

**UNIVERSIDAD DE INGENIERÍA Y TECNOLOGÍA**  
**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**



**DISEÑO Y SIMULACIÓN AERODINÁMICA DE LA  
CARROCERÍA DE UN VEHÍCULO ELÉCTRICO  
PARA LA COMPETICIÓN SHELL ECO-MARATHON  
CLASE PROTOTIPO**

**TESIS**

Para optar el título profesional de Ingeniero Mecánico

**AUTORES:**

David Genaro Tenorio Nuñez (ORCID: 0000-0002-6168-9193)

Javier Alonso Cabanillas Acosta (ORCID: 0000-0001-6019-5282)

**ASESOR(ES)**

Emir Augusto Vela Saavedra (ORCID: 0000-0002-9397-2452)

Lima – Perú

2024

## DECLARACIÓN JURADA

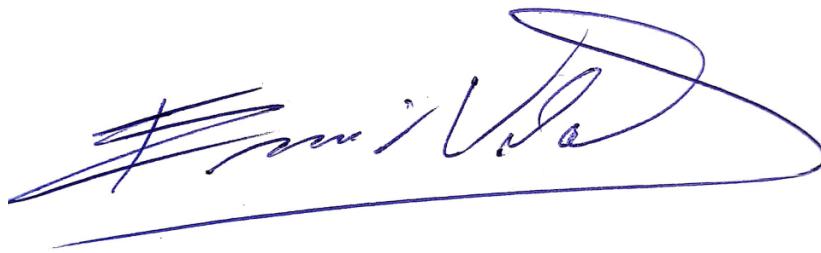
Yo, Emir Augusto Vela Saavedra, identificado con DNI N° 40063139, en mi condición de persona responsable de validar la autenticidad de los trabajos de investigación y tesis de la Universidad de Ingeniería y Tecnología (en adelante, la Universidad), **declaro bajo juramento** lo siguiente:

Que el trabajo de investigación/tesis denominado: "DISEÑO Y SIMULACIÓN AERODINÁMICA DE LA CARROCERÍA DE UN VEHÍCULO ELÉCTRICO PARA LA COMPETICIÓN SHELL ECO-MARATHON CLASE PROTOTIPO" ha sido elaborado bajo mi asesoría, por David Genaro Tenorio Nuñez, identificado con DNI N°72843845 y Javier Alonso Cabanillas Acosta, identificado con DNI N°71755718, para obtener el título profesional de Ingeniero Mecánico.

El trabajo de investigación/tesis antes mencionado ha sido sometido a los mecanismos de control y sanciones anti plagio previstos en la normativa interna de la Universidad, encontrándose un porcentaje de similitud de 0%.

En fe de lo cual firmo la presente.

En Barranco, el 06 de diciembre de 2024



---

Firma del asesor

*Dedicatoria:*

*El presente trabajo está dedicado a mi familia, especialmente hacia mi madre Sandra y mi abuelo Francisco, quienes me acompañaron y motivaron durante mis años de estudios universitarios. A mis amigos Álvaro, Bruno, Cesar, Emanuel, Jarol y Mateo por haberme apoyado y creído en mí incluso en los momentos más difíciles de la carrera. Finalmente, a Marin Kitagawa por ser best girl.*

**Javier Cabanillas**

*Dedicatoria:*

*A mi madre Lilia y a mi padre Luque por haberme apoyado y motivado en toda esta travesía llamada universidad. A mis amigos incondicionales Sareli, Karen, Edson, Daphne, Marlyn y mi querida Daniela por ser fuentes de alegría, inspiración y confianza. Finalmente, a mí, por tener el coraje de levantarme y superar las adversidades que tuve que afrontar en esta etapa.*

**David Tenorio**

*Agradecimientos*

*Agradezco al profesor Emir Vela por su apoyo y consejo en el desarrollo del presente trabajo. A quienes me compartieron sus conocimientos y tuvieron un impacto positivo en mi formación como profesional, especialmente los profesores Daniel Horna, Julien Noel, Carlos Rios y Sheyla Montoya. De igual manera a profesionales de la industria, entre ellos el Ing. Gioacchino Vaccari, MSc. Antonios Kouzelis y Dr. Jodi Kooijman.*

**Javier Cabanillas**

*Agradecimientos*

*Agradezco al profesor Emir Vela por su paciencia y apoyo en el desarrollo de nuestro trabajo. A quienes me compartieron sus conocimientos y tuvieron un impacto positivo en mi formación como profesional, especialmente los profesores Carlos Rios, Samuel Charca, Helard Álvarez y Cesar Nunura. De igual manera a profesionales de la industria, entre ellos a Rafael Vargas, Martín Guevara, Raúl Málaga, Fernando Huayta, Antonio Arias y Renato Palao por su amable trato y continua enseñanza en el trabajo.*

**David Tenorio**

# TABLA DE CONTENIDO

	Pág.
<b>RESUMEN .....</b>	<b>13</b>
<b>INTRODUCCIÓN .....</b>	<b>15</b>
Presentación del tema de investigación.....	15
Descripción de la situación problemática.....	17
Formulación del problema .....	18
Objetivo general: .....	18
Objetivos específicos: .....	18
Justificación.....	18
Alcance y limitaciones .....	20
<b>CAPÍTULO I .....</b>	<b>21</b>
REVISIÓN CRÍTICA DE LA LITERATURA.....	21
1.1. CAUSAS QUE CONTRIBUYEN AL INCREMENTO DEL ARRASTRE DEL CARRO .....	21
1.2. COMO CONTRIBUIR A LA REDUCCIÓN DEL ARRASTRE DEL CARRO .....	21
1.3. CFD: EL ENFOQUE RANS EN LA REDUCCIÓN DEL DRAG .....	23
1.4. SOFTWARES DE SIMULACIÓN .....	24
1.5. MÉTODOS DE OPTIMIZACIÓN .....	25
1.6. VEHÍCULOS SHELL ECO-MARATHON .....	26
1.7. VEHÍCULO KON-MK.2 .....	29
<b>CAPÍTULO II.....</b>	<b>31</b>
MARCO TEÓRICO .....	31
2.1. Mecánica de Fluidos.....	31
2.2. Aerodinámica .....	40
2.3. Parámetros básicos de diseño de la carrocería del vehículo.....	43
2.4. Dinámica de fluidos computacional (CFD).....	46

<b>CAPÍTULO III .....</b>	<b>56</b>
MARCO METODOLÓGICO .....	56
3.1. Proceso metodológico .....	56
3.2. Diseño de la metodología.....	58
<b>CAPÍTULO IV .....</b>	<b>80</b>
RESULTADOS.....	80
4.1. Selección de perfil aerodinámico a utilizar .....	80
4.2. Análisis de las iteraciones del Mk.3 .....	91
4.3 Diseño Final .....	108
4.4 Discusiones de los resultados .....	115
<b>CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....</b>	<b>117</b>
Conclusiones .....	117
Recomendaciones.....	119
<b>REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>120</b>
<b>ANEXOS .....</b>	<b>133</b>

# ÍNDICE DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Comparación de softwares CFD.....	25
Tabla 2. Comparativa de vehículos Shell Eco-marathon .....	28
Tabla 3. Características finales del diseño final del Mk.2.....	30
Tabla 4. Parámetros de números de Reynolds y Mach a condiciones de operación estándar. .....	59
Tabla 5. Modelo de matriz de decisión.....	61
Tabla 6. Resumen del dimensionamiento antropométrico de la piloto .....	64
Tabla 7. Resumen de dimensiones base de la piloto. ....	66
Tabla 8. Condiciones de frontera.....	77
Tabla 9. Valores de referencia.....	78
Tabla 10. Configuración de parámetros para validación en XFLR5.....	82
Tabla 11. Valores experimentales y resultados en XFLR5 para evaluación de NACA-4412 .....	84
Tabla 12. Desviación estándar de data experimental y resultados en XFLR5 para evaluación de NACA-4412.....	85
Tabla 13. Configuración de parámetros para evaluación de Eppler 748 en XFLR5.....	86
Tabla 14. Parámetros obtenidos de perfiles preseleccionados .....	88
Tabla 15. Valores de parámetros evaluados. ....	89
Tabla 16. Matriz de decisión para selección de perfil aerodinámico .....	90
Tabla 17. Resumen de geometrías del Mk.3 .....	91
Tabla 18. Parámetros de simulación CFD .....	93

Tabla 19. Resumen de resultados CFD de la esfera .....	94
Tabla 20. Reducción del área frontal para la iteración 1 - 2.....	101
Tabla 21. Comparación de resultados de las iteraciones .....	107
Tabla 22. Características geométricas finales del diseño final del Mk.3 .....	110
Tabla 23. Características de las mallas realizadas para la iteración N°4.....	111
Tabla 24. Resultados CFD del diseño final del Mk.3.....	113
Tabla 25. Comparativa de parámetros entre KON-Mk.2 vs KON-Mk.3 .....	114



# ÍNDICE DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Consumo promedio de combustible de carros manufacturados entre los años 1966-2017 [4] .....	16
Figura 2. Pérdidas de energía de un vehículo eléctrico de celdas de combustible [7] .....	17
Figura 3. Influencia de un difusor en el arrastre a) Efecto del ángulo difusor en el drag. b) Efecto del ángulo de inclinación en el drag [19] .....	22
Figura 4. Coche eléctrico Modelo Lightyear [24] .....	23
Figura 5. Camión con hoyuelos aerodinámicos [25] .....	23
Figura 6. Vehículos Pac Car II, IDRA Pegasus y Microjoule. (a) Vehículo Pac Car II del ETH Zurich [36]. (b) Vehículo IDRA Pegasus del Politécnico de Torino [38]. (c) Vehículo Microjoule de La Joliverie [40]. .....	27
Figura 7. Vehículo KON-Mk.2. (a) Vista isométrica. (b) Vista superior. (c) Vista de perfil. (d) Vista frontal. ....	29
Figura 8. Capa límite en un cuerpo aerodinámico [44]. .....	38
Figura 9. Capa límite de velocidad [44]. .....	38
Figura 10. Transición de la capa límite de laminar a turbulento [43] .....	39
Figura 11. Componentes positivos de tensor de esfuerzo en coordenadas cartesianas sobre volumen de control infinitesimal [44]. .....	40
Figura 12. Descomposición de fuerzas aerodinámicas [44]. .....	41
Figura 13. Gráfica de variación de los coeficientes de sustentación y arrastre respecto al ratio de altura entre longitud [46]. .....	44
Figura 14. Tipos de geometrías para elementos de mallado .....	49
Figura 15. Aproximación de una malla estructurada a una superficie curva [49]. .....	50

Figura 16. Malla estructurada por bloques para la geometría de un motor [49].	51
Figura 17. Malla de elementos triangulares [49].	51
Figura 18. Ejemplo de malla mixta [49].	52
Figura 19. Diagrama de flujo para marco metodológico.	57
Figura 20. Dimensionamiento antropométrico de la piloto.	64
Figura 21. Dimensionamiento de la piloto en posición de manejo	65
Figura 22. Dimensiones de la piloto	65
Figura 23. Dimensionamiento en milímetros (mm) de la vista lateral del perfil aerodinámico seleccionado.	67
Figura 24. Dimensionamiento en milímetros (mm) de la vista superior del perfil aerodinámico seleccionado.	67
Figura 25. Diseño final 2D de la vista lateral.	68
Figura 26. Diseño final 2D de la vista superior	68
Figura 27. Diseño 3D inicial. (a) Vista lateral. (b) Vista superior. (c) Vista frontal. (d) Vista Isométrica	69
Figura 28. Diseño de cubrellantas inicial - Vista inferior del vehículo	70
Figura 29. Diseño continuo de cola con cubre llanta trasera	70
Figura 30. Diseño de cubrellantas sin cavidades	71
Figura 31. 1er diseño 3D de la carrocería. a) vista frontal, b) vista superior, c) vista lateral	72
Figura 32. Metodología resumida del objetivo específico N°3	74
Figura 33. Dominio geométrico para las simulaciones CFD [70]	75
Figura 34. Detalle de la calidad de malla final de la iteración 4.	76
Figura 35. Gráfica de coeficiente de sustentación contra ángulo de ataque correspondiente a perfil NACA-4412.	83

Figura 36. Gráfica de coeficiente de arrastre contra ángulo de ataque correspondiente a perfil Eppler 748. ....	87
Figura 37. Modelo de la esfera en el túnel de viento [65] .....	92
Figura 38. Dominio geométrico de la esfera. ....	92
Figura 39. Campo de velocidad de la esfera a 25m/s .....	94
Figura 40. Campo de velocidad del flujo en un plano de simetría (m/s).....	95
Figura 41. Separación de flujo en un plano de simetría correspondiente a iteración 1. ....	96
Figura 42. Campo de presión (manométrica) en el plano de simetría.....	98
Figura 43. Campo de presión (manométrica) la superficie del vehículo.....	98
Figura 44. Intensidad de turbulencia y velocidad en la superficie de la carrocería a) vista lateral, b) vista superior, c) vista frontal.....	100
Figura 45. Comparativa de área frontal de la iteración 1 vs iteración 2.....	101
Figura 46. Comparación de los resultados de distribución de presiones. a) 1ra iteración b) 2da iteración .....	102
Figura 47. Implementación de modificaciones en la cola. a) 1ra iteración b) 2da iteración .....	103
Figura 48. Comparación de los resultados en la cola. a) 1ra iteración b) 2da iteración....	103
Figura 49. Separación de flujo posterior a la implementación de “Mejora 2” .....	104
Figura 50. Implementación de modificación geométrica. a) 1ra iteración b) 2da iteración .....	105
Figura 51. Comparación de los resultados. a) 1ra iteración b) 2da iteración .....	105
Figura 52. Reducción de arco entre la punta y el hombro. a) 1ra iteración b) 2da iteración .....	106
Figura 53. Reducción del arco entre la parte superior y el hombro a) 1ra iteración b) 2da iteración .....	106

Figura 54. Comparación de los resultados de la modificación. a) 1ra iteración b) 2da iteración .....	107
Figura 55. Vistas del diseño final del KON-Mk.3. (a) Vista lateral. (b) Vista frontal. (c) Vista superior. (d) Vista isométrica .....	109
Figura 56. Vista general del mallado computacional N°3.....	112
Figura 57. Detalle del mallado computacional cercano a la superficie .....	112
Figura 58. Campos de solución CFD del diseño final. a) Campo de velocidad de flujo - plano de simetría. b) Campo de Presión de flujo - Plano de simetría. c) Campo de presión de flujo - Superficie del carro. d) Campo de intensidad de turbulencia .....	113

## ÍNDICE DE ANEXOS

	Pág.
ANEXO 1: Propiedades del aire [71] .....	134
ANEXO 2: Gráficas de coeficiente de arrastre contra ángulo de ataque para los perfiles alares preseleccionados .....	135
ANEXO 3: Geometrías de los perfiles alares preseleccionados. <b>¡Error! Marcador no definido.</b>	
ANEXO 4: Boceto del concepto 3D. a) vista frontal, b) vista superior, c) vista lateral ...	140
ANEXO 5: Diseño final del KON MK.3 .....	141
NOMENCLATURA.....	142

## **RESUMEN**

En el presente trabajo se buscó realizar un diseño para la carrocería de un vehículo Shell Eco-marathon 2022. Ello con la finalidad de reducir el valor correspondiente al producto del coeficiente de arrastre por el área frontal del vehículo en al menos un 8%, comparado con el vehículo predecesor, KON-MK.2. Este diseño se realizó dentro de los requerimientos del equipo, el cumplimiento de la normativa de la competencia y las restricciones correspondientes al contexto peruano. Para ello se emplearon recursos como metodologías de diseño de ingeniería y productos, así como el uso de softwares entre ellos Autodesk Fusion 360 (CAD), XFLR5 V6.57 (simulación aerodinámica) y SimScale V2021 y V2024 (CAE - CFD). Para lograr el objetivo planteado en este trabajo se realizó la selección del perfil aerodinámico, diseñar la geometría de la carrocería y caracterizar su desempeño aerodinámico correspondiente al arrastre. Fue necesario realizar un proceso iterativo, basándonos en los resultados CFD, para lograr obtener el diseño final. Finalmente, el valor correspondiente al producto del coeficiente de arrastre por el área frontal del vehículo para la nueva carrocería representó una reducción del 13.95% comparado con su predecesor. Este resultado superó la expectativa mínima del 8%.

### **PALABRAS CLAVES:**

CFD; vehículo; eficiencia; aerodinámica

## **ABSTRACT**

### **AERODYNAMIC DESIGN AND SIMULATION OF THE BODY OF A PROTOTYPE CLASS ELECTRIC VEHICLE FOR THE SHELL ECO-MARATHON COMPETITION**

In this work, we sought to make a design for the body of a Shell Eco-marathon 2022 vehicle. This in order to reduce the value corresponding to the product of the drag coefficient through the frontal area of the vehicle by at least 8%, compared to the predecessor vehicle, KON-MK.2. This design was carried out within the requirements of the team, compliance with competition regulations and the restrictions corresponding to the Peruvian context. To this end, resources such as engineering and product design methodologies were used, as well as the use of software including Autodesk Fusion 360 (CAD), XFLR5 V6.57 (aerodynamic simulation) and SimScale V2021 and V2024 (CAE - CFD). To achieve the objective set in this work, the selection of the aerodynamic profile, the design of the geometry of the body and the characterization of its aerodynamic performance corresponding to the drag were carried out. It was necessary to carry out an iterative process, based on the CFD results, to obtain the final design. Finally, the value corresponding to the product of the drag coefficient through the front area of the vehicle for the new body represented a reduction of 13.95% compared to its predecessor. This result exceeded the minimum expectation of 8%.

#### **KEYWORDS:**

CFD; vehicle; efficiency; aerodynamic

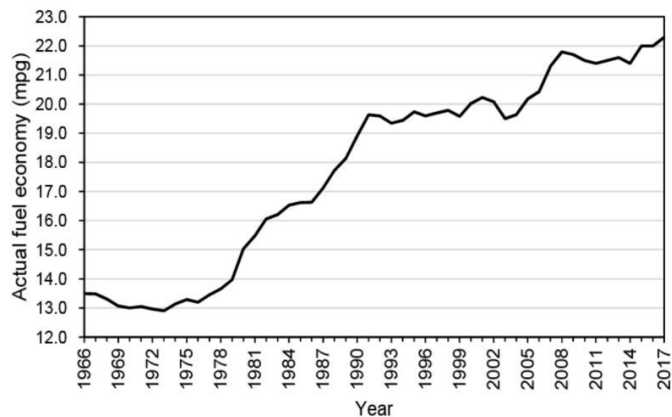
# INTRODUCCIÓN

## Presentación del tema de investigación

Se conoce que la Tierra ha pasado por diferentes ciclos climáticos en toda su existencia, sin embargo, la tendencia actual del calentamiento, debido a la contaminación atmosférica, es en parte atribuible al ser humano y sus industrias. Los efectos de la contaminación atmosférica no sólo son perjudiciales para la salud humana, sino también para la biodiversidad, incluyendo su flora, fauna y su clima. En el 2021, la Organización Mundial de la Salud (OMS) reveló que en el año 2016 fallecieron, aproximadamente, 7 millones de personas debido a la contaminación del aire [1]. Una de las industrias más contaminantes es la industria del transporte, contribuyendo aproximadamente el 14% de las emisiones de gases de efecto invernadero, así como la emisión de otros gases altamente nocivos para los humanos [2]. En 1961, la producción mundial de automóviles fue de 15.2 millones, sin embargo, en el 2017 alcanzó un pico de 96.12 millones de unidades vendidas [3]. La tendencia creciente de esta industria es una clara amenaza para la humanidad y su biodiversidad, lo cual nos obliga a tomar acción cuánto antes.

A nivel mundial, el sector transporte está promoviendo políticas e inversiones en pro del transporte sostenible, los vehículos energéticamente eficientes, el uso de combustibles más limpios y automóviles eléctricos; ayudando a reducir las principales fuentes de contaminación del aire. El uso eficiente de la energía en un vehículo es una de las mejoras que se pueden aplicar a cualquier tipo de transporte, sin importar si son vehículos eléctricos o de combustible, transporte aéreo o marítimo, automóviles o camiones. En ese sentido, este aumento de la eficiencia energética de los vehículos ha sido uno de los temas de investigación y preocupación más importantes de las últimas décadas [4]. En la **Figura 1** se muestra la evolución de la eficiencia de combustible en millas por galón (mpg) entre los años 1966 - 2017.





**Figura 1.** Consumo promedio de combustible de carros manufacturados entre los años 1966-2017 [4]

La reducción de las pérdidas de energía del coche es la clave para aumentar la eficiencia energética. La energía en un automóvil no se utiliza exclusivamente para generar movimiento en el automóvil, sino que también se pierde debido a factores diferentes como pérdidas en el motor por ralentí, resistencia aerodinámica, resistencia a la rodadura y exceso de peso como los principales. Esto impacta negativamente a la eficiencia real del motor de combustión interna, logrando alcanzar solo un 25% - 30% [5]. La reducción de estas pérdidas al mínimo junto con una conducción amistosa puede reducir considerablemente el consumo de combustible. Teniendo en cuenta la cantidad de automóviles en todo el mundo, el aumento de la eficiencia del combustible reduciría enormemente la cantidad de gases contaminantes liberados a la atmósfera. Es por ello, en campaña a esta preocupación, es la creación del Shell Eco-marathon (SEM).

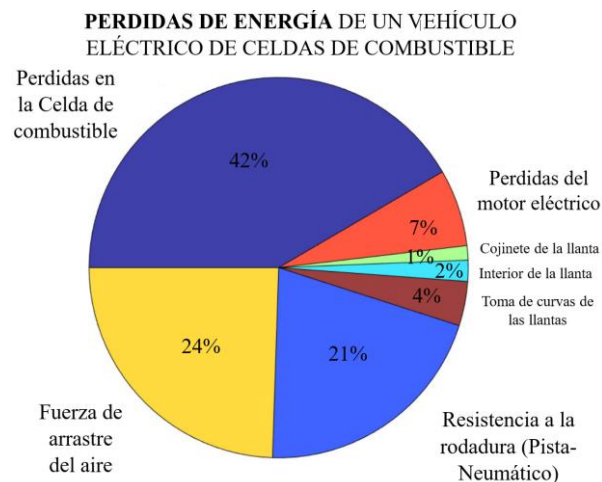
La Shell Eco-marathon es un evento de competición anual en la que estudiantes de todo el mundo se reúnen en equipos con el fin de construir un vehículo con la mayor eficiencia energética posible [6]. Esta competencia auspiciada por la empresa Shell Global, propone un único objetivo: recorrer la mayor distancia usando la menor cantidad de energía posible [6]. Para ello los equipos deben optimizar y reducir al máximo las pérdidas energéticas en todos los aspectos técnicos ya mencionados [6]. La competición está dividida en dos categorías: Urban Concept y Prototipo; y subdivididas de acuerdo al tipo de energía que la impulsa: combustible o electricidad [6]. La categoría Urban Concept se refiere a la construcción de un vehículo más convencional, con ciertas restricciones en cuanto a

dimensiones y accesorios. Mientras que en la categoría prototipo la principal consideración de diseño es maximizar la eficiencia energética, donde el confort del piloto pasa a segundo plano.

### Descripción de la situación problemática

El objetivo es maximizar la eficiencia energética de los vehículos, por lo tanto, se tiene que abordar las áreas donde más energía se pierde. Se mencionó anteriormente que las pérdidas de energía en un vehículo se dan por ralentí: Mantener el motor prendido a bajas revoluciones, también por resistencia a la rodadura, exceso de peso y resistencia aerodinámica entre otras. Sin embargo, una de las principales es esta última: resistencia aerodinámica. Representando aproximadamente un 24% de pérdidas de energía total [7]

**Figura 2.** Por ejemplo, si necesitamos incrementar la velocidad máxima del Ferrari Testarossa de 289 km/h a 322 km/h sin alterar su forma, necesitamos incrementar su potencia de 390 hp a 535 hp. Si no queremos gastar tiempo y dinero en potenciar más el coche, reducir el coeficiente de arrastre aerodinámico ( $C_d$ ) de 0.36 a 0.29 puede dar el mismo resultado [8]. Por esta razón, el estudio del  $C_d$  del coche es fundamental para cuantificar la eficiencia aerodinámica.



**Figura 2.** Pérdidas de energía de un vehículo eléctrico de celdas de combustible [7]

## **Formulación del problema**

Debido a la falta de túneles de viento en el país y el desconocimiento del CFD, uno de los tópicos que no se ha profundizado ni registrado por el equipo KON Team es la aerodinámica de los vehículos que construyen. Por este motivo, con el propósito de aumentar la eficiencia energética del KON-Mk.2, el trabajo de esta tesis tendrá como objetivo principal rediseñarlo aerodinámicamente y presentar la nueva carrocería del KON-Mk.3. Para ello nos concentramos fundamentalmente en reducir el producto del área frontal por el coeficiente de arrastre. De acuerdo con los resultados presentados por [30] y [39] se debería obtener una reducción en al menos un 8%. A tal efecto, se formulan los siguientes objetivos específicos.

### **Objetivo general:**

Diseñar la carrocería del vehículo KON-Mk.3 para la competencia Shell Eco-marathon 2022, teniendo como principal criterio la reducción del producto del área frontal por el coeficiente de arrastre en al menos un 8%, y en consecuencia incrementar su eficiencia energética.

### **Objetivos específicos:**

- 1) Seleccionar el perfil aerodinámico base para el 3D en función de su coeficiente de arrastre y espesor.
- 2) Diseñar el 3D de la carrocería del vehículo en el software CAD Autodesk Fusion 360.
- 3) Caracterizar el desempeño aerodinámico respecto al arrastre generado mediante simulaciones CFD en SimScale.

### **Justificación**

El único equipo peruano que posee una participación oficial ha pasado la inspección técnica realizada por representantes de la empresa organizadora, Shell Global, e ingresado a

pista es KON Team, equipo conformado por estudiantes de la Universidad de Ingeniería y Tecnología - UTEC, con su vehículo KON-Mk.3. El equipo no ha documentado un proceso respecto a la metodología de diseño aplicada para el desarrollo de la carrocería.

De manera complementaria es importante mencionar el contexto de ser un equipo peruano. En el país no es sencillo tener acceso a túneles de viento con la capacidad de evaluar objetos del tamaño de un vehículo, y que incluyan los elementos necesarios para llevar a cabo un análisis suficientemente exacto. Sumado a ello, los recursos computacionales suelen estar limitados. Tanto el software como el hardware y la infraestructura que demanda este tipo de análisis pueden ser para muchos inaccesibles.

Se plantea entonces el desarrollo de una metodología de diseño aerodinámico para la carrocería. Esta debe estar debidamente documentada y estructurada; así como ser realizable con los recursos con los que puede disponer un equipo en Perú obteniendo resultados consistentes con una precisión razonable.

Con el desarrollo de este componente se busca entregar un diseño de carrocería junto con un proceso de diseño correctamente documentado de tal manera que este pueda ser usado como un punto de partida confiable y relevante para futuros desarrollos tanto de KON Team como otros proyectos universitarios, tanto de UTEC como instituciones educativas externas.

Así mismo, con este tipo de desarrollos se busca promover la innovación en la búsqueda de soluciones al consumo de energía en el sector transporte. La reducción del arrastre tiene un impacto positivo en el aprovechamiento del consumo de energía por parte de los vehículos. Ello no solo representa una mejora desde un enfoque técnico, sino que también económico al poder recorrer una mayor distancia con una misma cantidad de energía con un precio asociado. Ello se ve especialmente reflejado en el caso de los vehículos a combustión interna, debido al incremento de precios en los combustibles sobre todo en este último año [7, 8, 9]. Para el caso de vehículos que usan hidrocarburos como combustible también representaría una mejora ambiental y social debido a la reducción emisiones de gases de efecto invernadero los cuales tienen un impacto en el cambio climático cómo también efectos nocivos para la salud [1, 2].

## **Alcance y limitaciones**

Este trabajo de investigación tiene como objetivo presentar una metodología de diseño aerodinámico enfocado en la reducción del coeficiente de arrastre para la carrocería del nuevo vehículo KON Mk.3. Por lo tanto, no se realizan cambios en otras áreas, como el chasis, el sistema de potencia o sistema de dirección. La tesis sólo se basa en simulaciones por ordenador y, por lo tanto, no se realizaron pruebas experimentales en un túnel de viento. Los resultados de la tesis se validaron mediante simulaciones computacionales desarrolladas en los programas CFD de XFLR5 V6.57 y SimScale V2021 y V2024. Otra limitación que tenemos a priori es el recurso de la potencia computacional. Cuando se utiliza la dinámica de fluidos computacional para calcular flujos, es necesario resolver numerosas ecuaciones que requieren potencia computacional. En este proyecto se utilizó una estación de trabajo con 8 núcleos para algunos cálculos, principalmente para el preprocesamiento y postprocesamiento. Sin embargo, para el procesamiento, se utilizó de manera remota los servidores del software SimScale, el cual la versión gratuita nos permite usar como máximo 16 núcleos. El diseño debe cumplir con los parámetros impuestos en el reglamento de la Shell Eco-marathon (SEM) 2022 [12].

# CAPÍTULO I

## REVISIÓN CRÍTICA DE LA LITERATURA

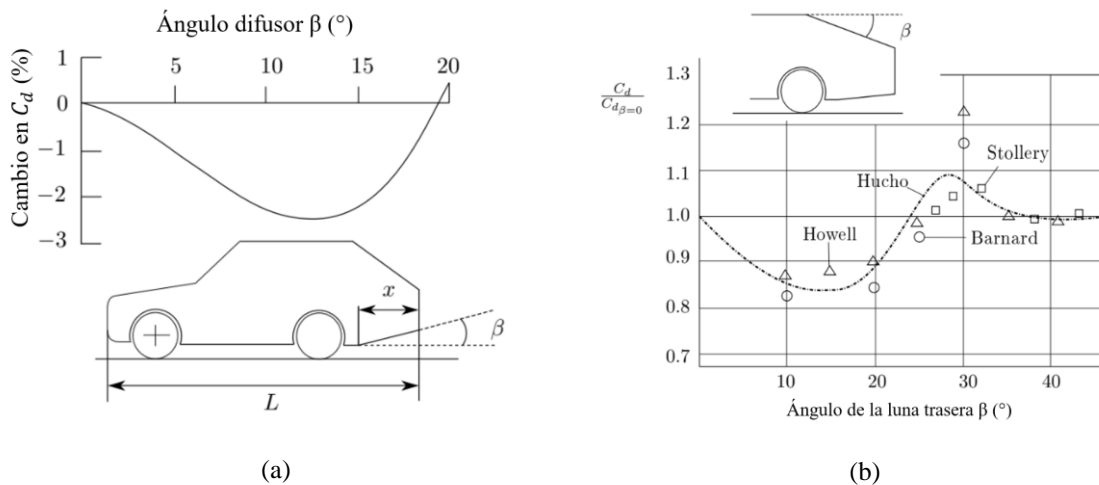
### 1.1. Causas que contribuyen al incremento del arrastre del carro

En el libro *Aerodinámica de vehículos de carretera* [13] se muestra que los dos factores que determinan principalmente la resistencia aerodinámica son el área frontal y el coeficiente de arrastre, donde para ambos se busca reducir el valor al máximo. En el congreso internacional de SAE (1984) [14] mencionaron que se realizaron experimentos con un modelo de cuerpo de farol, presentando mediciones de presión y fuerza, e iteraciones para diferentes valores de ángulo de ataque. Descubrieron que casi el 85% de la resistencia de la carrocería es generado por el gradiente de presión. Se tiene una mayor presión en la parte frontal del vehículo, mientras que en la parte trasera se presentan vorticidades por el vacío generando una caída en la presión. Por otro lado, en las literaturas aerodinámicas donde estudian vehículos de carretera [15] y [16] se afirma que las llantas expuestas contribuyen en un 25% a la resistencia total por fricción del vehículo. En la literatura *Investigación sobre la aerodinámica de un automóvil súper efectivo para la reducción de la resistencia aerodinámica* [17] se realizaron experimentos comparativos de vehículos con sus llantas cubiertas y descubiertas, demostrando que los vehículos con llantas descubiertas generaban un coeficiente de arrastre 12% mayor.

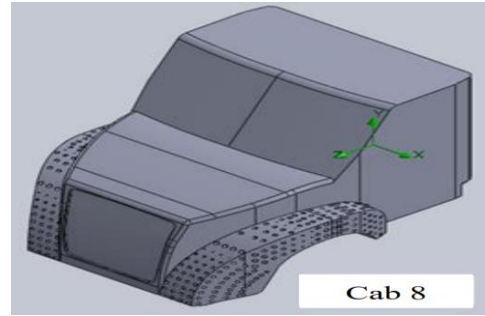
### 1.2. Cómo contribuir a la reducción de arrastre del carro

Hay diversas maneras para contribuir en la reducción de la resistencia de un vehículo. La primera es iniciar el proceso de diseño con la forma más aerodinámica posible: los perfiles aerodinámicos [13]. En la biblioteca abierta de perfiles aerodinámicos [18] se muestra un amplio banco de perfiles aerodinámicos que fueron desarrollados inicialmente por la NACA y posteriormente por la NASA. En el estudio *Optimización de la forma de la carrocería de un automóvil para reducir la resistencia aerodinámica y aumentar el downforce* [19] se

recomienda que el ángulo difusor de la parte baja de la cola debe estar entre los  $10^{\circ}$ - $15^{\circ}$  porque es en ese rango donde alcanza la reducción máxima del drag, como se observa en la **Figura 3a**. En [19] se recomienda hacer que el automóvil forme una sola curva convexa desde la parte más alta de su techo hasta el parachoques trasero, como se observa en la **Figura 4**, a fin de obtener una transición suave del flujo sobre la parte trasera del coche. En [19] se afirma que sí reducen el ángulo de inclinación de la parte posterior de un automóvil entre  $10^{\circ}$ - $20^{\circ}$ , el flujo de aire seguirá la línea del techo suavemente, evitando la separación de flujo y reduciendo drásticamente la resistencia (Véase **Figura 3b**). En [17] se concluye que para reducir el coeficiente de arrastre es necesario cubrir las llantas, ya que al momento de que el vehículo está en movimiento, por el aro se genera mucha turbulencia, perjudicando de esta manera la aerodinámica. Este concepto se aprecia también en la **Figura 4**, donde se cubre parte de la llanta trasera. Finalmente, en el congreso SOMIM (2013) [20] se replicó los hoyuelos de la pelota de golf a la carrocería de un camión, **Figura 5**, y este redujo su resistencia aerodinámica en un 27.98%, y a su vez, un 22.7% en el consumo de combustible.



**Figura 3.** Influencia de un difusor en el arrastre a) Efecto del ángulo difusor en el drag. b) Efecto del ángulo de inclinación en el drag [19]



**Figura 4.** Coche eléctrico Modelo Lightyear [24]

**Figura 5.** Camión con hoyuelos aerodinámicos [25]

### 1.3. CFD: El enfoque RANS en la reducción del arrastre

La manera en cómo medir la resistencia aerodinámica y poder verificar su reducción, es a través de simulaciones CFD con un determinado enfoque. En aplicaciones prácticas, se puede aplicar el enfoque de modelado Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) de estado estacionario [21]. En las literaturas [22], [23] y [25] se simuló en CFD, usando el enfoque RANS, vehículos prototipo y urbanos para la competición Shell Eco Marathon, mostrando una similitud entre los resultados obtenidos por RANS y los experimentales. En la revista de *Investigación Aplicada a Ingeniería (2014)* [26] se estudió los efectos del flujo y la resistencia efectiva sobre un vehículo comercial, utilizando el enfoque RANS, con un modelo de turbulencia  $k-\epsilon$  realizable, el cuál mencionan es uno de los modelos más utilizados en los CFD industriales por su menor demanda computacional. En esta investigación se evaluó y analizó la presión, los contornos aerodinámicos y las gráficas de velocidad en la parte trasera del vehículo. Lo provechoso de esta investigación es la novedosa metodología que usan para la obtención de resultados. En la revista de *Ingeniería Eólica y Aerodinámica Industrial (2019)* [27] se investigó el campo de flujo aerodinámico alrededor de un vehículo deportivo genérico utilizando simulaciones RANS y simulaciones experimentales con la técnica PIV, encontrando que el coeficiente de arrastre predicho por el enfoque RANS estaba dentro del 3-5% de los valores medidos experimentalmente. Esta investigación validó la fiabilidad del enfoque RANS.



#### 1.4. Softwares de simulación

Habiendo tantos softwares CFD en el mercado, no solo resulta necesario conocer aquellos que entreguen resultados con una mayor fiabilidad, sino también con rapidez, entre otros atributos. En la *Reunión de Ciencias Aeroespaciales de la AIAA (2018)* [28] se presentó la comparación del software XFLR5, un programa de bajo costo computacional que simula geometrías en 2D y 3D de manera rápida, con uno de los softwares más populares dentro del CFD: Ansys Fluent. Se encontró que los resultados obtenidos por XFLR5 eran totalmente similares con el software Ansys, los cuales, además, fueron validados experimentalmente.

Por otro lado, en los trabajos de investigación relacionados a vehículos aerodinámicos [23] y [29] se usó Ansys Fluent para calcular los coeficientes principales y revelar las deficiencias aerodinámicas de vehículos prototipo y urbano para la competición Shell Eco Marathon. En esta investigación se explora las ventajas y desventajas que este software posee. Adicionalmente, en [25] se usó el software COMSOL Multiphasic para simular en CFD a un vehículo prototipo para la Shell Eco Marathon, esto a fin de validar la idoneidad de sus resultados con resultados experimentales. En la tesis de investigación CFD [30] se usó las bondades del software STAR-CCM+, uno de los más vendidos en el campo CFD. El propósito de la tesis era mejorar las propiedades aerodinámicas del vehículo urbano de un equipo alemán para la competición Shell Eco Marathon.

En el trabajo de investigación de diseño aerodinámico [31] usan el software SimScale para caracterizar aerodinámicamente un vehículo para la competencia Fórmula SAE. Se buscó obtener los valores aerodinámicos como la sustentación y arrastre a diferentes velocidades. Ello con la finalidad de obtener la configuración de diseño óptima y entender cómo se comporta su vehículo a diferentes condiciones de flujo. El autor señala que el software es empleado debido a que este es de fácil acceso para los estudiantes al ser un software libre que les permite evaluar y optimizar los diseños que realizan.

Característica	XFLR 5	Comsol multiphasic	Ansys Fluent	Star- CCM+	SimScale
Técnica de discretización	VLM	FDM	FVM	FVM	FEM/FVM
Tipo de mallado	-	ME	ME	MD	ME/MD
2D/3D	S	S	S	S	S
Interfaz amigable	S	N	N	S	S
Costo Computacional	B	M	A	M	M
Modelo de turbulencia k-omega sst	N	S	S	S	S

**Tabla 1.** Comparación de softwares CFD

FEM - Método de elementos finitos, FVM - Método de volúmenes finitos, FDM - Método de diferencias finitas, VLM - Método de red de vórtice, ME - Malla estructurada, MD - Malla desestructurada, S - Característica disponible, N - Característica No Disponible, B - Bajo, M - Medio, A - Alto

### 1.5. Métodos de optimización

La integración del CFD en el ciclo de optimización permite iterar los diseños aerodinámicos hasta llegar a una solución óptima. Sin embargo, la cantidad de iteraciones necesarias dependerá del método de optimización que se emplee. En la tesis *Optimización aerodinámica robusta a través del método de gradiente conjugado con la teoría de Taguchi* [32] se establece una estructura robusta de optimización aerodinámica basada en el método

numérico de la gradiente conjugada. En este estudio se buscaba reducir el coeficiente de arrastre de perfiles aerodinámicos tipo NACA, logrando porcentajes de reducción de hasta un 8%. En las tesis de optimización CFD [33] y [34] se usa el método numérico de Evolución Diferencial para la optimización aerodinámica, ya que esta permite la evaluación de varias funciones objetivo en paralelo, reduciendo el tiempo computacional. En [33] se buscó reducir el coeficiente de arrastre de la punta y carenado del avión Flying V-5. Se obtuvo una reducción del coeficiente de arrastre del 2.4% para la punta, mientras que para el carenado una reducción del 4%.

Por otro lado, en [25] y [30], a diferencia de las anteriores, se optimizó la forma de un vehículo urbano sin usar ningún método numérico o algoritmo automatizado como apoyo. Por el contrario, todas las modificaciones en el diseño fueron propuestas en base a la observación de los resultados. Bajo esta técnica, en [25] el autor disminuyó el coeficiente de arrastre en 38%, comparado con el diseño inicial. Mientras que en [30] se disminuyó en un 11%. Si bien los resultados obtenidos por las optimizaciones no numéricas resultan mayores, esto no quiere decir que sean mejores, por lo contrario, si esos autores hubieran aplicado optimizaciones numéricas, las reducciones obtenidas hubiesen sido aún mayores.

## **1.6. Vehículos Shell Eco-marathon**

A continuación, se presenta una revisión histórica de cómo otros equipos Shell Eco-marathon. Cómo han abordado el desarrollo de sus carrocerías y qué parámetros aerodinámicos han tomado en consideración para su trabajo. Ello resulta relevante puesto que por las particularidades del tipo de competición. Es importante contar con una guía sobre los procedimientos y enfoques que se recomiendan seguir a modo de las mejores prácticas dentro del sector.

Por la cantidad de información disponible, el Pac Car II (**Figura 6a**), vehículo desarrollado por la ETH Zurich para la SEM 2005 suele ser un buen punto de partida. Se menciona que dicho diseño consideró las regulaciones, aerodinámica y ergonomía [35]. Este diseño tomó como base la geometría de perfiles aerodinámicos y tuvo un especial cuidado

con el diseño del carenado que cubre los neumáticos [35]. De acuerdo con la información publicada el vehículo, para una velocidad de 25 m/s logra un coeficiente de arrastre de 0,07 con un área superficial asociada de  $0.254 \text{ m}^2$ [35].

Para el año 2009, Microjoule presentó un vehículo clase prototipo el cual tomó de referencia la forma de una gota de agua, así como también contó con las ruedas completamente cubiertas e integradas al cuerpo [39]. El diseño tenía un área frontal de aproximadamente  $0.31 \text{ m}^2$  y un coeficiente de arrastre de aproximadamente 0.1 [37].

Siguiendo con el equipo H2politO, para el año 2012 presentaron el vehículo IDRA Pegasus [41]. Este equipo se enfocó en lograr el mínimo valor para el producto del área frontal por el coeficiente de arrastre; con valores de  $0.258 \text{ m}^2$  y 0.093 respectivamente [41].



(a)



(b)



(c)

**Figura 6.** Vehículos Pac Car II, IDRA Pegasus y Microjoule. (a) Vehículo Pac Car II del ETH Zurich [36]. (b) Vehículo IDRA Pegasus del Politécnico de Torino [38]. (c) Vehículo Microjoule de La Joliverie [40].

Competencias como la Shell Eco-marathon permiten que estudiantes aborden el reto de reducir la fuerza de arrastre, dando como resultado soluciones prácticas e innovadoras.

Pese a la falta de mayor detalle en la literatura disponible que resulta específica a equipos Shell Eco-marathon, se ha podido identificar que: el área frontal, la curvatura superior del volumen, el ángulo de ataque y el carenado de las ruedas son parámetros clave para reducir la fuerza de arrastre asociada al vehículo.

A continuación, se presenta una **Tabla** resumen con los parámetros de interés para los vehículos mencionados. Para los valores acompañados de un asterisco (\*) se hace referencia a una aproximación calculada.

	IDRA Pegasus	Microjoule	Pac Car II
Coefficiente de arrastre (-)	0.093	0.10	0.07
Área frontal (m <sup>2</sup> )	0.258	0.31	0.254(*)
Longitud máxima (m)	2.900	2.583 (*)	2.780
Altura máxima (m)	0.645	0.510 (*)	0.610
Ancho máximo (m)	0.520	---	0.570
Distancia entre ejes (m)	1.302 (*)	1.508 (*)	1.500

**Tabla 2.** Comparativa de vehículos Shell Eco-marathon

## 1.7. Vehículo KON-MK.2

El vehículo KON-MK.2 fue el primer vehículo del KON TEAM, de la Universidad de Ingeniería y Tecnología - UTEC, que participó oficialmente en la competencia Shell Eco Marathon (2021). Este vehículo clase “prototipo” presenta la silueta de gota invertida con las llantas totalmente cubiertas. En la **Figura 7** se muestran las diferentes vistas del diseño final.



**Figura 7.** Vehículo KON-Mk.2. (a) Vista isométrica. (b) Vista superior. (c) Vista de perfil. (d) Vista frontal.

La carrocería de este vehículo fue diseñada con un enfoque más aerodinámico que dimensional. Es por ello por lo que la longitud resulta por encima del promedio. En la **Tabla 3** se muestra las principales características del KON-Mk.2

	KON-Mk2
Coefficiente de arrastre (-)	0.0651
Área frontal (m <sup>2</sup> )	0.590
Longitud máxima (m)	3.250
Altura máxima (m)	0.708
Ancho máximo (m)	0.964
Área superficial (m <sup>2</sup> )	6.910
Volumen (m <sup>3</sup> )	1.088
Distancia del suelo a la base del piloto (cm)	10

**Tabla 3.** Características finales del diseño final del Mk.2

# **CAPÍTULO II**

## **MARCO TEÓRICO**

El presente capítulo desarrolla los conceptos y fundamentos teóricos en los cuales se sustenta este proyecto. Para poder diseñar la carrocería de un vehículo Shell Eco-Marathon es necesario abordar los conceptos de mecánica de fluidos y profundizar en las subáreas de aerodinámica y dinámica de fluidos computacional.

Por otro lado, es importante poder definir y entender la carrocería como componente. Entender su morfología, la función que esta cumple para el vehículo y los parámetros que influyen en su diseño.

### **2.1. Mecánica de Fluidos**

Los fundamentos físicos utilizados para esta investigación vienen principalmente derivados de la teoría de mecánica de fluidos. Para ello se presentan en este subcapítulo las propiedades físicas de los fluidos, ecuaciones de Navier-Stokes, números adimensionales y tipos de flujo. Estos son los fundamentos sobre los cuales se caracterizan y describen los fluidos de acuerdo con la teoría descrita en las literaturas de aerodinámica [42]-[44].

#### **2.1.1. Ecuaciones de conservación de Navier-Stokes**

Las ecuaciones de Navier-Stokes son la base para poder modelar matemáticamente el campo de flujo de un fluido.

Siendo un total de 7 ecuaciones; la ecuación de continuidad, las 3 ecuaciones de cantidad de movimiento (una para cada eje coordenado), la ecuación de estado, la ecuación de concentración de especies y la ecuación de energía. No se desarrollará una mayor explicación de la ecuación de concentración de especies debido a que no será utilizada en la presente tesis. A continuación, se presentan las ecuaciones de continuidad, cantidad de



movimiento y ecuación de estado de acuerdo con el trabajo de Cengel [43]. La ecuación de energía es descrita en función a la teoría presentada por White [42].

### 2.1.1.1. Ecuación de continuidad

La ecuación de continuidad es la componente dentro del set de ecuaciones que describe la conservación de masa para un sistema físico.

Se puede expresar la ecuación de manera diferencial:

$$(2.1) \quad \frac{\partial \rho}{\partial t} dx dy dz = -\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} dx dy dz - \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} dx dy dz - \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} dx dy dz$$

De acuerdo con lo expresado por Cengel [43] para flujos con un número de Mach menor a 0.3 se pueden considerar los efectos de la compresibilidad como despreciables. Al considerar el flujo como incompresible, entonces la ecuación se simplifica a:

$$(2.2) \quad \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0$$

Donde  $\rho$  corresponde a densidad,  $t$  es tiempo,  $u$  es la velocidad en el eje  $x$ ,  $v$  es la velocidad en el eje  $y$ ,  $w$  es la velocidad en el eje  $z$ .

### 2.1.1.2. Ecuación de cantidad de movimiento

Esta ecuación describe el movimiento de un fluido viscoso. La componente del lado izquierdo representa la derivada total con el cambio de velocidades en el tiempo y el término convectivo. Por otro lado, el lado derecho de la ecuación considera los efectos del gradiente de presiones, fuerzas del cuerpo y efectos difusivos.

$$(2.3) \quad \rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\vec{\nabla}P + \rho\vec{g} + \mu\nabla^2\vec{V}$$

Donde  $\rho$  corresponde a densidad,  $t$  es tiempo,  $V \rightarrow$  es el vector velocidad,  $P$  es presión,  $g \rightarrow$  es el vector de la de la gravedad y  $\mu$  es la viscosidad dinámica.

### 2.1.1.3. Ecuación de estado

Nos referimos con ecuación de estado a la ecuación de estado del gas ideal la cual es utilizada para sustancias en fase gaseosa. Esta se expresa como:

$$(2.4) \quad P \forall_e = RT$$

Donde  $P$  es presión,  $\forall_e$  es volumen específico,  $R$  es la constante de los gases,  $T$  es temperatura y  $\rho$  es densidad.

### 2.1.1.4. Ecuación de energía

Aplicando el teorema de transporte de Reynolds a la primera ley de la termodinámica podemos obtener la ecuación de la energía en un sistema.

$$(2.5) \quad \frac{dQ}{dt} - \frac{dW}{dt} = \frac{dE}{dt} = \frac{d}{dt} \left( \int_{\forall C} E_e \rho d\forall \right) + \int_{SC} E_e \rho (V \cdot n) dA$$

Donde  $Q$  es calor,  $W$  es trabajo,  $t$  es tiempo,  $E$  es energía,  $E_e$  es energía específica,  $\rho$  es densidad,  $\forall$  es volumen,  $A$  es área,  $n$  es el vector normal,  $V$  es velocidad  $\forall C$  es volumen de control y  $SC$  es superficie de control.

## 2.1.2. Números adimensionales

A continuación, se presentan los conceptos de números adimensionales que tienen implicancia en el trabajo de investigación realizado. Cengel [43] presenta los números de Reynolds y Mach, los parámetros físicos que los conforman y la significancia de su magnitud para la investigación realizada

### 2.1.2.1. Numero de Reynolds

Es el valor numérico adimensional que representa la razón entre fuerzas inerciales y fuerzas viscosas en un fluido. Este se expresa como:

$$(2.6) \quad Re = \frac{\text{Fuerzas inerciales}}{\text{Fuerzas viscosas}} = \frac{\rho V L_{ca}}{\mu} = \frac{V L_{ca}}{\nu}$$

Donde  $Re$  es el número de Reynolds,  $V$  es velocidad,  $L_{ca}$  es la longitud característica,  $\mu$  es la viscosidad dinámica,  $\nu$  es la viscosidad cinemática y  $\rho$  es densidad.

Cuando se tiene valores grandes para Reynolds, priman las fuerzas inerciales. Por el contrario, para valores pequeños o moderados de Reynolds las fuerzas viscosas tienen la suficiente influencia en el fluido para suprimir las fluctuaciones. Es así que para el primer caso se clasifica para el flujo como turbulento mientras que al segundo como laminar. El valor para el cual el régimen del fluido cambia de laminar se conoce como Reynolds crítico.

Siendo que, para el caso de un cilindro o una esfera en flujo externo, se define como laminar cuando su número de Reynolds se encuentra entre un valor menor a aproximadamente 200,000. Para Reynolds mayores a 2,000,000 se considera que el flujo es turbulento y transicional para valores de aproximadamente entre los 200,000 y 2,000,000.

#### 2.1.2.1. Número de Mach

Este parámetro adimensional relaciona la velocidad del fluido con la velocidad del sonido en un mismo fluido a un mismo estado. Se representa como:

$$(2.7) \quad Ma = \frac{V_V}{V_S}$$

Donde  $Ma$  es el número de Mach,  $V$  es la velocidad del vehículo y  $c$  es la velocidad del sonido.

Es importante saber su magnitud para poder caracterizar un fluido. Si el número de Mach es menor a 0.3 resulta razonable poder considerar al flujo como incompresible ya que los efectos de compresibilidad son relevantes únicamente si se excede dicho valor.

Es importante mencionar que el número de Mach está en función de la velocidad del sonido cuyo valor varía según el estado del fluido. Entonces la velocidad del sonido está en función de las propiedades termodinámicas del fluido. Si a este se le considera un gas ideal la velocidad del sonido se puede describir de la siguiente manera:

$$(2.8) \quad V_S = \sqrt{\gamma R T} = \sqrt{\frac{C_p}{C_v} R T}$$

Donde  $c$  es la velocidad del sonido,  $T$  es temperatura,  $R'$  es la constante del gas (en este caso, aire),  $\gamma$  es el ratio de capacidad de calor,  $C_p$  es el calor específico a presión constante y  $C_v$  es el calor específico a volumen constante. Dicho esto, se puede decir que, si un vehículo se encuentra en movimiento a velocidad constante, su número de Mach puede variar en diferentes ubicaciones.

Se puede clasificar un fluido en función de su número de Mach. Se considera un flujo sónico cuando  $Ma = 1$ , subsónico cuando  $Ma < 1$ , supersónico cuando  $Ma > 1$ , transónico cuando  $Ma \cong 1$  e hipersónico cuando  $Ma \gg 1$ .

### **2.1.3. Clasificación de flujos**

En el presente apartado se desarrollan conceptos respecto a flujos que resultan de interés para el proyecto. De acuerdo con el trabajo de Cengel [43] se desarrollan los conceptos de flujo laminar, turbulento e incomprensible; mientras que con Anderson [44], se aborda la teoría de flujo potencial.

#### **2.1.3.1. Flujo laminar y turbulento**

Se llama flujo laminar a aquellos flujos que poseen un movimiento suave y ordenado. Para estos, los efectos viscosos tienen principal influencia en su comportamiento.

El flujo turbulento posee un movimiento caótico. Este normalmente presenta velocidades altas, con fluctuaciones de su velocidad y un movimiento desordenado de sus partículas.

La transición de laminar a turbulento no sucede de forma súbita. Ello sucede en una zona del flujo la cual se denomina régimen de transición. En esta el flujo se encontrará fluctuando entre laminar y turbulento hasta ser completamente turbulento.

### 2.1.3.2. Flujo incompresible

Se denomina flujo incompresible al flujo con un valor de densidad constante. Se debe mencionar que la incompresibilidad de un fluido es una aproximación. Esta es válida cuando las variaciones de densidad son razonablemente pequeñas o despreciables.

La densidad de los líquidos se considera constante siendo característicamente incompresible. Por otro lado, lo que sucede con los gases es lo opuesto al ser altamente compresibles. Para estos, una variación en la presión de 0.01 atm puede aumentar o disminuir (dependiendo del caso) en un 1% la densidad del aire. Sin embargo, para estudios de ingeniería es posible aproximar el comportamiento de un gas al de una sustancia incompresible. Para variaciones de densidad de gases menores al 5%, lo cual sucede a valores de Mach por debajo del 0.3, resulta razonable tomar esta aproximación.

### 2.1.3.3. Flujo potencial

También llamado flujo irrotacional, se denomina flujo potencial a aquel flujo que puede ser descrito por una función potencial  $\phi$ .

En un flujo potencial no se presentan vorticidades en todo su dominio.

$$(2.9) \quad \xi = \nabla \times \vec{V} = 0$$

Donde  $\xi$  representa la vorticidad y  $\vec{V}$  es el vector velocidad.

Se considera la siguiente identidad vectorial: Si  $\phi$  es una función escalar, se puede decir que el rizo del gradiente de la función escalar es igual a 0.

$$(2.10) \quad \nabla \times (\nabla \phi) = 0$$

Comparando las dos ecuaciones previas, se puede decir que:

$$(2.11) \quad \vec{V} = \nabla \phi$$

$$(2.12) \quad u\mathbf{i} + v\mathbf{j} + w\mathbf{k} = \frac{\partial \varphi}{\partial x}\mathbf{i} + \frac{\partial \varphi}{\partial y}\mathbf{j} + \frac{\partial \varphi}{\partial z}\mathbf{k}$$

Donde  $\vec{V}$  es el vector velocidad,  $u$  es la velocidad en el eje  $x$ ,  $v$  es la velocidad en el eje  $y$ ,  $w$  es la velocidad en el eje  $z$  y  $\varphi$  es función del flujo potencial.

Si bien el potencial de velocidad es un análogo a la función corriente. Esto quiere decir que las derivaciones de  $\varphi$  llevan a las velocidades del campo de flujo. Pese a ello, existen diferencias a tener en cuenta:

- Para obtener las velocidades del campo de flujo, en el caso de  $\varphi$  se realiza diferenciando en la misma dirección que las velocidades. Para el caso de la función corriente, la diferenciación se realiza en dirección normal a la velocidad.
- El potencial de velocidad sólo está definido para flujo irrotacional. Por otro lado, la función corriente es válida tanto para flujos rotacionales o irrotacionales.
- El potencial de velocidad aplica para flujos tridimensionales mientras que la función corriente está restringida para casos bidimensionales.

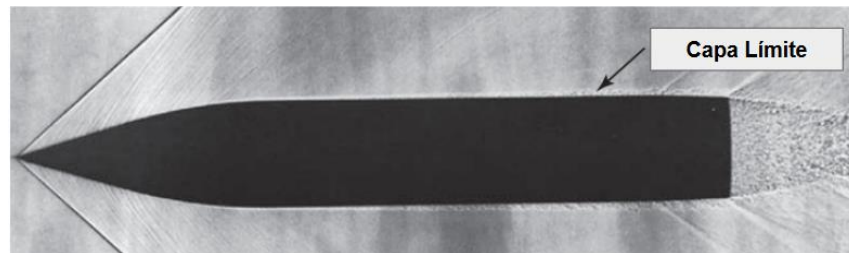
Como un campo de flujos es irrotacional, se permite definir un potencial de velocidad.

Normalmente sería necesario tener que considerar los tres componentes de la velocidad como variables por lo cual sería necesario utilizar tres ecuaciones. Al utilizar la simplificación de potencial de velocidad se puede describir la velocidad utilizando una sola variable. Conociendo  $\varphi$  para el problema dado, se puede obtener las velocidades con una de las componentes de la ecuación vectorial de  $\varphi$ .

#### **2.1.4. Capa límite**

La capa límite es la delgada región del flujo que se encuentra adyacente a una superficie. En esta se hacen presente los gradientes de parámetros del flujo como velocidad, temperatura o concentración de especies.

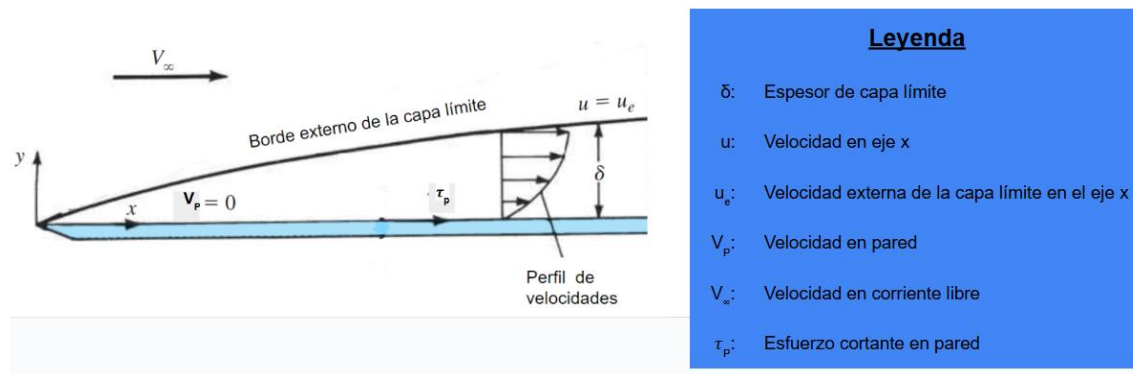
Como se puede apreciar en la **Figura 8**. La capa límite ocupa una pequeña porción del espacio correspondiente al campo de flujo. Esta influye en fenómenos físicos como la transferencia de calor y el arrastre de un cuerpo. Si bien existe la capa límite térmica y la capa límite de concentración, en esta sección se desarrollarán los conceptos vinculados a la capa límite de velocidad. Para este apartado se tomó la teoría de Anderson [44].



**Figura 8.** Capa límite en un cuerpo aerodinámico [44].

#### 2.1.4.1. Velocidad y esfuerzos cortantes

Se considera un flujo viscoso el cual está representado en la **Figura 9**. Los efectos viscosos se encuentran presentes en una delgada capa inmediata a la superficie. Cuando el flujo hace contacto con la superficie tiene una velocidad de cero. Conforme se sube respecto a la superficie en el flujo, su velocidad aumenta hasta alcanzar la velocidad de corriente libre.



**Figura 9.** Capa límite de velocidad [44].

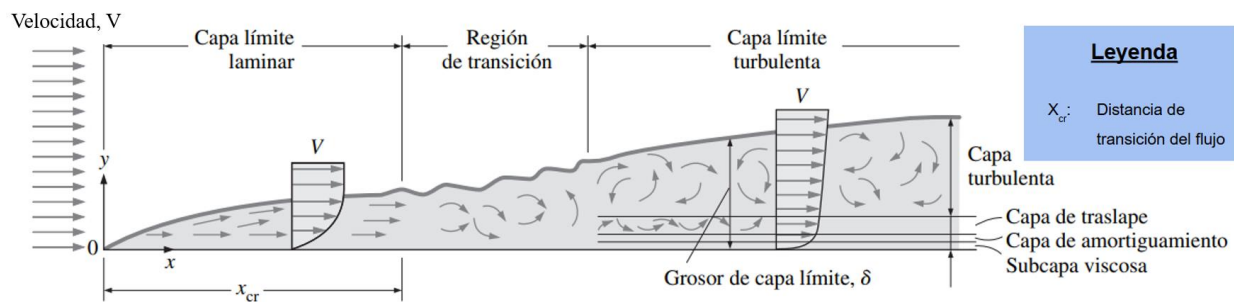
Como consecuencia del gradiente de velocidades, se generan esfuerzos cortantes en la pared. Esto está representado por la ecuación:

$$(2.13) \quad \tau_p = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_{pared}$$

De manera general, los esfuerzos cortantes se encuentran en función de la distancia desde el borde de ataque, siendo  $\tau_p = \tau(x)$ . Donde  $V_\infty$  es la velocidad en corriente libre,  $V_p$  es la velocidad en la pared,  $u_e$  es la velocidad externa de la capa límite en el eje x,  $\delta$  representa el espesor de la capa límite,  $\mu$  es la viscosidad dinámica y  $\tau_p$  es el esfuerzo cortante en la pared.

#### 2.1.4.2. Capa límite en flujo laminar y turbulento

Características como la presencia de gradientes de velocidad, temperatura y concentración de especies, así como de esfuerzos cortantes de capa límite presentadas son aplicables a flujos compresibles como incompresibles, y a flujos laminares como turbulentos. Para el caso de un flujo turbulento, su capa límite será más gruesa que para un flujo laminar. Esto sucede debido a que el flujo turbulento realiza un mayor intercambio de energía y momento. Por lo que, para las mismas condiciones de densidad, velocidad y temperatura, el espesor de la capa límite de flujo turbulento será mayor al de flujo laminar. En la **Figura 10**, se puede observar que una vez el flujo alcanzó el régimen turbulento, el espesor de la capa límite se incrementa. Considerar que la capa límite turbulenta contiene una subcapa viscosa que es donde predomina la viscosidad. Esta subcapa viscosa sirve para entender que aún existe la condición de No-Deslizamiento dentro de esta zona



**Figura 10.** Transición de la capa límite de laminar a turbulento [43]



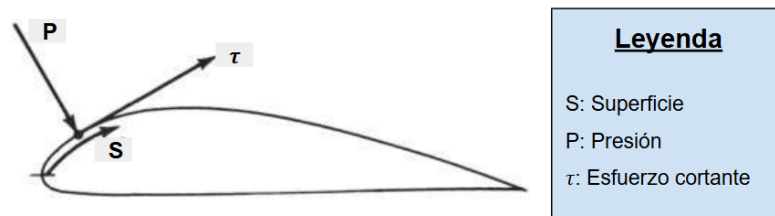
## 2.2. Aerodinámica

Por la naturaleza de la aplicación desarrollada en esta investigación es necesario abordar la aerodinámica y conceptos vinculados a esta. Este campo es una rama más específica de la mecánica de fluidos, centrándose en la dinámica del flujo del aire.

A continuación, se presentan conceptos de este campo en específico relacionados a esta investigación desarrollados por [43], [44].

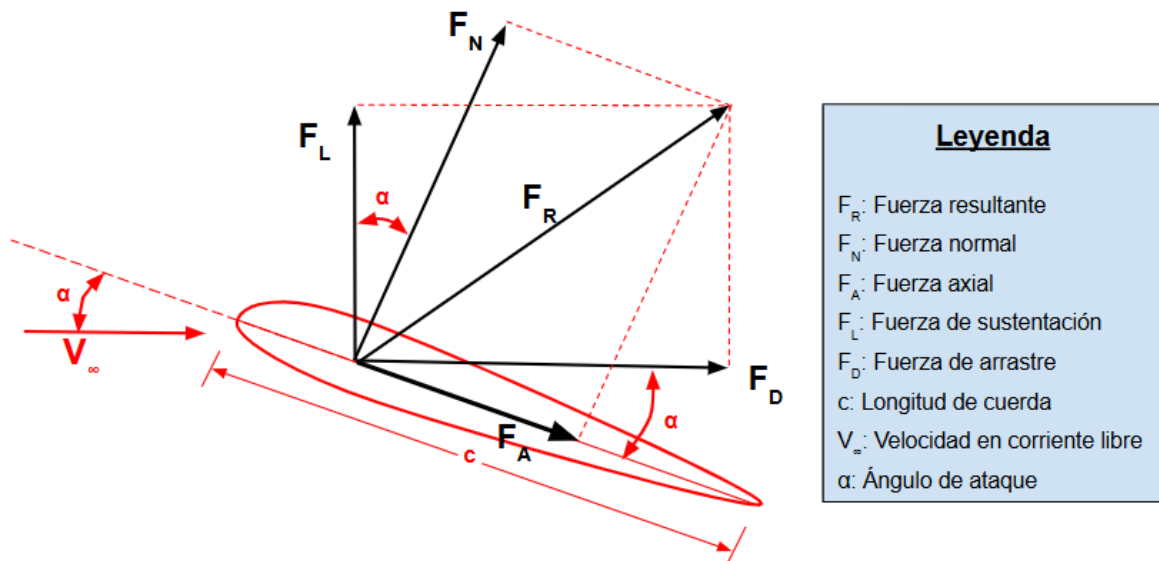
### 2.2.1. Fuerzas y momentos

Las fuerzas y momentos aerodinámicos en un cuerpo dependen únicamente de la distribución de presiones ( $P$ ) y esfuerzos cortantes ( $\tau$ ) sobre su superficie ( $s$ ). Como muestra la **Figura 11**, respecto a la superficie la presión actúa de manera normal mientras que el esfuerzo cortante de manera tangencial.



**Figura 11.** Componentes positivos de tensor de esfuerzo en coordenadas cartesianas sobre volumen de control infinitesimal [44].

La integración de las presiones y esfuerzos cortantes sobre la superficie da una fuerza aerodinámica ( $F_R$ ) y un momento ( $M$ ) resultante. La fuerza  $F_R$  puede descomponerse. Si se realiza en función de la velocidad de corriente libre ( $V_\infty$ ), la componente perpendicular corresponde a la sustentación ( $F_L$ ) mientras que la paralela al arrastre ( $F_D$ ). Por otro lado, si se realiza en función de la cuerda, se tendrá una componente perpendicular definida como normal ( $F_N$ ) y una paralela definida como axial ( $F_A$ ) (**Figura 12**).



**Figura 12.** Descomposición de fuerzas aerodinámicas [44].

Fuerza aerodinámica resultante ( $R$ ). Velocidad de corriente libre ( $V_\infty$ ), Fuerza de sustentación ( $F_L$ ). Fuerza de arrastre ( $F_D$ ). Fuerza Normal ( $F_N$ ). Fuerza Axial ( $F_A$ ). Ángulo de ataque ( $\alpha$ ). Ángulo de ataque ( $\alpha$ ). Ángulo de la fuerza normal con la fuerza de sustentación ( $c$ )

### 2.2.2. Sustentación

De acuerdo con la teoría presentada por Cengel [43], la sustentación se define como la componente de la fuerza resultante aerodinámica neta que es perpendicular a la dirección del flujo.

La fuerza de sustentación se encuentra en función de la densidad, geometría del cuerpo y la velocidad corriente arriba del flujo. Su parámetro adimensional, que es el coeficiente de sustentación, se expresa como:

$$(2.14) \quad C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_P}$$

Donde  $C_L$  es el coeficiente de sustentación,  $F_L$  es la fuerza de sustentación,  $\rho$  es densidad,  $V$  es la velocidad y  $A_P$  es el área proyectada axial al flujo.

De manera general, es la distribución de presiones sobre la superficie del cuerpo la principal causa de la sustentación. Para el diseño de cuerpos de sustentación se busca minimizar la presión promedio en la superficie superior mientras que en la inferior se busca el efecto contrario.

### 2.2.3. Arrastre

De acuerdo con la teoría presentada por Cengel [43], el arrastre es la fuerza que actúa sobre un cuerpo en la dirección del flujo. Para el caso de los vehículos, el arrastre está vinculado con el consumo de combustible. Un mayor arrastre se traduce como un mayor consumo por lo que es deseable su reducción.

El arrastre es consecuencia de varios factores siendo los principales:

- Los esfuerzos cortantes generados por los efectos viscosos
- Las vorticidades inducidas por la diferencia de presiones
- La diferencia de presiones en el volumen del cuerpo.

Se debe mencionar entonces que el arrastre está constituido por una componente inducida y una componente parásita. Siendo descrito mediante ecuaciones de la siguiente manera:

$$(2.15) \quad F_D = F_{DP} + F_{Di} \quad y \quad C_D = C_{DP} + C_{Di}$$

El arrastre depende de la densidad del fluido, la velocidad de flujo corriente arriba, así como del tamaño, forma y orientación del cuerpo. Dicho esto, su parámetro adimensional conocido como coeficiente de arrastre se expresa de la siguiente forma:

$$(2.16) \quad C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A_f}$$

Existen variaciones locales en el coeficiente de arrastre debido a los cambios en la capa límite de velocidad. Bajo dicha premisa el coeficiente de arrastre se puede expresar como:

$$(2.17) \quad C_D = \frac{1}{L} \int_0^L C_{D,x} dx$$

Donde  $F_D$  es la fuerza de arrastre,  $F_{DP}$  es la fuerza de arrastre parásito,  $F_{Di}$  es la fuerza de arrastre inducido,  $C_D$  es el coeficiente de arrastre,  $C_{DP}$  es el coeficiente de arrastre parásito,  $C_{Di}$  es el coeficiente de arrastre inducido,  $\rho$  es densidad,  $V$  es la velocidad,  $S_m$  es la superficie mojada y  $A_f$  es el área proyectada normal al flujo.

A continuación, se presentan los fundamentos desarrollados por [43], [44] los cuales describen al arrastre parásito y el arrastre inducido respectivamente.

### 2.2.3.1. Arrastre parásito

Este componente del arrastre se encuentra influenciado por la fricción superficial y el arrastre de presión causado por la separación de flujo. La parte influenciada por la fricción se debe a los esfuerzos cortantes que ocurren en la superficie con dirección del flujo.

El arrastre por fricción se encuentra directamente relacionado con la viscosidad y su área superficial, por el contrario, con el número de Reynolds presenta una relación inversa. El coeficiente de arrastre debido a la fricción es independiente de la rugosidad superficial para régimen laminar, pero es una fuerte función de la rugosidad superficial para régimen turbulento.

Por otro lado, la parte del arrastre que se debe a la presión es proporcional al área frontal y la diferencia de presiones entre la parte frontal y posterior del cuerpo.

Cuanto mayor es la velocidad, el arrastre por presión se vuelve más significativo. Ocurren separaciones debido a que el fluido no es capaz de seguir la trayectoria del cuerpo. Estas separaciones crean diferencias de presión entre la parte frontal y la posterior.

## 2.3. Parámetros básicos de diseño de la carrocería del vehículo

Los conceptos aerodinámicos de vehículos de carretera se describen en múltiples libros de teoría. Sin embargo, en este apartado describiremos sólo tres parámetros

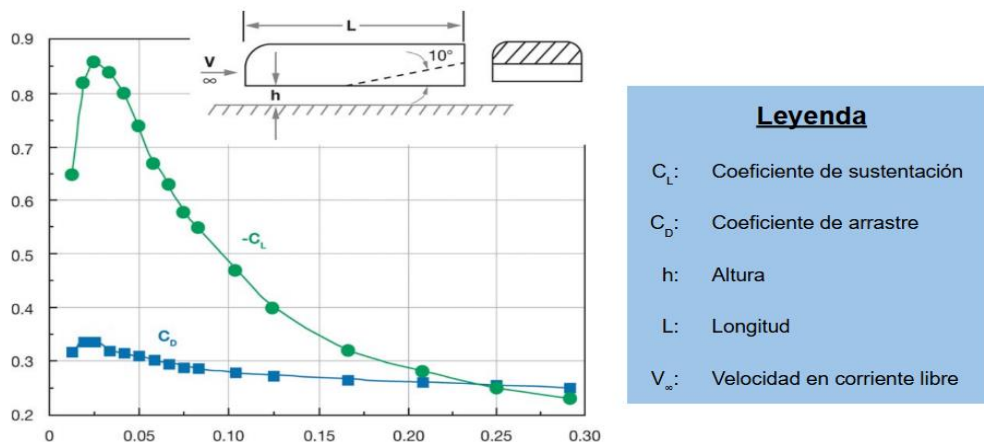
importantes que tienen un impacto notable en el rendimiento aerodinámico del vehículo. Hablamos de la distancia de la base al suelo, el ángulo de ataque y la zona frontal del vehículo. Todos estos parámetros dependen principalmente de la forma de la carrocería.

### 2.3.1. Distancia al suelo

Este parámetro hace referencia a la distancia más corta existente entre la superficie que actúa como suelo y el cuerpo del vehículo. Esta longitud es un parámetro directamente relacionado con el efecto suelo y el arrastre propio del vehículo [44].

El efecto suelo se produce debido a una reducción en la presión de la zona inferior del vehículo. Si se reduce el área transversal correspondiente al espacio entre el suelo y la superficie inferior del vehículo, por conservación de masa, el flujo aumenta de velocidad. A través de la ecuación de Bernoulli podemos saber que, al aumentar la velocidad, se reduce la presión estática [44]. Ello generará una fuerza en dirección normal hacia el suelo, lo que viene a ser el efecto suelo en aerodinámica [44].

Se observa en la **Figura 13** que existe una región para la cual el valor de la fuerza normal al suelo decrece en su valor de forma significativa. Esta se encuentra para un valor de longitud adimensional de 0.025. Donde la longitud adimensional corresponde a la altura mínima ( $h$ ) entre la longitud ( $L$ ). Este comportamiento ocurre debido a que, para dicha región los efectos viscosos del fluido comienzan a ser dominantes [44].



**Figura 13.** Gráfica de variación de los coeficientes de sustentación y arrastre respecto al ratio de altura entre longitud [46].

### **2.3.2 Ángulo de ataque del vehículo**

El ángulo de ataque es un parámetro el cual se encuentra definido como el ángulo formado entre la dirección paralela al flujo y la longitud de cuerda [44]. Los valores aerodinámicos asociados a un cuerpo, como la sustentación y el arrastre, varían con respecto al ángulo de ataque [44].

Como se menciona en la investigación *Aerodinámica de los coches de carreras* [46] el ángulo de ataque resulta relevante para aplicaciones de vehículos de transporte terrestre. Para estos casos, el ángulo de ataque está formado por el eje-x del vehículo y la pista. El comportamiento de un vehículo terrestre es equivalente al de un ala respecto al ángulo de ataque [46].

En lo referente a arrastre, para el caso de los vehículos terrestres, este presentará menores variaciones cuando el ángulo de ataque es cambiado. Ello, debido principalmente a variaciones en el espesor de su capa límite [46].

El ángulo de ataque resulta ser relevante debido a que este determinará la incidencia del flujo respecto al cuerpo [46]. Tomando en consideración que la forma de partida para un vehículo SEM es semejante a una gota, se debe tener cuidado al determinar el ángulo de ataque del mismo. Un posicionamiento mal determinado podría dar como resultado una fuerza normal, en dirección al suelo, excesiva. El exceso en magnitud de dicha fuerza resulta en un aumento de la fricción en las ruedas [46].

### **2.3.3 Área frontal y Área mojada**

Para un cuerpo que se mueve a través de un fluido, se presentarán tanto una fuerza tangencial a su superficie como una fuerza normal a la misma. Estas corresponden a esfuerzos cortantes y la presión respectivamente [47].

El arrastre parásito que se presenta cuando un cuerpo se transporta a través de un fluido se puede dividir en arrastre por presión y arrastre por fricción de superficie. Estos están descritos respectivamente por las siguientes ecuaciones:

$$(2.18) \quad F_{D_{Pf}} = \frac{l}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S_m C_{D_{Pf}}$$

$$(2.19) \quad F_{D_{PP}} = \frac{l}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 A_f C_{D_{PP}}$$

Donde  $F_{D_{PP}}$  es la fuerza de arrastre parásito por presión,  $F_{D_{Pf}}$  es la fuerza de arrastre parásito por fricción,  $C_{D_{PP}}$  es el coeficiente de arrastre parásito por presión,  $C_{D_{Pf}}$  es el coeficiente de arrastre parásito por fricción,  $\rho_{\infty}$  es la densidad de corriente de libre,  $V_{\infty}$  es la velocidad en corriente libre,  $S_m$  es el área mojada y  $A_f$  es el área proyectada normal al flujo.

Se puede apreciar entonces que un factor clave para determinar el arrastre es el área. El tamaño del área será directamente proporcional con la magnitud del arrastre [47].

Por otro lado, se debe mencionar que:

- El arrastre por fricción depende del área mojada la cual es toda la superficie en contacto con el fluido.
- Por otro lado, el arrastre por presión depende del área frontal. Esta es el área proyectada de manera normal al flujo.

Se deduce que un parámetro con el cual se debe trabajar para reducir el arrastre es el área mojada. Para reducir los efectos de arrastre por presión se debe reducir el área frontal (corresponde al área normal al sentido del flujo). En un escenario donde no ocurre de manera significativa una separación de capa límite, la reducción del área húmeda será el criterio principal para reducir el arrastre [47].

#### **2.4. Dinámica de fluidos computacional (CFD)**

Es el análisis de sistemas cuya problemática de caso está relacionado con el flujo de un fluido, transferencia de calor o fenómenos vinculados como las reacciones químicas. Se

lleva a cabo utilizando simulaciones computacionales. Esta técnica es bastante útil, siendo aplicada en distintas áreas [49].

El objetivo principal de su uso es proveer resultados de manera análoga a como lo puede realizar otra herramienta CAE. El problema para lograr ello es que se requiere de métodos resolutivos con una alta complejidad. Ello impide tener un balance ideal entre los costos económicos y las capacidades del programa [49].

Pese a lo mencionado, el uso de CFD tiene ventajas únicas como la reducción de tiempos o posibilidad de realizar estudios para los que un experimento no resulta viable de realizar.

#### **2.4.1. ¿Cómo funciona un código CFD?**

Un código CFD funciona como un conjunto de herramientas para simular, modelar y estudiar flujos de fluidos complejos. Utilizando métodos numéricos sofisticados, estos códigos son capaces de predecir cómo se comportan los fluidos en diferentes escenarios, lo que resulta de gran utilidad en disciplinas como la ingeniería aeroespacial, la automoción, la meteorología, la biomedicina, entre otras. Sin embargo, debido a su complejidad y las restricciones computacionales, la precisión de los resultados depende en gran medida de la calidad de la malla, la selección del modelo y las condiciones de contorno utilizadas. Los programas CFD comerciales se encuentran divididos en los 3 módulos que se verán a continuación [49].

##### **2.4.1.1. Preprocesado**

Se ingresa la información necesaria para resolver el problema. Internamente la información se transforma a una forma más adecuada para que el solver pueda trabajar con ella.

Las principales acciones para realizar durante el preprocesamiento son definir el dominio o región geométrica, generar la malla de celdas, seleccionar fenómeno físico o químico a modelar, definir las propiedades necesarias y especificar las condiciones de frontera.



### 2.4.1.2. Solver

Existen tres formas de abordar una solución numérica: las diferencias finitas, elementos finitos y métodos espectrales. Los softwares CFD aplican el método de volúmenes finitos, el cual es parte del enfoque de diferencias finitas. Este método es utilizado por los principales códigos CFD como ANSYS Fluent, PHOENICS, CFX y STAR-CD [49].

De manera resumida, el algoritmo numérico realiza los siguientes pasos:

- Integración de las ecuaciones sobre todo el volumen de control del dominio.
- Discretización mediante la conversión de la integral en un sistema de ecuaciones algebraicas.
- Resolución de ecuaciones mediante un proceso iterativo.

Se debe entender cómo funciona el método de diferencia de volúmenes finitos. Este consiste en la conservación, exacta, de las propiedades relevantes en cada celda [49]. Se define  $\phi$  como una propiedad del flujo. Esta es expresada en un balance de procesos:

$$\begin{bmatrix} \text{Tasa de} \\ \text{cambio de } \phi \\ \text{en el volumen} \\ \text{de control} \\ \text{respecto al} \\ \text{tiempo} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{Tasa neta de} \\ \text{incremento de } \phi \\ \text{debido a} \\ \text{convección en el} \\ \text{volumen de} \\ \text{control} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \text{Tasa neta de} \\ \text{incremento de } \phi \\ \text{debido a} \\ \text{difusión en el} \\ \text{volumen de} \\ \text{control} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \text{Tasa neta de} \\ \text{generación de} \\ \phi \text{ dentro del} \\ \text{volumen de} \\ \text{control} \end{bmatrix}$$

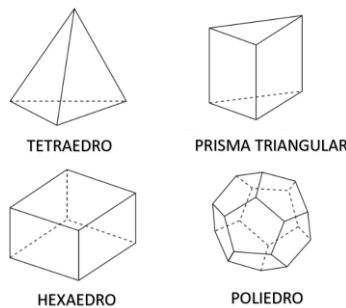
Los códigos CFD poseen técnicas de discretización capaces de abordar los fenómenos físicos que ocurren con un fluido. Estos son complejos y de comportamiento no lineal por lo que es necesario el uso de un enfoque iterativo para su resolución [49].

### 2.4.1.3. Postprocesamiento

Consiste en la visualización de la data obtenida tras la resolución del caso de estudio. Ejemplos de ello son las gráficas de vectores, seguimiento de partículas, entre otros [49].

### 2.4.2. Mallado

Como se explica anteriormente, las ecuaciones fundamentales que rigen al fluido no pueden ser resueltas analíticamente excepto en algunos casos simples especiales. El enfoque de ingeniería para resolver en general un problema complejo de dinámica de flujo es dividir el dominio del flujo en subdominios o volúmenes de control más pequeños. El conjunto de estas celdas conforma lo que se conoce en CFD como malla y la precisión de la solución obtenida depende de cómo esté conformada. Se puede decir que a mayor número de celdas mayor será la precisión. La precisión de la solución tiene una relación directamente proporcional con su costo computacional [49].



**Figura 14.** Tipos de geometrías para elementos de mallado

En cuanto a los tipos de elementos que se pueden utilizar, varias geometrías están disponibles. La **Figura 14** muestra las geometrías más utilizadas para una generación de malla 3D en CFD. La elección del tipo de elemento depende de la complejidad de la geometría y de los recursos computacionales disponibles. La guía práctica recomendada por ANSYS es utilizar mallas hexaédricas para geometrías simples; mallas tetraédricas no estructuradas con capas de prisma para geometrías complejas y mallas tetraédricas para geometrías extremadamente complejas.

El mallado hexaédrico no se usa en geometrías complejas porque las geometrías complejas son irregulares, tienen curvaturas, bordes afilados y características internas que impiden aproximarse con estos elementos, que requieren una forma más regular. [48]

Los elementos tetraédricos si se adaptan perfectamente a geometrías complejas porque pueden llenar espacios tridimensionales de manera más flexible, a diferencia de los hexaedros que tienen que ajustarse perfectamente a las superficies, lo que puede ser complicado con características intrincadas. [48]

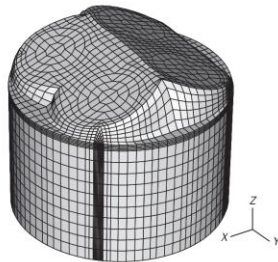
En cuanto a los refinamientos locales, los hexaedros pueden requerir un rediseño completo de la malla, mientras que los tetraédricos permiten un refinamiento más fácil en regiones específicas sin afectar el resto de la malla. [48]

Finalmente, la creación de una malla hexaédrica de calidad, que encaje en geometrías complejas, requiere una comprensión más profunda de los principios de mallado y análisis de elementos finitos, lo que puede ser un reto para quienes no tienen experiencia [48].

#### 2.4.2.1. Mallado estructurado

Este es utilizado principalmente cuando es necesario tener una mayor regularidad en los elementos o un mayor control de la densidad de malla [49].

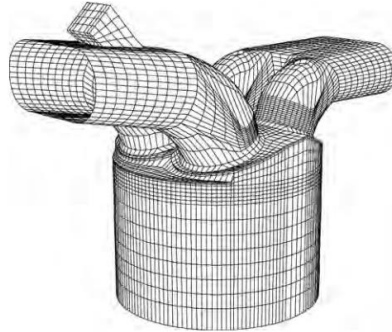
Uno de los problemas principales es que para abordar **Figuras** complejas es necesario aproximar el volumen. A mayor complejidad geométrica o de detalle, se requiere un mayor refinamiento que se traduce en un mayor consumo de tiempo y recursos computacionales [49].



**Figura 15.** Aproximación de una malla estructurada a una superficie curva [49].

Una solución es el uso de mallas estructuradas por bloques. El volumen se subdivide en regiones que tienen un mallado para cada región. Se utilizan diferentes estructuras, sistemas coordinados y refinamientos para cada región según es requerido. Las interfaces

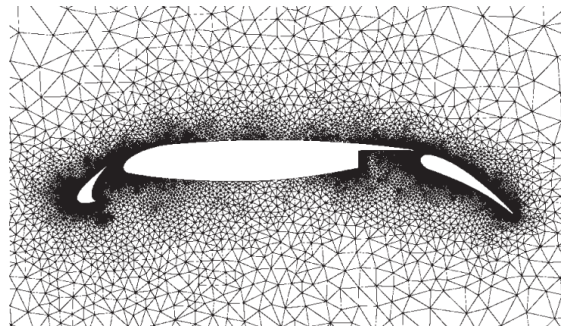
entre regiones deben tratarse de una manera totalmente conservativa para permitir una correcta implementación.



**Figura 16.** Malla estructurada por bloques para la geometría de un motor [49].

#### 2.4.2.2. **Mallado no estructurado**

Los volúmenes de control no tienen restricciones en su geometría ni en el número de celdas adyacentes para un mismo vértice. Los triángulos y cuadriláteros son las formas más utilizadas en casos bidimensionales. Para casos tridimensionales, tetraedros y hexaedros [49].

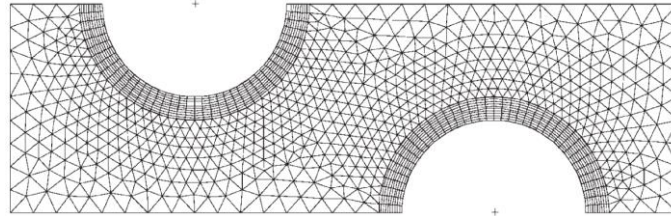


**Figura 17.** Malla de elementos triangulares [49].

Este mallado tiene como principal ventaja el no tener una estructura geométrica predefinida que le permite poder distribuir de manera más eficiente las celdas [49]. Lo que parece ser manchas en el contorno son zonas donde el tamaño de las celdas es muy pequeño para que se adapte a la superficie.

En estos arreglos de malla no se está restringido a un tipo de celda en particular. Es posible utilizar una combinación de diferentes tipos de celdas. Estas se denominan híbridas.

El uso de elementos cuadriláteros permite capturar con mayor precisión los efectos viscosos en las paredes mientras que los elementos triangulares ayudan a utilizar los recursos computacionales de manera más eficiente [49].



**Figura 18.** Ejemplo de malla mixta [49].

### **2.4.3. Cálculos de flujo turbulento**

Debido a la importancia de la turbulencia en aplicaciones de ingeniería, se ha desarrollado una extensa investigación en métodos numéricos que permitan capturar los efectos de interés en este fenómeno físico. De los métodos desarrollados, los tres más importantes son Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS), Large eddy simulation (LES) y Direct numerical simulation (DNS).

#### **2.4.3.1. Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS)**

Este método se enfoca en el flujo promedio y los efectos de la turbulencia de sus propiedades promedio. Las ecuaciones de Navier-Stokes son promediadas en función del tiempo. Aparecen términos extra en los modelos promediados en el tiempo debido a la interacción de varias fluctuaciones de turbulencia [50].

Los recursos necesarios para un cálculo razonablemente preciso son modestos por lo que este ha sido el método mayoritariamente usado en el campo de la ingeniería [50].

Con el objetivo de computar flujos turbulentos con las ecuaciones RANS es necesario el desarrollo de modelos que permitan predecir los esfuerzos de Reynolds y los términos de transporte escalar [50]. A continuación, se presentan los modelos más utilizados en la industria.

#### 2.4.3.1.1. Modelo Spalart-Allmaras

El modelo Spalart-Allmaras fue desarrollado para flujos aerodinámicos. Este es un modelo de una sola ecuación que resuelve una ecuación de transporte para la viscosidad cinemática de remolino (kinematic eddy viscosity en inglés). Este modelo fue desarrollado de manera específica para aplicaciones aeroespaciales que involucran flujos delimitados por la pared [50]. El modelo originalmente requiere que la región de la capa límite, donde influyen los efectos viscosos, se resuelva correctamente ( $y^+ \sim 1$  meshes). Actualmente el modelo ha recibido mejoras que le permiten ser aplicado para un rango de valores intermedio,  $1 < y^+ < 30$ , el modelo es capaz de entregar resultados consistentes [50].

La ecuación de transporte para  $\underline{\nu}$  está dada por:

$$(2.20) \quad \frac{\partial}{\partial t}(\rho \underline{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \underline{\nu} u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \underline{\nu}) \frac{\partial \underline{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left( \frac{\partial \underline{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu + S_\nu$$

Donde  $\rho$  es densidad,  $\mu$  es la viscosidad dinámica,  $\underline{\nu}$  es la variable transportada viscosidad cinemática turbulenta modificada,  $u$  es la velocidad en  $x$ ,  $t$  es tiempo,  $G_\nu$  es la producción de viscosidad turbulenta y  $Y_\nu$  es la destrucción de viscosidad turbulenta.  $\sigma_\nu$  y  $C_{b2}$  son constantes, mientras que  $S_\nu$  es un término definido por el usuario.

#### 2.4.3.1.2. Modelo k-ε estándar

Este modelo de turbulencia hace uso de dos ecuaciones permite determinar tanto la longitud de turbulencia como la escala de tiempo. Es económico en términos computacionales, robusto y posee una precisión razonable para un amplio rango de flujos turbulentos [50].

El modelo k-ε estándar es un modelo basado en ecuaciones de transporte para la energía cinética de turbulencia ( $k$ ) y la tasa de disipación ( $\epsilon$ ). Mientras que la ecuación para la energía cinética de turbulencia es derivada de la ecuación exacta, la ecuación para la tasa de disipación es obtenida usando un razonamiento físico [50].

El modelo k-ε estándares solamente es válido para flujos totalmente turbulentos.

A lo largo de los años se le han implementado modificaciones para mejorar su performance. Dos de las variantes más conocidas son RNG k-ε y realizable k-ε [50].

Entonces las ecuaciones de transporte son:

$$(2.21) \quad \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k$$

$$(2.22) \quad \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_e) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon$$

Donde  $k$  es la energía cinética por turbulencia,  $\varepsilon$  es la tasa de disipación,  $\rho$  es densidad,  $\mu$  es la viscosidad dinámica,  $u$  es la velocidad en  $x$ ,  $t$  es tiempo,  $G_k$  representa la energía cinética por turbulencia generada por gradientes de velocidad promedio,  $G_b$  es la generación de energía cinética por turbulencia generada por empuje,  $Y_M$  representa la contribución de la dilatación fluctuante en la turbulencia compresible a la tasa de disipación general.  $C_{1\varepsilon}$ ,  $C_{2\varepsilon}$  y  $C_{3\varepsilon}$  son constantes.  $\sigma_k$  y  $\sigma_\varepsilon$  son los números de Prandtl para  $k$  y  $\varepsilon$  respectivamente. Finalmente  $S_k$  y  $S_\varepsilon$  son términos definidos por el usuario.

El modelo k-ε tiene una formulación más simple y directa, lo que facilita su implementación en diversas aplicaciones de simulación [51]. Asimismo, el modelo k-ε requiere menos recursos computacionales en comparación con k-ω SST, lo que puede ser ventajoso en simulaciones de gran escala [52].

### 2.4.3.1.3. Modelo k- $\omega$ estándar

Es un modelo empírico basado en las ecuaciones de transporte para la energía cinética de turbulencia ( $k$ ) y la tasa de disipación específica ( $\omega$ ) [50].

El modelo empleado en ANSYS Fluent está basado en un modelo  $k - \omega$  que contiene modificaciones para los efectos por bajo número de Reynolds, compresibilidad y la propagación por flujo de cizallamiento [50].

Entonces las ecuaciones de transporte están dadas:

$$(2.23) \quad \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k$$

$$(2.24) \quad \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega$$

Donde  $k$  es la energía cinética por turbulencia,  $\omega$  es la tasa de disipación,  $\rho$  es densidad,  $u$  es la velocidad en  $x$ ,  $t$  es tiempo,  $G_k$  representa la energía cinética por turbulencia generada por gradientes de velocidad promedio,  $G_\omega$  es la generación de  $\omega$ .  $\Gamma_k$  y  $\Gamma_\omega$  representan la difusividad efectiva para  $k$  y  $\omega$  respectivamente.  $Y_k$  y  $Y_\omega$  representan la disipación de  $k$  y  $\omega$  causada por turbulencia.  $S_k$  y  $S_\omega$  son términos definidos por el usuario.

El modelo k- $\omega$  SST es más efectivo en la predicción de flujos cerca de superficies y en capas límite delgadas, lo que es crucial en aplicaciones como el diseño aerodinámico [53]. Asimismo, es más sensible a los cambios en la turbulencia en la capa límite, lo que permite una mejor captura de fenómenos como la separación del flujo [54].



# **CAPÍTULO III**

## **MARCO METODOLÓGICO**

Este capítulo describe el proceso de diseño de la carrocería del vehículo KON Mk.3 en tres secciones. En la primera sección de este capítulo se presenta la selección del perfil aerodinámico 2D, que sirve de base para crear la geometría del cuerpo. Para ello se introdujo al software XFLR5. En la segunda sección se presenta el proceso de diseño 3D, el cual se desarrolla en Fusion 360, basándonos en la metodología expuesta por Karl T. Ulrich [55]. En la tercera sección, se presentan los parámetros de simulación CFD, usando SimScale como solucionador.

### **3.1. Proceso metodológico**

En el siguiente diagrama de flujo se presenta la secuencia de pasos mediante los cuales se cumplirán los objetivos planteados. Con su cumplimiento, será posible la realización del diseño de una carrocería que cumpla con los requerimientos geométricos de la competencia y a su vez optimice los parámetros aerodinámicos de interés. Ello deberá estar debidamente caracterizado de manera cuantitativa.

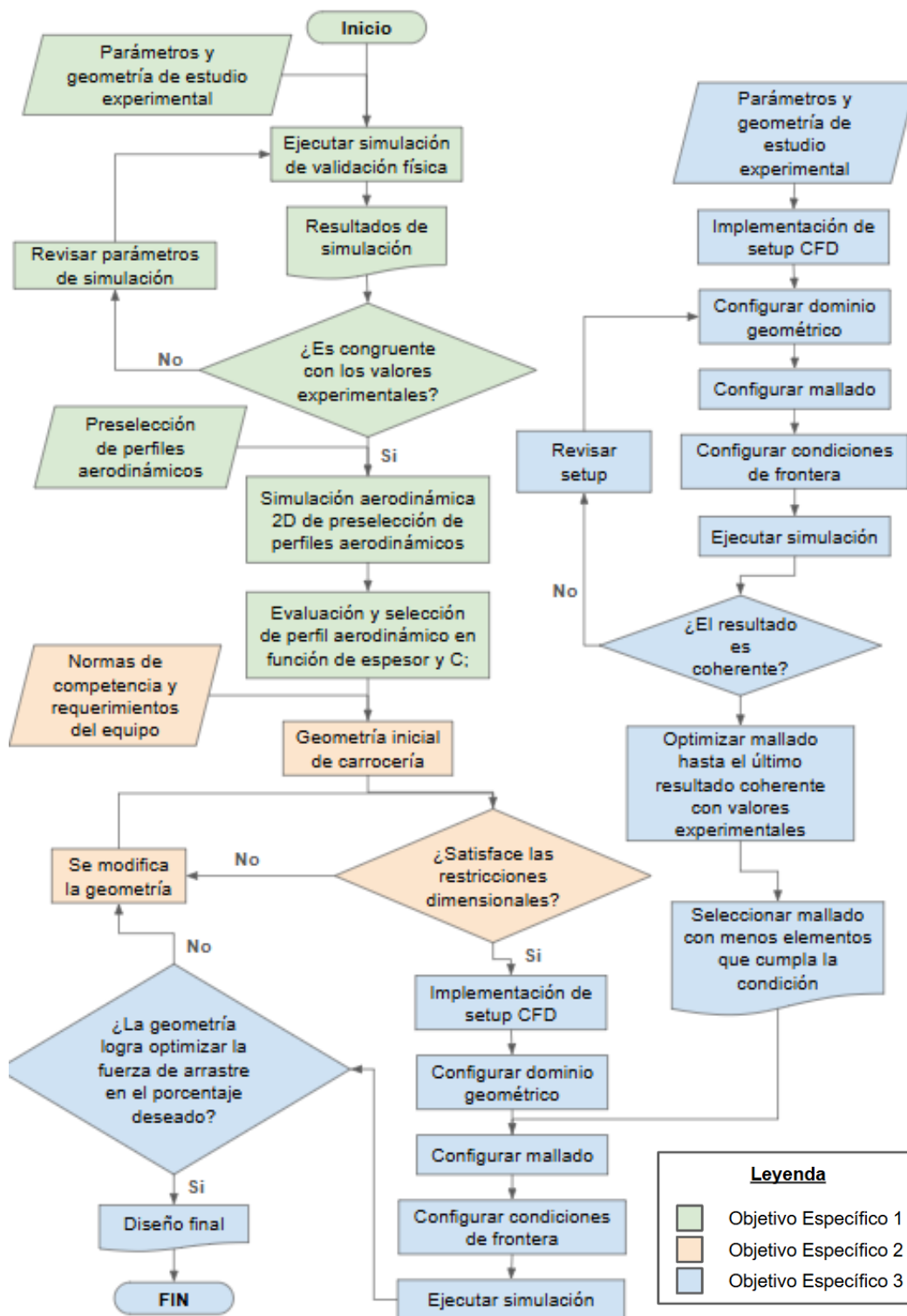


Figura 19. Diagrama de flujo para marco metodológico.

## **3.2. Diseño de la metodología**

A continuación, se presentan las actividades que se siguieron para la obtención de los resultados esperados de los objetivos planteados. Ello incluyó la selección del perfil aerodinámico, el diseño geométrico de la carrocería con las modificaciones geométricas correspondientes, así como la caracterización aerodinámica mediante simulaciones CFD. La ejecución de estas actividades concluyó con la selección de diseño final de la carrocería.

### **3.2.1. Selección del perfil aerodinámico**

El primer objetivo logrado fue la selección del perfil aerodinámico a utilizar en el diseño de la carrocería. Para ello se inició con una preselección de modelos, procediendo con una simulación aerodinámica en XFLR5 tras la cual se realizó un análisis de los resultados en función de los parámetros de interés. Para realizar la selección final del perfil aerodinámico se utiliza el método de objetivos ponderados [56].

En función de la literatura revisada [57]-[63] se realizó una preselección de 10 perfiles aerodinámicos. Estos deben tener valores de coeficiente de arrastre menores a 0.012 y un espesor no menor al 10% de la longitud de cuerda. La lista incluye los modelos Eppler 748, DAE 31, NACA 4412, MH-83, Eppler 231, LA2573A, Eppler 339, NACA 63(3)-018, E420 y S1223 (Geometrías en anexo-3).

Tras esta preselección se realizaron simulaciones aerodinámicas 2D. De acuerdo con los resultados obtenidos por [28], se utilizó el software XFLR5. Este programa otorga una buena precisión, dando resultados con una variación menor al 10% en promedio [64] y su consumo de recursos computacionales es bajo comparativamente en relación con herramientas CFD como Ansys Fluent. De acuerdo con el trabajo realizado en [66] este programa permite tener resultados en menos de 12 horas mientras que un software como Ansys Fluent puede demorar más de una semana.

Dos variables que se requieren ingresar al software son el número de Reynolds y el número de Mach correspondientes al caso a evaluar.

Para definir el número de Reynolds se tomaron valores de la densidad y viscosidad dinámica del aire a la altura de operación (20 msnm), la velocidad fue definida por la

velocidad crucero de 30 km/h para el vehículo y una longitud de cuerda que se tomará de 2.6 m.

Para obtener la densidad del aire a la altura de operación se utilizó la ecuación de estado de la siguiente manera:

$$(2.25) \quad \rho = \frac{P}{R' T} = \frac{(101325 e^{-0.0001184Z})}{R' T}$$

Donde R' es la constante del gas, en este caso aire, y T es la temperatura la cual fue definida a condiciones de referencia normalizadas de 15 °C y z representa la altura sobre el nivel del mar.

Al tener una temperatura de referencia establecida, se logró determinar el valor de la viscosidad dinámica mediante el uso de la **Tabla** de propiedades para el aire en el anexo-1.

Parámetro	Símbolo	Unidades	Valor
Densidad	$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	1.224
Velocidad	V	m/s	8.33
Viscosidad dinámica	$\mu$	N·s/m <sup>2</sup>	178.6·10 <sup>-7</sup>
Longitud de cuerda	c	m	2.6
Calor específico a presión constante	C <sub>P</sub>	kJ/K·kg	1.007
Calor específico a volumen constante	C <sub>V</sub>	kJ/K·kg	0.718
Constante de gases para aire	R'	J/kg·K	287

**Tabla 4.** Parámetros de números de Reynolds y Mach a condiciones de operación estándar.

Por otro lado, para el cálculo del número de Mach se requirió el valor de la velocidad crucero y la velocidad del sonido a dichas condiciones de operación. Para ello se emplearon las ecuaciones (2.7) y (2.8).

Se utilizó la temperatura a condiciones de referencia normalizadas en kelvin (288 K). A partir de ello, el valor para el coeficiente de dilatación adiabática fue establecido para la misma temperatura.

Antes de realizar las simulaciones correspondientes a los perfiles preseleccionados, se procede con una validación. Esta se realiza con la finalidad de corroborar que los resultados tengan una consistencia física. Para ello se utiliza la data experimental obtenida en [67] la cual cuenta con evaluaciones a números de Reynolds similares al de nuestro caso.

Habiendo corroborado que nuestro procedimiento es congruente con resultados experimentales se procede a extrapolar con la simulación de nuestras geometrías preseleccionadas.

Se obtuvieron gráficas de coeficiente de arrastre contra ángulo de ataque. Una vez obtenidos los resultados de las simulaciones 2D se procedió con un análisis a fin de realizar la selección final de perfil aerodinámico. Para este se tomaron en consideración los siguientes factores:

- El valor del coeficiente de arrastre cuando el ángulo de ataque es  $0^\circ$ .
- El espesor máximo del perfil aerodinámico relativo a la longitud de la cuerda.
- La posición del espesor máximo del perfil aerodinámico relativo al inicio de la cuerda en el borde de ataque.

Debido a que se tiene que realizar una valoración entre una cantidad finita de alternativas de manera cuantitativa se empleó el método de objetivos ponderados [56]. Para ello se desarrolló una matriz de decisión como la de la **Tabla 5**.

	Peso	Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3	Alternativa 4
Parámetro 1					
Parámetro 2					
Parámetro 3					
Puntaje total					

**Tabla 5.** Modelo de matriz de decisión.

Se definió el puntaje máximo obtenible como el valor de 5. Al valor promedio de cada parámetro se le asignó el valor de tres.

Para asignar un valor para los puntajes correspondientes a 1, 2, 4 y 5 se establecieron en intervalos definidos por el valor obtenido de la diferencia entre el valor máximo y el mínimo. Ello dividido entre la cantidad de intervalos, en este caso 5. El resultado obtenido nos da el valor mínimo para el cual puede asignarse el puntaje asociado.

### 3.2.2. Diseño de geometría de la carrocería

Una vez seleccionado el perfil aerodinámico se procedió con el diseño de la geometría de la carrocería. El objetivo principal en el diseño de la carrocería es la minimización de la fuerza de arrastre. Para ello, se consideró los siguientes dos aspectos: La minimización del área frontal y la reducción del coeficiente de arrastre ( $C_d$ ). En esta etapa se usó la metodología de desarrollo de productos expuesta por T. Urich en [55].

Este proceso se realizó en dos etapas. Primero se generó un diseño inicial en función al perfil aerodinámico seleccionado y los requerimientos, tanto los de la normativa de la competencia como los particulares propios del equipo. En una segunda etapa se realizaron modificaciones al diseño inicial con la finalidad de reducir el coeficiente aerodinámico global del volumen. En el presente proyecto se utilizó el software Fusion 360.

A partir de los resultados obtenidos en la simulación CFD y una evaluación cualitativa del campo de velocidades, en caso de ser necesario, se procede a realizar las modificaciones geométricas correspondientes a fin de poder lograr la performance aerodinámica solicitada en los objetivos.

Una vez finalizado el diseño, se procede con una verificación de los parámetros geométricos que limita la competencia. En caso el diseño no sea congruente con los parámetros establecidos se deben realizar las modificaciones correspondientes.

### **3.2.2.1 Requerimientos de diseño**

El primer paso en la metodología que expone Ulrich en [55] es identificar las necesidades o requerimientos del cliente. Él menciona que es de vital importancia asegurarnos de que el producto se enfoque en las necesidades del cliente. Para ello es necesario identificar necesidades explícitas, como también las ocultas, las que marcan la diferencia. Particularmente en nuestro caso el cliente vendría a ser la competencia en sí. En ese sentido, la competencia [12] establece los siguientes lineamientos explícitos relacionados al desarrollo de la carrocería:

- Los vehículos prototipo deben tener una distancia mínima de 100 mm entre la parte delantera de la carrocería del vehículo y los pies del conductor.
- La altura máxima del vehículo debe ser inferior a 1000 mm.
- El ancho entre las llantas delanteras del vehículo deberá ser de al menos 500 mm.
- La relación de altura/ancho debe ser inferior a 1.25.
- El ancho total máximo del vehículo no debe exceder de 1300 mm.
- La longitud total máxima no debe exceder de 3500 mm.
- El conductor debe tener acceso a un arco directo de visibilidad por delante y a 90° por los costados. El campo de visión del conductor debe lograrse sin la ayuda de ningún tipo de dispositivo óptico o electrónico.

Por otro lado, el equipo establece los siguientes requerimientos mínimos, basándose en la experiencia ganada con el vehículo predecesor, MK II.

- La longitud máxima no debe exceder los 3250 mm
- El ancho máximo no debe exceder los 964 mm
- El alto máximo no debe exceder los 708 mm
- El área frontal no debe exceder los  $0.56 m^2$
- El  $C_d$  no debe exceder 0.12 porque ese fue el  $C_d$  final del Mk2, por lo tanto

Estas mejoras en pro de la eficiencia vendrían a ser las necesidades “ocultas” que la competencia solicita a los equipos, con el propósito de optimizar el consumo energético por distancia recorrida de sus vehículos año a año.

### 3.2.2.2 Dimensionamiento

Para comenzar con el proceso de diseño CAD, se necesita obtener las dimensiones mínimas que tiene que abarcar la carrocería. Este dimensionamiento deberá garantizar una correcta ergonomía durante la conducción del piloto. Debido a las características de la competencia donde se busca la eficiencia, la piloto conviene que sea pequeña y de contextura delgada. Una vez seleccionada la piloto, se le realizó un estudio antropométrico (Véase la **Figura 20**), como también la de su posicionamiento dentro del vehículo (Véase la **Figura 21**). En esta etapa se recomienda que la inclinación del piloto sea entre  $15^\circ$  -  $20^\circ$  (Véase la **Figura 22**) para optimizar el espacio y garantizar una buena ergonomía [17].



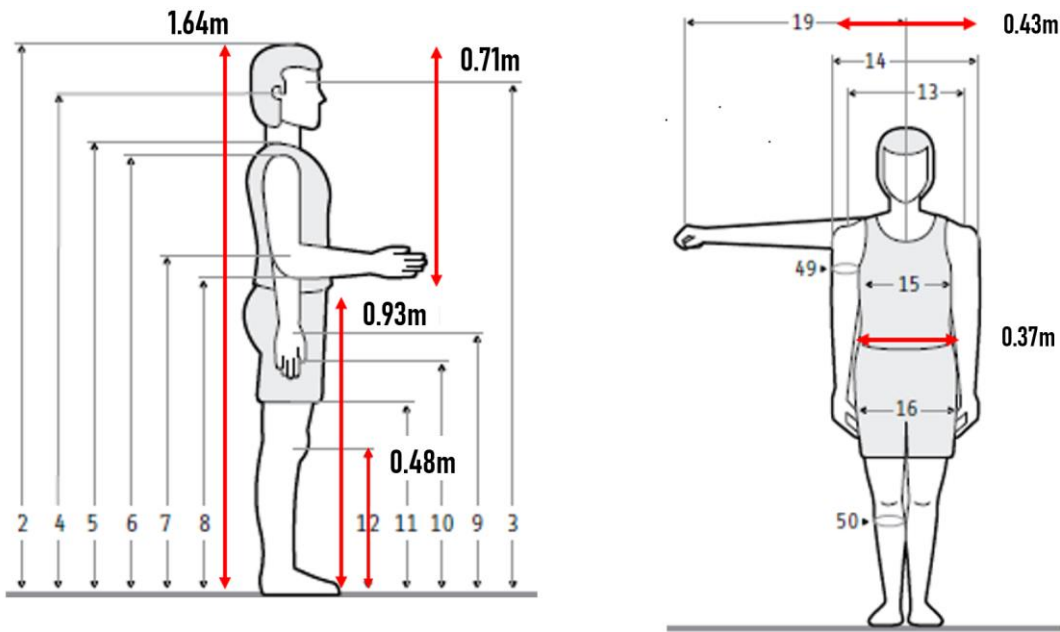
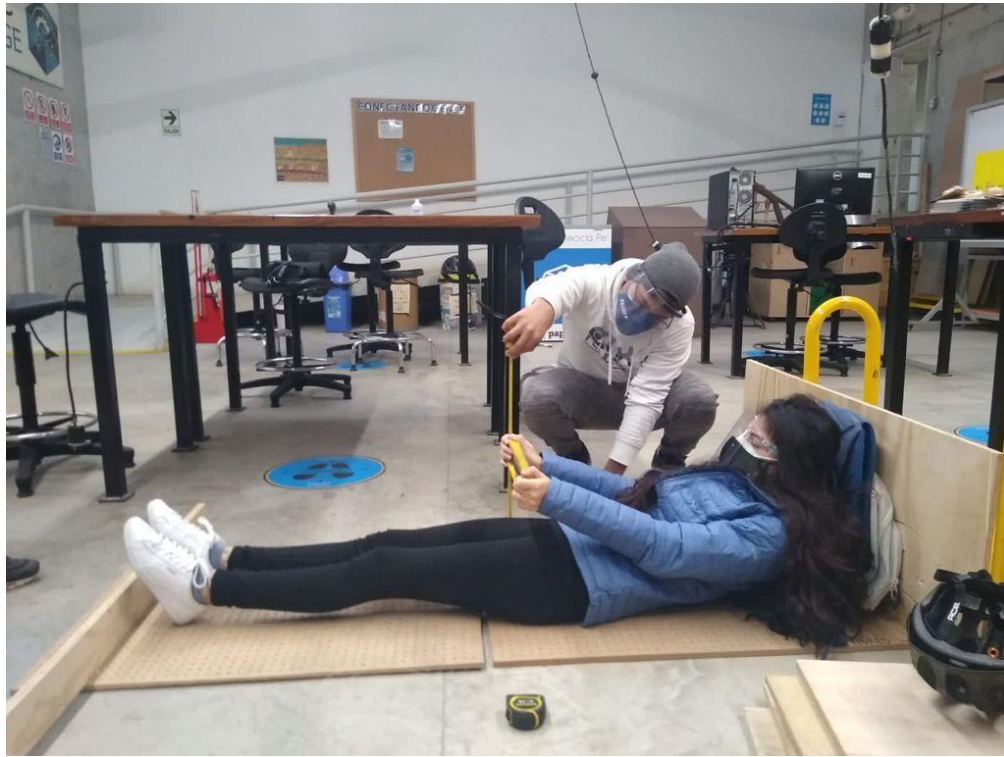


Figura 20. Dimensionamiento antropométrico de la piloto.

Dimensionamiento antropométrico de la piloto del KON-MK3	
Pies-Rodillas	0.48m
Pies - Cadera	0.93m
Cadera- Cabeza	0.71m
Hombros - Cabeza	0.22m
Ancho de hombros	0.43m
Ancho de cintura	0.37m

Tabla 6. Resumen del dimensionamiento antropométrico de la piloto



**Figura 21.** Dimensionamiento de la piloto en posición de manejo



**Figura 22.** Dimensiones de la piloto

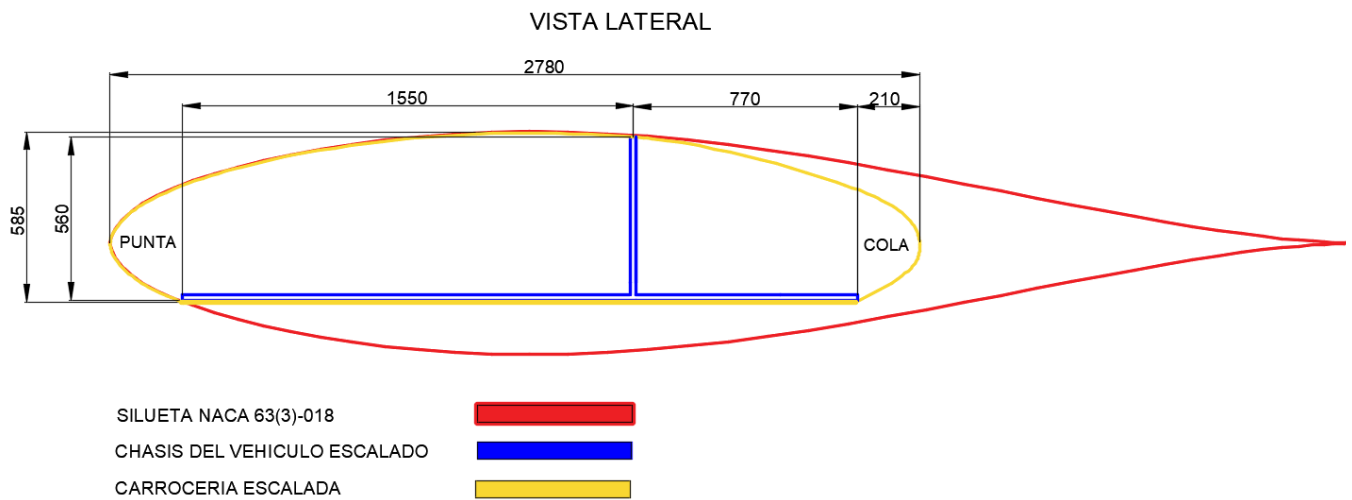
Parámetro	Unidad	Valor
Largo	mm	1550
Ancho	mm	500
Alto	mm	560

**Tabla 7.** Resumen de dimensiones base de la piloto.

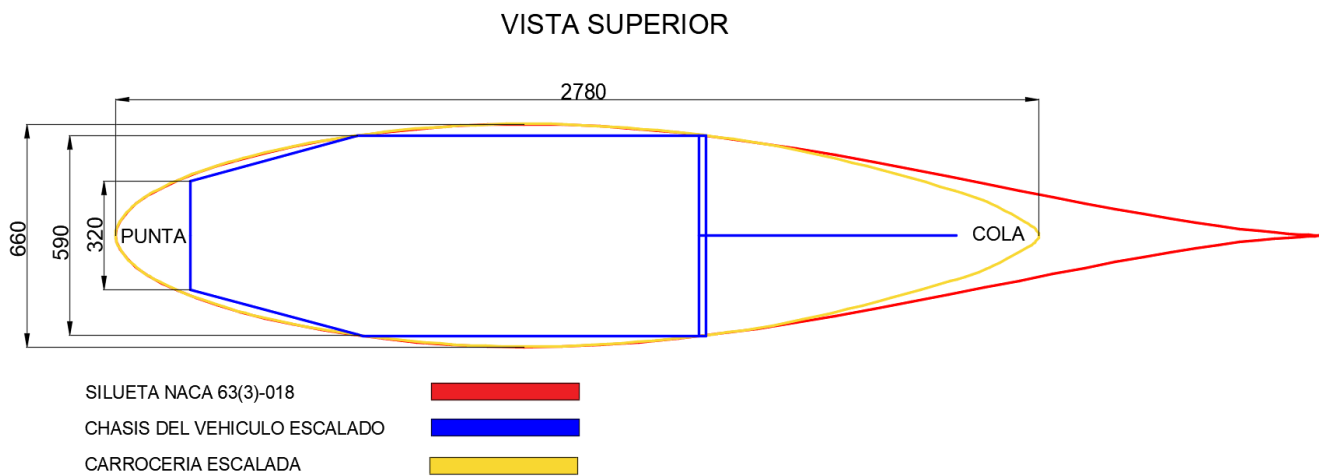
El piloto seleccionado fue una mujer por el hecho de que se requería que la carrocería tuviera dimensiones pequeñas. Esta elección permitió cumplir con el concepto fundamental de un buen diseño de ingeniería aeronáutica: “el mejor diseño aerodinámico puede ser aún mejor si se hace más pequeño, ya que se reduce más la fuerza de arrastre”.

### 3.2.2.3 Escalamiento del perfil aerodinámico 2D

Acto seguido, después de tomar las medidas in situ de la piloto, se procede a escalar el perfil aerodinámico seleccionado, NACA 63(3)-018, el cuál justifica su elección en la sección de resultados. Como se aprecia en la **Figura 23** y **Figura 24**, es necesario dibujar el chasis (de color azul) que contendrá a la piloto, con las dimensiones obtenidas en el paso anterior. Luego, el perfil aerodinámico (de color rojo) se escala hasta el punto en que esta pueda contener el chasis, como se muestra en la **Figura 23** y **Figura 24**. En esta parte no se debe sobredimensionar el perfil aerodinámico. Se espera que este calce exacto. Por otro lado, debido a que la cola del perfil aerodinámico resulta larga y puntiaguda, esta se deberá cortar. Para ello, en primera instancia, se recomienda cortar la cola hasta lograr un espacio de 210 mm con el límite de trasero del chasis (azul) **Figura 23**, y la así obtener la carrocería escalada (amarillo). Notar que, en la vista lateral, **Figura 23**, se aplano la carrocería(amarillo) hasta la base del chasis(azul). Posteriormente las siluetas se irán modificando aún más, conforme las simulaciones lo determinen.

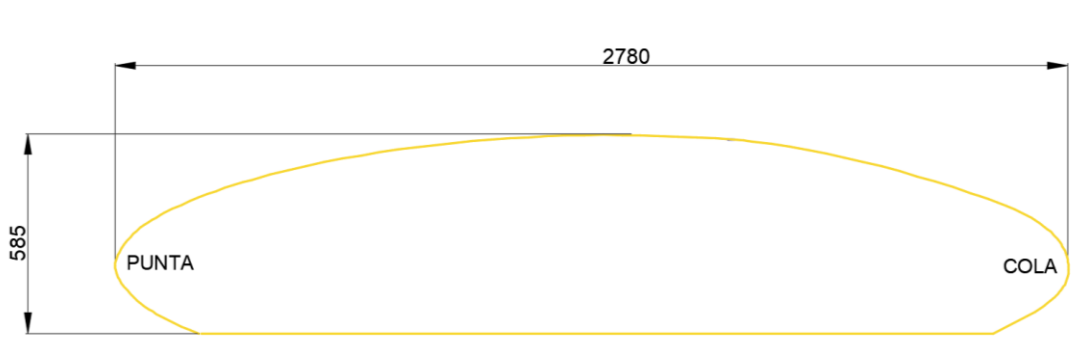


**Figura 23.** Dimensionamiento en milímetros (mm) de la vista lateral del perfil aerodinámico seleccionado.

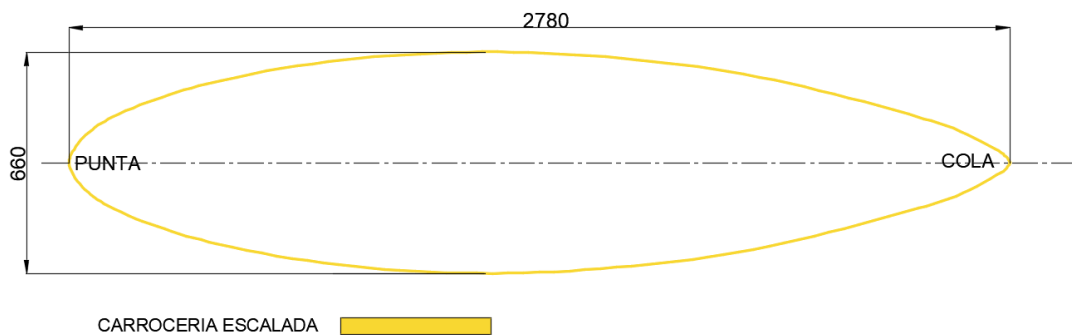


**Figura 24.** Dimensionamiento en milímetros (mm) de la vista superior del perfil aerodinámico seleccionado

Finalmente, se obtienen las siluetas finales de la vista lateral, **Figura 25** y la vista superior, **Figura 26**. Cabe resaltar que este diseño 2D fue creado para determinar el espacio necesario del piloto y de los diversos componentes internos. En ese sentido, este diseño no determina el modelo final, sino más bien es el esqueleto que nos permitirá moldear el diseño 3D.



**Figura 25.** Diseño final 2D de la vista lateral.



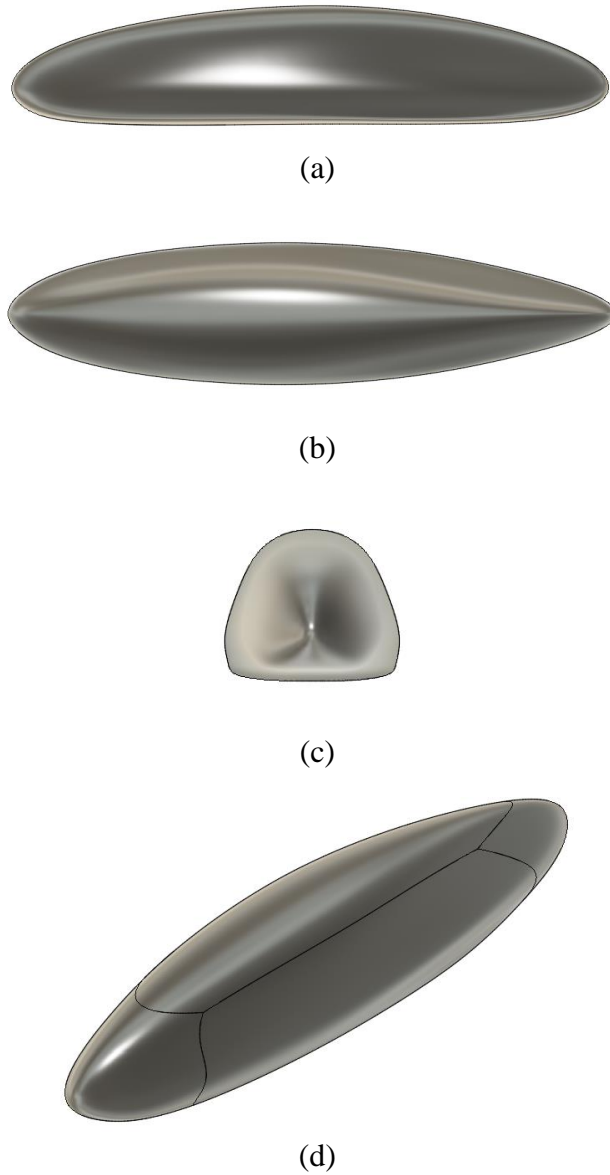
**Figura 26.** Diseño final 2D de la vista superior

### 3.2.2.4 Diseño del cuerpo 3D

El objetivo de esta etapa es crear un cuerpo 3D aerodinámico que cumpla con el reglamento y los requerimientos del equipo. El primer paso en la etapa de diseño 3D es crear un boceto a lápiz y papel, a partir de los perfiles modificados, de lo que deseamos como concepto de diseño. Cabe destacar que la aerodinámica se aplica después de que el diseñador estético presenta su concepto. En ese sentido, en base al análisis del estado del arte relacionado a los equipos ganadores de los últimos años, y en base a los criterios propuestos en la presente tesis se presenta el diseño preliminar en papel de nuestro 3D (Véase **Anexo 4**).

El segundo paso es desarrollar el sólido 3D en el software CAD de preferencia. En este paso se busca obtener como diseño inicial, el concepto propuesto en el paso previo. Se

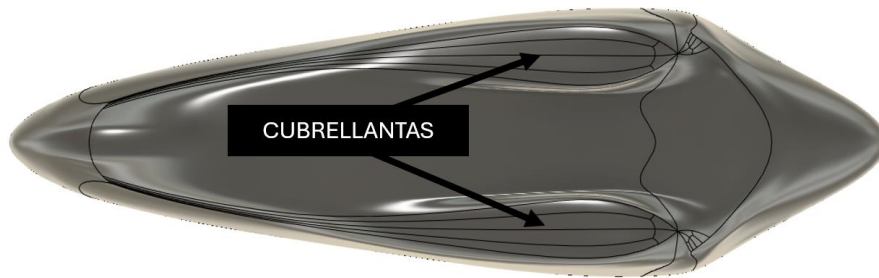
empieza ajustando los perfiles 2D modificados (**Figura 25 y 26**) a un cuerpo 3D, como se ve en la **Figura 27**.



**Figura 27.** Diseño 3D inicial. (a) Vista lateral. (b) Vista superior. (c) Vista frontal. (d) Vista Isométrica

Se recomienda usar la opción de espejo del software CAD, teniendo como eje de simetría la línea media longitudinal. Esto para garantizar un diseño homogéneo.

Seguidamente se procede a diseñar las cubrellantas delanteras, para ello es necesario que el área encargada del sistema de dirección ya haya definido la ubicación de las llantas y el radio de giro que ésta tendrá. En el diseño de cubrellantas se debe contemplar un modelo de perfil aerodinámico de perfil simétrico. Como dato adicional, se recomienda que la distancia entre el suelo y la base de la piloto sea lo más corta posible, en un rango de 5-10 cm. El diseño inicial de cubrellantas luce como en la **Figura 28**.



**Figura 28.** Diseño de cubrellantas inicial - Vista inferior del vehículo

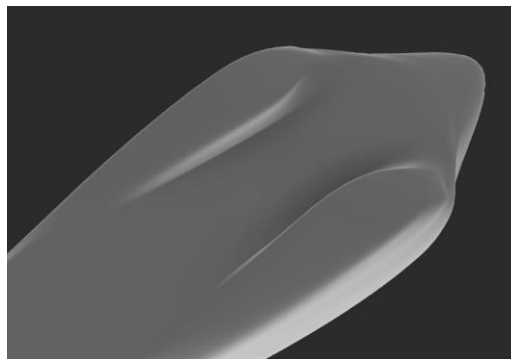
Finalmente, para el diseño de la cola, se debe tener en cuenta la ubicación de los elementos de la zona trasera como baterías, motor y la llanta misma, a fin de evitar interferencias. Para esta propuesta del Mk.3 se buscará un término medio entre el Drag y las dimensiones de la carrocería. Es decir, no solo se buscará que el drag sea lo menor posible, sino también sus dimensiones. Es por ello que recortamos la cola manteniendo la curva del perfil inicial, y la hacemos continúa hasta la llanta, como se muestra en la **Figura 29**. Esta acción se presentó como recomendación en el estado del arte.



**Figura 29.** Diseño continuo de cola con cubre llanta trasera

Cabe resaltar que la parte de la cola es la zona donde se espera que exista mayor desprendimiento, turbulencia y vorticidad. En ese sentido, lo idóneo, para obtener un bajo drag, sería mantener la forma puntiaguda de la cola que los perfiles convencionales proponen. Esto permite el paso del flujo suave y evita el desprendimiento. Sin embargo, esto alargaría enormemente las dimensiones de la carrocería. Es por ello que el diseñador debe de definir qué es lo que desea que predomine: Las dimensiones de la carrocería, el coeficiente de arrastre, o un término medio. Si se desea obtener un término medio entre las dimensiones y el  $C_d$ , las simulaciones CFD toman mayor relevancia.

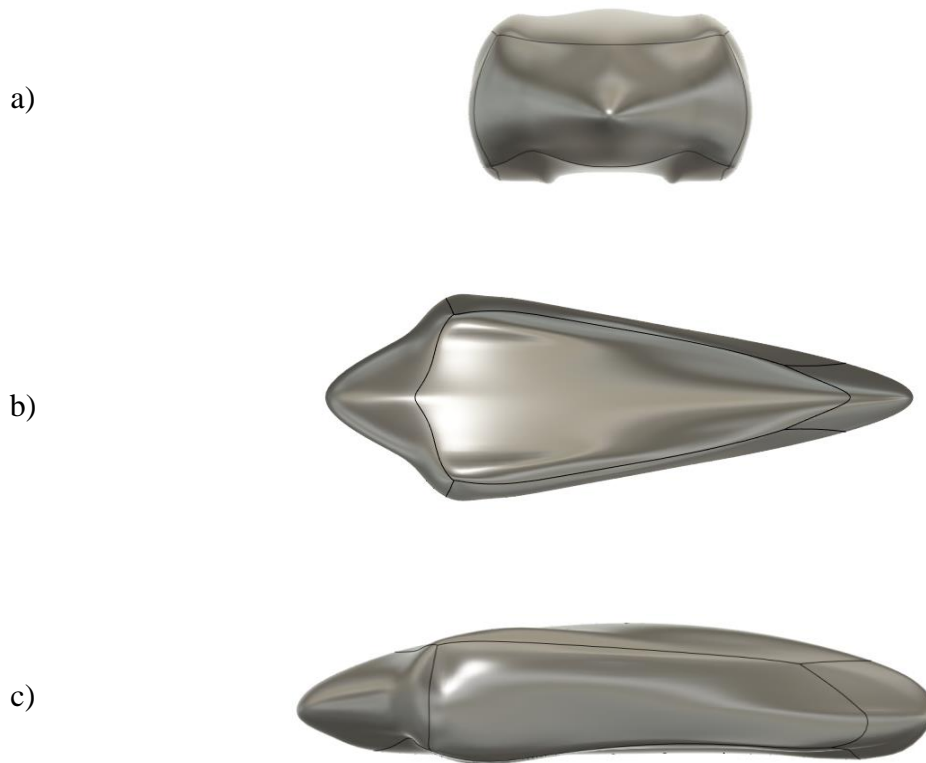
Para este proyecto es necesario excluir las llantas y sus cavidades (**Figura 30**) debido a que podría resultar en un mallado complejo y la disponibilidad de recursos computacionales aumentaría.



**Figura 30.** Diseño de cubrellantas sin cavidades

Después de aplicar todas estas modificaciones se tiene la iteración N°1 de la carrocería (**Figura 31**).





**Figura 31.** 1er diseño 3D de la carrocería. a) vista frontal, b) vista superior, c) vista lateral

Para las mejoras de diseño del cuerpo 3D no será suficiente solo cuantificar el arrastre total obtenido en cada simulación CFD; sino que además se realizará el análisis de las características de flujo y la información obtenida en cada una de las zonas del vehículo donde se visualice turbulencia. Entre las zonas potenciales tenemos:

1. La parte frontal del vehículo (Relacionado a la variable cuantitativa: Área frontal)
2. La curvatura superior trasera del vehículo (Relacionado a la variable cuantitativa: Ángulo de inclinación y Ángulo difusor)
3. La parte de los cubrellantas delanteros y trasero (Relacionado a la variable cerrada: Se usa un perfil simétrico o NO se usa un perfil simétrico)
4. La región de los hombros (Relacionado a la variable no cuantitativa de uniformidad)

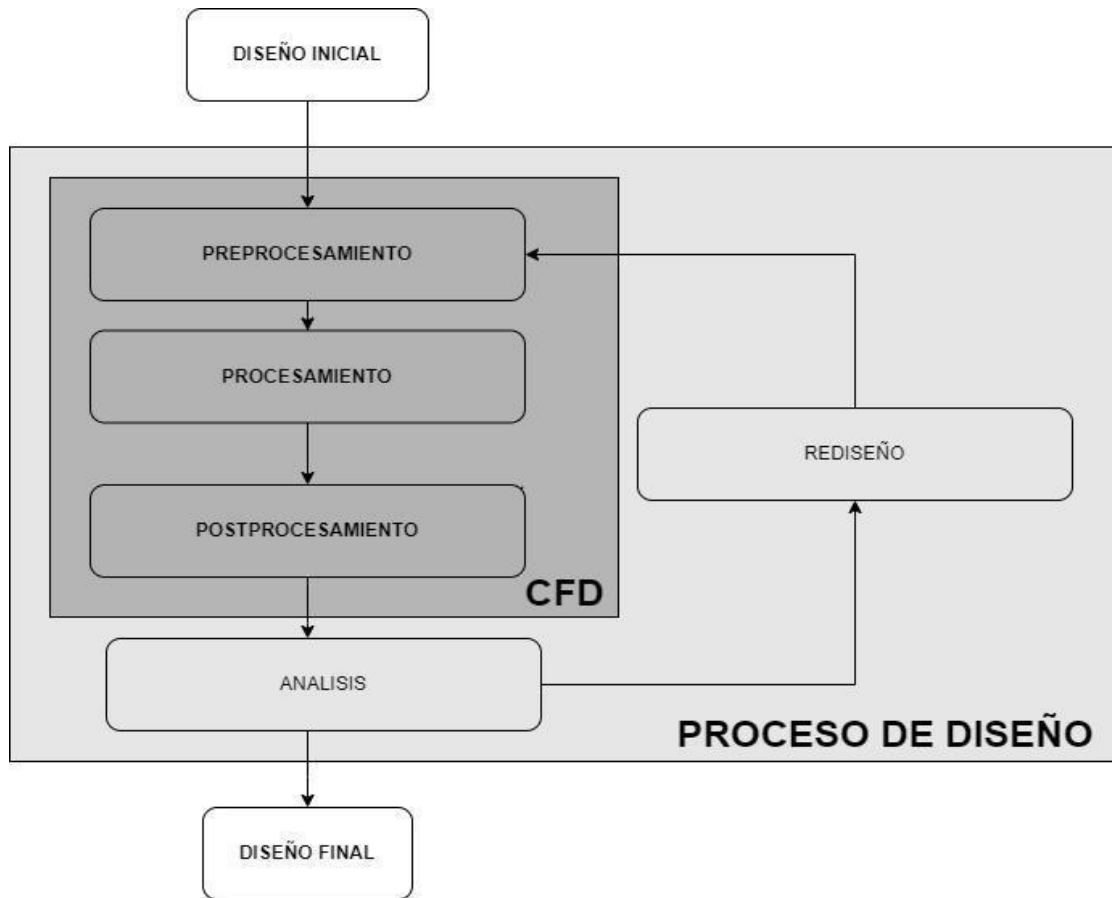
Dicho análisis es esencial para el entendimiento de las causas que hacen de nuestro diseño deficiente. Sabiendo las causas que producen el arrastre, podremos modificar las variables

relacionadas, con el objetivo de mejorar los resultados. Cabe resaltar que estas modificaciones se basaron en las propuestas de mejora presentadas en el estado del arte y marco teórico.

### **3.2.3. Caracterización aerodinámica mediante simulación CFD**

En esta sección se describe la metodología del objetivo específico N°3 (véase **Figura 19**) de la presente tesis. Se ha dividido esta sección en tres etapas: Pre-Procesamiento, Solver y Posprocesamiento. La parte de preprocesamiento y procesamiento se realizó en el software SimScale; y la etapa de posprocesamiento en el software ParaView. Se decidió utilizar el Software CFD de SimScale en base a la confiabilidad de los resultados que presentan los trabajos de [31] y [68] [69] sumado al hecho de que es un software libre, de fácil acceso para los estudiantes, de acuerdo con lo señalado por [31].

Como se ve en el diagrama de flujo resumido del objetivo N°3 (véase **Figura 32**), este proyecto tiene un tipo de proceso iterativo donde se analiza un diseño y luego se crea un nuevo diseño. Por lo tanto, una ventaja del proyecto es que solo se necesita caracterizar la simulación CFD en la primera iteración, dado que para las siguientes se usa la misma metodología. A continuación, se muestra el detalle de las tres etapas mencionadas.



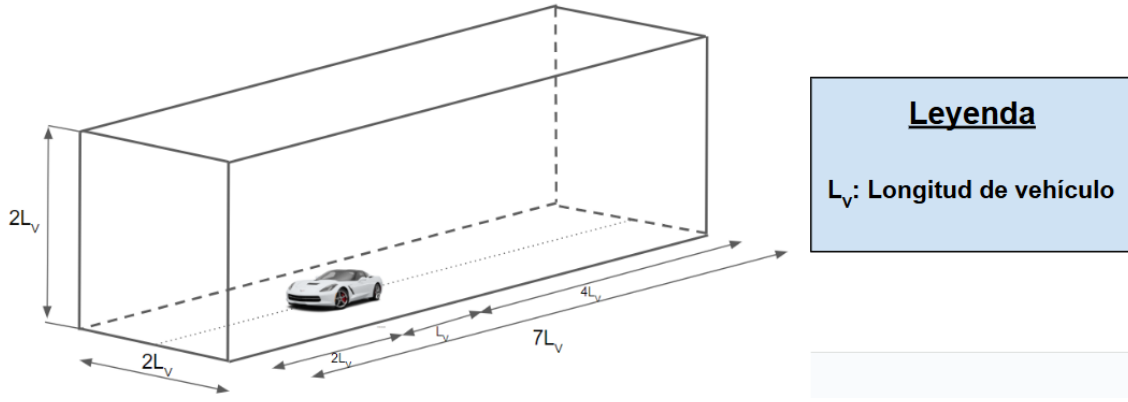
**Figura 32.** Metodología resumida del objetivo específico N°3

### 3.2.3.1 Pre-procesamiento

#### a) Dominio Computacional/Geométrico

El dominio computacional o geométrico, como se mencionó en el marco teórico, es la región en el espacio donde las ecuaciones numéricas del fluido son resueltas por el software CFD. Basado en las recomendaciones dadas por los estudios sobre aerodinámica externa automotriz realizados por [70], en la tesis se usará un tamaño de dominio de al menos 2 longitudes del automóvil en la parte delantera del vehículo y 4 longitudes de automóvil detrás. El vehículo en las simulaciones también se ha elevado 1 cm sobre el suelo. Esto debido a que, si fuera más pequeña la distancia, se crearían celdas sesgadas entre las ruedas y el suelo. Estas celdas desestabilizan la solución y hace que la convergencia del problema sea

realmente desafiante y propenso a errores numéricos. Se muestra la representación del volumen computacional elegido en la **Figura 33**. Donde  $L_V$  es la longitud del vehículo.



**Figura 33.** Dominio geométrico para las simulaciones CFD [70]

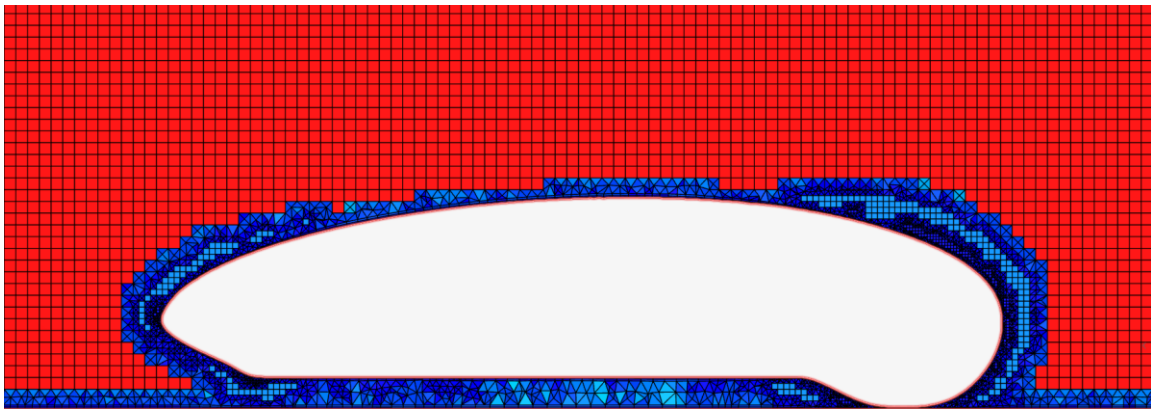
Gracias a la simetría en el vehículo, y con el objetivo de reducir el costo computacional, solo la mitad del carro es simulado. Para esto, el dominio computacional es creado para un lado de la simetría, reduciendo a la mitad la cantidad de volumen necesario para simular el flujo alrededor del vehículo.

### b) Generación de malla

Como se mencionó en el apartado de marco teórico, debido a la complejidad de la geometría del automóvil, en la región cercana a la pared, capa límite, se utilizarán mallas tetraédricas no estructuradas con capas de prisma. **Figura 34** (color azul-celeste). Asimismo, se le realizará un refinamiento debido a que dentro de esta área es donde se producirán mayores gradientes de propiedades, y por lo tanto se necesita un mallado más fino. El objetivo es captar precisamente la posible separación de flujo que puede ocurrir en la superficie del carro.

Por otro lado, en aras de reducir los recursos computacionales y tiempo necesario, para el entorno o dominio geométrico se usarán hexaedros estructurados. **Figura 34** (color rojo). Esta distribución simple se usa para geometrías no complejas y en donde no se presente mayores gradientes de propiedades.

Finalmente, como buena práctica para optimizar y determinar el mallado idóneo se realiza un estudio de convergencia de malla. El estudio consiste en crear una malla y obtener resultados iniciales. Luego se debe realizar otra nueva malla, pero esta vez con el tamaño más fino. Se comparan ambos resultados. Si la diferencia entre ambos resultados se encuentra en el rango del 1% al 5% [73] y el mallado cumple con el criterio de calidad de malla [74], los resultados serán precisos. En caso no sea así, se debe continuar reduciendo el tamaño de la malla hasta obtener resultados aerodinámicos que se diferencien con su predecesor en el rango mencionado. Esto garantizará obtener el mallado idóneo que nos entregará resultados coherentes usando la menor cantidad de recurso computacional.



**Figura 34.** Detalle de la calidad de malla final de la iteración 4.

### 3.2.3.2 Solver

Una vez que el mallado ha sido creado y se halla establecido el dominio geométrico, el problema está listo para ser resuelto numéricamente. Primero se deben establecer los diferentes parámetros correspondientes al método de turbulencia y las condiciones de frontera.

#### a) Modelo de turbulencia

Para las simulaciones que se realizarán en esta tesis, y basados en las buenas prácticas recopiladas en nuestro estado del arte, se usarán la ecuación de continuidad y las de Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS), junto con el modelo de turbulencia k-omega SST. Se asume también un flujo isotérmico constante. Además, dado que el número de Mach es

pequeño, el cambio en la densidad del aire es insignificante, por lo tanto, se asume un flujo incompresible.

**b) Condiciones de frontera**

La parte crucial en la parametrización CFD es definir correctamente las condiciones de frontera. En la **Tabla 8** se muestran las condiciones de frontera implementadas para el presente estudio.

Cuerpo del vehículo	Pared - Sin deslizamiento
Suelo	Pared - Pared en movimiento
Lados y parte superior	Pared- Con deslizamiento
Entrada (Inlet)	Ingreso de velocidad - Valor fijo
Salida (Outlet)	Salida de presión - Valor fijo

**Tabla 8.** Condiciones de frontera

Se elige una velocidad de entrada de 7 m/s, ya que es la velocidad media de conducción del automóvil durante la competición Shell Eco Marathon. La superficie del coche y el suelo se **conFiguran** como paredes estacionarias con la condición antideslizante. En un escenario de caso real, la condición de la pared estacionaria no sería válida para el suelo. Solo el cuerpo del automóvil se comportaría como una pared estacionaria, ya que la carretera (suelo) y las ruedas del vehículo estarían en movimiento. La especificación de turbulencia fue definida por escala de intensidad y longitud, donde la intensidad tiene el valor de 1% y la escala de longitud de 0.08m.

Después de definir las condiciones de frontera, es necesario definir los valores de referencia del primer diseño para el cálculo correcto de los coeficientes aerodinámicos. Dado que sólo se simula la mitad del cuerpo, el área de referencia se definió con la mitad del área frontal. La longitud corresponde a la longitud del vehículo (véase la **Tabla 8**).

Parámetro	Unidades	Valor
Área	$m^2$	0.18
Densidad	$kg/m^3$	1.225
Entalpía	J/kg	0
Longitud	m	2.6
Presión manométrica de salida	Pa	0
Temperatura	K	288.16
Velocidad	m/s	7
Viscosidad	$kg/m.s$	1.7894e-5

**Tabla 9.** Valores de referencia

### 3.2.3.3 Post-Procesamiento

Una vez que los valores en estudio alcancen la convergencia, la simulación puede considerarse completada y los datos de la solución de todo el volumen computacional se pueden exportar. El procesamiento posterior de estos resultados implica extraer las características de los campos de flujo calculado. Existen diversos campos de flujo, sin embargo, para nuestro estudio solo requerimos los resultados de los campos de presión, velocidad e intensidad de turbulencia. El software utilizado para procesar estos datos y comprender las características de flujo es ParaView 5.0.0, un código abierto para la visualización interactiva y científica.

A partir de esta simulación se obtiene el valor del coeficiente de arrastre global, así como también, las gráficas del campo de velocidades, campo de presión y campo de flujo de intensidad de turbulencia. Estos campos servirán para conocer en donde existe turbulencia, y con esto proponer modificaciones de mejora.



# CAPÍTULO IV

## RESULTADOS

En el presente capítulo se exponen los resultados obtenidos mediante la metodología detallada en el capítulo anterior, estructurados en función de los objetivos específicos planteados. A continuación, se presentan los hallazgos clave, seguidos de un análisis exhaustivo de los mismos, que proporciona una visión crítica y profunda de los datos obtenidos. Finalmente, se ofrece un panorama completo que conduce a las conclusiones y recomendaciones finales.

### **4.1. Selección de perfil aerodinámico a utilizar**

El primer paso que se realizó para elaborar el diseño de la carrocería es definir el perfil aerodinámico. Su selección define las características aerodinámicas y geométricas del diseño final por lo que se debe ser meticuloso con su selección. Para ello se utilizó la herramienta computacional de análisis XFLR5. Primero se simuló un perfil aerodinámico del cual se obtuvo data experimental [67] y se comparó con los resultados obtenidos mediante el software además de utilizar verificaciones estadísticas de distribución estándar y el coeficiente de determinación (también llamado  $r$  cuadrado) a fin de validar la significancia física de los resultados entregados por la herramienta. Una vez validada se procedió a continuar con las demás simulaciones a fin de poder seleccionar el perfil más adecuado en función de los parámetros de coeficiente de arrastre, espesor máximo y la posición del espesor máximo. A continuación, se presentan los resultados obtenidos de acuerdo con la metodología definida en el capítulo anterior.

#### **4.1.1. Cálculo de parámetros adimensionales**

Lo primero que se realizó fue obtener los valores adimensionales relevantes para nuestro análisis. En este estudio, estos corresponden al número de Reynolds y al número de Mach. Como se menciona en capítulos previos, el primero define el régimen del flujo

mientras el segundo define la compresibilidad del flujo y si resulta razonable utilizar la teoría de flujo potencial bajo la asunción de que es incompresible.

Se resuelven entonces las ecuaciones correspondientes con los valores previamente definidos donde:

$$Re = \frac{(1.224)(8.33)(2.6)}{(178.6 \cdot 10^{-7})} = 1,484,288$$

$$V_s = \sqrt{\frac{C_p}{C_v} R'T} = \sqrt{\frac{(1.007)}{(0.718)} (287)(288)} = 340.48$$

$$Ma = \frac{V}{V_s} = \frac{8.33}{340.48} = 0.024$$

A partir de los resultados es posible afirmar que se tiene un régimen de flujo transicional  $200,000 < Re < 2,000,000$  [43] y que resulta adecuado asumir el flujo como incompresible y utilizar la teoría de flujo potencial dado que  $Ma < 0.3$  de acuerdo con lo indicado por Cengel en [43].

#### 4.1.2. Validación en XFLR5

Habiendo validado nuestras consideraciones, se procedió con la ejecución del software de análisis de perfil aerodinámico en XFLR5. Como buena práctica, lo primero que se ejecutó fue validar que los resultados obtenidos en el software tengan un significado físico coherente [64]. Para ello primero se simuló un modelo de perfil aerodinámico del cual se tienen resultados experimentales obtenidos de [67]. Se empleó el perfil NACA-4412 el cual está dentro de los perfiles preseleccionados y se configuró un Reynolds de 1,240,000, similar al que será utilizado, y un valor par Número de Mach igual al calculado. En la **Tabla 10** se puede observar la configuración del setup correspondiente.

Parámetro	Valor
Reynolds	1 240 000
Mach	0.024
Configuración de parámetro de análisis	ángulo de ataque
Inicio	-15°
Fin	15°
Intervalo	0.5°

**Tabla 10.** Configuración de parámetros para validación en XFLR5.

Se procede con la ejecución de la simulación. Para poder validar la congruencia física se compara la gráfica obtenida para el coeficiente de sustentación contra el ángulo de ataque (**Figura 36**) con los resultados obtenidos experimentalmente por la NASA en [67].

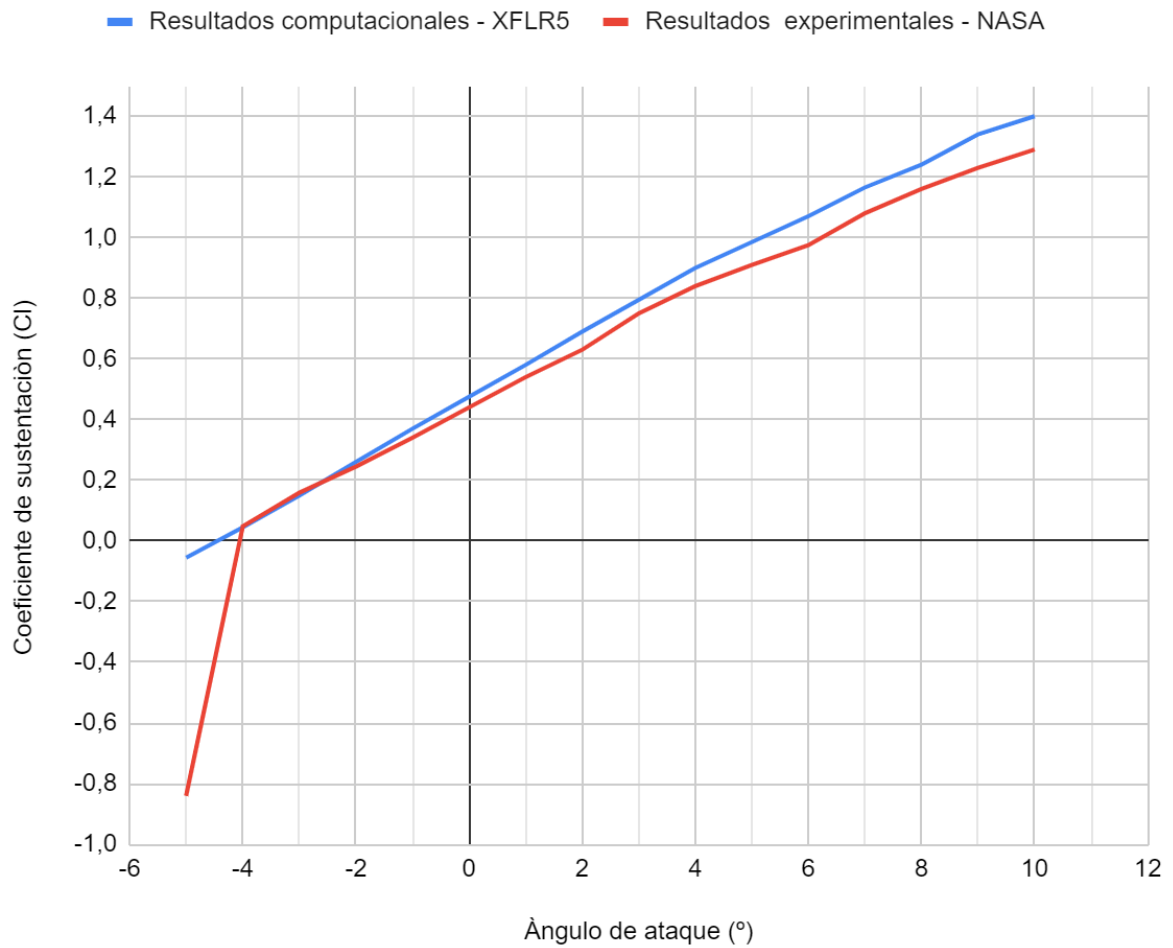
Las pruebas experimentales ejecutadas por la NASA fueron obtenidas en un túnel de viento cerrado. Este tuvo por objetivo entregar un flujo en 180° respecto a la horizontal y con una variación transversal despreciable para fines prácticos. Ello permite simplificar el modelo y poder considerar sus resultados como válidos para un análisis bidimensional.

El modelo empleado por XFLR5 utiliza la teoría del flujo potencial la cual, para efectos prácticos, considera un flujo no viscoso, incompresible e irrotacional. Con un número de Reynolds de 1 240 000 se considera que las fuerzas inerciales que actúan en un fluido son mucho mayores que las fuerzas viscosas. De manera complementaria, el número de Mach de 0.024 hace razonable la consideración de flujo incompresible.

Es importante precisar que el alcance dado por esta herramienta se considera válido para una primera estimación de las características principales como son los coeficientes de arrastre y sustentación. Con esta se seleccionó el perfil aerodinámico más conveniente en base a los

criterios de evaluación sobre el cual se diseñó la carrocería del vehículo, la cual será optimizada y caracterizada con modelos más complejos como los RANS en CFD.

### Comparativa de resultados experimentales (NASA) y computacionales (XFLR5) para NACA-4412



**Figura 35.** Gráfica de coeficiente de sustentación contra ángulo de ataque correspondiente a perfil NACA-4412.

Ángulo de ataque	CL-exp	CL-XFLR5	Variación (%)
-4	0.05	0.05	-6.25%
-3	0.16	0.15	-5.66%
-2	0.25	0.26	6.12%
-1	0.34	0.37	8.82%
0	0.44	0.48	7.95%
1	0.54	0.58	7.41%
2	0.63	0.69	9.52%
3	0.75	0.8	6.00%
4	0.84	0.9	7.14%
5	0.91	0.99	8.24%
6	0.98	1.07	9.74%
7	1.08	1.17	7.87%
8	1.16	1.24	6.90%
9	1.23	1.34	8.94%
10	1.29	1.4	8.53%

**Tabla 11.** Valores experimentales y resultados en XFLR5 para evaluación de NACA-4412

Se pudo comprobar que para un ángulo de ataque de  $10^\circ$  se tuvo un error porcentual de 8.53%, mientras que para  $0^\circ$  y  $5^\circ$  se obtuvo 7.95% y 8.24% de porcentaje de error respectivamente. Tomando como referencia los resultados obtenidos en [72], el porcentaje de error obtenido respecto de la data experimental resulta razonable la precisión de la configuración y software utilizados.

Para complementar el sustento de validez de los resultados obtenidos mediante este software respecto a la data experimental se procedió con una validación estadística al comparar la desviación estándar entre ambos casos y calcular el coeficiente de determinación. A continuación, se presentan los resultados.

	Desviación Estándar
Valor experimental	0,40339
XFLR5	0,44010

**Tabla 12.** Desviación estándar de data experimental y resultados en XFLR5 para evaluación de NACA-4412

Se obtuvieron valores de desviación estándar tendiendo una diferencia porcentual entre los mismos de 9.1%. Respecto al coeficiente de determinación, se obtuvo un valor de 0,99468. Al tener un valor mayor a 0.8 da sustento a la fiabilidad de los resultados obtenidos mediante software. Estos resultados estadísticos complementan el estudio cuantitativo de variación de los resultados obtenidos mediante XFLR5 validando su fiabilidad en la significancia física de los resultados que se pueden obtener de esta herramienta para las condiciones dadas.

#### **4.1.3. Simulaciones 2D para perfiles aerodinámicos**

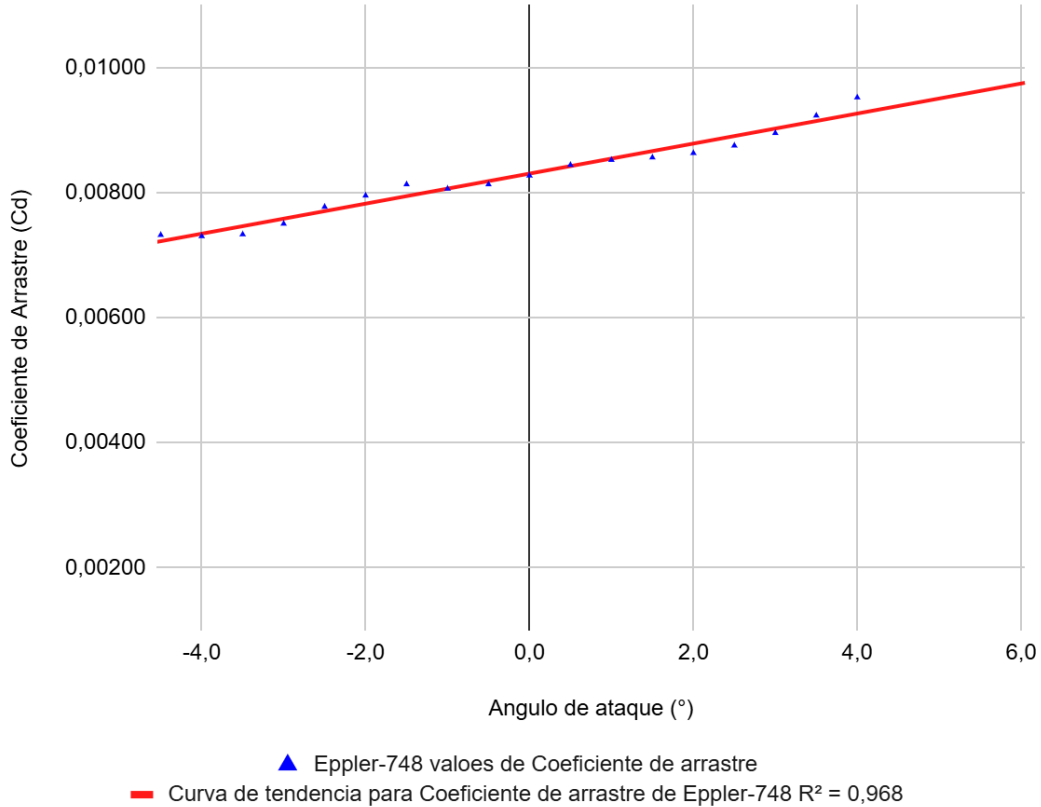
Habiendo validado el uso de XFLR y el procedimiento, se continuó con el análisis de los perfiles aerodinámicos previamente seleccionados. El setup considera el valor del número de Reynolds correspondiente a condiciones de velocidad crucero para el vehículo, estando el valor en el mismo orden de magnitud y una variación menor al 20%.

Parámetro	Valor
Reynolds	1 484 290
Mach	0.024
Configuración de parámetro de análisis	ángulo de ataque
Inicio	-8°
Fin	15°
Intervalo	0.5°

**Tabla 13.** Configuración de parámetros para evaluación de Eppler 748 en XFLR5.

A partir de ello se construyen las gráficas. Para este proyecto resulta de particular interés las gráficas de coeficiente de arrastre contra ángulo de ataque y los valores asociados cuando el ángulo de ataque es igual a cero grados. En la **Figura 36** se puede apreciar una de estas curvas para un rango de entre los -4° y 4°. Para el caso del perfil aerodinámico mostrado en se obtuvo una desviación estándar de 0.000709 y 0.968 correspondiente a su R-cuadrado al realizar un ajuste lineal para el rango evaluado. Se presentan gráficas correspondientes a las simulaciones de cada perfil aerodinámico preseleccionado en el anexo-2.

## Resultados computacionales (XFLR5) de análisis aerodinámico a perfil Eppler-748



**Figura 36.** Gráfica de coeficiente de arrastre contra ángulo de ataque correspondiente a perfil Eppler 748.

A partir de los resultados obtenidos se elabora una **Tabla** con las características de interés para el usuario. Estas corresponden al coeficiente de arrastre a cero grados, el espesor máximo relativo a la longitud de la cuerda del perfil aerodinámico y la posición del espesor máximo relativo al inicio de la cuerda.



Modelo	Coefficiente de arrastre a 0°	Espesor máximo (%)	Posición del espesor máximo (%)
Eppler 748	0.00813	19.73	28.53
DAE 31	0.00660	11.06	29.33
NACA 4412	0.00798	12.02	30.03
NACA 63(3)-018	0.00597	18.01	33.93
MH-83	0.00851	13.30	20.62
Eppler 231	0.00429	12.33	39.34
LA2573A	0.00890	13.70	28.73
Eppler 339	0.00799	13.54	30.03
E420	0.00918	14.34	23.83
S1223	0.01109	12.14	19.82

**Tabla 14.** Parámetros obtenidos de perfiles preseleccionados

#### 4.1.4. Selección mediante matriz de decisión y método de objetivos ponderados

Se tienen definidos tres criterios a ser evaluados. Estos, de acuerdo con los resultados obtenidos tiene los siguientes valores para máximos, mínimos, promedios e intervalos:

Parámetro	Mínimo	Máximo	Promedio	Intervalo
Coefficiente de arrastre cuando el ángulo de ataque es 0° (adimensional)	0.00429	0.01109	0.00786	0.00136
Espesor máximo relativo a la longitud de cuerda (%)	11.06	19.73	14.017	1.734
Posición del espesor máximo relativo al inicio de la cuerda (%)	19.82	39.34	28.419	3.904

**Tabla 15.** Valores de parámetros evaluados.

Habiendo definido los valores mencionados se procede a elaborar la matriz de decisión aplicando el método de objetivos ponderados. Los porcentajes asignados corresponden a los definidos por el usuario en función de sus requerimientos particulares.

















	Parámetro	Coefficiente de arrastre	Espesor máximo	Posición del espesor máximo	Resultado
	Peso	40 %	35 %	25 %	
Eppler 748		2	5	3	3.3
DAE 31		3	1	3	2.3
NACA 4412		2	1	3	1.9
NACA 63(3)-018		4	5	4	4.35
MH-83		2	2	1	1.75
Eppler 231		5	2	5	3.95
LA2573A		2	2	3	2.25
Eppler 339		2	2	3	2.25
E420		2	3	1	2.1
S1223		1	1	1	1

**Tabla 16.** Matriz de decisión para selección de perfil aerodinámico

Los resultados finales nos muestran que, para los parámetros requeridos y a los porcentajes definidos, el perfil NACA 63(3)-018 es el que mejor cumple con las necesidades. Por ello el perfil NACA 63(3)-018 es el seleccionado y con el cual se continúan los siguientes pasos.

## 4.2. Análisis de las iteraciones del Mk.3

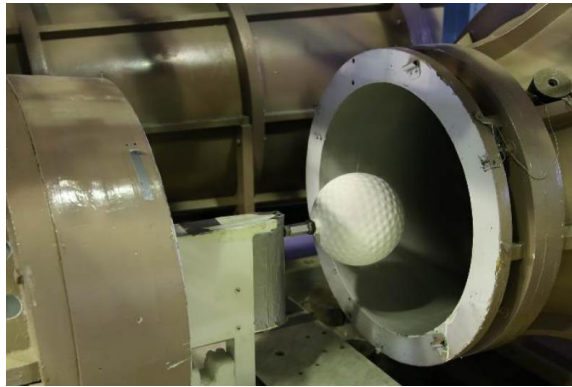
En este apartado se presentarán los resultados obtenidos en el proceso iterativo de diseño 3D. Para ello analizaremos los resultados CFD de las simulaciones, que incluye los campos de velocidad, presión e intensidad de turbulencias. Y asimismo las modificaciones de mejora que se propusieron para cada iteración. En la **Tabla 17** se muestra un resumen de dichas iteraciones.

Iteración 1	Iteración 2	Iteración 3	Iteración 4
			
			
			
			

**Tabla 17.** Resumen de geometrías del Mk.3

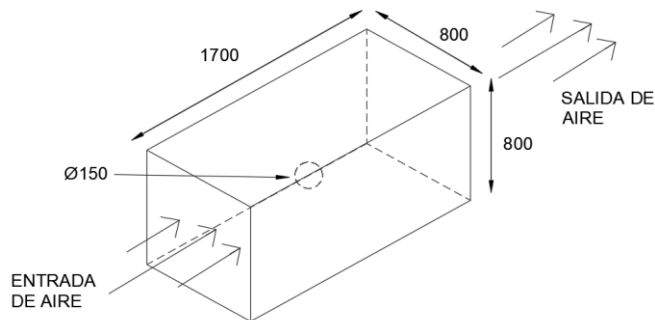
### 4.2.1 Validación de SimScale (3D)

Para validar que los resultados obtenidos en el software SimScale tengan un significado físico coherente se realizará una comparativa con resultados obtenidos experimentalmente en [65]. En este estudio se analiza la aerodinámica de una esfera lisa de 0.15m de diámetro a través de un túnel de viento **Figura 37**. En la investigación se aumenta la velocidad del flujo de manera continua. Sin embargo, para nuestro estudio solo se realizarán 3 simulaciones con velocidades fijas: 20, 25 y 30 m/s.



**Figura 37.** Modelo de la esfera en el túnel de viento [65]

Para simular el túnel de viento de [65] se desarrolló un dominio geométrico en forma de paralelepípedo con la esfera ubicada al centro como se muestra en la **Figura 38**.



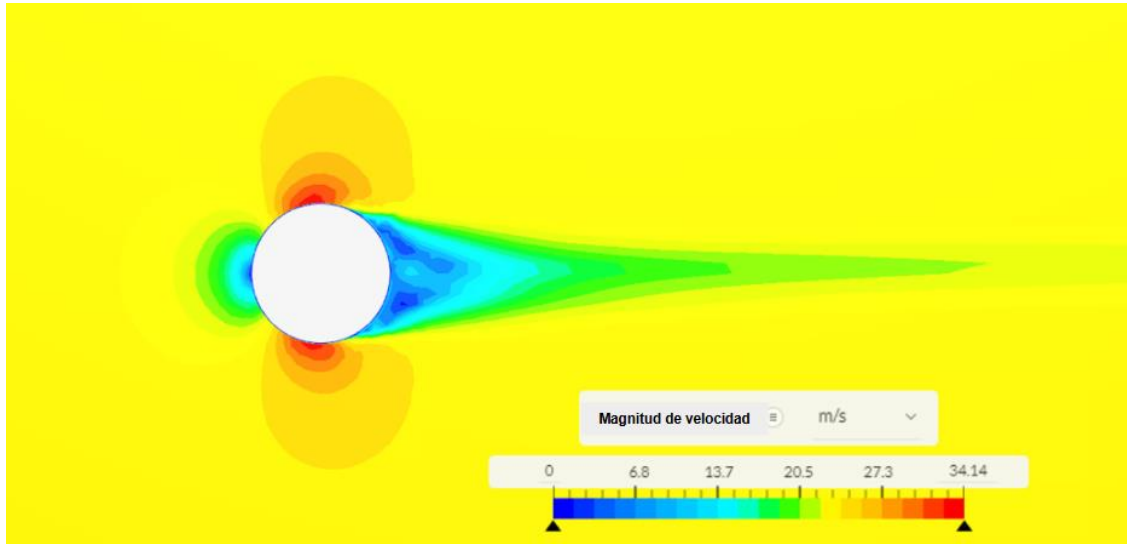
**Figura 38.** Dominio geométrico de la esfera.

Posterior a ello se ingresó al Software los mismos parámetros de simulación de [65] la cual se detalla en la **Tabla 18**.

Modelo de turbulencia	
Modelo	RANS
Submodelo	k-omega SST
Tipo	Steady-State
Flujo	
Material	Aire
Viscosidad del modelo	Newtoniano
Viscosidad cinemática	$1.529e-5 \text{ m}^2/\text{s}$
Densidad	1.196 kg/m <sup>3</sup>
Temperatura	21°C
Condiciones de frontera	
Velocidad de entrada	20 m/s; 25 m/s; 30 m/s (Fixed Value)
Presión de salida	0 Pa (Fixed Value)
Paredes (Aire)	(Slip)
Esfera (Cuerpo)	(No-Slip)

**Tabla 18.** Parámetros de simulación CFD

En la **Figura 39** se muestra el campo de velocidad de la esfera a 25m/s.



**Figura 39.** Campo de velocidad de la esfera a 25m/s

Finalmente, la comparación de resultados entre lo simulado en SimScale y lo experimental [65], se resume en la **Tabla 19**.

Velocidad (m/s)	Reynolds (Re)	$C_d$ Computacion al	$C_d$ Experimental [65]	$ \Delta $ (%)
20	197 368	0.44	0.42	4.76
25	246 710	0.42	0.41	2.43
30	296 053	0.37	0.38	2.63
Promedio				<b>3.27</b>

**Tabla 19.** Resumen de resultados CFD de la esfera

De la **Tabla 19** se puede observar que la comparativa entre el “ $C_d$  Computacional” y el “ $C_d$  Experimental” [65] presenta un error del 3.27%. Con esto garantizamos los resultados obtenidos del software SimScale y damos por concluido el análisis de validación.

## 4.2.2 Análisis detallado de la Iteración 1 - 2

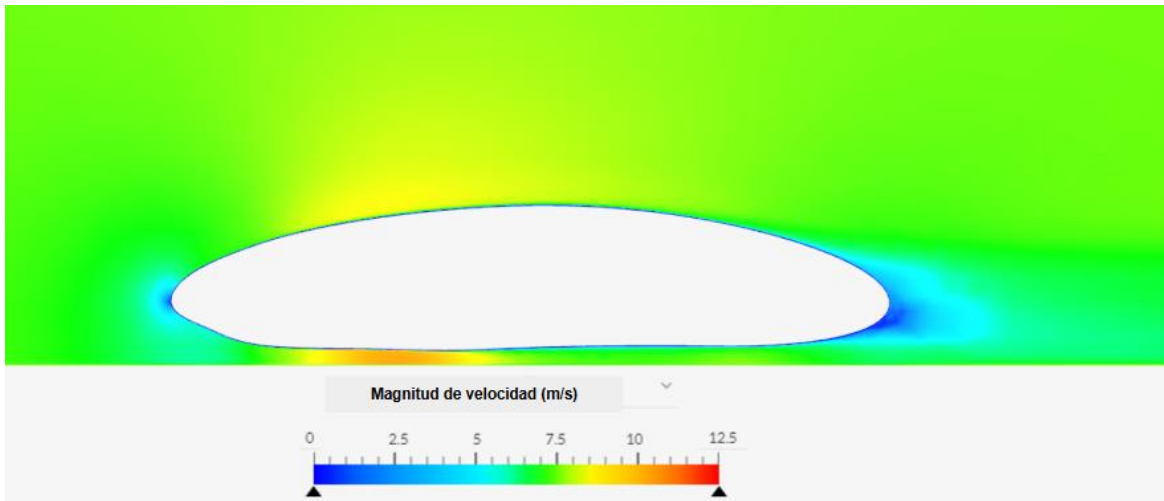
Una vez validado el software CFD procedemos a simular las geometrías 3D propias del vehículo.

### 4.2.2.1 Análisis CFD

Antes de comenzar con el análisis CFD es importante precisar, que, de acuerdo con lo señalado en metodología, se está considerando al aire como un flujo incompresible, estacionario y viscoso. Los demás parámetros y condiciones de frontera de estas simulaciones se indican en metodología. Resaltar que la velocidad de análisis es 7 m/s.

#### A) Campo de velocidad

En la **Figura 40**, los valores del campo de velocidad de la iteración 1 son presentados. A partir de esta **Figura**, se pueden explicar varias características del flujo que detallaremos en los siguientes párrafos.



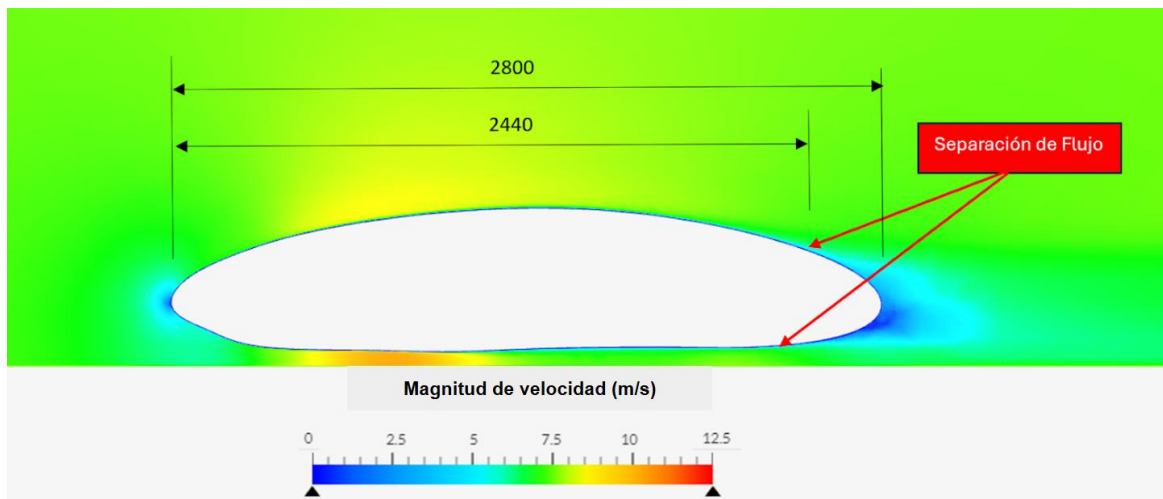
**Figura 40.** Campo de velocidad del flujo en un plano de simetría (m/s)

1. Como se espera de los principios de mecánica de fluidos, la parte delantera del automóvil desacelera las partículas de aire cercanas a él. La velocidad del flujo se reduce gradualmente en el área de la “nariz”, alcanzando una velocidad local de 0m/s exactamente en la punta.



2. Después de que el flujo ha desacelerado debido al impacto con la parte frontal del automóvil, el fluido sufre una aceleración en la parte inferior y superior del cuerpo del vehículo. Este comportamiento se puede explicar debido a una disminución de la presión, como se verá en la **Figura 42** (Campo Presión). El flujo se acelera hasta velocidades cercanas a 13 m/s en la parte inferior de la carrocería, y entre 8 y 9 m/s en la parte superior.

3. Finalmente, en la parte de la cola se presenta una región de baja velocidad (magnitudes de velocidades entre 0 y 5 m/s). Es en esta región donde se produce la separación del flujo por la generación de vórtices, **Figura 41**. Estos vórtices, también conocidos como remolinos, generan flujos de velocidad invertida, es por ello que en los resultados se ve una región de baja velocidad. Este punto se desarrollará más a profundidad en el campo de intensidad de turbulencia.

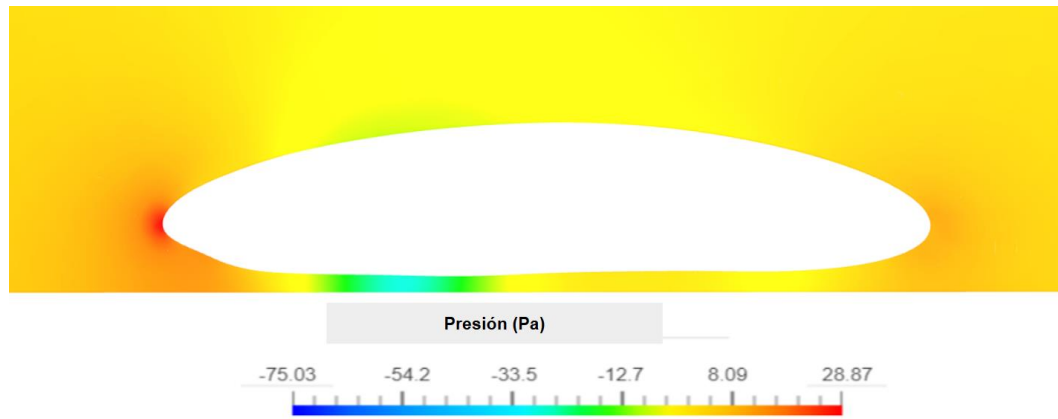


**Figura 41.** Separación de flujo en un plano de simetría correspondiente a iteración 1.

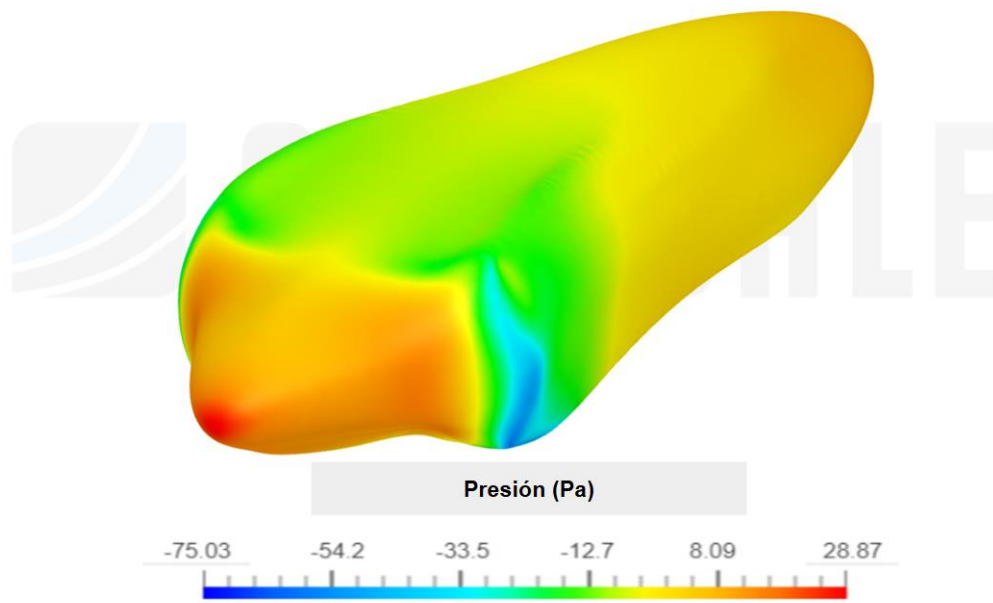
## **B) Campo de presión (manométrica)**

En la **Figura 42**, los valores del campo de presión de la iteración 1 son presentados. A partir de esta **Figura**, se pueden explicar varias características del flujo que detallaremos en los siguientes párrafos.

1. Una región de alta presión está presente en la parte delantera del automóvil, debido al impacto inicial del flujo sobre la nariz (**Figura 42**). El efecto de la presión de esta zona está relacionado directamente con el área frontal. Asimismo, esta región de alta presión se asocia con las bajas velocidades mostrada anteriormente en la **Figura 40**.
2. Una vez que el flujo ha superado la deflexión de la superficie frontal, reduce su presión en la parte superior y lateral del vehículo. Esta reducción alcanza un mínimo de hasta -20 Pa para la parte superior y -75 Pa para la parte lateral (**Figura 43**), específicamente en los “hombros”. En esta zona el flujo se desprende, generando turbulencias en forma de vórtices ondeados con alta aceleración alrededor de su eje. En consecuencia, por el principio de Bernoulli, la presión disminuye. Esto explicaría la razón por la cual esta región posee una presión extremadamente baja.
3. Conforme el flujo se transporta desde la nariz hacia la parte inferior, la presión va disminuyendo ver **Figura 42**, alcanzando un mínimo, alrededor de los -30 Pa. Este patrón una vez más se puede relacionar con el aumento de la velocidad que se analizó anteriormente en el campo de velocidades.
4. En la cola del automóvil, como resultado de la baja velocidad en esa región, la presión aumenta nuevamente de 10 Pa. Esto corrobora, de nuevo, la hipótesis inicial de la presencia de vórtices en esta zona.



**Figura 42.** Campo de presión (manométrica) en el plano de simetría

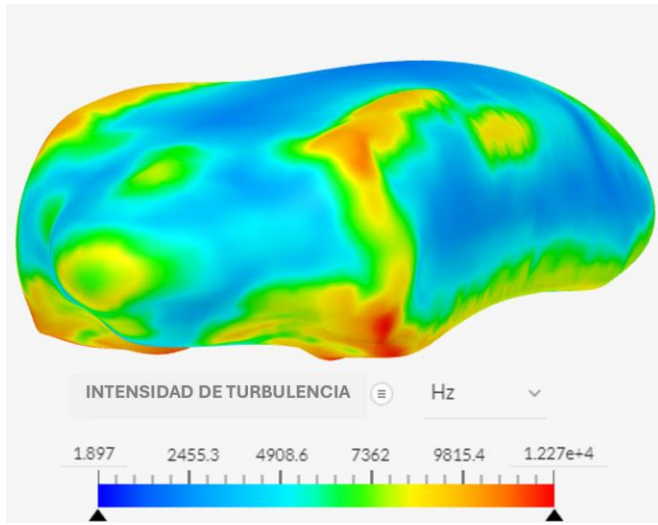


**Figura 43.** Campo de presión (manométrica) la superficie del vehículo

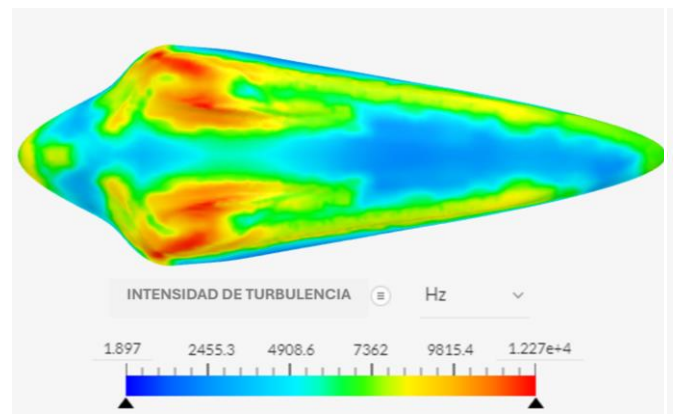
### C) Campo de Intensidad de turbulencia

En la **Figura 44**, se muestra la intensidad de turbulencia (Specific Turbulence Dissipation Rate) que posee el vehículo. El diagrama de colores pinta de rojo las zonas donde hay mayor índice de turbulencia (desprendimiento). A partir de estos resultados, se pueden identificar varias características con respecto a la intensidad de la turbulencia y se explicarán a continuación.

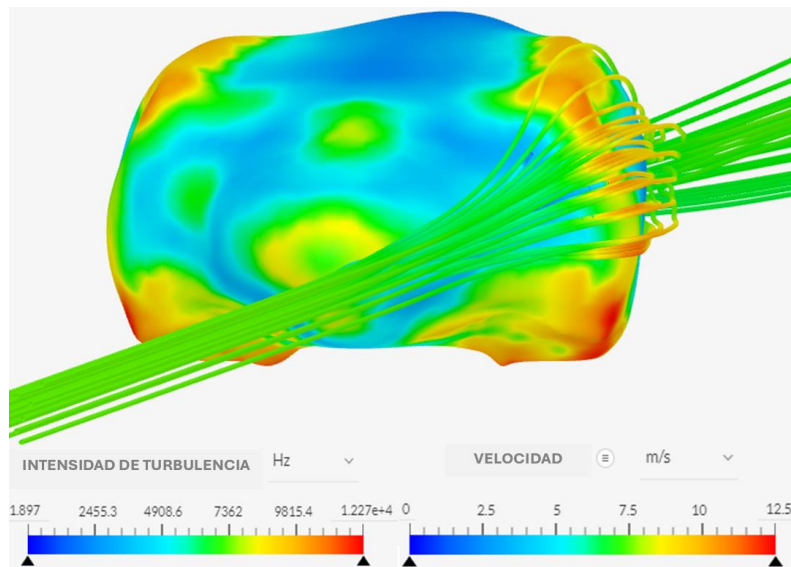
1. La primera aparición de turbulencia aparece en la punta del vehículo. Esto es natural debido a que es el primer contacto del flujo sobre el coche, sin embargo, esta turbulencia se puede reducir haciendo la curvatura de la punta más suave y convexa.
2. Asimismo, una de las zonas que genera turbulencia en abundancia es la región de los hombros. Previamente nos habíamos anticipado que en esta zona ocurren vórtices. Lo cual con la **Figura 44** confirmamos dicha hipótesis. La parte superior de los hombros no están uniformes con la superficie. Al parecer el bulto en dicha zona (**Figura 44 a**) genera la turbulencia. De la misma manera, la parte lateral del hombro no es uniforme con la parte delantera, generando desprendimiento de fluido (**Figura 44 c**). Intuimos que la curva cóncava entre la punta y el hombro (**Figura 44 b**), es la responsable.
3. La región de las llantas también afecta enormemente en la turbulencia. Como podemos apreciar en la **Figura 44 b**). Es en esta zona donde se produce mayor turbulencia. Esto puede deberse principalmente a que el perfil del cubrellantas no es un airfoil simétrico, y además sus curvaturas no son uniformes.
4. Finalmente, se apreció que en la parte de la cola también hay presencia de turbulencia. Esto lo explicamos anteriormente que se debe a la diferencia de presiones, generando así los vórtices giratorios.



(a)



(b)



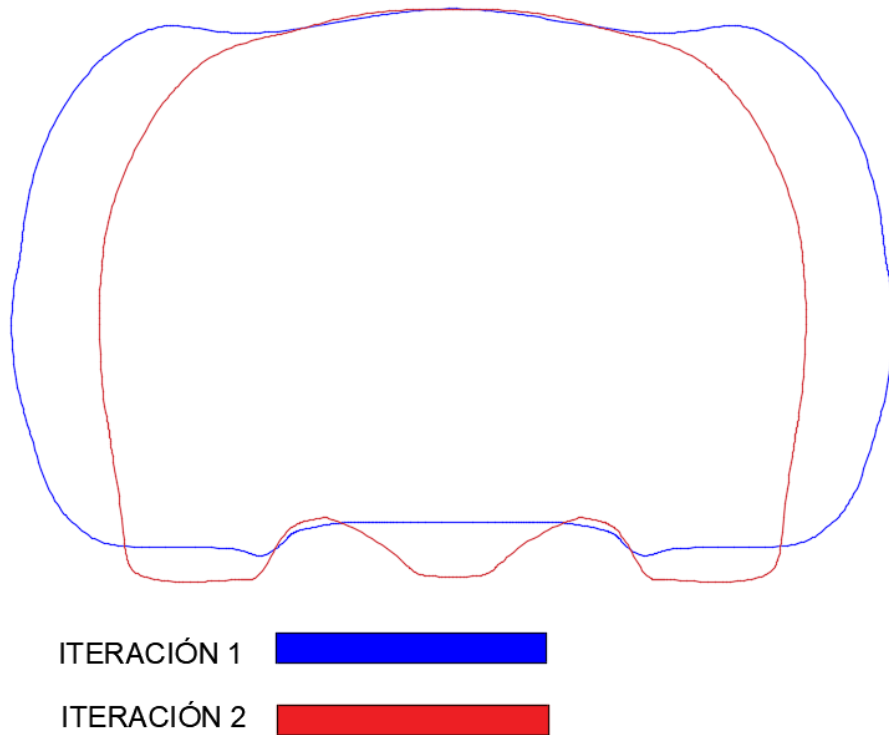
(c)

**Figura 44.** Intensidad de turbulencia y velocidad en la superficie de la carrocería a) vista lateral, b) vista superior, c) vista frontal

#### 4.2.2.2 Modificaciones de mejora

##### A) Mejora 1: Reducción del área frontal

En base al análisis del campo de presión, pudimos observar que en la región delantera es donde se generan altas presiones. En ese sentido, a fin de mitigar el efecto, se reduce el área frontal del vehículo (**Tabla 20**), tal como se aprecia en la **Figura 45**.

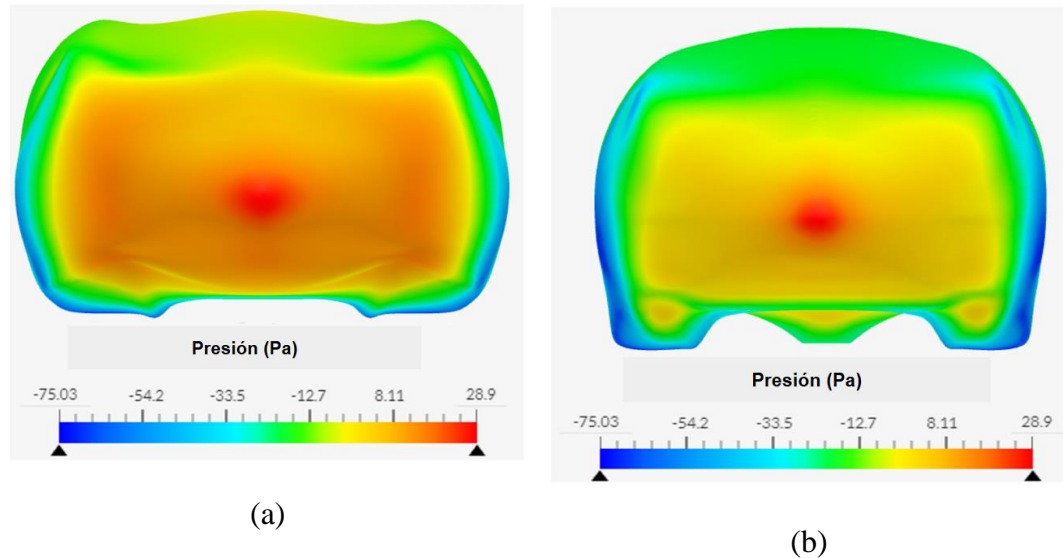


**Figura 45.** Comparativa de área frontal de la iteración 1 vs iteración 2

Parámetro	Unidades	Iteración 1	Iteración 2
$A_f$	$(m^2)$	0.52	0.43

**Tabla 20.** Reducción del área frontal para la iteración 1 - 2

En la **Figura 46** se aprecia la reducción de la presión que se obtuvo a raíz de la implementación de la mejora 1.



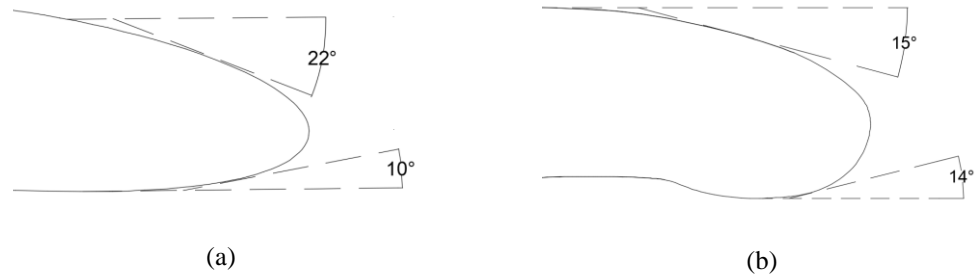
**Figura 46.** Comparación de los resultados de distribución de presiones. a) 1ra iteración b) 2da iteración

## **B) Mejora 2: Corte de la cola / Modificación del ángulo de inclinación y difusor de la cola**

A partir del análisis de los campos CFD, se comprobó que en la región de la cola ocurre desprendimiento de fluidos, generando turbulencia. El análisis de campo de presión nos ayudó a determinar que dicha turbulencia se debe a la presencia de vórtices. En ese sentido proponemos las siguientes mejoras para mitigar dicha generación de vórtices.

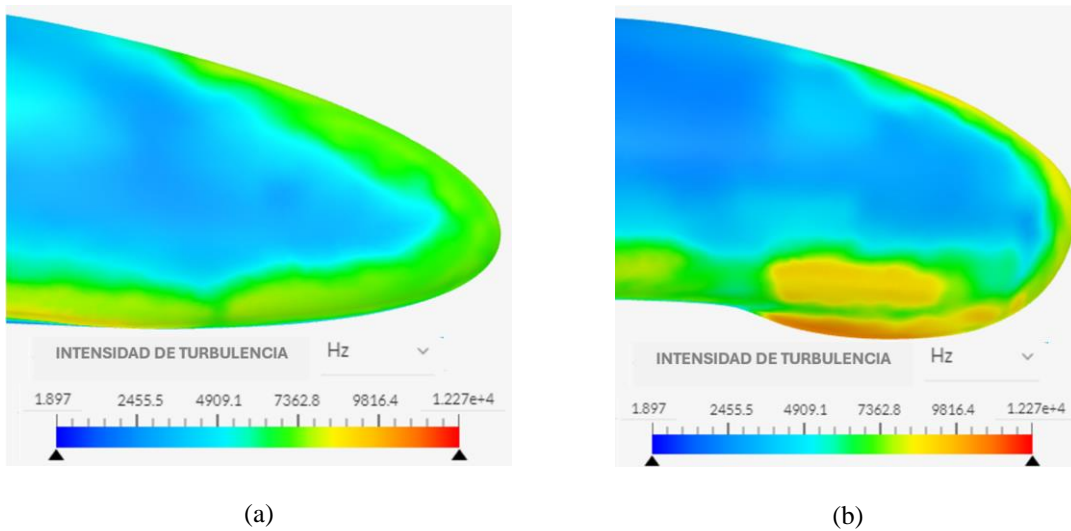
El primer paso fue optimizar el largo del coche. Para ello se cortó la cola, reduciendo el largo de 2.8 m a 2.6 m. Seguidamente, para mitigar la generación de vórtices, se modificó el ángulo de inclinación a  $13^\circ$ , el cual está dentro del rango recomendado:  $10^\circ$ - $20^\circ$  [19]. De la misma manera modificamos el ángulo difusor a  $14^\circ$ , el cual está dentro del rango recomendado:  $10^\circ$ - $15^\circ$  [19], **Figura 47 b**. Finalmente se verificó que la

Nótese que la iteración 1, **Figura 47 a**, posee los ángulos de inclinación y difusor, fuera de los rangos recomendados. Es por ello por lo que el drag en esa zona es notable.



**Figura 47.** Implementación de modificaciones en la cola. a) 1ra iteración b) 2da iteración

En la **Figura 48** se aprecian los resultados de intensidad de turbulencia (Specific turbulence dissipation rate) en la zona de la cola, que se obtuvo a raíz de la implementación de la mejora 2.

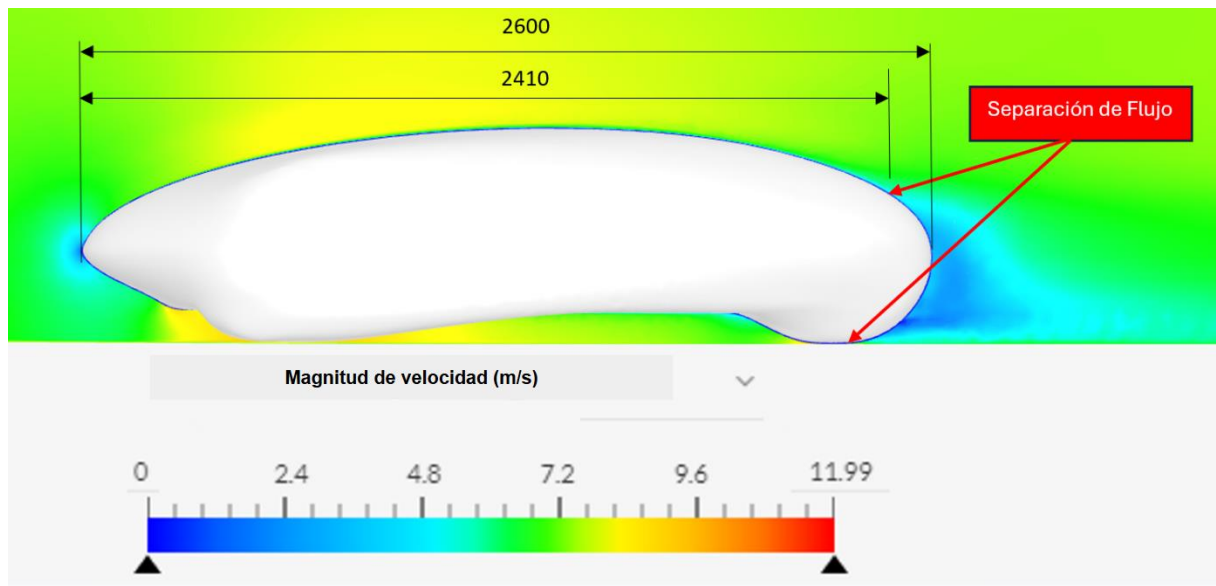


**Figura 48.** Comparación de los resultados en la cola. a) 1ra iteración b) 2da iteración

En este caso se observa que la modificación realizada, no fue efectiva, debido a que la intensidad de turbulencia aumentó en el borde de la cola. Las causas serían principalmente por dos razones. La primera es que implementamos la protuberancia del cubrellanta. Esta modificación generó un obstáculo para el paso del flujo, generando turbulencia. En segundo



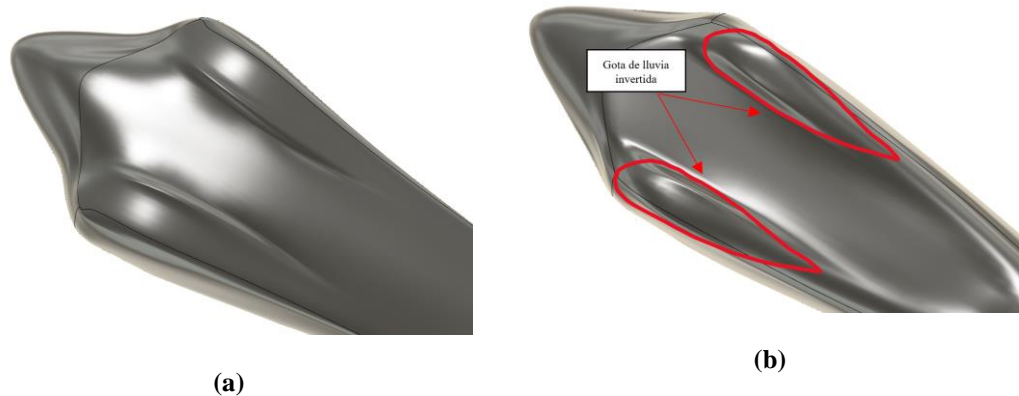
lugar, es debido a que acortamos la cola. Ambas modificaciones aceleraron la separación de flujo, **Figura 49**. Como mencionamos anteriormente, lo más idóneo sería alargar la cola, manteniendo la silueta del perfil original. Sin embargo, por requerimientos de la competencia y propios decidimos no realizar eso, y cortarla. Aun así, implementamos las mejoras, variando los ángulos de inclinación y difusor. Estas modificaciones mitigaron los efectos de la turbulencia llevando lo más atrás posible la separación de flujo.



**Figura 49.** Separación de flujo posterior a la implementación de “Mejora 2”

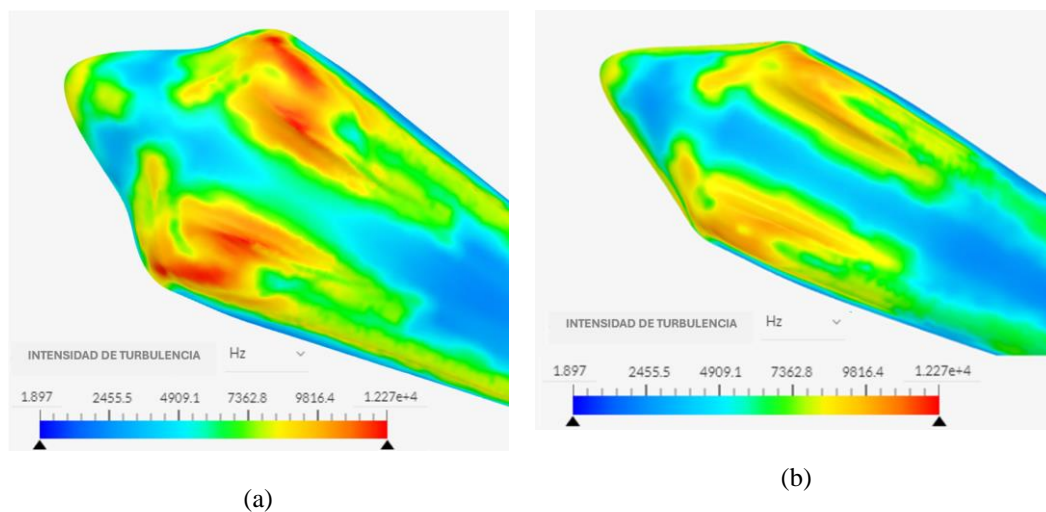
### **C) Mejora 3: Diseño de un perfil aerodinámico simétrico para el cubrellantas y suavizado de las curvaturas.**

A partir del análisis del campo de intensidad de turbulencia, notamos que en la zona de las cubrellantas ocurre una mayor incidencia de turbulencia. Para ello proponemos un diseño de gota de lluvia invertida en ambas cubrellantas. Diseño aerodinámico que se aplica a partes de automóvil para reducir la Fuerza de arrastre [43]. Esta mejora se asemeja al diseño que tienen los cascos de ciclistas profesionales.



**Figura 50.** Implementación de modificación geométrica. a) 1ra iteración b) 2da iteración

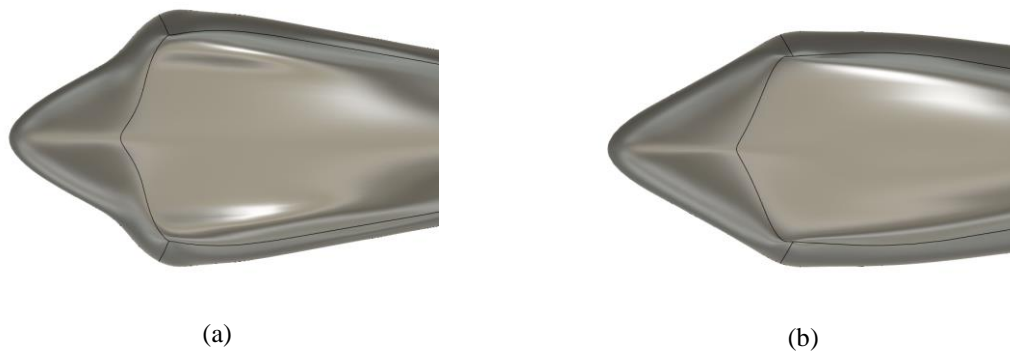
En la **Figura 51** se aprecia la reducción de frecuencia de turbulencia en la zona de las llantas, que se obtuvo a raíz de la implementación de la mejora 3.



**Figura 51.** Comparación de los resultados. a) 1ra iteración b) 2da iteración

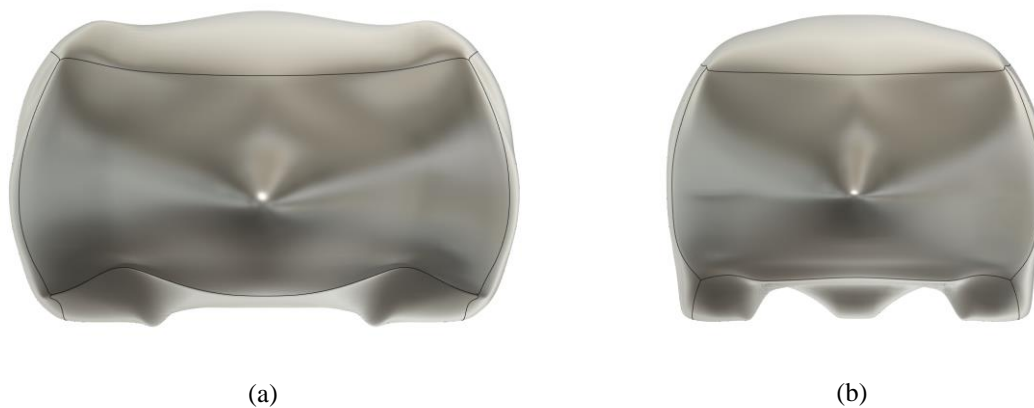
#### **D) Mejora 4: Curva continua entre la nariz/hombros y parte superior/hombros.**

A partir del análisis del campo de intensidad de turbulencia y el campo de presión, observamos que en la zona de los hombros se genera desprendimiento de fluido. En este proponemos reducir el arco entre la punta y el hombro, **Figura 52**.



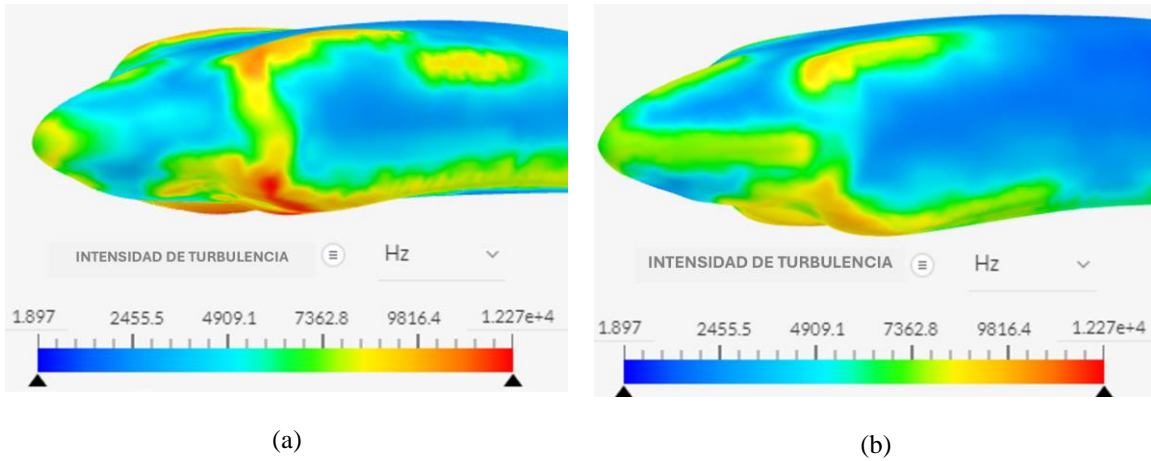
**Figura 52.** Reducción de arco entre la punta y el hombro. a) 1ra iteración b) 2da iteración

Y reducir el arco entre la parte superior y los hombros, **Figura 53.**



**Figura 53.** Reducción del arco entre la parte superior y el hombro a) 1ra iteración b) 2da iteración

En la **Figura 54** se puede apreciar que la intensidad de turbulencia en los hombros se ve disminuida por las mejoras que propusimos.



**Figura 54.** Comparación de los resultados de la modificación. a) 1ra iteración b) 2da iteración

#### 4.2.3 Comparación de las iteraciones

En la **Tabla 21** se muestra un resumen de los resultados de las iteraciones del Mk.3. Los coeficientes de arrastre han sido los valores promediados de cada simulación.

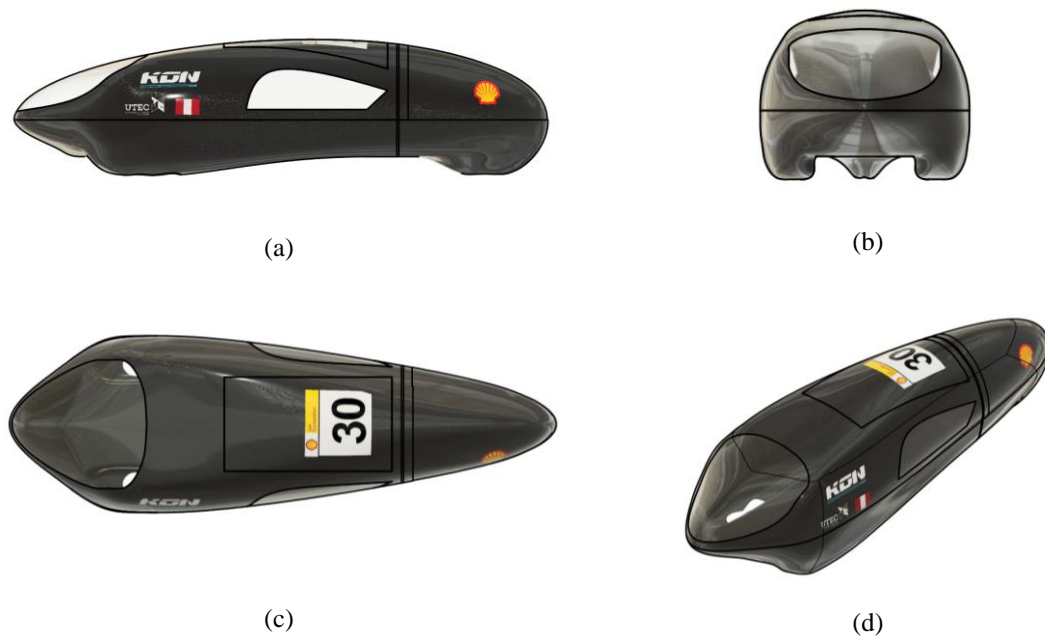
Parámetro	Unidad	Iteración 1	Iteración 2	Iteración 3	Iteración 4
$C_d$	-	0.081	0.078	0.077	0.075
$A_f$	( $m^2$ )	0.52	0.43	0.44	0.44
$C_d \cdot A_f$	( $m^2$ )	0.040	0.034	0.034	0.033
¿Cumple con los requerimientos de la competencia y del equipo?		X	X	X	✓

**Tabla 21.** Comparación de resultados de las iteraciones

Se aprecia que la cantidad reducida de arrastre entre la iteración 1 y 2 es mayor que las posteriores. Esto debido a que, para el primer diseño se tiene un mayor margen para realizar modificaciones. Se observa un comportamiento similar para el área frontal. Para la iteración 2 y 3 el principal enfoque de mejora se da en cuatro puntos. El primero corresponde a la modificación de la región delantera. Se redondea más la parte lateral entre la punta y los hombros. El segundo corresponde al ensanchamiento de la zona inferior de las cubiertas. El tercero corresponde a la modificación de las cubiertas de las llantas. Y el cuarto en la zona de la cola. Para la iteración 3 y 4, la modificación solo se enfoca en aplanar la base del vehículo y dar la silueta aerodinámica a las cubiertas de las llantas. Para un mayor detalle de cada iteración se recomienda observar la **Tabla 17**, donde se observa el resumen de geometrías de cada iteración. Cabe destacar que para cada iteración se realizó el análisis de sus respectivos campos vectoriales y en base a ello se propuso las mejoras expuestas anteriormente.

### **4.3 Diseño Final**

Se ha propuesto un diseño de carrocería completamente nuevo para el KON TEAM, el KON-Mk.3, basado en los requerimientos establecidos y los resultados del análisis CFD. El diseño que se muestra en la **Figura 55** usa como base un perfil NACA 63(3)-018, no utiliza ruedas destapadas, no tiene ángulos agudos y la parte trasera de la cola no es puntiaguda. Asimismo, se han propuesto mejoras en las regiones que se han encontrado más perjudiciales para la contribución de arrastre. Este diseño se comporta suavemente con el flujo, retardando su separación, lo cual permite obtener un bajo coeficiente de arrastre. Las dimensiones generales y planos asociados del diseño final se muestran en el **Anexo 5**.



**Figura 55.** Vistas del diseño final del KON-Mk.3. (a) Vista lateral. (b) Vista frontal. (c) Vista superior. (d) Vista isométrica

### 4.3.1 Geometría del Diseño Final

Para el diseño del Mk.3, teníamos como requerimiento no solo presentar un vehículo con un bajo coeficiente de arrastre, sino también un vehículo compacto, con dimensiones optimizadas. Es por ello por lo que en el proceso iterativo no solo priorizamos reducir el drag, sino trabajamos a la par con la optimización de las dimensiones. Para el Mk.3 tomamos como inspiración estética la forma de un jaguar, es por ello el porqué de las cubrellantas alargadas y diagonales. En la **Tabla 22** se muestran las principales características geométricas del diseño final del KON-Mk.3.

Parámetro	Valor
Largo (m)	2.60
Ancho (m)	0.81
Alto (m)	0.65
Área frontal ( $m^2$ )	0.44
Área superficial ( $m^2$ )	4.96
Volumen (m <sup>3</sup> )	0.66
Distancia del suelo a la base del piloto (cm)	10

**Tabla 22.** Características geométricas finales del diseño final del Mk.3

## 4.3.2 CFD

### 4.3.2.1 Modelo de mallado

Como se mencionó en la metodología, a fin de garantizar un mallado idóneo que entregue resultados coherentes, se realizó el estudio de convergencia para todas las iteraciones que el vehículo ha tenido. Sin embargo, en este apartado solo mostraremos los resultados del estudio de convergencia del mallado realizado en la Iteración N°4. En la **Tabla 23** se muestra el resumen.

Iteración N°4	Geometrías	Número de elementos	Skewness (Rango Aceptado: 0-100)	No ortogonalidad (Rango Aceptado: 0-88)	¿Cumple con el criterio de calidad de malla?	$C_d$
Mallado N°1	Hexaedros, Tetraedros y prismas.	3.7 M	0.104	9.83	Si	0.089
Mallado N°2	Hexaedros, Tetraedros y prismas.	14.5 M	0.038	4.12	Si	0.077
Mallado N°3	Hexaedros, Tetraedros y prismas.	15.5 M	0.051	4.93	Si	0.074

**Tabla 23.** Características de las mallas realizadas para la iteración N°4

Como se observa en la **Tabla 23**, en cada mallado se ha ido reduciendo el tamaño de los elementos haciendo que la cantidad de estos mismos aumente. Asimismo, todos cumplen con el criterio de calidad de malla.

Entre el mallado N°1 y N°2 la diferencia de “ $C_d$ ” registra un 13.5%. Como el porcentaje de diferencia está fuera del rango aceptado, se procede a refinar una vez más. Finalmente, como la diferencia de “ $C_d$ ” entre el mallado N°2 y N°3 registra un 3.5%, se procede a aceptar los resultados obtenidos para este último mallado. Este análisis garantiza un mallado idóneo, que entregue resultados coherentes, usando la menor cantidad de recursos. La malla computacional fue generada en el mismo software SimScale. El mallado N°3 se compone de 15.5 millones de elementos y la vista general se muestra en la **Figura 56**.



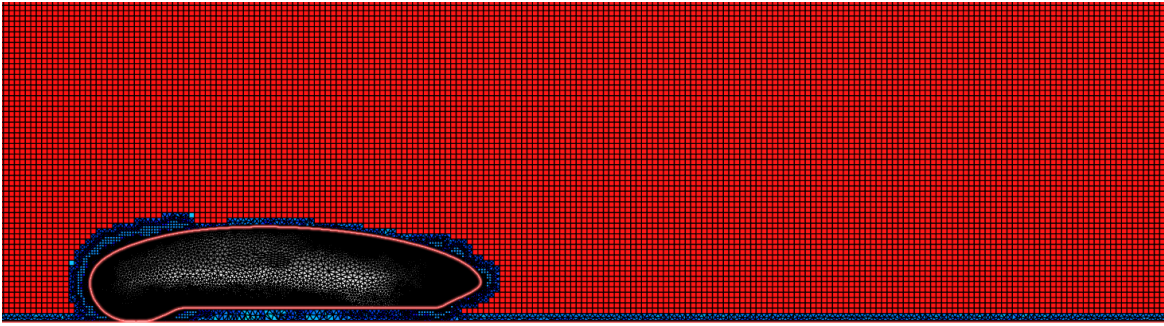
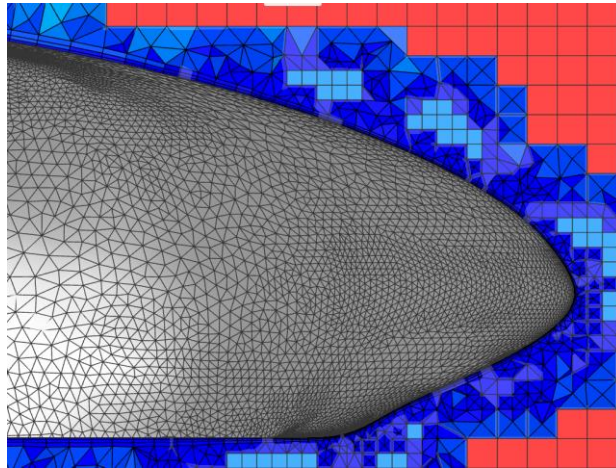


Figura 56. Vista general del mallado computacional N°3

El mallado computacional cercano a la superficie posee un refinamiento ya que es el área de estudio. El mallado en esta zona se compone principalmente de prismas y tetraedros no estructurados ya que, como se detalló en el marco teórico, estos elementos se adaptan fácilmente a geometrías complejas. El detalle de la malla computacional cercana a la superficie se muestra en la **Figura 57**.



**Figura 57.** Detalle del mallado computacional cercano a la superficie

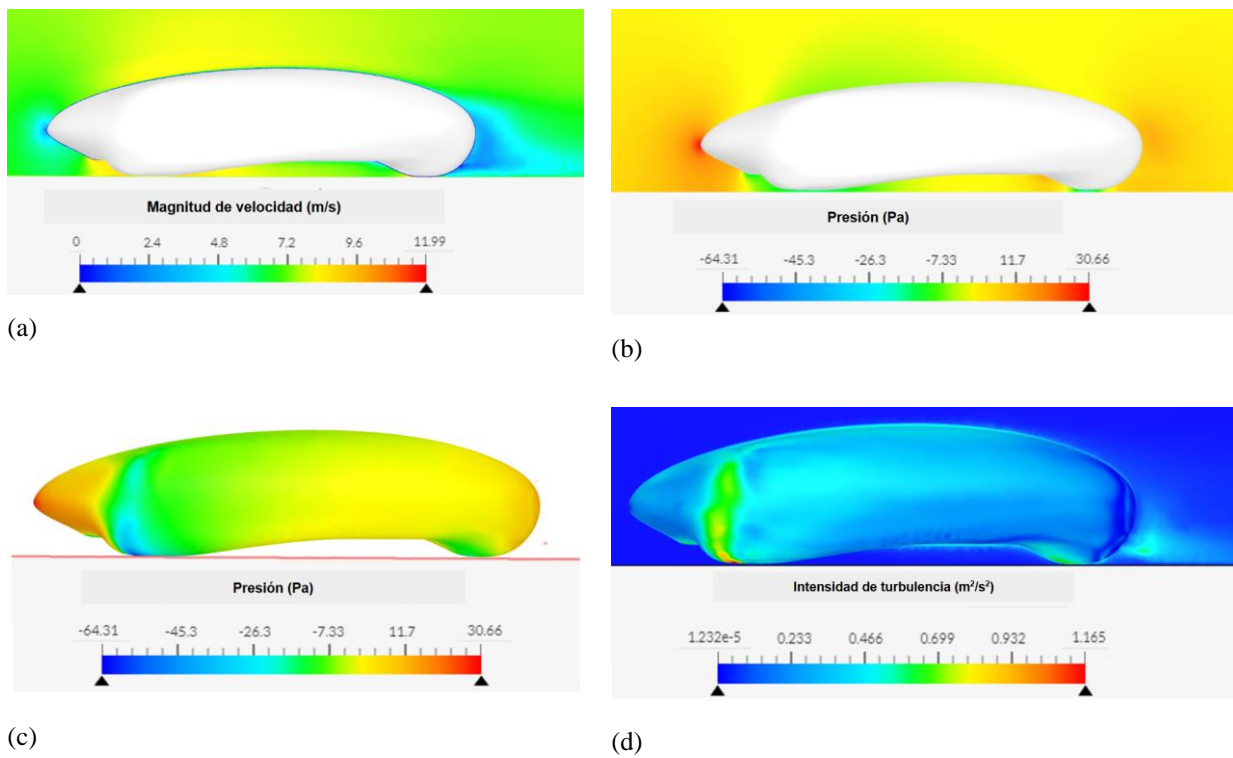
#### 4.3.2.4 Resultados CFD

Después de haber validado el mallado de nuestra solución, los resultados CFD del diseño final son mostrados en la **Tabla 24**.

Parámetro	Valor	Unidades
$C_d$	0.075	-
Cl	-0.297	-
Fuerza de arrastre	1.042	N

**Tabla 24.** Resultados CFD del diseño final del Mk.3



A pesar del excelente valor de  $Af \times C_d$  obtenido, el análisis de las características del flujo y toda la información obtenida de la simulación CFD es esencial para la comprensión de lo que hace de este un buen diseño. Para ello mostraremos los campos de vectores que nos permitirán entender cómo el flujo se comporta alrededor del carro.



**Figura 58.** Campos de solución CFD del diseño final. a) Campo de velocidad de flujo - plano de simetría. b) Campo de Presión de flujo - Plano de simetría. c) Campo de presión de flujo - Superficie del carro. d) Campo de intensidad de turbulencia

#### 4.3.2.5 KON-Mk.3 vs KON-Mk.2

Con los resultados finales del KON-Mk3 se puede comprobar que existe una mejora significativa en cuanto a dimensiones y aerodinámica respecto del KON-Mk2. En la **Tabla 25** se muestra el resumen de resultados obtenidos para cada modelo.

	Perfil 3D	L (m)	$A_f$ ( $m^2$ )	$C_d$	$C_d \times A_f$ ( $m^2$ )
Mk. 2		3.3	0.59	0.065	0.038
Mk. 3		2.6	0.44	0.075	0.033
$\Delta$ Variación (%)		-21%	-25%	+15%	<b>-13.95%</b>

**Tabla 25.** Comparativa de parámetros entre KON-Mk.2 vs KON-Mk.3

En la **Tabla** se observa que longitudinalmente hubo una reducción del 21%. De la misma manera, el área frontal se redujo en 25%. Sin embargo, el coeficiente de arrastre tuvo un aumento del 15%. Por otro lado, el producto del Coeficiente de Arrastre por el Área frontal tuvo una reducción del 13.95%, lo cual válida que hubo una mejora en el rendimiento aerodinámico, superando el objetivo principal de la tesis, el 8%. En la siguiente sección se explicará porqué para análisis aerodinámicos es más importante el producto del  $C_d \times A_f$ , que los resultados de las variables de manera independiente.

#### 4.4 Discusiones de los resultados

Los resultados obtenidos para la simulación de validación en XFLR5 muestran ser congruentes respecto a la data experimental del coeficiente de sustentación con la que se está validando la significancia física del software. Para valores de ángulo de ataque entre  $-4^\circ$  y  $10^\circ$  se obtuvo una variación entre el 5.66% y el 9.74% con un valor promedio de 6.08%. A su vez, desde un enfoque estadístico, se obtuvo una desviación estándar de 0,40339 para los valores experimentales y 0,44010 para los valores teóricos. Sumado a ello, el valor del coeficiente de determinación entre los valores experimentales y de XFLR5 fue de 0.99468 dando sustento a la confiabilidad de estos. Para mayores valores en el ángulo de ataque se observa una discordancia en el comportamiento de la curva. Esto nos indica que, a partir de un determinado ángulo, XFLR5 deja de tener una precisión aceptable, por encima del 10% de acuerdo con las buenas prácticas descritas por V. Gulhane y L. Malik [64].

De manera similar se observa que los modelos S1223 y MH-83 presentan un comportamiento desconocido para ángulos de ataque menores a menos uno grados. Esto puede deberse a que, debido a su geometría, la sensibilidad del software no está detectando de una manera adecuada el desprendimiento de la capa límite y sus efectos en el arrastre. Para una verificación de dichos valores y comportamiento de la curva habría que buscar data experimental o realizar las evaluaciones experimentales correspondientes.

Durante el desarrollo del diseño geométrico se tuvo que balancear tanto criterios propiamente aerodinámicos como geométricos. La competencia tiene un reglamento el cual nos limita en dimensiones. Este fue el reto de la competencia para nosotros como área de aerodinámica y estructura. Reducir el coeficiente de arrastre y diseñar el vehículo lo más compacto para que pese menos. Nuestro equipo pudo obtener un  $C_d$  de 0.075 y 2600 mm de largo. Sin embargo, otros equipos han obtenido mejores resultados en encontrar este punto de equilibrio. En líneas generales, el desarrollo de un vehículo no permite enfocarse en una característica, sino que debe buscar un equilibrio entre los diferentes factores que permitan un comportamiento del sistema deseable y que satisfaga los requerimientos base.

En las simulaciones CFD 3D se puede apreciar que la zona donde existe una disminución en la velocidad de flujo corresponde a la salida de la parte trasera del vehículo.

Esto hace sentido físico puesto que es la zona donde ocurre el desprendimiento de la capa límite y se presentan vorticidades. De la misma manera, cuando se evalúa la distribución de presiones, el valor de presión más alto se encuentra en la punta frontal del volumen lo cual es congruente con lo que se espera por teoría.

Al proponer la mejora 4 de la iteración 1-2, apreciamos que la intensidad de turbulencia en la cola no disminuyó, por lo contrario, incrementó. Esto ocurre porque, precisamente para este caso, priorizamos las dimensiones del vehículo, cortando la cola. Esta modificación claramente perjudicó al coeficiente de arrastre. Sin embargo, el aporte de la mejora 4 fue en mitigar el efecto negativo que produce esta modificación en el drag. Es por ello que no todas las mejoras que se hagan son precisamente para obtener mejores resultados de coeficiente de arrastre. Hay situaciones donde necesariamente el  $C_d$  aumentará. Lo que corresponde a la ingeniería es mitigar ese incremento lo máximo posible.

Finalmente, aunque el coeficiente de arrastre ( $C_d$ ) del KON-Mk.3 sea mayor al del KON-Mk.2, el KON-Mk.3 vencerá 13.95% menos fuerzas de arrastre que el KON-Mk.2. Esto se explica porque el área frontal ( $A_f$ ) del KON-Mk.3 se ha reducido en un 25%. En ese sentido, antes de iniciar cualquier análisis aerodinámico, es necesario comprender que para obtener mejores resultados de Fuerza de Arrastre (ecuación 2.16) nos debemos enfocar en el producto de  $A_f \times C_d$  que en cada variable de manera independiente.

# CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

## Conclusiones

1. Se seleccionó el perfil NACA 63(3)-018 entre 10 perfiles aerodinámicos y se usó como base del diseño del KON-Mk.3 por sus características geométricas y bajo coeficiente de arrastre. Este airfoil presentaba un  $C_d$  de 0.00597, un espesor máximo de 18% y una distancia de 34% desde el borde de ataque hasta el espesor máximo. Estas características resultan convenientes, ya que por el lado aerodinámico garantiza un menor arrastre y por el dimensional, al escalarlo al tamaño real de la cabina de la piloto, hace que se ajuste adecuadamente a la estructura del vehículo sin exceder los límites del reglamento. Las simulaciones para la selección del Airfoil se realizaron en XFLR5, el cuál otorgó un margen de error promedio de 7% respecto a data experimental [67]. Ello junto a bajo coste computacional permite obtener resultados con menor tiempo de procesamiento y precisión razonable para esta etapa del diseño. Por ello, el NACA 63(3)-018 se usará como base para iniciar el diseño 3D del vehículo.

2. Se obtuvo el diseño 3D de la carrocería del KON-Mk.3 después de 4 iteraciones, basando principalmente nuestra retroalimentación en los resultados CFD. La carrocería tiene forma de gota de lluvia invertida, se diseñó como un monocasco, las llantas se encuentran al interior de esta, no posee ángulos agudos y la zona de la cola posee un ángulo de inclinación de 10°-20° a fin de mitigar la generación de vórtices [19]. Para escalar a tamaño real el diseño 3D, se realizó una medición antropométrica a la piloto. La piloto fue seleccionada por sus características pequeñas a fin de hacer el vehículo lo más compacto posible. El diseño final del KON-Mk.3 tiene un largo de 2.6 m llegando a ser 20% más pequeño que el KON-Mk.2. El diseño 3D del KON Mk3 cumple al 100% el reglamento dimensional de la competencia.

3. El diseño del KON-Mk.3 presenta un mejor rendimiento aerodinámico que su predecesor. El nuevo vehículo tendrá que vencer un 13.95% menos fuerzas aerodinámicas que el KON-Mk.2, superando la expectativa del 8% planteada como objetivo general. El coeficiente de arrastre final del KON-Mk.3 es de 0.075. Para las simulaciones CFD en 3D se usó el software SimScale, el cual otorgó un porcentaje de error cerca al 3% respecto a data experimental [65]. El software no representó un problema en cuanto al coste computacional ya que nos brinda el beneficio de usar sus ordenadores remotos de 16 núcleos, lo cual nos permitió simular más de 15 veces, con tiempo promedio de simulación de 3 horas, y así obtener el diseño final.

## Recomendaciones

Dentro de los equipos campeones en la historia reciente de Shell Eco-marathon también se ha podido encontrar la configuración de diseño con ruedas externas (ruedas descubiertas). Ejemplo de ello es la universidad vietnamita, Hanoi University of Industry, con su vehículo Super Cup 50. Los vehículos que diseñan se componen de un monocasco que solo cubre a la piloto y el sistema de potencia, mas no las llantas. Valdría la pena evaluar si esta configuración resulta conveniente a implementar. Se puede inferir que el área frontal debería ser menor, lo cual se debe corroborar, así como calcular el coeficiente de arrastre.

Realizar un mayor número de simulaciones a las diferentes condiciones de operación realistas posibles. Ello para conocer cómo varía el arrastre en dichos escenarios y entender de manera más completa el comportamiento del vehículo y consumo de energía de este. Sería útil en una etapa posterior entender cómo acelera, el frenado, el ingreso a una curva o si el flujo de aire no se encuentra en dirección longitudinal al vehículo. Con ello se podrían cuantificar las pérdidas de manera más precisa.

Todas las modificaciones en esta tesis se llevaron a cabo mediante la observación de resultados, sin embargo, también resulta interesante realizar una parametrización del vehículo con el fin de obtener un algoritmo de optimización más completa de la aerodinámica del coche. Con la ayuda de métodos numéricos e inteligencia artificial, este proceso de optimización se podría automatizar, lo cual permitiría variar con precisión diferentes parámetros de silueta hasta llegar a una solución óptima.



## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] “Ambient (outdoor) air pollution”, World Health Organization, 2021 [En línea]. [https://www.who.int/news-room/fact-sheets/detail/ambient-\(outdoor\)-air-quality-and-health](https://www.who.int/news-room/fact-sheets/detail/ambient-(outdoor)-air-quality-and-health) [Accedido: 11-sep-2022]
- [2] Intergovernmental Panel on Climate Change, Climate Change 2014: Mitigation of Climate Change: Working Group III Contribution to the IPCC Fifth Assessment Report. Cambridge: Cambridge University Press, 2015.
- [3] R. Schmitt y P. Hu “About the Bureau of Transportation Statistics”, Bureau of Transportation Statistics, USA, 2019 [En línea]. Disponible en: <https://www.bts.gov/content/world-motor-vehicle-production-selected-countries> [Accedido: 11-sep-2022]
- [4] M. Sivak. “Actual fuel economy of cars and light trucks: 1966-2017”, Green Car Congress, Michigan, USA, 2019 [En línea]. <https://www.greencarcongress.com/2019/09/20190930-sivak.html> [Accedido: 09-sep-2022]
- [5] A. Joshi, "Review of Vehicle Engine Efficiency and Emissions," *SAE Int. J. Adv. & Curr. Prac. in Mobility*, vol. 1, no. 2, pp. 734-761, 2019.
- [6] “Shell Eco-marathon: the facts”, Shell Eco-marathon, 2022 [En línea]. Disponible en: <https://www.makethefuture.shell/en-gb/shell-eco-marathon> [Accedido: 09-sep-2022]
- [6] G. Grady, S. Chen, A. Verma, A. Marellapudi y N. Hotz, "A Study of Energy Losses in the World's Most Fuel Efficient Vehicle," *2019 IEEE Vehicle Power*

*and Propulsion Conference (VPPC)*, Hanoi, Vietnam, 2019, pp. 1-6. Disponible en: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8952212>

- [8] M. Wan, “Aerodynamics,” 2022. [En línea]. Disponible en: [http://www.autozine.org/technical\\_school/aero/tech\\_aero.htm](http://www.autozine.org/technical_school/aero/tech_aero.htm). [Accedido: 1-sep-2022].
- [9] “Alza de precio del petróleo por entorno internacional encarece combustibles en Perú”, Perú Energía, 2022. [En línea]. Disponible en: <https://peruenergia.com.pe/alza-de-precio-del-petroleo-por-entorno-internacional-encarecen-combustibles-en-peru/> [Accedido: 15-sep2022]
- [10] “Rising fuel costs are a massive problem for business and consumers — Here’s why they’re so high”, CNBC, 2022, [En línea]. Disponible en: <https://www.cnbc.com/2022/05/19/fuel-is-a-problem-for-business-and-consumers-why-prices-are-so-high.html> [Accedido: 15-sep-2022]
- [11] “Gasoline and Diesel Fuel Update“, U.S. Energy Information Administration, 2022, [En línea]. Disponible en: <https://www.eia.gov/petroleum/gasdiesel/> [Accedido: 18-sep-2022]
- [12] “Shell Eco-marathon 2022 Official Rules”, Shell Eco-marathon, 2022. [En línea]. Disponible en: [https://base.makethefuture.shell/en\\_gb/service/api/home/shell-eco-marathon/global-rules/\\_jcr\\_content/root/content/document\\_listing/items/download\\_595134961.stream/1630485146156/38a7abe7331aaa24603d0e8b158565cc726ab78d/shell-eco-marathon-2022-official-rules-chapter-i.pdf](https://base.makethefuture.shell/en_gb/service/api/home/shell-eco-marathon/global-rules/_jcr_content/root/content/document_listing/items/download_595134961.stream/1630485146156/38a7abe7331aaa24603d0e8b158565cc726ab78d/shell-eco-marathon-2022-official-rules-chapter-i.pdf). [Accedido: 1-sep-2022]
- [13] H. Wolf-Heinric, *Aerodynamics of Road Vehicles From Fluid Mechanics to*

*Vehicle Engineering*. Cambridge, UK: Butterworth-Heinemann, 1987

- [14] S. Ahmed, G. Ramm, y G. Faltin, "Some Salient Features Of The Time-Averaged Ground Vehicle Wake", *SAE International Congress and Exposition*, 1984, pp. 1-34
- [15] H. Wolf-Heinric, *Aerodynamics of Road Vehicles From Fluid Mechanics to Vehicle Engineering*. Cambridge, UK: Butterworth-Heinemann, 1987
- [16] Altair, "Virtual wind tunnel for external aerodynamic analysis", 2021. [En línea]. Disponible en: [https://www.americansolarchallenge.org/ASC/wp-content/uploads/2021/03/Virtual\\_Wind\\_Tunnel\\_for\\_External\\_Aerodynamic\\_Analysis.pdf](https://www.americansolarchallenge.org/ASC/wp-content/uploads/2021/03/Virtual_Wind_Tunnel_for_External_Aerodynamic_Analysis.pdf). [Accedido: 15-sep-2022]
- [17] A. Cieśliński, *et al.*, "Investigation on Aerodynamics of Super-Effective Car for Drag Reduction", *Mechanics and Mechanical Engineering*, vol. 20, pp. 297–310, 2016 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/318722031\\_Investigation\\_on\\_Aerodynamics\\_of\\_Super-Effective\\_Car\\_for\\_Drag\\_Reduction](https://www.researchgate.net/publication/318722031_Investigation_on_Aerodynamics_of_Super-Effective_Car_for_Drag_Reduction) [Accedido: 17-sep-2022]
- [18] "Airfoil database search (NACA 4 digit)", 2022. [En línea]. Disponible en: <http://airfoiltools.com/search/index?m%5Bgrp%5D=naca4d&m%5Bsort%5D=1>. [Accedio: 17-sep-2022]
- [19] L. V. Srinivas, "Shape optimization of a car body for drag reduction an to increase downforce", trabajo de fin de bachiller en ciencias, Universidad de Anantapur, Anantapuramu, 2016.

- [20] D. A. Plascencia Jiménez, J. C. Huegel West y A. Román Flores , “AERODYNAMIC PRINCIPLES OF GOLF BALLS: AN ALTERNATIVE TO THE EXTERIOR DESIGN OF HEAVY VEHICLES”, *XIX congreso internacional anual de la SOMIM*, 2013, pp. 1-6.
- [21] F. Arpino, *et al.*, “CFD simulations of power coefficients for an innovative Darrieus style vertical axis wind turbine with auxiliary straight blades”, *35th UIT Heat Transfer Conference*, 2017, pp. 1-8.
- [22] E. Abo-Serie, *et al.*, “Aerodynamics assessment using CFD for a low drag Shell Eco-Marathon car”, *Journal of Thermal Engineering*, vol. 3, pp. 1527-1536, 2017 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/321090219\\_Aerodynamics\\_assessment\\_using\\_CFD\\_for\\_a\\_low\\_drag\\_Shell\\_Eco-Marathon\\_car](https://www.researchgate.net/publication/321090219_Aerodynamics_assessment_using_CFD_for_a_low_drag_Shell_Eco-Marathon_car) [Accedido: 22-sep-2022]
- [23] J. Vazquez, “Experimental and numerical analysis of the aerodynamics of the A&M Shell Eco-marathon vehicle prototype”, trabajo de fin de máster, Universidad de Lieja, 2018.
- [24] Lightyear “Lightyear 0”, 2022. [En línea]. Disponible en: <https://lightyear.one/lightyear-0/> . [Accedido: 23-sept-2022]
- [25] F. Arpino, *et al.*, “Numerical and Experimental Investigation of the Flow over a Car Prototype for the Shell Eco Marathon”, *Journal of Applied Fluid Mechanics*, vol. 12, pp. 207-218, 2019 [En línea]. Disponible en: [https://www.jafmonline.net/article\\_734.html](https://www.jafmonline.net/article_734.html) [Accedido: 22-sep-2022]
- [26] S. Majumder y S. Saha, “A Method of Drag Reduction of a Vehicle by Computational Investigation and Geometric Modification”, *International*

*Journal of Applied Engineering Research*, vol. 19, pp. 687-699, 2014 [En línea].  
Disponible en:  
[https://www.academia.edu/9185164/A\\_Method\\_of\\_Drag\\_Reduction\\_of\\_a\\_Vehicle\\_by\\_Computational\\_Investigation\\_and\\_Geometric\\_Modification](https://www.academia.edu/9185164/A_Method_of_Drag_Reduction_of_a_Vehicle_by_Computational_Investigation_and_Geometric_Modification)  
[Accedido: 22-sep-2022]

- [27] E. Guilmineau, “Computational study of flow around a simplified car body”, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 96, pp. 1207-1217, 2019 [En línea]. Disponible en:  
[https://www.researchgate.net/publication/222018254\\_Computational\\_study\\_of\\_flow\\_around\\_a\\_simplified\\_car\\_body\\_J\\_Wind\\_Eng\\_Ind\\_Aerodyn\\_966-71207-1217](https://www.researchgate.net/publication/222018254_Computational_study_of_flow_around_a_simplified_car_body_J_Wind_Eng_Ind_Aerodyn_966-71207-1217) [Accedido: 22-sep-2022]
- [28] O. Dantsker y M. Vahora, “Comparison of Aerodynamic Characterization Methods for Design of Unmanned Aerial Vehicles”, *AIAA Aerospace Sciences Meeting 2018*, 2018, pp. 1-19.
- [29] D. Fiuza Dosil, “Aerodynamic Analysis and Design of a Car for the Shell Eco Marathon”, trabajo de fin de máster, Universidad de Aalborg, 2016.
- [30] F. Ljungström, *et al.*, “Smarter Aerodynamics - Aerodynamic improvement of Chalmers’ Shell Eco-marathon car Smarter”, trabajo de fin de bachiller en ciencias, Universidad de Chalmers, 2016.
- [31] M. Alemara *et al.*, “Using Computational Fluid Dynamics for the Design, Assessment and Optimization of an Aerodynamic Body Kit on a Newly Designed Formula SAE Collegiate Competition Vehicle”, en *2019 WCX SAE World Congress Experience*, pp. 1-9 [En línea]. Disponible en:  
<https://www.sae.org/publications/technical-papers/content/2019-01-0642/>.  
[Accedido: 24-sep-2022]

- [32] D. He, “Robust Aerodynamic Optimization through Conjugate Gradient Method with Taguchi's Theory”, trabajo de fin de máster, Universidad Técnica de Delft, 2015.
- [33] Y. Brouwer, “Constrained Aerodynamic Optimization of the Flying-V Nose Cone and Center-Body Fairing”, trabajo de fin de máster, Universidad Técnica de Delft, 2022.
- [34] V. Wilod Versprille, “Aerodynamic Shape Optimization of a Liquid-Hydrogen-Powered Blended-Wing-Body”, trabajo de fin de máster, Universidad Técnica de Delft, 2022.
- [35] J. J. Santin, *et al.*, *The world's most fuel efficient vehicle*, Zürich , Suiza: ETH Zürich, 2007.
- [36] ETH Zürich “PAC-Car II Miscellaneous”, 2022. [En línea]. Disponible en: [https://www.paccar.ethz.ch/pictures/pac\\_car\\_II\\_miscellaneous.html](https://www.paccar.ethz.ch/pictures/pac_car_II_miscellaneous.html). [Accedido: 23-sep-2022]
- [37] M. S. Carmeli, *et al.*, "A vehicle with very low fuel consumption: Realization, analysis and optimization," *The XIX International Conference on Electrical Machines - ICEM 2010*, 2010, pp. 1-6.
- [38] “Altri veicoli”, 2022. [En línea]. Disponible en: <https://areweb.polito.it/didattica/h2polito/veicoli/veicoli-stagioni-passate.html>. [Accedido: 23-sep-2022]
- [39] “3771 km parcourus avec un seul litre d'essence”, 2009. [En línea]. Disponible en: <https://cdurable.info/Shell-Eco-Marathon-3771-km-parcourus-avec-un-seul-litre-d-essence-MicroJoule,1737.html>. [Accedido: 23-sep-2022]

- [40] “France’s Microjoule-La Joliverie Wins 2016 Shell Eco-marathon Europe”, 2016. [En línea]. Disponible en: <https://worldindustrialreporter.com/frances-microjoule-la-joliverie-wins-2016-shell-eco-marathon-europe/>. [Accedido: 26-sep-2022]
- [41] A. Messana y M. Carello, “IDRA pegasus : a fuel-cell prototype for 3000 km/L”, *Computer-Aided Design and Applications*, vol. 12, pp. 1-11, 2015 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/281324189\\_IDRA\\_pegasus\\_a\\_fuel-cell\\_prototype\\_for\\_3000\\_kmL](https://www.researchgate.net/publication/281324189_IDRA_pegasus_a_fuel-cell_prototype_for_3000_kmL). [Accedido: 26-sep-2022]
- [42] F. H. White, *Mecánica de Fluidos*. Madrid, España: McGraw-Hill, 2003
- [43] Y. A. Cengel y J.M. Cimbala, *Mecánica de Fluidos: Fundamentos y aplicaciones*. Ciudad de México, México: McGraw-Hill, 2018.
- [44] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*. Nueva York, NY, USA: McGraw-Hill, 2017.
- [45] G. Tamai, *The Leading Edge: Aerodynamic design of ultra-streamlined land vehicles*, MA, USA: Robert Bentley, 1999.
- [46] J. Katz, “Aerodynamics of race cars”, *Annual Review of Fluid Mechanics* vol. 38, pp. 27-63, 2006 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/228616843\\_Aerodynamics\\_of\\_race\\_cars](https://www.researchgate.net/publication/228616843_Aerodynamics_of_race_cars) [Accedido: 30-sep-2022]
- [47] C. M. dos Reis Fonte, “Design of a Low Consumption Electric Car Prototype”, trabajo de fin de máster, Univ de Beira Interior, 2015.

- [48] C. Geuzaine y J. F. Remacle, "GMSH: A 3D Finite Element Mesh Generator with Built-in Pre- and Post-Processing Facilities," *Int. J. Numer. Methods Eng.*, vol. 79, no. 11, pp. 1309-1331, 2009.
- [49] H. K. Versteeg y W. Malalasekera, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. Harlow, Essex, England: Pearson, 2007.
- [50] "ANSYS Fluent Theory Guide", ANSYS, Inc., Canonsburg, PA, USA, 2013 [En línea]. Disponible en:[https://www.academia.edu/38091499/ANSYS\\_Fluent\\_Theory\\_Guide](https://www.academia.edu/38091499/ANSYS_Fluent_Theory_Guide) . [Accedido: 3-oct-2022]
- [51] B. E. Launder and D. B. Spalding, "The numerical computation of turbulent flows," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, vol. 3, no. 2, pp. 100-119, 1974.
- [52] P. R. Spalart and S. R. Allmaras, "A one-equation model for airfoil turbulent boundary layers," *La Recherche Aéronautique*, vol. 1992, no. 1, pp. 5-21, 1992.
- [53] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, vol. 32, no. 8, pp. 1598-1605, 1994.
- [54] D. C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*. La Canada, CA: DCW Industries, 1998.
- [55] K. T. Ulrich y S. D. Eppinger, *Product Design and Development*. Nueva York, NY, USA: McGraw-Hill, 2017.
- [56] A. van Boeijen, J. Daalhuizen, J. Zijlstra y R. van der Schoor, *Delft Design*



*Guide: Design strategies and methods.* Amsterdam, Países Bajos: BIS Publishers, 2013

- [57] S.K. Khuntia y A.S. Ahuja, “Optimal Design and CFD Analysis of Wing of a Small-Scale UAV to Obtain Maximum Efficiency”, *Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering*, vol. 7 no. 1, 2018
- [58] A. Alsahlan y T. Rahulan, “Aerofoil Design for Unmanned High-Altitude Aft-Swept Flying Wings”, *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 9, pp. 335-345, 2017 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/318969555\\_Aerofoil\\_Design\\_for\\_Unmanned\\_High-Altitude\\_Aft-Swept\\_Flying\\_Wings](https://www.researchgate.net/publication/318969555_Aerofoil_Design_for_Unmanned_High-Altitude_Aft-Swept_Flying_Wings). [Accedido: 11-octubre-2022]
- [59] C. Gorniak, Z. J. Goraj y B. Olszanski, “Research and selection of MALE wing profile”, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 91, pp. 264-271, 2018 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/328396945\\_Research\\_and\\_selection\\_of\\_MALE\\_wing\\_profile](https://www.researchgate.net/publication/328396945_Research_and_selection_of_MALE_wing_profile). [Accedido: 11-octubre-2022]
- [60] L. JaeHoon *et al.*, “Wing Design Optimization of a Solar-HALE Aircraft”, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 15, pp. 219–231, 2014 [En línea]. Disponible en: <https://www.koreascience.or.kr/article/JAKO201431763841509.pdf>. [Accedido: 18-noviembre-2022]
- [61] A. C. Zohary, W. Asrar y M. Aldheeb, “Numerical Investigation on the Pressure Drag of Some Low-Speed Airfoils for UAV Application”, *CFD Letters*, vol. 13, pp. 29-48, 2021 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/349418302\\_Numerical\\_Investigation](https://www.researchgate.net/publication/349418302_Numerical_Investigation)

\_on\_the\_Pressure\_Drag\_of\_Some\_Low-Speed\_Airfoils\_for\_UAV\_Application. [Accedido: 18-noviembre-2022]

- [62] E. A. Elvira-Hernandez *et al.*, “Aerodynamic analysis of an unmanned aerial vehicle with infrared camera for monitoring oil leakage in pipeline networks”, *Acta Universitaria Multidisciplinary Scientific Journal*, vol. 30, pp. 1-15, 2020 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/339292350\\_Aerodynamic\\_analysis\\_of\\_an\\_unmanned\\_aerial\\_vehicle\\_with\\_infrared\\_camera\\_for\\_monitoring\\_oil\\_leakage\\_in\\_pipeline\\_networks](https://www.researchgate.net/publication/339292350_Aerodynamic_analysis_of_an_unmanned_aerial_vehicle_with_infrared_camera_for_monitoring_oil_leakage_in_pipeline_networks). [Accedido: 18-noviembre-2022]
- [63] E. H. Herrapraastanti<sup>1</sup>, H. Gunawan y E. B. Santoso, “OPTIMASI FOIL NACA 63(3)018 PADA KAPAL HIDROFOIL MENGGUNAKAN PARTICLE SWARM (PSO)”, *Engineering and Sains Journal*, vol. 2, pp. 79-86, 2018 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/349373373\\_OPTIMASI\\_FOIL\\_NACA\\_633018\\_PADA\\_KAPAL\\_HIDROFOIL\\_MENGGUNAKAN\\_PARTICLE\\_SWARM\\_PSO](https://www.researchgate.net/publication/349373373_OPTIMASI_FOIL_NACA_633018_PADA_KAPAL_HIDROFOIL_MENGGUNAKAN_PARTICLE_SWARM_PSO). [Accedido: 15-oct-2022]
- [64] V. Gulhane y L. Malik, “Numerical Investigation of Different Airfoils at Low Reynolds Number in terms of Aerodynamic Performance of Sailplanes by using XFLR5”, *The Black Sea Journal of Sciences.*, vol. 8, pp. 47-65, 2018 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/325827676\\_Numerical\\_Investigation\\_of\\_Different\\_Airfoils\\_at\\_Low\\_Reynolds\\_Number\\_in\\_terms\\_of\\_Aerodynamic\\_Performance\\_of\\_Sailplanes\\_by\\_using\\_XFLR5](https://www.researchgate.net/publication/325827676_Numerical_Investigation_of_Different_Airfoils_at_Low_Reynolds_Number_in_terms_of_Aerodynamic_Performance_of_Sailplanes_by_using_XFLR5). [Accedido: 15-oct-2022]
- [65] V. Spálenský, V. Horák y D. Rozehnal, "CFD simulation of flow over the dimpled sphere", International Conference on Military Technologies (ICMT) 2015, Brno, Czech Republic, 2015, pp. 1-4 [En línea]. Disponible en:

<https://ieeexplore.ieee.org/document/7153662>.

- [66] D. Communier, *et al.*, “Aero Structural Modeling of a Wing Using CATIA V5 And XFLR5 Software And Experimental Validation Using The Price-Paidoussis Wing Tunnel”, en *AIAA Aviation 2015, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, pp. 1-17 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/280757155\\_Aero\\_Structural\\_Modeling\\_of\\_a\\_Wing\\_Using\\_CATIA\\_V5\\_And\\_XFLR5\\_Software\\_And\\_Experimental\\_Validation\\_Using\\_The\\_Price-Paidoussis\\_Wing\\_Tunnel](https://www.researchgate.net/publication/280757155_Aero_Structural_Modeling_of_a_Wing_Using_CATIA_V5_And_XFLR5_Software_And_Experimental_Validation_Using_The_Price-Paidoussis_Wing_Tunnel). [Accedido: 15-oct-2022]
- [67] E. N. Jacobs y A. Sherman, “Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number” National Advisory Committee for Aeronautics, Rep. Ser.; no. 586, USA, 1939 [En línea]. Disponible en: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930091662/downloads/19930091662.pdf>. [Accedido: 27-oct-2022]
- [68] E. Yilmaz y J. Hu, “CFD Study of Quadcopter Aerodynamics at Static Thrust Conditions”, en *ASEE Northeast 2018 Annual Conference*, pp. 1-5 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/328007354\\_CFD\\_Study\\_of\\_Quadcopter\\_Aerodynamics\\_at\\_Static\\_Thrust\\_Conditions](https://www.researchgate.net/publication/328007354_CFD_Study_of_Quadcopter_Aerodynamics_at_Static_Thrust_Conditions). [Accedido: 23-oct-2022]
- [69] B. Guiseppi, R. Payne Jr, J. Dixon, y A. Smith, “Characterization and Simulation of the Flow Field of a Slender Delta Wing using SimScale CFD Modeling Software”, en *2022 AIAA Region II Student Conference*, pp. 1-11 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/359855683\\_Characterization\\_and\\_Si](https://www.researchgate.net/publication/359855683_Characterization_and_Si)

mulation\_of\_the\_Flow\_Field\_of\_a\_Slender\_Delta\_Wing\_using\_SimScale\_CFD\_Modeling\_Software. [Accedido: 23-oct-2022]

- [70] Academia, “Best practice guidelines for handling Automotive External Aerodynamics with FLUENT”, 2005. [En línea]. Disponible en: [https://d1wqtxts1xzle7.cloudfront.net/55291438/Best\\_practice\\_guidelines\\_for\\_handling\\_Aerodynamics\\_with\\_FLUENT-with-cover-page-v2.pdf?Expires=1667779409&Signature=PD8mPwlHClqskCgrM3T~4pMQeJkGgUTr8gDMT222dLU269jj8Z3O88eIJApstvVPZT0zBGEV-Q3a6mSCBYv~7Hw66EyDwxL96LpSY4kb5a3ivayTIK0mwnLN8YMcoNO5yDk8gsOLSUpe2s~ZcBt27Qb552G-xyqFzMwgpP1ouOglBHU1D4ti0pWqNtS9Ig32vZ6oIJr6RKh-cXUT5bCJEZpQoZmB5A8VujKX5x~IVb57jvHGzEJg6ZnjEvlFdhNxN~B8NVCf3QE1JybgFLyxfhDi3fmlWZu9Z5kYmw3bjGRI0hh23ASPG0vYiaGqdLONP26pxAbq0rphmwDw0sf0Q\\_&Key-Pair-Id=APKAJLOHF5GGSLRBV4ZA](https://d1wqtxts1xzle7.cloudfront.net/55291438/Best_practice_guidelines_for_handling_Aerodynamics_with_FLUENT-with-cover-page-v2.pdf?Expires=1667779409&Signature=PD8mPwlHClqskCgrM3T~4pMQeJkGgUTr8gDMT222dLU269jj8Z3O88eIJApstvVPZT0zBGEV-Q3a6mSCBYv~7Hw66EyDwxL96LpSY4kb5a3ivayTIK0mwnLN8YMcoNO5yDk8gsOLSUpe2s~ZcBt27Qb552G-xyqFzMwgpP1ouOglBHU1D4ti0pWqNtS9Ig32vZ6oIJr6RKh-cXUT5bCJEZpQoZmB5A8VujKX5x~IVb57jvHGzEJg6ZnjEvlFdhNxN~B8NVCf3QE1JybgFLyxfhDi3fmlWZu9Z5kYmw3bjGRI0hh23ASPG0vYiaGqdLONP26pxAbq0rphmwDw0sf0Q_&Key-Pair-Id=APKAJLOHF5GGSLRBV4ZA) [Accedido: 14-oct-2022]
- [71] F. P. Incropera, D. P. Dewitt, T. L. Bergman y A. S. Lavine, *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. Hoboken, NJ, USA :: John Wiley & Sons, Inc, 2006
- [72] A. Munshi, *et al.*, “CFD Analysis on the Effect of Winglet Cant Angle on Aerodynamics of ONERA M6 Wing”, *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, vol. 45, pp. 44-54, 2016 [En línea]. Disponible en: [https://www.researchgate.net/publication/325378713\\_CFD\\_analysis\\_on\\_the\\_effect\\_of\\_winglet\\_cant\\_angle\\_on\\_aerodynamics\\_of\\_ONERA\\_M6\\_wing](https://www.researchgate.net/publication/325378713_CFD_analysis_on_the_effect_of_winglet_cant_angle_on_aerodynamics_of_ONERA_M6_wing). [Accedido: 14-octubre-2022]

[73] B. Ho, “5 Tips on How to Create a High-Quality Mesh”, in Simscale, 2023. [En línea]. Disponible en: <https://www.simscale.com/blog/tips-high-quality-mesh/>

[74] “Mesh Quality”, in Simscale, 2023. [En línea]. Disponible en: <https://www.simscale.com/docs/simulation-setup/meshing/mesh-quality/>

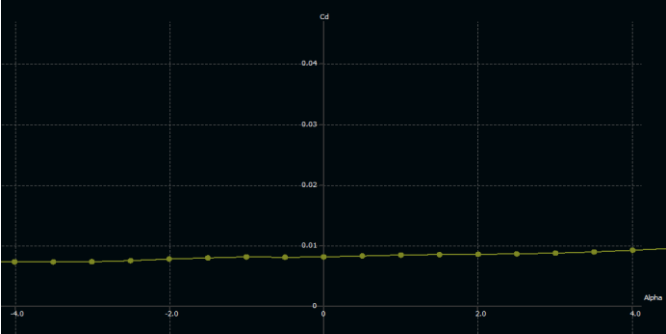
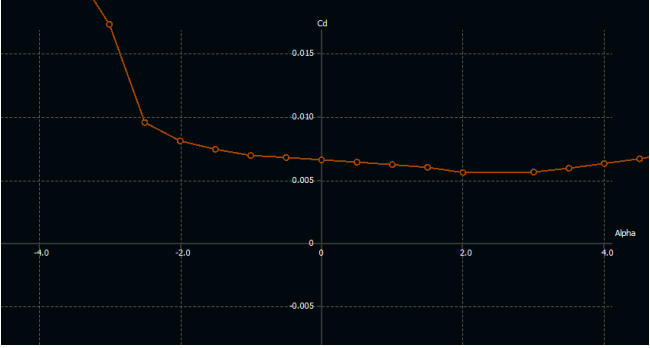
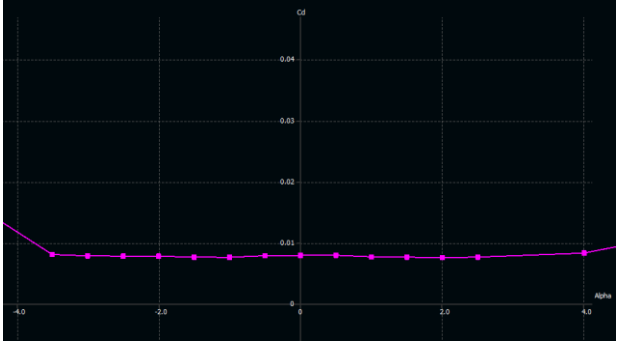
# **ANEXOS**

## ANEXO 1: Propiedades del aire [71]

**TABLE A.4** Thermophysical Properties  
of Gases at Atmospheric Pressure<sup>a</sup>

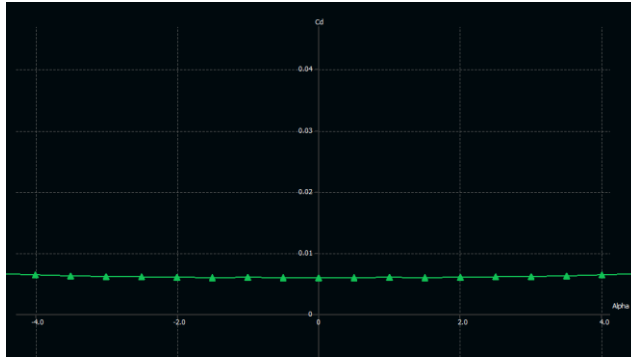
$T$ (K)	$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	$c_p$ (kJ/kg · K)	$\mu \cdot 10^7$ (N · s/m <sup>2</sup> )	$\nu \cdot 10^6$ (m <sup>2</sup> /s)	$k \cdot 10^3$ (W/m · K)	$\alpha \cdot 10^6$ (m <sup>2</sup> /s)	$Pr$
<b>Air</b>							
100	3.5562	1.032	71.1	2.00	9.34	2.54	0.786
150	2.3364	1.012	103.4	4.426	13.8	5.84	0.758
200	1.7458	1.007	132.5	7.590	18.1	10.3	0.737
250	1.3947	1.006	159.6	11.44	22.3	15.9	0.720
300	1.1614	1.007	184.6	15.89	26.3	22.5	0.707
350	0.9950	1.009	208.2	20.92	30.0	29.9	0.700
400	0.8711	1.014	230.1	26.41	33.8	38.3	0.690
450	0.7740	1.021	250.7	32.39	37.3	47.2	0.686
500	0.6964	1.030	270.1	38.79	40.7	56.7	0.684
550	0.6329	1.040	288.4	45.57	43.9	66.7	0.683
600	0.5804	1.051	305.8	52.69	46.9	76.9	0.685
650	0.5356	1.063	322.5	60.21	49.7	87.3	0.690
700	0.4975	1.075	338.8	68.10	52.4	98.0	0.695
750	0.4643	1.087	354.6	76.37	54.9	109	0.702
800	0.4354	1.099	369.8	84.93	57.3	120	0.709
850	0.4097	1.110	384.3	93.80	59.6	131	0.716
900	0.3868	1.121	398.1	102.9	62.0	143	0.720
950	0.3666	1.131	411.3	112.2	64.3	155	0.723
1000	0.3482	1.141	424.4	121.9	66.7	168	0.726
1100	0.3166	1.159	449.0	141.8	71.5	195	0.728
1200	0.2902	1.175	473.0	162.9	76.3	224	0.728
1300	0.2679	1.189	496.0	185.1	82	238	0.719
1400	0.2488	1.207	530	213	91	303	0.703
1500	0.2322	1.230	557	240	100	350	0.685
1600	0.2177	1.248	584	268	106	390	0.688
1700	0.2049	1.267	611	298	113	435	0.685
1800	0.1935	1.286	637	329	120	482	0.683
1900	0.1833	1.307	663	362	128	534	0.677
2000	0.1741	1.337	689	396	137	589	0.672
2100	0.1658	1.372	715	431	147	646	0.667

## ANEXO 2: Gráficas de coeficiente de arrastre contra ángulo de ataque para los perfiles alares preseleccionados.

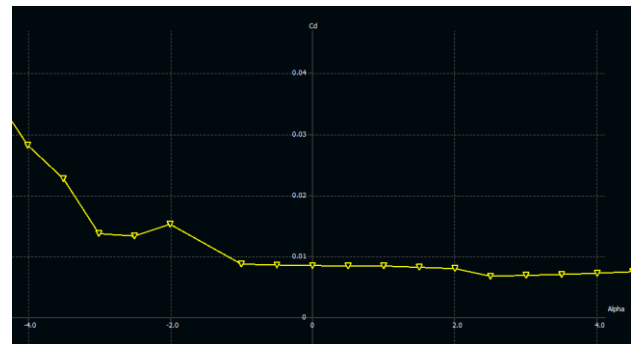
Modelo	Gráfica
Eppler 748	
DAE 31	
NACA 4412	



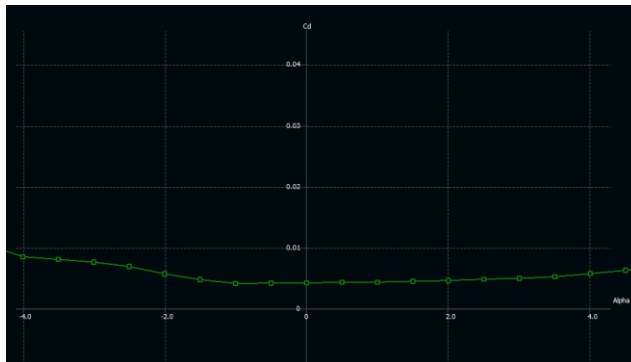
NACA 63(3)-018



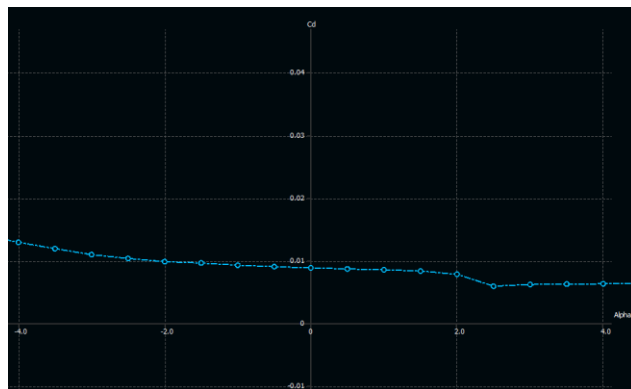
MH-83



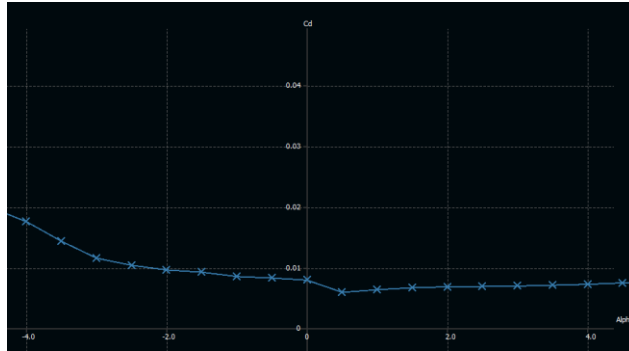
Eppler 231



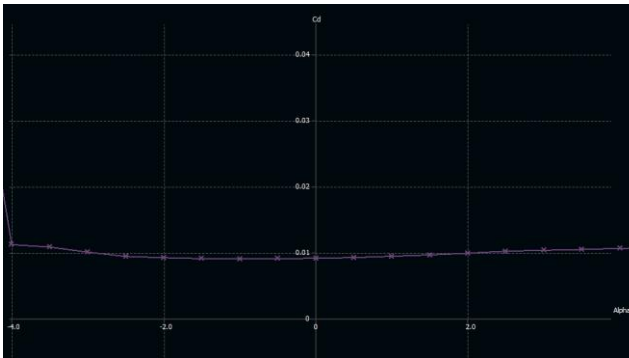
LA2573A



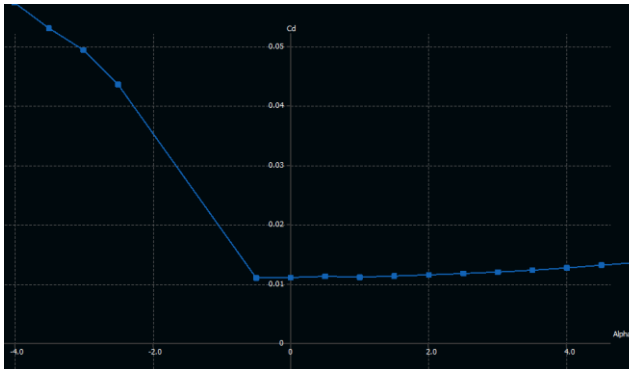
Eppler 339



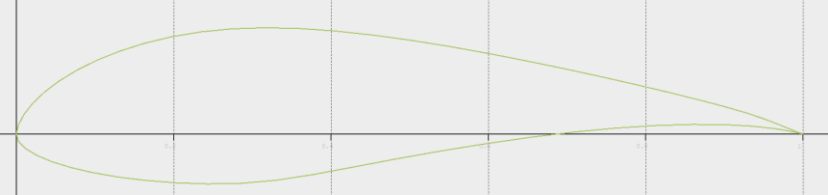
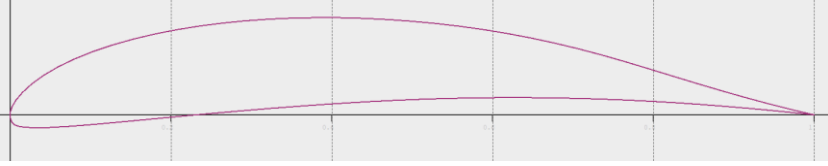
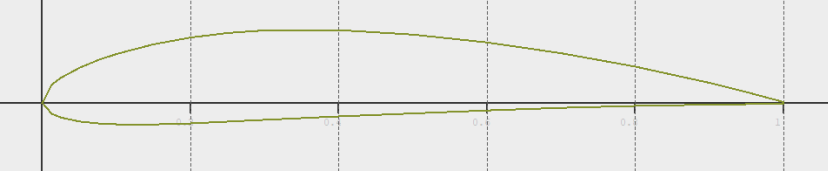
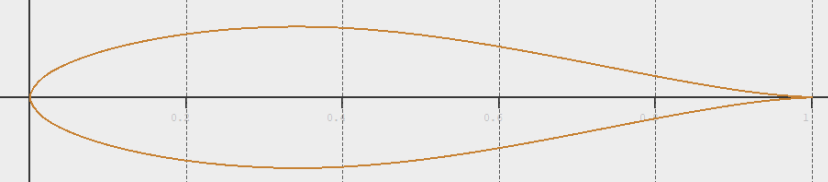
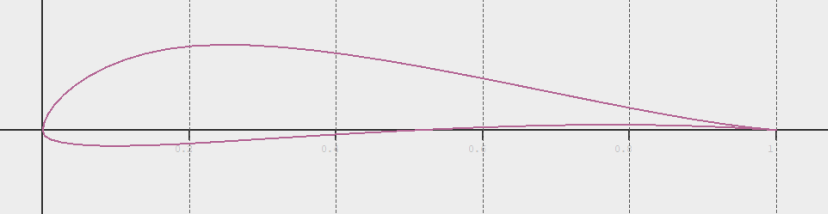

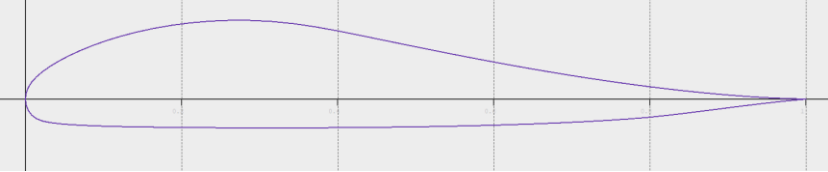
E420



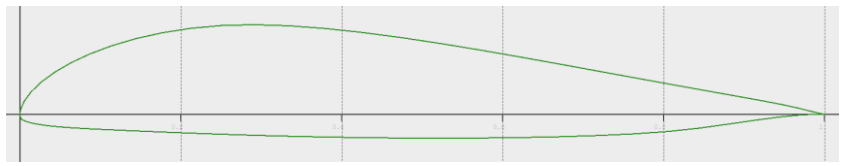
S1223



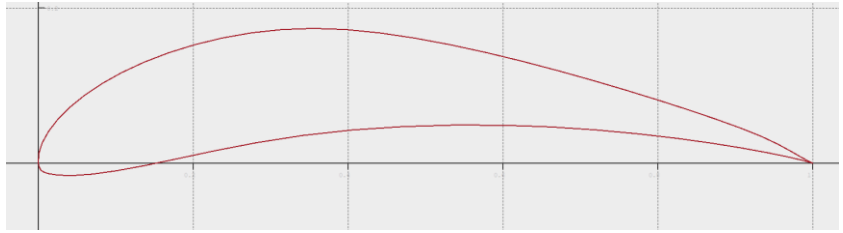
### ANEXO 3: Geometrías de los perfiles alares preseleccionados.

Modelo	Gráfica
Eppler 748	 <p>The graph shows the Eppler 748 airfoil profile in green. The upper surface is highly curved, peaking around x=0.2, while the lower surface is relatively flat with a slight dip. The leading edge is at x=0 and the trailing edge is at x=1.</p>
DAE 31	 <p>The graph shows the DAE 31 airfoil profile in purple. It has a rounded leading edge and a relatively flat upper surface. The lower surface has a small negative camber near the leading edge. The trailing edge is at x=1.</p>
NACA 4412	 <p>The graph shows the NACA 4412 airfoil profile in olive green. It features a thick leading edge and a very flat upper surface. The lower surface has a slight negative camber. The trailing edge is at x=1.</p>
NACA 63(3)-018	 <p>The graph shows the NACA 63(3)-018 airfoil profile in orange. It has a very thick leading edge and a highly curved upper surface. The lower surface is relatively flat. The trailing edge is at x=1.</p>
MH-83	 <p>The graph shows the MH-83 airfoil profile in purple. It has a rounded leading edge and a relatively flat upper surface. The lower surface has a small negative camber near the leading edge. The trailing edge is at x=1.</p>
Eppler 231	 <p>The graph shows the Eppler 231 airfoil profile in brown. It has a rounded leading edge and a relatively flat upper surface. The lower surface has a small negative camber near the leading edge. The trailing edge is at x=1.</p>
LA2573A	 <p>The graph shows the LA2573A airfoil profile in purple. It has a rounded leading edge and a relatively flat upper surface. The lower surface has a small negative camber near the leading edge. The trailing edge is at x=1.</p>

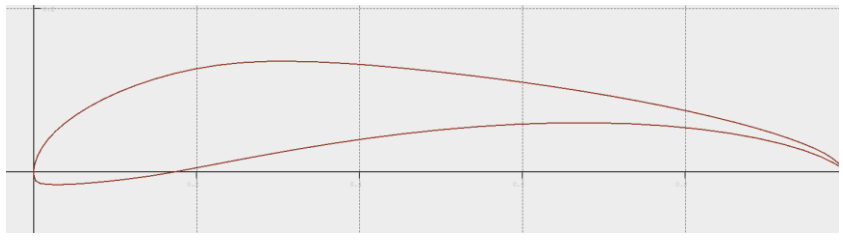
Eppler 339



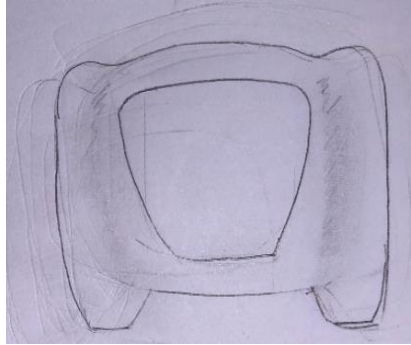
E420



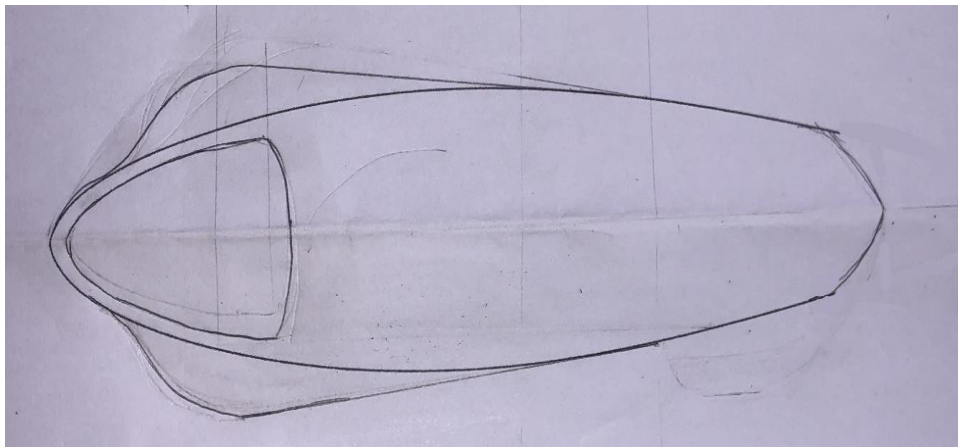
S1223



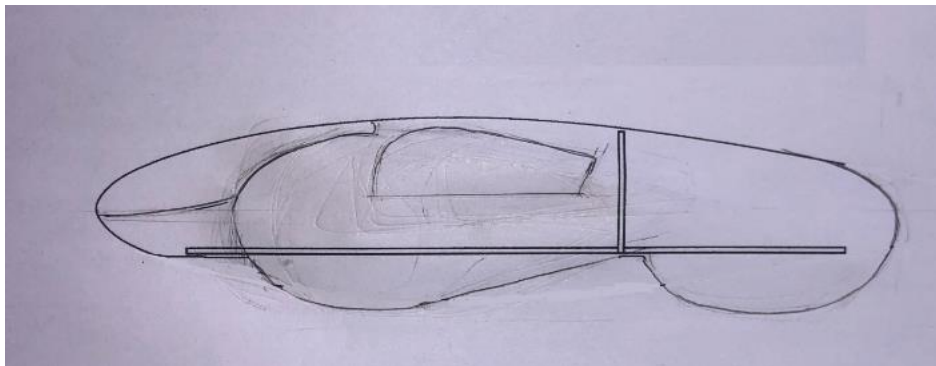
**ANEXO 4: Boceto del concepto 3D. a) vista frontal, b) vista superior, c) vista lateral**



(a)



(b)



(c)

# ANEXO 5: Diseño final del KON MK.3



## NOMENCLATURA

Símbolo	Parámetro
$\rho$	Densidad
$\rho_{\infty}$	Densidad de corriente de libre
$g$	Aceleración de la gravedad
$\vec{g}$	Aceleración de la gravedad como vector
$\alpha$	Ángulo de ataque
$A$	Área
$A_p$	Área proyectada axial al flujo
$A_f$	Área proyectada normal al flujo
$Q$	Calor
$C_p$	Calor específico a presión constante
$C_v$	Calor específico a volumen constante
$C_D$	Coefficiente de arrastre
$C_{Di}$	Coefficiente de arrastre inducido
$C_{DP}$	Coefficiente de arrastre parásito

$C_{DPf}$	Coefficiente de arrastre parásito por fricción
$C_{DPP}$	Coefficiente de arrastre parásito por presión
$C_L$	Coefficiente de sustentación
$R'$	Constante de gas para aire
$R$	Constante de los gases
$\sigma_v, C_{b2}$	Constantes de Spalart-Allmaras
$C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}, C_{3\varepsilon}$	Constantes para k-e
$Y_M$	Contribución de la dilatación fluctuante en la turbulencia compresible a la tasa de disipación general
$Y_v$	Destrucción de viscosidad turbulenta
$\Gamma_\omega$	Difusividad efectiva para $\omega$
$\Gamma_k$	Difusividad efectiva para $k$
$Y_\omega$	Disipación de $\omega$
$Y_k$	Disipación de $k$
$x_{crl}$	Distancia de transición de flujo
$E$	Energía



$k$	Energía cinética por turbulencia
$G_k$	Energía cinética por turbulencia generada por gradientes de velocidad promedio
$E_e$	Energía específica
$\tau$	Esfuerzo cortante
$\tau_P$	Esfuerzo cortante en la pared
$\delta$	Espesor de la capa límite
$y^+$	Parámetro adimensional para la distancia desde la primera celda de la cuadrícula hasta la pared de la superficie
$F_A$	Fuerza axial
$F_D$	Fuerza de arrastre
$F_{Di}$	Fuerza de arrastre inducido
$F_{DP}$	Fuerza de arrastre parásito
$F_{DPf}$	Fuerza de arrastre parásito por fricción
$F_{DPP}$	Fuerza de arrastre parásito por presión
$F_L$	Fuerza de sustentación
$F_N$	Fuerza normal
$F_R$	Fuerza resultante
$\varphi$	Función de flujo potencial
$G_\omega$	Generación de $\omega$

$G_e$	Generación de energía cinética por turbulencia generada por empuje
$L$	Longitud
$L_{ca}$	Longitud característica
$c$	Longitud de cuerda
$L_V$	Longitud del vehículo
$\sigma_k$	Número de Prandtl para la energía cinética por turbulencia
$\sigma_\varepsilon$	Número de Prandtl para la tasa de disipación en k-e
$Re$	Número de Reynolds
$Ma$	Número de Mach
$P$	Presión
$G_v$	Producción de viscosidad turbulenta
$SC$	Superficie de control
$S_m$	Superficie mojada
$\omega$	Tasa de disipación en k- $\omega$
$\varepsilon$	Tasa de disipación en k-e
$T$	Temperatura
$S_\varepsilon$	Término definido por el usuario

$S_v$	Término definido por el usuario asociado a la energía cinética por turbulencia
$S_k$	Término definido por el usuario en Spalart-Allmaras
$S_\omega$	Término definido por el usuario asociado a $\omega$
$t$	Tiempo
$W$	Trabajo
$n$	Vector normal
$V$	Velocidad
$\vec{V}$	Velocidad como vector
$V_\infty$	Velocidad en corriente libre
$V_V$	Velocidad del vehículo
$V_S$	Velocidad del sonido
$u$	Velocidad en el eje x
$v$	Velocidad en el eje y
$w$	Velocidad en el eje z
$V_P$	Velocidad en la pared
$u_e$	Velocidad externa de la capa límite en el eje x

$\nu$	Viscosidad cinemática
$\underline{\nu}$	Viscosidad cinemática turbulenta modificada - variable
$\mu$	Viscosidad dinámica
$\forall$	volumen
$\forall C$	Volumen de control
$\forall_e$	volumen específico
$\xi$	Vorticidad