



ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO

FACULTAD DE MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ

“DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DRS EN EL PROTOTIPO FÓRMULA SAE DE LA CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ VARIANDO LA POSICIÓN DE LOS ALERONES MEDIANTE LA DINÁMICA DE FLUIDOS”

**AUCATOMA JIBAJA, RICARDO FABIAN;
MEDINA QUINTERO, EDUARDO HARRY**

TRABAJO DE TITULACIÓN

TIPO: PROPUESTA TECNOLÓGICA

**Previo a la obtención del Título de:
INGENIERO AUTOMOTRIZ**

RIOBAMBA – ECUADOR

2018

APROBACIÓN DEL TRABAJO DE TITULACIÓN

2018-03-21

Yo recomiendo que el Trabajo de Titulación preparado por:

AUCATOMA JIBAJA RICARDO FABIAN

Titulado:

“DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DRS EN EL PROTOTIPO FÓRMULA SAE DE LA CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ VARIANDO LA POSICIÓN DE LOS ALERONES MEDIANTE LA DINÁMICA DE FLUIDOS.”

Sea aceptada como parcial complementación de los requerimientos para el Título de:

INGENIERO AUTOMOTRIZ

Ing. Carlos José Santillán Mariño
DECANO DE LA FAC. DE MECÁNICA

Nosotros coincidimos con esta recomendación:

Ing. Celin Abad Padilla Padilla
DIRECTOR

Ing. Socrates Miguel Aquino Arroba
ASESOR

APROBACIÓN DEL TRABAJO DE TITULACIÓN

2018-03-21

Yo recomiendo que el Trabajo de Titulación preparado por:

MEDINA QUINTERO EDUARDO HARRY

Titulado:

“DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DRS EN EL PROTOTIPO FÓRMULA SAE DE LA CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ VARIANDO LA POSICIÓN DE LOS ALERONES MEDIANTE LA DINÁMICA DE FLUIDOS.”

Sea aceptada como parcial complementación de los requerimientos para el Título de:

INGENIERO AUTOMOTRIZ

Ing. Carlos José Santillán Mariño
DECANO DE LA FAC. DE MECÁNICA

Nosotros coincidimos con esta recomendación:

Ing. Celin Abad Padilla Padilla
DIRECTOR

Ing. Socrates Miguel Aquino Arroba
ASESOR

EXAMINACIÓN DEL TRABAJO DE TITULACIÓN

NOMBRE DEL ESTUDIANTE: RICARDO FABIAN AUCATOMA JIBAJA

TRABAJO DE TITULACIÓN: “DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DRS EN EL PROTOTIPO FÓRMULA SAE DE LA CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ VARIANDO LA POSICION DE LOS ALERONES MEDIANTE LA DINÁMICA DE FLUIDOS.”

Fecha de Examinación: 2018-10-16

RESULTADO DE LA EXAMINACIÓN:

COMITÉ DE EXAMINACIÓN	APRUEBA	NO APRUEBA	FIRMA
Ing. Ángel Guamán Mendoza PRESIDENTE TRIB. DEFENSA			
Ing. Celin Abad Padilla Padilla DIRECTOR			
Ing. Miguel Aquino Arroba ASESOR			

* Más que un voto de no aprobación es razón suficiente para la falla total.

RECOMENDACIONES: _____

El Presidente del Tribunal certifica que las condiciones de la defensa se han cumplido.

Ing. Ángel Guamán Mendoza
PRESIDENTE TRIB. DEFENSA

EXAMINACIÓN DEL TRABAJO DE TITULACIÓN

NOMBRE DEL ESTUDIANTE: EDUARDO HARRY MEDINA QUINTERO

TRABAJO DE TITULACIÓN: “DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DRS EN EL PROTOTIPO FÓRMULA SAE DE LA CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ VARIANDO LA POSICION DE LOS ALERONES MEDIANTE LA DINÁMICA DE FLUIDOS.”

Fecha de Examinación: 2018-10-16

RESULTADO DE LA EXAMINACIÓN:

COMITÉ DE EXAMINACIÓN	APRUEBA	NO APRUEBA	FIRMA
Ing. Ángel Guamán Mendoza PRESIDENTE TRIB. DEFENSA			
Ing. Celin Abad Padilla Padilla DIRECTOR			
Ing. Miguel Aquino Arroba ASESOR			

* Más que un voto de no aprobación es razón suficiente para la falla total.

RECOMENDACIONES: _____

El Presidente del Tribunal certifica que las condiciones de la defensa se han cumplido.

Ing. Ángel Guamán Mendoza
PRESIDENTE TRIB. DEFENSA

DERECHOS DE AUTORÍA

El trabajo de titulación que presentamos, es original y basado en el proceso de investigación y/o adaptación tecnológica establecido en la Facultad de Mecánica de la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo. En tal virtud, los fundamentos teóricos-científicos y los resultados son de exclusiva responsabilidad de los autores. El patrimonio intelectual le pertenece a la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo.

Ricardo Fabian Aucatoma Jibaja

Eduardo Harry Medina Quintero

DECLARACION DE AUTENTICIDAD

Nosotros Ricardo Fabian Aucatoma Jibaja y Eduardo Harry Medina Quintero se declara que el presente trabajo de titulación es de nuestra autoría y que los resultados del mismo son auténticos y originales. Los textos constantes en el texto que provienen de otra fuente están debidamente citados y referenciados.

Como autores, asumimos la responsabilidad legal y académica de los contenidos de este trabajo de titulación.

Ricardo Fabian Aucatoma Jibaja
CI: 020186076-4

Eduardo Harry Medina Quintero
CI: 080264149-8

DEDICATORIA

Este trabajo de titulación le dedico a Dios, quien me ha guiado durante todos estos años brindándome luz y sabiduría para ir por el buen camino.

A mis padres y hermano, quienes me han acompañado durante todo mi trayecto estudiantil y de vida fueron un pilar fundamental con su apoyo incondicional, emocional, con sus consejos que han sabido guiarme para culminar mi carrera profesional.

Ricardo Fabian Aucatoma Jibaja

Mi tesis la dedico a DIOS quien ilumino mi espiritu y guiarme por el camino correcto.

A mi madre María Quintero Chávez, quien con sacrificio y esfuerzo supo darme una buena educación y nunca rendirse para que yo salga adelante. A mi hermano Erick que en paz descansa me brindó su apoyo siempre que necesite de su ayuda. A mis hermanitas Dayana Y Nicol quienes han sido mi inspiración y así ser un gran ejemplo para ellas, a ellos dedico mi tesis.

Eduardo Harry Medina Quintero

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios, la Virgencita Churonita que siempre estuvieron iluminándome cuidándome. Agradezco a la Carrera de Ingeniería Automotriz por brindarme todos los conocimientos y formación para ser un buen profesional competente para el beneficio de la sociedad.

El agradecimiento más sincero de todo corazón a mis padres, Joselito y Delsa por ser parte fundamental en mi crecimiento como persona, por su apoyo que nunca me dejaron siempre estaban junto a mí en los buenos y malos momentos, agradeciéndoles por el esfuerzo y sacrificio que hicieron para hacer posible que lleve a cabo el sueño de concluir con esta etapa

Ricardo Fabian Aucatoma Jibaja

Agradezco DIOS, que me guio por el buen camino, a mis profesores que compartieron su conocimiento y sabiduría para que sea un buen profesional.

Agradezco desde lo más profundo de mi corazón y con todo mi cariño a mi madre, María Quintero Chávez, quien nunca supo rendirse en los momentos más difíciles, siempre estuvo conmigo brindándome su apoyo, te agradezco madre hiciste realidad el sueño de terminar mi carrera.

Eduardo Harry Medina Quintero

TABLA DE CONTENIDO

RESUMEN

ABSTRACT

INTRODUCCIÓN

CAPITULO I

1.1	Antecedentes	1
1.2	Planteamiento del Problema	2
1.3	Justificación	2
1.4	Objetivos	3
1.4.1	<i>Objetivo General</i>	3
1.4.2	<i>Objetivos específicos</i>	3

CAPITULO II

2.	MARCO TEÓRICO.....	4
2.1	Fórmula SAE	4
2.2	Fundamentos de la Aerodinámica.....	6
2.3	Principios básicos de la dinámica de fluidos.	6
2.3.1	<i>Número de Reynolds y tipos de flujo</i>	6
2.3.2	<i>Principio de Bernoulli</i>	8
2.3.2.1	<i>Ecuación de Bernoulli</i>	8
2.3.3	<i>Fuerza, carga y resistencia aerodinámica</i>	10
2.3.4	<i>Carga aerodinámica</i>	11
2.3.5	<i>Resistencia aerodinámica</i>	12
2.3.6	<i>Coefficientes Aerodinámicos</i>	13
2.3.7	<i>Eficiencia Aerodinámica</i>	14
2.3.8	<i>Potencia Absorbida</i>	14
2.4	Dinámica de fluidos computacional (CFD).	15
2.4.1	<i>Introducción</i>	15
2.4.2	<i>Proceso de la dinámica de fluidos computacional</i>	16
2.4.3	<i>Discretización temporal</i>	16
2.4.4	<i>Discretización espacial</i>	17

2.4.4.1	<i>Métodos de diferencias finitas.</i>	17
2.4.4.2	<i>Métodos de volúmenes finitos.</i>	18
2.4.4.3	<i>Métodos de elementos finitos.</i>	18
2.5	Teoría de alerones en vehículos de competencia.	19
2.5.1	<i>Alerones.</i>	20
2.5.1.1	<i>Alerón Delantero.</i>	21
2.5.1.2	<i>Alerón Trasero.</i>	21
2.5.2	<i>Tipos de alerones.</i>	21
2.5.2.1	<i>Alerones de un solo plano.</i>	21
2.5.2.2	<i>Alerones de dos planos.</i>	22
2.5.2.3	<i>Alerones de Múltiples Elementos.</i>	22
2.6	Sistema DRS.	23
2.6.1	<i>Tipos de mecanismos del DRS.</i>	24
2.6.1.1	<i>Mecanismo Push up.</i>	24
2.6.1.2	<i>Mecanismo Pods y Rockers.</i>	24
2.6.1.3	<i>Mecanismo Pod Pull.</i>	25
2.6.2	<i>Funcionamiento de Activación y Desactivación del sistema DRS.</i>	26
2.6.2.1	<i>DRS desactivado.</i>	26
2.6.2.2	<i>DRS Activado.</i>	27
2.7	Reglamento FSAE sobre la aerodinámica.	27

CAPITULO III

3.	DISEÑO Y ANÁLISIS DEL ALERÓN POSTERIOR.	30
3.1	Selección del perfil aerodinámico.	30
3.1.1	<i>Base de datos de los perfiles.</i>	31
3.2	Cálculos del perfil aerodinámico.	32
3.2.1	<i>Cuerda.</i>	32
3.2.2	<i>Dimensión de envergadura.</i>	33
3.2.3	<i>Perfil GOE 796</i>	33
3.2.4	<i>Perfil GOE 479</i>	33
3.2.5	<i>Perfil GOE 803</i>	33
3.2.6	<i>Perfil GOE 464</i>	34
3.3	Modificación de los perfiles en Software CAD.	35
3.3.1	<i>Condiciones de contorno.</i>	35

3.3.2	<i>Análisis del alerón posterior en software CFD.</i>	36
3.3.2.1	<i>Configuración del flap ángulo β.</i>	36
3.3.2.2	<i>Configuración de la ranura entre plano principal y el flap.</i>	37
3.3.2.3	<i>Configuración del flap ángulo α.</i>	40
3.3.3	<i>Generación del mallado 2D.</i>	41
3.3.4	<i>Análisis de resultados del alerón posterior.</i>	46
3.3.5	<i>Análisis del prototipo FSAE con el alerón posterior en software CFD.</i>	49
3.3.6	<i>Dimensiones del Volumen de Control.</i>	49
3.3.7	<i>Generación del mallado 3D.</i>	51
3.3.8	<i>Análisis aerodinámico con un ángulo α 55° (flap cerrado).</i>	52
3.3.8.1	<i>Mallado del prototipo con el flap cerrado.</i>	52
3.3.8.2	<i>Análisis de resultados de la Presión.</i>	53
3.3.8.3	<i>Análisis de resultados de la Velocidad.</i>	56
3.3.8.4	<i>Resultados obtenidos en el software CFD a α 55°.</i>	60
3.3.9	<i>Análisis aerodinámico con un ángulo α 35° (flap abierto intermedio).</i>	60
3.3.9.1	<i>Mallado del prototipo con el flap intermedio.</i>	60
3.3.9.2	<i>Análisis de resultados de la Presión.</i>	61
3.3.9.3	<i>Análisis de resultados de la Velocidad.</i>	63
3.3.10	<i>Análisis aerodinámico con un ángulo $\alpha = 150$ (flap abierto).</i>	66
3.3.10.1	<i>Mallado del prototipo con el flap abierto.</i>	66
3.3.10.2	<i>Análisis de resultados de la Presión.</i>	67
3.3.10.3	<i>Análisis de resultados de la velocidad.</i>	69
3.3.10.4	<i>Resultados obtenidos en el software CFD a α 15°.</i>	72
3.3.11	<i>Análisis aerodinámico a escala real sin alerón posterior</i>	72
3.3.11.1.	<i>Análisis de resultados de la velocidad.</i>	72
3.3.11.2.	<i>Análisis de resultados de presión.</i>	75
3.3.12	<i>Análisis aerodinámico a escala real (flap cerrado $\alpha = 550$)</i>	77
3.3.12.1	<i>Análisis de resultados de la velocidad.</i>	77
3.3.12.2	<i>Análisis de resultados de la presión.</i>	79
3.3.13	<i>Análisis aerodinámico a escala real (flap Abierto $\alpha = 150$)</i>	80
3.3.13.1	<i>Análisis de resultados de la velocidad.</i>	80
3.3.13.2	<i>Análisis de resultados de la Presión.</i>	81
3.4	<i>Análisis en el túnel de viento.</i>	84
3.4.1	<i>Fabricación de la maqueta.</i>	84

3.4.2	<i>Estudio en el túnel del viento.</i>	89
3.4.2.1	<i>Cálculos de los coeficientes aerodinámicos a 90km/h.</i>	90
3.4.2.2	<i>Resultados obtenidos en el túnel de viento.</i>	93
3.5	Comparación de datos obtenidos entre software CFD y túnel de viento.	93

CAPITULO IV

4.	IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DRS.....	94
4.1	Elementos del sistema de control.....	94
4.1.1	<i>Señal de entrada y salida.</i>	95
4.1.2	<i>Funcionamiento del micro-servo.</i>	96
4.1.2.1	<i>Señal de pulso.</i>	96
4.2	Programación del Arduino.....	97
4.3	Instalación en el prototipo.....	98
4.4	Estudio de Costes del Proyecto.....	99
4.4.1	<i>Costes Directos.</i>	99
4.4.2	<i>Costes Indirectos.</i>	100
4.4.3	<i>Costes Total.</i>	100
	CONCLUSIONES	101
	RECOMENDACIONES	102
	BIBLIOGRAFÍA	
	ANEXOS	

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1-2. Número adimensional del flujo	7
Tabla 2-3. Perfiles Aerodinámicos.....	31
Tabla 3-3. Condiciones de contorno de Riobamba.....	35
Tabla 4-3. Condiciones de contorno de México.	35
Tabla 5-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función del ángulo β	36
Tabla 6-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función del ángulo β	37
Tabla 7-3. Coeficiente de sustentación mayor en el ángulo 55°	37
Tabla 8-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función de la altura Y_{flap}	38
Tabla 9-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función de la altura Y_{flap}	38
Tabla 10-3. Coeficiente sustentación mayor con una altura de $Y_{flap} = 0\text{mm}$	39
Tabla 11-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función de X_{flap}	39
Tabla 12-3. Configuración del flap cerrado.	39
Tabla 13-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función del ángulo α	40
Tabla 14-3. Carga y resistencia aerodinámica en función del ángulo α	46
Tabla 15-3. Resultados obtenidos a $\alpha 55^\circ$	60
Tabla 16-3. Resultados obtenidos a $\alpha 15^\circ$	72
Tabla 17-3 Valores de CL y CD con y sin alerón posterior.....	83
Tabla 18-3: Propiedades mecánicas del material PLA.	85
Tabla 19-3. Datos obtenidos del túnel de viento de las fuerzas aerodinámicas.	93
Tabla 20-3. Datos obtenidos del túnel de viento de los coeficientes aerodinámicos.	93
Tabla 21-3. Comparación de los resultados obtenidos.	93
Tabla 22-4: Características del Arduino Nano.....	97
Tabla 23-4. Costes Directos.	99
Tabla 24.4. Costes Directos.	100
Tabla 25-4. Costes Indirectos.....	100
Tabla 26-4. Costes Total.	100

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-2: Fórmula SAE.	4
Figura 2-2: Líneas de corriente laminar y turbulento.	7
Figura 3-2: Principio de Bernoulli	9
Figura 4-2: Perfil alar mostrando las líneas de corriente	10
Figura 5-2: Fuerzas Drag - Downforce.....	10
Figura 6-2: Diferencias entre alares de avión y un Formula.	12
Figura 7-2: Diferentes objetos sometidos al aire.	13
Figura 8-2: Coeficiente Aerodinámico.	14
Figura 9-2: Discretización de variables.	16
Figura 10-2: Discretización temporal.	16
Figura 11-2: Nodos y Elementos de una malla.....	19
Figura 12-2: Terminología de un alerón.	20
Figura 13-2: Alerón de dos planos.....	22
Figura 14-2: Alerón de tres planos.	23
Figura 15-2: DRS del McLaren activado.....	23
Figura 16-2: Esquema del mecanismo push up.	24
Figura 17-2: Esquema del mecanismo Pods y Rockers.	25
Figura 18-2: Esquema del mecanismo Pod Pull.	25
Figura 19-2: Vista lateral del alerón con el DRS desactivado.	26
Figura 20-2: Vista lateral del alerón con el DRS activado.	27
Figura 21-2: Límites de colocación de los alerones en el prototipo.	29
Figura 22-3: Calidad de Malla	42
Figura 23-3: Calidad de Malla	51

ÍNDICE DE GRÁFICAS

Gráfico 1-3: Base de datos de las coordenadas.....	31
Gráfico 2-3: Configuración del ángulo β	36
Gráfico 3-3: Ranura del alerón principal y el flap	38
Gráfico 4-3: Configuración del flap en función del ángulo α	40
Gráfico 5-3: Mallado del alerón posterior.	41
Gráfico 6-3: Configuración del flap en función del ángulo α en 45°	42
Gráfico 7-3: Mallado con el ángulo α en 45°	42
Gráfico 8-3: Configuración del flap en función del ángulo α en 35°	43
Gráfico 9-3: Mallado con el ángulo α en 35°	43
Gráfico 10-3: Configuración del flap en función del ángulo α en 25°	43
Gráfico 11-3: Mallado con el ángulo α en 25°	44
Gráfico 12-3: Configuración del flap en función del ángulo α en 15°	44
Gráfico 13-3: Mallado con el ángulo α en 15°	44
Gráfico 14-3: Resistencia aerodinámica respecto a la apertura del flap.....	46
Gráfico 15-3: Coeficiente de sustentación a un ángulo $\alpha = 45^\circ$	46
Gráfico 16-3: Coeficiente de arrastre a un ángulo $\alpha = 45^\circ$	47
Gráfico 17-3: Coeficiente de sustentación a un ángulo $\alpha = 35^\circ$	47
Gráfico 18-3: Coeficiente de arrastre a un ángulo $\alpha = 35^\circ$	47
Gráfico 19-3: Coeficiente de sustentación a un ángulo $\alpha = 25^\circ$	48
Gráfico 20-3: Coeficiente de arrastre a un ángulo $\alpha = 25^\circ$	48
Gráfico 21-3: Coeficiente de sustentación a un ángulo $\alpha = 15^\circ$	48
Gráfico 22-3: Coeficiente de arrastre a un ángulo $\alpha = 15^\circ$	49
Gráfico 23-3: Cotas de la vista lateral del volumen de control.....	50
Gráfico 24-3: Valores de las cotas de la vista lateral del volumen de control.....	50
Gráfico 25-3: Vista frontal del volumen de control.....	50
Gráfico 26-3: Valores de la dimensión frontal del volumen de control	51
Gráfico 27-3: Barra de colores de la presión	52
Gráfico 28-3: Barra de colores de la velocidad	52
Gráfico 29-3: Calidad de la Malla	52
Gráfico 30-3: Diagrama de barras de calidad de los elementos (Mesh Metric)	53
Gráfico 31-3: Valores estadísticos de la calidad de malla	53

Gráfico 32-3: Contorno de Presión vista en 3D.....	54
Gráfico 33-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D	54
Gráfico 34-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D	54
Gráfico 35-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D	55
Gráfico 36-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D	55
Gráfico 37-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D	56
Gráfico 38-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D	56
Gráfico 39-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D	57
Gráfico 40-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D	57
Gráfico 41-3: Líneas de flujo de velocidad, vista lateral.....	57
Gráfico 42-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	58
Gráfico 43-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	58
Gráfico 44-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	58
Gráfico 45-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	59
Gráfico 46-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	59
Gráfico 47-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	59
Gráfico 48-3: Coeficientes aerodinámicos C_l y C_D a $\alpha=55^\circ$	60
Gráfico 49-3: Calidad de Malla	60
Gráfico 50-3: Diagrama de barras de calidad de los elementos (Mesh Metrics).....	61
Gráfico 51-3: Valores estadísticos de la calidad de malla	61
Gráfico 52-3: Contorno de Presión vista en 3D.....	61
Gráfico 53-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D	62
Gráfico 54-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D	62
Gráfico 55-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D	62
Gráfico 56-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D	63
Gráfico 57-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D	63
Gráfico 58-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	64
Gráfico 59-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	64
Gráfico 60-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	64
Gráfico 61-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	65
Gráfico 62-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	65
Gráfico 63-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	65
Gráfico 64-3: Calidad de la Malla	66
Gráfico 65-3: Diagrama de barras de calidad de los elementos (Mesh Metrics).....	66

Gráfico 66-3: Valores estadísticos de la calidad de malla	66
Gráfico 67-3: Contorno de Presión vista en 3D.....	67
Gráfico 68-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D	67
Gráfico 69-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D	68
Gráfico 70-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D	68
Gráfico 71-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D	68
Gráfico 72-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D	69
Gráfico 73-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D	69
Gráfico 74-3: Líneas de flujo de velocidad, vista lateral	70
Gráfico 75-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	70
Gráfico 76-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	70
Gráfico 77-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	71
Gráfico 78-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	71
Gráfico 79-3: Coeficientes aerodinámicos a α 15°	72
Gráfico 80-3: Líneas de flujo de velocidad, vista 3D	73
Gráfico 81-3: Líneas de flujo de velocidad, vista 2D	73
Gráfico 82-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	73
Gráfico 83-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	74
Gráfico 84-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	74
Gráfico 85-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D.....	74
Gráfico 86-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D	75
Gráfico 87-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D	75
Gráfico 88-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D	76
Gráfico 89-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D	76
Gráfico 90-3: Coeficientes de sustentación (Cl) y de arrastre (Cd) sin alerón	76
Gráfico 91-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D	77
Gráfico 92-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	77
Gráfico 93-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	78
Gráfico 94-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	78
Gráfico 95-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	78
Gráfico 96-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D	79
Gráfico 97-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D	79
Gráfico 98-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D	79
Gráfico 99-3: Coeficientes de sustentación (Cl) y de arrastre (Cd) con flap cerrado	80

Gráfico 100-3: Líneas de flujo de velocidad, vista 3D	80
Gráfico 101-3: Líneas de flujo de velocidad, vista lateral	81
Gráfico 102-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D	81
Gráfico 103-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D	81
Gráfico 104-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D.....	82
Gráfico 105-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D.....	82
Gráfico 106-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D.....	82
Gráfico 107-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D.....	83
Gráfico 108-3: Coeficientes de sustentación (C_l) y de arrastre (C_d) con flap abierto... 83	
Gráfico 109-3: Configuración de la pieza para la impresión 3D	85
Gráfico 110-3: Configuración de la pieza para la impresión 3D	86
Gráfico 111-3: Proceso de impresión del prototipo	86
Gráfico 112-3: Impreso el prototipo a escala.....	87
Gráfico 113-3: Proceso de masilla en la parte del morro y laterales.	87
Gráfico 114-3: Proceso de lijado.	87
Gráfico 115-3: Mejora del acabado superficial del prototipo a escala.	88
Gráfico 116-3: Prototipo FSAE a escala finalizado.....	88
Gráfico 117-3: Túnel de viento de la ESPOCH.....	89
Gráfico 118-3: Valores de encerado del túnel de viento.....	90
Gráfico 119-3: Valores obtenidos mediante el ensayo a 90km/h con el flap cerrado. ..	91
Gráfico 120-3: Valores obtenidos mediante el ensayo a 90km/h con el flap abierto. ...	91
Gráfico 121-4: Esquema del Sistema de Control.....	95
Gráfico 122-4: Diagrama de bloques lazo abierto	95
Gráfico 123-4: Configuración del micro-servo.....	96
Gráfico 124-4: Configuración de la señal de pulso.	97
Gráfico 125-4: Adaptación del micro-servo en el alerón.....	98
Gráfico 126-4: Instalación del módulo de control.	99

LISTA DE ABREVIATURAS

FSAE	Formula SAE (Asociación de ingenieros automotrices)
ρ	Densidad del fluido
v	Velocidad del fluido
μ	Viscosidad dinámica del fluido
Re	Número de Reynolds
FL	Carga aerodinámica
c	Cuerda
e	Dimensión de envergadura
s	Superficie alar
CL	Coefficiente de sustentación.
FD	Resistencia aerodinámica
CD	Coefficiente de resistencia.
Cv	Potencia absorbida
f	Eficiencia
DRS	Sistema de reducción de resistencia aerodinámica
CAD	Diseño asistido por computador
CFD	Dinámica de fluidos computacional
BA	Borde de ataque
BF	Borde de fuga

RESUMEN

El presente proyecto tecnológico se realiza la implementación del sistema DRS en el prototipo Fórmula SAE de la Carrera de Ingeniería Automotriz para variar la posición de los alerones mediante la dinámica de fluidos, se dio paso al estudio a las últimas innovaciones en el campo de la aerodinámica, que trata de elementos adicionales más importantes para un vehículo de fórmula en términos de resistencia y sustentación. El alerón que formara parte del prototipo FSAE consta de dos elementos, plano principal y flap. En la fase de diseño del alerón posterior se basó principalmente en la búsqueda de varios perfiles, con un buen comportamiento aerodinámico. Dentro de la base de datos investigada, nos centramos en la actualidad como son los perfiles GOE, escogiendo cuatro perfiles, de manera que cada perfil son calculados su borde de ataque y espesor dándonos como resultado el perfil GOE 479 con un borde de ataque de 8.08mm para ser utilizado como plano principal y el perfil GOE 464 con un borde de ataque de 20mm para ser utilizado como flap siendo estos dos elementos que generan un mejor rendimiento aerodinámico. En segundo lugar se modificó la apertura del flap en tres configuraciones, en el software SolidWorks con las dimensiones que el reglamento lo establece, se importó dicha geometría al software ANSYS 18.0, para analizar y determinar sus cargas aerodinámicas en cada una de sus configuraciones. Para finalizar se ensambló el alerón en el prototipo FSAE y se ejecutó un análisis de volúmenes finitos para determinar los coeficientes de resistencia y sustentación, la relación y diferencia de presiones que influye la geometría de un ala y el impacto de la velocidad en el rendimiento de un perfil, obteniendo resultados en la configuración 55° flap cerrado un CL de 0.222 y en la configuración 15° flap abierto un CL de 0.199. Mediante el análisis del software CFD y túnel de viento se pudo conocer el funcionamiento del sistema DRS. La finalidad de este proceso, es proporcionar datos concretos y fiables que nos permitan un mayor entendimiento de este sistema así como valores numéricos que nos permitan determinar de manera aproximada el impacto que puede tener este dispositivo en un prototipo Formula SAE.

PALABRAS CLAVE: <TECNOLOGÍA Y CIENCIAS DE LA INGENIERÍA>, <AERODINÁMICA>, <DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)>, <FORMULA SAE> <ALERONES>, <REDUCCIÓN DE LA FUERZA DE AVANCE (DRS)>, <TÚNEL DE VIENTO>, <FUERZA DE SUSTENTACIÓN>.

ABSTRACT

The present technological project is carried out by the implementation of Drag Reduction System (hereafter DRS) in the prototype Formula SAE from the Automotive Engineering Career to vary the position of the ailerons by the dynamics of fluids, the latest innovations in the aerodynamics field were introduced to this study, which deals with additional elements that are more important for a formula vehicle in terms of resistance and lift. The wing that will be part of the FSAE prototype consists of two elements, main plane and flap. In the design phase of the rear spoiler was based mainly on the search of several profiles, with a good aerodynamic behavior. Within the investigated database, we focus on the current situation as are the GOE's profiles, choosing four profiles, so each profile is calculated in its leading edge and thickness giving us as a result the GOE 479 profile with an edge of attack of 8.08 mm to be used as main plane and the GOE 464 profile with a leading edge of 20mm to be used as a flap, these two elements generating better aerodynamic performance. Second, the flap opening was modified in three configurations in the SolidWorks software with the dimensions regulation given, the geometry was imported into the ANSYS 18.0 software, to analyze and determine its aerodynamic loads in each of its configurations. Finally, the wing was assembled in the "FSAE" prototype and a finite volume analysis was carried out to determine the coefficients of resistance and lift, the relationship and pressure difference that influences the geometry of a wing and the impact of speed on the performance of the wing in a profile obtaining results in the configuration 55 flap closed a CL of 0.222 and in the configuration 15 open flap a CL of 0.199. By analyzing the CFD software and wind tunnel it was possible to know the operation of the DRS system. The purpose of this process is to provide concrete and reliable data that allow us a greater understanding of this system as well as numerical values that allow us to determine in an approximate way the impact that this device can have in a Formula SAE prototype.

KEY WORDS: <TECHINOLGY AND SCIENCE ENGINEERING>
<AERODYNAMICS>, <DYNAMICS OF COMPUTATIONAL FLUIDS (CFD)>,
<FORMULA SAE> <SPOILERS>, <REDUCTION OF PROGRESS FORCE (DRS)>,
< WIND TUNNEL>, <SUSTAINABILITY FORCE>.

CAPÍTULO I

1. INTRODUCCIÓN

1.1 Antecedentes

La Fórmula SAE es un concurso de diseño de universitarios organizado por SAE International (inicialmente Society of Automotive Engineers). En 1981, desarrolló y administró la primera competencia de estudiantes de Fórmula SAE con la asistencia de Ron Matthews, profesor de la Universidad de Texas. SAE International operó la única competencia de Formula SAE durante 17 años antes de su asociación con IMechE (Institution of Mechanical Engineers) en Inglaterra, donde se desarrolló la marca "Formula Student". Desde su inicio, Fórmula SAE se ha expandido e incluye muchos eventos derivados. (SAE, 2018)

Fórmula SAE promueve competencias y excelencia en ingeniería, abarca todos los aspectos de la industria automotriz, incluyendo investigación, diseño, fabricación, pruebas, desarrollo, comercialización, administración y finanzas. Fórmula SAE saca a los estudiantes del aula y les permite aplicar teorías de libros de texto a experiencias laborales reales. (SAE, 2018)

Las Universidades que participaron en Michigan 2017 bajo la normativa de la Fórmula SAE, conformaron de 128 equipos y más de 2000 estudiantes. Aquellos resultados de las competencias fueron anotados y mostrados en el ranking mundial de la F. SAE. Los prototipos fueron evaluados mediante análisis dinámicos y estáticos los mismos que son calificados con puntuación.

Mediante el diseño e implementación del sistema DRS en el alerón trasero se pretende dar alcance y desarrollo tecnológico en el prototipo, recogiendo los parámetros del monoplaza de competencia que son muy importantes para el conductor durante la carrera. De esta manera demostramos ser el primer prototipo en el país que utiliza la aerodinámica mejorando su estabilidad en altas velocidades, por lo que podremos competir en el Fórmula Student en igualdad condiciones científicas y tecnológicas dejando en alto el nombre de la institución y del país. Con el presente trabajo de titulación demostramos que

nosotros los estudiantes de la Carrera de Ingeniería Automotriz de la ESPOCH tenemos talento, con capacidad de crear nuevos sistemas afines a los adelantos científicos y tecnológicos vigentes en el campo automotriz.

1.2 Planteamiento del Problema

El vehículo Fórmula SAE de la Carrera de Ingeniería Automotriz no se ha cuantificado los parámetros aerodinámicos (ni experimental ni computacional) sino que se han basado más que todo en la facilidad de construcción y en lo estético.

El gran inconveniente y problema que presenta el prototipo es que no tiene un estudio en elementos aerodinámicos para mejorar la estabilidad en curvas, teniendo en cuenta que en la competición existe una prueba llamada “Skipad” la misma que pone a prueba esta parte del diseño, por lo que requiere un estudio aerodinámico.

1.3 Justificación

La aerodinámica en los vehículos, se convirtió en un aspecto muy importante dentro del diseño, por lo que, los elementos aerodinámicos tales como los difusores, alerones, pasaron de ser simples elementos de estética, a ser elementos aptos para la mejora en el rendimiento del vehículo, primordialmente en la estabilidad del vehículo en altas velocidades. De esta manera nace la idea de diseñar un alerón que cambie de posición automáticamente en función de la velocidad del vehículo.

El presente trabajo de titulación se refiere al diseño e implementación del sistema DRS en el alerón trasero, complementando la eficiencia aerodinámica en el prototipo de la ESPOCH, al variar los ángulos de ataque se obtiene una mayor estabilidad en altas velocidades, cumpliendo con toda la reglamentación estipulada por Fórmula SAE logramos dar una de las innovaciones más grandes que ha aparecido en los últimos años.

El DRS o Sistema de Reducción de la Resistencia al Avance consiste en un sistema que permite variar la carga aerodinámica del vehículo modificando la disposición de una de las partes que conforman el alerón posterior mientras está en funcionamiento.

La falta de experiencia en este tipo de competición ha provocado que se genere un modelo sencillo. Con el presente trabajo se buscará mejorar la eficiencia, calidad, economía al utilizar prototipos tridimensionales y con la simulación que permite realizar pruebas aerodinámicas del sistema.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General.

Diseñar e implementar el sistema DRS en el prototipo Fórmula SAE de la Carrera de Ingeniería Automotriz variando la posición de los alerones mediante la dinámica de fluidos.

1.4.2 Objetivos específicos.

- Obtener y escalar el modelo geométrico de la estructura de la superficie y demás componentes con la ayuda de un software CAD para la impresión del prototipo en 3D.
- Analizar el comportamiento aerodinámico del prototipo Fórmula SAE a escala variando los ángulos de los alerones, cargas y el flujo aerodinámico con cada una de sus configuraciones.
- Comparar los datos obtenidos en el túnel de viento con los datos del software CFD.

CAPÍTULO II

2. MARCO TEÓRICO

2.1 Fórmula SAE

Las competiciones de la serie Fórmula SAE desafían a los equipos de estudiantes universitarios de pregrado y posgrado a concebir, diseñar, fabricar, desarrollar y competir con vehículos pequeños de estilo fórmula. Las competiciones dan a los equipos la oportunidad de demostrar tanto su creatividad como sus habilidades de ingeniería en comparación con los equipos de otras universidades de todo el mundo. (SAE, 2018)

El objetivo es incentivar a estudiantes de ingeniería para demostrar su creatividad, diseñando un prototipo adecuado y competente. De esta manera muchas universidades se deciden a participar en Fórmula Student, para defender su creatividad e innovación logrando así participar en competencias como Silverstone, Montmeló. La Fórmula Student consta de varias pruebas que se efectúan en todo el mundo, como: Europa, Sudamérica y Asia. (UC3M, 2011)



Figura 1-2: Fórmula SAE.

Fuente: <https://www.etechracing.es/formula-student/>

Las pruebas se dividen en dos categorías que son: Pruebas Dinámicas y Pruebas Estáticas.

En las pruebas estáticas, se valora aspectos fuera de lo que son las asistencias mecánicas del prototipo. Todas ellas son valoradas por ingenieros designados como jueces con los que hay que debatir opiniones y justificar las decisiones tomadas. (UC3M, 2011)

- **Diseño:** En esta prueba los jueces valoran el diseño del prototipo dentro del cual se evalúa el nivel de innovación, antes de la competición se debe presentar un informe donde se explica el diseño que han realizado en cada pieza del prototipo.
- **Análisis de costes:** Se presenta un informe, explicando y justificando todos los costes de las piezas del prototipo, como pueden ser las horas de fabricación, las operaciones de mecanizado, la cantidad de material utilizado. Con esto se intenta simular un informe de costes que se entregaría a una compañía de automoción para que decidiera producir el prototipo.
- **Presentación Comercial:** El objetivo es realizar una presentación del prototipo en la que convenza a los directivos de una empresa constructora de que su diseño es el mejor, el cual se hace constancia del mercado al cual va dirigido el producto. (SAE, 2018)

En las pruebas dinámicas el objetivo principal es valorar el comportamiento del prototipo. Antes de la participación en las pruebas dinámicas se pasa por cuatro inspecciones. La primera es una inspección técnica donde los comisarios comprueban que el prototipo cumpla con la normativa, la segunda hay que pasar un test de vuelco, otra de ruido y por último uno de frenada donde el prototipo debe bloquear simultáneamente las 4 ruedas. Si un equipo no pasa alguna de estas inspecciones se les da la oportunidad a los participantes de realizar los cambios pertinentes. (SAE, 2018)

- **Resistencia (endurance) y consumo:** Es aquella prueba continua de 22 km, que se evalúa la resistencia, la fiabilidad y el consumo del prototipo, no se permite realizar ajustes ni aumento de combustible.
- **Auto-cross:** En esta prueba se toma en cuenta el comportamiento aerodinámico del prototipo el cual consiste en completar un circuito de 800m, la pista contiene rectas, curvas rápidas, curvas lentas.
- **Aceleración:** En esta prueba se mide la capacidad máxima de aceleración del prototipo en una recta de 75m; además de poner a prueba el rendimiento del motor también se puede evaluar la eficacia de la transmisión y las relaciones de cambio.
- **Prueba del 8 (skidpad):** En esta prueba se mide la capacidad de hacer giros de radio constante. La prueba intenta evaluar la capacidad de adherencia lateral y estabilidad del prototipo. El cual deberá dar dos vueltas en pista mojada en las

circunferencias tanto en sentido horario como en sentido anti horario, pasando de una circunferencia a la otra describiendo un 8. (SAE, 2018)

2.2 Fundamentos de la Aerodinámica.

Se denomina aerodinámica a la ciencia del manejo de las corrientes de aire, aplicada a los vehículos de carreras para aumentar adherencia o agarre a los mismos, con el objeto de lograr mayor velocidad y seguridad al piloto. Hay algunos métodos que son utilizados para disminuir la fuerza de sustentación, dichos métodos contienen deflectores y efecto suelo. (Admian, 2012)

Los alerones delanteros como traseros aumentan el apoyo aerodinámico, así como la velocidad en las curvas. En los circuitos rápidos, con largas rectas y pocas curvas, los perfiles son casi horizontales en posición normal para disminuir la resistencia al avance y el apoyo aerodinámico, aumentando la máxima velocidad en rectas. En circuitos lentos, con pocas rectas y muchas curvas, los perfiles tienen más inclinación, sacrificando la velocidad máxima en función del agarre para obtener una mayor estabilidad en curvas. (Admian, 2012)

Se utilizan perfiles como los de un avión común en los monoplazas, pero en los vehículos de competición los perfiles se intercambia la posición, se coloca la parte de arriba hacia abajo para producir una fuerza contraria en lugar de sustentación hacia arriba, por lo tanto, el aumento en la velocidad del flujo ocasiona que la presión en la superficie inferior del perfil disminuya, y que, por consiguiente, la fuerza hacia abajo aumente. (Admian, 2012)

2.3 Principios básicos de la dinámica de fluidos.

A continuación se explica diferentes conceptos y ecuaciones que son necesarios para entender dicha investigación.

2.3.1 Número de Reynolds y tipos de flujo.

El número de Reynolds es la relación de la fuerza de inercia sobre un elemento de fluido a la fuerza viscosa. La fuerza de inercia se desarrolla a partir de la segunda ley de movimiento de Newton y la fuerza viscosa se relaciona con el producto del esfuerzo cortante por el área. (Mott, 2006, pp. 226 - 231)

Los flujos tienen números de Reynolds grandes debido a una velocidad elevada o una viscosidad baja por lo que tienden a ser turbulentos, aquellos fluidos con viscosidad alta o que se muevan a velocidades bajas, tendrán número de Reynolds bajos por lo que tienden a comportarse en forma laminar. (Mott, 2006, pp. 226 - 231)

En donde se define mediante la siguiente fórmula:

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} \quad (1)$$

En donde:

- ρ indica la densidad del fluido (kg/m^3)
- v indica la velocidad del fluido (m/s)
- L se trata de la “longitud característica” que en el caso de un tubo no es una longitud propiamente dicha sino el diámetro expresado en metros.
- μ indica la viscosidad dinámica del fluido en $\text{kg} / (\text{m}^*\text{s})$

El Número de Reynolds nos sirve para predecir si un flujo será lineal o turbulento. Por consiguiente, se establece el rango del flujo en la tabla 1.2.

Tabla 1-2. Número adimensional del flujo

<2000	Flujo laminar
2000 - 3000	Probable flujo turbulento
>3000	Flujo turbulento

Fuente: (García, 2016)

Autor: (García, 2016)

Flujo Laminar. – Aquel flujo las partículas del fluido se dirigen a lo largo de trayectorias lisas en capas o laminas, deslizándose una capa sobre la adyacente. En el flujo laminar la acción de la viscosidad frena la tendencia a la turbulencia, además este flujo no es estable cuando es pequeña la viscosidad, o grande la velocidad y se rompe transformándose en turbulento. (Streeter, 2000, p. 113)

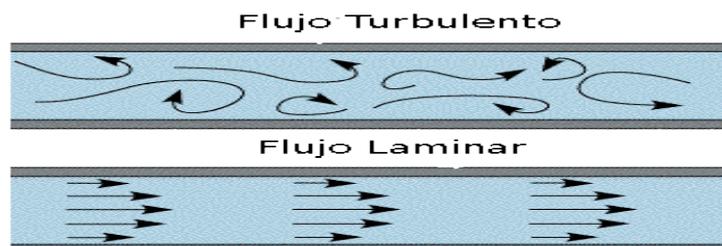


Figura 2-2: Líneas de corriente laminar y turbulento.

Fuente: <https://neetescuela.org/flujo-turbulento-y-laminar/>

Flujo turbulento. - Aquel flujo es el más utilizado en aplicaciones prácticas de la ingeniería. Esta clase de flujo las partículas del fluido en este caso pequeñas masas moleculares se mueven siguiendo trayectorias muy irregulares originando un intercambio de cantidad de movimiento de una porción de fluido a otra, además el flujo turbulento origina una mayor tensión de cortadura en el fluido y produce más irreversibilidades o pérdidas. Es determinado cuando el número de Re tiene valores mayores a 3000. (Streeter, 2000, p. 112)

2.3.2 Principio de Bernoulli.

El principio de Bernoulli establece que al aumentar la velocidad en un fluido sucede una disminución en la presión y una disminución en la energía potencial del fluido. El principio lleva el nombre de Daniel Bernoulli, un matemático suizo, que lo publicó en 1738 en su libro Hydrodynamics. (Santosham, 2017)

2.3.2.1 Ecuación de Bernoulli.

La ecuación de Bernoulli se utiliza para analizar los casos de fluido real despreciando en primera aproximación los efectos de cortadura de origen viscoso para obtener resultados cualitativos. Después se puede modificar la ecuación resultante mediante un coeficiente determinado experimentalmente, que corrige la ecuación teórica de manera que esté de acuerdo con el caso físico real. En general se manejan las pérdidas utilizando la ecuación de la conservación de la energía. (Streeter, 2000, p. 127)

Además la ecuación de Bernoulli toma en cuenta los cambios en la carga de elevación, carga de presión y carga de velocidad entre dos puntos en un sistema de flujo de fluido, suponiendo que no hay pérdidas o adicionales de energía entre los dos puntos, por lo que la carga total permanece constante. (Mott, 2006, p. 165)

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 + \rho gh_1 = P_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 + \rho gh_2 \quad (2)$$

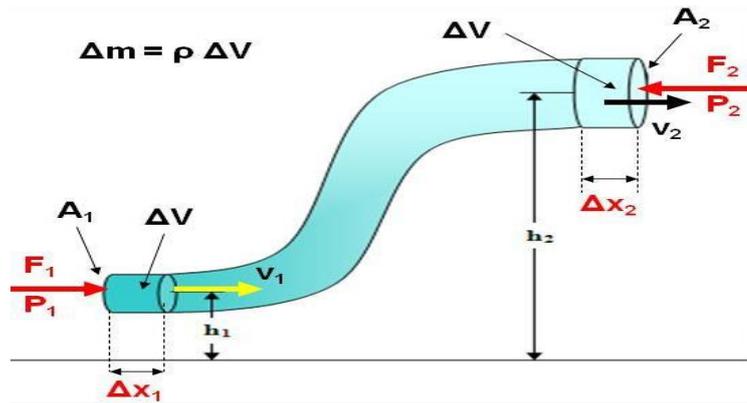


Figura 3-2: Principio de Bernoulli

Fuente: <https://myphysicsnoe.files.wordpress.com/2014/08/teorema-de-beroulli.jpg>

Al no tener cambios en la altura del fluido, los términos ρgh se simplifican si se resta los ambos lados.

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 \quad (3)$$

O también se le puede considerar como:

$$P + \frac{1}{2}\rho v^2 = \text{constante} \quad (4)$$

En dónde

- p = la presión estática.
- ρ = la densidad del fluido.
- v = la velocidad del flujo.
- $\frac{1}{2}\rho v^2$ = la presión dinámica.

La constante de integración o también llamada ecuación de Bernoulli en general varía una línea de flujo en otra, además permanece constante a lo largo de una misma línea de corriente en flujo permanente, incompresible y sin rozamiento. (Mott, 2006, p. 167)

Si al aplicar una línea de corriente se considera la densidad del fluido constante o también se lo conoce como un fluido incompresible:

$$\frac{P_1}{\rho g} + \frac{v_1^2}{2g} + z_1 = \frac{P_2}{\rho g} + \frac{v_2^2}{2g} + z_2 + \text{pérdidas} \quad (5)$$

Todos los términos en la ecuación de la energía, excepto el término de las pérdidas son energía utilizable, además la conservación de la energía nos dice que la presión estática más la velocidad más la altura asociada a un fluido en un punto va a ser igual a un segundo punto, menos las pérdidas debido a la fricción o por otros elementos que se encuentran en recorrido. (Mott, 2006, p. 168)

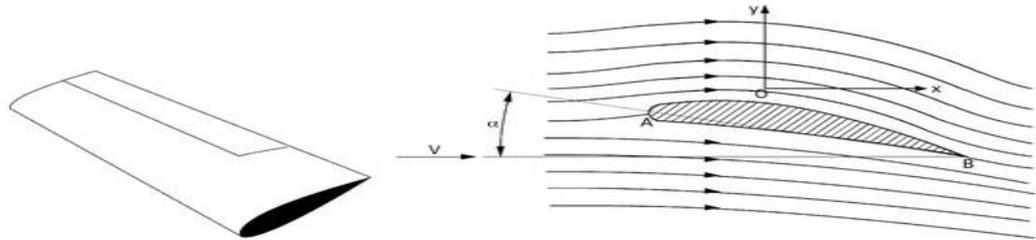


Figura 4-2: Perfil alar mostrando las líneas de corriente

Fuente: (Carmona, 2015, p. 52)

Esto nos sirve para dar la primera explicación sobre el funcionamiento del alerón y la aparición de la fuerza de sustentación. Si disponemos de un flap que no es simétrico, obtenemos partículas que circulan por encima, por lo que tienden a hacer un recorrido más largo a diferencia de las que circulan por debajo, para así llegar al otro sitio del flap. Entonces, para llegar al otro sitio las partículas que pasan por la parte superior deben poseer una mayor velocidad. Ahora si observamos la primera ecuación, deducimos que una velocidad mayor involucra una presión menor y esta diferencia de presión que se crea entre las superficies del flap hace que asome la fuerza de sustentación. (Carmona, 2015, pp. 51-52)

2.3.3 Fuerza, carga y resistencia aerodinámica.

En el caso de nuestro prototipo formula SAE, nos interesa específicamente dos tipos de fuerzas, fuerza de sustentación o carga (Downforce) y fuerza de resistencia al avance (Drag), estas dos fuerzas se descomponen de la fuerza aerodinámica.

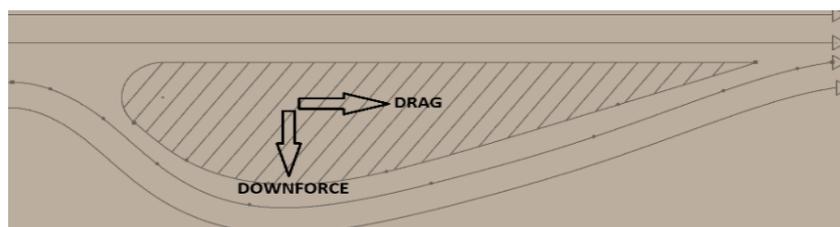


Figura 5-2: Fuerzas Drag - Downforce

Realizado por: Autores.

2.3.4 Carga aerodinámica.

La Carga aerodinámica también conocida como sustentación negativa, es aquella que utiliza el aire para que el prototipo Fórmula SAE se adhiera más al suelo.

La carga aerodinámica al no tener un valor relativo y poseer un valor absoluto, se constituye un coeficiente que es particular de cada perfil.

$$CL = \frac{FL}{\frac{\rho v^2 s}{2}} \quad (6)$$

Donde:

- FL = la carga aerodinámica (N)
- ρ = la densidad (Kg/m³)
- S = la superficie alar (m²)
- V = la velocidad (m/s)
- CL = el coeficiente de sustentación.

Por lo tanto, conociendo el coeficiente de sustentación negativa, conseguimos saber la fuerza aerodinámica establecida sobre el prototipo, entonces despejamos FL de la ecuación anterior obtenemos:

$$FL = \frac{1}{2} \rho S CL V^2 \quad (7)$$

Una vez ya despejada la ecuación, podemos evidenciar que el único valor que variara será la velocidad, al no ser lineal, entonces la fuerza variara en una forma exponencial.

La sustentación en perfiles alares es consecuencia de la generación de carga aerodinámica. En vehículos de competición se le conoce con el nombre de resistencia aerodinámica aquella fuerza creada por el aire en sentido perpendicular al movimiento del cuerpo sobre el que se ejerce dicha fuerza. La fuerza de sustentación en aviones siempre va a ser positiva permitiendo así a que el avión se mantenga en el aire y a su vez permita su elevación. En vehículos de competición dotada de alerones, monoplazas de Fórmula 1, FSAE, esta sustentación es negativa. (Carmona, 2015, p. 89)

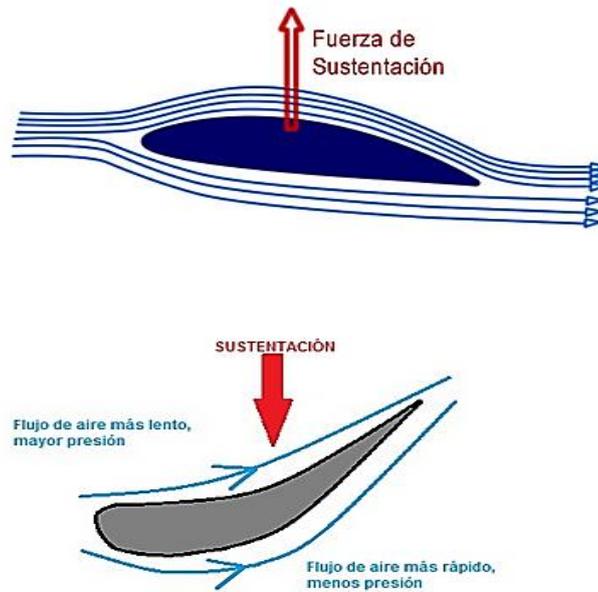


Figura 6-2: Diferencias entre alares de avión y un Fórmula.

Fuente: <http://virutasf1.com/2014/02/viru-conceptos-basicos-de-ingenieria-de-competicion-capitulo-8/>

Como podemos observar la figura 6-2 corresponde a un perfil de un alerón de un Fórmula y un perfil de ala de avión, los dos alares son prácticamente iguales, salvo lógicamente que funcionan al revés el uno hacia arriba y el otro hacia abajo, por lo tanto, el alerón genera una sustentación negativa y el ala de avión sustentación positiva. El ángulo de ataque o también conocido ángulo de inclinación del ala, es uno de los factores esenciales a la hora de generar carga aerodinámica en el vehículo.

Para la generación de carga aerodinámica los perfiles aerodinámicos son en su mayoría diseñados con más espesor en la parte inferior, el menor flujo de aire se reduce ligeramente en la superficie, lo cual se ocasiona un aumento de la velocidad de flujo y la disminución de la presión. En la parte superior del flap, la velocidad es menor, entonces la diferencia de presión va a generar una fuerza hacia abajo sobre el flap. Además, y en línea con la tercera ley de Newton del movimiento, las alas de la carga aerodinámica no son rectas e inducen a un giro nuevo de la circulación de aire. (Admian, 2012)

2.3.5 Resistencia aerodinámica.

La resistencia aerodinámica es consecuencia de la fuerza que ejerce el aire sobre un cuerpo que lo atraviesa, teniendo esta fuera la misma dirección y sentido opuesto que la velocidad del cuerpo.

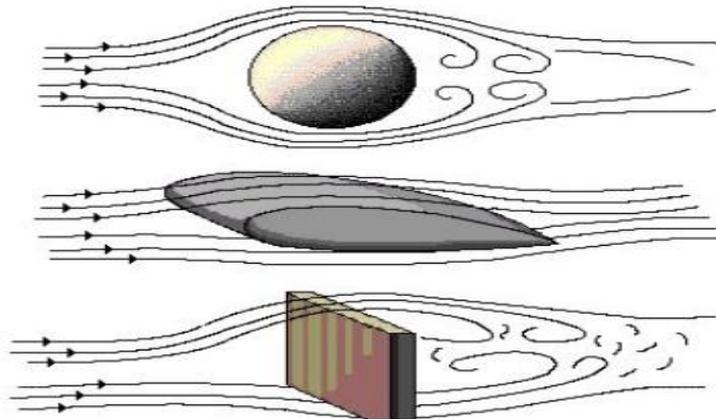


Figura 7-2: Diferentes objetos sometidos al aire.

Fuente: <http://virutasf1.com/2014/02/viru-conceptos-basicos-de-ingenieria-de-competicion-capitulo-8/>

Como podemos observar la figura 7-2 tenemos diferentes objetos que el aire los atraviesa. Primero se encuentra una esfera, que ese flujo turbulento de la parte de atrás de la esfera es el resultado del Drag aerodinámico, ofreciendo una resistencia media al avance. Como segundo objeto tenemos un perfil alar, que ofrece un flujo lineal, con líneas más suaves, teniendo como resultado menos resistencia. Por último, tenemos una plancha de madera con más remolinos detrás de la misma ofreciendo mucha más resistencia. (Jero, 2014)

$$F_d = \frac{1}{2} \rho S C_d V^2 \quad (8)$$

Donde:

- F_d = resistencia aerodinámica (N)
- ρ = la densidad (Kg/m³)
- S = la superficie alar (m²)
- V = la velocidad (m/s)
- C_d = el coeficiente de resistencia.

2.3.6 Coeficientes Aerodinámicos.

Los coeficientes aerodinámicos son números adimensionales que se utilizan para el estudio aeronáutico en donde un cuerpo o elemento sufre de la fuerza que ejerce un fluido. (Aparicio, 2001, pp. 165-172)

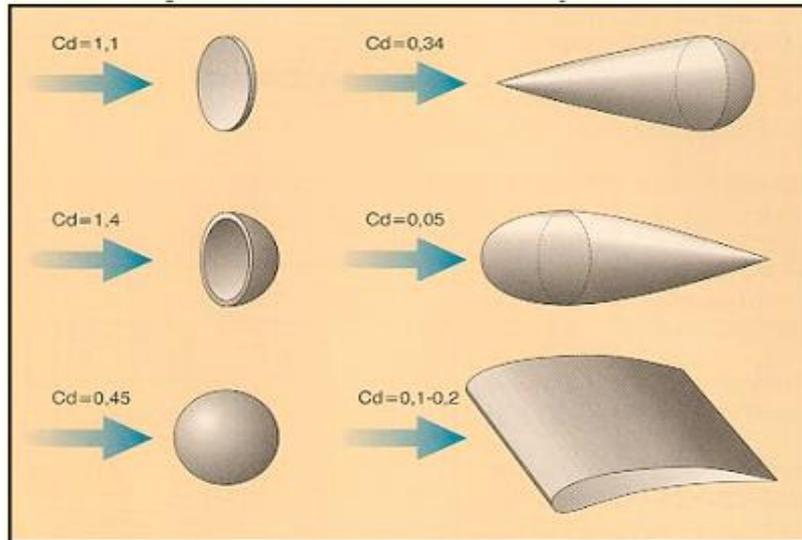


Figura 8-2: Coeficiente Aerodinámico.

Fuente: <http://elrincondeabner.blogspot.com/2009/02/aerodinamica-aquella-incomprensida.html>

2.3.7 Eficiencia Aerodinámica.

Lo que aspiramos con el diseño del alerón en nuestro prototipo es aumentar la carga aerodinámica tratando de disminuir la resistencia al avance. Para calcular la eficiencia aerodinámica ocupamos la siguiente fórmula:

$$f = \frac{FL}{Fd} = \frac{CL}{Cd} \quad (9)$$

2.3.8 Potencia Absorbida.

La potencia absorbida es aquella que se le conoce como el régimen que determina la potencia necesaria para vencer una carga aerodinámica, si al agregarle demasiada carga aerodinámica la potencia absorbida se elevara. (Castañé, 2007, pp. 180-182)

$$Cv \text{ abs} = \frac{Cd \cdot s \cdot v^3}{1225} \quad (10)$$

Donde:

- Cv = Potencia absorbida
- Cd = el coeficiente de resistencia.
- s = área
- v^3 = velocidad

2.4 Dinámica de fluidos computacional (CFD).

2.4.1 Introducción.

La Dinámica de Fluidos Computacional o CFD (Computational Fluid Dynamics), es una herramienta computarizada para solucionar las ecuaciones de movimiento de fluidos con el propósito de aplicarles a problemas reales. La dinámica de fluidos tuvo origen mediante la combinación de dos métodos: mecánica de los fluidos y cálculo numérico. Las ecuaciones que gobiernan el flujo tienen origen en la mecánica de fluidos y pueden ser resueltas por medio de diferentes métodos numéricos. (Kessler, 2016)

Hoy en día gracias a las actualizaciones de las computadoras y el desarrollo de los métodos numéricos, el CFD se ha convertido en una herramienta muy práctica y eficiente para el análisis de situaciones en las que están involucrados fluidos. Son múltiples sectores donde se utilizan los métodos computacionales tales como el estudio de un vuelo de un avión hasta el fluido de una tubería. CFD también es útil en el comportamiento aerodinámico de un vehículo para mejorar su rendimiento. (Xamán, 2016, pp. 1-3)

Además para la solución de un problema en CFD, la secuencia y estructura que debe seguir un usuario consta de tres partes fundamentales como son: Pre-proceso, Solver y Post-proceso. (Xamán, 2016, p. 5)

- Pre-proceso: aquella etapa que consiste en definir una geometría o dominio computacional, generar una malla numérica adecuada, especificar los fenómenos físicos que se pretende modelar, especificar las propiedades físicas del medio y por último establecer las condiciones iniciales y de frontera.
- Solver: esta etapa consta la parte central del software, en el cual permite resolver el modelo matemático usando la computadora, permitiendo así al usuario solo mandar la instrucción de ejecución y esperar los resultados de manera que el tiempo de obtención de resultados dependerá del modelo a resolver lo que puede durar horas o días.
- Post-proceso: esta etapa es el elemento visualizador que permite agrupar los datos de resultados en gráficos, lo cual nos sirve para dar un mejor entendimiento de dicho análisis. (Xamán, 2016, pp. 6-8)

2.4.2 Proceso de la dinámica de fluidos computacional.

Los métodos de discretización más difundidos son los métodos de elementos finitos, métodos de diferencias finitas, y por último el método de los volúmenes finitos, que es el más utilizado en Dinámica de Fluidos Computacional. Con todos estos métodos, se intercambia el dominio continuo por un dominio discreto, en el cual un conjunto de volúmenes de control es utilizado para representar el dominio original. (Kessler, 2016)

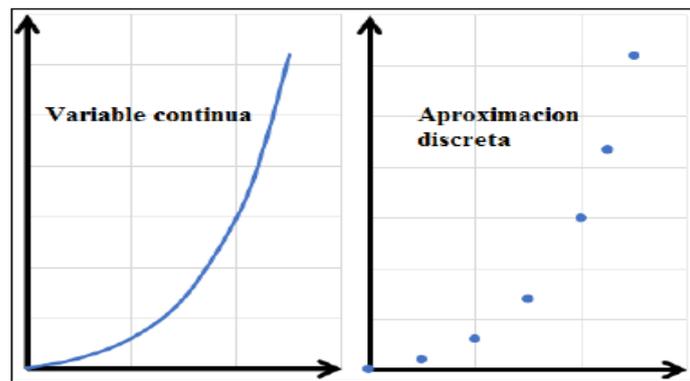


Figura 9-2: Discretización de variables.

Fuente: <http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/3718/fichero/Parte+I%252FCapitulo+3.pdf>

2.4.3 Discretización temporal.

La discretización temporal nos sirve para transformar la ecuación diferencial en algebraica para poder resolver con un ordenador y así obtener como resultado una serie discreta de puntos en el tiempo. (Lozano, 2015)

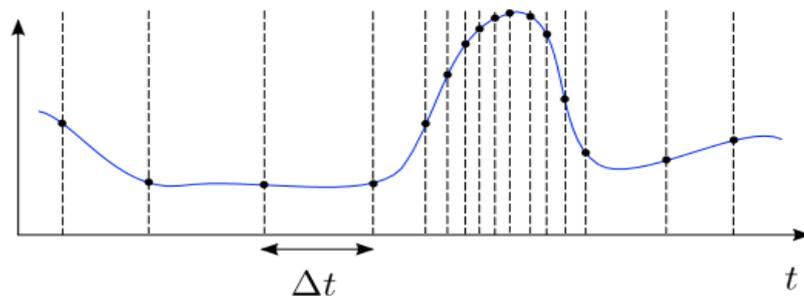


Figura 10-2: Discretización temporal.

Fuente: (Lozano, 2015)

Como se observa en la figura 10-2 el Δt se define mediante el tiempo transcurrido entre dos instantes. Como punto importante a la hora de usar el Δt este debe ser tal y cual que

capte los cambios rápidos de la solución. La principal diferencia entre espacio y tiempo recae en la dirección de influencia, por lo que una fuerza puede influir en todos los puntos del espacio, en problemas elípticos entonces al aplicar la misma en un instante dado solo puede afectar al futuro. Los flujos no estacionarios tienen una forma parabólica, lo cual la mayor parte de los métodos numéricos para resolver la coordenada espacial se basan en avanzar paso a paso en el tiempo. (Lozano, 2015)

2.4.4 Discretización espacial.

Para obtener la solución numérica se debe proceder a la discretización espacial mediante los flujos estacionarios como no estacionarios. Las posiciones discretas en donde las variables son calculadas están definidas por la malla numérica, que es esencialmente una representación discreta del dominio geométrico del problema. Aquella malla divide el dominio en un número finito de subdominios como volúmenes de control, elementos, y nodos. El mallado espacial presenta mayor complejidad que el temporal, debido a que tenemos tres dimensiones, el dominio puede ser de geometría compleja y además es difícil predecir en qué lugares va a ser necesario un mallado más fino. (Lozano, 2015)

2.4.4.1 Métodos de diferencias finitas.

El método de diferencias finitas es el método más antiguo para la solución numérica de ecuaciones diferenciales parciales, además es el método más fácil de usar para la aplicación de problemas con geometrías simples. (Xamán, 2016, pp. 9-11)

El punto de inicio del método es la ecuación diferencial de una variable Φ , la variable desconocida se describe por medio de dos puntos sobre los dos nodos de una malla, el dominio de solución es cubierto por una malla. En principio el método de diferencias finitas puede ser aplicado para cualquier tipo de malla pero por lo general el método se complica cuando es aplicado para mallas no regulares. Entre sus inconvenientes está que es un método no conservativo, esto es, la conservación de masa que no se cumple a menos que se tenga un especial cuidado. También como otro inconveniente en flujos complejos es la restricción a geometrías simples. (Xamán, 2016, pp. 12-14)

2.4.4.2 Métodos de volúmenes finitos.

El método de volúmenes finitos permite resolver numéricamente ecuaciones diferenciales. Este es un método alternativo a los de elementos finitos y diferencias finitas. La ecuación diferencial a resolver se integra sobre cada poliedro o volumen de control, lo cual entrega como resultado una versión discretizada de dicha ecuación. (Xamán, 2016, pp. 15-17)

El aspecto principal por el cual los científicos e ingenieros eligen usar el método de volúmenes finitos, es que las ecuaciones discretizadas bajo la formulación de volúmenes finitos expresan comienzo en la conservación de las diferentes cantidades físicas en un volumen de control, textualmente como las ecuaciones diferenciales expresan este principio a través de un volumen de control infinitesimal. (Xamán, 2016, pp. 18-20)

2.4.4.3 Métodos de elementos finitos.

El método de elementos finitos nació en 1956 como un método específico de cálculo de estructuras, pero en la actualidad se le contempla desde una perspectiva mucho más generalizada, es decir método matemático de integración numérica en derivadas parciales adaptable a todos los campos de Ingeniería. (BASTERO, 1977, pp. 285-289)

El método de los elementos finitos (MEF) surge al extender los conceptos de coeficiente de rigidez y de nodos a medios continuos. La primera etapa en el análisis de un medio continuo por el MEF y por cualquier otro método es la idealización, que consiste en prescindir de aquellos detalles que tienen poca influencia en su comportamiento y cuyo estudio detallado complicaría enormemente el problema. (BASTERO, 1977, pp. 290-294)

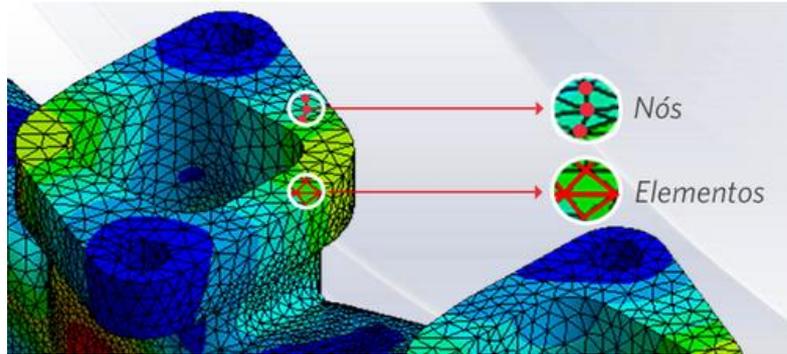


Figura 11-2: Nodos y Elementos de una malla.

Fuente: (Mirlisenna, 2016)

La siguiente etapa, una vez que se ha idealizado la estructura, es la discretización de la misma, subdividiéndola en un conjunto de elementos de forma geométrica sencilla, unidos entre sí en unos puntos que se seguirán llamando nodos. Por lo que al darse las subdivisiones en la geometría, las ecuaciones matemáticas que gobiernan el comportamiento físico no se resolverán de una manera exacta, sino aproximada por este método numérico. La precisión del Método de Elementos Finitos depende de la cantidad de nodos y elementos, y de los tipos de elementos de la malla. Entonces se dice que cuando hay mayor número de elementos en una malla de tamaño pequeño más exactos serán los resultados del análisis. (Diaz, 2014)

También la precisión del MEF se puede mejorar mediante un refinamiento de la malla en un modelo utilizando más elementos y nodos, por lo general en cada elemento se utiliza las ecuaciones de equilibrio, conjuntamente con las consideraciones físicas, construyéndose así un sistema de ecuaciones algebraicas simultáneas. (Diaz, 2014)

2.5 Teoría de alerones en vehículos de competencia.

En la siguiente figura damos a conocer términos y definiciones con el propósito de brindar conceptos de la aerodinámica del perfil a los no entendidos.

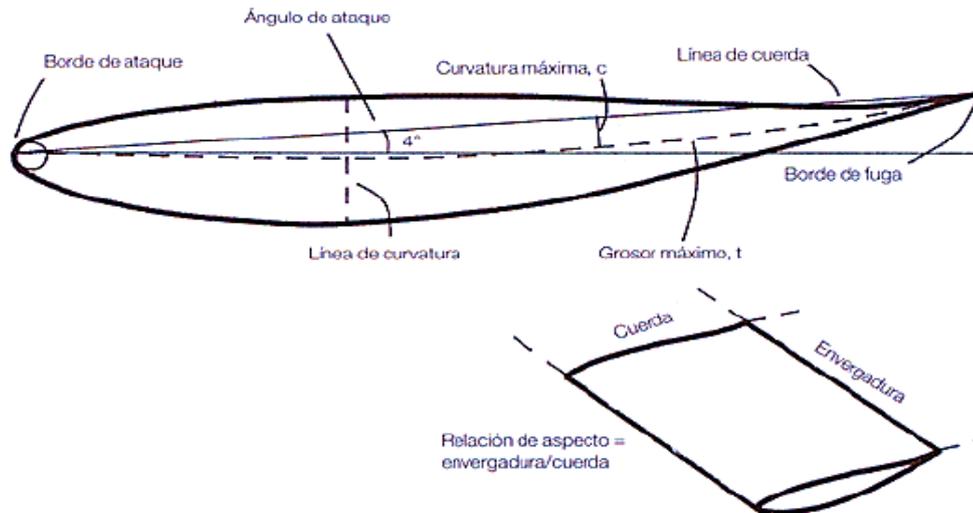


Figura 12-2: Terminología de un alerón.

Fuente: (McBeath, 2005, p. 74)

2.5.1 Alerones.

Es considerada normalmente otra forma de decir ala, que es un cuerpo de tal forma que el aire que pasa a través de ella crea cargas aerodinámicas positivas en aviones y negativas en vehículos, sin causar una resistencia excesiva. (McBeath, 2005, p. 73)

En el conjunto del alerón podemos distinguir las diferentes partes que se pueden ver representadas en la figura 12-2:

- El borde de ataque o BA, es la parte delantera de un ala.
- El borde de fuga o BF, se encuentra en la otra esquina del alerón y normalmente, es una zona estrecha.
- La cuerda o línea de cuerda, es la línea recta que une el BA y el BF y se le hace referencia mediante la letra *c*.
- El grosor se define como la distancia entre la superficie superior e inferior del perfil. La posición del grosor máximo posición se mide relativa a la cuerda.
- La curvatura se mide como la distancia vertical que separa la línea de curvatura de la línea media. Su posición se da de la misma manera que la del grosor máximo, de forma relativa a la cuerda.
- El ancho del alerón es la relación que existe entre la envergadura y la cuerda de un alerón se le llama relación e aspecto. (McBeath, 2005, pp. 74-75)

En el formula SAE de nuestra institución utilizamos un alerón delantero y un alerón trasero.

2.5.1.1 Alerón Delantero.

La función principal del alerón delantero es la de generar carga aerodinámica, así como también dirigir el flujo de aire incidente en el prototipo de tal manera de alejar de las ruedas delanteras, que ha venido siendo uno de los principales elementos perturbadores.

2.5.1.2 Alerón Trasero.

El alerón trasero es un elemento que proporciona mayor carga aerodinámica, además crea turbulencias y aumenta la resistencia al avance del prototipo. Por lo que se debe encontrar la inclinación correcta e ideal en función del circuito creado por conos de la Formula SAE.

2.5.2 Tipos de alerones.

Los alerones de los vehículos de competición pueden tener un solo elemento, dos elementos o múltiples elementos, dependiendo de la categoría en la que compitan y las configuraciones que permita el reglamento, así como las necesidades impuestas por cada circuito y la tolerancia de un vehículo a la carga aerodinámica y la resistencia. Por lo que podemos diferenciar diferentes tipos de alerones. (McBeath, 2005, p. 77)

2.5.2.1 Alerones de un solo plano.

Un alerón simétrico de un solo elemento, no produce carga aerodinámica si tiene un ángulo de incidencia cero, pero la carga aumenta casi de forma lineal con el incremento del ángulo de incidencia, hasta el ángulo de pérdida. Sin embargo, el ángulo de pérdida varía, dependiendo de las condiciones del flujo o de la sección del ala o flap. (McBeath, 2005, p. 79)

2.5.2.2 Alerones de dos planos.

Un alerón que contiene dos elementos, modifica el paso del flujo de aire entre el alerón y el flap permitiendo así que el flujo siga su superficie aumentando carga aerodinámica y eficiencia del alerón. El alerón de dos elementos consta de dos puntos tanto negativo como positivo.

El punto negativo impide alcanzar la velocidad máxima en rectas ya que aumenta la carga aerodinámica, el punto positivo gracias al alerón que genera la carga aerodinámica, obtenemos las curvas a mayor velocidad. (McBeath, 2005, pp. 83-85)

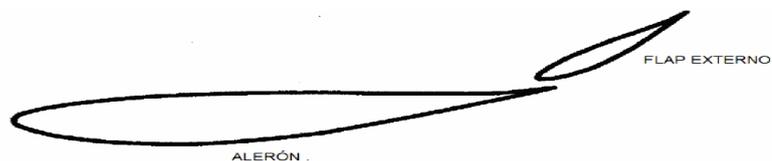


Figura 13-2: Alerón de dos planos.

Fuente: (McBeath, 2005, p. 84)

El ángulo máximo de inclinación del flap en relación con la línea de cuerda del plano principal será determinado por las pruebas, pero probablemente no supere los 40°. A medida que la carga aerodinámica aumenta con ángulos de flap más pronunciados, los incrementos se volverán cada vez más pequeños, y mientras la resistencia aumenta, la eficiencia disminuirá. (McBeath, 2005, pp. 86-87)

2.5.2.3 Alerones de Múltiples Elementos.

Los alerones múltiples con dos o más planos principales generan más Down forcé, entonces dichas configuraciones no serán utilizadas en nuestro prototipo formula SAE de la Epoch pero le incluimos este párrafo a modo de información, ya que existen en algunos vehículos de la Fórmula 1, estos alerones múltiples en el conjunto trasero.



Figura 14-2: Alerón de tres planos.
Fuente: (McBeath, 2005, p. 88)

2.6 Sistema DRS.

La implantación del uso del DRS o sistema de reducción de resistencia aerodinámica, con sus siglas (Drag Reduction System), fue creado como una técnica de aumentar la cantidad de adelantamientos en carrera, lo cual supone a grandes rasgos una mejora del espectáculo. (Driver, 2017)

Con el sistema DRS el flap del alerón trasero se puede modificar el ángulo de ataque durante la carrera. El objetivo que nos planteamos con este sistema es para disminuir la resistencia al avance y así lograr un aumento a la velocidad de nuestro prototipo FSAE, este sistema será utilizado en curvas o rectas donde no sea necesario toda la carga aerodinámica que aporta el alerón trasero.



Figura 15-2: DRS del McLaren activado.
Fuente: (F1, 2016)

Como podemos observar la figura 15-2, DRS del McLaren activado nos indica que es un sistema que varía el ángulo de ataque del plano superior del alerón trasero para reducir la resistencia al avance y poder aumentar significativamente la velocidad del monoplaza permitiendo que se alcancen unos km por hora más de lo habitual en curvas o rectas propiciando los adelantamientos.

2.6.1 Tipos de mecanismos del DRS.

Existen tres tipos de mecanismos que a continuación se detallara cada uno de ellos.

2.6.1.1 Mecanismo Push up.

El mecanismo Push up cuando apareció como innovación en formula, muchos equipos todavía usaban un pilón para ayudar a sostener la parte superior del alerón, entonces de esta manera con este diseño fue lógico montar el actuador hidráulico dentro del pilón y hacer que el actuador empuje el flap desde la parte inferior hacia arriba logrando tener una inclinación ideal del ángulo de ataque. (Motorionline, 2013)



Figura 16-2: Esquema del mecanismo push up.

Fuente: (Motorionline, 2013)

2.6.1.2 Mecanismo Pods y Rockers.

La desaparición del pilón para el soporte del alerón ocasionaba dificultades con la aerodinámica del vehículo lo cual hizo que los investigadores aerodinámicos desarrollaran otros nuevos sistemas en este caso el mecanismo Pods y Rockers.

Aquel sistema Pods es diferente al mecanismo anterior ya que fue diseñado de forma horizontal el actuador hidráulico y fue instalado encima del plano principal del alerón. Aquel sistema tiene una dificultad de llevar el circuito hidráulico hasta el actuador por lo que se diseñó otro mecanismo en forma de triángulo para la conexión entre el actuador y el flap.



Figura 17-2: Esquema del mecanismo Pods y Rockers.
Fuente: (Motorionline, 2013)

Aunque este nuevo mecanismo creado para la unión entre el alerón y el actuador sea un componente relativamente grande, se coloca en una ubicación más beneficiosa desde el punto de vista aerodinámico. Además este sistema hace que el flap se abra más rápido que el anterior mecanismo.

2.6.1.3 Mecanismo Pod Pull.

Este mecanismo es una versión más sencilla que las dos anteriores proporcionando al vehículo una mayor eficiencia aerodinámica.

El flap es capaz de pivotar alrededor de un eje cerca del borde de salida 20 mm, hacia arriba y hacia afuera a partir del plano principal hasta un trayecto máxima de 50mm en una posición más horizontal abriéndose una separación entre ambos. (Albrodpul, 2017)



Figura 18-2: Esquema del mecanismo Pod Pull.
Fuente: (Albrodpul, 2017)

Esto crea una situación en la que los dos elementos se separan actuando individualmente, para que el flujo de aire alrededor del ala se desvíe de la superficie disminuyendo su eficacia y así mejora la velocidad en línea recta del vehículo. Además esta situación de

flujo separado también se lo llama “parada” que llega asistido con una reducción de la carga aerodinámica, así como la resistencia al avance o drag. (Albrodpul, 2017)

2.6.2 *Funcionamiento de Activación y Desactivación del sistema DRS.*

El DRS está compuesto por un mecanismo de 4 barras articuladas, en donde se ha fijado uno de los eslabones adyacentes a la manivela, dando como resultado un mecanismo manivela – biela – balancín, la manivela y el sistema eléctrico que impulsa su movimiento rotacional se encuentra dentro de la caja señalada en las partes del sistema, el eslabón o biela va conectado con la manivela, lo cual sale de la caja y se articula con el flap del alerón, tal motivo que va acoplado en el extremo superior del alerón y con el impulso de la biela, adopta el movimiento de un balancín. (Daniel, 2012)

2.6.2.1 *DRS desactivado.*

En la figura 19-2 se puede apreciar el funcionamiento del mecanismo interno del DRS, al momento de la desactivación, la articulación de manivela con la biela se encuentra en su punto extremo derecho, alineada con la biela; el flap se moverá siempre y cuando cambie de posición la manivela. La circunferencia de color verde representa el movimiento que genera al rotar la biela - manivela. (Daniel, 2012)

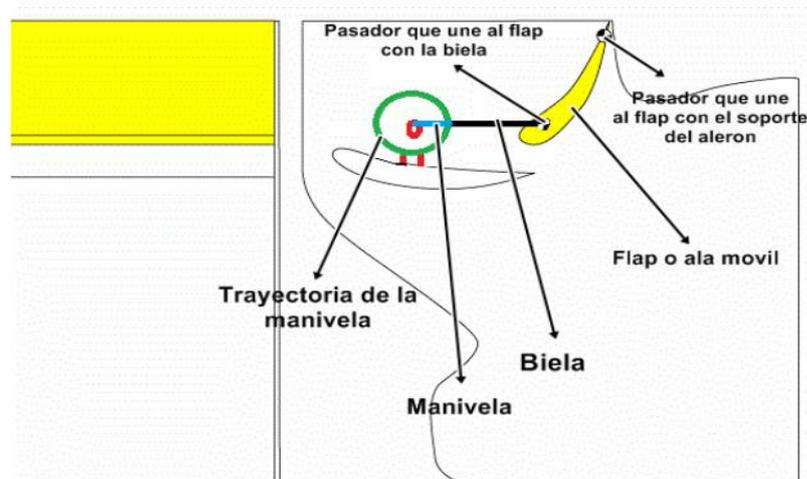


Figura 19-2: Vista lateral del alerón con el DRS desactivado.
Fuente: (Daniel, 2012)

2.6.2.2 DRS Activado.

En la figura 20-2 el DRS se encuentra activado en el cual podemos observar que la manivela se encuentra en el punto extremo izquierdo, tal motivo que el flap ha oscilado hasta ubicarse a 50mm del plano principal, la distancia permitida entre el plano principal y el flap según el reglamento de la FIA. Como punto importante se debe proteger el mecanismo para obtener una mejor efectividad aerodinámica. (Daniel, 2012)

En circuitos de velocidad media - lenta, se estima un aumento de 10 a 14 km/h al activar el sistema DRS, mientras que en trazados rápidos, se estima un aumento de 4 a 6 km/h al activar el sistema DRS. (Daniel, 2012)

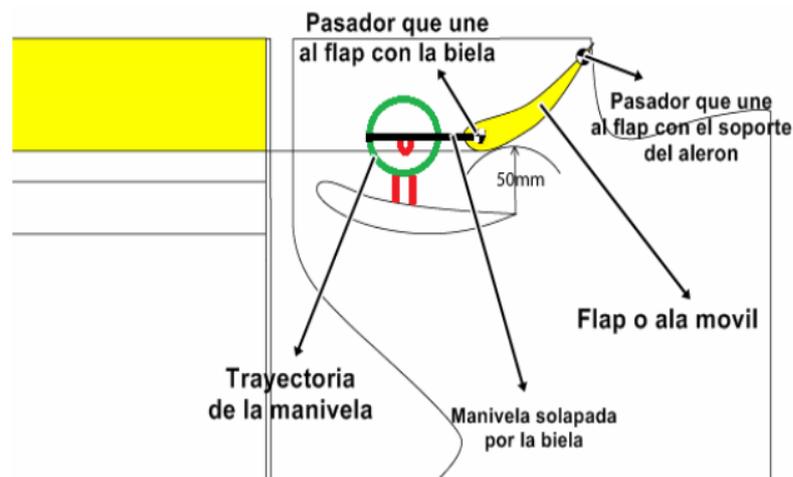


Figura 20-2: Vista lateral del alerón con el DRS activado.
Fuente: (Daniel, 2012)

2.7 Reglamento FSAE sobre la aerodinámica.

ARTÍCULO 9: DISPOSITIVOS AERODINÁMICOS

T9.2 Posición:

T9.2.1. En la vista en planta, ninguna parte de ningún dispositivo aerodinámico, ala, bandeja inferior o separador puede ser:

Ningún elemento aerodinámico puede estar más de 700 mm adelante de los frentes de los neumáticos delanteros

Más ancho que el exterior de los neumáticos delanteros medidos a la altura de los cubos. (Internacional, 2018)

T9.3 Ubicación de dispositivos montados en la parte trasera:

T9.3.1 En la vista en planta, ningún dispositivo aerodinámico, ala, plataforma inferior o separador no debe:

Sobrepasar los 250 mm (9.8 pulgadas) hacia atrás de la parte trasera de los neumáticos traseros

Estar por delante de un plano vertical a través de la parte más retrasada de la cara frontal del soporte del reposacabezas del conductor, excluyendo cualquier relleno, ajuste (si es ajustable) en su posición completamente hacia atrás (excluyendo los bastidores).

Estar más ancho que el interior de los neumáticos traseros, medido a la altura de la línea central del cubo. (Internacional, 2018)

T9.3.2 En la elevación lateral, ninguna parte del alerón trasero o del dispositivo aerodinámico debe estar a más de 1,2 metros del suelo cuando se mide sin un conductor en el vehículo. (Internacional, 2018)

T9.7 Estabilidad y resistencia de dispositivos aerodinámicos

T9.7.1 Todos los dispositivos aerodinámicos deben diseñarse de manera que el sistema de montaje proporcione la rigidez adecuada en la condición estática y de tal manera que los dispositivos aerodinámicos no oscilen o se muevan excesivamente cuando el vehículo se está moviendo. En la inspección técnica esto se controlará presionando los dispositivos aerodinámicos en cualquier dirección y en cualquier punto.

Nota: El objetivo es reducir la probabilidad de que las alas se desprendan de los prototipos mientras compiten. (Internacional, 2018)

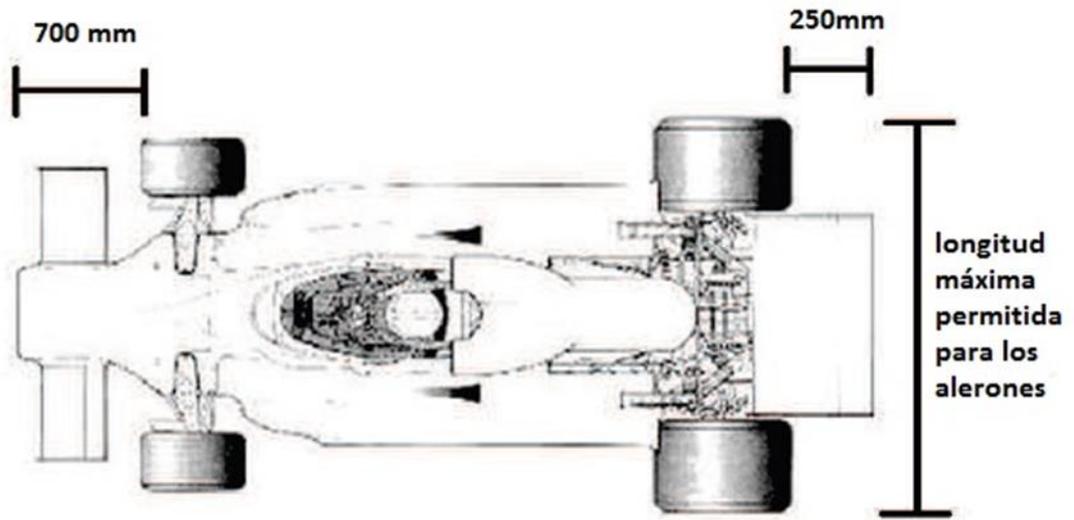


Figura 21-2: Límites de colocación de los alerones en el prototipo.
Fuente: (Internacional, 2018)

CAPÍTULO III

3. DISEÑO Y ANÁLISIS DEL ALERÓN POSTERIOR.

Una vez explicado el marco teórico con todos sus elementos principales aerodinámicos que se utilizan en un vehículo de competición, se empieza con el diseño de los mismos. En este proyecto de titulación se trabajó con el método de los volúmenes finitos, siendo una rama de la mecánica de fluidos que utiliza métodos numéricos y algoritmos para analizar y resolver problemas que incluyen flujo de fluidos.

3.1 Selección del perfil aerodinámico.

En la fase de diseño del alerón trasero se ha basado primero en la búsqueda de varios perfiles aerodinámicos, con buenas prestaciones y buen comportamiento aerodinámico. El alerón que formara parte del prototipo de competición FSAE es de dos elementos que consta de un perfil principal y un flap. Para la selección de los perfiles se accedió al sitio web airfoil tools donde se encuentra una base de datos de diferentes perfiles con todas sus coordenadas, de esta manera se copia todos los puntos de las coordenadas y se importa a un software CAD compatible, donde puedo observar el aspecto que presenta cada perfil. Como punto importante se debe elegir los perfiles por sus características como coeficiente de resistencia “CD” y coeficiente de sustentación “CL”, se prefiere que el valor de CD sea menor y el CL sea mayor, para así elegir los perfiles más acordes a este proyecto de titulación.

Dentro de la base de datos investigada, tenemos varios grupos de perfiles entre los cuales tenemos los NACA, pero hoy en día ya no son usados en los prototipos de competición, por lo tanto, nos centramos en los que están en uso en la actualidad como son los perfiles GOE.

En el grupo de los perfiles GOE encontramos una gran cantidad de los cuales escogemos cuatro perfiles que se muestran en la siguiente tabla, siendo los de mejor rendimiento aerodinámico, estos perfiles son ideales para el plano principal y el flap.

3.1.1 Base de datos de los perfiles.

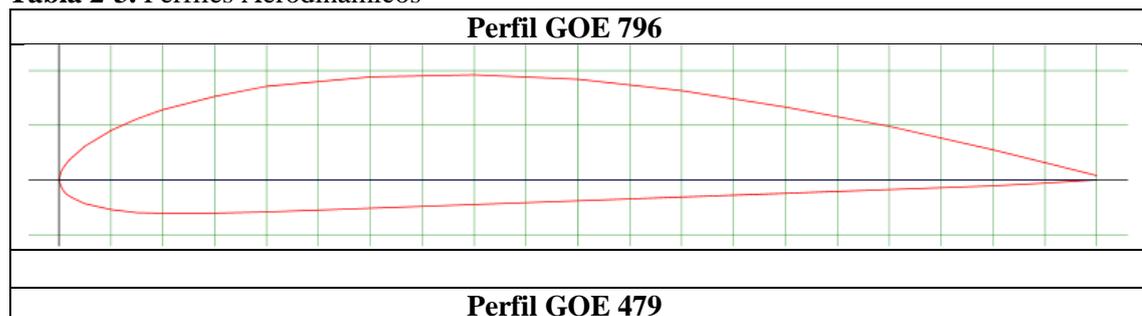
En el gráfico 1-3 se muestran los puntos o coordenadas de los perfiles aerodinámicos, donde se definen tanto el plano principal como el flap, por lo tanto, se utilizó X – Y como nomenclatura para la identificación de la posición horizontal como vertical.

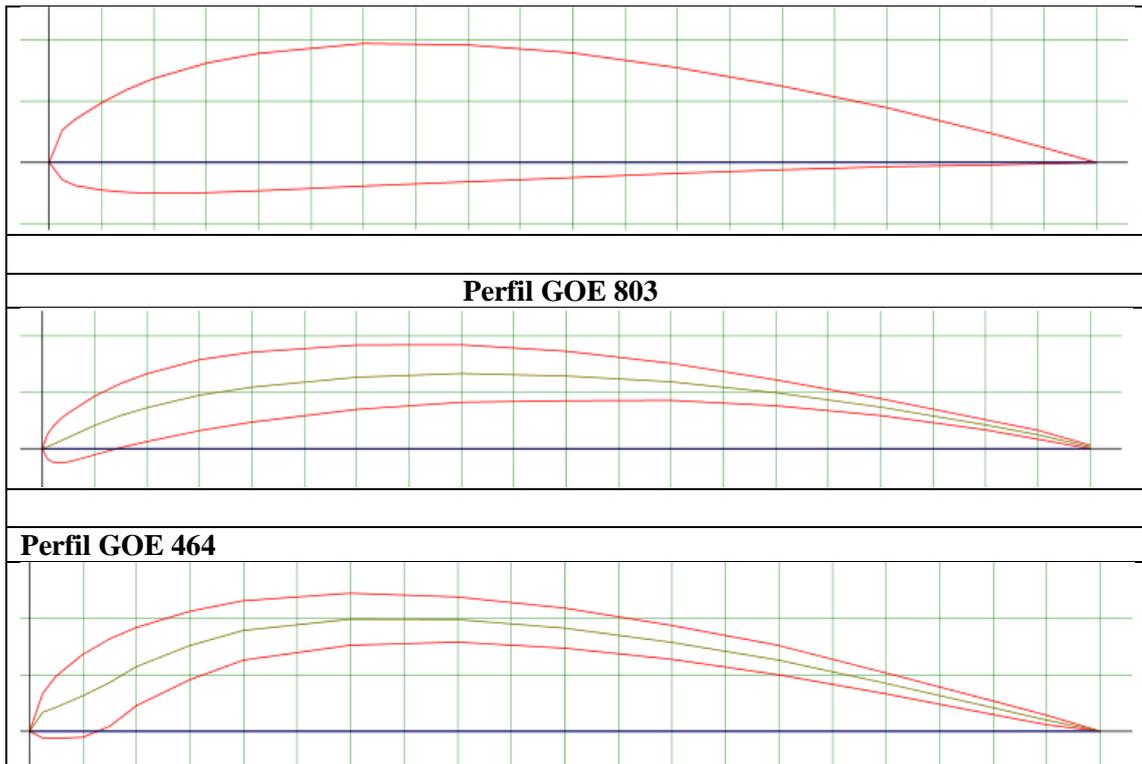
GOE 796			GOE 803			GOE 479			GOE 464		
Grosor máximo: 12% a 30% de cuerda			Grosor máximo: 6.3% a 15% de cuerda			Grosor máximo: 11.6% a 30% de cuerda			Grosor máximo: 7.7% a 7.4% de cuerda		
Caída máxima: 3.6% a 40% acorde			Caída máxima: 6.6% a 40% de cuerda			Camber máximo: 4% a 40% de cuerda			Camber máximo: 9.9% a 29.9% acorde		
PLANO PRINCIPAL 1			FLAP 1			PLANO PRINCIPAL 2			FLAP 2		
1,000000	0,004000	0	1,000000	0,003000	0	1,000000	0,000000	0	1	0,000000	0
0,950000	0,015800	0	0,950000	0,016350	0	0,950000	0,012020	0	0,949900	0,014150	0
0,900000	0,027600	0	0,900000	0,025700	0	0,900000	0,023550	0	0,899810	0,026800	0
0,800000	0,049000	0	0,800000	0,044400	0	0,800000	0,044600	0	0,799640	0,051600	0
0,700000	0,066600	0	0,700000	0,061100	0	0,700000	0,062150	0	0,699470	0,075900	0
0,600000	0,081600	0	0,600000	0,075800	0	0,600000	0,077200	0	0,599340	0,093700	0
0,500000	0,092000	0	0,500000	0,086500	0	0,500000	0,089250	0	0,499240	0,108990	0
0,400000	0,096100	0	0,400000	0,092200	0	0,400000	0,095800	0	0,399170	0,118790	0
0,300000	0,094200	0	0,300000	0,091900	0	0,300000	0,096850	0	0,299160	0,122090	0
0,200000	0,085600	0	0,200000	0,085600	0	0,200000	0,088900	0	0,199190	0,115390	0
0,150000	0,076300	0	0,150000	0,078950	0	0,150000	0,080920	0	0,149260	0,106040	0
0,100000	0,064200	0	0,100000	0,066500	0	0,100000	0,068450	0	0,099360	0,091700	0
0,075000	0,055750	0	0,075000	0,057980	0	0,075000	0,059710	0	0,074430	0,081520	0
0,050000	0,045200	0	0,050000	0,046650	0	0,050000	0,048580	0	0,049630	0,067850	0
0,025000	0,030850	0	0,025000	0,031820	0	0,025000	0,035240	0	0,024660	0,048670	0
0,012500	0,020630	0	0,020000	0,028460	0	0,012500	0,026370	0	0,012520	0,033590	0
0,008000	0,016070	0	0,015000	0,024300	0	0,000000	0,000000	0	0,000000	0,000000	0
0,006000	0,013500	0	0,010000	0,019490	0	0,012500	-0,014130	0	0,012520	-0,006110	0
0,004000	0,010940	0	0,005000	0,012860	0	0,025000	-0,018760	0	0,025020	-0,006320	0
0,002000	0,007570	0	0,000000	0,000000	0	0,050000	-0,022530	0	0,060040	-0,005150	0
0,000000	0,000000	0	0,005000	-0,009330	0	0,075000	-0,024290	0	0,074970	0,004520	0
0,002000	-0,005930	0	0,010000	-0,011870	0	0,100000	-0,025050	0	0,099840	0,022700	0
0,004000	-0,009360	0	0,015000	-0,012500	0	0,150000	-0,024570	0	0,149440	0,045470	0
0,006000	-0,011800	0	0,020000	-0,012240	0	0,200000	-0,023100	0	0,199660	0,062900	0
0,008000	-0,013530	0	0,025000	-0,011680	0	0,300000	-0,019150	0	0,299470	0,076100	0
0,012500	-0,016070	0	0,050000	-0,005350	0	0,400000	-0,015700	0	0,399460	0,078800	0
0,025000	-0,021650	0	0,075000	0,000970	0	0,500000	-0,012250	0	0,499490	0,073500	0
0,050000	-0,027100	0	0,100000	0,006300	0	0,600000	-0,008800	0	0,599660	0,063700	0
0,075000	-0,029850	0	0,150000	0,015950	0	0,700000	-0,005850	0	0,699660	0,049900	0
0,100000	-0,030400	0	0,200000	0,023600	0	0,800000	-0,003400	0	0,799770	0,033100	0
0,150000	-0,030300	0	0,300000	0,034900	0	0,900000	-0,001950	0	0,899900	0,014800	0
0,200000	-0,029200	0	0,400000	0,041200	0	0,950000	-0,000970	0	0,949960	0,005650	0
0,300000	-0,025800	0	0,500000	0,042500	0	1,000000	0,000000	0	1,000000	0,000000	0
0,400000	-0,022400	0	0,600000	0,042800	0						
0,500000	-0,019000	0	0,700000	0,038100	0						
0,600000	-0,015600	0	0,800000	0,029400	0						
0,700000	-0,012200	0	0,900000	0,01670	0						
0,800000	-0,008800	0	0,950000	0,00835	0						
0,900000	-0,005400	0	1,000000	0,00	0						
0,950000	-0,002900	0									
1,000000	0,000000	0									

Gráfico 1-3: Base de datos de las coordenadas.

Fuente: <http://airfoiltools.com/>

Tabla 2-3. Perfiles Aerodinámicos





Realizado por: Autores.

Fuente: <http://airfoiltools.com/search/airfoils?m=a>

Al observar la tabla 2.3, como primera parte es decidir qué perfiles prestan las condiciones para el diseño del plano principal y cuales son óptimos para el diseño del flap, por lo tanto, se calcula cada perfil aerodinámico.

3.2 Cálculos del perfil aerodinámico.

3.2.1 Cuerda.

Para la obtención de la cuerda se calcula tomando el 10% del valor de eje a eje del prototipo.

$$c = d * 10\% \quad (11)$$

$$c = 2021 \text{ mm} * 10\% = 202.1 \text{ mm}$$

Donde:

- c = dimensión de la cuerda
- d = distancia entre eje a eje

3.2.2 *Dimensión de envergadura.*

Para la obtención del valor de la envergadura se consideró la distancia entre los perfiles internos de los aros posteriores del prototipo, el reglamento de la FSAE exige que el alerón posterior no sobre pase el ancho de las ruedas.

$$e = 1635 \text{ mm}$$

3.2.3 *Perfil GOE 796*

Borde de ataque:

$$Ba = 3.6\% * 202.1 = 7.275 \text{ mm}$$

Cuerda media:

Eje x $Cm = 40\% * 202.1 = 80.84 \text{ mm}$

Eje y $Cm = 3.6\% * 202.1 = 7.275 \text{ mm}$

Espesor:

$$E = 12\% * 202.1 = 24.25 \text{ mm}$$

3.2.4 *Perfil GOE 479*

Borde de ataque:

$$Ba = 4\% * 202.1 = 8.084 \text{ mm}$$

Cuerda media:

Eje x $Cm = 40\% * 202.1 = 80.84 \text{ mm}$

Eje y $Cm = 3.6\% * 202.1 = 7.275 \text{ mm}$

Espesor:

$$E = 11.6\% * 202.1 = 23.443 \text{ mm}$$

3.2.5 *Perfil GOE 803*

Borde de ataque:

$$Ba = 6.6\% * 202.1 = 13.338 \text{ mm}$$

Cuerda media:

$$\text{Eje x} \quad Cm = 40\% * 202.1 = 80.84 \text{ mm}$$

$$\text{Eje y} \quad Cm = 6.6\% * 202.1 = 13.338 \text{ mm}$$

Espesor:

$$E = 6.3\% * 202.1 = 12.732 \text{ mm}$$

3.2.6 Perfil GOE 464

Borde de ataque:

$$Ba = 9.9\% * 202.1 = 20.007 \text{ mm}$$

Cuerda media:

$$\text{Eje x} \quad Cm = 29.9\% * 202.1 = 60.427 \text{ mm}$$

$$\text{Eje y} \quad Cm = 9.9\% * 202.1 = 20.007 \text{ mm}$$

Espesor:

$$E = 7.7\% * 202.1 = 15.561 \text{ mm}$$

Mediante los cálculos que se realizó, se ha considerado que los perfiles GOE 796 y GOE 479, son los apropiados para el plano principal, por lo tanto, los otros dos perfiles restantes son óptimos para el flap por las siguientes consideraciones.

Como primera consideración, el plano principal se identifica por ser fijo y no móvil por lo que se requiere que los perfiles tengan una relación sustentación/resistencia lo mayor posible ya que va a estar interaccionando con el rendimiento del prototipo de forma permanente.

Segunda consideración por los mismos motivos que el primero, el coeficiente de arrastre debe ser lo menor posible para minimizar la resistencia al avance del prototipo.

3.3 Modificación de los perfiles en Software CAD.

Después de haber seleccionado los perfiles se procedió a la modelación de cada uno de ellos en el software SolidWorks para elegir y analizar un solo modelo, se eligió como plano principal el perfil GOE 479 y como flap el perfil GOE 464, las principales consideraciones que se tomó en cuenta para la selección de estos perfiles fueron la carga y resistencia aerodinámica de cada perfil obtenidas del análisis del software ANSYS 18.0.

3.3.1 Condiciones de contorno.

Para realizar el análisis y simulación de los perfiles se tomó las siguientes condiciones haciendo referencia la temperatura y presión de Riobamba/Ecuador y Ciudad de México/México en donde se realizará una competencia en septiembre del presente año, tomando las siguientes condiciones críticas de estas regiones.

Temperatura Máxima: según el portal web (CLIMATE-DATA-ORG, 2018)

Presión Atmosférica: las presiones son relativas según la Temperatura máxima.

Velocidad del prototipo: según el reglamento de la fórmula SAE la velocidad máxima es de 90 km/h (SAE, 2018)

Tabla 3-3. Condiciones de contorno de Riobamba.

Velocidad máxima (m/s)	25 m/s
Presión Atmosférica (Pa)	102600 Pa
Temperatura máxima (k)	18 C = 291.15 K

Realizado por: Autores

Fuente: (CLIMATE-DATA-ORG, 2018)

Tabla 4-3. Condiciones de contorno de México.

Velocidad máxima (m/s)	33.33 m/s
Presión Atmosférica (Pa)	103100 Pa
Temperatura máxima (k)	23.6 C = 296.75 K

Realizado por: Autores

Fuente: (CLIMATE-DATA-ORG, 2018)

3.3.2 Análisis del alerón posterior en software CFD.

3.3.2.1 Configuración del flap ángulo β .

Para la siguiente configuración primero se comenzó a variar el ángulo β lo cual es un factor importante para encontrar el ángulo que brinde la fuerza de sustentación producida por el arreglo aerodinámico.

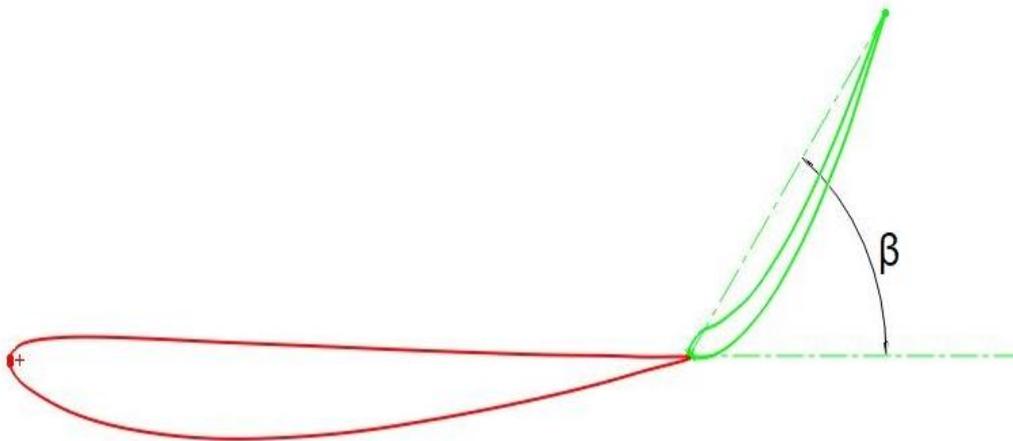


Gráfico 2-3: Configuración del ángulo β

Realizado por: Autores

En la siguiente tabla se muestra valores del coeficiente de arrastre (C_D), y el coeficiente de sustentación (C_L) a una velocidad de 25 m/s (90 km/h) variando el ángulo β de 10 en 10 grados comenzando con un ángulo de 15° a 55°.

Tabla 5-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función del ángulo β .

β	C_L	C_D	Eficiencia
15°	0,21569	0.020495	10.52403
25°	0.35443	0.025584	13.85358
35°	0.32575	0.030695	10.61248
45°	0.31034	0.045431	6.831018
55°	0.45652	0.075455	6.050229

Realizado por: Autores

Fuente: Autores

También se muestra en la siguiente tabla valores del coeficiente de arrastre (C_D), y el coeficiente de sustentación (C_L) pero a diferente velocidad como es la de 33.33 m/s (120 km/h).

Tabla 6-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función del ángulo β .

β	Cl	CD	Eficiencia
15°	0.33195	0.034932	9.502748
25°	0.63248	0.045542	13.88784
35°	0.32681	0.030486	10.72
45°	0.55245	0.080367	6.87409
55°	0.80647	0.13379	6.02788

Realizado por: Autores

Fuente: Autores

En los análisis aerodinámicos realizados se determinó un coeficiente sustentación mayor en la configuración inicial del flap con un ángulo $\beta= 55^\circ$ en las dos velocidades respectivamente.

Tabla 7-3. Coeficiente de sustentación mayor en el ángulo 55° .

β	V (m/s)	Cl	CD	Eficiencia
55°	25	0.45652	0.075455	6.050229
	33.33	0.80647	0.133793	6.027882

Realizado por: Autores

Fuente: Autores

3.3.2.2 Configuración de la ranura entre plano principal y el flap.

En la siguiente figura se puede observar los términos X_{flap} y Y_{flap} que significa la distancia que se encuentra la salida del plano principal con el borde de ataque del flap, lo cual se generó una serie de simulaciones en diferentes posiciones para así determinar la posición óptima del arreglo aerodinámico o también conocida como ranura.

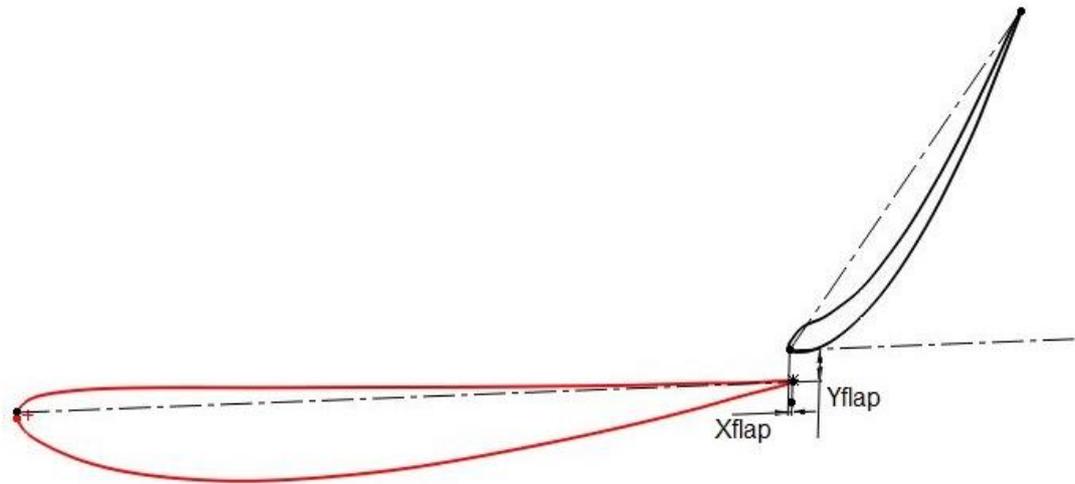


Gráfico 3-3: Ranura del alerón principal y el flap
Fuente: Autores

Al obtener el coeficiente de sustentación mayor se comenzó a configurar el (Y) del flap con diferentes distancias de 0 a 6 mm en intervalos de 2mm, con una velocidad de 25m/s (90km) observándose los siguientes valores en la siguiente tabla 8.3.

Tabla 8-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función de la altura Yflap.

Yflap (mm)	Cl	CD	Eficiencia
0	0.45652	0.075455	6.050229
2	0.39567	0.069793	5.669193
4	0.19924	0.037398	5.321147
6	0.19787	0.033478	5.910449

Realizado por: Autores
Fuente: Autores

También se muestra en la siguiente tabla valores del coeficiente de arrastre (CD), y el coeficiente de sustentación (Cl) pero a diferente velocidad como es la de 33.33 m/s (120 km/h) y con sus mismas configuraciones de la distancia (Y) del flap.

Tabla 9-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función de la altura Yflap.

Yflap (mm)	Cl	CD	Eficiencia
0	0.80647	0.13379	6.02788
2	0.35376	0.05521	6.407535
4	0.35208	0.06632	5,308726
6	0.34994	0.05939	5.892238

Realizado por: Autores
Fuente: Autores

En los análisis aerodinámicos realizados se determinó un coeficiente sustentación mayor con una altura de $Y_{flap} = 0\text{mm}$ y $\beta = 55^\circ$, en ambas velocidades de 25m/s y 33.33m/s.

Tabla 10-3. Coeficiente sustentación mayor con una altura de $Y_{flap} = 0\text{mm}$.

Yflap (mm)	V (m/s)	Cl	CD	Eficiencia
0	25	0.45652	0.075455	6.050229
	33.33	0.80647	0.133793	6.027882

Realizado por: Autores
Fuente: Autores

Al obtener el coeficiente de sustentación mayor y un mejor rendimiento con (Y) se procedió a variar la distancia (X) del flap en intervalos de 0 a 1, con una velocidad de 33.33 m/s (120 km/h) por lo tanto tenemos los siguientes valores como se muestra en la tabla 11.3.

Tabla 11-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función de Xflap.

Xflap (mm)	Cl	CD	Eficiencia
0	0.80647	0.13379	6.02788
0.78	0.34112	0.055538	6.142101
1	0.34141	0.057071	5.982198

Realizado por: Autores
Fuente: Autores

En los análisis aerodinámicos realizados se determinó un coeficiente de sustentación mayor en $X_{flap} = 0\text{mm}$ por lo tanto se da a conocer los valores resultantes de las anteriores tablas.

Tabla 12-3. Configuración del flap cerrado.

V (m/s)	β	X flap (mm)	Y flap (mm)
33.33	55°	0	0

Realizado por: Autores
Fuente: Autores

Al obtener todos los datos como se observa en la tabla 12-3 se procede a configurar los ángulos para el flap abierto, en este caso variar el ángulo α

3.3.2.3 Configuración del flap ángulo α .

En esta configuración se varía el ángulo α con el objetivo de disminuir la resistencia al avance y así lograr un aumento a la velocidad en líneas rectas.

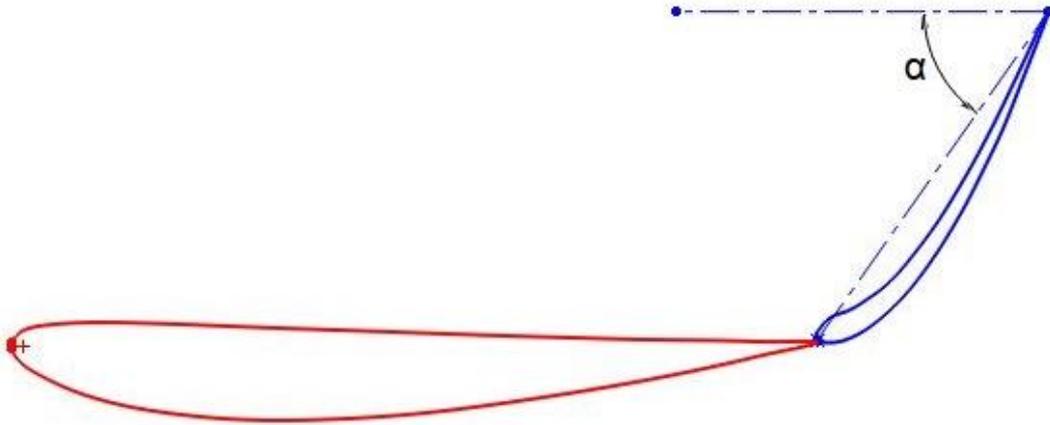


Gráfico 4-3: Configuración del flap en función del ángulo α
Realizado por: Autores

En la siguiente tabla se muestra valores del coeficiente de arrastre (CD), y el coeficiente de sustentación (Cl) variando el ángulo α de 10 en 10 grados en forma descendente comenzando con un ángulo de 55° a 15° .

Tabla 13-3. Coeficiente de sustentación y de arrastre en función del ángulo α .

α	Cl	CD	Eficiencia
45°	0.41103	0.037999	10,81686
35°	0.32729	0.030055	10,8897
25°	0.29781	0.027591	10,79374
15°	0.2668	0.019457	13,71229

Realizado por: Autores
Fuente: Autores

En los análisis aerodinámicos realizados se determinó que el ángulo de 15° obtiene una mayor eficiencia aerodinámica, lo cual permite que sea la posición óptima para la apertura tope del flap.

3.3.3 Generación del mallado 2D.

Una vez que se generó la geometría del alerón en el software SolidWorks se importó dicha geometría al software ANSYS 18.0 que es el encargado de realizar la malla, en este programa se creó un plano de control tres veces más grande al tamaño del alerón para que se asemeje a un túnel de viento virtual. Como punto importante se tomó en cuenta que la malla no necesita tener la misma densidad en todas sus zonas, sino que debe ser más densa en la zona cercana al perfil y en su zona exterior más amplia para conocer de mejor manera el comportamiento del fluido cercano a la superficie del alerón.

En este punto se generó la malla del alerón posterior con sus dos elementos plano principal y flap, donde se seleccionó el tipo de malla más adecuado para sus cuatro configuraciones del ángulo α , en este caso el mallado está compuesto de elementos triangulares y tetraédricos, el mismo que mejor se ajusta a los valores pequeños del borde de ataque y de salida del perfil, lo cual permite tener una mejor calidad para el análisis.

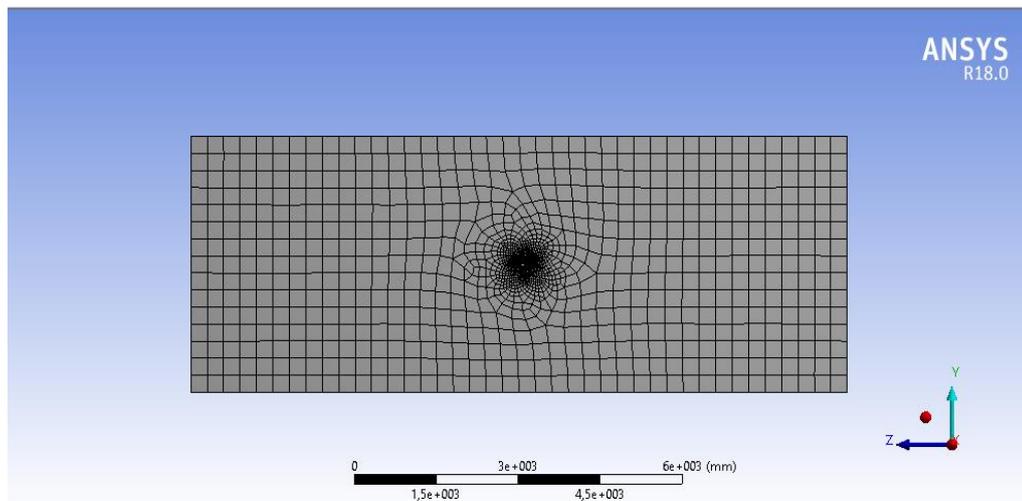


Gráfico 5-3: Mallado del alerón posterior.

Fuente: Autores

Al verificar la calidad de la malla se debe tener en cuenta cuál es óptima, sabiendo que al tener una mayor calidad de malla los resultados tendrán un porcentaje menor de error.



Figura 22-3: Calidad de Malla

Fuente: <https://www.ansys.com/products/release-highlights>

Al observar la figura 22-3 tenemos un código de colores con una medida numérica a escala, donde nos indica el porcentaje para elementos ideales como para elementos con grandes deformaciones lo cual se considera de baja calidad. Para la verificación de la calidad de malla se utilizó el comando “Element quality” el mismo que proporciona en Ansys 18.0.

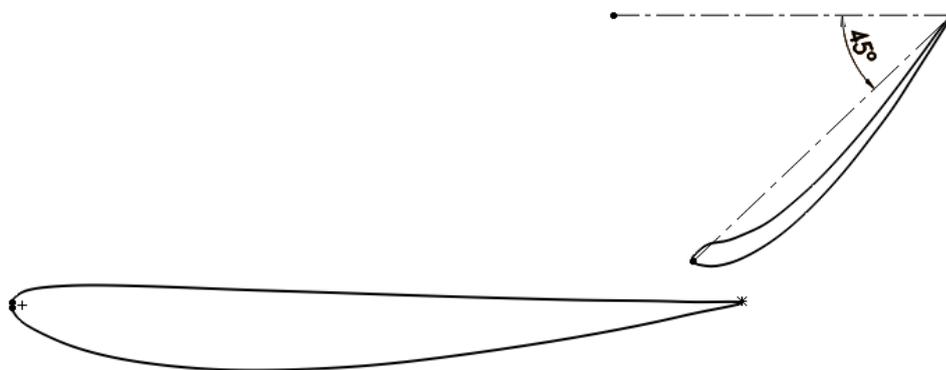


Gráfico 6-3: Configuración del flap en función del ángulo α en 45°

Realizado por: Autores

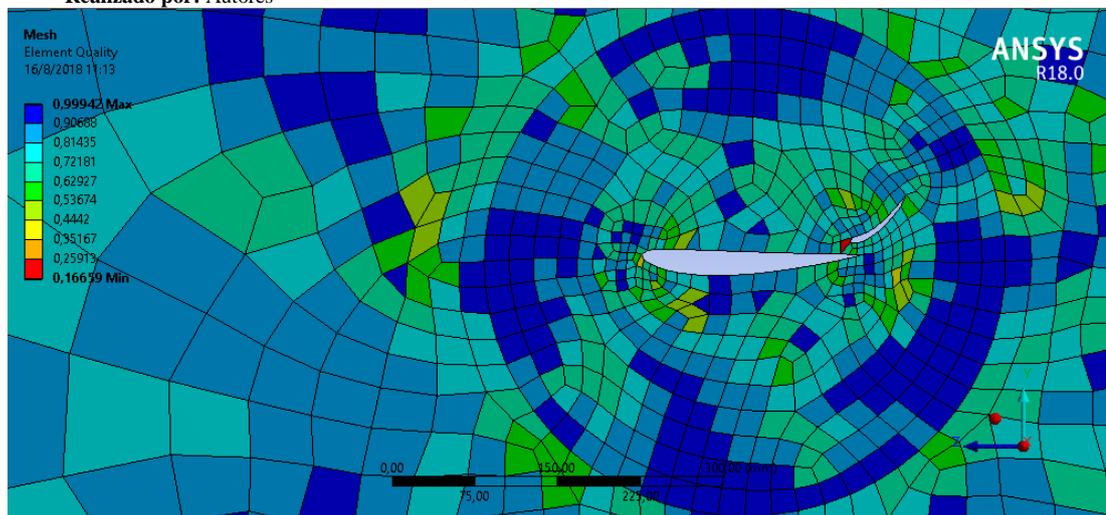


Gráfico 7-3: Mallado con el ángulo α en 45°

Realizado por: Autores

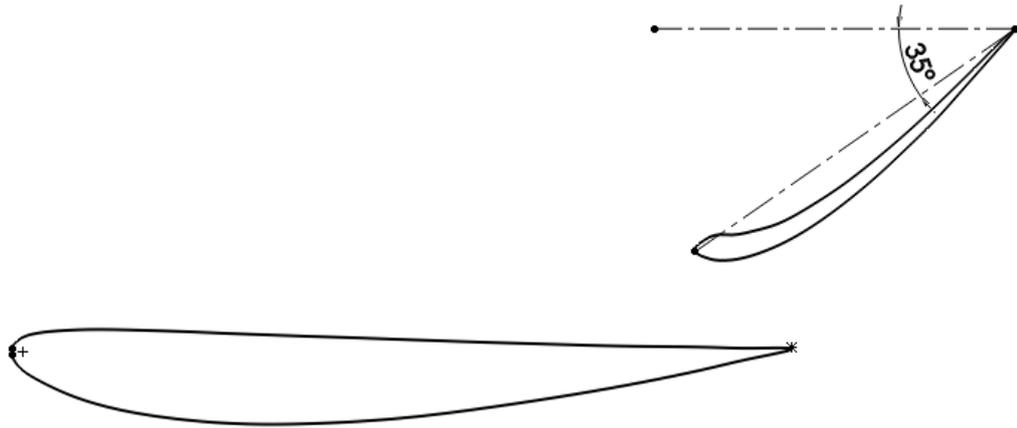


Gráfico 8-3: Configuración del flap en función del ángulo α en 35°
 Realizado por: Autores

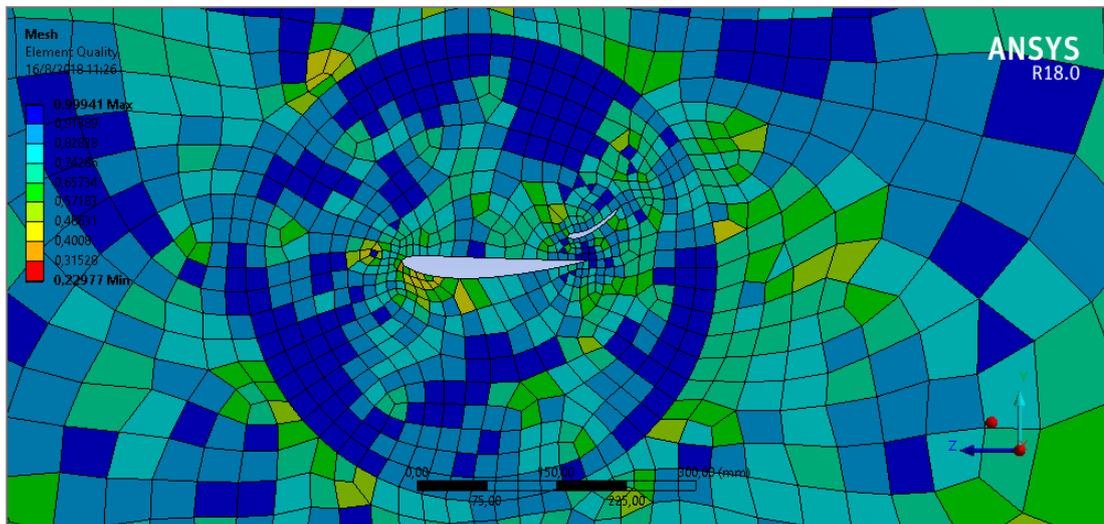


Gráfico 9-3: Mallado con el ángulo α en 35°
 Realizado por: Autores

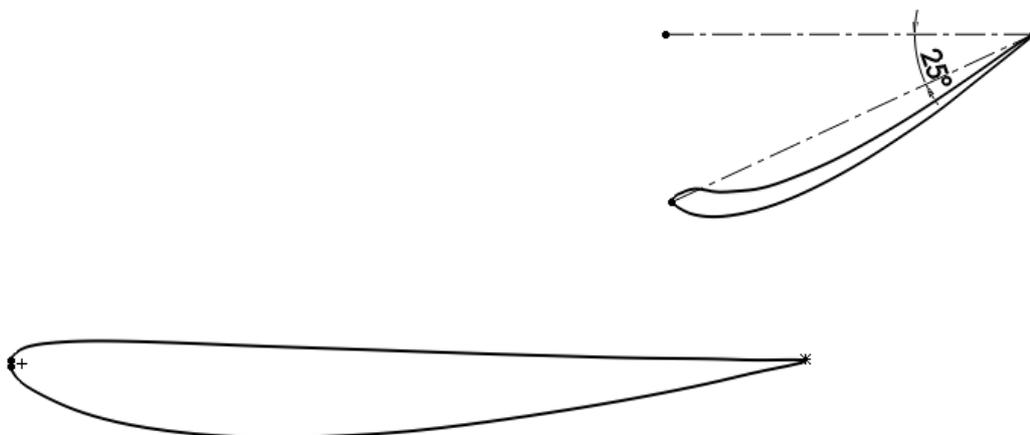


Gráfico 10-3: Configuración del flap en función del ángulo α en 25°
 Realizado por: Autores

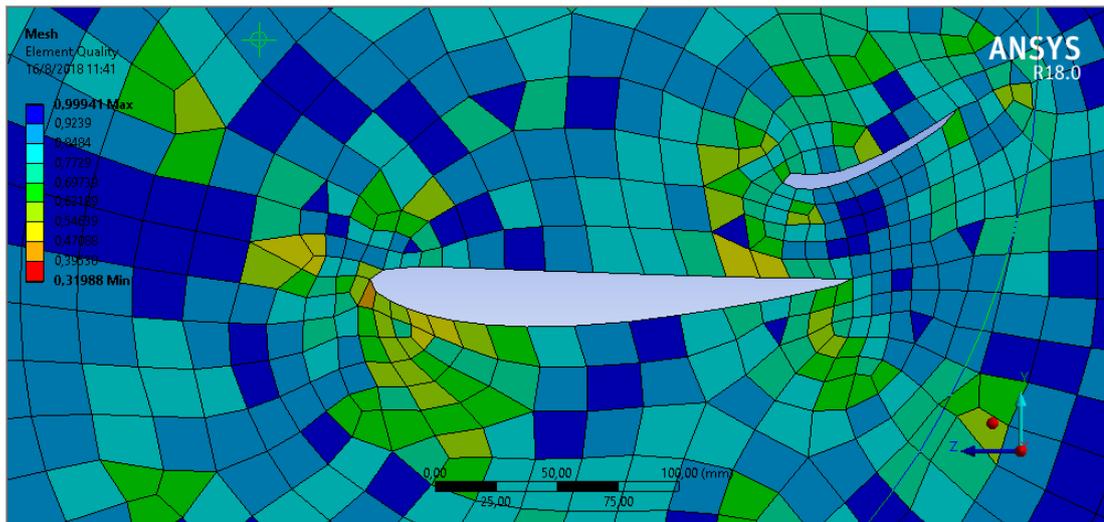


Gráfico 11-3: Mallado con el ángulo α en 25°
 Realizado por: Autores

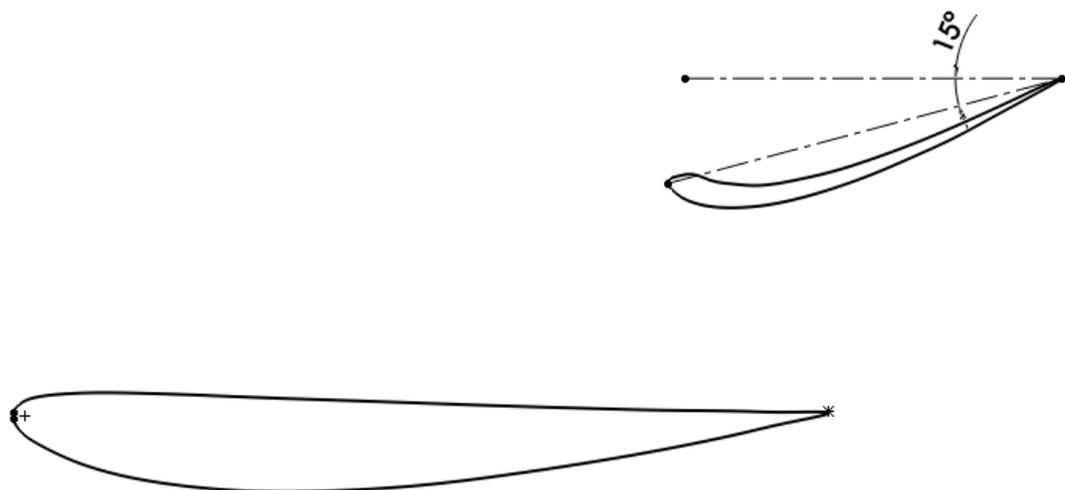


Gráfico 12-3: Configuración del flap en función del ángulo α en 15°
 Realizado por: Autores

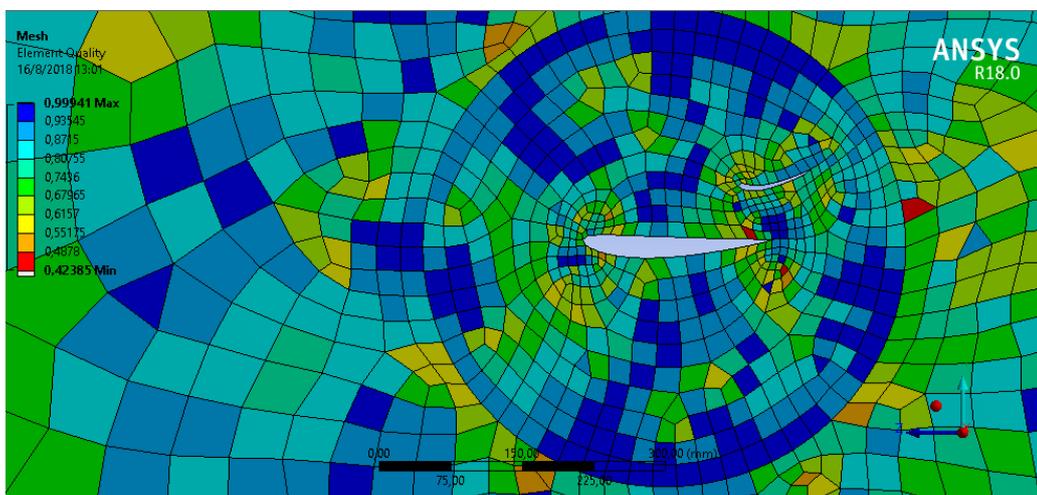


Gráfico 13-3: Mallado con el ángulo α en 15°
 Realizado por: Autores

El cálculo de las fuerzas aerodinámicas del alerón posterior se detalla a continuación:

- Superficie alar

$$S = c * e$$

$$S = 0.202 * 1.635$$

$$S = 0.330 \text{ m}^2$$

- Densidad

$$\rho = 1.23 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

- Velocidad

$$v = 25 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

- Carga Aerodinámica

$$FL = \frac{1}{2} \rho S CL V^2 \quad (7)$$

$$FL = \frac{1}{2} * 1.23 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 0.330 \text{ m}^2 * 0.41103 * (25 \frac{\text{m}}{\text{s}})^2$$

$$FL = 52.21 \frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{s}^2}$$

$$FL = 52.21 \text{ N}$$

- Resistencia Aerodinámica

$$Fd = \frac{1}{2} \rho S Cd V^2 \quad (8)$$

$$Fd = \frac{1}{2} * 1.23 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 0.330 \text{ m}^2 * 0.037999 * (25 \frac{\text{m}}{\text{s}})^2$$

$$Fd = 4.83 \frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{s}^2}$$

$$Fd = 4.83 \text{ N}$$

- Potencia absorbida

$$Cv \text{ abs} = \frac{Cd s v^3}{1225} \quad (10)$$

$$Cv \text{ abs} = \frac{0.037999 * 0.330 * (25)^3}{1225}$$

$$Cv\ abs = 0.1602\ cv$$

Tabla 14-3. Carga y resistencia aerodinámica en función del ángulo α .

α	F _l (N)	F _d (N)	Potencia Absorbida (cv)
45°	52,21	4,83	0,1602
35°	41,57	3,82	0,1267
25°	37,82	3,50	0,1163
15°	33,89	2,47	0,0820

Realizado por: Autores
Fuente: Autores

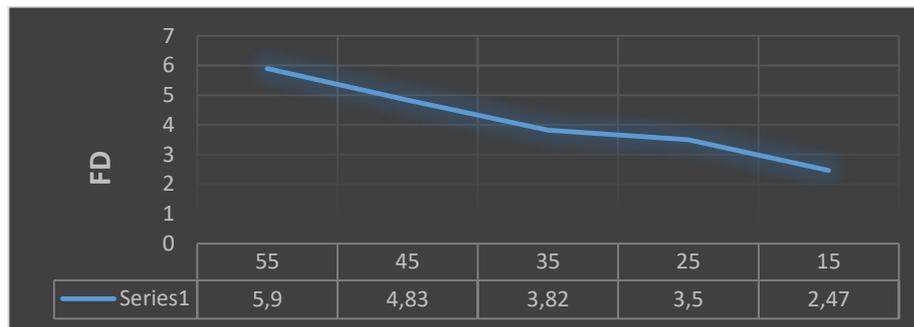


Gráfico 14-3: Resistencia aerodinámica respecto a la apertura del flap.
Realizado por: Autores

Mediante los cálculos obtenidos y con el gráfico se puede evidenciar que el alerón posterior cumple con todos sus requerimientos aerodinámicos, dicho de otra forma con el flap totalmente cerrado obtenemos mayor carga aerodinámica y con el flap totalmente abierto tenemos menor resistencia aerodinámica, lo que se puede deducir que es un excelente alerón.

3.3.4 Análisis de resultados del alerón posterior.

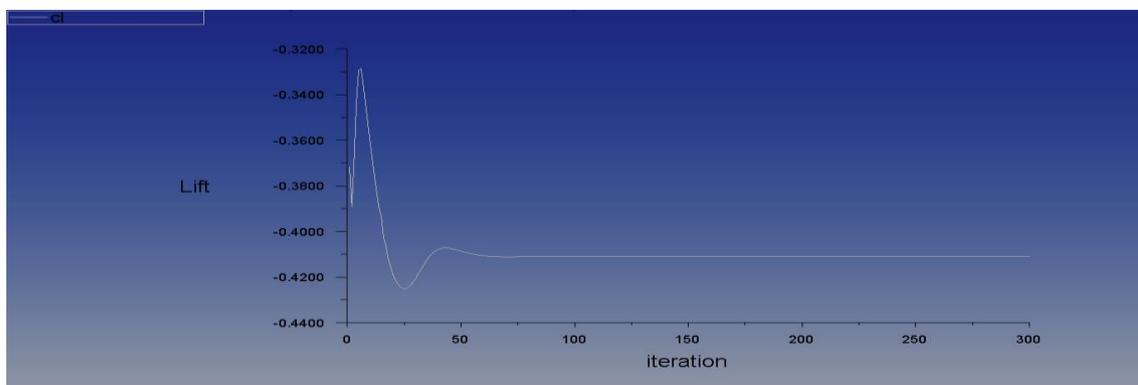


Gráfico 15-3: Coeficiente de sustentación a un ángulo $\alpha = 45^\circ$
Realizado por: Autores

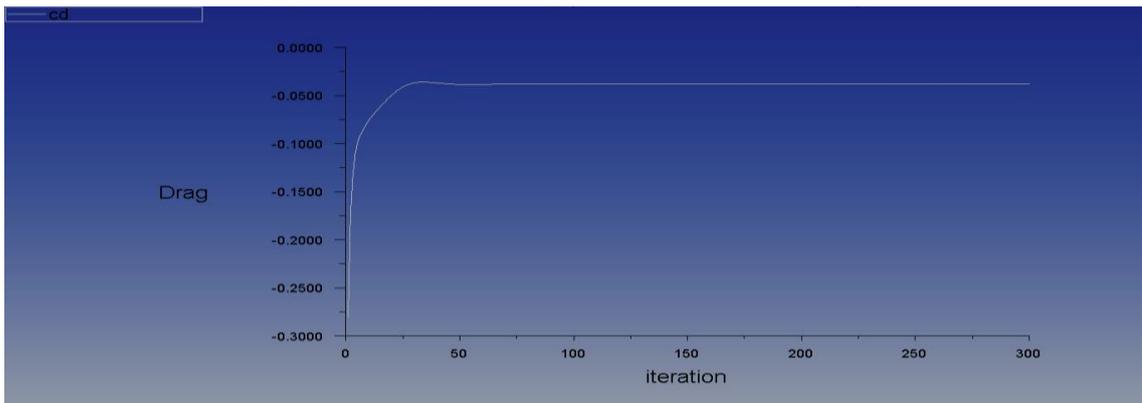


Gráfico 16-3: Coeficiente de arrastre a un ángulo $\alpha = 45^\circ$

Realizado por: Autores

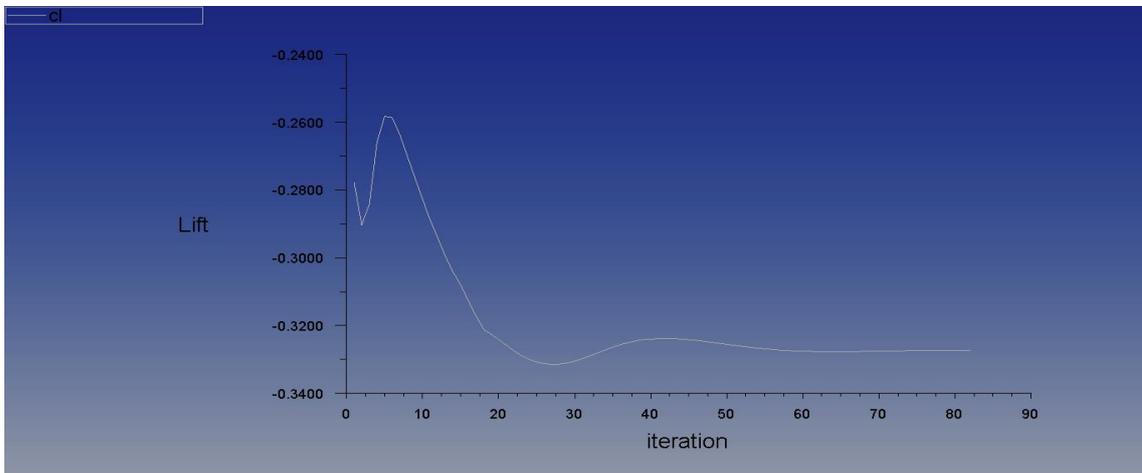


Gráfico 17-3: Coeficiente de sustentación a un ángulo $\alpha = 35^\circ$

Realizado por: Autores

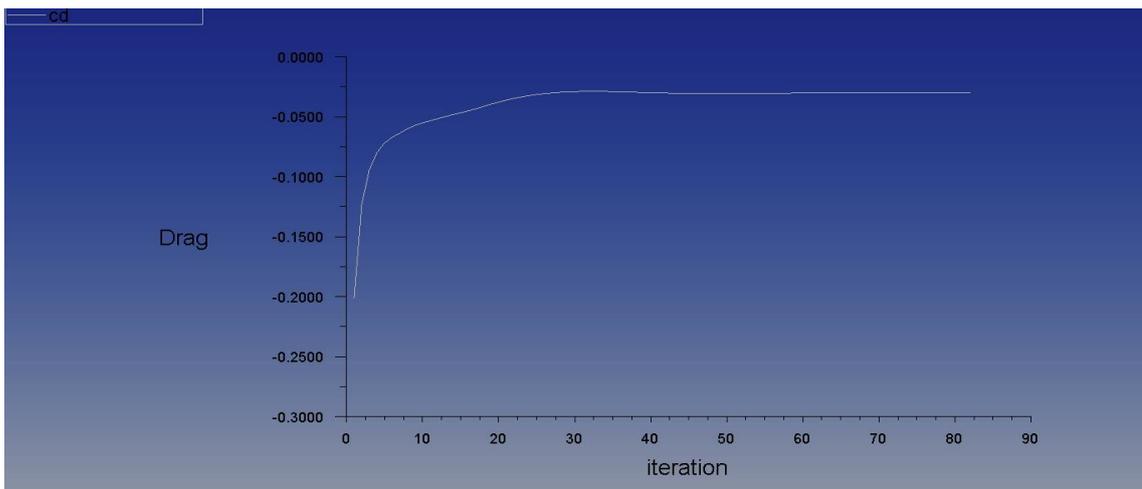


Gráfico 18-3: Coeficiente de arrastre a un ángulo $\alpha = 35^\circ$

Realizado por: Autores

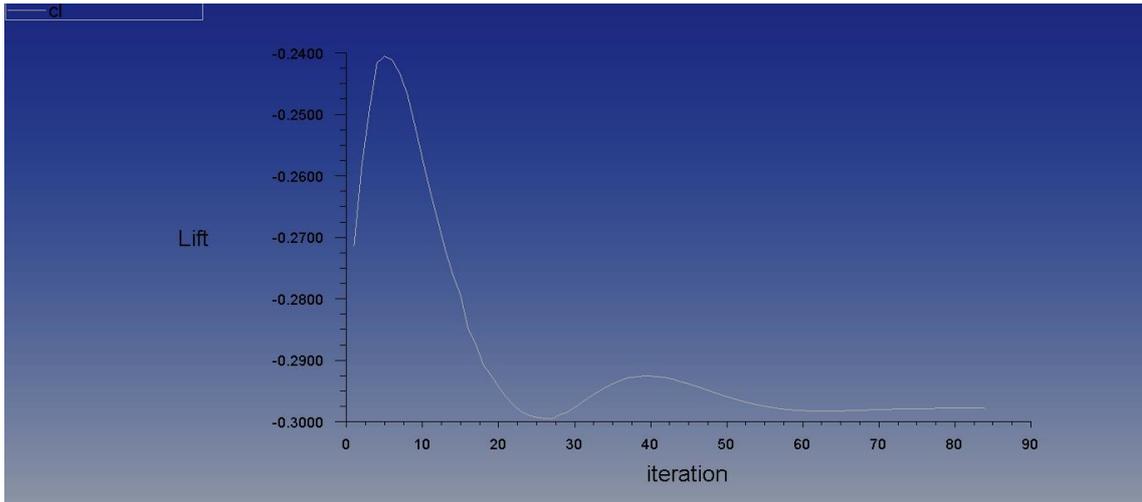


Gráfico 19-3: Coeficiente de sustentación a un ángulo $\alpha = 25^\circ$
 Realizado por: Autores

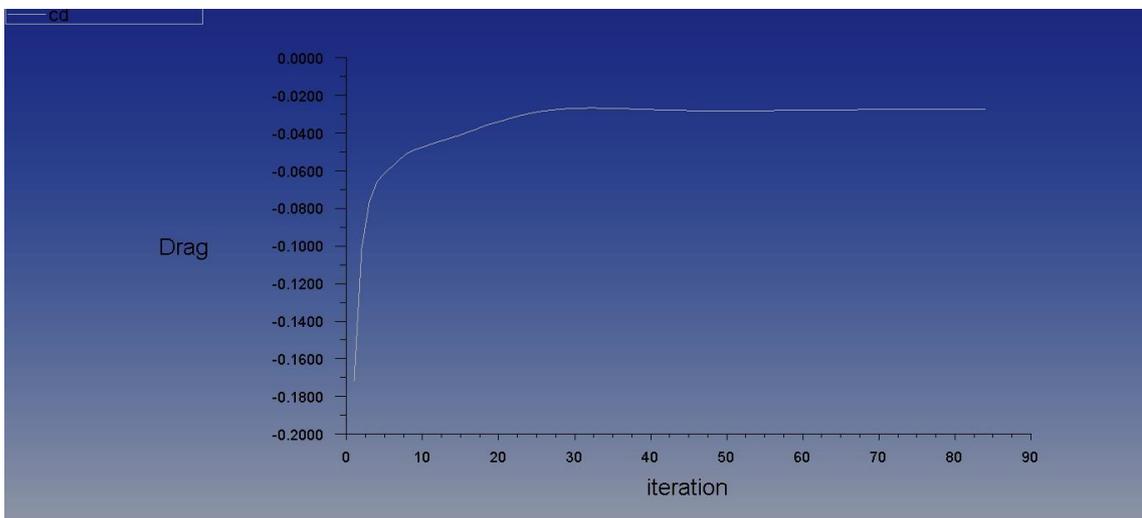


Gráfico 20-3: Coeficiente de arrastre a un ángulo $\alpha = 25^\circ$
 Realizado por: Autores

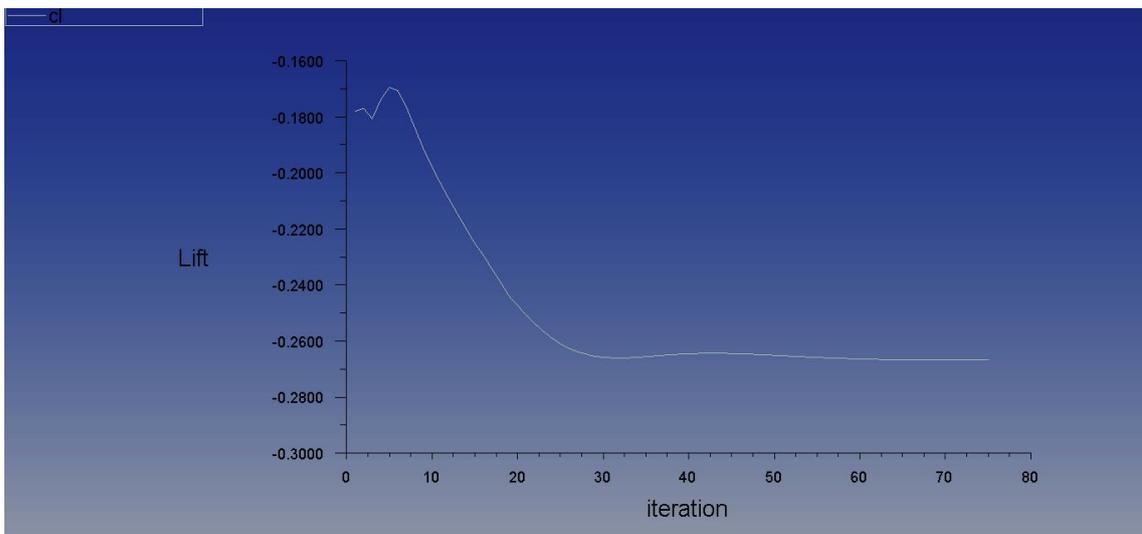


Gráfico 21-3: Coeficiente de sustentación a un ángulo $\alpha = 15^\circ$
 Realizado por: Autores

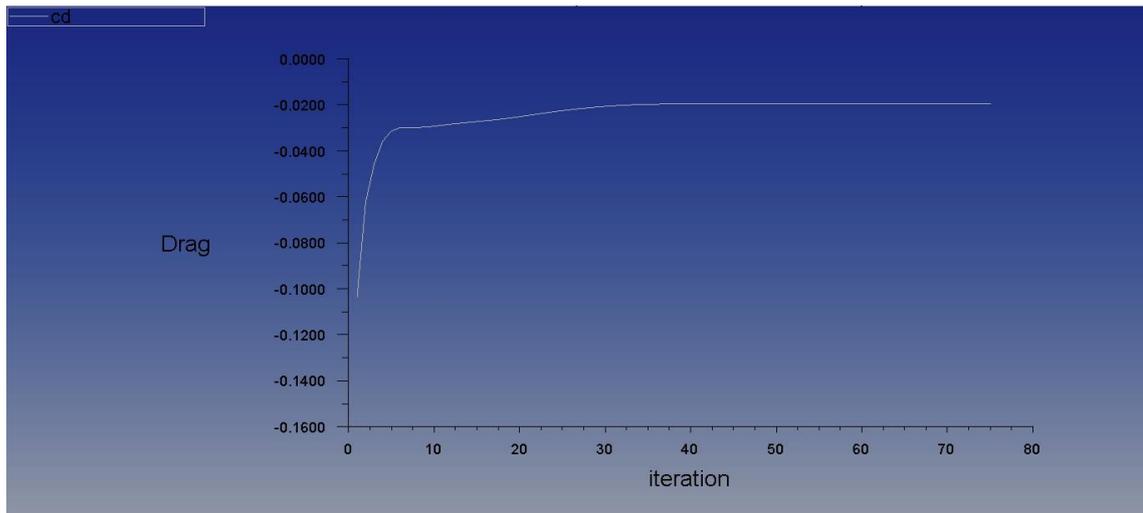


Gráfico 22-3: Coeficiente de arrastre a un ángulo $\alpha = 15^\circ$
 Realizado por: Autores

3.3.5 *Análisis del prototipo FSAE con el alerón posterior en software CFD.*

Una vez que se concluyó con el análisis del alerón posterior dando como resultado un buen rendimiento aerodinámico, se procedió a la colocación del mismo en nuestro prototipo, para lo cual en este apartado se analizará el prototipo completo en una simulación 3D para tener resultados más exactos de las fuerzas aerodinámicas, resistencia o arrastre y sustentación o carga.

Los análisis aerodinámicos se los realizara a la misma escala del túnel viento de la carrera de ingeniería automotriz, para poder realizar un análisis comparativo entre el análisis aerodinámico en el túnel de viento y el análisis aerodinámico en software CFD (ANSYS 18.0)

3.3.6 *Dimensiones del Volumen de Control.*

Para las dimensiones del volumen de control en el tunel de viento virtual se tomó las medidas de la cámara de pruebas del túnel de viento de la carrera de ingeniería automotriz.

Para la realizacion del volumen de control se procedio a realizar un croquis en el plano “yz”, luego se acoto el boceto dando su respectivo valor a cada cota, tal como se muestra en los gráficos 23-3; 24-3.

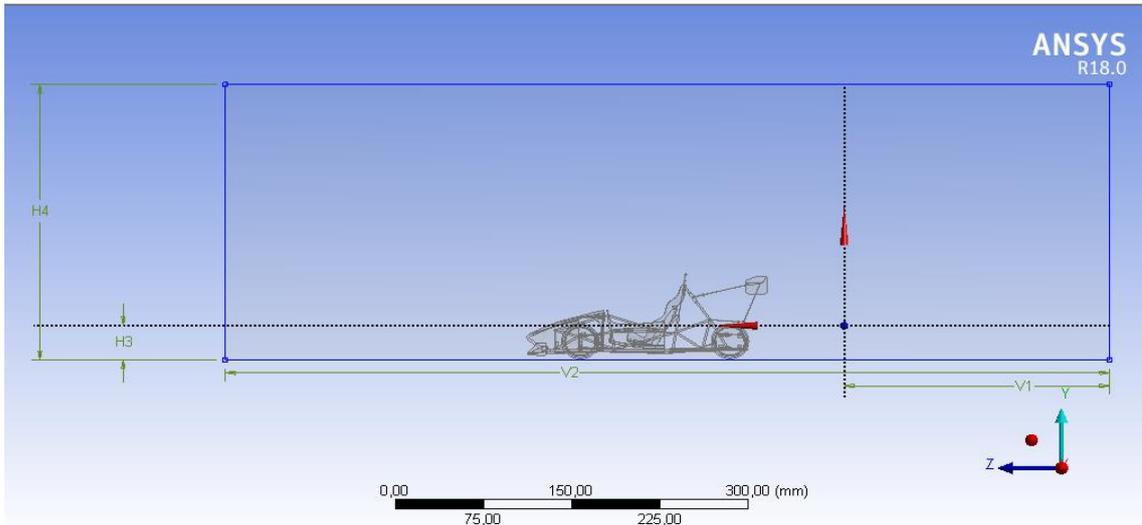


Gráfico 23-3: Cotas de la vista lateral del volumen de control

Realizado por: Autores

<input type="checkbox"/> H3	31 mm
<input type="checkbox"/> H4	250 mm
<input type="checkbox"/> V1	225 mm
<input type="checkbox"/> V2	750 mm

Gráfico 24-3: Valores de las cotas de la vista lateral del volumen de control

Realizado por: Autores

Después de haber creado el boceto se procede a extruir dicho boceto, como se muestra en los gráficos siguientes 25-3; 26-3, generando así nuestro volumen de control o más conocido como el entorno virtual para poder simular el túnel de viento.

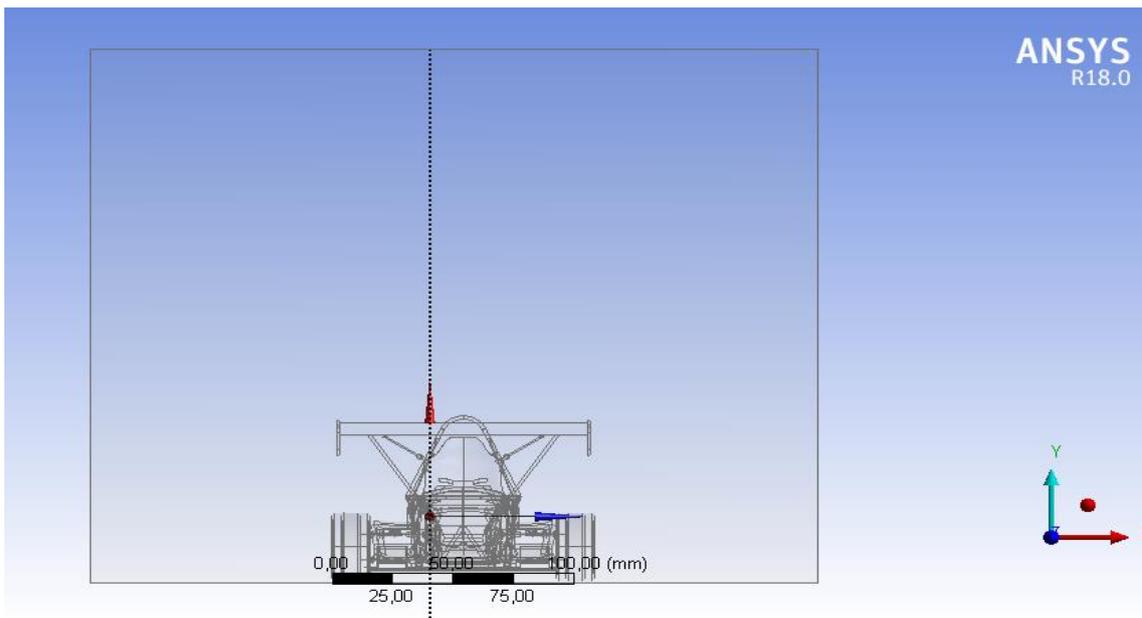


Gráfico 25-3: Vista frontal del volumen de control

Realizado por: Autores

Details of Extrude1	
Extrude	Extrude1
Geometry	Sketch1
Operation	Add Frozen
Direction Vector	None (Normal)
Direction	Both - Asymmetric
Extent Type	Fixed
<input type="checkbox"/> FD1, Depth (>0)	160 mm
Extent Type 2	Fixed
<input type="checkbox"/> FD4, Depth 2 (>0)	140 mm
As Thin/Surface?	No
Merge Topology?	Yes
Geometry Selection: 1	
Sketch	Sketch1

Gráfico 26-3: Valores de la dimensión frontal del volumen de control
Realizado por: Autores

3.3.7 Generación del mallado 3D.

El mallado 3D se compone de elementos tetraédricos, en dicho mallado no hace falta que en todo el volumen de control el elemento sea del mismo tamaño, por esta razón entre más cerca este la malla de la superficie del prototipo más pequeño es elemento.

Para evaluar la calidad de la malla se utilizó el método “Element Quality” en ANSYS 18.0, el cual evalúa la malla de 0 a 1 y mediante una barra de colores, siendo el cero de color rojo un valor inaceptable y uno de color azul un valor excelente.



Figura 23-3: Calidad de Malla
Fuente: <https://www.ansys.com/products/release-highlights>

En el mallado de las de tres configuraciones del flap la calidad de malla esta entre 0,666 a 0,999 lo cual indica que es una malla excelente para los análisis aerodinámicos CFD.

¿Cómo diferenciar el mínimo y máximo valor de presión en un análisis aerodinámico?

Los contornos de presión se diferencian mediante colores, el color azul indica el mínimo valor de presión en esa área, y el color naranja o rojo indica el máximo valor de presión

en esa área, como se esto quiere decir que mientras las variaciones de colores se acerquen más al color naranja o rojo la presión es mayor en esa área.



Gráfico 27-3: Barra de colores de la presión
Realizado por: Autores

¿Cómo diferenciar el mínimo y máximo valor de la velocidad en un análisis aerodinámico?

Los contornos de velocidad se diferencian mediante colores, el color azul indica el mínimo valor de la velocidad en esa área, y el color naranja o rojo indica el máximo valor de la velocidad en esa área, esto quiere decir que mientras las variaciones de colores se acerquen más al color naranja o rojo la velocidad es mayor en esa área.

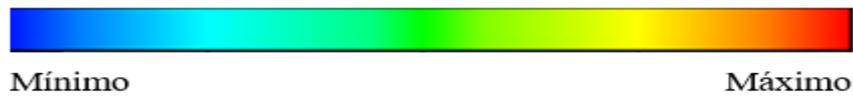


Gráfico 28-3: Barra de colores de la velocidad
Realizado por: Autores

3.3.8 *Análisis aerodinámico con un ángulo α 55° (flap cerrado).*

3.3.8.1 *Mallado del prototipo con el flap cerrado.*

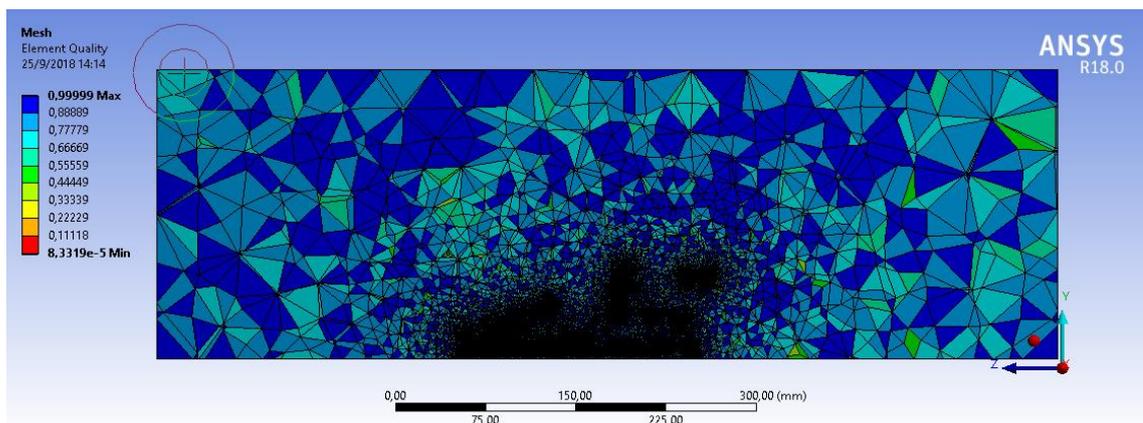


Gráfico 29-3: Calidad de la Malla
Realizado por: Autores

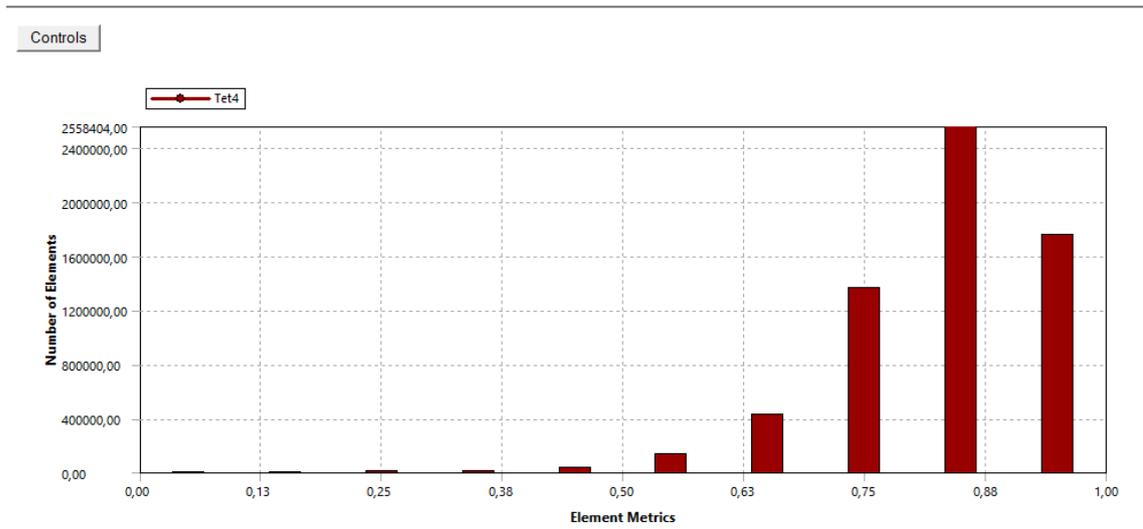


Gráfico 30-3: Diagrama de barras de calidad de los elementos (Mesh Metric)
 Realizado por: Autores

Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	1144384
<input type="checkbox"/> Elements	6287844
Mesh Metric	Element Quality
<input type="checkbox"/> Min	8,3319e-005
<input type="checkbox"/> Max	0,99999
<input type="checkbox"/> Average	0,83256
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,10296

Gráfico 31-3: Valores estadísticos de la calidad de malla
 Realizado por: Autores

3.3.8.2 Análisis de resultados de la Presión.

Con el flap cerrado la presión máxima en el alerón posterior es de $439.5 Pa$ esta alta presión se genera en las orillas del alerón posterior gracias a que el flujo del aire choca de forma directa en la superficie del alerón, y una presión mínima de $6.394 Pa$ en la zona del centro del alerón debido a que el asiento es un obstáculo y no permite que el flujo del aire no choque de forma directa en la superficie del alerón posterior debido a las turbulencias que se genera , como se observa en los siguientes Gráficos de presión.

Con la presión generada en el alerón posterior la estabilidad del auto es mayor, lo cual permite que el auto no pierda el equilibrio cuando entra en una curva.

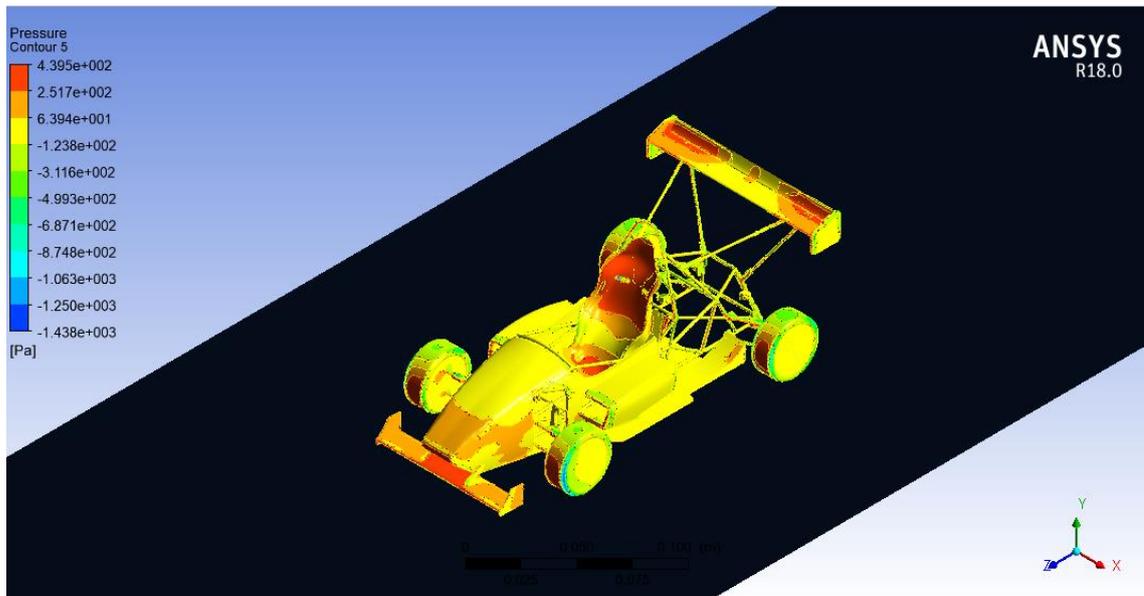


Gráfico 32-3: Contorno de Presión vista en 3D
 Realizado por: Autores

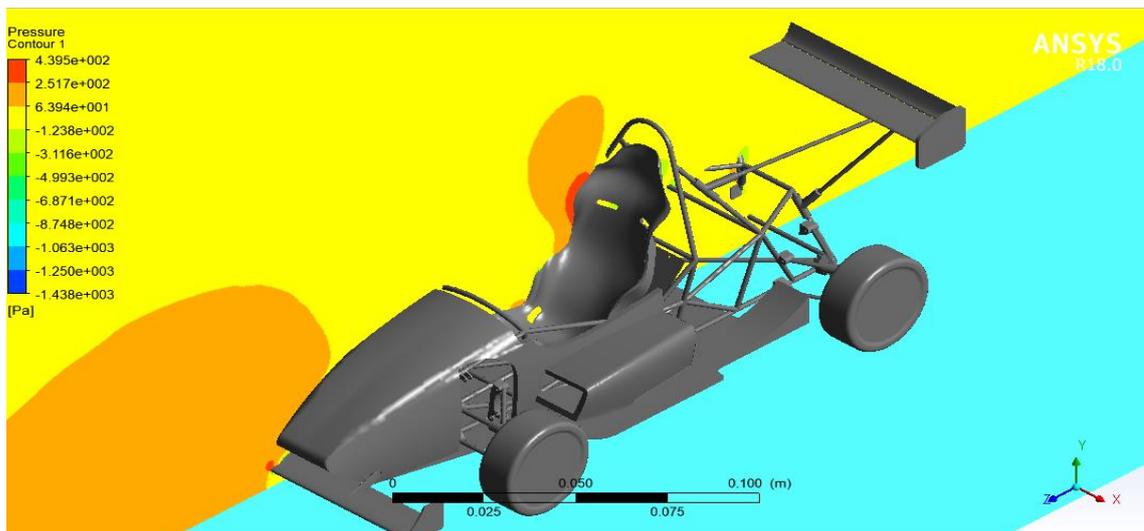


Gráfico 33-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

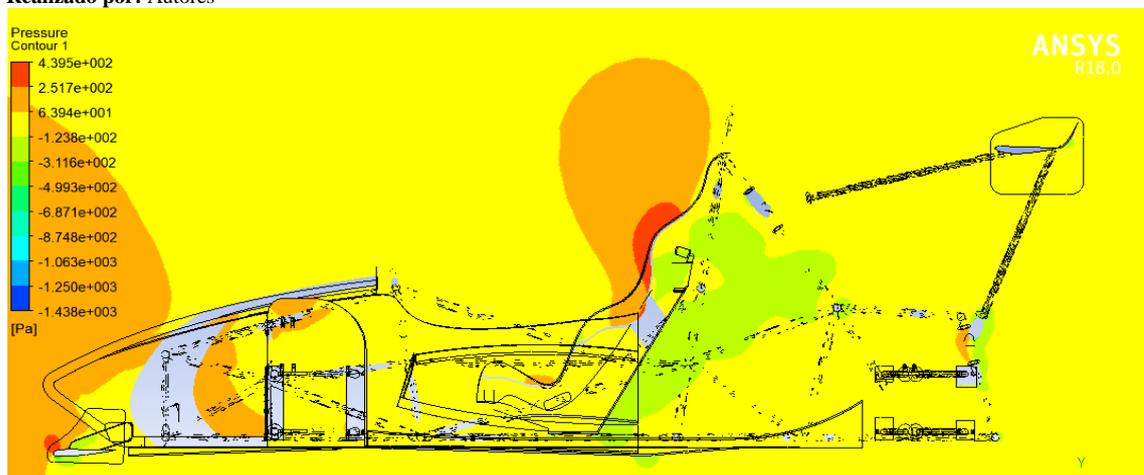


Gráfico 34-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

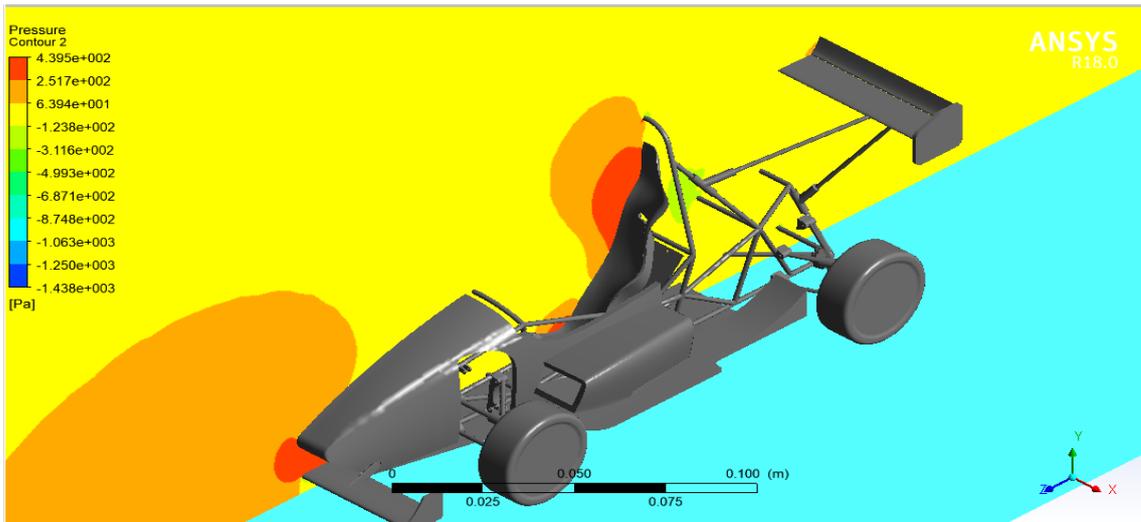


Gráfico 35-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
Realizado por: Autores

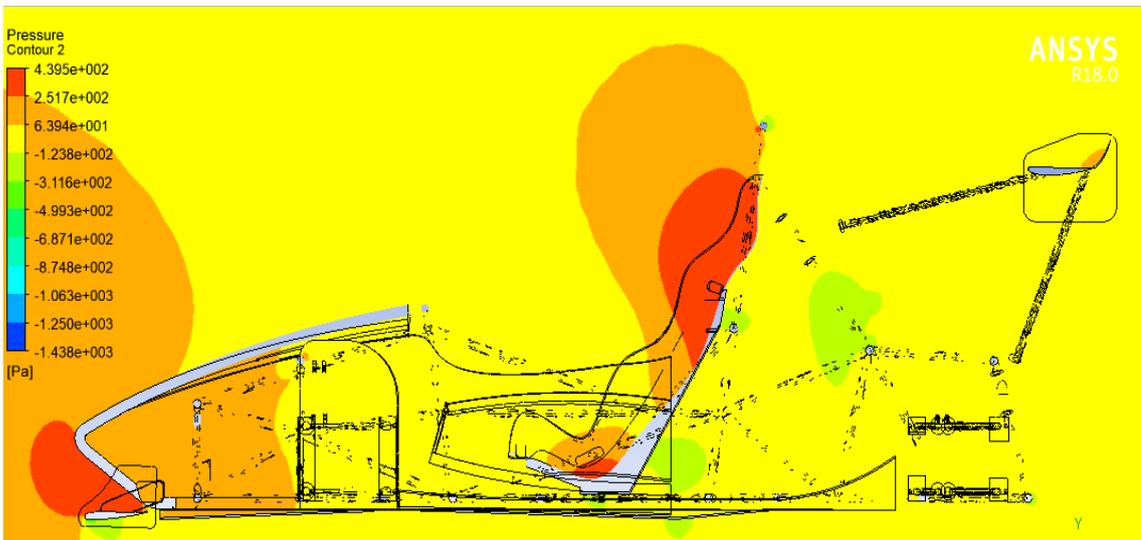


Gráfico 36-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
Realizado por: Autores

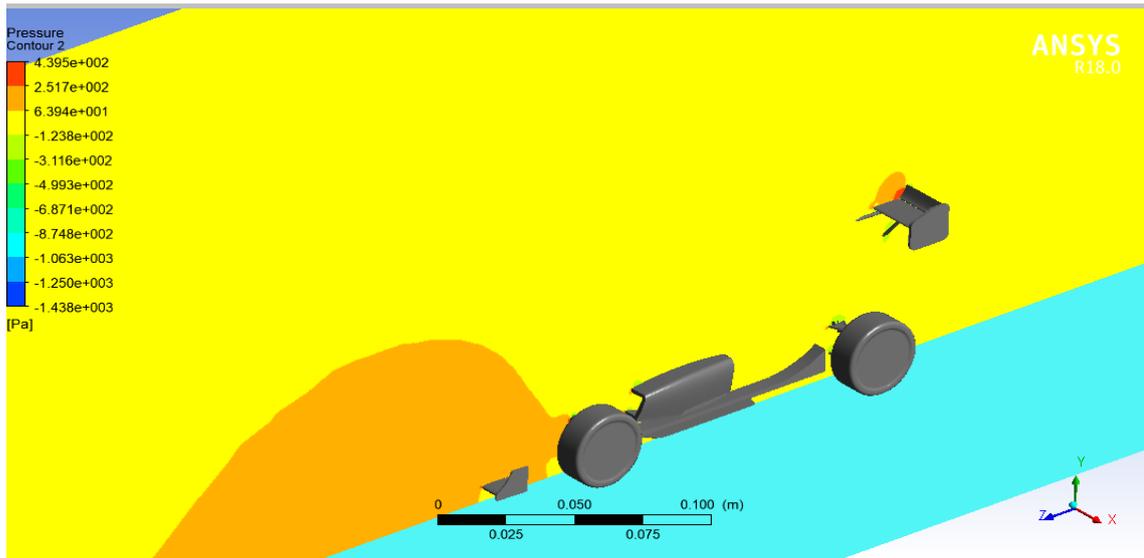


Gráfico 37-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
Realizado por: Autores

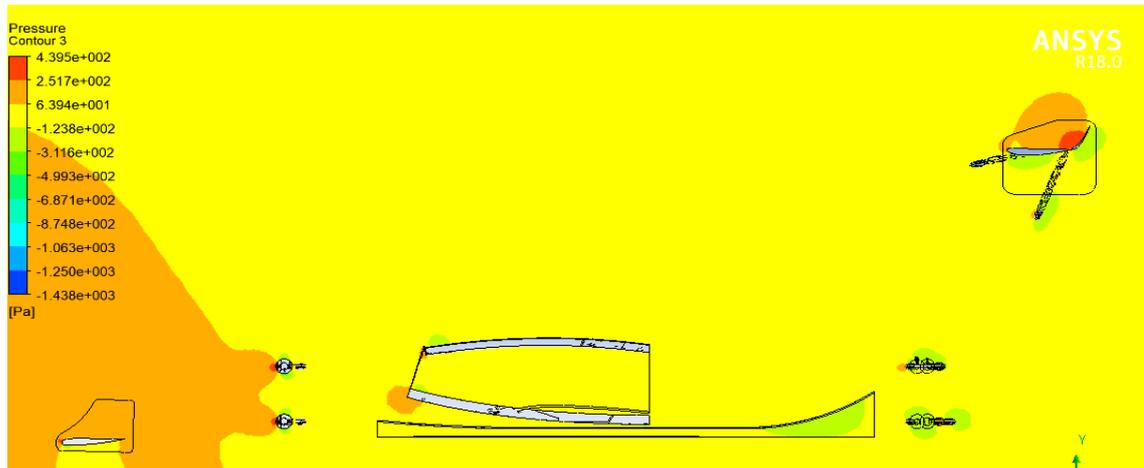


Gráfico 38-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
Realizado por: Autores

3.3.8.3 *Análisis de resultados de la Velocidad.*

En las líneas de flujo se puede observar que se genera turbulencia en la parte del centro del alerón posterior a razón de que el asiento se opone al flujo en esa parte.

La turbulencia genera una pérdida considerable al avance o incremento de velocidad, debido, que los remolinos se generan en la zona del alerón posterior, y el flujo laminar se genera en la parte superior del alerón posterior, pero esta demasiado arriba para ser aprovechado por el alerón posterior como se observa en los siguientes graficos de la velocidad .

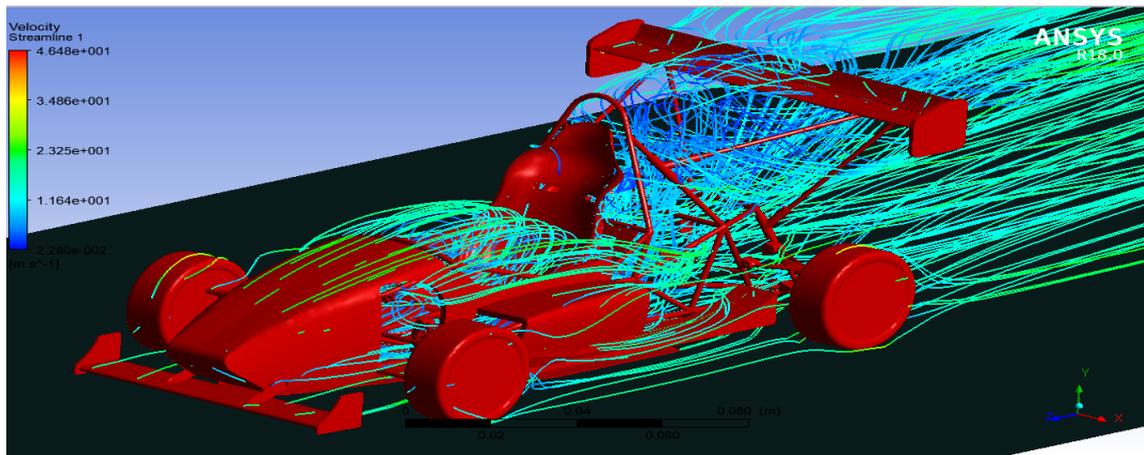


Gráfico 39-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D

Realizado por: Autores

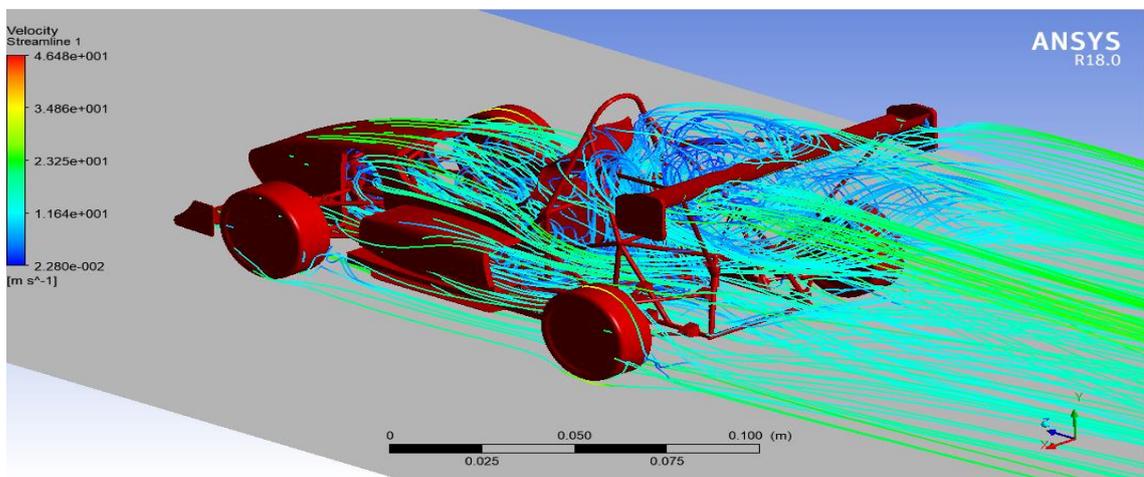


Gráfico 40-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D

Realizado por: Autores

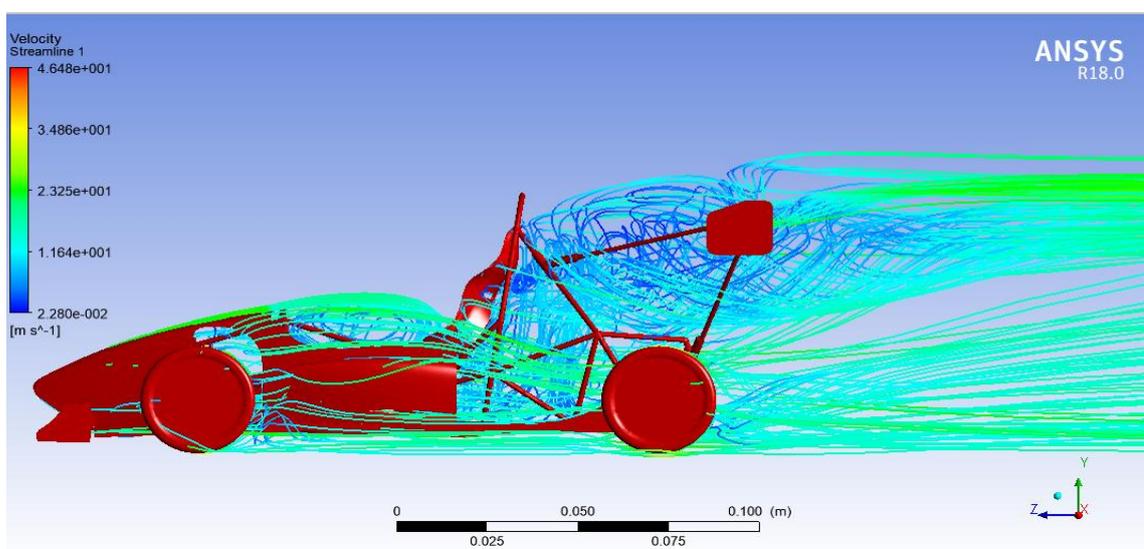


Gráfico 41-3: Líneas de flujo de velocidad, vista lateral

Realizado por: Autores

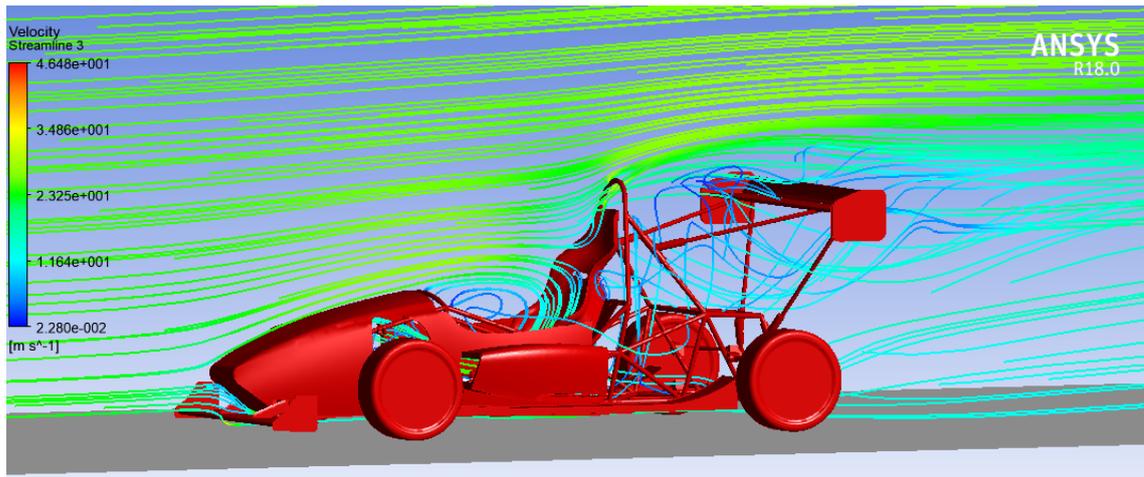


Gráfico 42-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

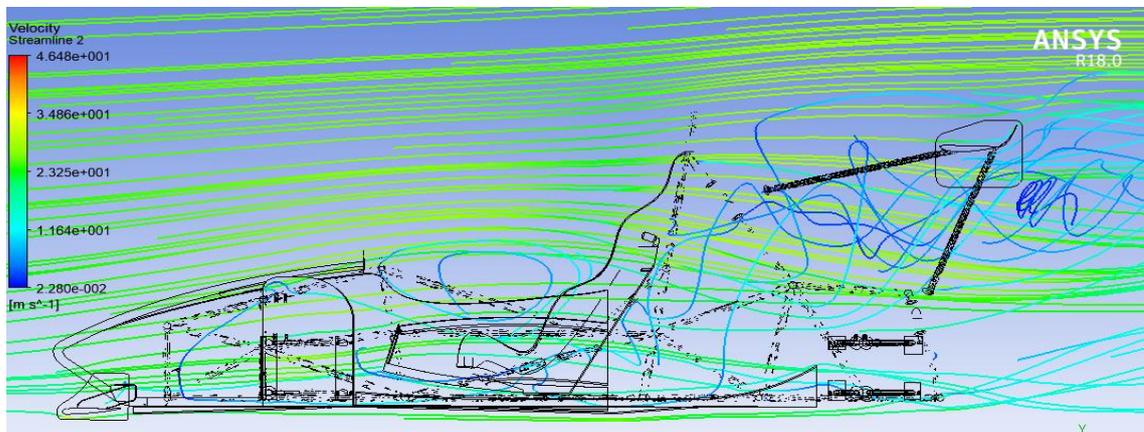


Gráfico 43-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

En los Gráficos se observa que la velocidad máxima en el plano medio con un incremento de 23.25 m/s a 34.86 m/s muy por encima del alerón posterior.

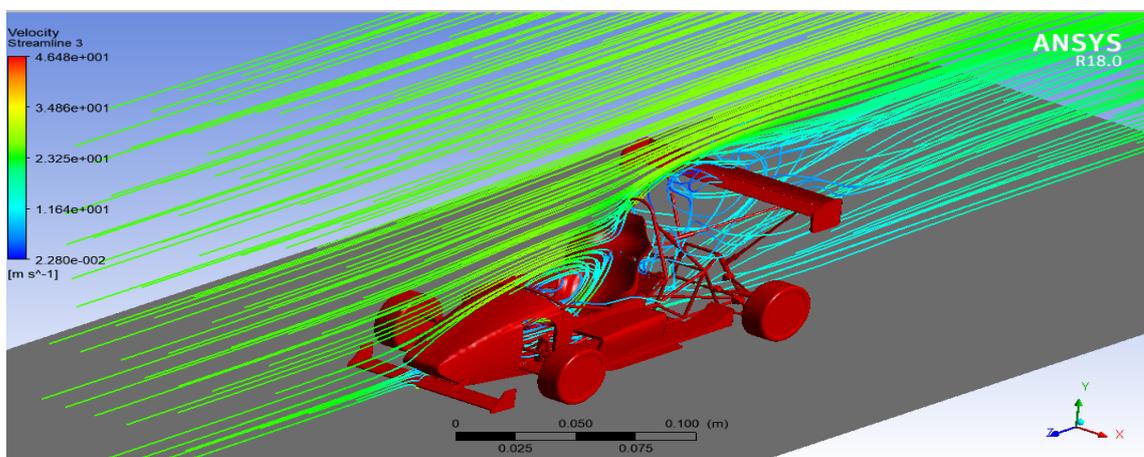


Gráfico 44-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

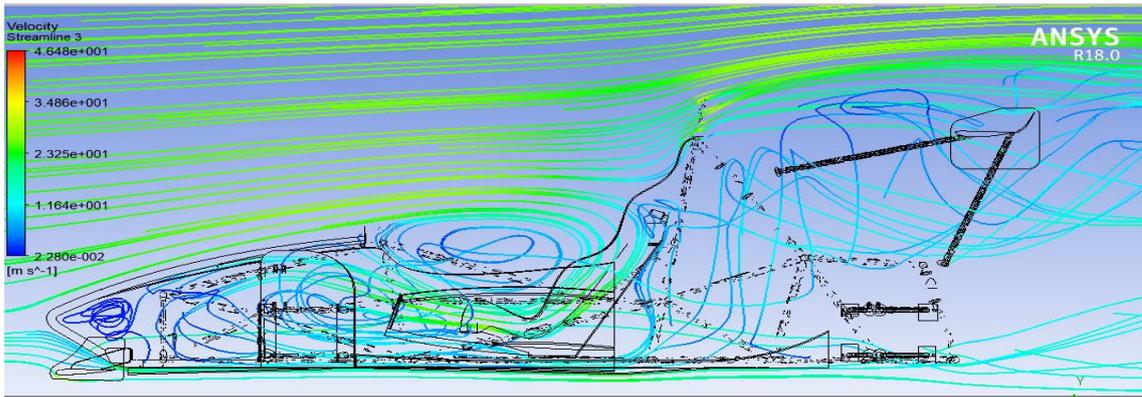


Gráfico 45-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

En los Gráficos 47-3; 48-3, la velocidad máxima con un incremento de 23.25m/s a 34.86m/s con flujo laminar en la superficie superior del alerón posterior, y una velocidad máxima con incremento de 34.86m/s a 46.48m/s en la superficie inferior del alerón trasero.

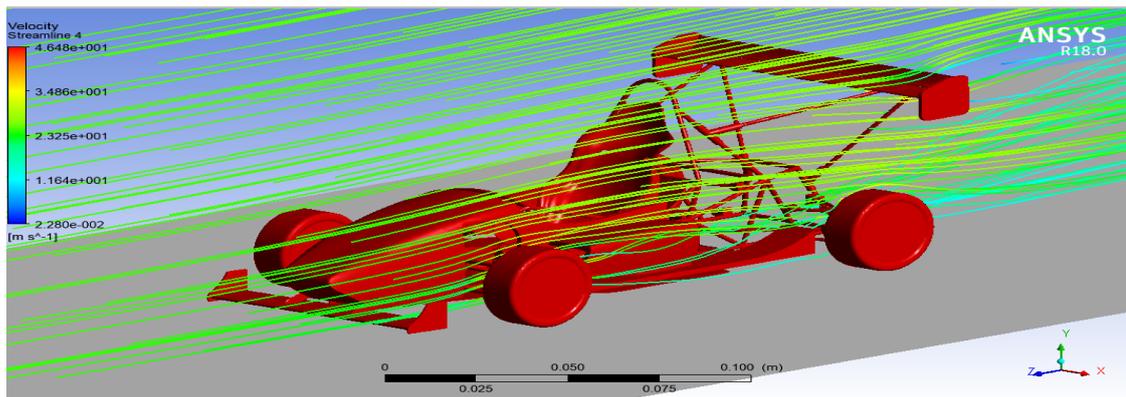


Gráfico 46-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

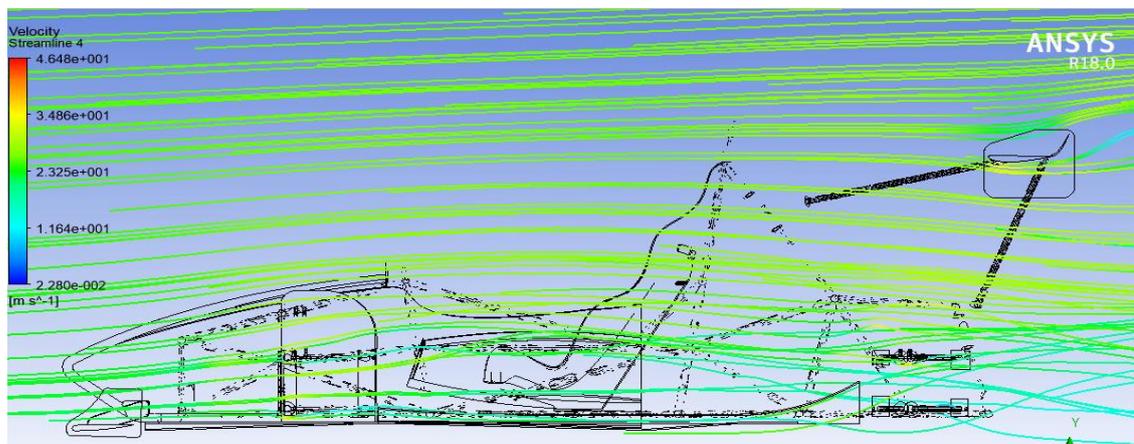


Gráfico 47-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

3.3.8.4 Resultados obtenidos en el software CFD a $\alpha=55^\circ$.

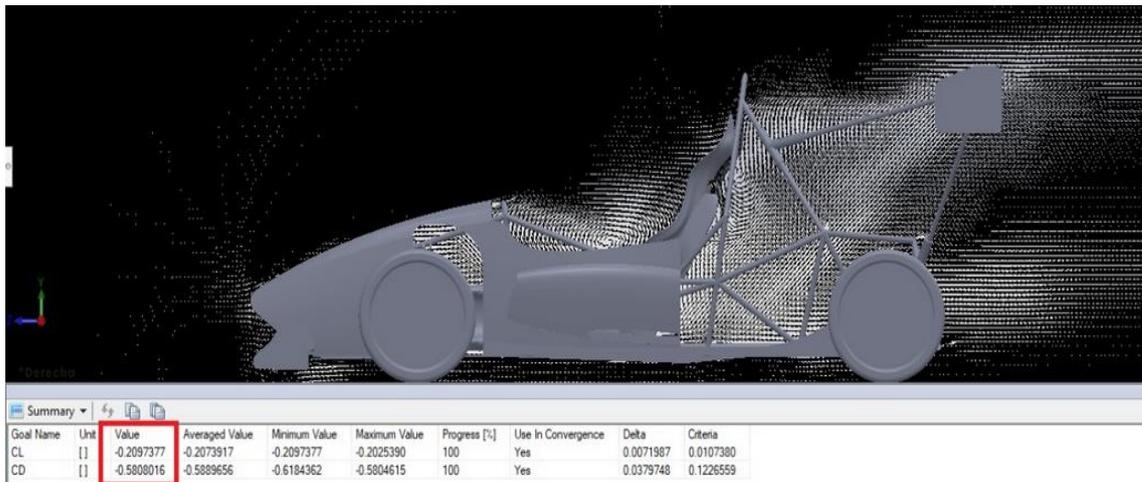


Gráfico 48-3: Coeficientes aerodinámicos CL y CD a $\alpha=55^\circ$

Realizado por: Autores

Tabla 15-3. Resultados obtenidos a $\alpha=55^\circ$.

Velocidad	CL	CD	FL	FD	Eficiencia
25 m/s	0.20973	0.58080	0.37200	1.030	0.3611

Realizado por: Autores

Fuente: Autores

3.3.9 Análisis aerodinámico con un ángulo $\alpha=35^\circ$ (flap abierto intermedio).

3.3.9.1 Mallado del prototipo con el flap intermedio.

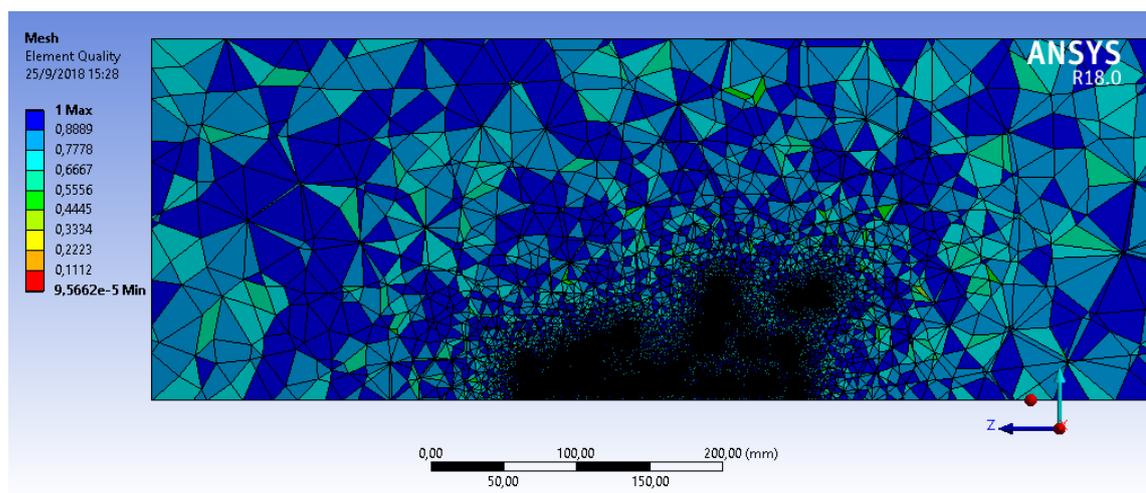


Gráfico 49-3: Calidad de Malla

Realizado por: Autores

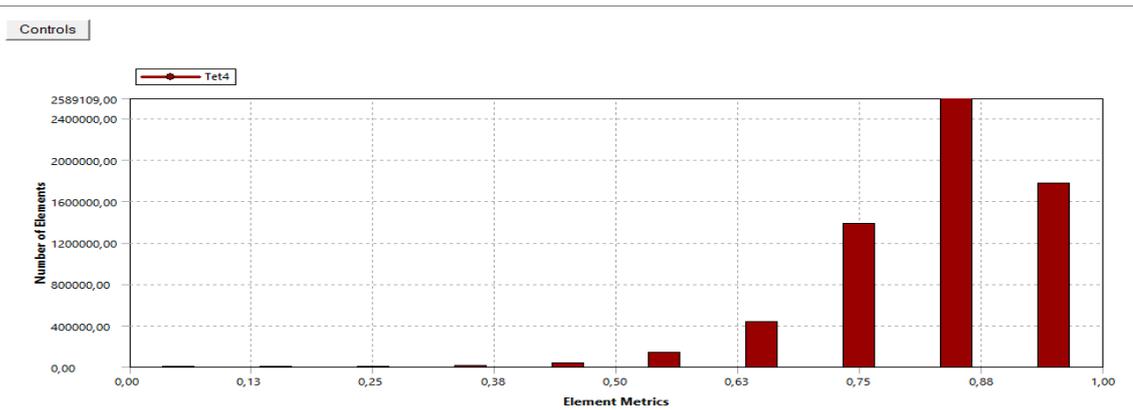


Gráfico 50-3: Diagrama de barras de calidad de los elementos (Mesh Metrics)

Realizado por: Autores

Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	1155054
<input type="checkbox"/> Elements	6349650
Mesh Metric	
	Element Quality
<input type="checkbox"/> Min	9,5662e-005
<input type="checkbox"/> Max	1,
<input type="checkbox"/> Average	0,83323
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,10164

Gráfico 51-3: Valores estadísticos de la calidad de malla

Realizado por: Autores

3.3.9.2 Análisis de resultados de la Presión.

Con el flap abierto la presión máxima en el alerón posterior son de 249.9 Pa y 438.8 Pa esta alta presión se genera en las orillas del alerón posterior gracias a que el flujo del aire choca de forma directa en la superficie del alerón, y una presión mínima de 61.01 Pa en la zona del centro del alerón debido a que el asiento es un obstáculo y no permite que el flujo del aire no choque de forma directa en la superficie del alerón posterior debido a las turbulencias que se genera , como se observa en los siguientes gráficos de presión.

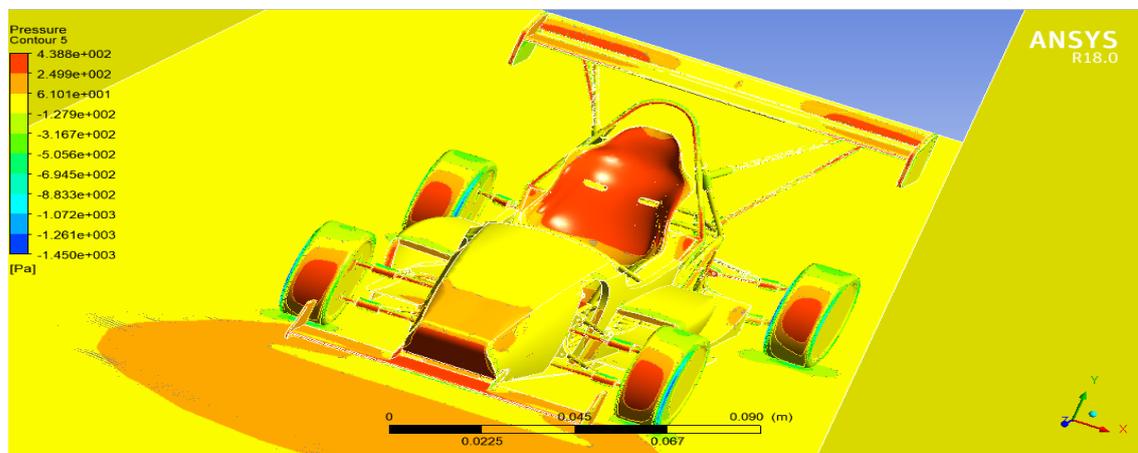


Gráfico 52-3: Contorno de Presión vista en 3D

Realizado por: Autores

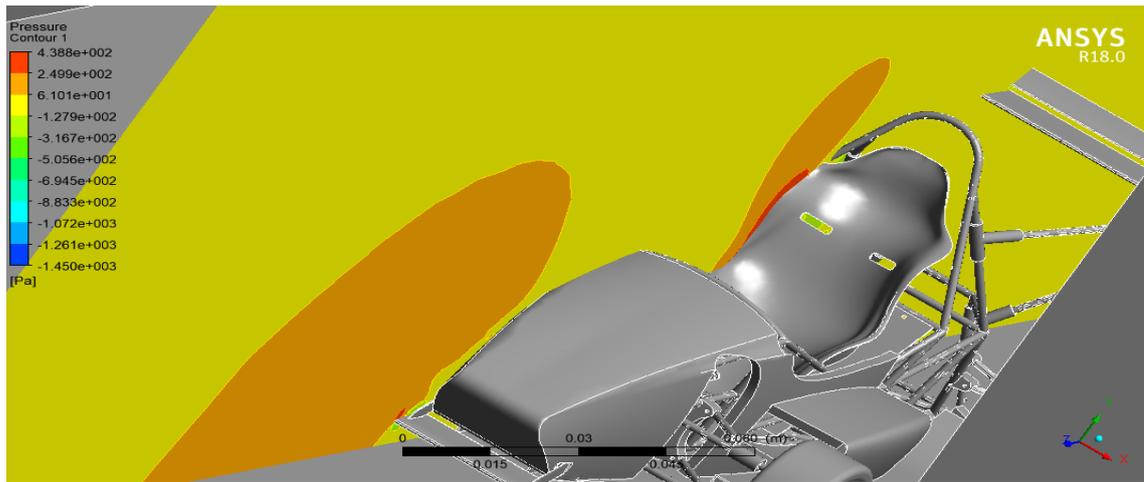


Gráfico 53-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

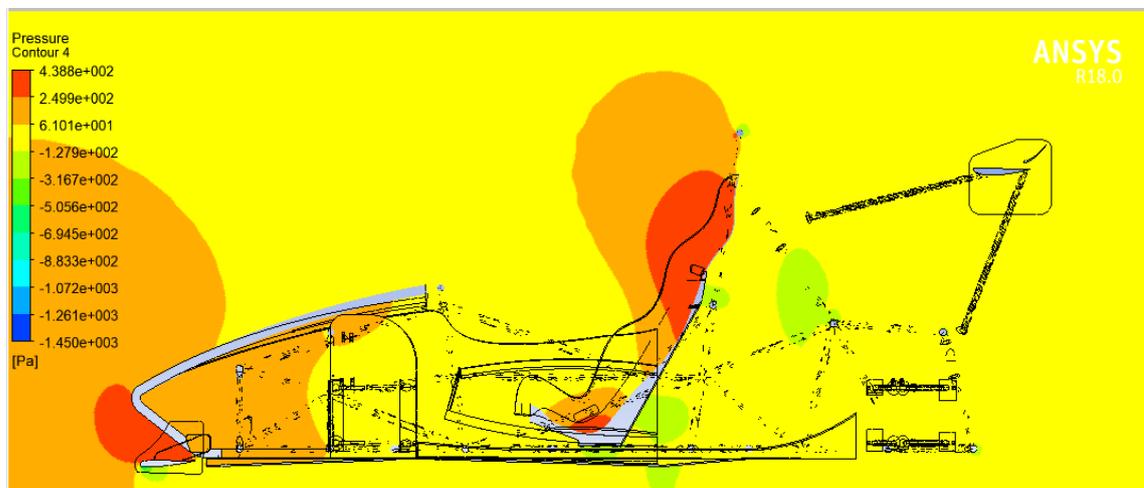


Gráfico 54-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

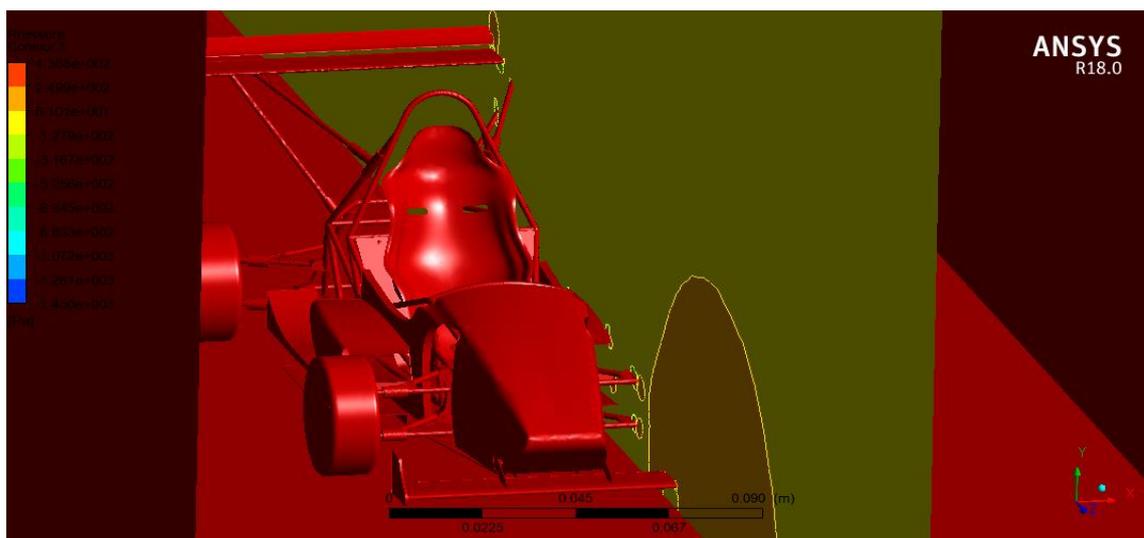


Gráfico 55-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

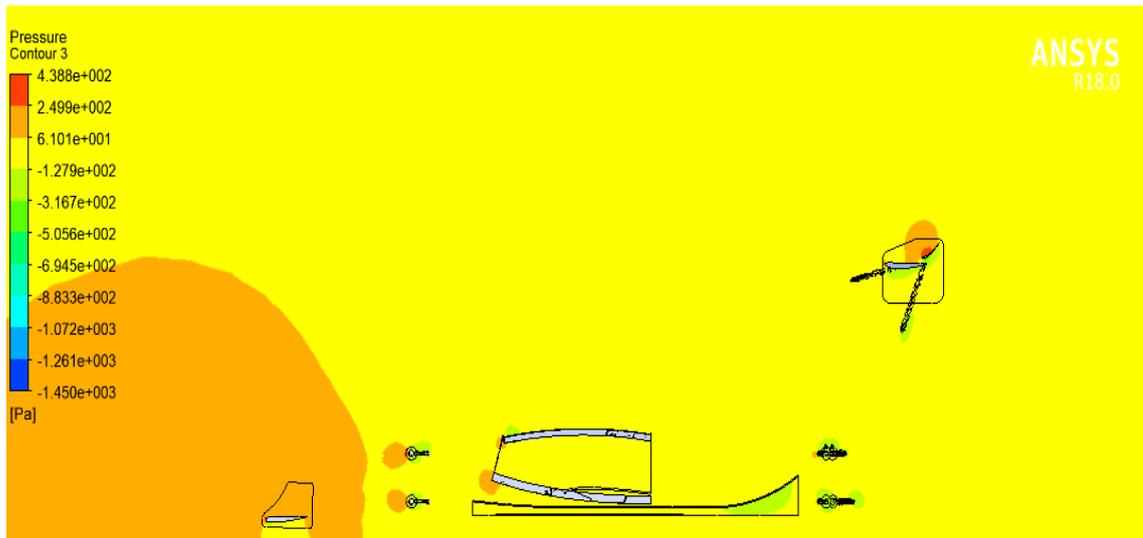


Gráfico 56-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

3.3.9.3 *Análisis de resultados de la Velocidad.*

En las líneas de flujo se puede observar que se genera turbulencia en la parte del centro del alerón posterior a razón de que el asiento se opone al flujo en esa parte.

La turbulencia genera una perdida considerable al avance o incremento de velocidad, debido a que los remolinos se generan en la zona del alerón posterior, y el flujo laminar se genera en la parte superior del alerón posterior, pero esta demasiado arriba para ser aprovechado por el alerón posterior como se observa en los siguientes graficos de la velocidad.

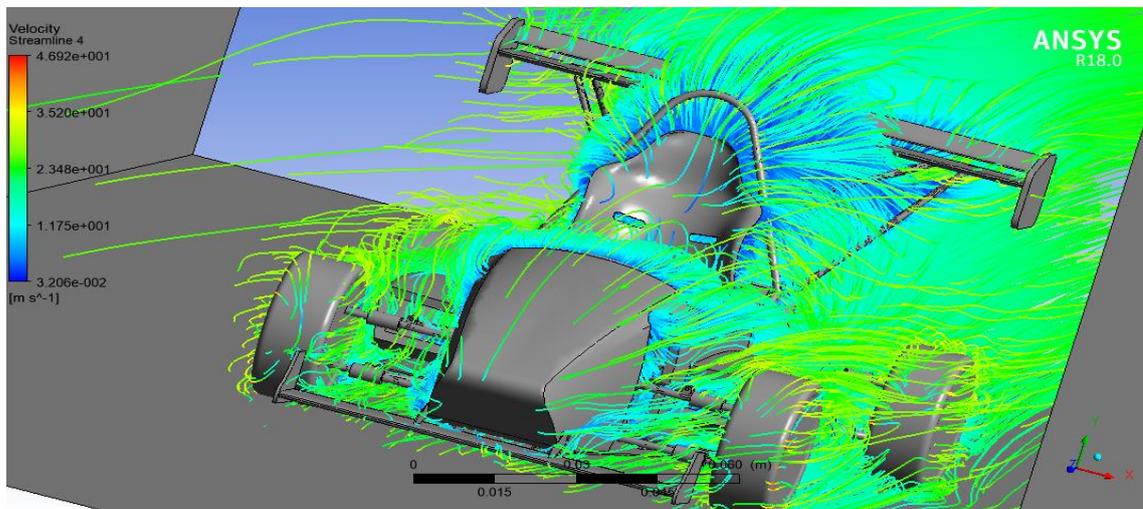


Gráfico 57-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D
 Realizado por: Autores

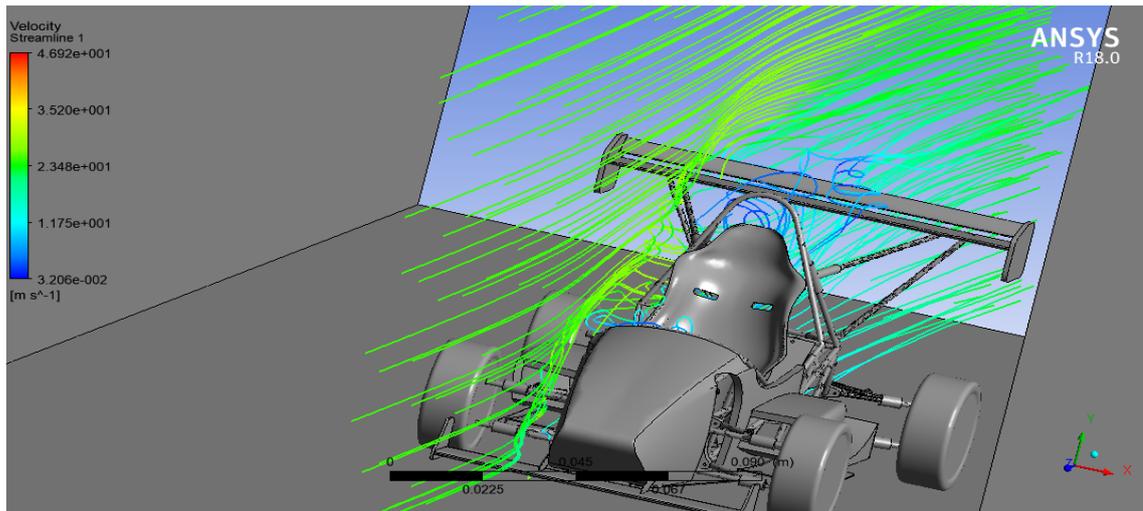


Gráfico 58-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

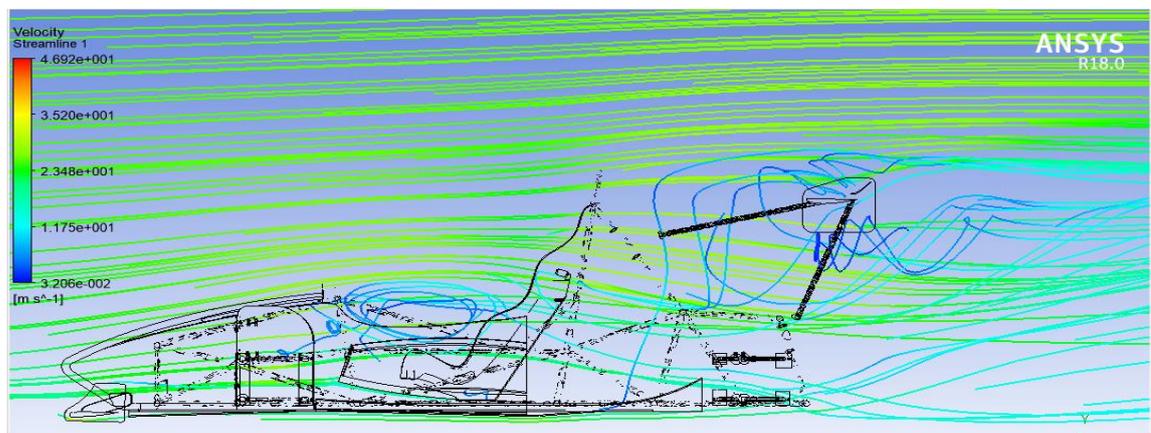


Gráfico 59-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

En los gráficos 60-3; 61-3, se observa que la velocidad máxima en el plano medio con un incremento de $23.48m/s$ a $35.20m/s$ muy por encima del alerón posterior.

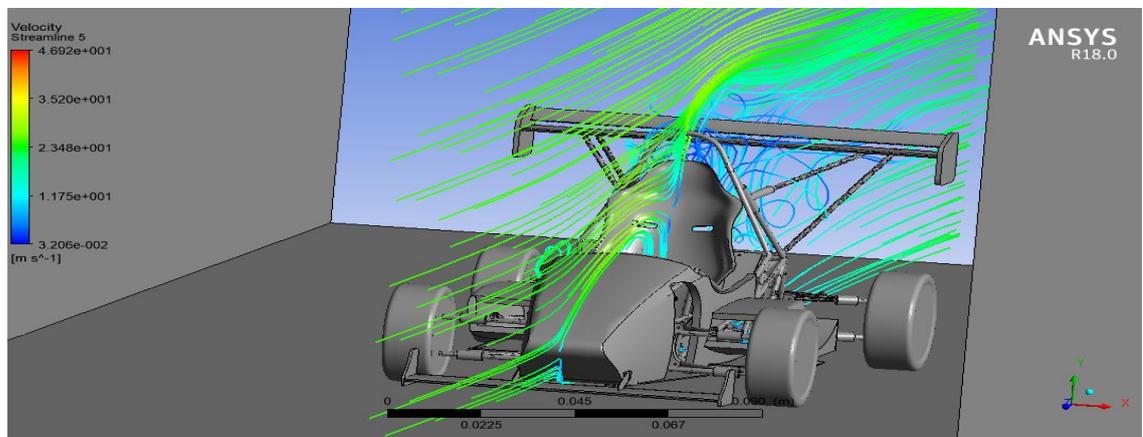


Gráfico 60-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

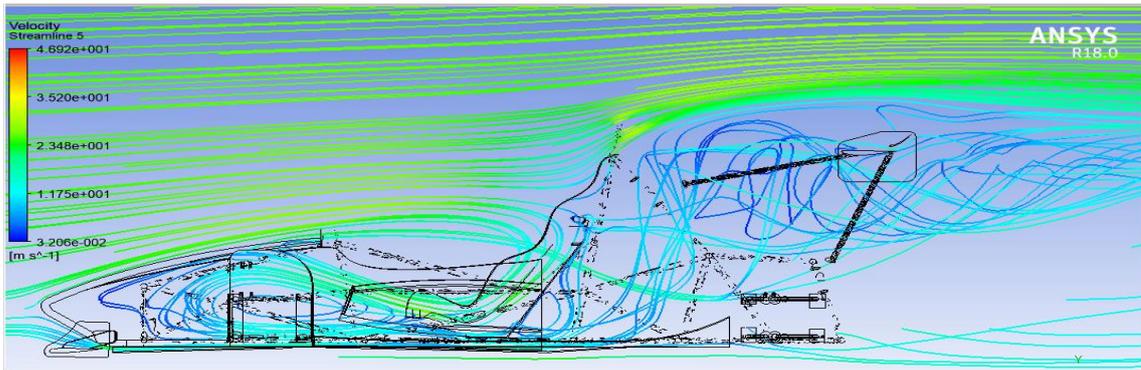


Gráfico 61-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

En los gráficos 62-3; 63-3, la velocidad máxima con un incremento de 23.48m/s a 35.20m/s con flujo laminar en la superficie superior del alerón posterior, y una velocidad máxima con incremento de 35.20m/s a 46.92m/s en la superficie inferior del alerón trasero.

Hubo un incremento de velocidad con el alerón abierto a 35° , debido a que hay menos resistencia al aire, esto permite un avance a la velocidad del vehículo.

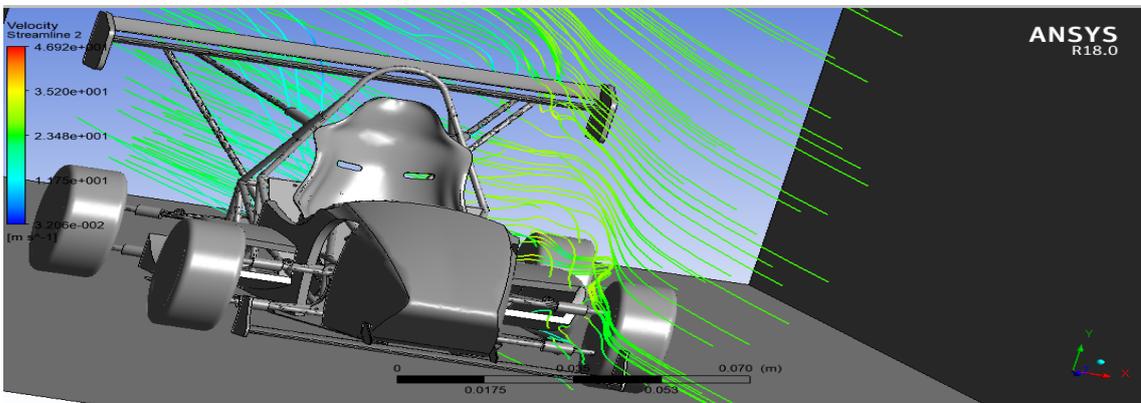


Gráfico 62-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

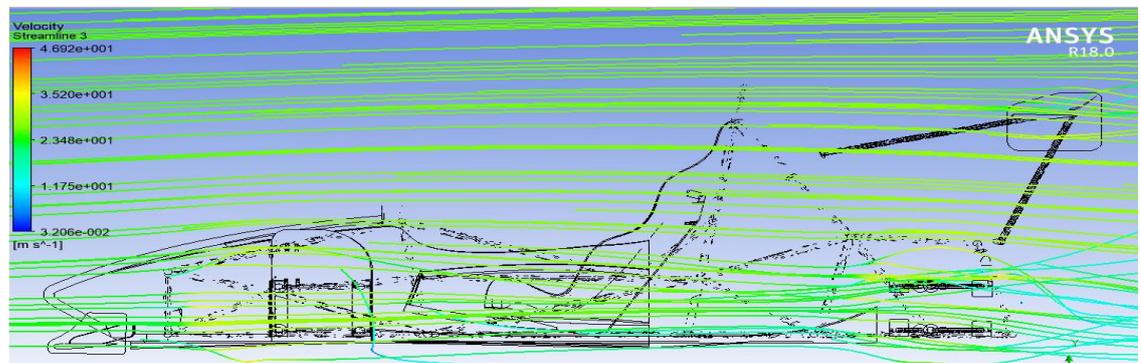


Gráfico 63-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

3.3.10 Análisis aerodinámico con un ángulo $\alpha = 15^\circ$ (flap abierto).

3.3.10.1 Mallado del prototipo con el flap abierto.

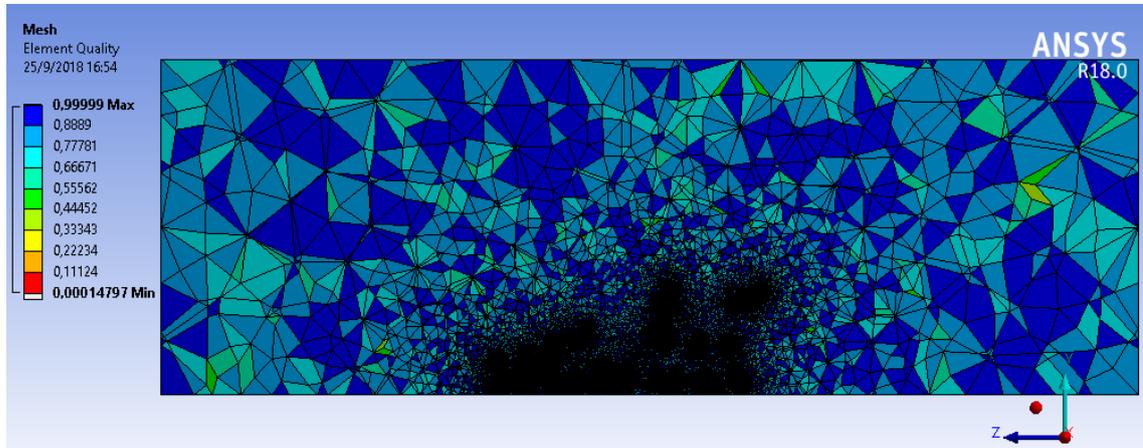


Gráfico 64-3: Calidad de la Malla
Realizado por: Autores

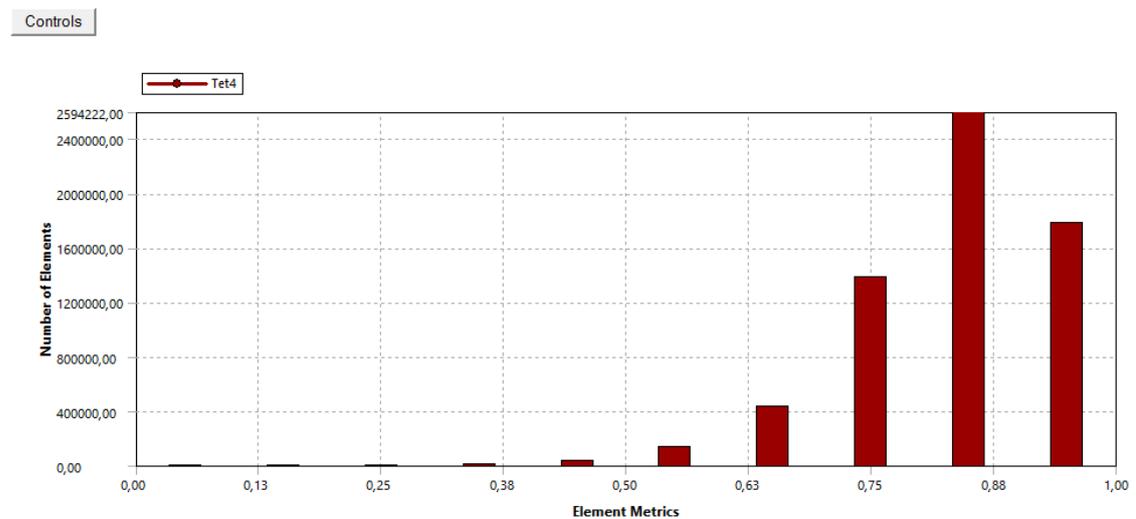


Gráfico 65-3: Diagrama de barras de calidad de los elementos (Mesh Metrics)
Realizado por: Autores

Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	1157668
<input type="checkbox"/> Elements	6366515
Mesh Metric	Element Quality
<input type="checkbox"/> Min	1,4797e-004
<input type="checkbox"/> Max	0,99999
<input type="checkbox"/> Average	0,83324
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,10173

Gráfico 66-3: Valores estadísticos de la calidad de malla
Realizado por: Autores

3.3.10.2 Análisis de resultados de la Presión.

Con el flap abierto a 15° la presión máxima en el alerón posterior es de 266.4 Pa disminuyendo la presión y aumentando el flujo del aire permitiendo que el auto aumente considerablemente la velocidad en líneas rectas sin perder el equilibrio.

En la zona media del alerón posterior la presión máxima es de 78.31 Pa , debido a que en esa zona del alerón el fluido no es laminar tal como se muestra en los siguientes gráficos de presión.

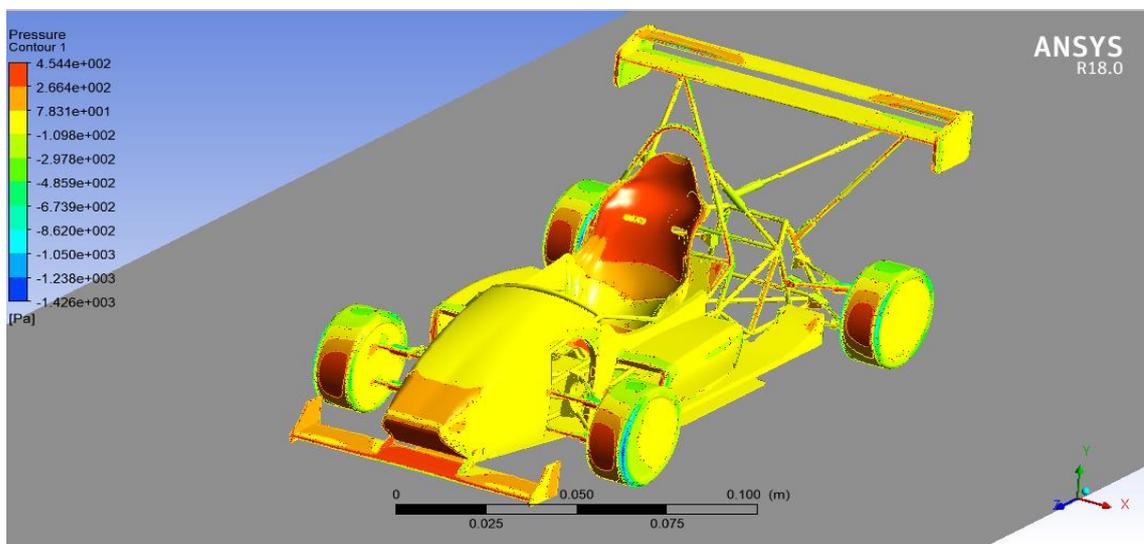


Gráfico 67-3: Contorno de Presión vista en 3D

Realizado por: Autores

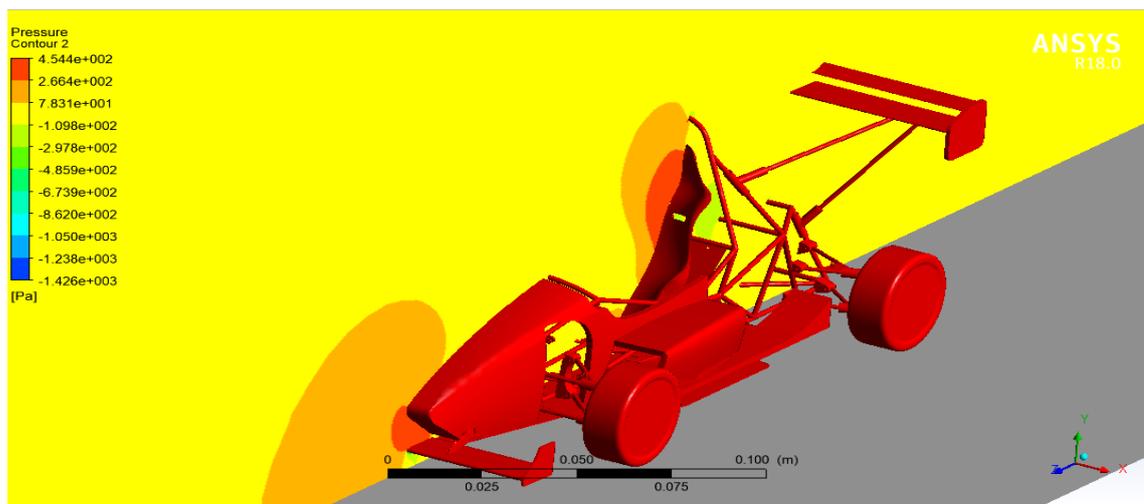


Gráfico 68-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D

Realizado por: Autores

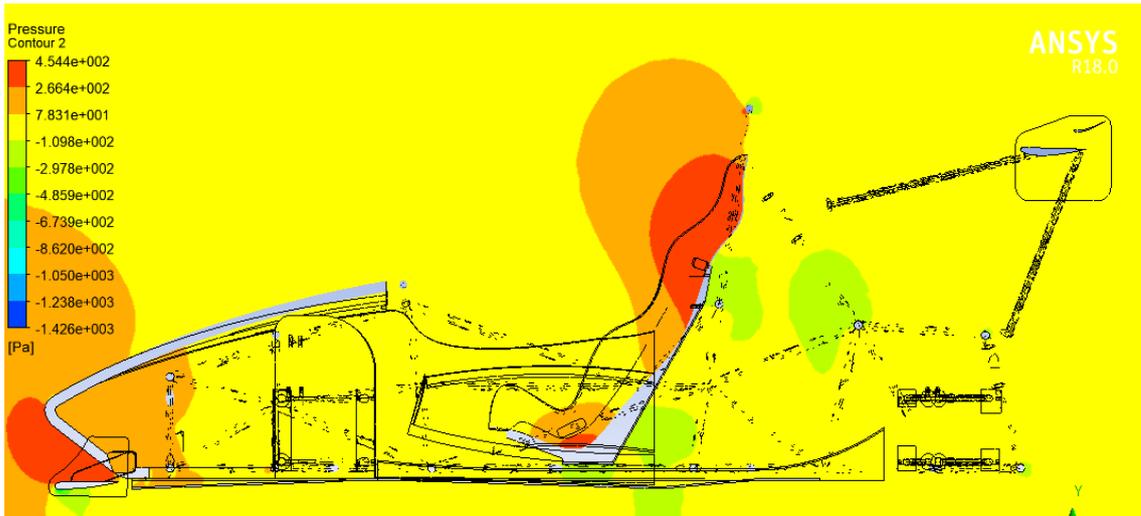


Gráfico 69-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

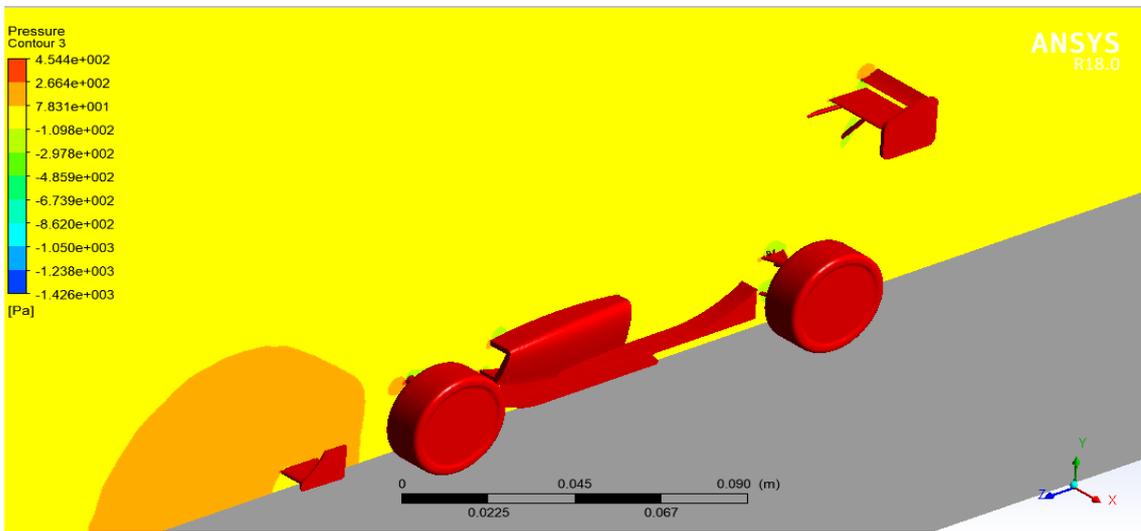


Gráfico 70-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

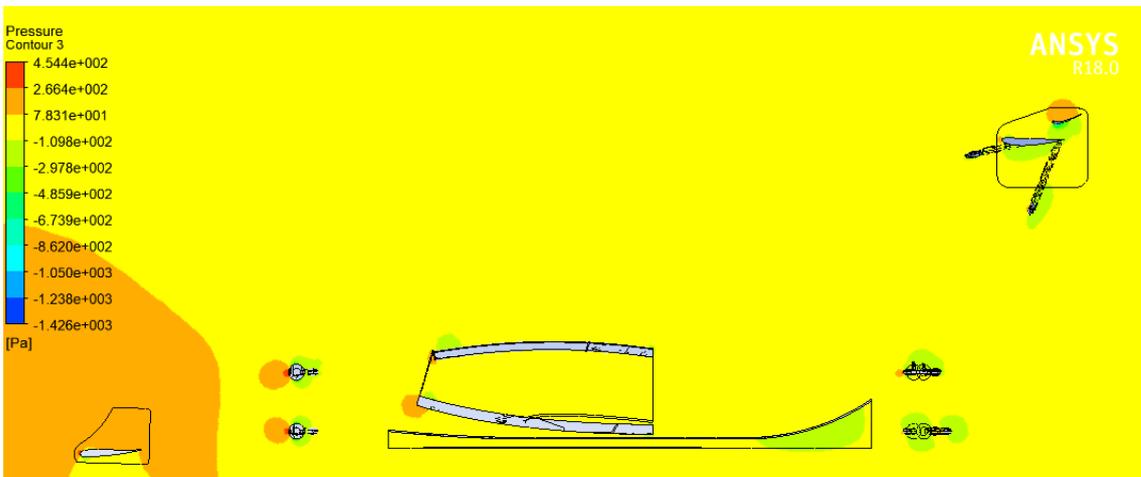


Gráfico 71-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

3.3.10.3 *Análisis de resultados de la velocidad.*

Con el flap abierto con un ángulo de 15° el fluido es un poco menos turbulento en la zona del medio del alerón posterior debido a que la abertura entre el flap y el alerón libera resistencias al aire, y esto permite que el fluido torne hacerse más laminar y menos turbulento tal como se muestra en los siguientes gráficos de velocidad.

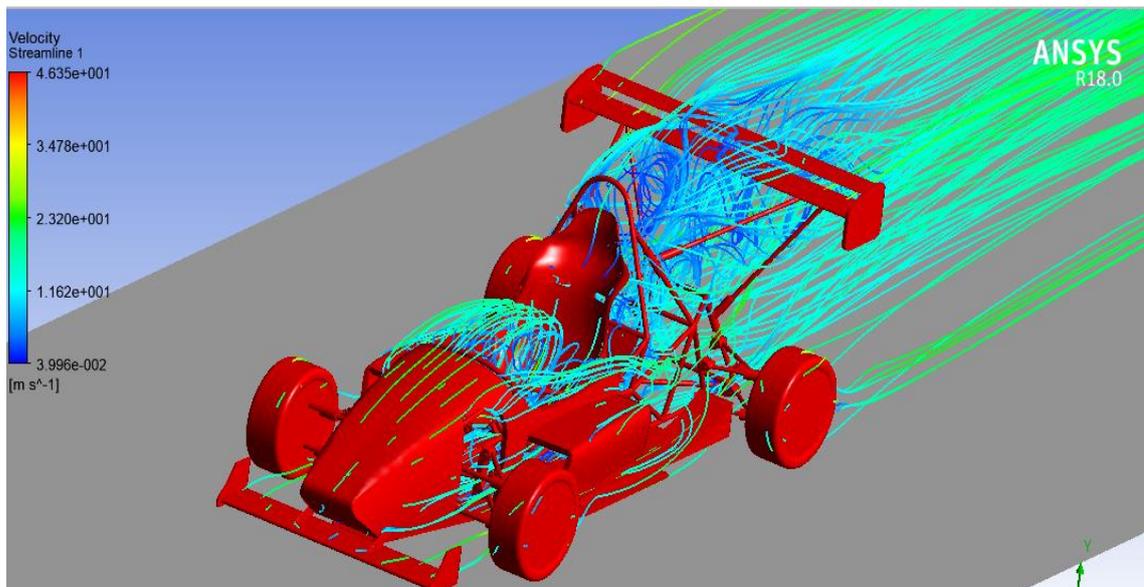


Gráfico 72-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D
Realizado por: Autores

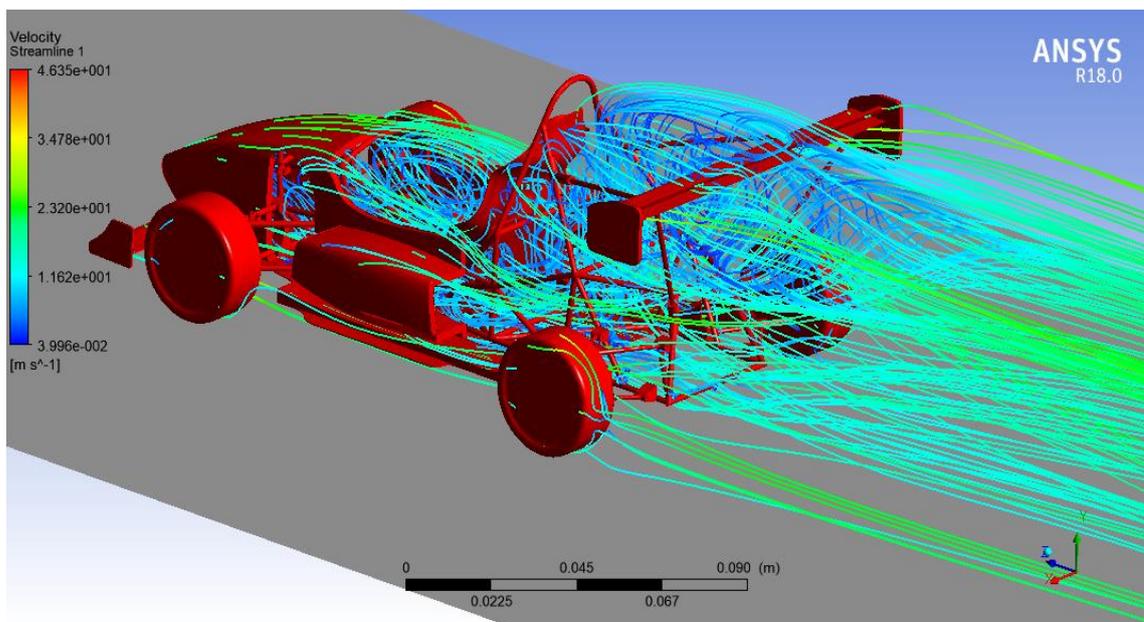


Gráfico 73-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D
Realizado por: Autores

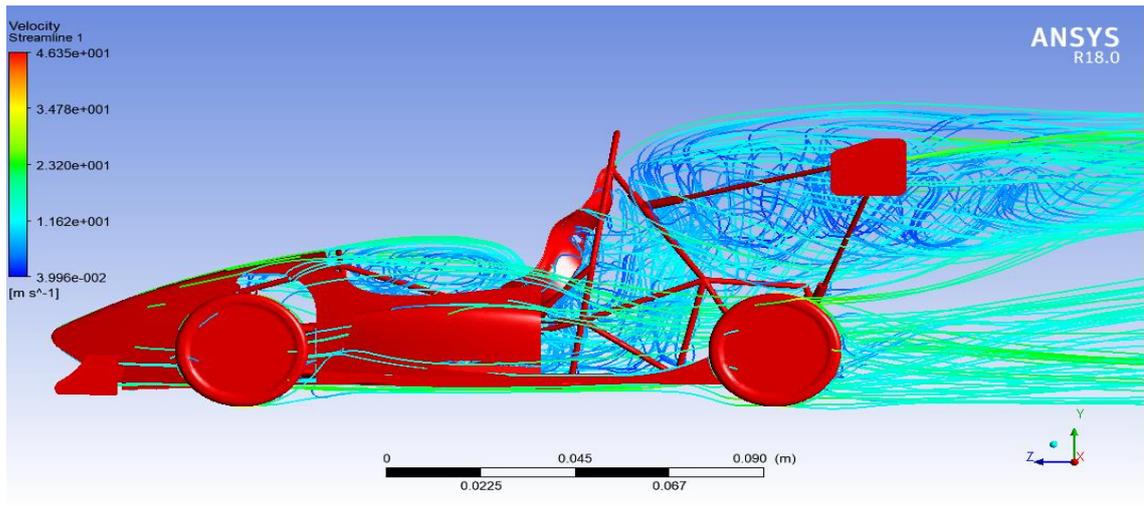


Gráfico 74-3: Líneas de flujo de velocidad, vista lateral
 Realizado por: Autores

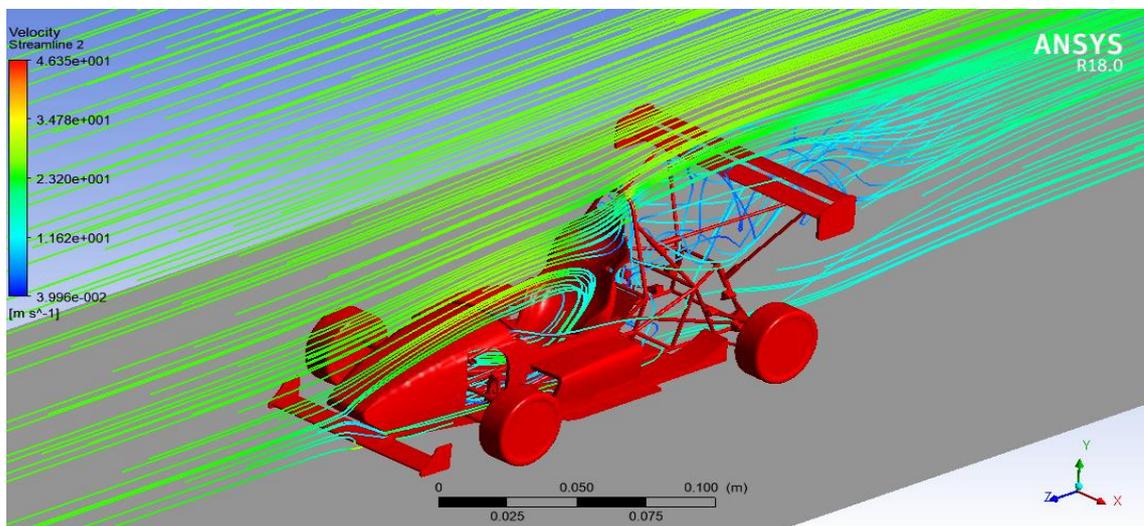


Gráfico 75-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

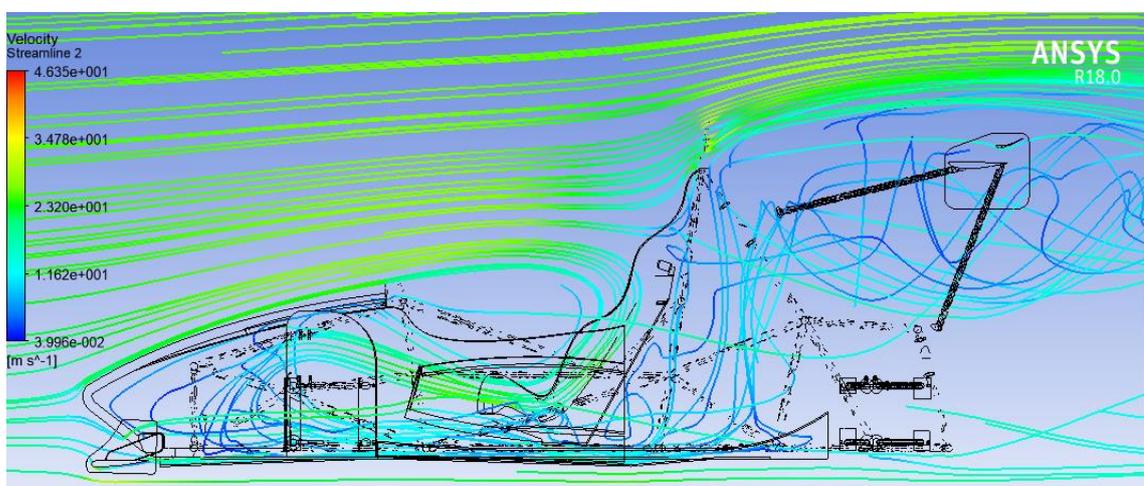


Gráfico 76-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

En los gráficos 77-3; 78-3, la velocidad máxima con un incremento de 23.20m/s a 34.78m/s con flujo laminar en la superficie superior del alerón y el flap posterior, y una velocidad máxima con incremento de 34.78m/s a 46.35m/s en la superficie inferior entre el alerón y el flap.

Hubo un incremento de velocidad con el alerón abierto a 15° , debido a que hay menos resistencia al aire, y una disminución de presión debido a esto la velocidad aumenta considerablemente.

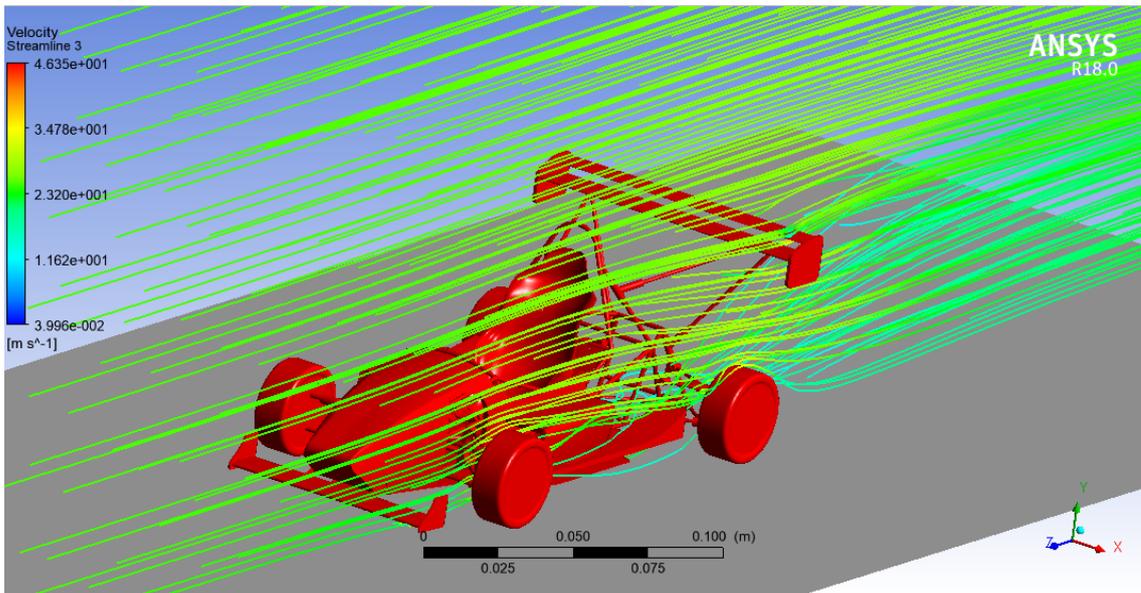


Gráfico 77-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
Realizado por: Autores

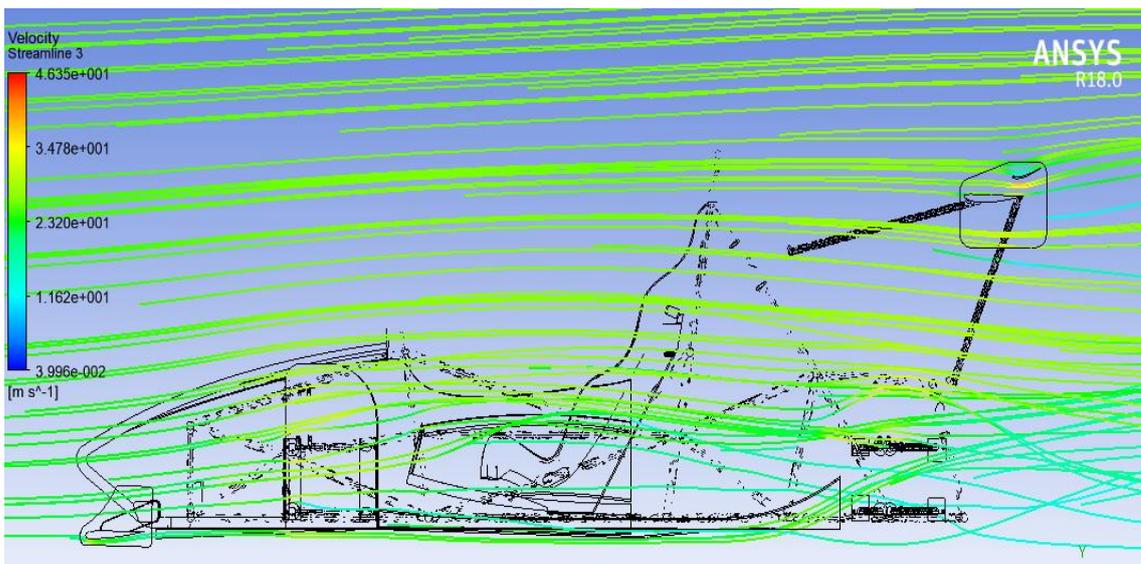


Gráfico 78-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
Realizado por: Autores

3.3.10.4 Resultados obtenidos en el software CFD a α 15°.

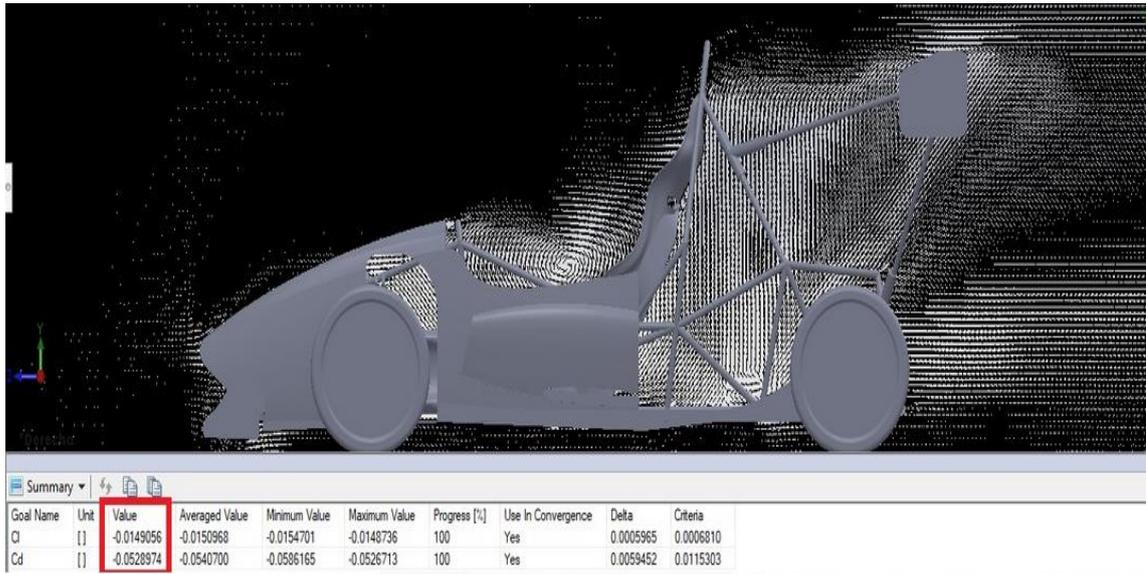


Gráfico 79-3: Coeficientes aerodinámicos a α 15°.

Realizado por: Autores

Tabla 16-3. Resultados obtenidos a α 15°.

Velocidad	CL	CD	FL	FD	Eficiencia
25 m/s	0.014905	0.052897	0.02642	0.09365	0.281774

Realizado por: Autores

Fuente: Autores

3.3.11 Análisis aerodinámico a escala real sin alerón posterior

3.3.11.1. Análisis de resultados de la velocidad.

En el análisis aerodinámico sin alerón, existe un máximo de velocidad de 18.927 m/s a 25.235 m/s en la parte frontal superior e inferior del vehículo, tal como se muestra en los gráficos.

Existe turbulencia en el plano medio del vehículo, esto debido a que en esa zona está ubicado el asiento del piloto ocasionando así una gran resistencia, reduciendo la velocidad del aire de 15.772 m/s a 12.618 m/s, y flujo laminar en los costados debido a que no hay elementos que ocasionen demasiada turbulencia o se opongan al flujo del aire ocasionando resistencia al avance.

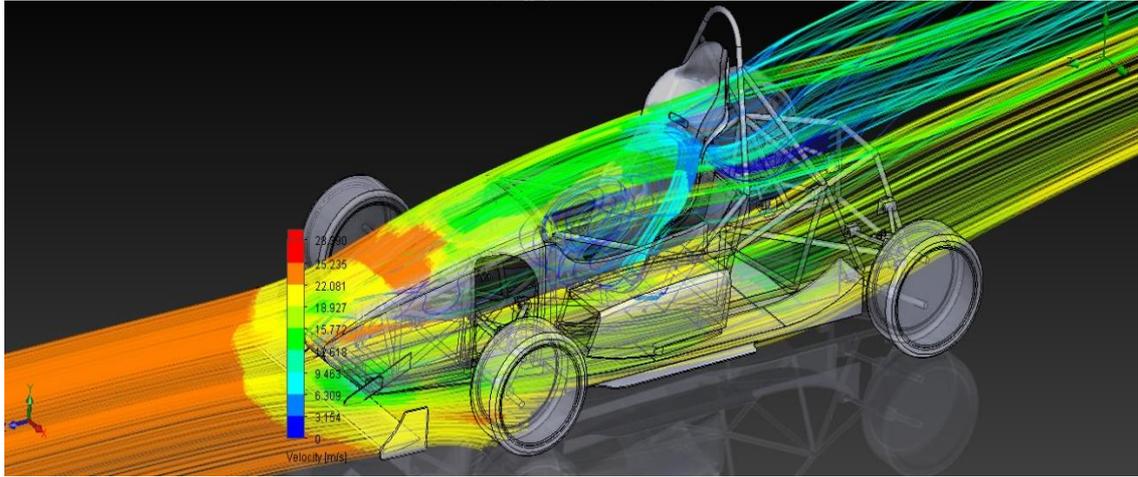


Gráfico 80-3: Líneas de flujo de velocidad, vista 3D
 Realizado por: Autores

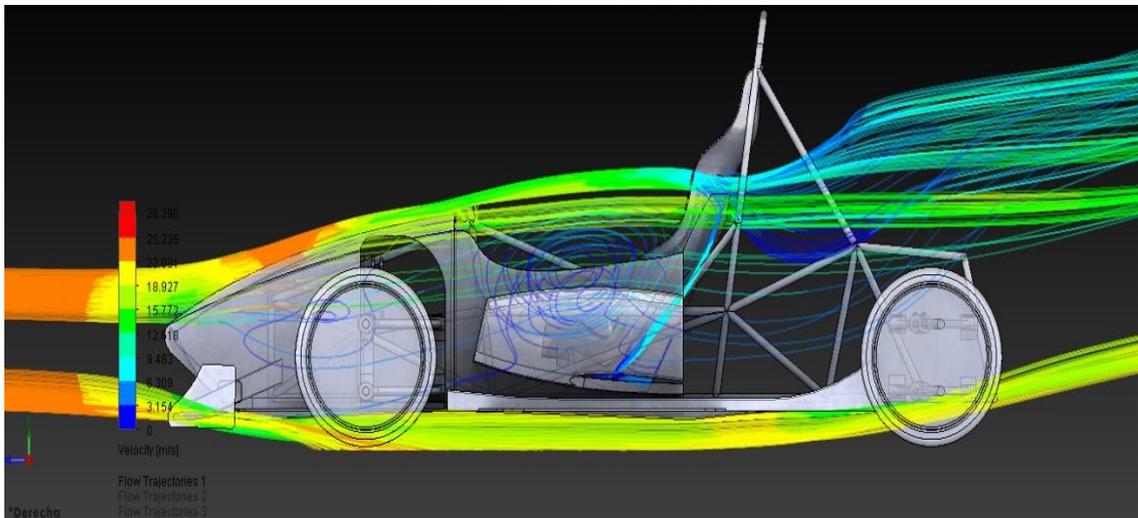


Gráfico 81-3: Líneas de flujo de velocidad, vista 2D
 Realizado por: Autores

En la parte frontal existe una velocidad de 19.927 m/s a 22.081 m/s.

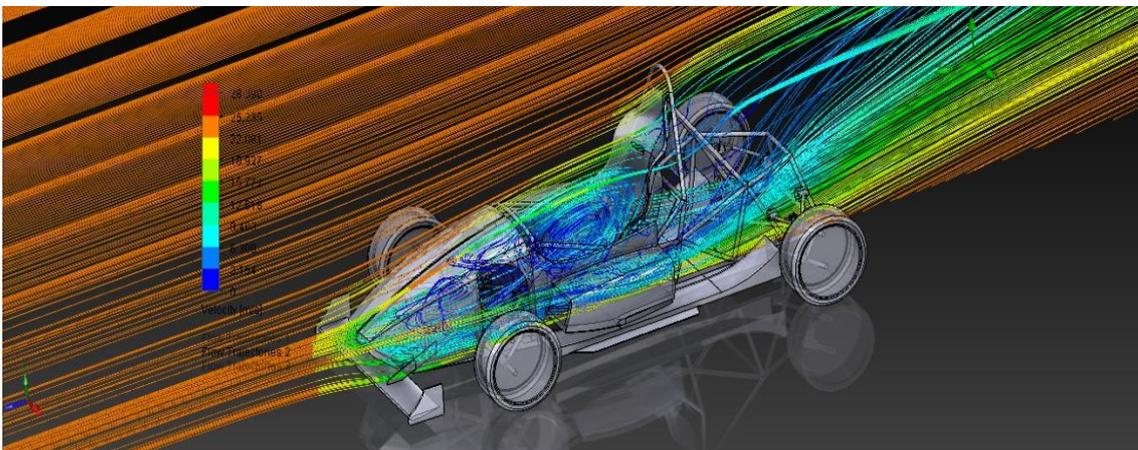


Gráfico 82-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

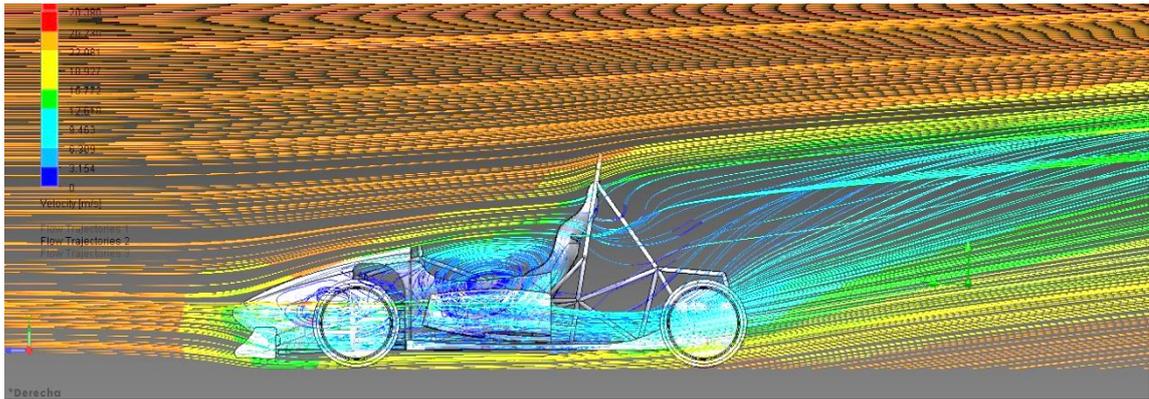


Gráfico 83-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

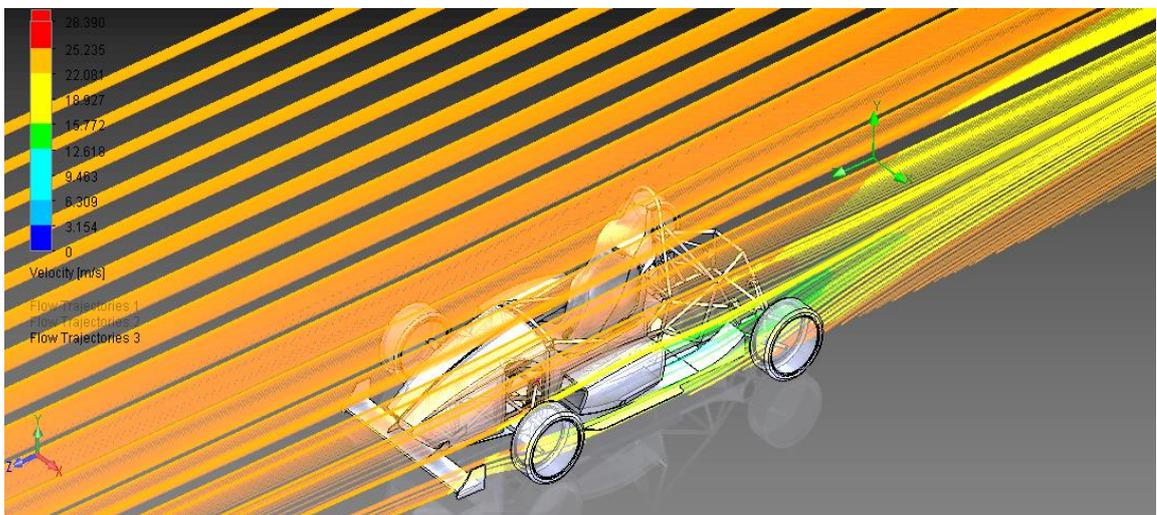


Gráfico 84-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

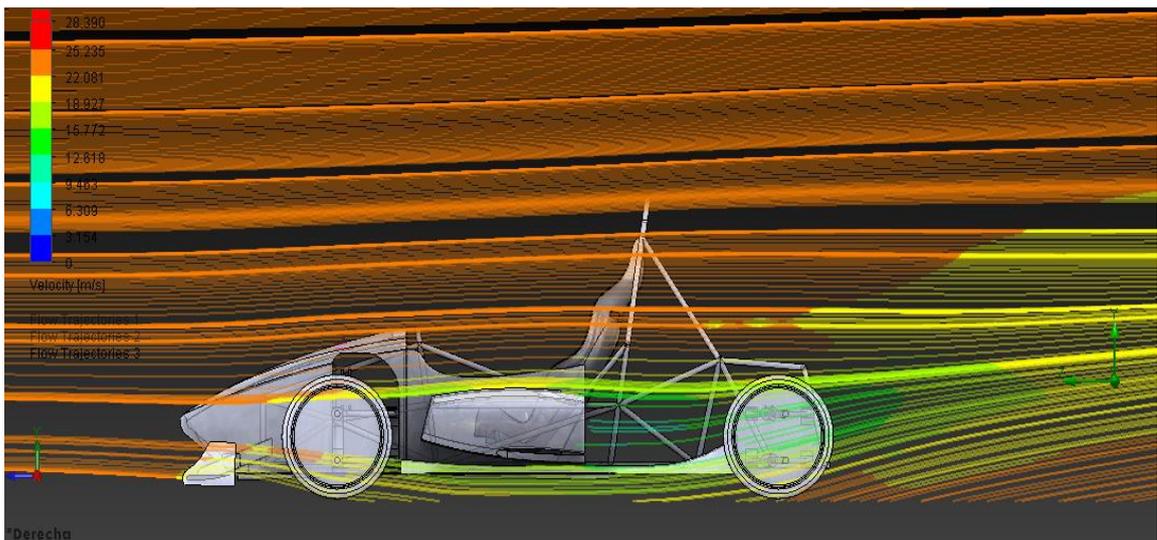


Gráfico 85-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

3.3.11.2. Análisis de resultados de presión.

En la parte frontal y en la zona del asiento se generan presiones constantes de 101084.34 Pa, esto ocurre en dichas zonas la velocidad es menor debido a esto las presiones son mayores en esta zona, tal como se muestra en los gráficos.

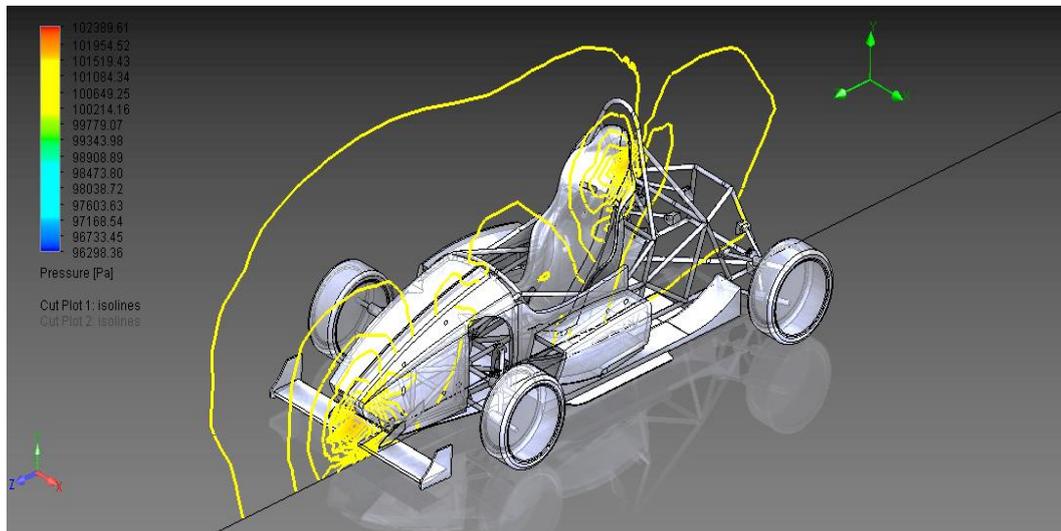


Gráfico 86-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
Realizado por: Autores

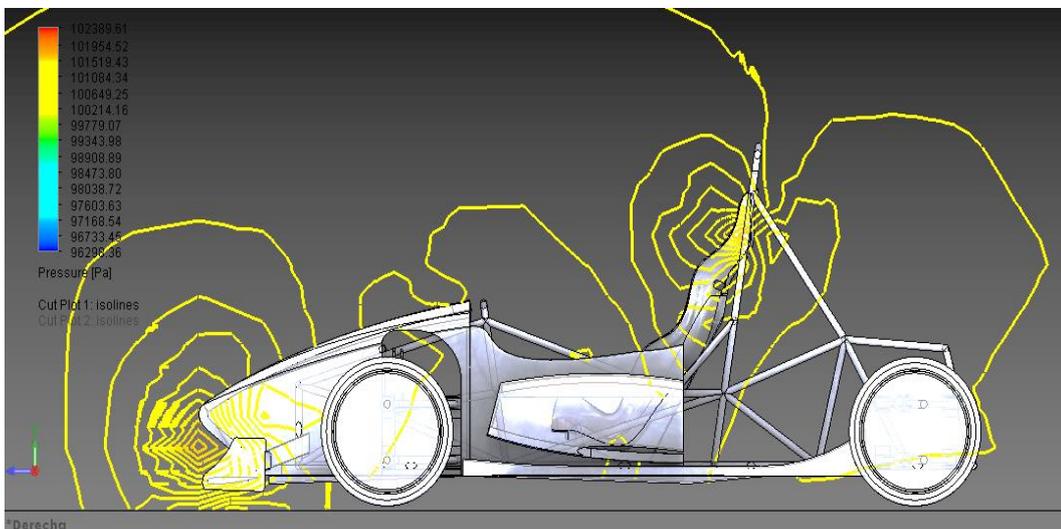


Gráfico 87-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
Realizado por: Autores

En un plano fuera del área del asiento existe presión de 101084.34 Pa, pero dicha presión es irregular o no está concentrada en una sola área debido a que el flujo es laminar y no existen bajas velocidades tal como se muestra en los gráficos.

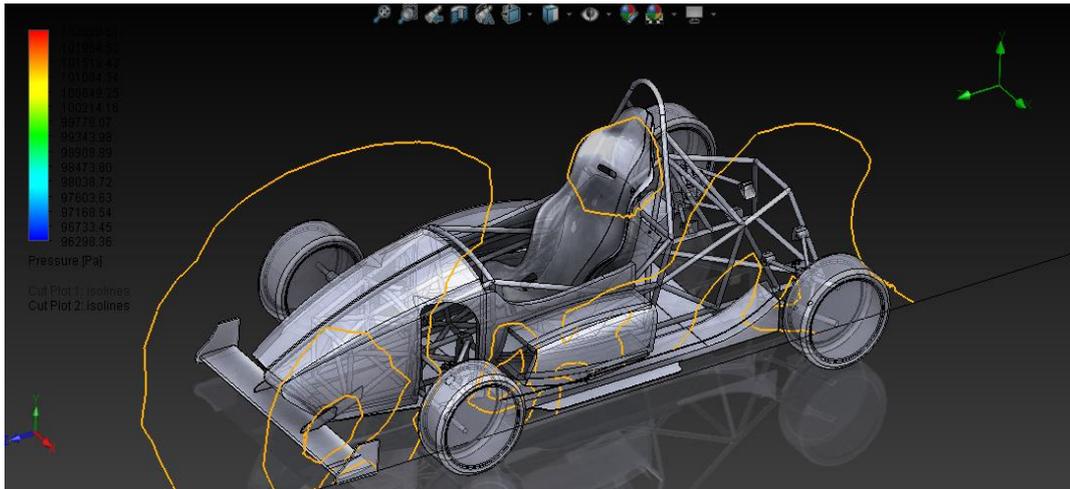


Gráfico 88-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
Realizado por: Autores

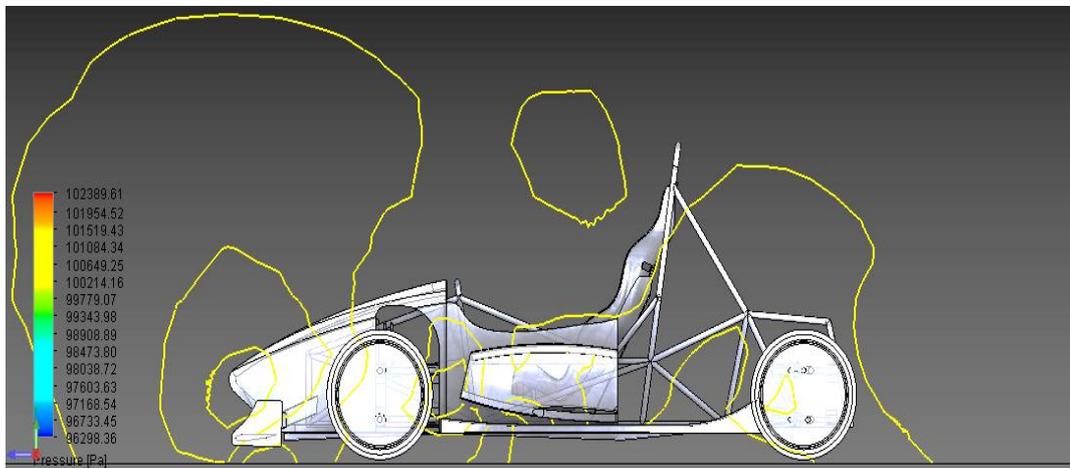


Gráfico 89-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
Realizado por: Autores

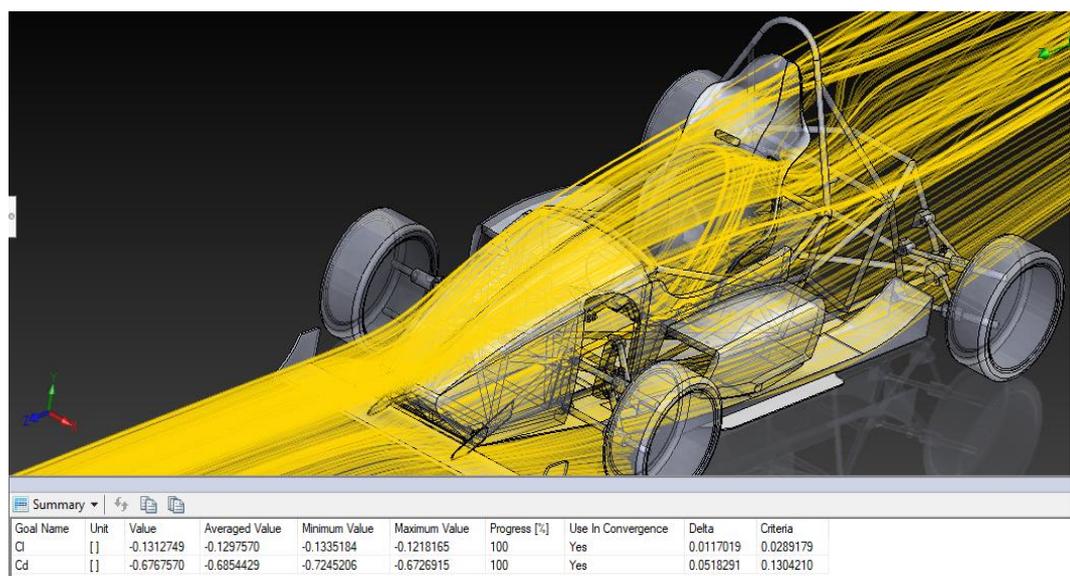


Gráfico 90-3: Coeficientes de sustentación (Cl) y de arrastre (Cd) sin alerón
Realizado por: Autores

3.3.12 Análisis aerodinámico a escala real (flap cerrado $\alpha = 55^\circ$)

3.3.12.1 Análisis de resultados de la velocidad.

Una vez que se cierra la abertura entre el flap y el alerón, se genera más resistencia al aire, por lo tanto genera más carga aerodinámica logrando que los neumáticos se adhieran más al piso.

La velocidad de aire disminuye de 25.235 m/s a 18.827 m/s, debido a que el aire entra en contacto directo con la superficie del flap tal como se muestra en los gráficos.

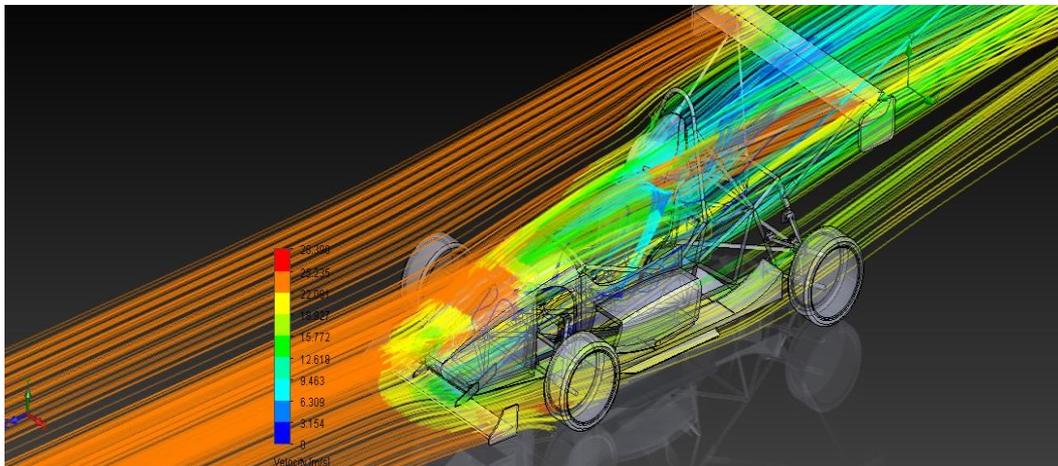


Gráfico 91-3: Líneas de flujo de velocidad, vista en 3D
Realizado por: Autores

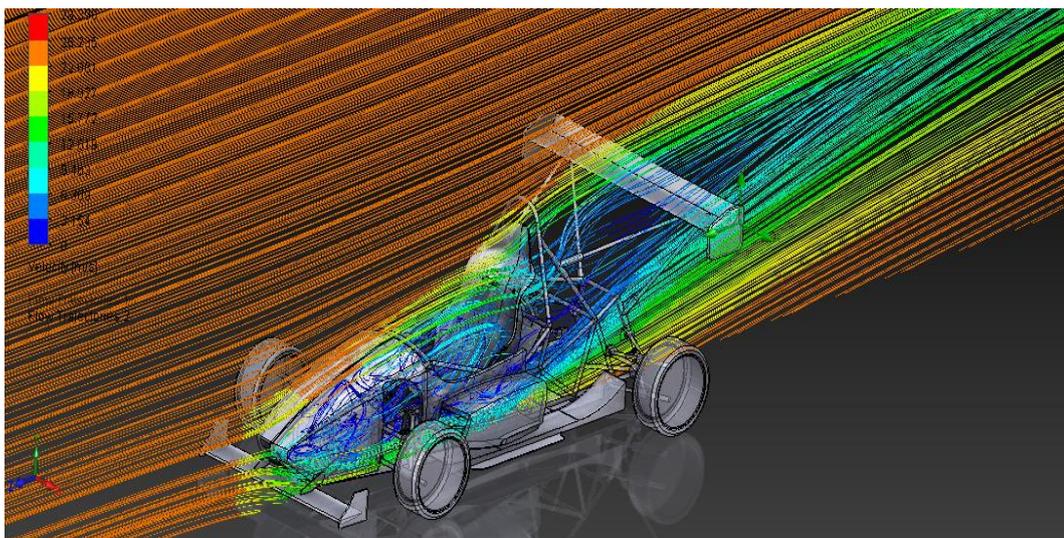


Gráfico 92-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
Realizado por: Autores

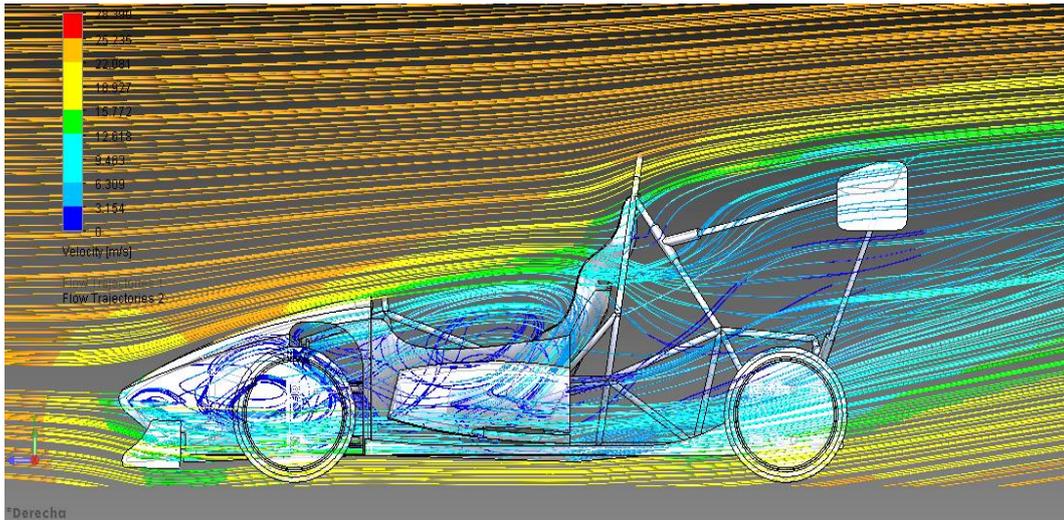


Gráfico 93-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

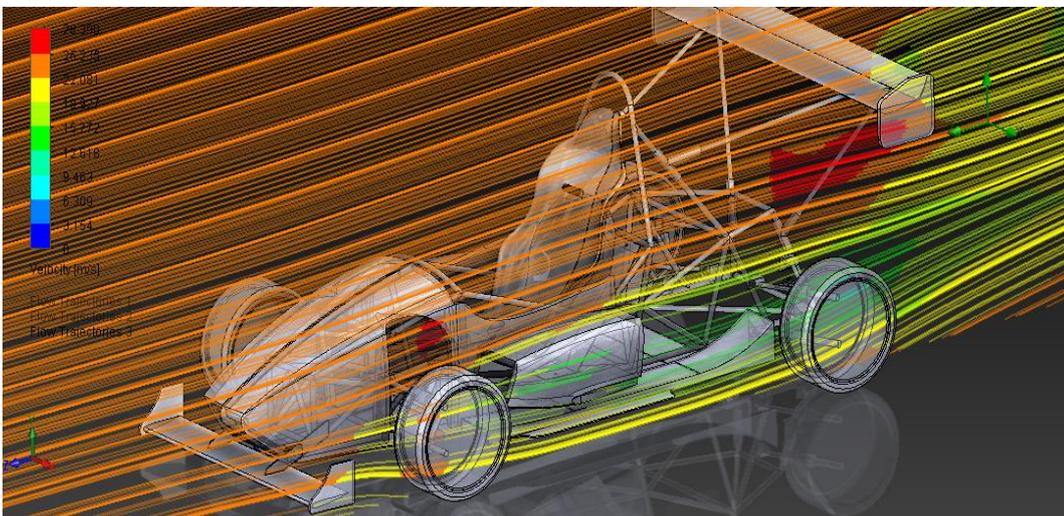


Gráfico 94-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

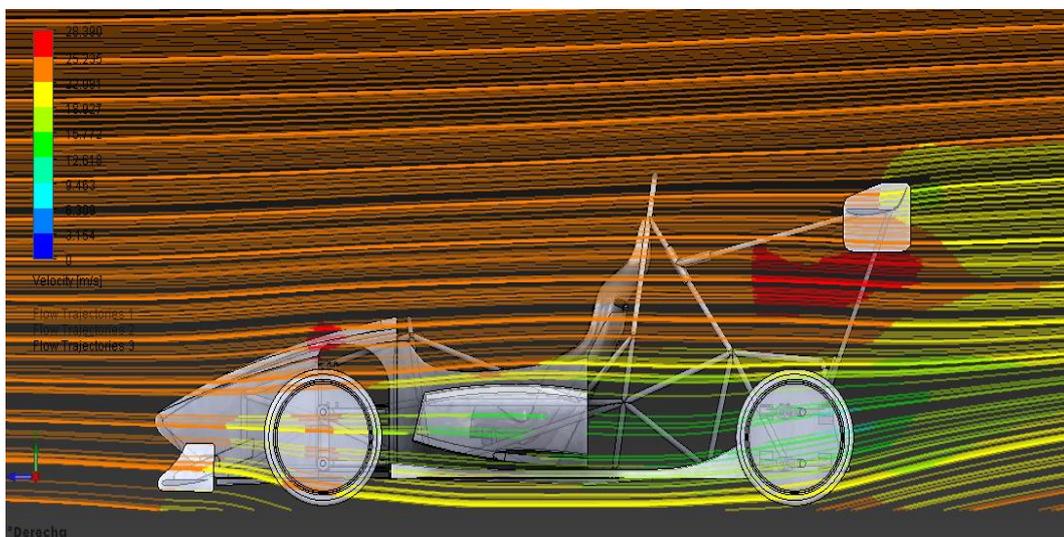


Gráfico 95-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

3.3.12.2 Análisis de resultados de la presión.

Existe un aumento de presión en la zona delantera y del asiento de 101954.52 Pa tal como se muestra en los gráficos.

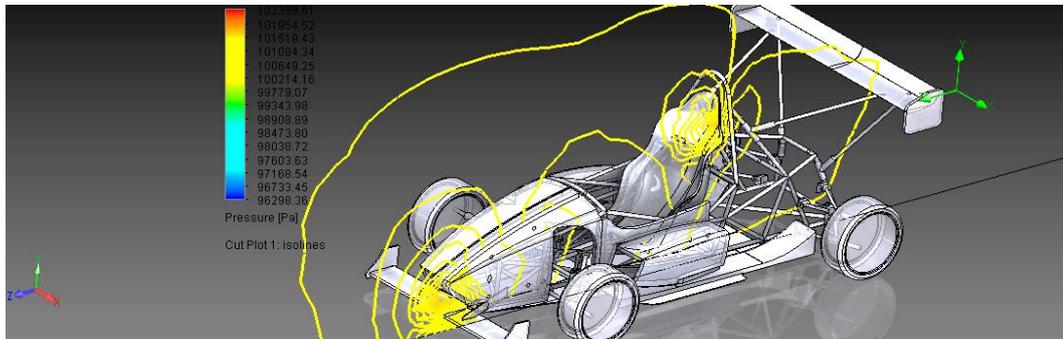


Gráfico 96-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
Realizado por: Autores

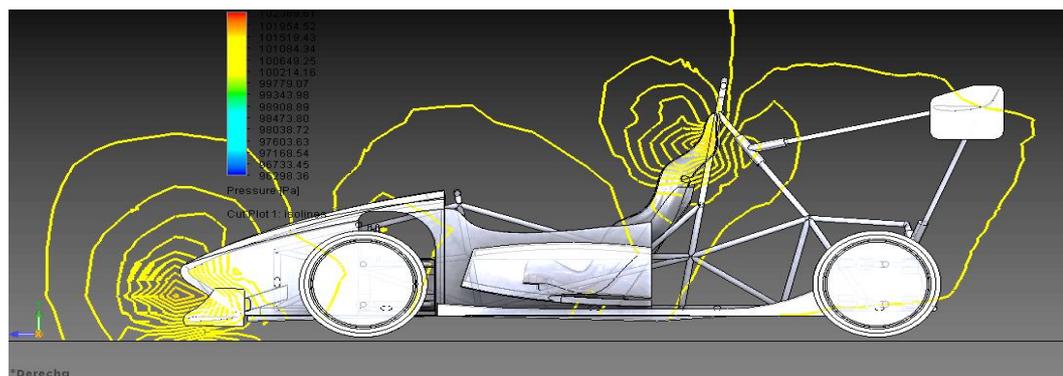


Gráfico 97-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
Realizado por: Autores

Fuera de la zona del asiento se generen presiones constantes en la parte frontal y la zona del alerón y el flap de 101954.52 Pa.

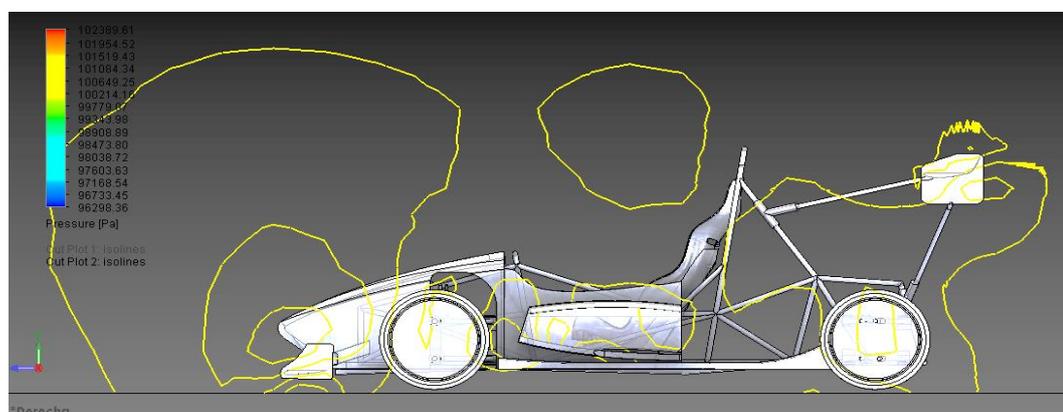


Gráfico 98-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
Realizado por: Autores

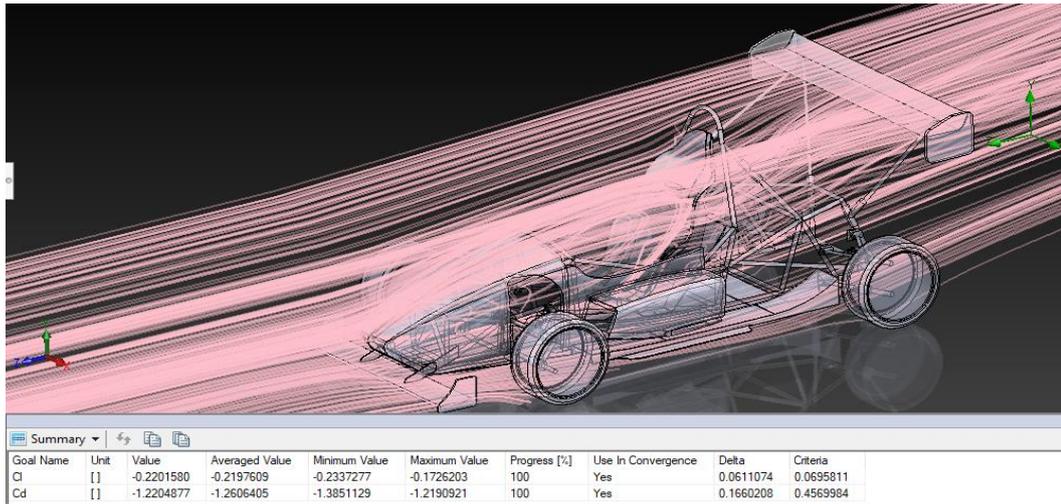


Gráfico 99-3: Coeficientes de sustentación (Cl) y de arrastre (Cd) con flap cerrado
Realizado por: Autores

3.3.13 Análisis aerodinámico a escala real (flap Abierto $\alpha = 15^\circ$)

3.3.13.1 Análisis de resultados de la velocidad.

Una vez que se coloca el alerón posterior, se aprovecha el flujo de aire para generar carga aerodinámica y de esta forma lograr que los neumáticos traseros se adhieran al piso generando estabilidad al vehículo Formula SAE.

Todo el conjunto del alerón no tiene contacto con el aire, debido a la turbulencia ocasionada por el asiento, en las partes laterales del alerón el aire toca la superficies a una velocidad de 25.568 m/s una vez que el aire entra en contacto con el flap la velocidad disminuye a 22.832 m/s esto debido a la resistencia del flap generando así carga aerodinámica en la parte posterior del formula SAE, tal como se muestra en los gráficos.

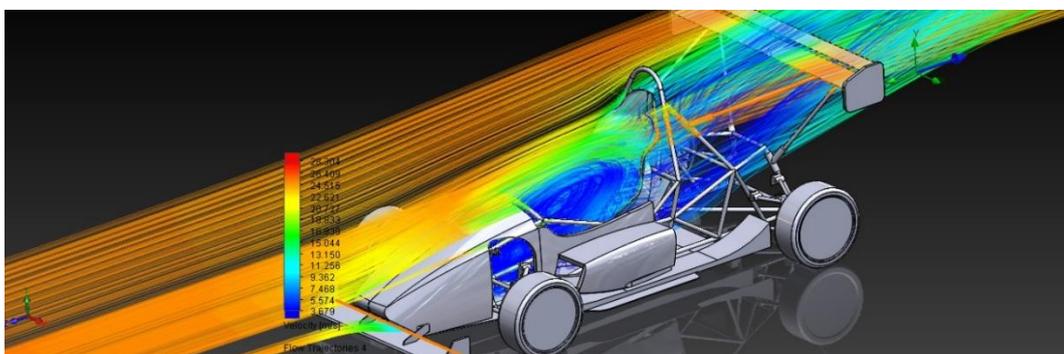


Gráfico 100-3: Líneas de flujo de velocidad, vista 3D
Realizado por: Autores

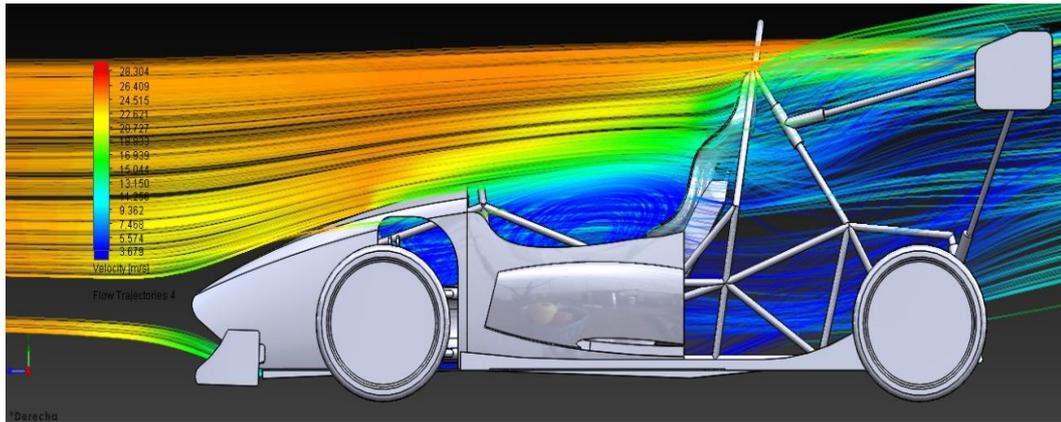


Gráfico 101-3: Líneas de flujo de velocidad, vista lateral
Realizado por: Autores

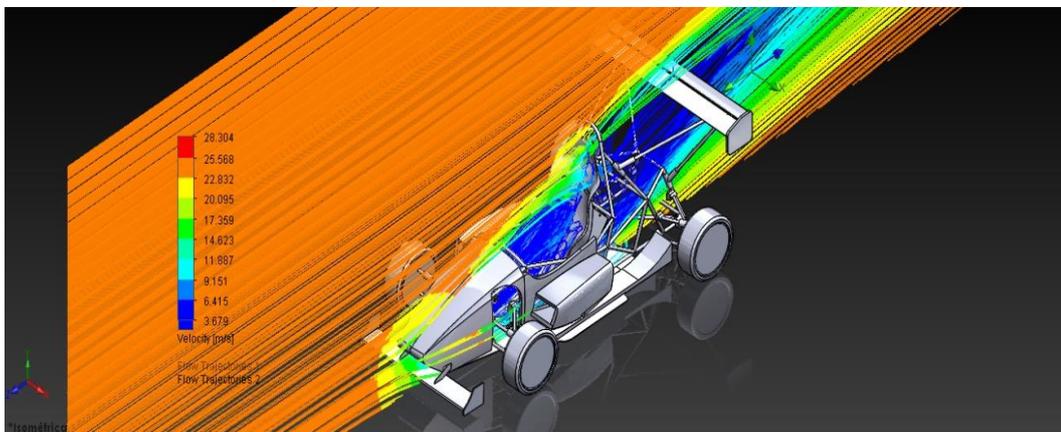


Gráfico 102-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 3D
Realizado por: Autores

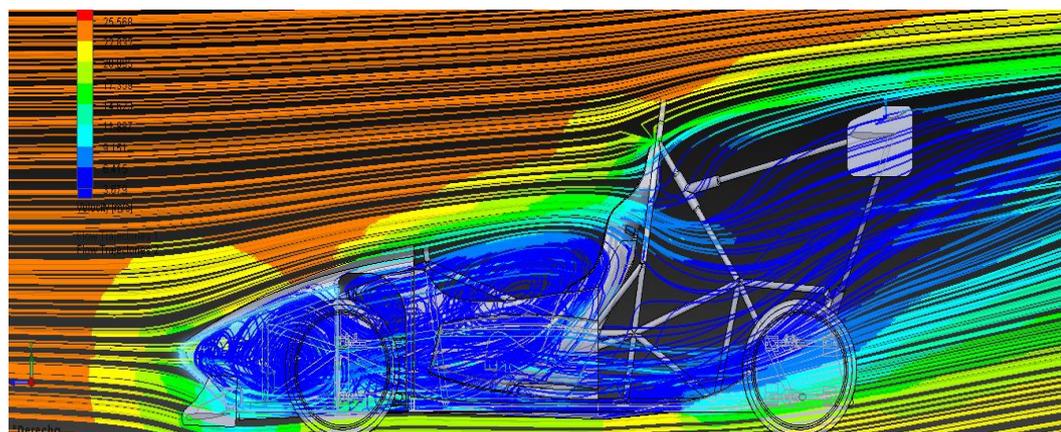


Gráfico 103-3: Líneas de flujo de velocidad en el plano YZ, vista en 2D
Realizado por: Autores

3.3.13.2 Análisis de resultados de la Presión.

Existe un aumento de presión en la parte frontal, en la zona delantera y del asiento, de 101613.53 Pa a 101738.63 Pa como se muestra en los gráficos.

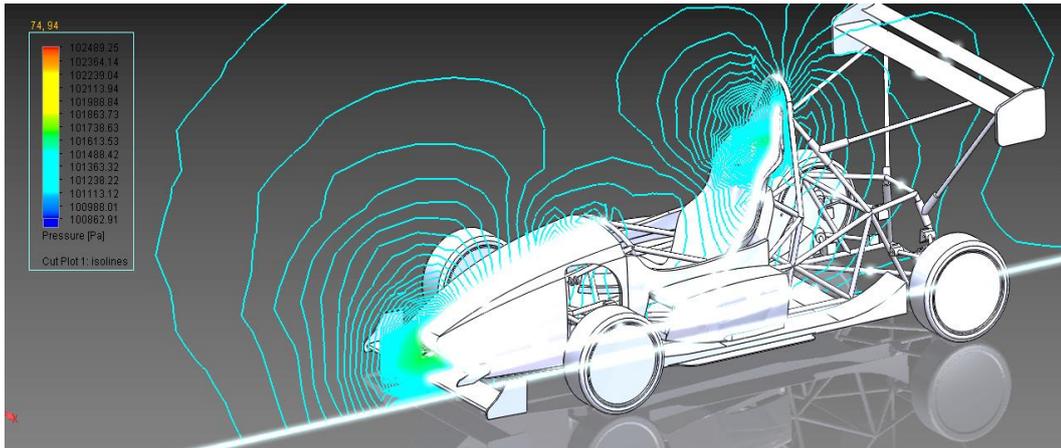


Gráfico 104-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

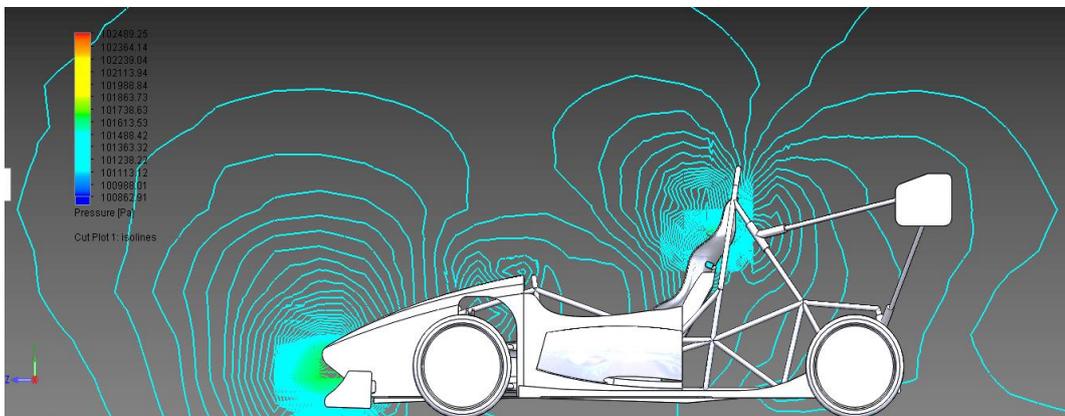


Gráfico 105-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
 Realizado por: Autores

Fuera de la zona del asiento se generen presiones constantes en la parte frontal y la zona del alerón y el flap de 101613.53 Pa.

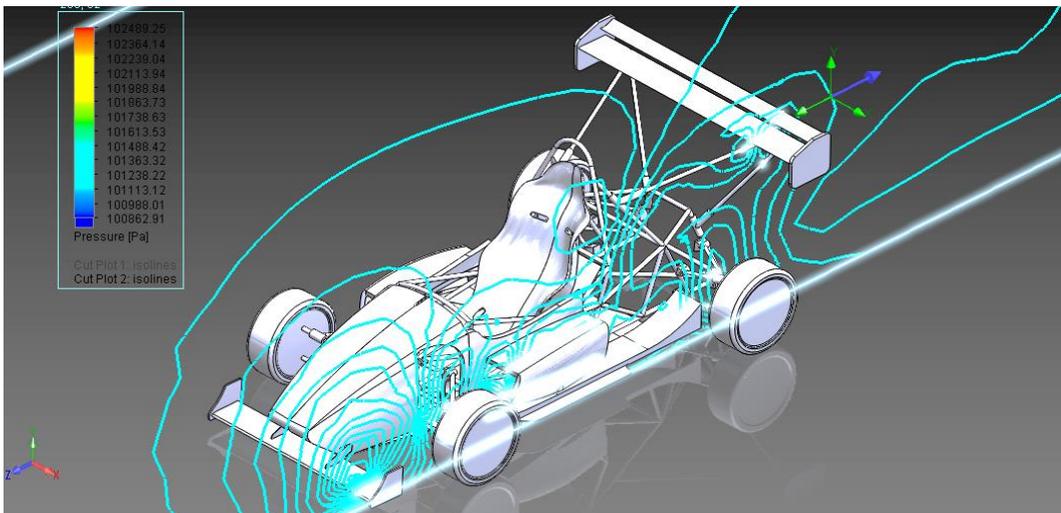


Gráfico 106-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 3D
 Realizado por: Autores

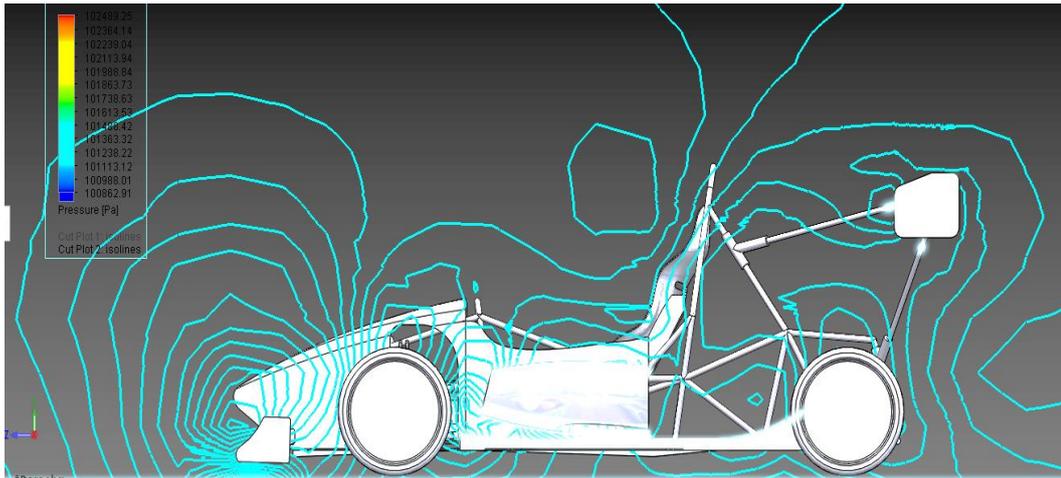


Gráfico 107-3: Contornos de presión en el plano YZ, vista en 2D
Realizado por: Autores

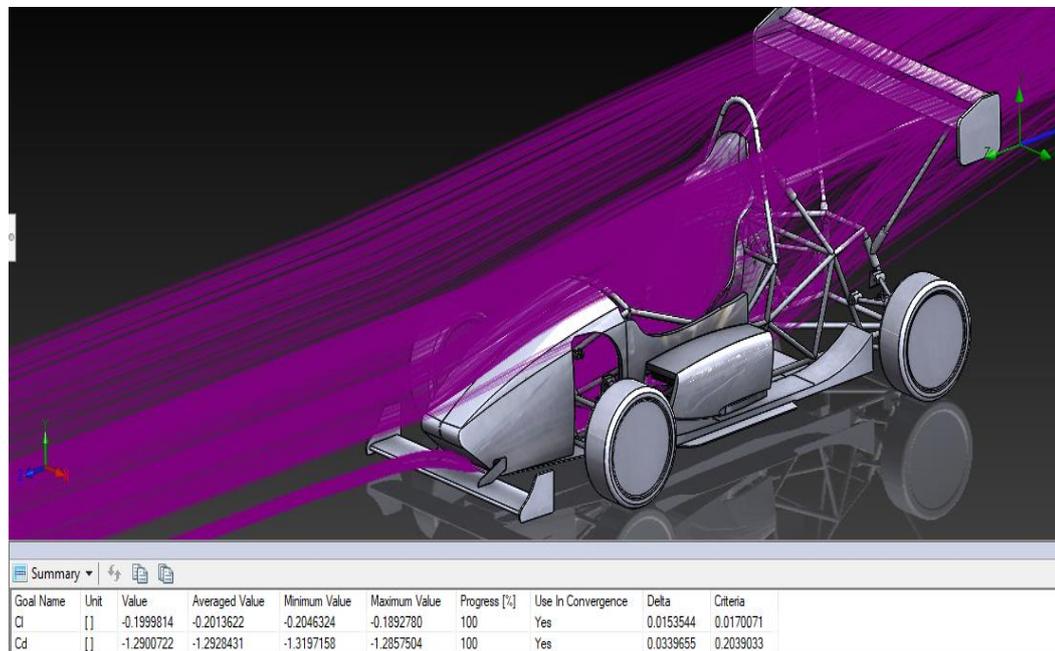


Gráfico 108-3: Coeficientes de sustentación (Cl) y de arrastre (Cd) con flap abierto
Realizado por: Autores

En la tabla 17-3 se observa que el elemento aerodinámico, tuvo una influencia significativa en los coeficientes aerodinámicos de sustentación y arrastre, por lo tanto, el prototipo con alerón despliega mejoras en sus condiciones aerodinámicas.

Tabla 17-3 Valores de CL y CD con y sin alerón posterior.

CONFIGURACION	CL	CD
Sin alerón	0.1312	0.676
Con alerón (abierto)	0.1999	1.090
Con alerón (cerrado)	0.2201	1.220

Realizado por: Autores
Fuente: Autores

3.4 Análisis en el túnel de viento.

Al terminar el análisis aerodinámico del prototipo FSAE en el software CFD obteniendo los valores de los coeficientes de sustentación y de arrastre, se construye la maqueta del prototipo para realizar el estudio aerodinámico en el túnel del viento de la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo y así comparar los resultados con los coeficientes ya obtenidos.

3.4.1 Fabricación de la maqueta.

El estudio aerodinámico se realizó en el túnel de viento de la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo, lo cual para la fabricación de la maqueta del prototipo se debe tener en cuenta la escala que contiene dicho túnel de viento.

Con la ayuda del software SolidWorks se modificó toda la geometría del prototipo a una escala 1:16 siendo el tamaño ideal para el estudio en el túnel, posteriormente se guardó el archivo en un formato “. stl” para su respectiva impresión 3D.

El método que se utilizó para la impresión 3D consiste en el sistema de impresión por adición, que es la tecnología más utilizada en el ámbito educativo para la creación de prototipos. La impresión 3D es creada mediante la superposición de capas sucesivas de material fundido logrando formar el elemento deseado.

El material que se utilizó para la impresión es el filamento PLA que se trata de una fibra sintética biodegradable, dentro de sus cualidades figura el hecho de que no es tóxico y tampoco emana olores algunos durante su impresión, considerado el material plástico más limpio de la gama.

Tabla 18-3: Propiedades mecánicas del material PLA.

Propiedades Mecánicas	Impresión 3D	
	Valor Típico	Método de ensayo
Módulo de elasticidad a la tracción	2346,5 MPa	ISO 527 (1mm/min)
Esfuerzo de tracción a la deformación	49,5 MPa	ISO 527 (50 mm/min)
Esfuerzo de tracción a la rotura	45,6 MPa	ISO 527 (50 mm/min)
Alargamiento a la deformación	3,3%	ISO 527 (50 mm/min)
Alargamiento a la rotura	5,2%	ISO 527 (50 mm/min)
Resistencia a la flexión	103 MPa	ISO 178
Módulo de flexión	3150 MPa	ISO 178
Resistencia a la prueba de impacto Izod, con mella (a 23 °C)	5,1 kJ/m ²	ISO 178
Resistencia a la prueba de impacto Charpy (a 23 °C)	-	-
Dureza	83 (Shore D)	Durómetro

Realizado por: Autores

Fuente: <https://ultimaker.com/download/67583/TDS%20PLA%20v3.011-spa-ES.pdf>

Al concluir con todos los parámetros de diseño, se procedió a la fabricación del prototipo con su respectivo alerón empleando para ello la impresora tridimensional del Grupo de investigación y estudio de bioingeniería “GIEBI”. Cabe recalcar que la impresión completa del prototipo tomaría un tiempo aproximadamente de 100 horas lo cual no es recomendable por lo que se pondría en peligro la integridad de la impresora y pérdida del elemento en caso de fallo de la impresión, por ello se recomienda imprimir el prototipo por partes.

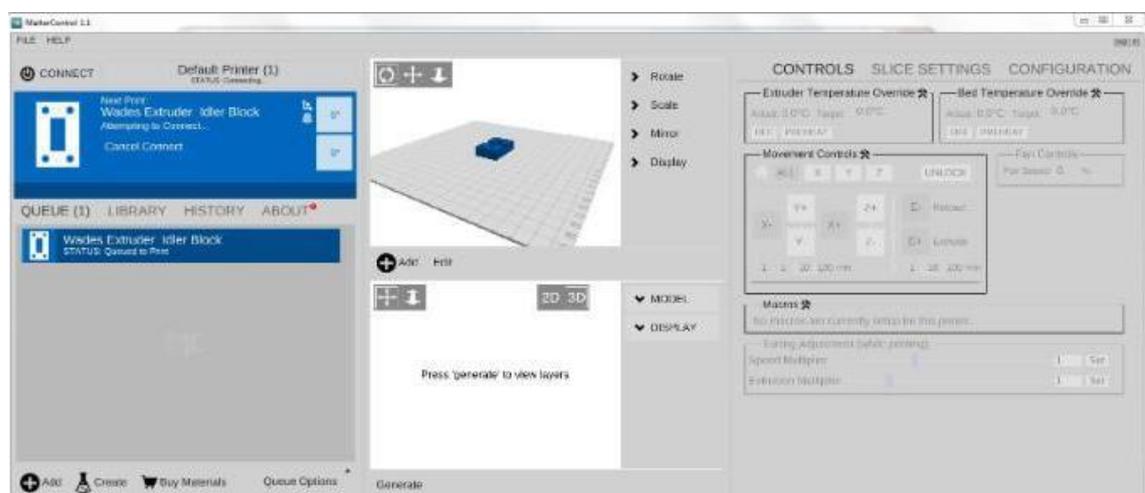


Gráfico 109-3: Configuración de la pieza para la impresión 3D

Realizado por: Autores

Tras esto se dividió la geometría y se exportó al software Matter control, el cual nos permite editar piezas a fin de agilizar la impresión, aligerar la pieza, generar soportes personalizados para evitar el desperdicio de material.

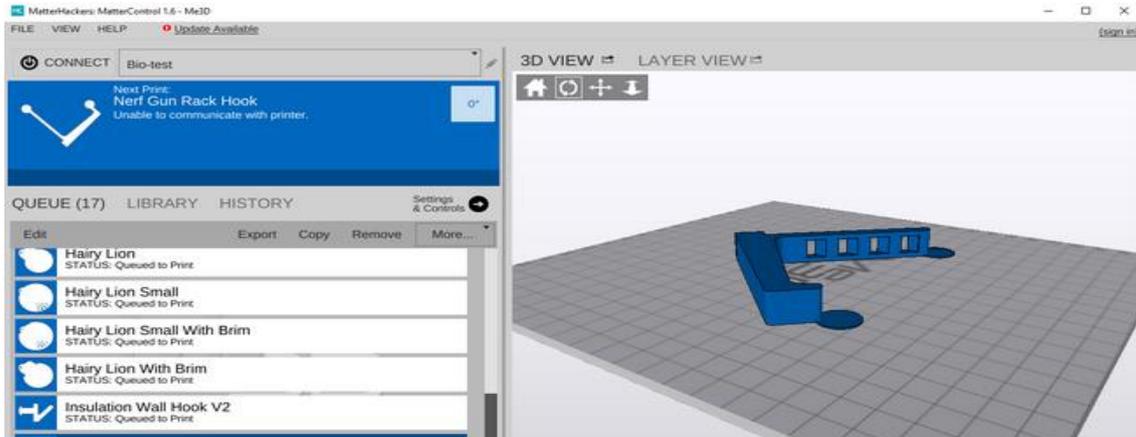


Gráfico 110-3: Configuración de la pieza para la impresión 3D
Realizado por: Autores

Al insertar la tarjeta micro SD en la impresora nos dirigimos a la rueda de menú para buscar el nombre de la pieza a imprimir y posteriormente configurar los parámetros de impresión.

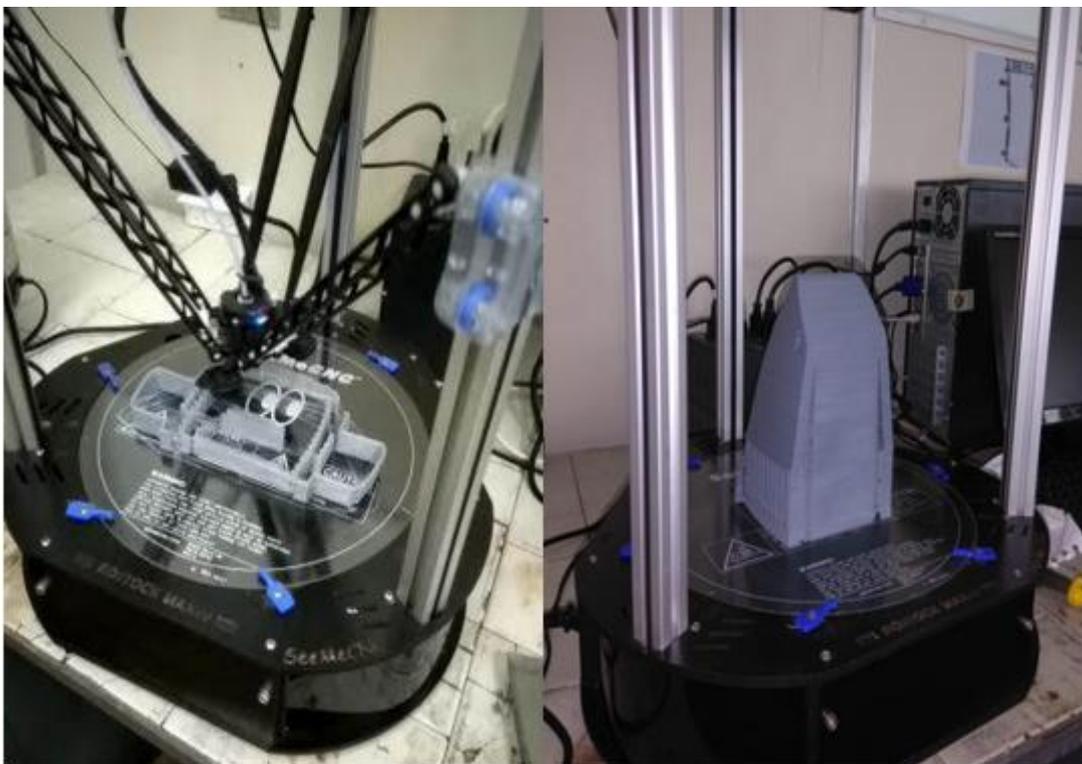


Gráfico 111-3: Proceso de impresión del prototipo
Realizado por: Autores

Al concluir con la impresión de todas las partes que conforman el prototipo se comienza con el proceso de mejorar el acabado superficial.

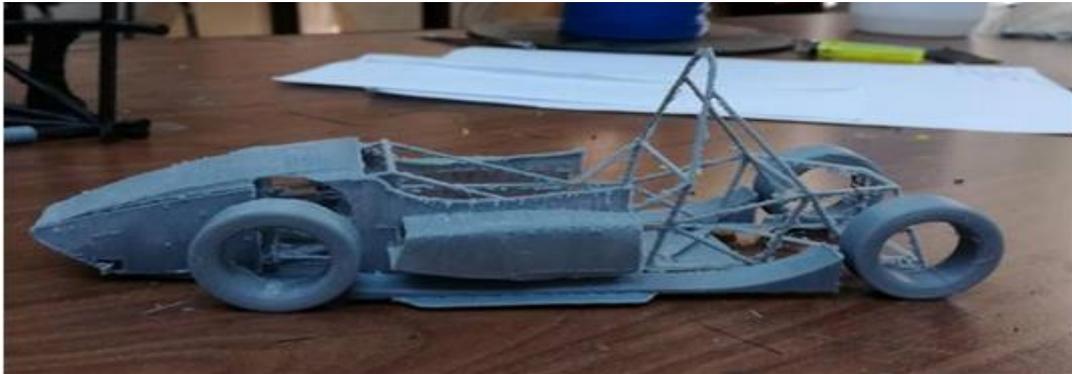


Gráfico 112-3: Impreso el prototipo a escala
Realizado por: Autores

Para mejorar su acabado superficial del prototipo entra a un proceso de enmasillado y lijado como se indica en las siguientes figuras.



Gráfico 113-3: Proceso de masilla en la parte del morro y laterales.
Realizado por: Autores



Gráfico 114-3: Proceso de lijado.
Realizado por: Autores

Al terminar con el proceso de lijado se procedió a dar unas dos capas de pintura dejándole una superficie lisa y terminada para obtener un buen estudio aerodinámico.



Gráfico 115-3: Mejora del acabado superficial del prototipo a escala.
Realizado por: Autores

Una vez terminado con el proceso de pintura, comienza el ensamble del mismo, el cual se utilizó barras de silicona y radios de bicicleta de 2.5mm para el sistema de suspensión.



Gráfico 116-3: Prototipo FSAE a escala finalizado.
Realizado por: Autores

3.4.2 Estudio en el túnel de viento.

Una vez que se ha finalizado la maqueta del prototipo ya se puede proceder a la realización del ensayo mediante la utilización del túnel de viento del laboratorio de aerodinámica de la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo.



Gráfico 117-3: Túnel de viento de la ESPOCH.

Realizado por: Autores

Los datos para el cálculo de la densidad se obtuvieron mediante un anemómetro midiendo las condiciones ambientales del laboratorio de aerodinámica lugar donde se encuentra el túnel de viento para la realización de las pruebas aerodinámicas.

Se determinó el área total de la superficie del prototipo a través de las propiedades físicas en el software Solidworks.

Cálculo de la densidad de aire en Riobamba:

Donde:

$$\delta = \frac{P}{R.T} \quad (12)$$

δ : Densidad del aire ($\frac{kg}{m^3}$).

P: Presión atmosférica en Riobamba ($72400 \text{ Pa} = \frac{N}{m^2}$).

R: Constante universal de los gases $286,9 \frac{Nm}{kg.K}$ (aire).

T: Temperatura ambiente (289,15 K).

$$\delta = \frac{72400 \frac{N}{m^2}}{286,9 \frac{Nm}{kg \cdot K} * 289,15 K}$$

$$\delta = 0.8727 \frac{kg}{m^3}$$

El túnel de viento del laboratorio de aerodinámica de la ESPOCH, arroja valores solamente de las fuerzas de resistencia (FD) y sustentación (FL), por lo tanto, para el método de comprobación entre la simulación del software CFD y la simulación real se tendrá que calcular los coeficientes aerodinámicos con las fórmulas anteriormente escritas en el capítulo II para así obtener valores semejantes a los obtenidos en el análisis del software.

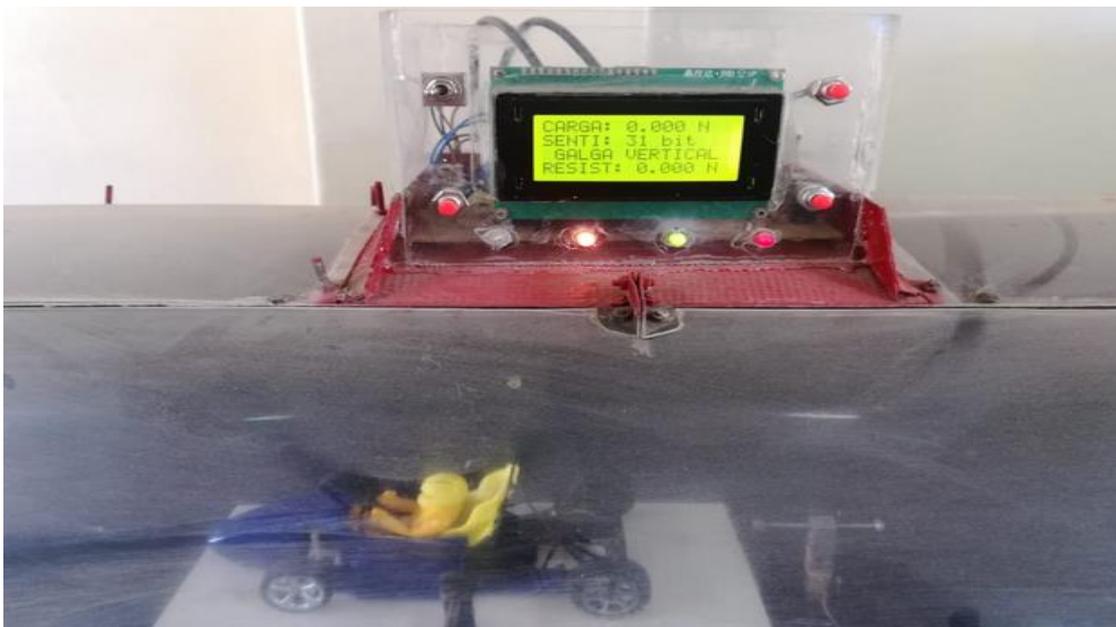


Gráfico 118-3: Valores de encendido del túnel de viento.

Realizado por: Autores

Las fuerzas aerodinámicas se visualizan en el panel digital del túnel de viento que proporcionan valores a diferentes velocidades del fluido.

3.4.2.1 Cálculos de los coeficientes aerodinámicos a 90km/h.

Con las consideraciones anteriores tenemos los siguientes datos para los cálculos de los coeficientes aerodinámicos.



Gráfico 119-3: Valores obtenidos mediante el ensayo a 90km/h con el flap cerrado.
Realizado por: Autores

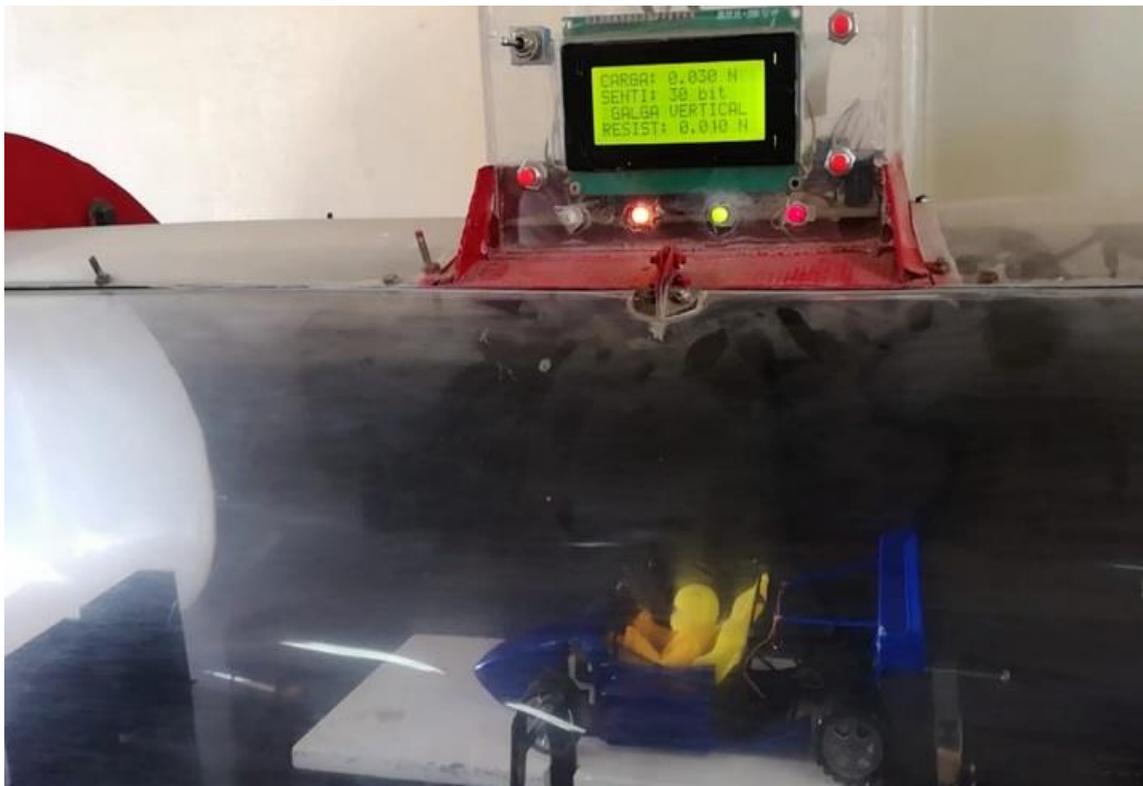


Gráfico 120-3: Valores obtenidos mediante el ensayo a 90km/h con el flap abierto.
Realizado por: Autores

Datos:

$$\delta = 0,860 \frac{kg}{m^3}$$

$$Af = 0.00667 m^2$$

$$V = 90 \frac{kg}{h} = 25 \frac{m}{s}$$

$$FL = 0.050 N$$

$$FD = 0.040 N$$

Los valores de las cargas obtenidas se multiplica a la escala real del prototipo 1:16, es decir multiplicamos FL, FD por 16.

- Coeficiente de sustentación

$$CL = \frac{FL}{\frac{\rho v^2 A}{2}} \quad (6)$$

$$CL = \frac{0.80 \frac{kg \cdot m}{s^2}}{\frac{0,860 \frac{kg}{m^3} * \left(25 \frac{m}{s}\right)^2 * 0.00667 m^2}{2}}$$

$$CL = 0.22314$$

- Coeficiente de arrastre

$$Fd = \frac{1}{2} \rho S Cd V^2 \quad (8)$$

$$CD = \frac{0.64 \frac{kg \cdot m}{s^2}}{\frac{0.860 \frac{kg}{m^3} * \left(25 \frac{m}{s}\right)^2 * 0.00667 m^2}{2}}$$

$$CD = 0.178515$$

- Eficiencia

$$f = \frac{FL}{Fd} = \frac{CL}{Cd} \quad (9)$$

$$f = \frac{0.22314}{0.17851}$$

$$f = 1.25$$

3.4.2.2 Resultados obtenidos en el túnel de viento.

Tabla 19-3. Datos obtenidos del túnel de viento de las fuerzas aerodinámicas.

Velocidad	Ángulo	FL	FD	P. Absorbida
25m/s	55°	0.80	0.64	0.01518
	15°	0.48	0.16	0.00237

Realizado por: Autores
Fuente: Autores

Tabla 20-3. Datos obtenidos del túnel de viento de los coeficientes aerodinámicos.

Velocidad	Ángulo	CL	CD	Eficiencia
25m/s	55°	0.22314	0.17851	1.25
	15°	0.13388	0.02789	4.80

Realizado por: Autores
Fuente: Autores

3.5 Comparación de datos obtenidos entre software CFD y túnel de viento.

Mediante el análisis aerodinámico en el Software CFD y el análisis del prototipo a escala 1:16 en el túnel de viento se obtuvo valores diferentes tanto en las fuerzas como en los coeficientes aerodinámicos.

Tabla 21-3. Comparación de los resultados obtenidos.

Software CFD						
Velocidad	Flap	CL	CD	FL	FD	Eficiencia
25 km/h	Abierto	0.014	0.052	0.026	0.093	0.269
	Cerrado	0.209	0.580	0.372	1.030	0.360
Túnel de Viento						
Velocidad	Flap	CL	CD	FL	FD	Eficiencia
25 km/h	Abierto	0.133	0.027	0.030	0.010	4.92
	Cerrado	0.223	0.133	0.050	0.040	1.67

Realizado por: Autores
Fuente: Autores

Al observar la tabla 21.3 se puede evidenciar notablemente que ambos estudios nos brindan resultados reales y fiables, por lo tanto, el nuevo prototipo despliega mejoras en sus condiciones aerodinámicas.

CAPÍTULO IV

4. IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DRS.

En este capítulo se habla de la implementación del DRS en el alerón posterior lo cual dicho sistema se conformó por un mecanismo llamado Pod Pull para variar la posición de los ángulos del flap y así obtener una mayor eficiencia aerodinámica en el prototipo.

El mecanismo Pod Pull está compuesto por un Micro Servo SG90 Tower Pro-Tm adaptado en el plano principal del alerón posterior, mediante lo cual es capaz de moverle al flap a un ángulo dado y mantenerlo fijo en dicha posición, esto se da en respuesta a una señal de control.

4.1 Elementos del sistema de control.

La señal de control se puede realizar de forma manual por medio de un pulsador ubicado en el volante del prototipo. En síntesis la etapa de control se encuentra conformada principalmente por un Arduino Nano el cual fue programado para enviar señales al micro servo motor, permitiendo que se desplace el flap con una apertura de 55°, 35° o 15°. El sistema de control mencionado puede ser visualizado de forma simplificada en el gráfico 121-4.

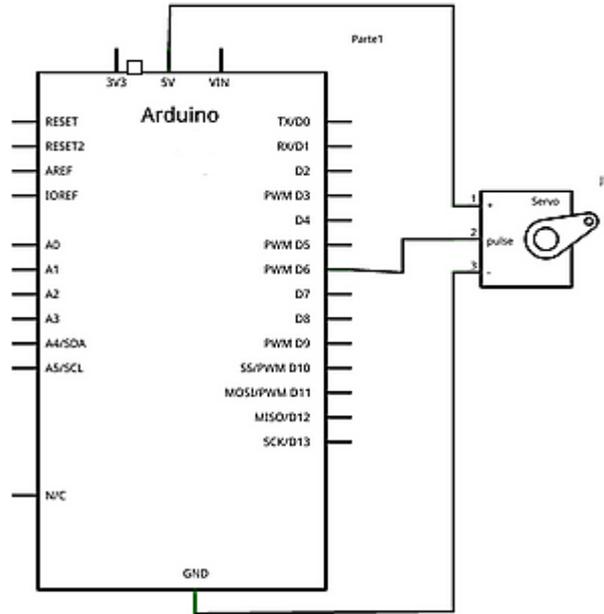


Gráfico 121-4: Esquema del Sistema de Control
Realizado por: Autores

Lista de componentes del sistema de control

- Arduino nano v3.0
- Cable USB tipo A-B.
- Micro Servo Tower Pro SG90 9G (180°).
- Pulsador
- Cables de conexión

4.1.1 Señal de entrada y salida.

Para la apertura del flap se tomará en cuenta un tipo de señal de control del siguiente tipo:
Que cambie la posición del flap en función del ángulo dado

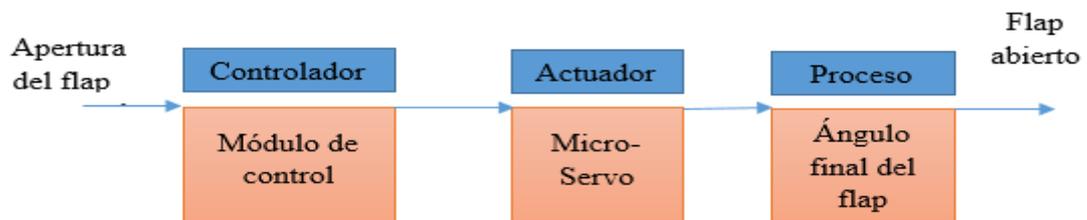


Gráfico 122-4: Diagrama de bloques lazo abierto
Realizado por: Autores

Como se puede observar en el diagrama de bloques la acción de control es independiente de la salida, por lo que en este tipo de sistema se utilizó un actuador con la finalidad de obtener la respuesta deseada.

4.1.2 Funcionamiento del micro-servo.

El micro-servo para su funcionamiento tiene la siguiente configuración:

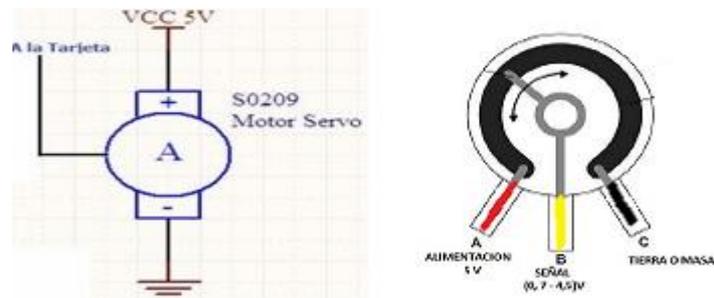


Gráfico 123-4: Configuración del micro-servo
Realizado por: Autores

En la parte interna del micro-servo está compuesto por un motor de corriente continua, acoplado a un sistema de engranajes para reducir la velocidad de giro, además se puede observar que la variación es muy pequeña $0.1 \text{ seg}/60^\circ$ (4.8V) y $0.08 \text{ seg}/60^\circ$ (6V), lo cual dificulta la apertura del flap, por lo tanto para un buen funcionamiento se configuró en tres posiciones (15, 35 y 55) °.

4.1.2.1 Señal de pulso.

La posición deseada se realizó mediante una transmisión de señal pulsada con periodo de 20ms, lo cual el ancho del pulso determina la posición del micro-servo.

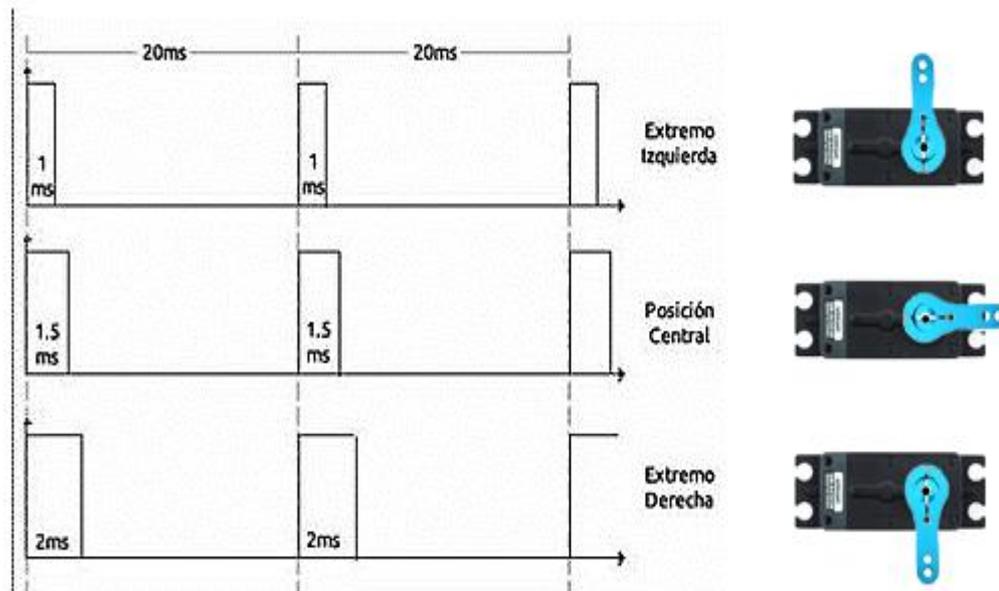


Gráfico 124-4: Configuración de la señal de pulso.

Realizado por: Autores

Como podemos observar en el gráfico 124-4, se indicó que para tiempos de 1ms, el eje del motor se encontrará en la posición izquierda con 0° , en pulsos de 1,5ms se encontrará en el medio con 90° , y para pulsos de 2ms la posición final del micro-servo con 180° .

En nuestro caso se modificó la posición de los ángulos en 55° , 35° , 15° .

4.2 Programación del Arduino.

La programación fue llevada a cabo en el programa Arduino IDE 1.8.5, dentro del cual se emplean la librería Servo.h, en donde se encarga de convertir los ángulos delimitados a las señales de pulsos explicada anteriormente.

Tabla 22-4: Características del Arduino Nano.

Microcontrolador	ATMega328
Voltaje de operación	5V
Voltaje de alimentación	7-12V
I/O Digitales	14 (6 son PWM)
Memoria Flash	32KB
EEPROM	1KB
Frecuencia de trabajo	16MHz
Dimensiones	0.73" x 1.70"

Realizado por: Autores

Fuente: <http://arduino.cl/arduino-nano/>

4.3 Instalación en el prototipo.

Primero se empezó con la adaptación del micro-servo en el alerón posterior, como se observa en el gráfico 125-4, lo cual se encuentra posesionado en el centro del plano principal del alerón para empujarle al flap y dar su correcto ángulo de apertura.

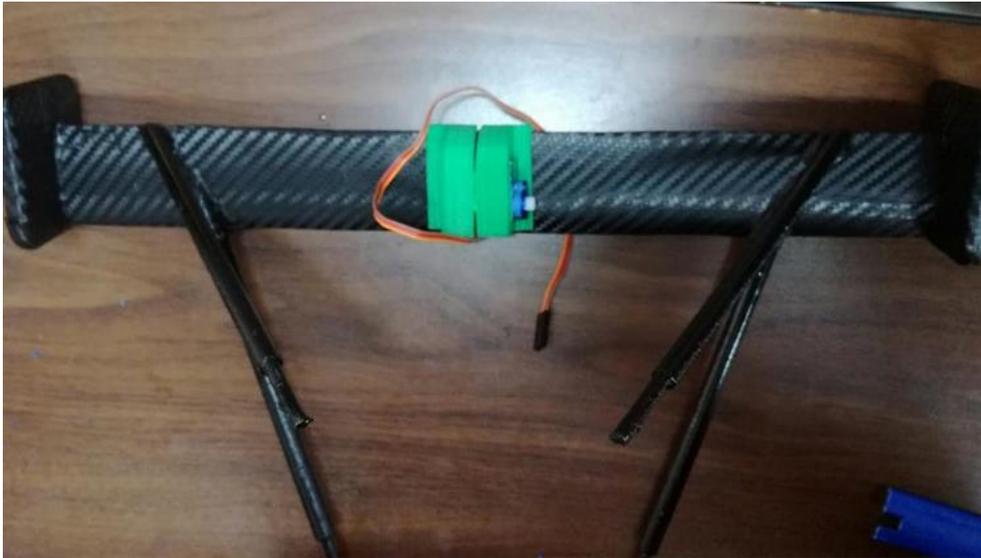


Gráfico 125-4: Adaptación del micro-servo en el alerón.
Realizado por: Autores

Segundo se instaló el botón de accionamiento del sistema en la parte del volante del prototipo para brindarle mayor facilidad al piloto.

Después de tener todo instalado y verificado su correcto funcionamiento se culminó con la instalación del módulo del control en el prototipo.

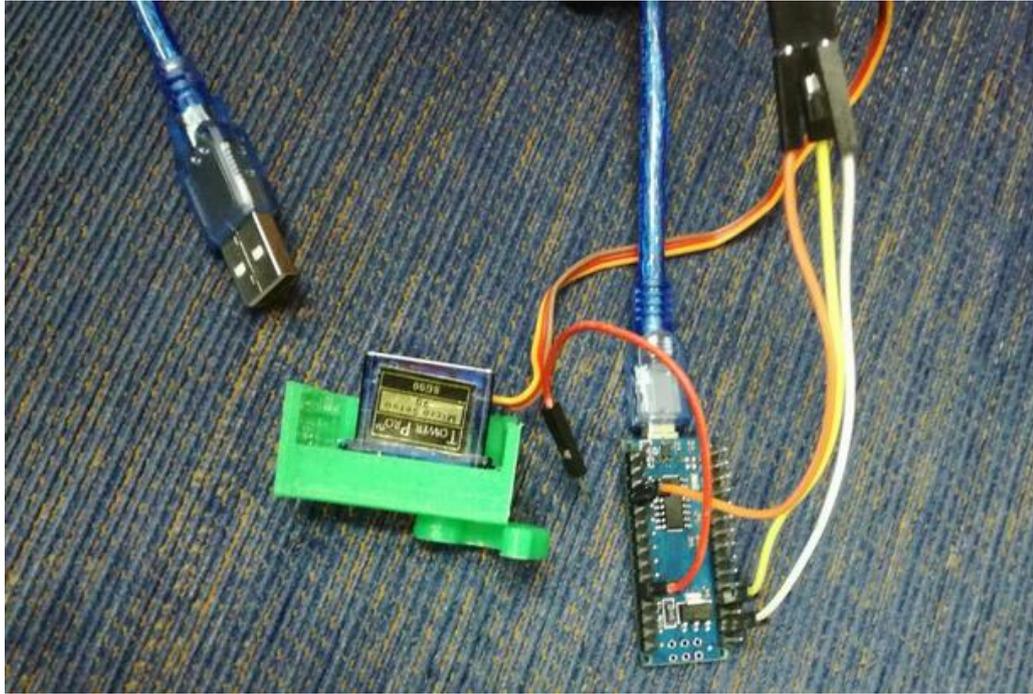


Gráfico 126-4: Instalación del módulo de control.
Realizado por: Autores

4.4 Estudio de Costes del Proyecto.

En la realización del presente trabajo de titulación se consideró dos fases: El diseño del alerón trasero y la implementación del sistema DRS, de tal manera en las siguientes tablas se detallara sus diferentes costes.

4.4.1 Costes Directos.

Los costes directos son aquellos gastos que intervienen directamente en la realización del trabajo de titulación, tales como materia prima y mano de obra.

Tabla 23-4. Costes Directos.

Descripción	Unidad	Cantidad	Precio Unitario	Precio Total
Rollos PLA	u	4	30	120
Masilla Plástica	kg	1	7	7
Pintura	lt	2	15	30
Espátula Plástica	u	1	3	3
Lijas	u	8	0,25	2
Pernos	u	20	0,60	12
Micro servo	u	2	3	6
Arduino nano	u	1	7	7
Protoboard	u	1	3	3
Impresión del Prototipo	u	1	200	200

Mano de Obra			
Descripción	Hora de trabajo	Salario - Hora	Precio Total
Electrónico	8	10	80
Pintor	6	5	30
Taladro y Pulidora	3	5	15

Realizado por: Autores

Fuente: Autores

Tabla 24.4. Costes Directos.

Materia Prima	390
Mano de Obra	125
Total	515

Realizado por: Autores

Fuente: Autores

4.4.2 Costes Indirectos.

Los costes indirectos son aquellos gastos de fabricación que no intervienen en la realización del trabajo de titulación.

Tabla 25-4. Costes Indirectos.

Transporte	50
Impresiones papel A4	30
Imprevistos	50
Documentación e Investigación	150
Total	280

Realizado por: Autores

Fuente: Autores

4.4.3 Costes Total.

Tabla 26-4. Costes Total.

Costes Directos	515
Costes Indirectos	280
Total	795

Realizado por: Autores

Fuente: Autores

CONCLUSIONES

- Se determinó que los perfiles aerodinámicos, GOE 479 como plano principal y perfil GOE 464 como flap son los correctos para el prototipo formula SAE, al presentar coeficientes de sustentación muy altos y coeficientes de arrastre muy bajos los vuelve idóneos para el mundo de la competición de la formula SAE.
- Se configuro el flap en variaciones de ángulo de 10 grados empezando desde 55 grados hasta 15 grados, escogiendo tres configuraciones principales de 55 grados con un $C_l=0.80647$ y un $C_D = 0.13379$ flap cerrado, 35 grados con un $C_l=0.32729$ y un $C_D=0.030055$ flap abierto intermedio, y 15 grados con un $C_l=0.2668$ y un $C_d=0.019457$ flap totalmente abierto, siendo la configuración de flap cerrado la adecuada cuando el vehículo este en curvas, y la configuraciones de flap abierto las más apropiada para ganar velocidad en líneas rectas.
- Se ensablo todas las partes geométricas del prototipo formula SAE, siguiendo las normas que rigen el diseño de un formula SAE y se dio una escala de 1:16 y 1:5 todo esto con la ayuda del software de diseño CAD SolidWorks.
- En el análisis aerodinámico del prototipo formula SAE, sin alerón la presión máxima fue de 101084.34 Pa mientras que la presión implementado el alerón, en el análisis con el flap abierto la presión máxima fue de 101613.53 Pa obteniendo un incremento de presión de 529.19 Pa, y con el flap cerrado la presión máxima fue de 101954.52 obteniendo un incremento de 870.18 Pa, demostrando la gran influencia del alerón posterior en el vehículo formula SAE.
- Se obtuvo valores de $C_l= 0.1312$ y $C_d= 0.6767$ en el análisis del prototipo sin alerón, al implementar el alerón se obtuvo incrementos en los coeficientes $C_l=0.1999$ y $C_d=1.290$ con el flap abierto y $C_l= 0.2201$; $C_d= 1.220$ con el flap cerrado, estos incrementos se dan gracias a que el plano principal con el flap aprovechan el flujo de aire generando así cargas aerodinámicas.
- Se exporto todas las geometrías del prototipo formula SAE a escala 1:16 al tipo de archivo .STL y se procedió con la impresión en 3D de cada una de las piezas para realizar el estudio aerodinámico en el túnel de viento, además se realizó otra impresión 3D a escala 1:5 de cada una de las piezas para realizar la construcción del prototipo e implementar el sistema DRS.

- De acuerdo con la tabla 21.3, las cargas aerodinámicas entre el túnel de viento y el software CFD son resultados reales y fiables, donde se obtuvo cargas de $FL= 0.372$ y $FD= 1.030$ en el software mientras que el túnel de viento se generaron cargas de $FL=0.050$ y $FD=0.040$ demostrando que el túnel de viento de la Carrera de Ingeniería Automotriz sirve para realizar análisis aerodinámicos a modo de comprobación entre el análisis en software CFD.

RECOMENDACIONES

- Se recomienda usar computadoras apropiadas para el trabajo, con procesadores de última generación, memoria RAM mínimo de 16 gb con procesadores Intel i7 o Intel Xeon, y mínimo 3.5 GHz. todo esto para no tener un análisis demorado.
- Se recomienda leer y estudiar el reglamento de la Fórmula SAE, para que el trabajo de titulación esté dentro de las especificaciones y normas actuales.
- Verificar todas las geometrías de un archivo CAD antes de realizar cualquier análisis computacional, debido a que si una de sus geometrías no está bien va a generar errores en el análisis computacional y no se obtendrá los resultados deseados.
- Para cualquier análisis computacional se recomienda una calidad de malla que se encuentre en un rango aceptable ya que los resultados dependen de que tan buena es la malla.
- Verificar el área del plato de la impresora 3D que se ocupara para la impresión de un prototipo a escala.
- Verificar que el túnel de viento este en óptimas condiciones para su uso, y no tener inconvenientes al momento de la obtención de los resultados.

BIBLIOGRAFÍA

ADMIAN. *Aerodinamica. Carga aerodinámica.* [En línea]. Murcia: A. 2012. [Consulta: 16 de Mayo de 2018.] Disponible en: <http://314jyj.foroactivo.com/t41-tecnica-en-formula-1-la-aerodinamica-objetivos#146>

ALBRODPUL. *Análisis Técnico. Mecanismo Pod Pull.* [En línea]. Bilbao: Albrodpul, 2017. [Consulta: 29 de Mayo de 2018.] Disponible en: <https://albrodpulf1.wordpress.com/2017/09/25/analisis-tecnico-drs-drag-reduction-system/>.

APARACIO, I. F. *Teoría de los vehículos automóviles.* 2.^a ed. Madrid-España: Bohodón Ediciones, 2001, pp. 165 - 172.

BASTERO, JOSÉ M. "El metodo de los Elementos Finitos en Ingeniería Mecanica". *Ingeniería e Industria DYNA*, Vol. 52, nº 10 (1977), (Bilbao) pp. 285 - 294.

CARMONA, ANIBAL ISIDRO. *Aerodinámica y Actualizaciones.* 13.^a ed. Madrid-España: Paraninfo, 2015 pp. 51 - 52.

CASTAÑÉ, JOSEP. *El equipo de competición.* Barcelona-España: CEAC, 2007. pp. 180-182.

CLIMATE-DATA-ORG. *Clima. Temperatura.* [En línea] 2018. [Consulta: 10 de Julio de 2018.] Disponible en: <https://es.climate-data.org/>.

HULETT, DANIEL RICARDO. *Activacion del DRS.* [blog] Formula RD, 2012. [Consulta: 2 de Junio de 2018.] Disponible en: <http://formulauno-auto.blogspot.com/2012/03/que-es-el-drs.html>.

DRIVER, CAR AND. *DRS. Funcionamiento del Sistema.* [En línea] Hearst España, 2017. [Consulta: 24 de Mayo de 2018.] Disponible en: <http://www.caranddriver.es/formula-1/drs-nemesis-de-alonso-en-bahrein-pero-fundamental-para-el-espectaculo-en-f1>.

DIAZ, ROMULO. "Elementos Finitos" *3D Cadcam Magazine*, Vol. 1, nº 2 (2014) (Monterrey), P. 11.

EYMARD, R. *Manual de Análisis Numérico.* Marsella-España: UMR, 2003, pp. 713-1020.

F1, PADDOCK CLUB. *DRS del Mclaren activado.* [En línea] Canada, 2016. [Consulta: 24 de Mayo de 2018.] Disponible en: <https://paddockclubformula1.com/2014/06/06/tecnica-canada-iremos-actualizando-a-lo-largo-del-fin-de-semana/>.

GARCIA, CARLOS. *Número Reynolds y Tipos.* [En línea] Goconqr, 2016. [Consulta: 18 de Mayo de 2018.] Disponible en : https://www.goconqr.com/p/6455819-n-mero-reynolds-y-tipos-flujos-slide_sets#!.

GOMEZ, SERGIO. *El gran libro de Solidworks.* 2.^a ed. Barcelona-España: Marcombo, 2015, pp. 90 - 120.

INTERNACIONAL, SAE. *Formula Sae Rules*. [En línea] Digital Engineering Solutions, 2018. [Consulta: 6 de Julio de 2018.] Disponible en: <https://www.fsaonline.com/cdsweb/gen/DocumentResources.aspx>.

JERO. *Resistencia aerodinámica*. [En línea] Almeria: 2014. [Consulta: 22 de Mayo de 2018.] Disponible en: <http://virutasf1.com/2014/02/viru-conceptos-basicos-de-ingenieria-de-competicion-capitulo-8/>.

KESSLER, MARTIN. *Dinámica de Fluidos Computacional*. [blog] [Consulta: 23 de Mayo de 2018.] Disponible en: <https://www.esss.co/blog/es/dinamica-de-fluidos-computacional-que-es/>.

LOZANO, ADRIAN. *Apuntes sobre Dinamica de Fluidos Computacional. Discretización Temporal*. [En línea] Madrid: 2015. [Consulta: 23 de Junio de 2018.] Disponible en: https://torroja.dmt.upm.es/adrian/wpcontent/uploads/2015/11/Apuntes_CFD_2015.pdf

MCBEATH, SIMON. *Aerodinamica del vehiculo de competición*. Barcelona-España: BEAC, 2005. pp 73 - 90.

MIRLISENNA, GIUSEPPE. *Método de los elementos finitos*. [blog] [Consulta: 12 de Junio de 2018.] Disponible en: <https://www.esss.co/blog/es/metodo-de-los-elementos-finitos-que-es/>.

MOTORIONLINE. *DRS Activation*. [En línea] Inglaterra: The King of Spa, 2013. [Consulta: 29 de Mayo de 2018.] Disponible en: <http://forum.motorionline.com/index.php?showtopic=25080>.

MOTT, ROBERT L. *Mecánica de Fluidos*. 6.^a ed. Mexico: PRENTICE HALL Mexico, 2006. pp. 165 - 231.

SAE. *SAE International*. [En línea] Sae Mobilus, 2018. [Consulta: 10 de Mayo de 2018.] Disponible en: <http://students.sae.org/competitions/formulaseries/about.htm>.

SANTOSHAM, IVAN SAM. *Teorema de Bernoulli. Principio*. [En línea] Los Angeles: Sam, I. 2017 [Consulta: 19 de Mayo de 2018.] Disponible en : https://www.skybrary.aero/index.php/Bernoulli%27s_Principle.

STREETER, VICTOR L. *Mecánica de los Fluidos*. 4.^a ed. Mexico : McGRAW-HILL DE MEXICO, S.A, pp. 127-131.

UC3M. *Formula Student*. [En línea] Madrid: 2011. [Consulta: 10 de Mayo de 2018.] Disponible en: http://formulauc3m.com/formula_student/.

XAMÁN, J; & GIJÓN RIVERA, M. *Dinamica de Fluidos Computacional para Ingenieros*. Mexico : Copyright. 2016 pp. 1-20.