025 0.013927761	1 0.175424764 -8.44635E-05	1 0.319981155 0.047440181
1 0.180671677 0.013403784	1 0.176900092 -0.000332226	1 0.319680448 0.047013302
1 0.17883472 0.012970387	1 0.178372905 -0.000544418	1 0.319471905 0.046669788
1 0.177076032 0.01252628	1 0.179883044 -0.00073248	1 0.319258742 0.046259185
1 0.175012244 0.01195406	1 0.18221222 -0.000975632	1 0.319101091 0.045896118
1 0.173152843 0.011375317	1 0.184777187 -0.00118577	1 0.31898556 0.045575601
1 0.171380523 0.010755789	1 0.187525469 -0.001352372	1 0.31888375 0.045219919
1 0.170419342 0.010388071	1 0.190661594 -0.001475802	1 0.318808631 0.044849765
1 0.169701862 0.010097065	1 0.194420519 -0.001540587	1 0.3187694 0.044510048
1 0.169000578 0.009797429	1 0.200072373 -0.001491419	1 0.318760925 0.044192374
1 0.168395615 0.009521478	1 0.206264902 -0.001262134	1 0.318782703 0.043876175
1 0.167831694 0.009237158	1 0.212845397 -0.000843127	1 0.318832836 0.043585697
1 0.167297156 0.008932418	1 0.219629201 -0.000238903	1 0.318886887 0.043383051
1 0.166786253 0.0086003	1 0.229409863 0.000907798	1 0.318938289 0.043230459
1 0.166439667 0.00834848	1 0.239400437 0.002373135	1 0.319019363 0.043031404
1 0.166167723 0.008133653	1 0.249466622 0.004103764	1 0.319119673 0.042826532
1 0.165870021 0.007877799	1 0.261936964 0.00653204	1 0.319258742 0.04258771
1 0.165650512 0.007672209	1 0.277237167 0.00984043	1 0.319403624 0.042374543
1 0.165401209 0.007416238	1 0.292227144 0.013403784	1 0.319569478 0.042160589
1 0.165183418 0.00716632	1 0.308744638 0.017670903	1 0.319731851 0.041973671
1 0.164964265 0.006878269	1 0.325662862 0.022397516	1 0.319981155 0.041718651
1 0.16479603 0.006617192	1 0.339330898 0.026485393	1 0.320249496 0.041476686
1 0.164684407 0.006410937	1 0.357573516 0.032339361	1 0.320515858 0.041262105
1 0.164592291 0.006204298	N 3.3	1 0.320835466 0.041031471
1 0.164519546 0.005993034	Polyline=True	1 0.321172344 0.040814553
1 0.164467965 0.00577178	1 0.45190715 0.087080726	1 0.321490023 0.040631064
1 0.16444433 0.005570224	1 0.445250231 0.085658891	1 0.321885102 0.040428139
1 0.16444433 0.005372402	1 0.436124484 0.083652911	1 0.322367768 0.040213799
1 0.164465976 0.005187714	1 0.425934334 0.081415505	1 0.322875719 0.040021648
1 0.164519546 0.004963398	1 0.414897842 0.078916379	1 0.323423124 0.039844744
1 0.164592291 0.004761762	1 0.40503899 0.076632605	1 0.32413182 0.039648468
1 0.164684407 0.004566098	1 0.393630966 0.073950373	1 0.32490388 0.039465753
1 0.164853087 0.004284521	1 0.381974923 0.071099962	1 0.325987039 0.039256032
1 0.165023714 0.004052064	1 0.372521328 0.068632554	1 0.32748652 0.039040202
1 0.165183418 0.003862658	1 0.365321908 0.066659121	1 0.32887584 0.038902925
1 0.165401209 0.003633654	1 0.359540191 0.065009221	1 0.330297843 0.038816068
1 0.165650512 0.003400876	1 0.355010275 0.063667905	1 0.332616177 0.038773754
1 0.165960546 0.003142868	1 0.350016529 0.062126799	1 0.33503372 0.038834726
1 0.166167723 0.002985532	1 0.345710448 0.060724561	1 0.337198554 0.038959397
1 0.166439667 0.002793945	1 0.340695015 0.058956123	1 0.339836765 0.039192916
1 0.166786253 0.00257068	1 0.336221723 0.057215962	1 0.343067291 0.03959735
1 0.167123291 0.002373174	1 0.333987757 0.056278529	1 0.347166428 0.040278077
1 0.167463657 0.002191563	1 0.331877025 0.055337405	1 0.352644121 0.041395952
1 0.168023601 0.001927753	1 0.329799717 0.054345425	1 0.358851961 0.042942167

1 0.364426044 0.044585009	1 0.423032694 0.098742253	1 0.424043991 0.08914321
1 0.371232003 0.046837389	1 0.422277018 0.097929344	1 0.42449361 0.089073578
1 0.381974923 0.050872748	1 0.421695364 0.097222842	1 0.424923668 0.08902256
1 0.392605915 0.055337405	1 0.421233733 0.096587888	1 0.425366497 0.088982974
1 0.400954633 0.059106964	1 0.420840505 0.095973598	1 0.425934334 0.0889499
1 0.409061299 0.062975359	1 0.420519409 0.095399754	1 0.426553273 0.088934611
1 0.417244589 0.067077818	1 0.420328652 0.095011812	1 0.427367931 0.088944306
1 0.42639229 0.071879928	1 0.420157047 0.094602776	1 0.428378196 0.088998259
1 0.434345063 0.076227507	1 0.420012912 0.094162946	1 0.429869005 0.089152019
1 0.440969142 0.08000317	1 0.419928432 0.093799784	1 0.431342964 0.089377463
1 0.447439249 0.083849231	1 0.419877258 0.093457281	1 0.433047135 0.089720719
1 0.45204559 0.086654653	1 0.419854114 0.093129621	1 0.434725358 0.090141152
N 3.4	1 0.419860593 0.09274537	1 0.436459246 0.090652565
Polyline=True	1 0.419901407 0.092393335	1 0.438587643 0.091372336
1 0.499659467 0.143634185	1 0.419971424 0.092074146	1 0.44044181 0.092074146
1 0.494897156 0.141009409	1 0.420055984 0.091813484	1 0.442244274 0.092822101
1 0.489068231 0.137821161	1 0.420157047 0.091579033	1 0.444643195 0.093916624
1 0.48306404 0.134522731	1 0.420268076 0.091372336	1 0.447874462 0.095564626
1 0.475598661 0.130460794	1 0.420408539 0.091155254	1 0.451267361 0.097502426
1 0.466685457 0.125624687	1 0.420597725 0.09091188	1 0.454914949 0.099813391
1 0.46090362 0.122487969	1 0.420840505 0.090652565	1 0.45785637 0.101840079
1 0.454120241 0.118761447	1 0.421046255 0.090464909	1 0.461465837 0.104511784
1 0.448394196 0.115543417	1 0.421233733 0.090313098	1 0.46448361 0.106888814
1 0.441395157 0.11153031	1 0.421472044 0.090141152	1 0.468082107 0.109874268
1 0.437662954 0.109353377	1 0.421747322 0.089966407	1 0.472985007 0.114190541
1 0.434345063 0.107292512	1 0.422020388 0.089814027	1 0.477852149 0.118761447
1 0.430593475 0.104846907	1 0.422277018 0.089687129	1 0.482239461 0.123128358
1 0.428046908 0.103036797	1 0.422540665 0.089571362	1 0.487978277 0.129197945
1 0.425934334 0.101368125	1 0.422872409 0.089444779	1 0.49256967 0.134368893
1 0.424923668 0.100509139	1 0.423197347 0.089339958	1 0.496665253 0.139282084
1 0.423944084 0.099627196	1 0.423608481 0.089231989	1 0.499856082 0.143331425

# BIBLIOGRAFÍA

- [1] Red Bull Francia, «Red Bull,» 28 abril 2021. [En línea]. Available: <https://www.redbull.com/es-es/records-formula-1>. [Último acceso: 2023 abril 12].
- [2] S. Martínez, «CAR AND DRIVER,» Hearst Magazines, 9 septiembre 2024. [En línea]. Available: <https://www.caranddriver.com/es/formula-1/a62111998/red-bull-f1-tunel-viento-origen-problemas/>. [Último acceso: 26 septiembre 2024].
- [3] S. Alejandro, «SOYMOTOR,» 4 mayo 2022. [En línea]. Available: <https://soymotor.com/noticias/red-bull-planea-construir-un-nuevo-tunel-de-viento-996437>.
- [4] M. F. Osma, «AERODINAMICA F1,» 19 noviembre 2019. [En línea]. Available: <https://www.aerodinamicaf1.com/2019/11/la-simulacion-cfd-en-la-formula-1/>.
- [5] R. Canales Bermúdez, «CARANDDRIVER,» 15 junio 2022. [En línea]. Available: <https://www.caranddriver.com/es/formula-1/a40297262/newey-problemas-f1-soluciones-2022/#:~:text=Los%20actuales%20problemas%20de%20la,m%C3%A1s%20que%20hace%2020%20a%C3%B1os>.
- [6] A. Vai, «GQ,» 11 marzo 2024. [En línea]. Available: [https://www.gq.com.mx/articulo/a-que-velocidad-corre-un-auto-de-formula-1#:~:text=%20Velocidad%20media%20%2D%20250%20km/h.%20\\*,Arabia%20Saudita%202020\):%201%20minuto%2024.303%20segundos..](https://www.gq.com.mx/articulo/a-que-velocidad-corre-un-auto-de-formula-1#:~:text=%20Velocidad%20media%20%2D%20250%20km/h.%20*,Arabia%20Saudita%202020):%201%20minuto%2024.303%20segundos..) [Último acceso: 27 septiembre 2024].
- [7] A. Gutman, «CARSCOOPS,» 25 septiembre 2021. [En línea]. Available: <https://www.carscoops.com/2021/09/heres-how-formula-1-lap-times-have-improved-over-the-years/>. [Último acceso: 27 septiembre 2024].
- [8] D. Hermana, «dazn,» [En línea]. Available: <https://www.dazn.com/es-ES/news/f%C3%B3rmula-1/historia-mundial-f1-cuando-fundo-origenes-todos-campeones/36g8s1mltzqd1jsvw2nonro4z>.
- [9] M. F. Osma, «AERODINAMICA F1,» 15 septiembre 2019. [En línea]. Available: <https://www.aerodinamicaf1.com/2019/09/historia-de-la-aerodinamica-en-la-f1/>.
- [10] Formula One Art & Genius, «f1-grandprix,» [En línea]. Available: [http://www.f1-grandprix.com/?page\\_id=1095](http://www.f1-grandprix.com/?page_id=1095).

- [11] S. Ehlen, «mostorsport,» 4 abril 2021. [En línea]. Available: <https://es.motorsport.com/f1/news/galeria-evolucion-historica-coches-formula-1-866338/866338/#gal-866338-m0-alberto-ascari-en-el-ferrari-500-f2>.
- [12] K. Fernández Cerrato, «Estudio del efecto rebote en los mooplazas de Formula 1,» Universitat Politecnica de Catalunya, Barcelona, España, 2022.
- [13] asaucerfulofwheels, «gearheds and monkeywrenches,» 24 febrero 2013. [En línea]. Available: <https://gearheadsandmonkeywrenches.tumblr.com/post/43892358827/asaucerfulofwheels-graham-hilllotus>.
- [14] McLaren, «McLaren,» [En línea]. Available: <https://es.mclaren.com/racing/legado/coches/1968-Formula-1-McLaren-M7A/>.
- [15] W. Melissen, «Ultimatecarpage.com,» 12 diciembre 2016. [En línea]. Available: [https://www.ultimatecarpage.com/car/276/Lotus-72-Cosworth.html#google\\_vignette](https://www.ultimatecarpage.com/car/276/Lotus-72-Cosworth.html#google_vignette).
- [16] M. Fernandez Osmá, «AerodinámicaF1,» 30 septiembre 2019. [En línea]. Available: <https://www.aerodinamicaf1.com/2019/09/el-efecto-suelo-en-la-formula-1-lotus-78/>.
- [17] gtxforums, «gtxforums.net,» 1 abril 2016. [En línea]. Available: <http://gtxforums.net/showthread.php?650-pic-twitter-com/page355>.
- [18] S. McBeath, Aerodinámica del automóvil de competición, CEAC, 2005.
- [19] W. Toet, «Aerodynamics and aerodynamic research in Formula 1,» *The Aeronautical Journal*, vol. 117, nº 1187, pp. 1-26, 2013.
- [20] T. Nanalal Vadgama, M. A. Patel y D. D. Thakkar, «Design Of Formula One Racing Car,» *International Jorنال of Engineering Research & Technology*, vol. 4, nº 04, pp. 702-712, 2015.
- [21] S. Vaidya y C. Kulkarni, «Aerodynamic Development of a Fomula Sae Car: Initial Design Stage,» *International Journal of Engineering Research*, vol. 6, nº 12, pp. 14-18, 2017.
- [22] S. Chandra, A. Lee, S. Gorrell y C. G. Jensen, «CFD Analysis of PACE Formula-1 Car,» *Computer-Aided Design and Applications*, vol. 1, pp. 1-14, 2011.
- [23] S. Pal, S. M. H. Kabir y M. M. M. Talukder, «Aerodynamic Analysis of a Concept Car Model,» *Procedings of the International Conference n Mechanical Engineering and Renewable Energy*, pp. 26-29, 2015.
- [24] J. Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, New York: McGraw Hill, 2017.
- [25] Y. A. Cengel y J. M. Cimbala, Mecanica de Fluidos Fundamentos y aplicaciones, Ciudad de México: McGraw Hill, 2006.

- [26] R. V. Giles, *Mecánica de los fluidos e hidráulica*, McGraw Hill, 1995.
- [27] H. I. Shames, *Mecánica de Fluidos*, Santafé de Bogotá: McGraw Hill, 1995.
- [28] R. L. Mott, *Mecánica de fluidos*, México: Pearson Education , 2006.
- [29] F. M. White, *Mecánica de fluidos*, Madrid: McGraw Hill, 2004.
- [30] J. Mayone, «dazn.com,» 14 marzo 2022. [En línea]. Available: <https://www.dazn.com/es-ES/news/f%C3%B3rmula-1/nuevo-coche-f1-2022-como-es-caracteristicas-cambios-tamano-comparativa-fotos-y-ultimas-novedades/wdrsy5glvgr12ntnltnr92zc>.
- [31] S. Kadwal y S. Singh, «Computational Fluid Dynamics Study Of Fluid Flow And Aerodynamic Forces On An Airfoil,» *International Journal of Engineering Research & Technology* , vol. 1, nº 7, pp. 1-8, 2012.
- [32] M. Z. Donahue, «National Geographic,» 3 marzo 2023. [En línea]. Available: <https://www.nationalgeographic.com/travel/article/what-is-turbulence-explained>.
- [33] N. C. Markatos, «The mathematical modelling of turbulent flows,» *Applied Mathematical Modelling*, vol. 10, nº 3, pp. 190-220, 1985.
- [34] F. Mukalled , L. Mangani y M. Darwish, *The finite volume method in computational fluid dynamics: an advanced introduction with OpenFOAM and Matlab*, Switzerland: Springer, 2016.
- [35] C. Fu, M. Uddin y C. A. Robinson , «Turbulence modelling effects on the CFD predictions of flow over a NASCAR Gen 6 racecar,» *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 176, pp. 98-111, 2018.
- [36] P. R. Spalart y S. R. Allmaras, «A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows,» *In 30th aerospace sciences meeting and exhibit*, p. 439, enero 1992.
- [37] T.-H. Shih, W. L. William, S. Aamir, Z. Yang y J. Zhu, «A new k-epsilon Eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows,» *Computers & fluids*, vol. 24, nº 3, pp. 227-238, 1995.
- [38] F. R. Menter, «Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,» *AIAA journal*, vol. 32, nº 8, pp. 1598-1605, 1994.
- [39] N. Ashton, A. West, S. Lardeau y A. Revell, «Assessment of RANS and DES methods for realistic automotive models,» *Computers and Fluids*, vol. 128, pp. 1-15, 2016.
- [40] J. E. Matsson, *An Introduction to ANSYS Fluent 2021*, 2021.
- [41] Grupo SSC, «Mescalea,» Grupo SSC, [En línea]. Available: <https://www.mescalea.com/>.

- [42] I. H. Abbot y A. E. Von Doenhoff, *THEORY OF WING SECTIONS*, New York: Dover Publications, 1959.
- [43] A. Dash, «CFD Analysis of Wind Turbine Airfoil at Various Angles of Attack,» *IOSR-JMCE*, vol. 13, nº 4, pp. 18-24, 2016.
- [44] S. Obeid, R. Jha y G. Ahmadi, «RANS Simulation of Aerodynamic Performance of NACA 0015 Flapped Airfoil,» *MDPI*, vol. 2, nº 1, p. 2, 2017.
- [45] I. Ansys, «ANSYS Meshing User's Guide,» Ansys, Inc, Canonsburg, PA, 2020.
- [46] D. C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*, La Cañada, California, EE.UU.: DCW Industries, Inc., 2006.
- [47] ANSYS, Inc., «Ansys Help,» ANSYS, Inc., 2024. [En línea]. Available: [https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/flu\\_th/flu\\_th.html](https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/flu_th/flu_th.html).
- [48] M. Somerfield y J. Noble, «motorsport,» Motorsport Network, 6 julio 2023. [En línea]. Available: <https://es.motorsport.com/f1/news/analisis-ferrari-avance-coche-2023/10491774/>.
- [49] M. Basso, C. Cravero y D. Marsano, «Aerodynamic Effect of the Gurney Flap on the Front Wing of a F1 Car and Flow Interactions with Car Components,» *Energies*, vol. 14, nº 4, p. 2059, 2021.
- [50] H. K. Versteeg y W. Malalasekera, *An Intruduction to Computational Fluid Dynamics*, Harlow: Pearson Education, 2007.
- [51] N. A. C. f. Aeronautics., «NACA 4 digit airfoil generator,» National Advisory Committee for Aeronautics., [En línea]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit>. [Último acceso: 14 01 2025].
- [52] J. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, Nueva York, EE. UU.: McGraw-Hill Education, 2017.