

**UNIVERSIDAD TÉCNICA FEDERICO SANTA MARÍA**  
**DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA**  
**SANTIAGO – CHILE**



**“ANÁLISIS AERODINÁMICO EN CFD PARA  
LA OPTIMIZACIÓN DEL DISEÑO DE UN  
AUTO SOLAR”**

**RAFAEL AMÉRICO ACEVEDO PEIRANO**

**MEMORIA DE TITULACIÓN PARA OPTAR AL TÍTULO DE INGENIERO  
CIVIL MECÁNICO**

**PROFESOR GUÍA: DR. OLIVIER SKURTYS**  
**PROFESOR CORREFERENTE 1: PHD(C) NICOLAS THIERS**  
**PROFESOR CORREFERENTE 2: DR. ROMAIN GERS.**

**Febrero 2020**

# Agradecimientos

Quiero agradecer primero a mi familia que me dio su apoyo en estos largos años de mucho esfuerzo, fueron muchas las veces que debí ausentarme para llevar este proceso y ustedes siempre estuvieron ahí conmigo, a pesar de que las cosas no siempre fueron fáciles.

Quiero agradecer a mi novia Camila, con quien entramos a nuestro periodo universitario casi juntos, aprendiendo de este nuevo mundo de mayores responsabilidades y en el cual la vida cambio mucho. Tantos momentos de sacrificio, juntarnos a estudiar, semanas de estrés y todo esto lo llevamos juntos, de la mano, con amor y apoyo.

Mencionar a mis amigos a quienes fui conociendo durante mi periodo universitario y siempre me apoyaron, ustedes fueron un pilar fundamental para mi crecimiento como persona. Nuestras jornadas de estudio, respaldo y confianza serán lo que más extrañaré de esta etapa.

Agradecer a mi profesor guía Olivier Skurtys, quien siempre tuvo la paciencia y disposición para ayudarme en este largo proceso de titulación y me dio los conocimientos necesarios para terminar este trabajo. Mencionar al Profesor Nicolas Thiers quien siempre estuvo dispuesto a ayudarme y atento a resolver mis dudas.

Quiero agradecer también al equipo Ergón, en el cual encontré nuevos amigos y una motivación notable en el desarrollo del proyecto. Gran parte de este estudio es gracias al trabajo del equipo de aerodinámica y a todos los integrantes de Ergón.

Finalmente, agradecer el apoyo de la empresa ESSS que, en conjunto con ANSYS, colaboran con el proyecto Ergón y permitieron facilitar mi trabajo gracias al material disponible y las licencias de software.

## Resumen

El objetivo general de este trabajo es estudiar, mediante una simulación numérica, el comportamiento aerodinámico de un auto solar. Con este fin se usará el software de simulación de ingeniería ANSYS, particularmente su modulo Fluent, que tiene las capacidades necesarias para modelar flujo y turbulencia.

La generación de un modelo a simular se realiza como complemento al diseño en curso del auto solar Ergón 3, iniciativa estudiantil de la universidad y gracias al apoyo de la empresa ESSS (Engineering Simulation and Scientific Software) que, en conjunto con ANSYS, colaboran con el proyecto a través cursos y licencias de simulación en distintas disciplinas.

Para calibrar el modelo numérico se comparan las simulaciones con los resultados bidimensionales de C. L. Ladson, “Effects of independent Variation of Mach and Reynolds Number on the Low-Speed Aerodynamics Characteristics of the NACA0012 Airfoil Section” y tridimensionales con las características de un perfil alar RAF D, provenientes del libro “Low-Speed wind tunnel testing” de Jewel B. Barlow.

Se estudiará en particular, la variación del coeficiente de arrastre y sustentación del vehículo para modelos bidimensionales de secciones del vehículo, así como una simulación completa de este de manera tridimensional.

# Abstract

The main objective of this work is to study, through a numerical simulation, the aerodynamic behavior of a solar car. Therefore, the ANSYS engineering simulation software will be used, particularly its Fluent module, which has the necessary capabilities to model flow and turbulence.

The generation of a model to be simulated is carried out as a complement to the development of the Ergón 3 solar car design, a student initiative of the university and thanks to the support of the Engineering Simulation and Scientific Software company (ESSS) which, associated with ANSYS, collaborate with the project through simulation courses and licenses in different disciplines.

In order to calibrate the numerical model, simulations are compared with the two-dimensional results of CL Ladson, “Effects of independent Variation of Mach and Reynolds Number on the Low-Speed Aerodynamics Characteristics of the NACA0012 Airfoil Section” and three-dimensional results with the characteristics of a RAF D profile, from the book “Low-Speed wind tunnel testing” by Jewel B. Barlow.

In particular, the variation of the drag and lift coefficient of the vehicle will be studied for two-dimensional models of vehicle sections, as well as a complete simulation of this in a three-dimensional way.

# Índice general

|                                                             |    |
|-------------------------------------------------------------|----|
| Objetivos .....                                             | 1  |
| 1. Objetivo General.....                                    | 1  |
| 2. Objetivos Específicos.....                               | 1  |
| 1 Marco Teórico y Estado del Arte .....                     | 2  |
| 1.1 Auto solar y carreras solares. ....                     | 2  |
| 1.2 Los autos solares en el mundo .....                     | 3  |
| 1.2.1 Contexto Internacional.....                           | 3  |
| 1.2.2 Contexto Nacional.....                                | 4  |
| 1.2.3 Contexto USM .....                                    | 5  |
| 1.3 Importancia del análisis aerodinámico.....              | 6  |
| 1.4 Comportamiento aerodinámico.....                        | 8  |
| 1.4.1 Perfil Alar.....                                      | 8  |
| 1.4.2 Fuerza de arrastre y downforce.....                   | 8  |
| 1.4.3 Coeficientes aerodinámicos .....                      | 9  |
| 1.5 Ecuaciones gobernantes .....                            | 11 |
| 1.6 Flujo Turbulento .....                                  | 12 |
| 1.6.1 Numero de Reynolds.....                               | 12 |
| 1.6.2 Capa limite turbulenta.....                           | 13 |
| 1.6.3 Modelación de la turbulencia .....                    | 15 |
| 1.7 Dinámica de fluidos computacional (CFD) .....           | 15 |
| 1.7.1 Mallado .....                                         | 16 |
| 1.7.2 Modelos de Turbulencia.....                           | 17 |
| 1.7.3 Modelación del comportamiento cercano a la pared..... | 18 |
| 1.8 Aerodinámica de un auto solar.....                      | 21 |
| 2 Metodología .....                                         | 22 |
| 2.1 Programas Utilizados .....                              | 22 |
| 2.1.1 Desarrollo de la geometría. ....                      | 22 |
| 2.1.2 ICEM CFD.....                                         | 23 |
| 2.1.3 ANSYS Fluent .....                                    | 24 |

|       |                                                        |    |
|-------|--------------------------------------------------------|----|
| 2.2   | Modelo Geométrico .....                                | 25 |
| 2.2.1 | Norma de la competencia.....                           | 25 |
| 2.2.2 | Restricciones de diseño .....                          | 26 |
| 2.2.3 | Diseño preliminar propuesto .....                      | 28 |
| 3     | Análisis y resultados .....                            | 33 |
| 3.1   | Definición del caso de estudio .....                   | 33 |
| 3.2   | Validación 2D .....                                    | 33 |
| 3.3   | Validación 3D .....                                    | 44 |
| 3.4   | Simulación de modelos geométricos del auto solar. .... | 53 |
| 3.4.1 | Simplificación de la Geometría.....                    | 53 |
| 3.4.2 | Dominio Computacional .....                            | 54 |
| 3.4.3 | Mallado. ....                                          | 55 |
| 3.4.4 | Simulación .....                                       | 56 |
| 3.4.5 | Resultados .....                                       | 57 |
| 3.5   | Selección de un perfil alar.....                       | 58 |
| 3.5.1 | Sección principal.....                                 | 58 |
| 3.5.2 | Cubre ruedas .....                                     | 64 |
| 3.6   | Segundo Modelo .....                                   | 69 |
| 3.7   | Comparación modelos 3D.....                            | 72 |
| 4     | Conclusiones y perspectivas .....                      | 75 |
| 4.1   | Conclusiones .....                                     | 75 |
| 4.2   | Perspectiva .....                                      | 77 |
|       | Bibliografía.....                                      | 78 |
|       | Anexo .....                                            | 80 |

# Índice de Figuras

|                                                                                                                                                                                                                         |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 1.2.1. Auto Solar Nuna9 del equipo solar Nuon en World Solar Challenge. ....                                                                                                                                     | 3  |
| Figura 1.2.2. Auto Solar de la universidad de Michigan. ....                                                                                                                                                            | 4  |
| Figura 1.2.3. Auto Solar Intikallpa de la Universidad de la Serena.....                                                                                                                                                 | 4  |
| Figura 1.2.4. Auto Solar ESUS de la Universidad de Santiago .....                                                                                                                                                       | 5  |
| Figura 1.2.5. Auto Solar Ergón I, modelo computacional. ....                                                                                                                                                            | 5  |
| Figura 1.2.6 Auto solar Ergón II en Exposición, Energy Summit. ....                                                                                                                                                     | 6  |
| Figura 1.3.1. Potencia requerida versus velocidad del vehículo, aporte del arrastre y la<br>resistencia a la rodadura, para un coeficiente típico $C_dA=0.14 \text{ m}^2$ y peso de 3567 N. [1]<br>.....                | 7  |
| Figura 1.4.1. Partes y nomenclatura de un perfil alar .....                                                                                                                                                             | 8  |
| Figura 1.4.2. Fuerza aerodinámica y su descomposición, en sustentación y arrastre. ....                                                                                                                                 | 9  |
| Figura 1.6.1. Transición de flujo laminar a turbulento, en la capa límite de una placa<br>plana [2]. ....                                                                                                               | 12 |
| Figura 1.6.2. Coeficiente de fricción local de la pared sobre una placa plana, para<br>un flujo a 18 m/s. [1].....                                                                                                      | 14 |
| Figura 1.7.1 Ejemplos de tipos de mallado para un perfil alar. Mallado no estructurado a<br>la izquierda y mallado estructurado en la derecha. ....                                                                     | 17 |
| Figura 1.7.2. Perfil de velocidad adimensional para un flujo turbulento cercano a la pared<br>[6]. ....                                                                                                                 | 20 |
| Figura 2.1.1. Interfaz de trabajo del software Inventor Professional de Autodesk. ....                                                                                                                                  | 23 |
| Figura 2.1.2. Interfaz de trabajo de software ICEM CFD.....                                                                                                                                                             | 24 |
| Figura 2.1.3. Interfaz de trabajo de software ANSYS Fluent. ....                                                                                                                                                        | 24 |
| Figura 2.2.1. Esquema de la distribución de paneles preliminar. Dimensiones en<br>milímetros. ....                                                                                                                      | 27 |
| Figura 2.2.2. Vista frontal de la ubicación de las bandejas en ensamble del vehículo. .                                                                                                                                 | 27 |
| Figura 2.2.3. Esquema del radio de giro del vehículo mostrando las consideraciones y<br>restricciones del espacio requerido por las ruedas dentro de la estructura. Distancias en<br>milímetros, ángulos en grados..... | 28 |

|                                                                                                                                                                                                                                                                     |    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 2.2.4. Esquema de las principales partes de la estructura del auto solar Ergón..                                                                                                                                                                             | 29 |
| Figura 2.2.5. Esquema de la distribución interior de los principales componentes del auto solar Ergón. ....                                                                                                                                                         | 29 |
| Figura 2.2.6. Diseño geométrico del auto solar Ergón 3, basado en restricciones geométricas y distribución de elementos propuesta. ....                                                                                                                             | 30 |
| Figura 2.2.7. Dimensiones generales de un primer modelo del auto solar Ergón 3, basado en restricciones geométricas. Dimensiones en milímetros. ....                                                                                                                | 31 |
| Figura 2.2.8. Ensamble inicial de la estructura exterior del vehículo con componentes mecánicos internos. Agradecimientos al área mecánica del equipo Ergón por la entrega del modelo tridimensional. ....                                                          | 31 |
| Figura 3.2.1. Representación del caso de estudio en dos dimensiones. ....                                                                                                                                                                                           | 34 |
| Figura 3.2.2 Geometría base utilizada para el caso de estudio con la definición de sectores, ubicación del perfil y dimensiones. ....                                                                                                                               | 35 |
| Figura 3.2.3. Resultados de simulación para ángulo de ataque de 10°, variando la dimensión del dominio(R) y la resolución de la malla (y+). Información experimental de Ladson [11]. ....                                                                           | 39 |
| Figura 3.2.4. Independencia de mallado basado en coeficiente de arrastre. R=100 metros y ángulo de ataque 10°. Información experimental de Ladson [11]. ....                                                                                                        | 41 |
| Figura 3.2.5. Validación contrastada con resultados experimentales de Ladson [11] para distintos ángulos de ataque. $Re=6 \times 10^6$ . ....                                                                                                                       | 42 |
| Figura 3.2.6. Coeficiente de presión calculado para distintos ángulos de ataque comparados con los resultado experimentales según Ladson [14]. ....                                                                                                                 | 43 |
| Figura 3.3.1 Coeficientes aerodinámicos para distintos ángulos de ataque y numero de Reynolds. Información experimental Jewel B. Barlow [5]. ....                                                                                                                   | 44 |
| Figura 3.3.2. Geometría base utilizada para la validación tridimensional, ubicación del perfil y dimensiones. A la izquierda dominio computacional 1 con perfil alar de relación de aspecto infinito, a la derecha dominio 2 con perfil alar incluyendo punta. .... | 45 |

|                                                                                                                                                                                                                                                    |    |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 3.3.3. Mallado base utilizado para la validación 3D. A la izquierda primer dominio con perfil de relación de aspecto infinito, a la derecha segundo dominio con perfil con largo finito.....                                                | 47 |
| Figura 3.3.4. Estudio de independencia de mallado a lo ancho del perfil alar, para el primer dominio tridimensional.....                                                                                                                           | 48 |
| Figura 3.3.5. Validación para distintos ángulos de ataque con un $Re=6.5 \times 10^6$ , información experimental Jewel B. Barlow [15]. ....                                                                                                        | 49 |
| Figura 3.3.6. Estudio de independencia de mallado a lo ancho del perfil alar, para el segundo dominio tridimensional. ....                                                                                                                         | 50 |
| Figura 3.3.7. Resultados simulación para distinto largo de ala, incluyendo coeficientes adimensionalizados basados en la cuerda del perfil y el área frontal proyectada. ....                                                                      | 51 |
| Figura 3.3.8. Comportamiento de un ala finita al variar el largo comparado con ala de relación de aspecto infinito. Coeficiente aerodinámicos basados en el área frontal proyectada. ....                                                          | 51 |
| Figura 3.3.9. Simulación tridimensional de Perfil RAF D, coeficiente de presión para largo 8 metros (Izquierda) y largo 1 metro (Derecha). ....                                                                                                    | 52 |
| Figura 3.4.1. Esquema de simulación tridimensional del auto solar.....                                                                                                                                                                             | 54 |
| Figura 3.4.2. Modelo basado en bloques para ser asociado a la geometría respectiva. Arriba vista isométrica de la base del mallado, en el centro vista en corte de los cubre ruedas, abajo vista en corte de la sección central del vehículo. .... | 55 |
| Figura 3.4.3. Mallado primer modelo para simular. Arriba vista isométrica, en el centro vista en corte de los cubre ruedas, abajo vista en corte de la sección central del vehículo. ....                                                          | 56 |
| Figura 3.4.4. Comparación de la distribución de los coeficientes aerodinámicos del primer modelo del auto solar, según ejes. Área de referencia corresponde a frontal. ....                                                                        | 58 |
| Figura 3.5.1. Perfil alar bambino, correspondiente al perfil seleccionado para el desarrollo del modelo Ergón II. ....                                                                                                                             | 59 |
| Figura 3.5.2. Perfil alar NACA66209, correspondiente a una propuesta de análisis para el modelo Ergón III. ....                                                                                                                                    | 59 |

|                                                                                                                                                                                                                    |    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 3.5.3. Perfil alar modificado basado en NACA66209 con las restricciones geométricas del modelo Ergón III.....                                                                                               | 59 |
| Figura 3.5.4. Esquema de la altura del perfil de la sección principal con respecto al suelo, a la izquierda variables adimensionales, a la derecha dimensiones reales del vehículo. Dimensiones en milímetros..... | 60 |
| Figura 3.5.5. Ejemplo del mallado utilizado para el estudio de independencia de mallado del perfil NACA0012 al encontrarse cercano al suelo ( $h/c = 0.14 [-]$ ).....                                              | 60 |
| Figura 3.5.6. Independencia de mallado de la simulaciones bidimensionales.....                                                                                                                                     | 61 |
| Figura 3.5.7. Comportamiento del perfil NACA0012 al encontrarse cercano al suelo ( $h/c = 0.14[-]$ ). En la parte superior campo de velocidades, parte inferior coeficiente de presión. ....                       | 61 |
| Figura 3.5.8. Coeficiente de presión del perfil NACA0012 al encontrarse cercano al suelo ( $h/c = 0.1[-]$ ), diferenciando parte superior de inferior. ....                                                        | 62 |
| Figura 3.5.9. Coeficientes de arrastre y sustentación para los distintos perfiles alares de estudio, para dos distancia desde el ángulo de ataque al suelo. ....                                                   | 63 |
| Figura 3.5.10. Ejemplo del mallado utilizado para la simulación bidimensional del conjunto cubre ruedas. ....                                                                                                      | 64 |
| Figura 3.5.11. Independencia de mallado del conjunto bidimensional de cubre ruedas. ....                                                                                                                           | 65 |
| Figura 3.5.12. Conjunto de perfiles alares utilizados para el análisis de los cubre ruedas. Perfiles no simétricos a simétricos de izquierda a derecha. Distancias en milímetros. ....                             | 65 |
| Figura 3.5.13. coeficientes aerodinámicos para los distintos conjuntos de cubre ruedas, según el cambio en la simetría de estos. ....                                                                              | 66 |
| Figura 3.5.14. Distribución del coeficiente de arrastre del conjunto cubre rueda, entre generado por presión y por viscosidad.....                                                                                 | 67 |
| Figura 3.5.15. Coeficiente de presión a lo largo del perfil alar de mayor tamaño en el conjunto cubre ruedas. ....                                                                                                 | 67 |

|                                                                                                                                                                                                  |    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 3.5.16. Distribución del coeficiente de presión en el dominio del conjunto cubre rueda. En la parte superior conjunto simétrico, en la parte inferior conjunto asimétrico 2.....          | 68 |
| Figura 3.6.1. Segundo diseño geométrico del auto solar Ergón 3, modelo incluyendo consideraciones aerodinámicas, basado en restricciones geométricas y distribución de elementos propuesta. .... | 69 |
| Figura 3.6.2. Dimensiones generales del segundo modelo del auto solar Ergón 3, basado en restricciones geométricas y consideraciones aerodinámicas. Cotas en milímetros. ....                    | 70 |
| Figura 3.6.3. Campo de presión sobre el modelo 2 del auto solar y líneas de corrientes del flujo. ....                                                                                           | 70 |
| Figura 3.6.4. Comparación de la distribución de los coeficientes aerodinámicos del primer modelo del auto solar, según ejes. Área de referencia corresponde a frontal. ....                      | 71 |
| Figura 3.7.1. Comparación de los coeficiente aerodinámicos para los modelos 1 y 2 del auto solar. ....                                                                                           | 73 |

# Objetivos

## 1. Objetivo General

Proponer y analizar nuevo modelo del auto solar Ergón mediante el modelo RANS, de dinámica de fluidos computacional, para analizar propuestas de mejoras y verificar su factibilidad.

## 2. Objetivos Específicos

- Generación de un nuevo modelo previo del auto solar en formato CAD, basado en el modelo anterior y restricciones geométricas.
- Someter el modelo a un flujo de viento opuesto, representado el movimiento del vehículo, utilizando el software ANSYS CFD, para así obtener los coeficientes aerodinámicos y la distribución de presión alrededor del modelo
- Validar el modelo y la metodología utilizados al comparar los resultados con datos experimentales de similares características.
- Generación de un nuevo modelo del auto solar en formato CAD, basado en posibles mejoras y el modelo según restricciones geométricas.
- Comparar los resultados en relación con los obtenidos del modelo basado en restricciones, para analizar las mejoras obtenidas con el modelo mejorado.
- Analizar los resultados obtenidos con la mejora y entregar conclusiones.

# **1 Marco Teórico y Estado del Arte**

## **1.1 Auto solar y carreras solares.**

Un auto solar, es un vehículo de transporte terrestre, el cual utiliza energía proveniente de la radiación solar, esto se realiza mediante un motor eléctrico y la energía obtenida de paneles solares fotovoltaicos ubicado en la superficie del mismo vehículo.

Los autos solares combinan tecnologías de lo más avanzado, debido a que el diseño del vehículo está limitado al bajo nivel de energía obtenido mediante los paneles, por lo mismo, en la actualidad los autos solares no son un sistema de transporte en términos prácticos, pero su uso esta mayormente destinado a la competición en carreras solares.

Los autos que participan de estas carreras son diseñados y contruidos por equipos multidisciplinarios de estudiantes de ingeniería, en universidades de todo el mundo. A través de los años estos equipos han realizado numerosos modelos y mejoras a sus diseños, buscando optimizar la funcionalidad de sus vehículo.

Las carreras solares más notables corresponden a “The World Solar Challenge” y “American Solar Challenge”, en Sudamérica la primera carrera solar realizada corresponde a la “Carrera Solar Atacama”, la cual inicio en el año 2009 y tuvo su quinta versión en el año 2018.

## 1.2 Los autos solares en el mundo

La geometría de los autos solares es variada, el cuerpo aerodinámico del vehículo no debe enfocarse solo en los factores aerodinámicos, sino que debe tener otras consideraciones (organización de paneles solares, distribución componentes interiores, enfriamiento componentes eléctricos y ventilación del piloto), permitiendo una adecuada geometría según las restricciones propias de cada vehículo.

### 1.2.1 Contexto Internacional

Los vehículos a nivel internacional de la categoría *Challenger*, presentan variados modelos, de los cuales mencionaremos a los primeros dos lugares de “World Solar Challenge 2017”.

- Primer lugar: equipo Nuon

Este equipo ha sido el ganador de la carrera los últimos tres años, además de ganar otras carreras solares en las que ha participado.



**Figura 1.2.1. Auto Solar Nuna9 del equipo solar Nuon en World Solar Challenge.**

Con su auto solar Nuna9 (ver Figura 1.2.1), mantuvieron una velocidad promedio 81 km/h

- Segundo lugar: Auto solar de la universidad de Michigan (ver Figura 1.2.2).

Este equipo obtuvo el segundo lugar en la competencia realizada en Australia, pero es también el campeón del primer lugar de “American Solar Challenge”



**Figura 1.2.2. Auto Solar de la universidad de Michigan.**

Este vehículo alcanzó la meta una hora y 59 minutos más tarde que el equipo holandés. Además de presentar un modelo algo distinto a los clásicos autos solares.

## **1.2.2 Contexto Nacional**

En el panorama nacional cabe destacar al equipo solar Intikallpa de La Serena (ver Figura 1.2.3), quien obtuvo el décimo lugar en “World solar Challenge” en 2015 y se está preparando para participar en la versión 2019.



**Figura 1.2.3. Auto Solar Intikallpa de la Universidad de la Serena**

Además, se destaca el equipo ESUS (ver Figura 1.2.4), de la universidad de Santiago, equipo que obtuvo el segundo lugar en la última versión de la carrera solar atacama.



**Figura 1.2.4. Auto Solar ESUS de la Universidad de Santiago**

En la carrera solar realizada en Chile, también se han presentado equipos internacionales, como lo fue en la versión 2018, el equipo Punch PowerTrain, de Bélgica, quien obtuvo el primer lugar, un año después de obtener el tercer lugar en “World Solar Challenge”

### **1.2.3 Contexto USM**

En el contexto de la Universidad Técnica Federico Santa María, el equipo Ergón ha participado en la categoría Challenger de la Carrera Solar Atacama en dos oportunidades, la primera en el 2012, con Ergón I y la segunda en el año 2014 con Ergón II.

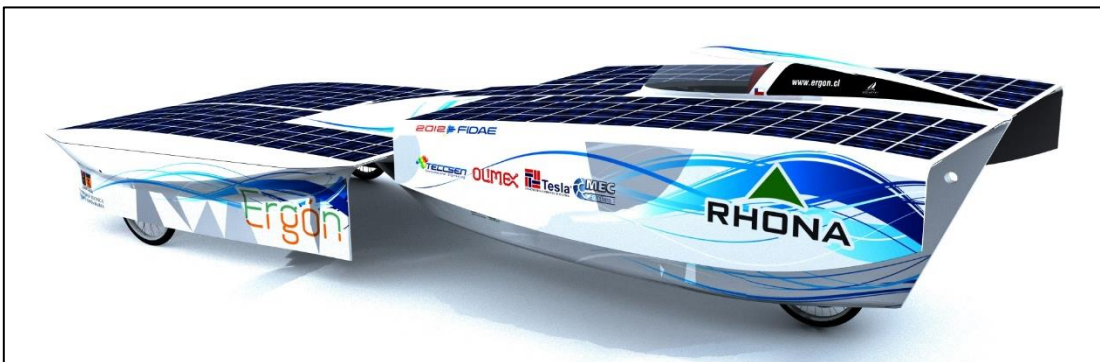


**Figura 1.2.5. Auto Solar Ergón I, modelo computacional.**

El primer modelo de Ergón, fue un vehículo de 3 ruedas y doble perfil alar.

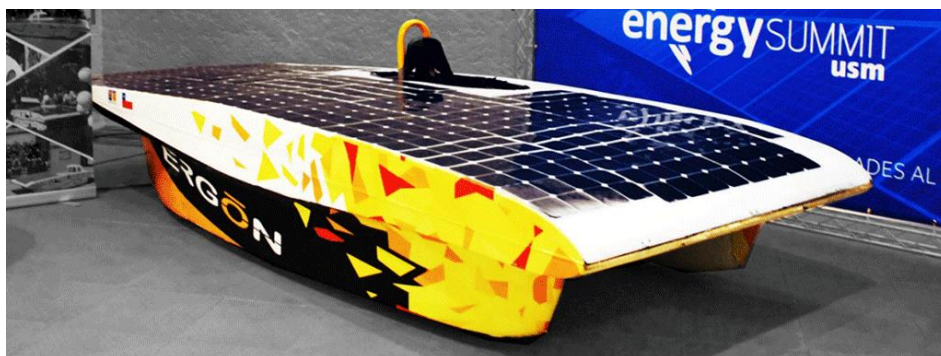


**Figura 1.2.6 Auto solar Ergón II en Exposición, Energy Summit.**

El segundo vehículo correspondió a un modelo más tradicional de cuatro ruedas, con un perfil alar, el cual obtuvo el cuarto lugar en la carrera solar Atacama.

A continuación, en la Tabla 1.2.1 se presentan algunos de los datos técnicos de los modelos.

**Tabla 1.2.1 Principales características técnicas de los modelos Ergón – Auto solar.**

| Característica   | Ergón 1   | Ergón 2    |
|------------------|-----------|------------|
| Velocidad Máxima | 80 [Km/h] | 153 [Km/h] |
| Velocidad Óptima | 40 [Km/h] | 70 [Km/h]  |
| Peso             | 450 [Kg]  | 315 [Kg]   |
| Perfil           | Doble Ala | Bambino    |
| Potencia Motor   | 3.75 [kW] | 3.75 [kW]  |
| Almacenamiento   | 2.0 [kWh] | 4.2 [kWh]  |

### **1.3 Importancia del análisis aerodinámico**

El desarrollo de un auto que sea competitivo requiere del uso óptimo de los recursos energéticos disponibles, que permita a este terminar el circuito lo más rápido posible. La aceleración del vehículo se encuentra limitada principalmente, por las capacidades técnicas del motor, eficiencia del sistema de transmisión, el peso del vehículo, la tracción de las ruedas y el arrastre aerodinámico.

En efecto, en el caso aerodinámico, un bajo coeficiente de arrastre permitirá al vehículo alcanzar una aceleración mayor. Asimismo, un buen análisis aerodinámico permitirá

conseguir la óptima fuerza de sustentación negativa (“Downforce”), para mejorar la tracción de las ruedas al generar un aporte a la fuerza normal en estas.

Además, el cuerpo aerodinámico del vehículo participa en todas las otras partes importantes del diseño, como lo son: la distribución de los paneles, chasis, montaje de la estructura, suspensión, entre otros.

En términos del uso de la energía disponible, una gran porción de la fuerza contraría al movimiento del auto es producida por el arrastre, este factor toma mayor importancia a medida que aumenta la velocidad, como podemos ver en la imagen siguiente.

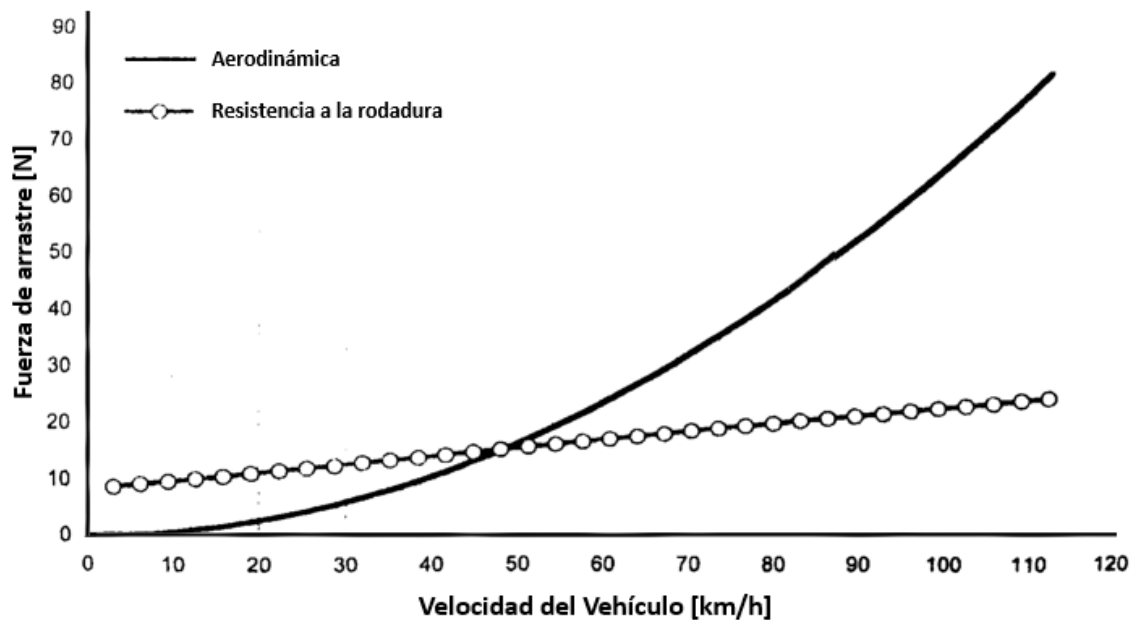


Figura 1.3.1. Potencia requerida versus velocidad del vehículo, aporte del arrastre y la resistencia a la rodadura, para un coeficiente típico  $C_dA=0.14 \text{ m}^2$  y peso de 3567 N. [1]

Es posible también notar, la diferencia en la participación del uso de la energía, donde la mayor parte es requerida por el arrastre en relación con la resistencia a la rodadura. Cabe notar que las mejoras en aerodinámica representan también menores costos, en relación con las mejoras posibles en otras áreas del vehículo.

## 1.4 Comportamiento aerodinámico

### 1.4.1 Perfil Alar

Para estudiar la aerodinámica de un auto solar es necesario comprender numerosos tópicos, entre ellos el comportamiento de un perfil alar sometido a un flujo de aire, debido a que estos vehículos suelen presentar una sección definida, para disminuir el arrastre y controlar la sustentación.

En aeronáutica se entiende por perfil alar, a la sección transversal de un elemento, que al desplazarse a través del aire es capaz de generar una distribución de presión a su alrededor que genere sustentación. Las partes de un perfil alar se presentan en la Figura 1.4.1.

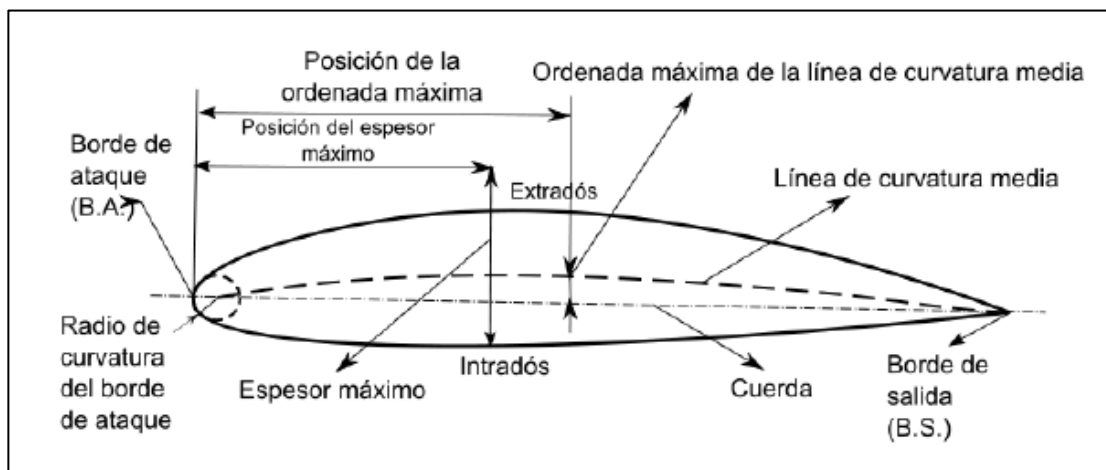


Figura 1.4.1. Partes y nomenclatura de un perfil alar

Un perfil alar presenta una geometría tipo “Streamlined”, la cual reduce la fuerza de arrastre por diferencia de presión y genera sustentación.

### 1.4.2 Fuerza de arrastre y downforce

Cuando un flujo se desplaza alrededor de un perfil, se generan fuerzas aerodinámicas, las cuales se deben a la distribución de presión y al esfuerzo de corte generado por el fluido en la superficie. Así las fuerza aerodinámicas tienen dos componente, arrastre y sustentación, de acuerdo con la Figura 1.4.2.

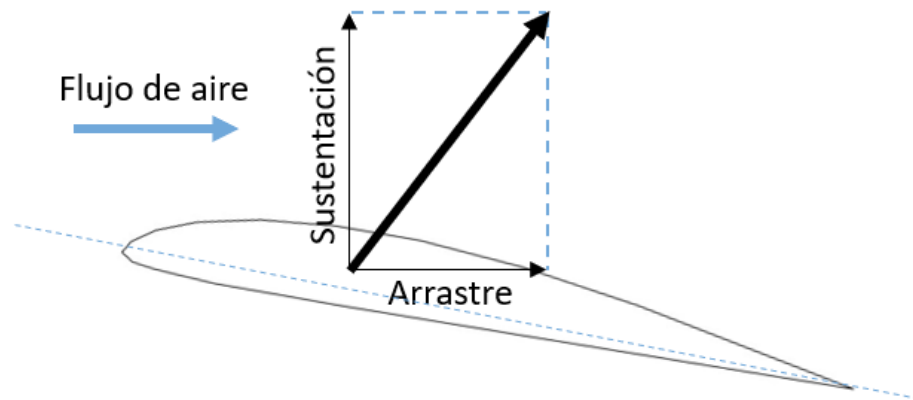


Figura 1.4.2. Fuerza aerodinámica y su descomposición, en sustentación y arrastre.

- Fuerza de arrastre.

El arrastre corresponde a la sumatoria de fuerzas aerodinámicas en la dirección del flujo del fluido y es lo que podríamos llamar la fricción entre un objeto sólido y un fluido cuando uno de los dos se encuentra en movimiento, por lo tanto, este actúa opuestamente al movimiento del objeto.

- Downforce (sustentación negativa)

La sustentación corresponde a la sumatoria de fuerzas aerodinámicas en la dirección perpendicular a la corriente. En el mundo automovilístico se suele utilizar el término Downforce, el cual, corresponde a una **sustentación negativa** y su mayor uso se debe a que una mayor fuerza normal en los neumáticos mejora el agarre de estos.

### 1.4.3 Coeficientes aerodinámicos

En los estudios aerodinámicos resulta útil establecer distintos parámetros para la comparación de distintos modelos geométricos, para ello se usan los coeficientes adimensionales.

- Coeficiente de arrastre.

Corresponde al coeficiente adimensional para el arrastre antes mencionado y se expresa como:

$$C_d = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (1.4.1)$$

Donde  $F_D$  es la fuerza de arrastre sobre el objeto,  $\rho$  la masa específica,  $V$  la velocidad del flujo y  $A$  un área de referencia (superficie del cuerpo, área frontal proyectada, área de vista en planta), la cual, depende de la aplicación aerodinámica.

- Coeficiente de sustentación

Otro coeficiente adimensional, el cual es utilizado para la sustentación antes mencionada se expresa como:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (1.4.2)$$

Donde  $F_L$  es la fuerza de sustentación sobre el objeto,  $\rho$  la masa específica,  $V$  la velocidad del flujo y  $A$  un área de referencia, al igual que en el coeficiente de arrastre.

- Coeficiente de presión.

Otro coeficiente adimensional que podemos definir es el que representa la presión, como antes fue mencionado, un perfil alar genera una distribución de presión y este coeficiente permite comparar la presión estática del flujo libre con la presión estática local.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \quad (1.4.3)$$

Dónde  $p$  representa a la presión estática en algún punto alrededor del cuerpo,  $p_\infty$ ,  $\rho_\infty$  y  $V_\infty$  y corresponden a la presión estática, la densidad del fluido y la velocidad del flujo libre, respectivamente. De los valores se pueden deducir dos casos importantes:

- $C_p = 0$  ; La presión estática local es igual a la presión estática en el flujo libre.
- $C_p = 1$  ; La presión estática local es igual a la presión de estancamiento.

## 1.5 Ecuaciones gobernantes

Entre las ecuaciones que gobiernan el movimiento de un fluido newtoniano tenemos las ecuaciones de conservación de masa y momentum, para efectos de este trabajo, el flujo de fluido se considerará incompresible, por tanto, las ecuaciones se expresan de la siguiente forma:

- Conservación de masa.

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (1.5.1)$$

- Conservación de cantidad de movimiento o ecuaciones de Navier-Stokes.

$$\rho \frac{DV}{Dt} = -\nabla p + \mu \nabla^2 V + \rho g \quad (1.5.2)$$

Donde  $V$  representa el campo de velocidad,  $\rho$  la densidad del fluido,  $p$  la presión,  $\mu$  la viscosidad dinámica y  $g$  la fuerza de gravedad, la cual, para este caso puede ser despreciada, debido a la baja diferencia de altura.

La utilización de las ecuaciones previamente mostradas para la modelación de un fluido, definen un sistema de ecuaciones que en un muy pocos casos presenta una solución analítica.

## 1.6 Flujo Turbulento

En la mayoría de los flujos reales y de interés tecnológicos encontramos un flujo de fluido con comportamiento turbulento.

### 1.6.1 Numero de Reynolds

Este es un número adimensional utilizado en mecánica de fluidos para caracterizar el régimen o comportamiento de un fluido, se define como la relación entre las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas.

$$Re = \frac{VL}{\mu} \quad (1.6.1)$$

Donde  $V$  corresponde a la velocidad del flujo libre,  $\mu$  a la viscosidad dinámica y  $L$  a un largo de referencias, según la aplicación.

Este número se encuentra directamente relacionado con la turbulencia.

Los flujos turbulentos se evidencian cuando el número de Reynolds sobrepasa cierto valor crítico, por tanto, se observa para elevados valores de este número.

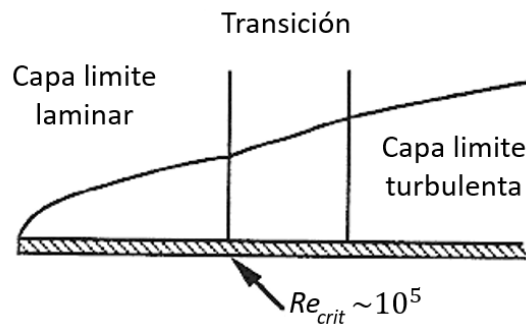


Figura 1.6.1. Transición de flujo laminar a turbulento, en la capa límite de una placa plana [2].

En el caso de la Figura 1.6.1 para aplicar la ecuación de Reynolds (1.6.1), se considera como largo de referencias la distancia que recorre el fluido a través de la placa plana,

donde para una velocidad del flujo libre y viscosidad constante, el largo va aumentando el número de Reynolds.

Al alcanzar el valor  $Re_{crit}$ , las pequeñas perturbaciones del fluido se vuelven inestables y el aumento de estas perturbaciones genera la transición a la turbulencia [2].

La transición a la turbulencia mostrada en la Figura 1.6.1, corresponde al comportamiento típico de un fluido sobre cualquier cuerpo, lo cual, muestra la generación de la llamada capa limite.

## 1.6.2 Capa limite turbulenta

Al considerar el flujo alrededor en un cuerpo como un auto, existe una capa delgada llamada capa limite, donde los efectos de la viscosidad son importantes. En el caso de un flujo de aire, ya que este tiene una viscosidad considerable, las partículas inmediatamente cercanas a la pared no se mueven, lo cual se conoce como condición de no deslizamiento. Entonces, las siguientes capas de partículas cercanas a la pared tienen una velocidad finita, pero aún menor a la del flujo libre.

Las partículas que tienen velocidad variable desde cero en la superficie a 99% de la velocidad del flujo libre es la llamada **capa limite** y el cambio de velocidad progresivo perpendicular desde la superficie es llamado **perfil de velocidad**.

Existen dos tipos de regímenes en la capa límite: laminar y turbulento. En el flujo laminar el flujo de aire se mueve en capas sin mezclarse, todo lo contrario, a un flujo turbulento. El flujo suele comenzar con un régimen laminar para después transitar hacia un estado turbulento, debido a su comportamiento natural o inestabilidades, como se puede observar en la Figura 1.6.1.

▪ **Fricción local en la pared:**

Cabe notar que la fricción es una fuerza de arrastre, donde el estrés de corte se define como arrastre por área.

$$C_t = \frac{\tau}{q} \quad (1.6.2)$$

Donde  $\tau$  corresponde al estrés de corte en una superficie dada y  $q$  es la presión dinámica del flujo libre  $\frac{1}{2}\rho V^2$ .

Este factor nos indica en que parte de la superficie la fricción es alta o baja.

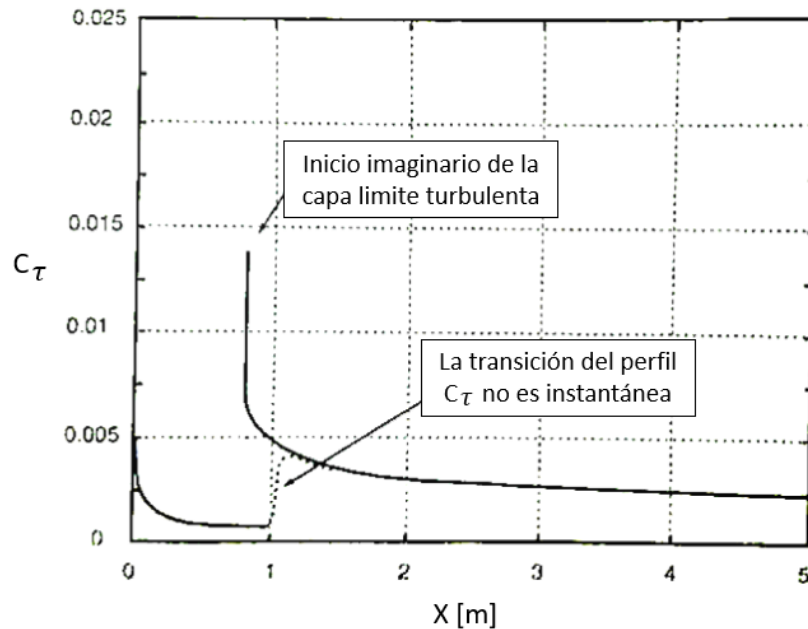


**Figura 1.6.2. Coeficiente de fricción local de la pared sobre una placa plana, para un flujo a 18 m/s.**  
[1]

A modo de ejemplo, se considera el comportamiento del coeficiente (ver Figura 1.6.2) para una placa plana. La capa límite laminar comienza a desarrollarse al inicio de la placa, debido a que esta es muy delgada en este punto, el flujo de corte y por lo tanto la fricción en la pared son altos. Mientras el espesor de la capa aumenta, la fricción disminuye hasta la transición a la turbulencia, donde esta debería aumentar repentinamente,

posteriormente el espesor de la capa limite turbulenta aumenta, pero no de la misma manera que en la sección laminar.

Es posible observar como el cambio de régimen laminar a turbulento afecta considerablemente la fricción en el cuerpo que está sometido a un flujo, por tanto, el estudio de la turbulencia es particularmente importante.

### **1.6.3 Modelación de la turbulencia**

El estudio de los flujos turbulentos aún se encuentra en desarrollo, por lo cual una exacta definición y modelación teórica es aún imposible. sin embargo, existe métodos para la descripción del comportamiento, que buscan aproximarse de la mejor manera posible al comportamiento real.

## **1.7 Dinámica de fluidos computacional (CFD)**

De acuerdo con Oleg Zikanov [3] “Dinámica de fluidos computacional es un conjunto de métodos numéricos aplicados para obtener soluciones aproximadas de problemas de dinámica de fluidos y transferencia de calor”

Los métodos de dinámica de fluido computacional pueden ser aplicados a diferentes tipos de ecuaciones diferenciales parciales (ecuación de Navier-Stokes, ecuaciones de transferencia de calor, ecuaciones de onda acústica, etc.), por lo que pueden ser aplicados al sistema de ecuaciones presentado en las secciones anteriores. Mediante las condiciones iniciales y de bordes adecuadas, sumado a simplificaciones y supuestos correctos, se puede obtener una modelación de los casos con una aproximación suficientemente cercana a la realidad.

Los pasos principales para la resolución de un problema con dinámica de fluidos computacional, según *ANSYS Fluent user's guide* [4], son los siguientes:

- Definición de los objetivos de la simulación
- Creación de la geometría y el mallado
- Configurar la resolución y los modelos físicos

- Cálculo y monitoreo de la solución
- Examinación de los resultados

Sobre los pasos antes mencionados, cabe prestar atención al mallado y la definición de modelos físicos como la turbulencia, puntos que serán abordados a continuación.

### **1.7.1 Mallado**

Entre las etapas más importantes de una simulación numérica, se encuentra la generación del mallado, esto corresponde a la discretización del dominio espacial, donde serán aplicadas y resueltas las ecuaciones que modelan el fluido. De acuerdo con Zikanov [3] Tener una malla bien construida es un paso necesario y significativo hacia una solución numérica precisa, eficiente y sólida.

Para la malla espacial la principal clasificación corresponde a malla estructurada y no estructurada (ver Figura 1.7.1).

- Malla estructurada.

Esta corresponde a una malla uniforme y rectangular. Esta presenta grandes ventajas en geometría simples, dado que ofrece una gran precisión en los resultados, y según Ferziger [5] simplifica la programación y la matriz del sistema de ecuaciones algebraicas tiene una estructura regular, que puede aprovecharse al desarrollar una técnica de solución. La desventaja de este mallado es que solo se pueden usar para dominios de soluciones geométricamente simples.

- Malla no estructurada.

Una malla no estructurada es una división del espacio en figuras como triángulos o tetraedros, de manera irregular, en la cual los nodos están ubicados irregularmente. La principal ventaja de este tipo de mallado es su flexibilidad con la geometría, donde el mallado puede cubrir geometrías más complejas de manera óptima. En este caso, la matriz del sistema de ecuaciones algebraicas ya no tiene una estructura diagonal

regular y la resolución para los sistemas de ecuaciones algebraicas suelen ser más lentos que los del mallado estructurado (Ferziger [5]).

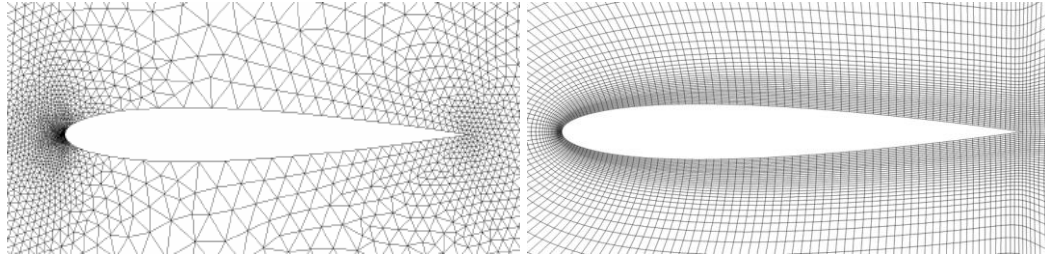


**Figura 1.7.1 Ejemplos de tipos de mallado para un perfil alar. Mallado no estructurado a la izquierda y mallado estructurado en la derecha.**

## **1.7.2 Modelos de Turbulencia**

En CFD existen numerosos modelos matemáticos que tratan de representar los flujos turbulentos, por lo tanto, es necesario seleccionar de forma adecuada el modelo de turbulencia para garantizar una solución apropiada. Esta selección se debe al conocimiento de las características del flujo que se evaluará, recursos disponibles, entre otros factores.

Las simulaciones presentadas en este análisis aerodinámico han sido realizadas mediante el software ANSYS, particularmente su modulo Fluent. El módulo utilizado cuenta con diferentes modelos para realizar simulaciones con turbulencia. Se considera el modelo RANS en este estudio.

- **Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS)**

RANS es el método más antiguo de modelado de turbulencias [3], que sigue siendo una herramienta principal de análisis práctico de CFD. Sus ventajas son la simplicidad, el bajo costo computacional (en relación con DNS y LES). Sus desventajas son una baja descripción del flujo, la necesidad de ajustar los modelos a características específicas del flujo y un error relativamente grande. Las anteriores desventajas son usualmente suficientemente aceptadas en problemas de ingeniería.

En este método para las ecuaciones de Navier Stokes se resuelve el promedio de las variables en el tiempo. Se hace prácticamente imposible modelar todas las escalas de un flujo turbulento para la gran mayoría de las aplicaciones de ingeniería. Por esta razón, en vez de resolver la ecuación de Navier-Stokes completa, utilizamos la ecuación promediada que incluye el tensor de fuerza de Reynolds, donde el problema es definir la viscosidad turbulenta para que reproduzca los efectos viscosos apropiadamente. Los modelos turbulentos, especialmente el utilizado en este caso ( $k - \omega$ ), agregan ecuaciones algebraicas para la aproximación de la viscosidad turbulenta.

### **1.7.3 Modelación del comportamiento cercano a la pared**

La influencia de las paredes en el resultado de una simulación de dinámica de fluidos computacional es importante, no solo debido a la influencia en el flujo, sino que también debido a las pérdidas de energía cercanas a la pared que influencia el modelo de turbulencia. Por lo anterior es necesario ajustar el modelo en las proximidades de la pared, para así mantener la precisión en comportamiento y la conservación de la energía cinética del flujo.

En la capa limite es posible diferenciar tres dominios, el primero llamado subcapa laminar, este corresponde a la región cercana a la pared donde las fluctuaciones turbulentas son despreciables y por lo tanto el flujo es laminar. Luego la zona de transición donde el flujo es dominado por esfuerzos viscosos y turbulentos donde no existe un modelo analítico para predecir su comportamiento, pero su influencia no puede ser despreciada. Finalmente se encuentra la subcapa turbulenta donde la turbulencia juega un rol mayor en el flujo.

Las tres capas pueden ser descritas mediante la velocidad de fricción  $u_t$  y la distancia adimensional a la pared ( $y^+$ ). Para esto es necesario realizar un análisis adimensional, se puede determinar la velocidad de fricción a la pared  $u_t$  en función del esfuerzo cortante

$\tau_w$  a la pared, calculado a partir del campo de velocidad promedio, y la densidad del fluido  $\rho$  con la siguiente ecuación:

$$u_t = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (1.7.1)$$

De donde se puede definir la distancia adimensional a la pared ( $y^+$ ) incluyendo la distancia normal a la pared “ $y$ ” y la viscosidad cinemática.

$$y^+ = \frac{u_t \cdot y}{\nu} \quad (1.7.2)$$

Otra variable adimensional que se debe introducir en el análisis de los flujos turbulentos es la velocidad adimensional  $u^+$  en función del perfil de velocidad promedio  $u(y)$  y la velocidad de fricción  $u_t$ , representada por:

$$u^+ = \frac{u}{u_t} \quad (1.7.3)$$

Las tres capas explicadas arriba se muestran en la Figura 1.7.2, la cual se basa en información experimental y su relación es llamada ley de pared.

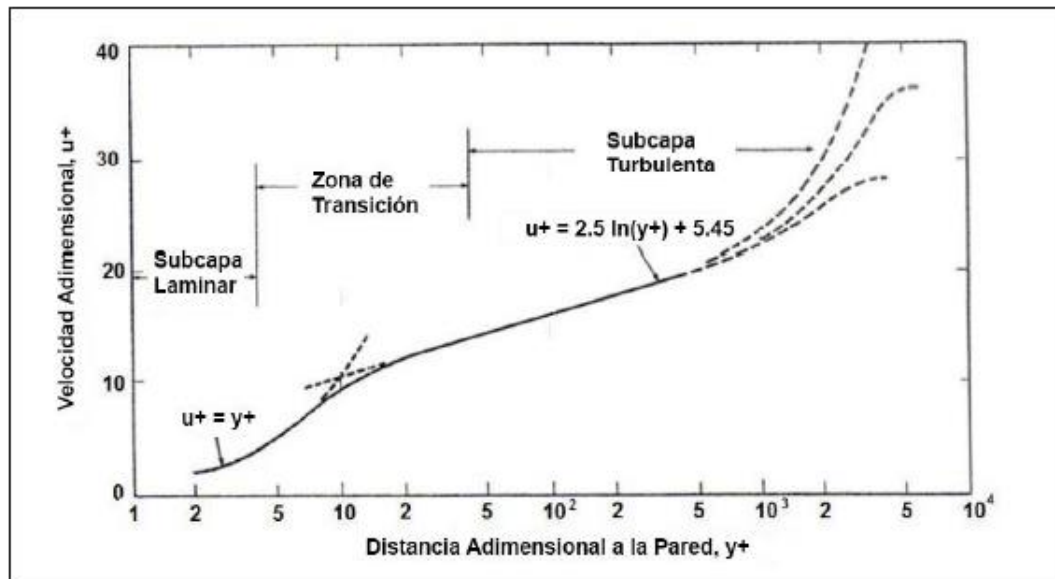


Figura 1.7.2. Perfil de velocidad adimensional para un flujo turbulento cercano a la pared [6].

Observando la figura anterior se pueden determinar de manera aproximada los límites de las 3 zonas de transición del flujo cercano a la pared:

- Subcapa viscosa:  $0 < y^+ \leq 5$
- Zona de transición:  $5 < y^+ < 70$
- Subcapa turbulenta:  $70 \leq y^+$

El modelo de turbulencia  $k - \omega SST$ , que será usado en este estudio, utiliza por defecto el tratamiento mejorado de pared o “Enhanced Wall Treatment”, el cual consiste en combinar la ecuación lineal que modela la subcapa laminar con la ecuación logarítmica que modela la subcapa turbulenta, de forma que la transición entre ellas sea suave.

Para trabajar con los modelos de turbulencia  $k - \omega$ , la guía de Ansys Fluent [7] indica que los valores de  $y^+$  menores a 1 casi no causan efecto en la solución, por lo que se busca valores cercanos a 1 para lograr representar los efectos de la subcapa laminar.

## 1.8 Aerodinámica de un auto solar

El arrastre total aerodinámico que actúa sobre el cuerpo de un vehículo puede ser subdividido como la suma de cuatro componentes (Goro Tamai [1]):

$$D_{total} = D_{pres} + D_{skin} + D_{ind} + D_{interferencia} \quad (1.8.1)$$

Donde el primer termino  $D_{pres}$ , corresponde al **arrastre por presión** y suele ser el termino dominante para vehículo de pasajeros. Esta fuerza de arrastre se crea debido a la separación del fluido de la superficie del automóvil, que genera una zona de baja presión detrás de este, lo que “succiona” hacia atrás el vehículo, cabe mencionar que esta fuerza de arrastre tiene directa relación con la forma del cuerpo.

El según termino, llamado “**fricción viscosa**”, corresponde al arrastre por la pared ( $D_{skin}$ ). El arrastre por la pared corresponde al esfuerzo de corte viscoso de la moléculas del fluido con la superficie del cuerpo, cabe mencionar que, si el fluido se mantiene lo suficientemente adherido, esta puede ser la componente dominante del arrastre.

El tercer término de la ecuación, el **arrastre inducido** ( $D_{ind}$ ), es el resultado del cuerpo generando fuerza de sustentación, cuando esto ocurre la fuerza generada está acompañada por una fuerza de arrastre. Un cuerpo con sustentación produce vórtices debido a la diferencia de presión entre la parte superior e inferior de este, donde la energía cinética de los vórtices se manifiesta como pérdida de energía.

Finalmente, el último término corresponde al **arrastre de interferencia** ( $D_{interferencia}$ ), el cual es un resultado de todas las limitaciones de fabricación, como lo son los accesos de ventilación, calidad superficial, uniones, etc.

## 2 Metodología

Para el análisis aerodinámico de la estructura exterior de un auto solar es necesario el manejo de distintas herramientas digitales y una metodología de trabajo para la realización del círculo de diseño.

La primera parte del estudio se centró en el aprendizaje de las herramientas disponibles, como son los distintos software que se detallan en la sección 2.1 más adelante. En paralelo, se trabajó con las restricciones geométricas para generar un modelo que cumpliera todas las condiciones de diseño, con el nuevo concepto propuesto. Finalmente se verifican propuestas de mejoras aerodinámicas mediante simulaciones, para proponer un modelo final.

Para este estudio se procedió a realizar una verificación de las restricciones geométricas entregadas por los componentes internos del vehículo, los cuales se encontraron en fase de diseño durante todo el estudio, esto implicó numerosas iteraciones en las dimensiones del estructura y de los mismos componentes mecánico, por lo cual se realizó un trabajo estrecho con las demás áreas del proyecto Ergón - auto solar. La metodología de trabajo presentada a continuación corresponde a un resumen de muchos otros pasos e iteraciones intermedias a lo largo del estudio.

### 2.1 Programas Utilizados

#### 2.1.1 Desarrollo de la geometría.

El programa **Inventor profesional** de Autodesk [8] es un software de diseño asistido por computadora para diseño mecánico 3D, este permite trabajar en dos y tres dimensiones para la creación de piezas y el desarrollo de los ensambles de estas (ver Figura 2.1.1).

La realización de la geometría del proyecto Ergón – Auto solar se realiza por todo el equipo utilizando el software de Autodesk, por lo cual se toma como programa para la realización de los modelos aerodinámicos, permitiendo así máxima compatibilidad en los ensamblajes y desarrollo de un modelo completo del vehículo.

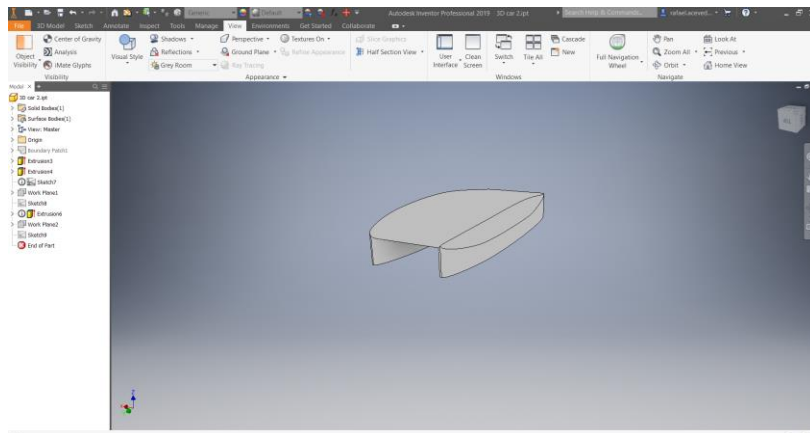


**Figura 2.1.1. Interfaz de trabajo del software Inventor Professional de Autodesk.**

La realización de la geometría completa del vehículo y su simplificación se realizan en el programa Inventor. Sin embargo, el dominio del modelo para cada simulación se realiza con el software ANSYS Workbench, particularmente su modulo **Design Modeler**, lo cual permite verificar la sensibilidad del modelo al dominio con mayor facilidad.

## 2.1.2 ICEM CFD

En la realización del mallado del modelo a simular se seleccionó el software ICEM CFD (ver Figura 2.1.2), esta etapa corresponde a una de las más importantes de la simulación y a la que demanda el mayor tiempo de trabajo debido a su alto impacto en los resultados. Cabe mencionar que este programa posee muchas herramientas de control de calidad de la malla:

- Mallado estructurado por bloques.
- Mallado no estructurado
- Mallado híbrido
- Refinamiento
- Verificación de la calidad de los elementos.

Este programa también es parte de los módulos disponibles en ANSYS Workbench.

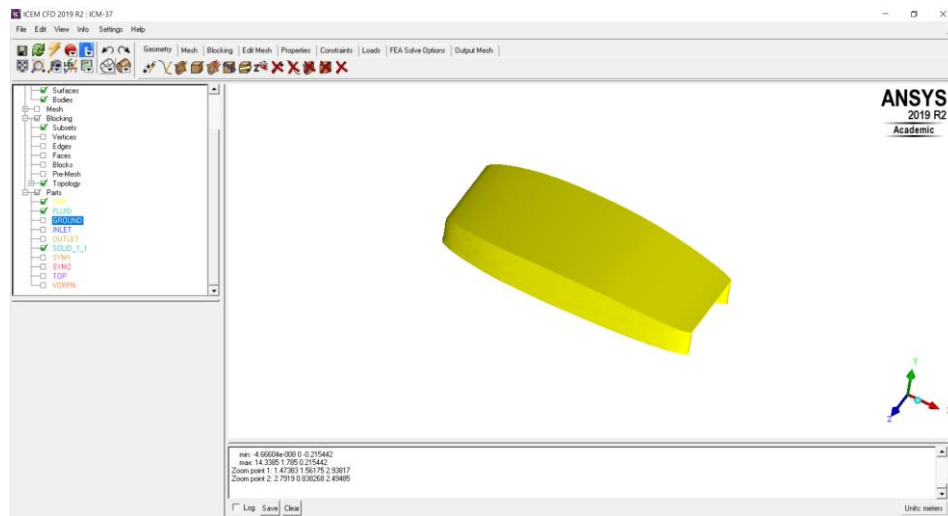


Figura 2.1.2. Interfaz de trabajo de software ICED CFD.

## 2.1.3 ANSYS Fluent

Para la simulación en CFD se decidió utilizar el software ANSYS Fluent (ver Figura 2.1.3), programa ampliamente utilizado en ingeniería debido a su capacidad de simular distintos fenómenos físicos y la integraciones de estos con otros módulos ANSYS, como puede ser una simulación aerodinámica y estructural del vehículo, si bien este estudio es solo aerodinámico, a futuro será posible realizar estudios más complejos y completos del vehículo Ergón.

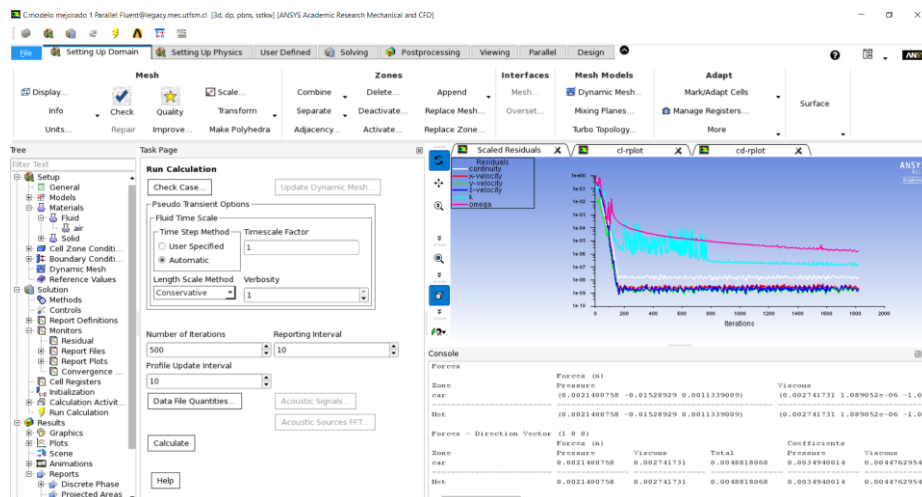


Figura 2.1.3. Interfaz de trabajo de software ANSYS Fluent.

El módulo Fluent permite realizar configuraciones generales con herramientas de diagnóstico de malla, selección del tipo de flujo a simular y algoritmos, también permite aplicar distintos modelos de turbulencia, configuración de las características físicas del fluido a simular, definición de las condiciones de contorno y métodos de solución del acoplamiento de presión velocidad. Además, permite configurar criterios de convergencia, inicialización de variables entre otras opciones.

## **2.2 Modelo Geométrico**

La creación de una estructura exterior del vehículo solar requiere la conjugación de muchos factores, tanto de normas para la competencia, restricciones de los componentes, habitáculo para el piloto y la optimización aerodinámica, por lo cual, la generación del modelo se centrará en el cumplimiento de las restricciones, para luego generar uno con una mejor aerodinámica.

### **2.2.1 Norma de la competencia**

Debido a las numerosas indicaciones presentadas en las normas [9] de la Carrera Solar Atacama (CSA), a continuación, se presenta un resumen de las atinentes a la estructura exterior y aerodinámica del vehículo, entendiendo que otras normas pueden impactar en esta área mediante el diseño de otros componentes.

- Dimensiones generales del auto solar.
  - El auto solar debe caber en un prisma rectangular de 5x2,2x1,6 m, con la base del prisma coincidente con el piso.
  - Altura mínima de visión: Los ojos de cada ocupante deben estar 700 mm sobre el piso.
- Ruedas.
  - Vehículo debe ser soportado por 4 ruedas: 2 frontales y 2 traseras.
  - Trocha de las ruedas traseras y delanteras debe ser mayor a la mitad del ancho del vehículo.

- Componentes eléctricos.
  - Colector Solar. El área total permitida para las celdas depende del tipo de celda a utilizar.
  - Baterías. Presentan una restricción másica, según el tipo de tecnología.

## 2.2.2 Restricciones de diseño

El diseño de cualquier auto solar requiere de una completa integración de diferentes sistemas y tecnologías, por esto es necesario tener en consideración los componentes que inciden en la distribución del espacio y por ende en el diseño de la estructura. A continuación, se presentan los componentes determinantes en la distribución y diseño del vehículo.

- **Componente Generales**
  - Habitáculo: Los ocupantes de un vehículo solar deben estar sentados en un habitáculo diseñado para protegerlos de lesiones. Ninguna parte del ocupante puede tocar la cubierta del habitáculo y ninguna parte del casco debe estar a menos 50 mm de la cubierta, junto con el habitáculo se verifican también las restricciones de visión.
- **Componente eléctricos**
  - Baterías: Para efectos de diseño inicial se considera un volumen de 0.6 m<sup>3</sup>.
  - Paneles Solares: Los colectores solares por utilizar obedecen a variados puntos de la normativa de la carrera y factores técnicos, por lo cual la selección de la superficie ideal de paneles, entre otras especificaciones, fue seleccionada por el área eléctrica, de donde se obtuvo el plano de la Figura 2.2.1.

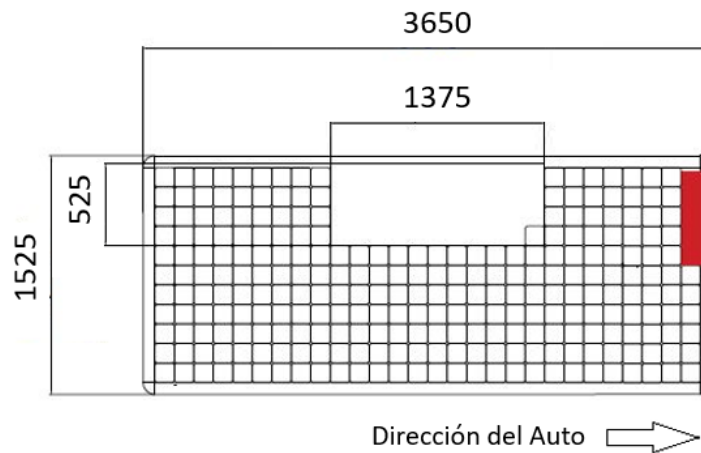


**Figura 2.2.1. Esquema de la distribución de paneles preliminar. Dimensiones en milímetros.**

#### ▪ Componentes mecánicos.

De los criterios mecánicos de diseño y la normativa aplicable a estos, el área de mecánica del equipo Ergón estableció distintas restricciones según las necesidades del del vehículo.

##### • Suspensión.

El sistema de suspensión del vehículo debe anclarse a la estructura del fuselaje mediante las costillas en la sección central, esto se vuelve la restricción principal de esta parte, ya que, aunque existen más elementos, los puntos de anclaje corresponden a los que necesitan mayor espacio. Es posible observar la posición del anclaje de la suspensión con respecto a la estructura exterior preliminar en la Figura 2.2.2.

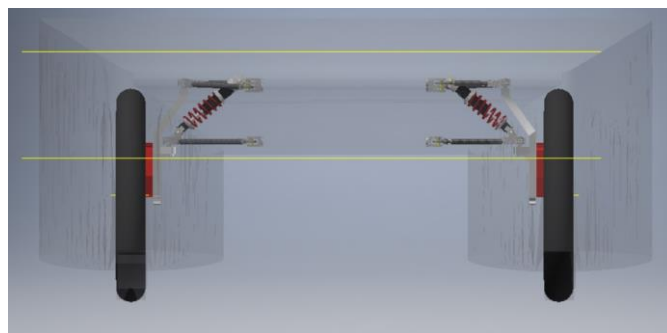


**Figura 2.2.2. Vista frontal de la ubicación de las bandejas en ensamblaje del vehículo.**

- Ruedas y radio de giro

La distribución de las ruedas, tanto su trocha como su ángulos de inclinación, limitan la ubicación y espesor de los cubre ruedas en sus extremos, por lo tanto, implican un restricción principal de diseño. Cabe notar que el ángulo de giro de las ruedas frontales aumenta el espacio requerido en los cubre ruedas, donde la decisión de radio de giro obedece al giro de Ackermann [10], que permite evitar que las ruedas deslicen y a la vez su desgaste.

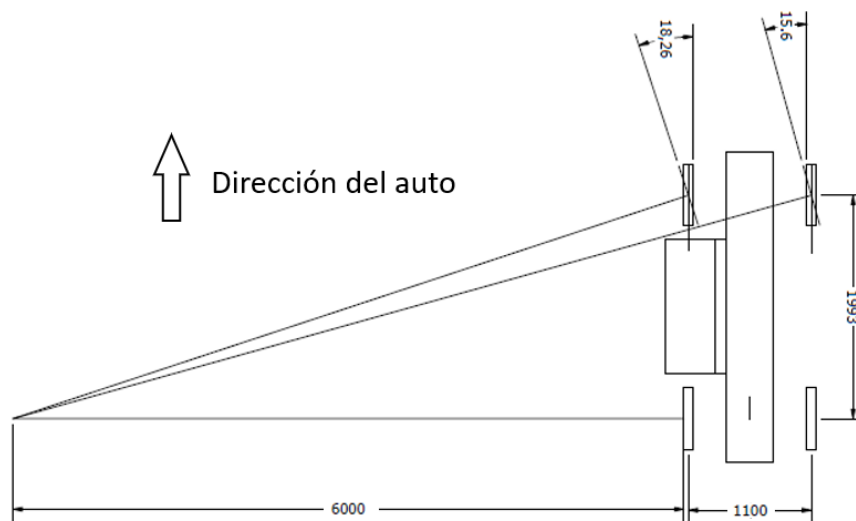


Figura 2.2.3. Esquema del radio de giro del vehículo mostrando las consideraciones y restricciones del espacio requerido por las ruedas dentro de la estructura. Distancias en milímetros, ángulos en grados.

## 2.2.3 Diseño preliminar propuesto

### ▪ Esquema de un auto solar – Rediseño

El diseño del auto solar Ergón 3 comienza como una propuesta de rediseño del vehículo ya existente en la universidad, Ergón 2, por lo cual es necesario comprender la distribución de los componentes en el interior de este modelo, para proponer mejoras a su estructura exterior.

La principales partes de la estructura del auto solar y la distribución de sus componentes interiores se esquematizan en la Figura 2.2.4 y Figura 2.2.5.

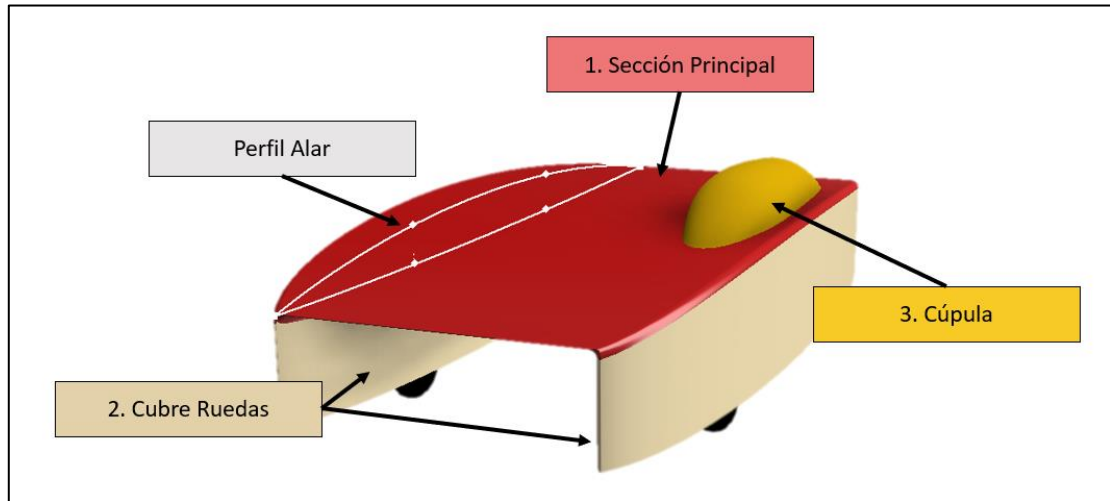


Figura 2.2.4. Esquema de las principales partes de la estructura del auto solar Ergón.



Figura 2.2.5. Esquema de la distribución interior de los principales componentes del auto solar Ergón.

La función de las secciones principales de la estructura exterior se explica a continuación:

1. Sección principal: Sobre esta sección es donde se ubican los paneles solares, que abastecerán de energía al vehículo. En el interior se ubican la mayoría de los componentes eléctricos y electrónicos, así como también la dirección y las

costillas que dan la rigidez a la estructura. Entre las restricciones a considerar se encuentra el anclaje de la suspensión a las costillas.

2. Cubre ruedas: Tal como su nombre lo indica esta sección del fuselaje permite cubrir las ruedas del vehículo, así como, varios componentes interiores. En el modelo Ergón 2, en uno de los lados se ubica la batería y motor eléctrico, mientras en el lado contrario se ubica el habitáculo para el piloto. Entre los restricciones de diseño a considerar en esta sección se encuentra también la suspensión y el ángulo de giro de las ruedas.
3. Cúpula: Corresponde a la cubierta superior del habitáculo del piloto, esta otorga protección a este y deberá cumplir con restricciones interiores de espacio y ventilación, permitiendo la instalación de sistema antivuelco.

#### ▪ **Primer Modelo**

De las restricciones geométricas de diseño presentadas en la sección 2.2.2 y la distribución de elementos propuesta en el rediseño, se obtuvo el modelo geométrico mostrado en la Figura 2.2.6.

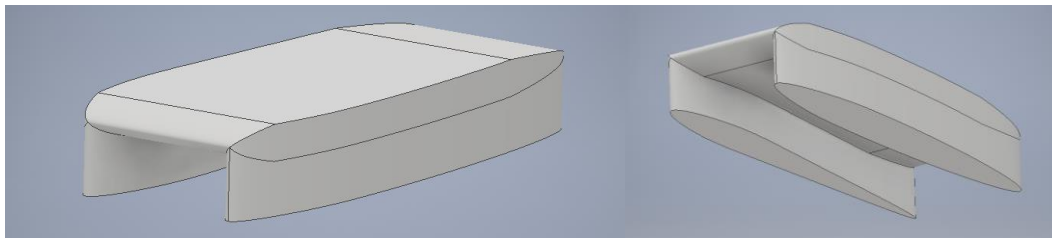


**Figura 2.2.6. Diseño geométrico del auto solar Ergón 3, basado en restricciones geométricas y distribución de elementos propuesta.**

Este modelo se basa en cumplir las restricciones sin un mayor enfoque en el desempeño aerodinámico, presentando las dimensiones generales mostradas en la Figura 2.2.7.

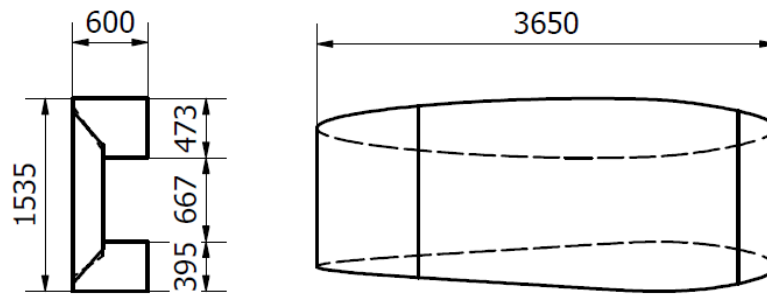


**Figura 2.2.7. Dimensiones generales de un primer modelo del auto solar Ergón 3, basado en restricciones geométricas. Dimensiones en milímetros.**

Posterior a este diseño, los componentes interiores presentaron ciertos cambios en su distribución, por lo que la estructura exterior fue cambiando levemente, derivando a un modelo intermedio a los utilizados para la simulación.

#### ▪ **Diseño de ensamble**

Debido a que el diseño de un vehículo es dinámico, los componentes al interior del vehículo fueron cambiando su disposición y dimensiones finales, lo que derivó en un cambio de la estructura exterior. Una vez la mayoría de los componentes se encontraron avanzados en su diseño, fue posible realizar un ensamble más acabado.

Donde el ensamble inicial con los componentes internos se observa en la Figura 2.2.8.

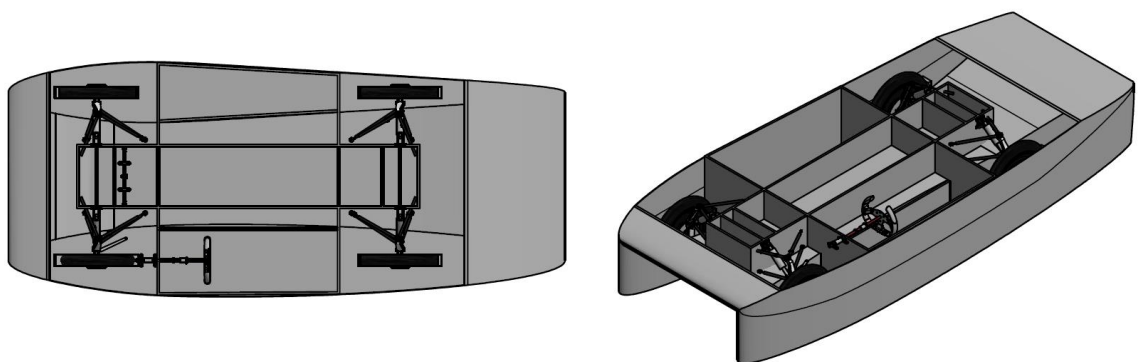


**Figura 2.2.8. Ensamble inicial de la estructura exterior del vehículo con componentes mecánicos internos. Agradecimientos al área mecánica del equipo Ergón por la entrega del modelo tridimensional.**

Es posible notar que después de que el desarrollo de los componentes internos estuvo más definido y a través de numerosas iteraciones, se pudo llegar a un modelo que

cumplieras con las restricciones geométricas y que permite una primera visualización del vehículo.

## 3 Análisis y resultados

### 3.1 Definición del caso de estudio

Debido a la actualización de la normativa de la carrera solar Atacama 2020, el área máxima de paneles para la categoría Challenger corresponde a 4 [m<sup>2</sup>], lo que trae como consecuencia, una reducción de tamaño respecto al modelo Ergón II, lo cual, en conjunto con otras mejoras cambian el modelo original.

El diseño del auto solar Ergón 3, corresponde a un trabajo enfocado en el cumplimiento exitoso de la carrera solar Atacama, donde será conducido en distintas condiciones ambientales (velocidad y orientación del viento, humedad, temperaturas, entre otros factores), por lo cual es necesario definir de manera apropiada el caso de estudio y los supuesto considerados.

Las condiciones en la cuales se encontrará el auto solar, corresponden a la siguiente tabla:

**Tabla 3.1.1. Condiciones consideradas a las cuales se encontrará el auto solar Ergón 3 durante la carrera.**

| Ergón 3     |                                |             |
|-------------|--------------------------------|-------------|
| c           | 3,65 [m]                       |             |
| V promedio  | 85 [km/h]                      | 23,33 [m/s] |
| Viscosidad  | $1,8 \cdot 10^{-5}$ [kg/m · s] |             |
| Densidad    | 1,225 [kg/m <sup>3</sup> ]     |             |
| Temperatura | 15 [°C]                        |             |
| Reynolds    | $5,9 \cdot 10^6$               |             |

### 3.2 Validación 2D

- **Definición del problema**

Para la validación de la simulación en dos dimensiones se procederá a simular el flujo alrededor de un perfil alar muy estudiado en aerodinámica. Los resultados numéricos

serán comparados con los resultados experimentales de C. L. Ladson [11]. Tal es el caso del perfil NACA0012, para el cual, se buscará estudiar el flujo alrededor del perfil en condiciones equivalentes a las del auto solar Ergón 3.

La referencia de Ladson fue elegida por que las condiciones experimentales que se presentan son cercanas a la *Definición del caso de estudio* (Sección 3.1), es decir, cercanas a las condiciones durante la carrera. Donde para semejanza adimensional del número Reynolds se tomaron los siguientes valores:

- $c$ : 1 [m]
- Velocidad del fluido: 51.45 [m/s]
- Densidad: 1.1767 [kg/m<sup>3</sup>]
- Viscosidad:  $1.009 \times 10^{-5}$  [kg/m · s]
- Reynolds:  $6 \times 10^6$  [–]
- Angulo de ataque ( $\alpha$ ): 0°-10°-15°

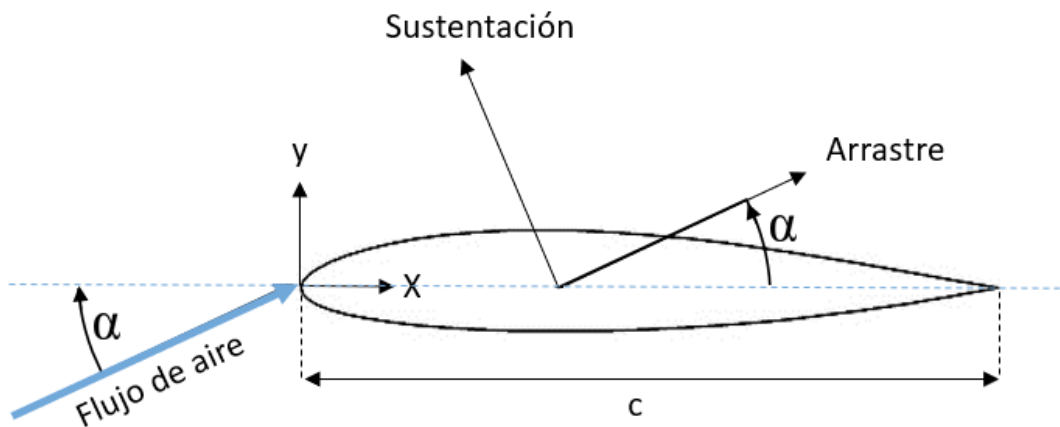


**Figura 3.2.1. Representación del caso de estudio en dos dimensiones.**

Cabe destacar que primeramente se utilizó un ángulo de ataque de 10° para seleccionar parámetros sensibles que pudieran generar errores en las siguientes simulaciones, luego se procedió a trabajar con un ángulo de 0° y 15° para comparar con los datos experimentales recopilados.

- **Definición de la geometría**

La construcción de la geometría se dividió en dos secciones, la creación del perfil alar y la creación del dominio computacional.

- **Perfil Alar**

Las coordenadas de los puntos que permiten describir la geometría del perfil alar se obtuvieron de la página web *airfoiltools.com*, que basa la generación de sus perfiles en el documento NASA Technical Memorandum 4741- “Computer Program To Obtain Ordinates for NACA Airfoils” [12]. Se discretizo el perfil usando 100 puntos (Ver anexo 5.1. Coordenadas NACA0012)

- **Dominio computacional**

El dominio computacional por simular fue definido como un semicírculo de radio  $R$  en la parte frontal, unido a un rectángulo de largo  $R$ , al cual se le extrajo el perfil alar, previamente construido (ver Figura 3.2.2).

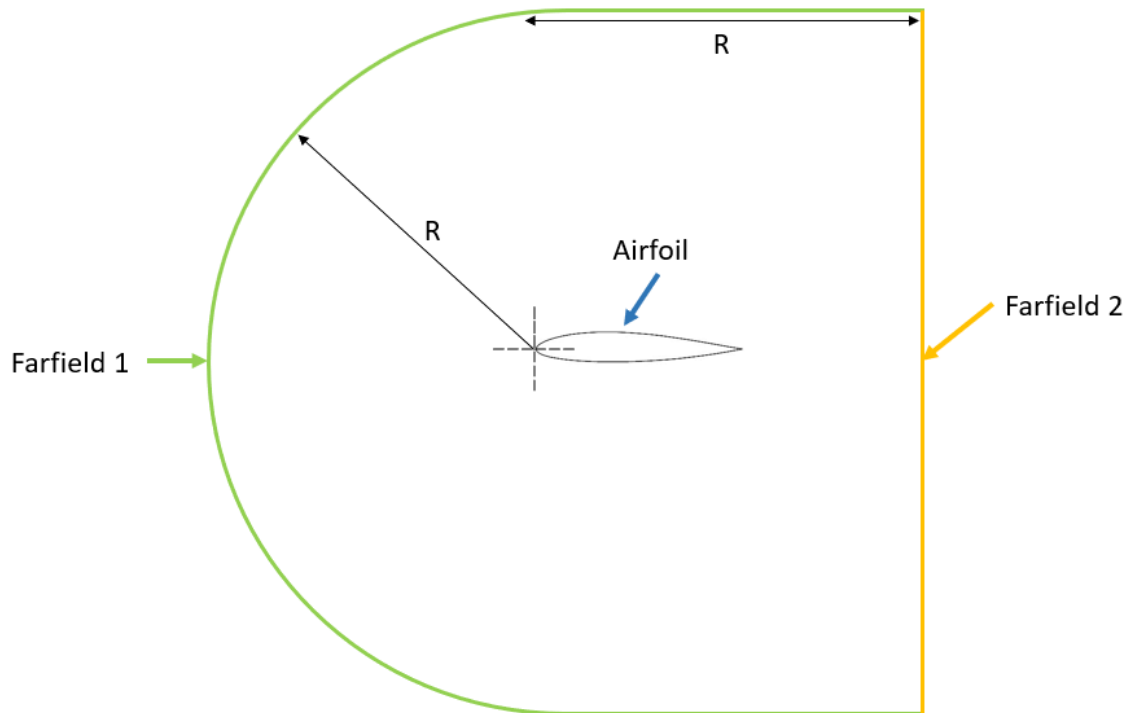


Figura 3.2.2 Geometría base utilizada para el caso de estudio con la definición de sectores, ubicación del perfil y dimensiones.

La definición de una distancia R se genera, para así poder definir un dominio computacional variable y verificar la sensibilidad con respecto a este parámetro. Los valores tomados para el dominio computacional fueron R igual a 20, 100 y 490 metros.

## • **Mallado**

Para las simulaciones se utilizaron distintos mallados todos del tipo estructurado, buscando la convergencia del modelo. Los valores que se cambiaron entre malla fueron las dimensiones del espacio alrededor del sólido estudiado, es decir, la distancia R (Figura 3.2.2), la cual varió entre 20[m], 100[m] y 490[m], además de la resolución del mallado cercano a la pared, como se puede observar en la Tabla 3.2.1.

**Tabla 3.2.1. Variación del tamaño de la malla para varias distancias R y su respectiva longitud característica ( $y^+$ ).**

| R   | $y^+$ | Elementos |
|-----|-------|-----------|
| 20  | 25    | 4,0E+04   |
| 20  | 14    | 4,1E+04   |
| 20  | 1,25  | 4,7E+04   |
| 20  | 0,5   | 5,1E+04   |
| 20  | 0,125 | 5,5E+04   |
| 100 | 25    | 5,1E+04   |
| 100 | 14    | 5,2E+04   |
| 100 | 1,25  | 5,7E+04   |
| 100 | 0,5   | 6,2E+04   |
| 100 | 0,125 | 6,6E+04   |
| 490 | 25    | 7,1E+04   |
| 490 | 14    | 7,2E+04   |
| 490 | 1,25  | 7,8E+04   |
| 490 | 0,5   | 8,3E+04   |
| 490 | 0,125 | 8,8E+04   |

Una vez realizadas las simulaciones antes mencionadas, se procedió a realizar un estudio de independencia de mallado, para el cual se utilizaron los tamaños de malla de la Tabla 3.2.2.

**Tabla 3.2.2. Variación del tamaño de la malla para un dominio de simulación fijo, basados en la longitud característica ( $y^+$ ) y variando el número de elementos totales.**

| R   | $y^+$ | Elementos |
|-----|-------|-----------|
| 100 | 1     | 3,6E+04   |
| 100 | 1     | 5,5E+04   |
| 100 | 1     | 9,6E+04   |

El estudio de esta independencia de mallado se explicará en mayor detalle en la sección “Independencia de Mallado” en la página 40 de este documento.

## - Simulación**

La simulación fue realizada en régimen estacionario y considerado turbulento debido al elevado número de Reynolds. Como lo vimos anteriormente, los parámetros para realizar una simulación numérica son múltiples. Por tanto, las configuraciones de la simulación elegidas son:

Entre las configuraciones de la simulación se encuentran las siguientes decisiones.

- Método de resolución basado en presión.
- El modelo utilizado para turbulencia corresponde a un modelo RANS  $k - \omega SST$ .
- El acoplamiento de presión velocidad y discretización espacial seleccionados son presentados en la Tabla 3.2.3.

**Tabla 3.2.3. Selección del acoplamiento de presión velocidad y discretización espacial del menú de métodos de resolución Fluent.**

| Acoplamiento de presión-Velocidad |                               |                          |
|-----------------------------------|-------------------------------|--------------------------|
| Esquema                           | Simple                        |                          |
| Discretización Espacial           | Gradiente                     | Least Squares Cell Based |
|                                   | Presión                       | Second Order             |
|                                   | Momentum                      | Second Order Upwind      |
|                                   | Energía cinética turbulenta   | Second Order Upwind      |
|                                   | Tasa de disipación Especifica | Second Order Upwind      |

- Los valores residuales para estudiar la convergencia de las variables son definidos del orden de  $1 \times 10^{-6}$ , para así obtener resultados que convergen, es decir, respetan la conservación de masa y cantidad de movimiento.

- **Condiciones de borde**

Las condiciones de borde de la simulación en dos dimensiones se resumen a continuación, basado en la geometría de la Figura 3.2.2.

- Farfield 1: Velocidad de entrada constante, fijada a  $51.45 \text{ m/s}$ , con un ángulo  $\alpha$  variable.
- Farfield 2: Salida a presión constante de referencia  $P = 0 \text{ [Pa]}$
- Airfoil: Condición de no deslizamiento, es decir, velocidad nula ( $\vec{V}_{airfoil} = 0$ )

- **Resultados**

La metodología de estudio se separó en tres etapas, donde en la primera parte se buscaba definir parámetros sensibles, como el dominio de la simulación y resolución del mallado, luego se buscaba realizar un estudio de independencia de mallado, para finalmente realizar una validación experimental.

- **Verificación del dominio a simular y resolución del mallado**

Para esta primera verificación las simulaciones se realizaron en las siguientes condiciones:

- Reynolds:  $6 \times 10^6 [-]$
- Angulo de ataque ( $\alpha$ ):  $10^\circ$
- Extensión del dominio (R): 20, 100 y 490 metros

Basados en la información experimental publicada en el artículo de Ladson [11] obtenida de “2D NACA 0012 Airfoil Validation Case” [13], los valores de los coeficientes de arrastre y sustentación corresponden a los siguientes:

$$C_d = 0,012 \quad ; \quad C_l = 1,1$$

De las simulaciones que se presentaran a continuación, se decidió tomar como objetivo el correcto modelamiento del coeficiente de arrastre, debido a que este es el que presenta mayor dificultad para su obtención.

Se realizaron 3 variaciones en la extensión del dominio a utilizar (Ver Figura 3.2.2), donde la dimensión en R tomó los valores 20, 100 y 490 metros. Para estos 3 dominios se realizó una variación en la resolución del mallado, basado en la longitud característica cercana a la pared ( $y^+$ ), para valores semejantes a 25, 14, 1.25, 0.9 y 0.1.

Los resultados de las simulaciones con el detalle de cada configuración se presentan en el Anexo 5.3. En la Figura 3.2.3 se muestra un resumen, donde se presentan los valores del coeficiente de arrastre ( $c_d$ ), en función de la longitud característica ( $y^+$ ), para distintas curvas que representan la distancia R del dominio. Se reporta igualmente el valor experimental.

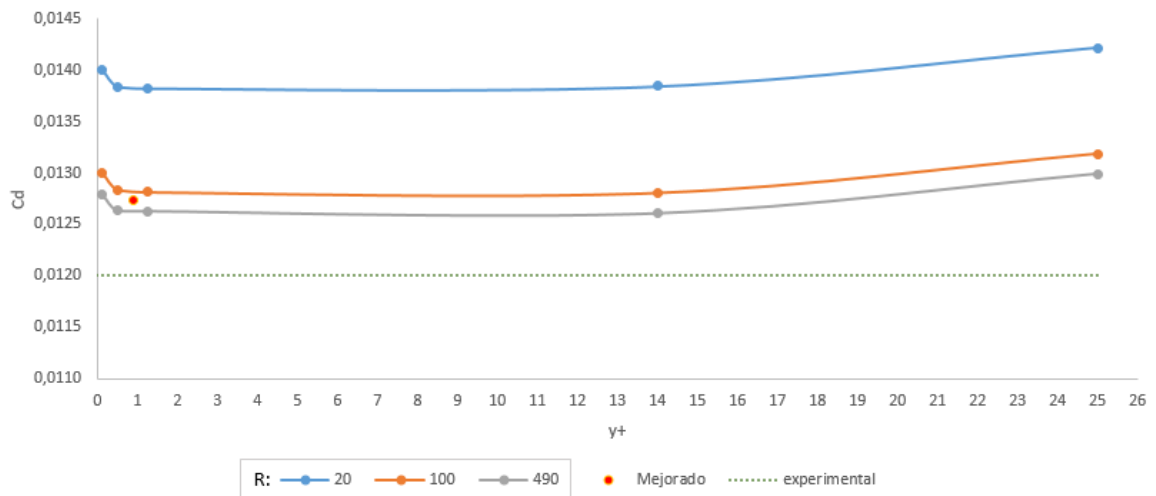


**Figura 3.2.3. Resultados de simulación para ángulo de ataque de 10°, variando la dimensión del dominio(R) y la resolución de la malla ( $y^+$ ). Información experimental de Ladson [11].**

Se observa que el aumento en el tamaño del dominio permite la obtención de mejores resultados, ya que se genera un desplazamiento consistente para todas las simulaciones de un mismo valor R cuando este aumenta, acercándose al valor experimental.

Cabe mencionar que para todas las extensiones del dominio se observa un incremento repentino de  $C_d$  cuando la longitud característica se acerca a 0, esto se debe a que estas últimas simulaciones presentaban problemas de convergencia, debido a la alta resolución del mallado. Lo anterior podría ser resuelto con un mayor trabajo en el mallado, sin representar una mejora considerable en los resultados, como lo demuestra la tendencia de las curvas.

De los resultados anteriores, se decidió utilizar el dominio con un R igual a 100 metros, con un  $y^+$  semejante a 1.25, dicho modelo posee 57500 elementos. El modelo seleccionado fue mejorado posteriormente, buscando obtener un  $y^+ < 1$  y más uniforme a lo largo del perfil, con esta simulación se obtuvieron mejores resultados, lo cual se observa en la Figura 3.2.3 como el punto mejorado, este presentó un error porcentual con respecto al experimental de un 6.2%.

#### ▪ Independencia de mallado

Con la simulación antes seleccionada, se procede a realizar un estudio de independencia de mallado, variando principalmente los elementos a lo largo del perfil, debido a que estos no habían sido estudiados con detención en el punto anterior. A continuación, se presenta un resumen de los resultados.

**Tabla 3.2.4. Resultados estudio de independencia de mallado, para modelo seleccionado de un dominio R=100 metros y ángulo de ataque 10°. Valores experimentales  $C_d=0,012$  y  $C_l=1,1$ .**

| Nombre   | $y^+ \leq$ | Elementos | $C_d$   | $C_l$  | error % $C_d$ | error % $C_l$ |
|----------|------------|-----------|---------|--------|---------------|---------------|
| Malla1   | 1          | 3,6E+04   | 0,01311 | 1,0589 | 9,3           | -3,7          |
| Original | 1          | 5,5E+04   | 0,01274 | 1,0612 | 6,2           | -3,5          |
| Malla3   | 1          | 9,6E+04   | 0,01270 | 1,0624 | 5,9           | -3,4          |

Luego, de la Tabla 3.2.4 es posible observar que el error porcentual para el coeficiente de sustentación no varía considerablemente para los distintos modelos, a diferencia de como varía para el coeficiente de arrastre, donde se observa una mejoría a medida se incrementa el número de elementos, para este último es necesario observar su tendencia:

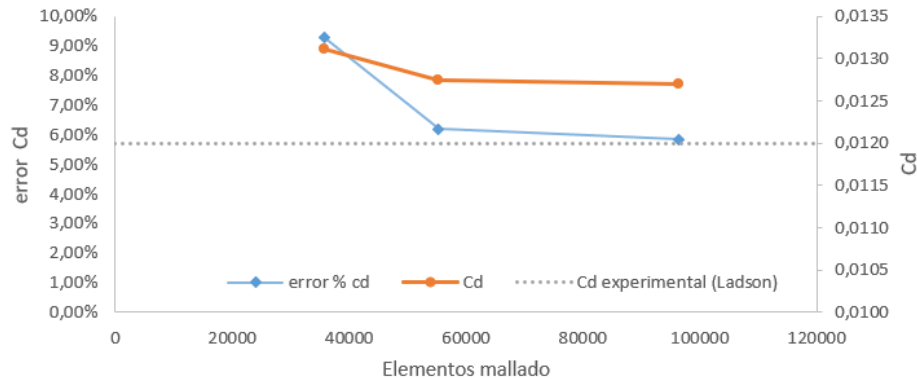


**Figura 3.2.4. Independencia de mallado basado en coeficiente de arrastre. R=100 metros y ángulo de ataque 10°. Información experimental de Ladson [11].**

La tendencia mostrada en la Figura 3.2.4, permite evidenciar que un aumento considerable en los elementos no representa un impacto en los resultados, a partir de la simulación original seleccionada, por lo cual la posterior validación contrastada con datos experimentales se realizará con este modelo.

#### ▪ Validación frente a resultados experimental

Basado en la simulación seleccionada y con el objetivo de comparar los resultados con la información experimental disponible [11], se procedió a realizar las simulaciones variando el ángulo de ataque, de lo cual se obtuvieron los siguientes resultados:

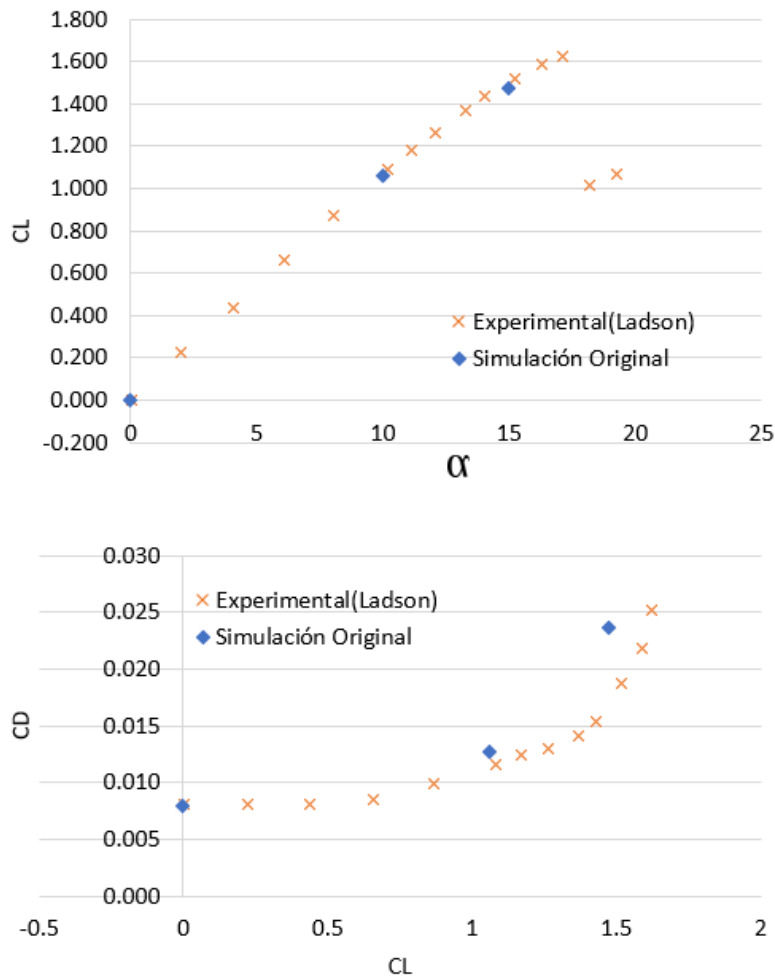


**Figura 3.2.5. Validación contrastada con resultados experimentales de Ladson [11] para distintos ángulos de ataque.  $Re=6 \times 10^6$ .**

Se realizaron simulaciones para los ángulos específicos de  $4^\circ$ ,  $10^\circ$  y  $15^\circ$ , presentando errores porcentuales con respecto a los experimentales inferiores a un 4% para la sustentación, e inferiores a 8% para el arrastre, a excepción del ángulo con  $15^\circ$  que presenta un error de un 24% para el arrastre, en conclusión, el modelo se comporta de manera apropiada para perfiles con pequeños ángulos de ataques, como es el caso por modelar.

Mayor detalle de las simulaciones comparadas con la independencia del mallado pueden ser vista en el Anexo 5.4 (*Independencia de mallado para distintos ángulos de ataque*)

Finalmente se compararon los coeficientes de presión a lo largo del perfil alar con la simulación seleccionada de 100 metros, para los ángulo de  $0^\circ$ ,  $10^\circ$  y  $15^\circ$ , resultados se muestran en la Figura 3.2.6:

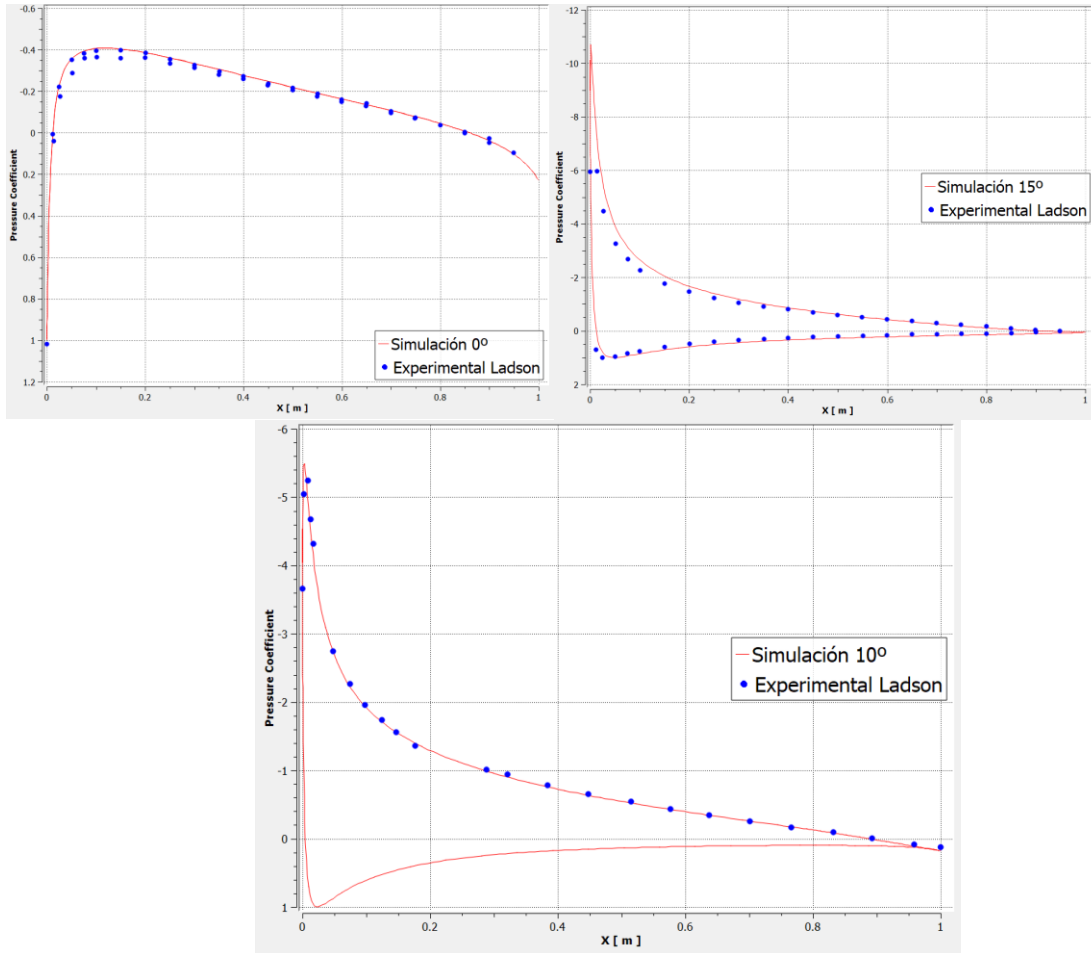


**Figura 3.2.6. Coeficiente de presión calculado para distintos ángulos de ataque comparados con los resultado experimentales según Ladson [14].**

Los valores de los coeficientes de presión alrededor del perfil NACA 0012, son muy similares a los números experimentales reportados por Ladson, por tanto, la metodología es válida.

De estos últimos resultados y de todas las simulaciones realizadas anteriormente, se puede notar que estas se comportan según lo esperado física y experimentalmente, por lo que se consideran validas y aceptables para ser utilizadas en la optimización aerodinámica del auto solar.

### 3.3 Validación 3D

- **Definición del problema**

Para la validación de la simulación en tres dimensiones se procederá a estudiar un perfil alar con una relación de aspecto infinito, del cual se poseen resultados experimentales para distintos números de Reynolds y con variación de ángulos. Este corresponde a un perfil alar RAF D, reportado en el libro “Low-Speed wind tunnel testing” de Jewel B. Barlow [15]. El flujo alrededor del perfil se estudiará para distintos números de Reynolds y en condiciones equivalentes a las del auto solar Ergón 3.

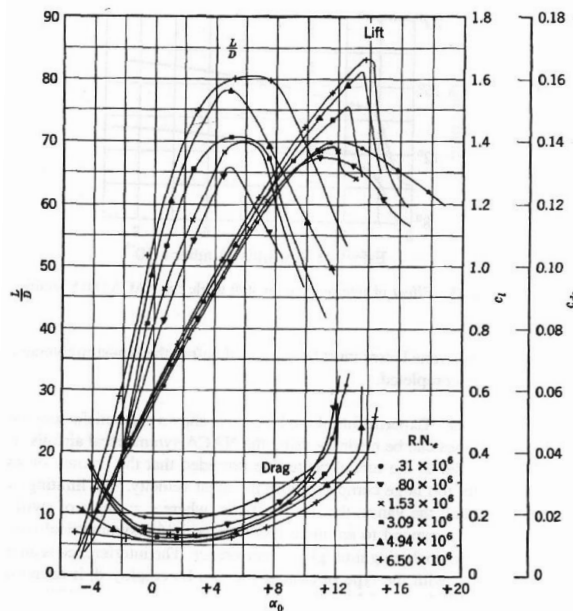


Figura 3.3.1 Coeficientes aerodinámicos para distintos ángulos de ataque y numero de Reynolds. Información experimental Jewel B. Barlow [5].

Las condiciones a las que se somete el perfil RAF D corresponden a la información experimental más cercanas al diseño que se desea crear y son las siguientes.

- $c$ : 1 [m]
- Velocidad del fluido: 1 [m/s]
- Densidad: 1.225 [ $kg/m^3$ ]
- Viscosidad: 1.885e-7 [ $kg/m \cdot s$ ]
- Reynolds:  $6.5 \cdot 10^6$ [-]
- Angulo de ataque ( $\alpha$ ):  $0^\circ$ - $4^\circ$ - $10^\circ$ - $12^\circ$

Cabe notar que los valores previamente seleccionados para la condiciones de simulación, son para obtener el número de Reynolds de  $6.5 \cdot 10^6$ , para un largo  $c = 1[m]$ , por lo tanto, en la ecuación que define el número de Reynolds (1.6.1), el factor que compensa los números antes mencionados es la viscosidad, que para esta adimensionalización tiende a ser un valor muy pequeño, lo cual explica la precisión de este mismo.

- **Definición de la geometría.**

Se construyó el perfil a partir de los puntos presentados por Jewel B. Barlow [15], los cuales puede ser vistos en el Anexo 5.5. Se utilizó como dominio computacional una equivalencia tridimensional de la validación 2D, luego se aumenta el dominio computacional, para incluir la influencia de la punta y los fenómenos tridimensionales.

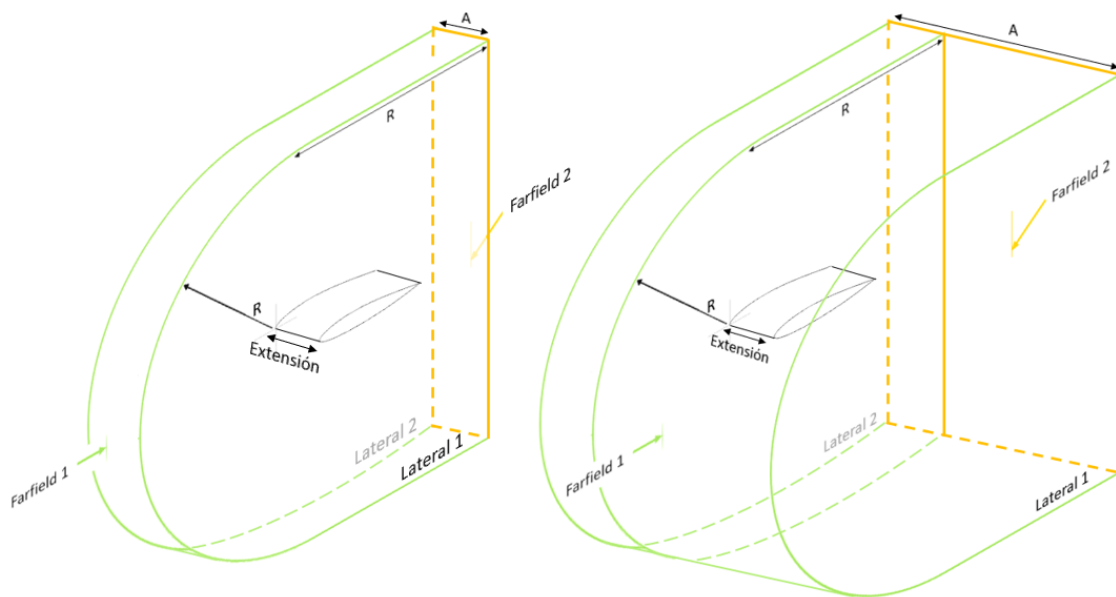


**Figura 3.3.2. Geometría base utilizada para la validación tridimensional, ubicación del perfil y dimensiones. A la izquierda dominio computacional 1 con perfil alar de relación de aspecto infinito, a la derecha dominio 2 con perfil alar incluyendo punta.**

La geometría presentada en la Figura 3.3.2 es la utilizada para la validación tridimensional, donde los valores de los parámetros se basan en la validación 2D. Luego, al aumentar el dominio se genera una nueva variable, “Extensión”, que corresponde al ancho

del ala y que para el segundo dominio puede ser distinta al ancho del dominio (A). El valor de la extensión del ala irá cambiando para realizar la validación, según la Tabla 3.3.1.

**Tabla 3.3.1. Dimensiones bases utilizadas para la validación tridimensional en ambos dominios.**

| Caso          | Dominio 1 | Dominio 2 |
|---------------|-----------|-----------|
| R [m]         | 100       | 100       |
| A [m]         | 1         | 50        |
| Extensión [m] | 1         | 1 - 4 - 8 |

## • **Mallado**

Para el primer dominio se utilizó un mallado estructurado, equivalentes a la validación 2D, luego para el segundo dominio de la misma forma se realizó una variación de los elementos incluyendo ancho del perfil y ancho del dominio. En ambos casos se realizaron 3 simulaciones (ver Tabla 3.3.2).

**Tabla 3.3.2. Cantidad de elementos utilizados para la simulaciones realizadas**

| Simulación | Dominio 1<br>Extensión = 1 [m]<br>A = 1 [m] | Dominio 2<br>Extensión = 1 [m]<br>A = 50 [m] |
|------------|---------------------------------------------|----------------------------------------------|
| 1          | 1,61E+05                                    | 8,65E+05                                     |
| 2          | 3,07E+05                                    | 13,6E+05                                     |
| 3          | 6,13E+05                                    | 18,5E+05                                     |

Es posible observar el considerable aumento de elemento al aumentar el dominio, lo cual, impacta directamente en los recursos computacionales necesarios y los tiempos de simulación.

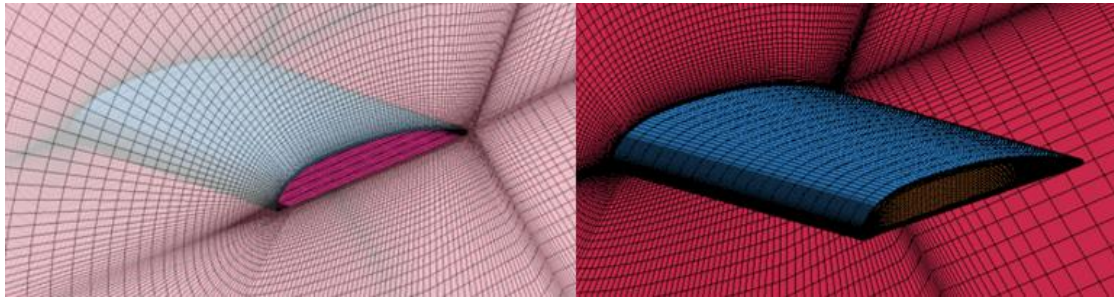


**Figura 3.3.3. Mallado base utilizado para la validación 3D. A la izquierda primer dominio con perfil de relación de aspecto infinito, a la derecha segundo dominio con perfil con largo finito.**

La Figura 3.3.3. muestra un ejemplo de los mallado utilizados para la validación, donde se puede observar que el mallado aspecto infinito no presenta tratamiento en la punta debido a que esta se encuentra en contacto con la pared lateral 1.

## • Simulación

La simulación fue realizada bajo las mismas configuraciones de la validación 2D (sección 3.2) en régimen estacionario y considerado turbulento debido al elevado número de Reynolds. Sin embargo, las condiciones de borde varían debido al modelo a simular.

### ▪ Condiciones de borde

Las condiciones de borde de la simulación en dos dimensiones se resumen a continuación, basado en la geometría de la Figura 3.3.2.

- Farfield 1: Velocidad de entrada constante, fijada a  $1 \text{ m/s}$ , con un ángulo  $\alpha$  variable.
- Farfield 2: Salida a presión constante de referencia  $P = 0 \text{ [Pa]}$
- Airfoil: Condición de no deslizamiento, es decir, velocidad nula ( $\vec{V}_{airfoil} = 0$ )
- Lateral 1: Simetría
- Lateral 2: Simetría

### ▪ Condiciones del fluido.

- Viscosidad dinámica:  $\mu = 1.884 \times 10^{-7} \text{ [kg/m} \cdot \text{s]}$
- Densidad:  $\rho = 1.225 \text{ [kg/m}^3\text{]}$

Cabe notar que se consideran distintas condiciones de fluido para así conseguir el número de Reynolds apropiado para la validación, donde se escoge un valor de  $Re = 6.5 \times 10^6$  debido a que existen valores experimentales directos de la Figura 3.3.1.

## • Resultados

La simulación se separó en dos etapas, donde en el primer dominio se busca verificar la independencia de mallado para los elementos a lo ancho del perfil alar y realizar simulaciones variando el ángulo de ataque, usando resultados experimentales de Jewel B. Barlow [15], para compararlos con las simulaciones. En la segunda parte se simula el dominio 2 y se verifica la independencia de mallado, además de variar el largo del ala para así verificar el comportamiento de la simulación.

### ▪ Dominio Computacional 1.

#### Independencia de mallado.

El cambio de malla obedece a las simulaciones previamente realizadas, por lo cual, el estudio solo se enfoca en la independencia de las nuevas variables incluidas, como lo es el ancho del perfil, así, se aumenta la cantidad de elementos en ese eje usando una distribución de nodos uniforme.

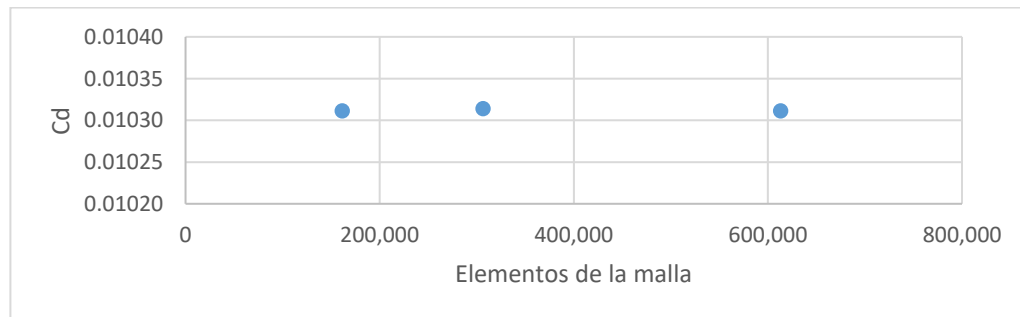


**Figura 3.3.4. Estudio de independencia de mallado a lo ancho del perfil alar, para el primer dominio tridimensional.**

Para el estudio de independencia de mallado se escogió como variable el coeficiente de arrastre. Es posible observar sobre la Figura 3.3.4 que la variación del resultado al aumentar el número de elementos es muy baja, por lo cual, puede ser despreciada, esto se debe a que, al simular un perfil alar de relación de aspecto infinito no se incluyen apropiadamente los

efectos tridimensionales, debido a que a lo ancho del perfil las propiedades del fluido no cambian. Finalmente se utiliza la simulación de 161.000 elementos para continuar con la validación experimental.

### Validación experimental.

Basado en la simulación seleccionada y con el objetivo de comparar los resultados con la información experimental disponible [15], se proceden a realizar las simulaciones variando el ángulo de ataque, de lo cual se obtienen los siguientes resultados, presentados en la Figura 3.3.5:

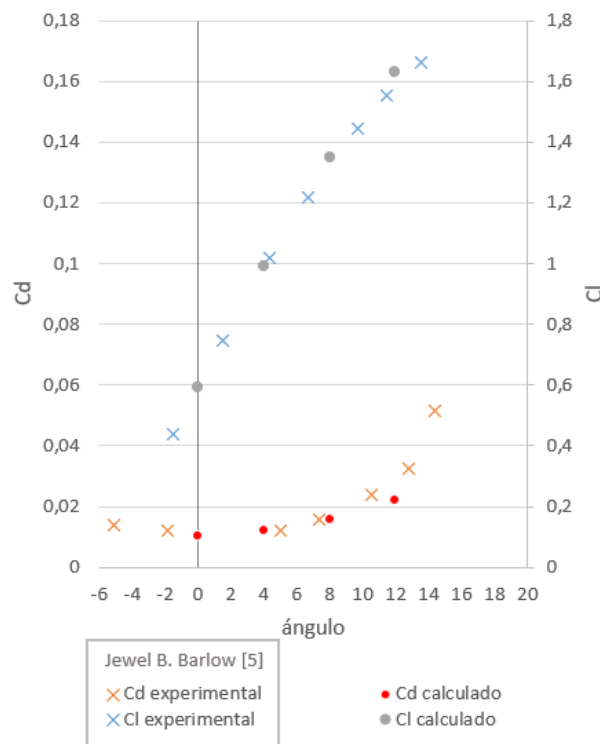


**Figura 3.3.5. Validación para distintos ángulos de ataque con un  $Re=6.5 \times 10^6$ , información experimental Jewel B. Barlow [15].**

Se realizaron simulaciones para los ángulos específicos de  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $10^\circ$  y  $12^\circ$ , donde se puede observar un comportamiento muy semejante a los registrados experimentalmente. Esto muestra que el modelo utilizado funciona para bajos ángulos de ataque entregando resultados apropiados, sin embargo, es necesario incluir mayores efectos tridimensionales por lo que se aumenta el tamaño del dominio para incluir la punta del ala.

## ▪ Dominio Computacional 2.

### Independencia del mallado.

De manera similar a las simulaciones realizadas para el dominio 1 se varían los elementos a lo ancho de este, sin embargo, se tiene especial cuidado en realizar un refinamiento en la punta del ala. Para este caso se consideran los coeficientes de arrastre y sustentación como parámetros para verificar la independencia, debido a que se espera efectos en la presión debido a la inclusión de la punta.

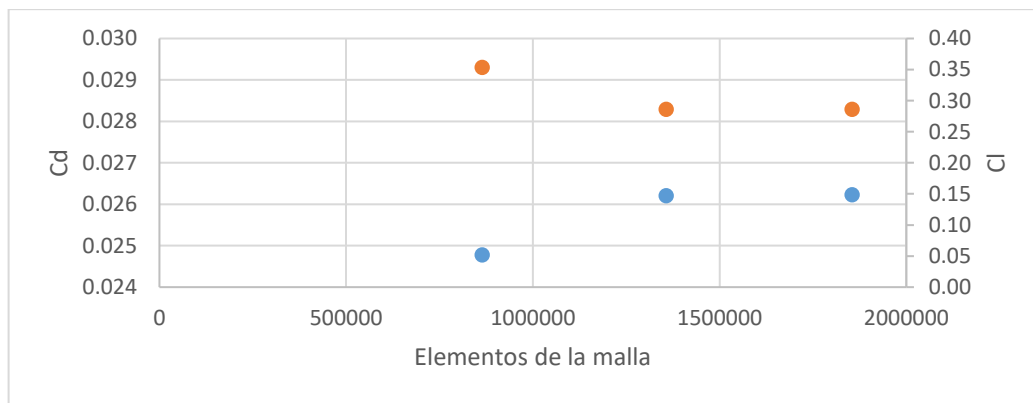


**Figura 3.3.6. Estudio de independencia de mallado a lo ancho del perfil alar, para el segundo dominio tridimensional.**

Es posible observar que la variación de los coeficientes es considerable, en comparación con lo que ocurría en el dominio 1, esto se debe a que, al incluir el efecto de la punta aparecen los efectos tridimensionales, debido a que en la punta se generan pérdidas de presión, al interactuar la parte superior del ala con la parte inferior. Finalmente se utiliza la simulación con una malla intermedia de 1.360.000 elementos para continuar con el estudio del ancho del ala.

### Comportamiento del ancho del ala.

Un perfil alar de relación de aspecto infinito podría asemejarse en propiedades, a un perfil alar de largo lo suficientemente grande para que los efectos de la punta puedan ser despreciados, por lo tanto, se procede a simular el perfil alar variando la “extensión” (ver Figura 3.3.2), esperando obtener resultados cada vez más cercanos al perfil infinito.

Para la verificación de la tendencia de los coeficientes, es necesario realizar una adimensionalización incluyendo el largo, por lo cual se decide basar los coeficiente en el área frontal proyectada. Debido a que el valor obtenido de las simulaciones corresponde a la fuerza que se encuentra sobre el ala, se pueden obtener los coeficientes aerodinámicos mediante las ecuaciones (1.4.1) y (1.4.2), de donde se despeja la siguiente relación:

$$C_{D,L}(A_{fr}) = \frac{C_{d,l}}{A_{fr}} \quad (3.3.1)$$

Donde  $C_{D,L}(A_{fr})$  corresponde al coeficiente de arrastre y sustentación según corresponda, basado en el área frontal,  $C_{d,l}$  corresponde al coeficiente de arrastre y sustentación y  $A_{fr}$  corresponde al área frontal proyectada.

| Tipo      | Largo    | Área frontal | Cd     | Cl     | Cd ( $A_{fr}$ ) | Cl ( $A_{fr}$ ) |
|-----------|----------|--------------|--------|--------|-----------------|-----------------|
| Media Ala | 1        | 0,129        | 0,0262 | 0,2859 | 0,20E-02        | 2,22            |
| Media Ala | 4        | 0,516        | 0,0798 | 1,8389 | 0,16E-02        | 3,56            |
| Media Ala | 8        | 1,032        | 0,1342 | 4,1394 | 0,13E-02        | 4,01            |
| Infinito  | $\infty$ | 0,129        | 0,0103 | 0,5942 | 7,99E-02        | 4,61            |

Figura 3.3.7. Resultados simulación para distinto largo de ala, incluyendo coeficientes adimensionalizados basados en la cuerda del perfil y el área frontal proyectada.

Finalmente se obtienen los valores de los coeficientes aerodinámicos.

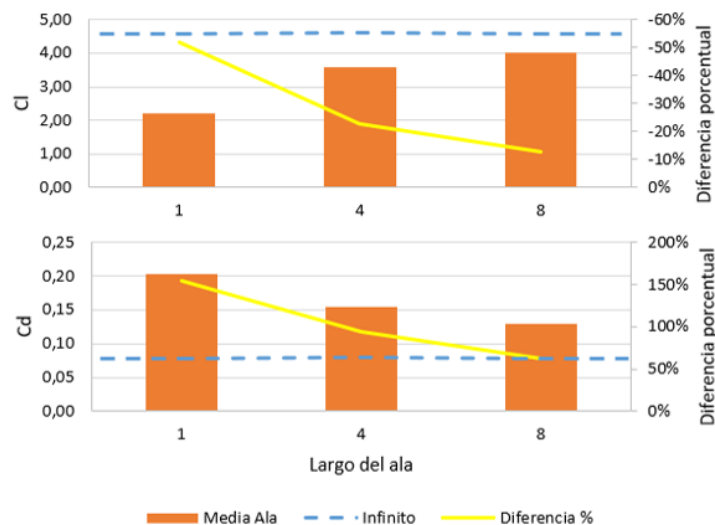


Figura 3.3.8. Comportamiento de un ala finita al variar el largo comparado con ala de relación de aspecto infinito. Coeficiente aerodinámicos basados en el área frontal proyectada.

De los resultados observado en la Figura 3.3.8 es posible notar como tanto el arrastre como la sustentación se acercan al valor de relación de aspecto infinito al aumentar el largo, esto deja en evidencia como al aumentar las dimensiones el comportamiento de la punta comienza a ser despreciable. Cabe notar que el coeficiente de sustentación disminuye su valor al reducir el tamaño debido a la interacción que se genera entre la presión arriba y abajo del ala, así como el arrastre aumenta debido al mismo fenómeno, esto se puede observar en la Figura 3.3.9, donde para una misma escala de presión, el ala de mayor envergadura presenta una zona de baja presión mucho mayor que la de 1 metro.

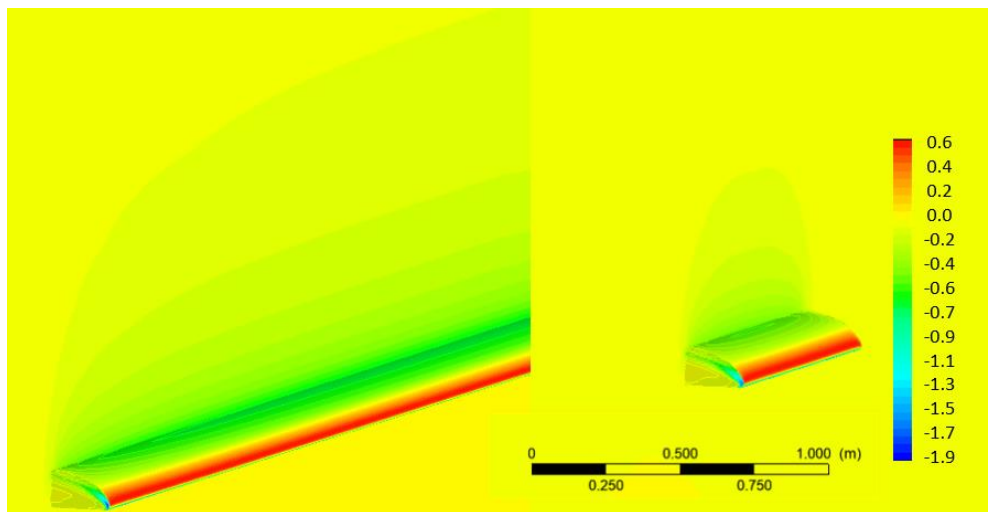


**Figura 3.3.9. Simulación tridimensional de Perfil RAF D, coeficiente de presión para largo 8 metros (Izquierda) y largo 1 metro (Derecha).**

De la simulación previamente mostrada es notorio que las simulaciones se comportan según lo esperado físicamente, por lo que el modelo y los resultados se consideran aceptables y serán utilizados para la optimización aerodinámica del vehículo.

### 3.4 Simulación de modelos geométricos del auto solar.

La simulación de geometrías del vehículo deriva en un modelo de simulación 3D, el cual está basado en las validaciones previamente realizadas, donde primero se simula una geometría basada en las principales restricciones (ver sección 2.2.3) y una segunda geometría como propuesta de mejora.

Las condiciones a las que se considera sometido el vehículo se presentan en la *Definición del caso de estudio* (ver sección 3.1), de las cuales deriva una equivalencia adimensional para que la simulación sea lo más cercana posible a la validación, a continuación, se presentan las condiciones de simulación.

- $c: 1 [m]$
- Velocidad del vehículo:  $1 [m/s]$
- Densidad:  $1.225 [kg/m^3]$
- Viscosidad:  $1.3605 \times 10^{-7} [kg/m \cdot s]$
- Reynolds:  $6 \times 10^6 [-]$

Cabe mencionar que a diferencia de la validación de los distintos perfiles alares (2D y 3D), en este caso, el vehículo se encuentra cercano al suelo.

#### 3.4.1 Simplificación de la Geometría.

Debido a la complejidad de las simulaciones y realización del mallado es necesario realizar ciertas simplificaciones de la geometría y el modelo, con el fin de reducir los tiempos de simulación, la complejidad del mallado y favorecer la convergencia, de esto se tomaron las siguientes consideraciones:

Se simplifica la simulación al omitir la modelación de las ruedas al no incluirlas en la geometría, lo cual permite reducir la complejidad del mallado y evita simular el giro de estas, cabe mencionar que las ruedas y su giro tienen una incidencia importante en el arrastre, por lo cual su comportamiento debiese ser estudiado en un modelo futuro.

En la simplificación de la geometría se decide omitir el análisis del comportamiento aerodinámico de la cúpula, proponiendo una análisis independiente que permita el desarrollo de una geometría optima, para luego ser incluida en una simulación completa del modelo.

### 3.4.2 Dominio Computacional

El dominio computacional para esta simulación está basado en una semejanza con las dimensiones ocupadas para la validación tanto en 3D como en 2D. Un esquema de la simulación es presentado en la Figura 3.4.1:

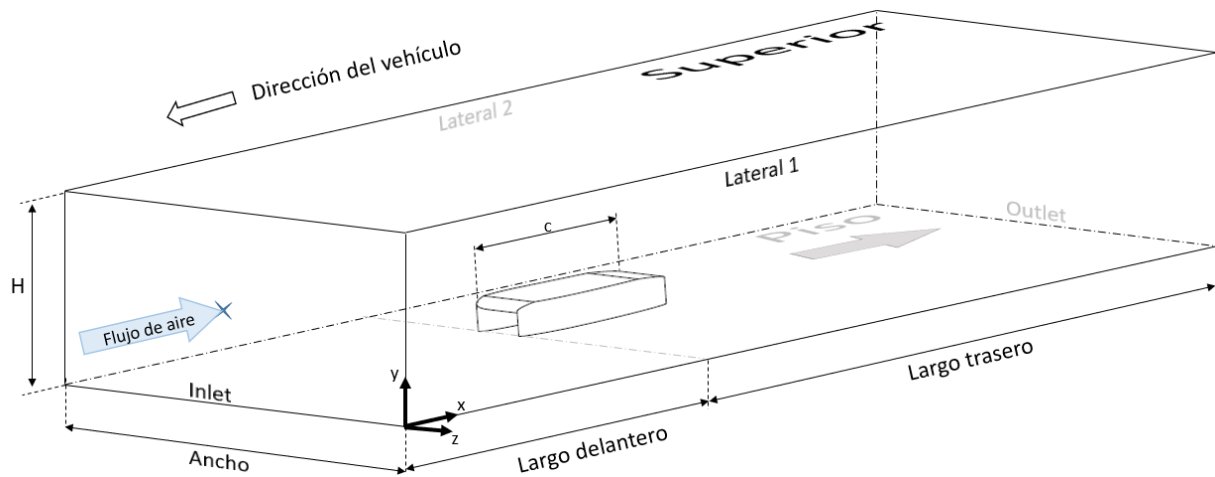


Figura 3.4.1. Esquema de simulación tridimensional del auto solar.

Se considero un dominio computacional de forma rectangular con las siguientes dimensiones, basadas en el largo de cuerda del vehículo " $c$ ".

- $H = 100 \cdot c$
- $Ancho = 100 \cdot c$
- $Largo\ delantero = 100 \cdot c$
- $Largo\ trasero = 100 \cdot c$

### 3.4.3 Mallado.

Para las simulaciones tanto del primer modelo como el modelo mejorado se utilizó un mallado del tipo estructurado, de similares características a los utilizados en las validaciones donde se procuró mantener la mayor similitud posible entre modelos, para lo cual se generó un mallado basado en bloques el cual se adecua a la geometría correspondiente (ver Figura 3.4.2).

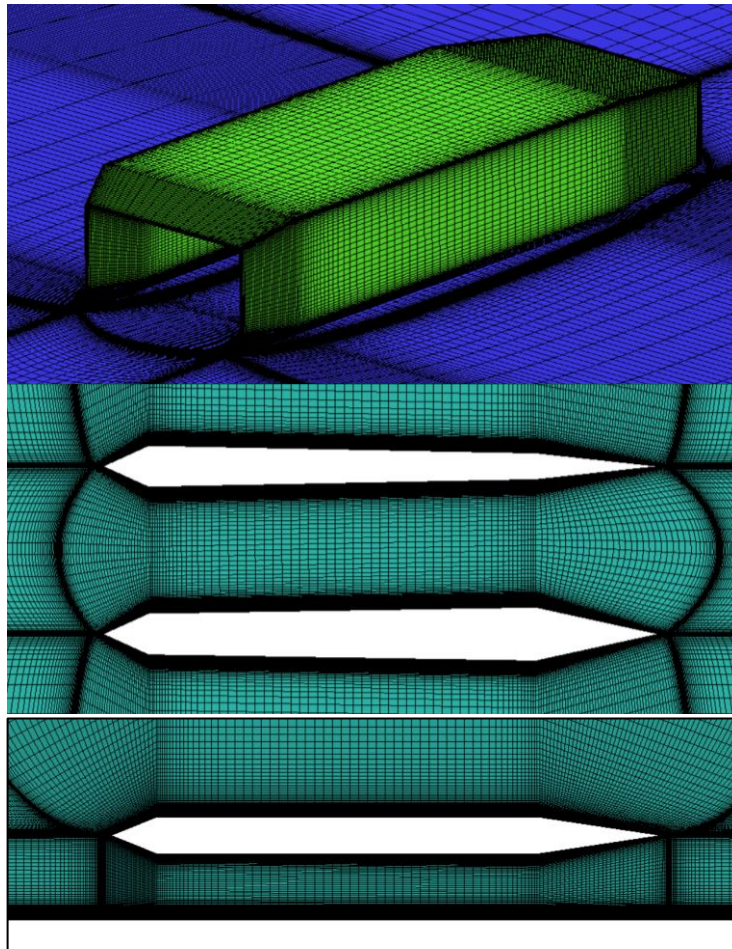


Figura 3.4.2. Modelo basado en bloques para ser asociado a la geometría respectiva. Arriba vista isométrica de la base del mallado, en el centro vista en corte de los cubre ruedas, abajo vista en corte de la sección central del vehículo.

El mallado previamente mostrado presenta aproximadamente 9 millones de elementos, los cuales se mantienen al realizar la asociación a la geometría respectiva. Se puede observar una figura con esquinas y figuras toscas.

A continuación, en la Figura 3.4.3 se presenta el mallado del primer modelo 3D a simular, donde a diferencia de la Figura 3.4.2, la geometría del vehículo ya se encuentra asociada al mallado, por tanto, las formas son más curvas y suaves

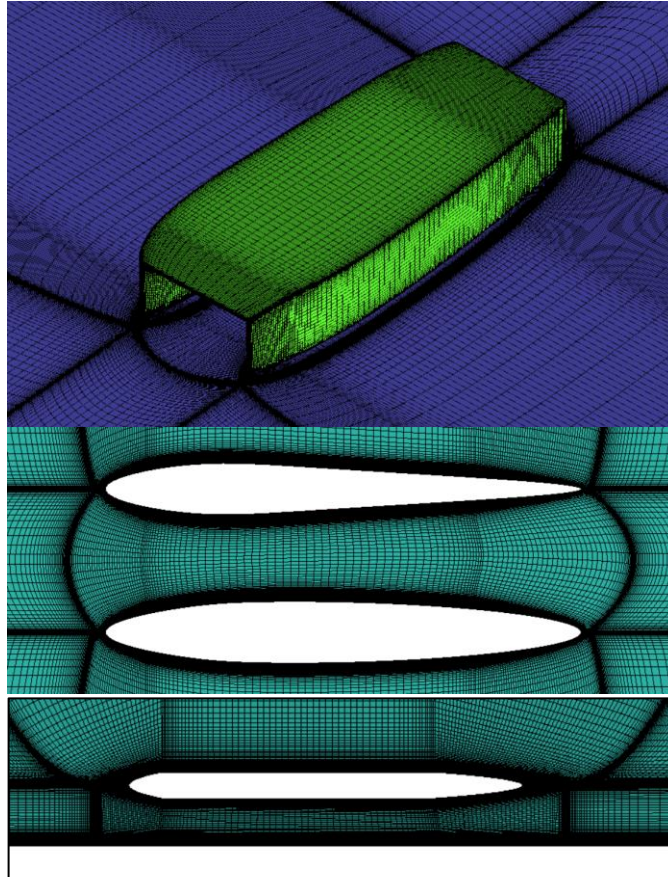


**Figura 3.4.3.** Mallado primer modelo para simular. Arriba vista isométrica, en el centro vista en corte de los cubre ruedas, abajo vista en corte de la sección central del vehículo.

### **3.4.4 Simulación**

Las condiciones de la simulación realizada son equivalentes a las mostradas en la validación 3D, donde se utilizan las misma configuraciones para la modelación de la turbulencia, así como los algoritmos de resolución.

Entre las variables que cambian para esta simulación, se encuentran el dominio computacional y las condiciones de borde consideradas debido al cambio de este.

#### ▪ Condiciones de borde

Las condiciones de borde de la simulación del vehículo se resumen a continuación, basado en la geometría de la Figura 3.4.1.

- Inlet: Velocidad de entrada constante, fijada a  $1 \text{ m/s}$
- Outlet: Salida a presión constante de referencia  $P = 0 \text{ [Pa]}$
- Lateral 1 - Lateral 2 - Superior: Simetría.
- Piso: Condición de no deslizamiento, es decir, velocidad nula y velocidad de traslación constante, fijada a  $V = 1 \text{ [m/s]}$ .
- Vehículo: Condición de no deslizamiento, es decir, velocidad nula ( $\vec{V}_{vehículo} = 0$ )

### 3.4.5 Resultados

Las simulaciones realizadas presentaron un mallado de aproximadamente 9 millones de elementos, debido a esto no se realiza un estudio de independencia de mallado formal, sino que se busca realizar un mallado lo más similar posible a la validación, para obtener un resultado lo suficientemente confiable y así reducir los tiempos de simulación.

De los resultados obtenidos el mayor interés se encuentra en los coeficientes aerodinámicos del vehículo, los cuales se presentan según ejes (ver Figura 3.4.1) en la Tabla 3.4.1. Cabe notar que la fuerza de arrastre, como se vio en la ecuación (1.8.1), tiene una componente por presión y otra por fricción viscosa, lo cual, también se observa en la tabla.

**Tabla 3.4.1. Coeficientes aerodinámicos del primer modelo basado en su área frontal, según ejes.**

|       | Presión | Viscosidad | Total   |
|-------|---------|------------|---------|
| $C_x$ | 0,0796  | 0,0866     | 0,1662  |
| $C_y$ | -0,2835 | 0,0002     | -0,2833 |
| $C_z$ | 0,1558  | -0,0006    | 0,1552  |

El coeficiente de arrastre, es decir, en la dirección x positiva, muestra como la presión y viscosidad aportan de manera similar al total del arrastre. Luego se puede notar un aporte considerable de la presión en el eje y, lo cual muestra la generación de sustentación negativa

(downforce) debido a la presión, cabe destacar que este valor es considerable en relación con los demás coeficientes.

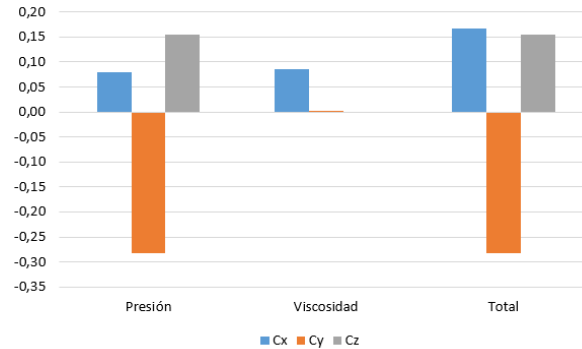


**Figura 3.4.4. Comparación de la distribución de los coeficientes aerodinámicos del primer modelo del auto solar, según ejes. Área de referencia corresponde a frontal.**

Se observa un coeficiente de arrastre lateral ( $Cd_z$ ), también generado en su mayor parte por presión, como se puede apreciar en la Figura 3.4.4, esta fuerza inducida debido a la aerodinámica podría generar movimientos laterales durante la carrera, lo cual, debe ser considerado para efectos de seguridad y estabilidad del vehículo.

Finalmente, la simulación del modelo inicial permite observar un punto de partida para poder mejorar la estabilidad del vehículo, así como disminuir el coeficiente de arrastre, por lo que a continuación se realizan distintas simulaciones buscando alternativas de mejora.

## 3.5 Selección de un perfil alar

La selección de un correcto perfil alar para las distintas partes del vehículo impacta en numerosas áreas del proyecto del auto solar, por lo tanto, estudiar el comportamiento de las secciones transversales del vehículo, resulta de gran interés.

### 3.5.1 Sección principal

Para el área transversal de la sección principal del vehículo en el modelo Ergón II (ver Figura 2.2.4) originalmente se utilizó un perfil bambino, de acuerdo con las coordenadas presentadas en el anexo 5.2.

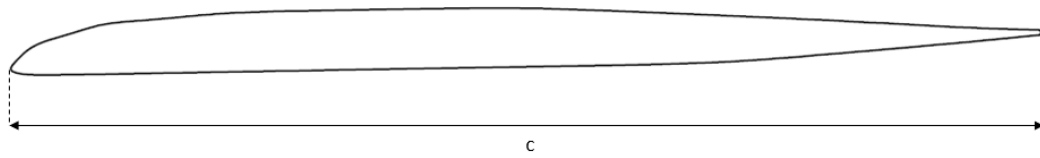


**Figura 3.5.1. Perfil alar bambino, correspondiente al perfil seleccionado para el desarrollo del modelo Ergón II.**

Entre las opciones de mejora aerodinámica, se considera un cambio del perfil alar seleccionado en el modelo Ergón II debido a considerables cambios en la dimensiones generales del vehículo. Se buscaron alternativas de perfiles alares en la literatura, de donde se selecciona un perfil NACA 66209 (ver Figura 3.5.2), que posteriormente es modificado, para cumplir restricciones interiores de los componentes y acondicionarse con su cercanía al suelo (ver Figura 3.5.3).

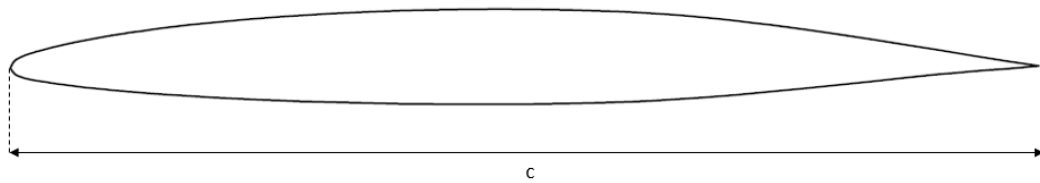


**Figura 3.5.2. Perfil alar NACA66209, correspondiente a una propuesta de análisis para el modelo Ergón III.**

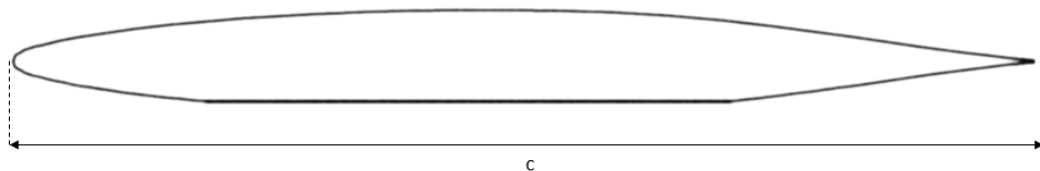


**Figura 3.5.3. Perfil alar modificado basado en NACA66209 con las restricciones geométricas del modelo Ergón III.**

Siguiendo un modelo lo más cercano posible a la validación en 2D, se procedió a simular y calcular los coeficientes aerodinámicos en flujo libre para las geometrías antes mencionadas, para luego verificar su comportamiento cercano al suelo. Para el análisis cercano al suelo se procedió a adimensionalizar esta variable según la Figura 3.5.4.

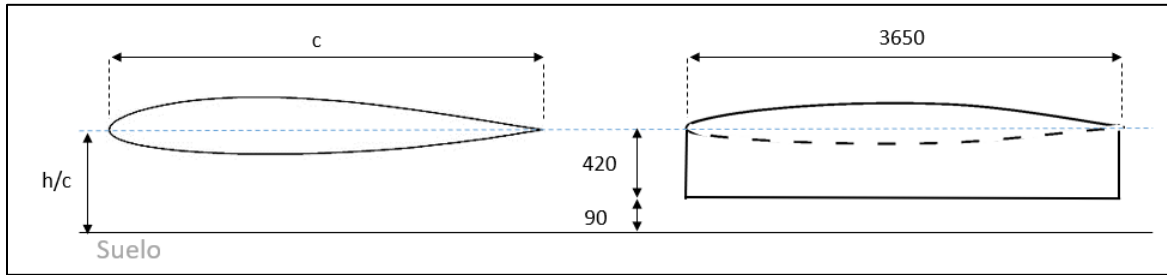


**Figura 3.5.4.** Esquema de la altura del perfil de la sección principal con respecto al suelo, a la izquierda variables adimensionales, a la derecha dimensiones reales del vehículo. Dimensiones en milímetros.

Las dimensiones consideradas para la adimensionalización corresponden a la distancia del ángulo de ataque del perfil de la sección principal hasta el suelo.

$$\frac{h}{c} = \frac{420 + 90}{3650} = 0,14 [-]$$

Una vez definido este valor se realizan simulaciones para verificar independencia del mallado con el modelo basado en el perfil NACA0012 (ver ejemplo en Figura 3.5.5). Los principales elementos variados corresponden a las variables nuevas, como lo son la cantidad de elementos respecto al suelo.

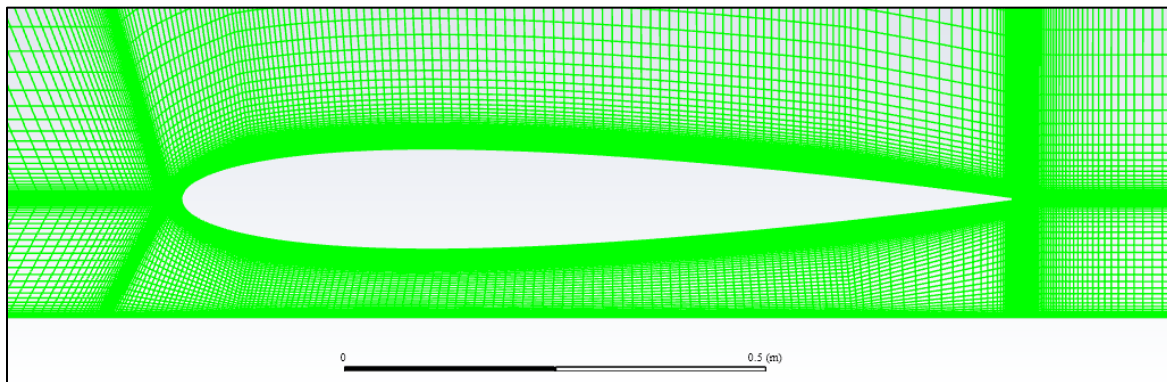


**Figura 3.5.5.** Ejemplo del mallado utilizado para el estudio de independencia de mallado del perfil NACA0012 al encontrarse cercano al suelo ( $h/c = 0.14 [-]$ ).

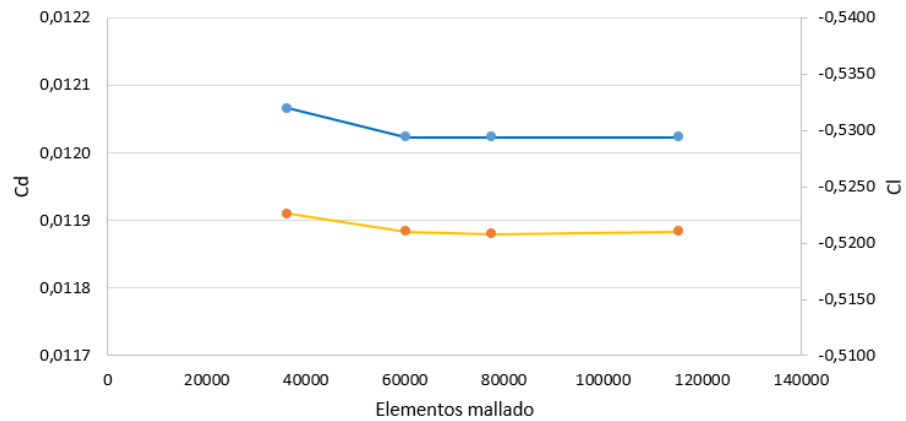


**Figura 3.5.6. Independencia de mallado de la simulaciones bidimensionales.**

Es posible notar en la Figura 3.5.6 que los valores no tienen una variación considerable desde aproximadamente lo 60000 elementos, por lo que se realizan las simulaciones posteriores en base a ese mallado.

A modo de ejemplo, a continuación, se presenta el campo de presión y velocidad del dominio simulado en la Figura 3.5.7.

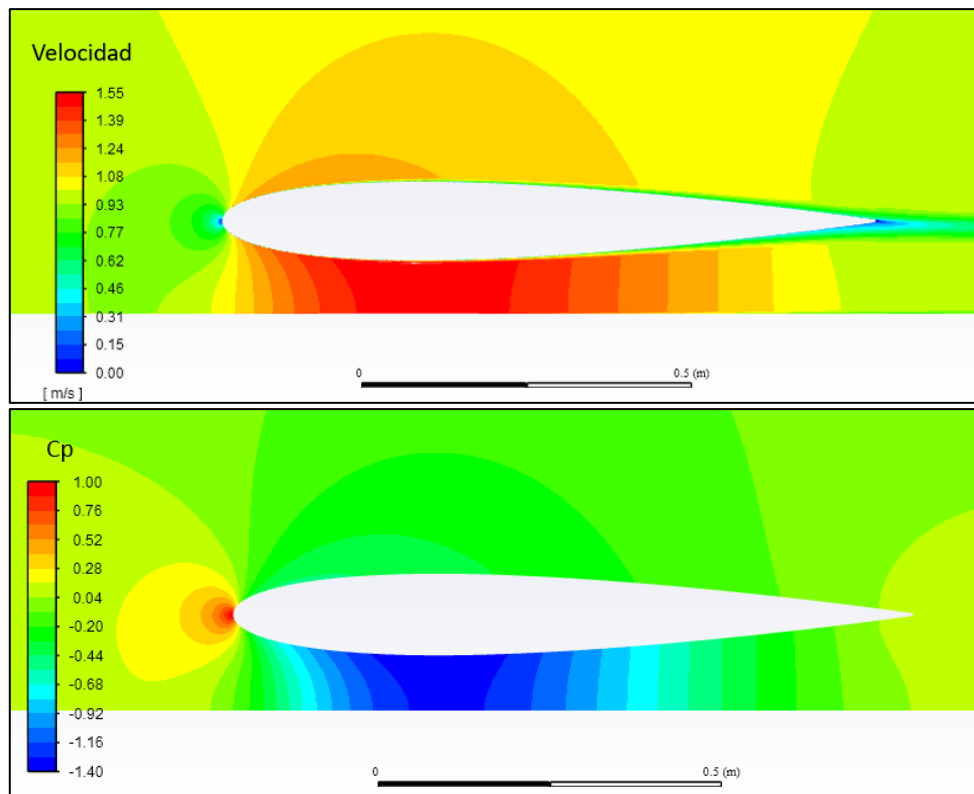


**Figura 3.5.7. Comportamiento del perfil NACA0012 al encontrarse cercano al suelo ( $h/c = 0.14[-]$ ). En la parte superior campo de velocidades, parte inferior coeficiente de presión.**

Es posible observar como la velocidad aumenta a lo largo de la parte inferior del perfil alar, lo cual a su vez deriva en una disminución de la presión, esto provoca una diferencia con la parte superior (ver Figura 3.5.8) que finalmente genera una sustentación negativa, es decir, downforce. Cabe destacar que el perfil NACA 0012, en flujo libre presenta una sustentación nula, lo cual implica que el downforce generado se debe netamente a la interacción con el piso.

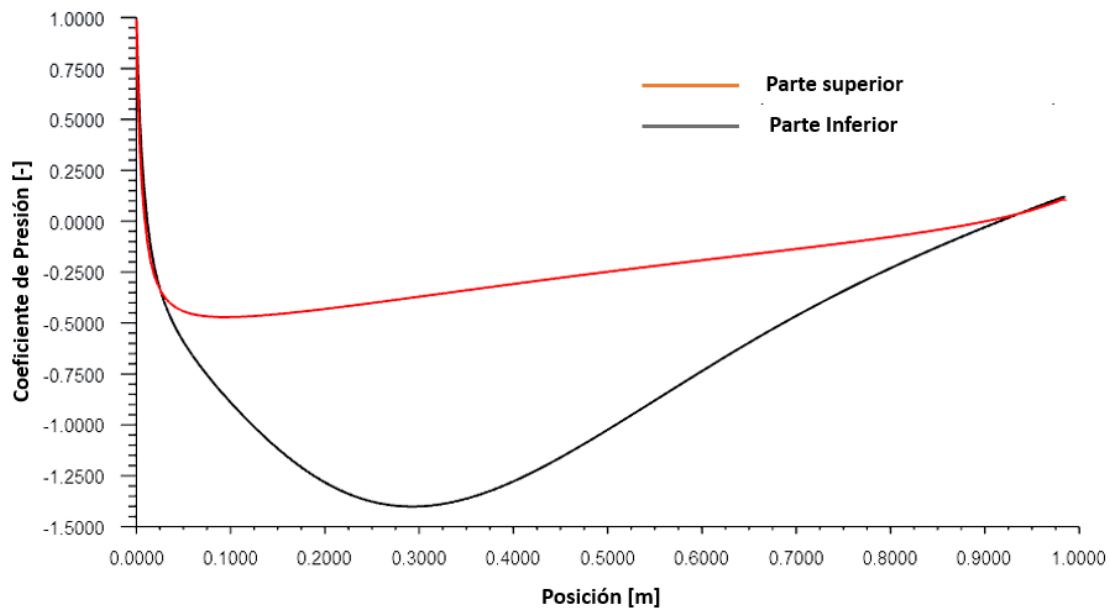


**Figura 3.5.8.** Coeficiente de presión del perfil NACA0012 al encontrarse cercano al suelo ( $h/c = 0.1[-]$ ), diferenciando parte superior de inferior.

La interacción de los perfiles alares con el suelo provoca un aumento de la velocidad del fluido en la parte inferior, ya que se genera una sección que se reduce entre el suelo y el perfil, acelerando más el aire en la parte inferior que en la superior.

Los resultados obtenidos para la simulación bidimensional de todos los perfiles alares antes trabajados se presentan a continuación para dos  $h/c$ , la primera en el flujo libre, señalada como infinito y la segunda para un valor de  $0,14[-]$ .

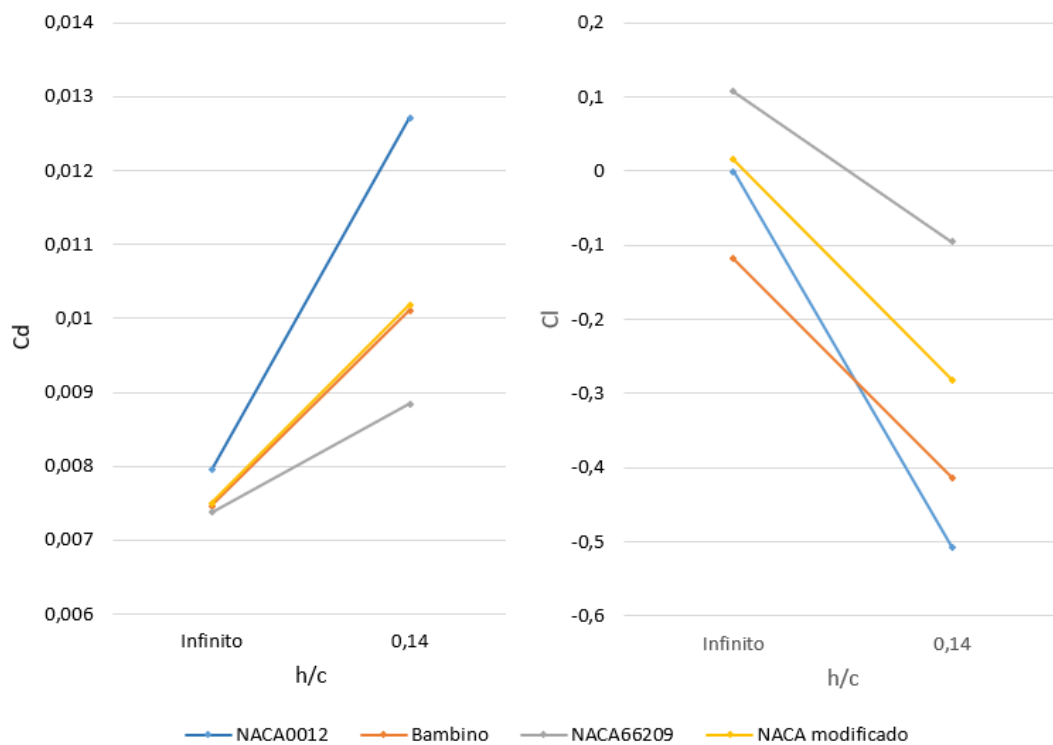


**Figura 3.5.9. Coeficientes de arrastre y sustentación para los distintos perfiles alares de estudio, para dos distancia desde el ángulo de ataque al suelo.**

Es posible notar que todos los perfiles se comportaron de acuerdo con lo esperado al acercarse al suelo, ya que por una parte el arrastre aumento y por otro lado se generó una sustentación negativa.

Es posible observar primero el comportamiento del perfil Bambino y NACA66209, donde el segundo presenta un menor coeficiente de arrastre, tanto en el infinito como al acercarse al suelo, sin embargo, estos perfiles son ideales y deben ser adecuados a las restricciones del vehículo, donde el perfil modificado presenta un coeficiente de arrastre similar al Bambino.

El perfil bambino presenta tanto en el infinito como cercano al suelo downforce, la cual es considerablemente mayor que el perfil NACA66209, el cual en el infinito tiene una sustentación positiva y cercano al suelo negativa, luego el perfil modificado se encuentra en un punto intermedio entre ambos.

Al considerar las condiciones del vehículo en carrera se consideran otros factores en la selección del perfil, como lo es la estabilidad del vehículo y el aprovechamiento de la energía disponible en las baterías. Con respecto a la estabilidad del vehículo, es necesario favorecer la adherencia al piso de este al generar downforce, sin embargo, esta no puede ser excesiva, pues genera resistencia a la rodadura aumentando las pérdidas de energía cinética. El perfil NACA modificado, utilizado para el modelo mejorado, cumple las condiciones de generar un menor downforce y a la vez cumplir con las restricciones geométricas, presentando un coeficiente de arrastre similar al bambino.

### 3.5.2 Cubre ruedas

En el caso de los cubre ruedas se optó por no utilizar un perfil alar determinado, si no que generar la geometría de ambos basado en las restricciones geométricas, para luego simular el conjunto de estos.

Un ejemplo del mallado utilizado en esta simulación se presenta a continuación en la Figura 3.5.10:

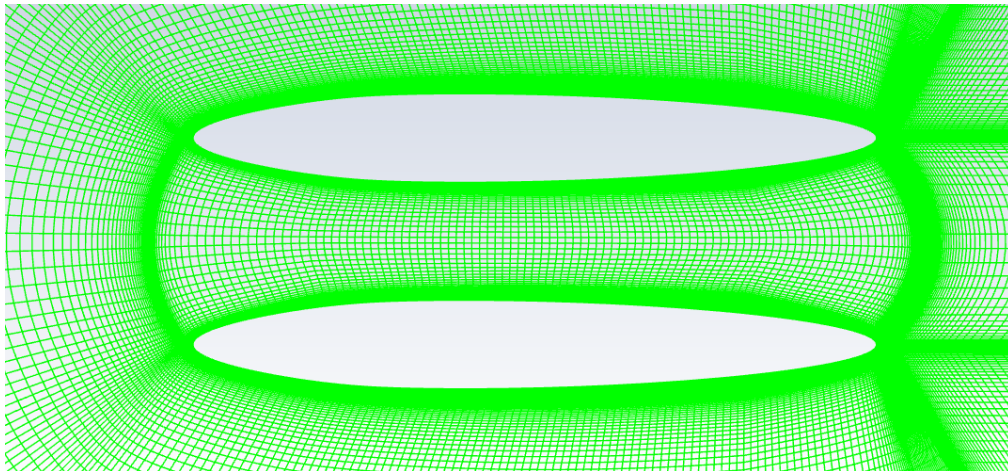


**Figura 3.5.10. Ejemplo del mallado utilizado para la simulación bidimensional del conjunto cubre ruedas.**

El mallado base utilizado para esta simulación y las variantes de la geometría posee 84000 elementos, base a la cual se le realizó un breve estudio de independencia de mallado variando principalmente los elementos entre los perfiles.

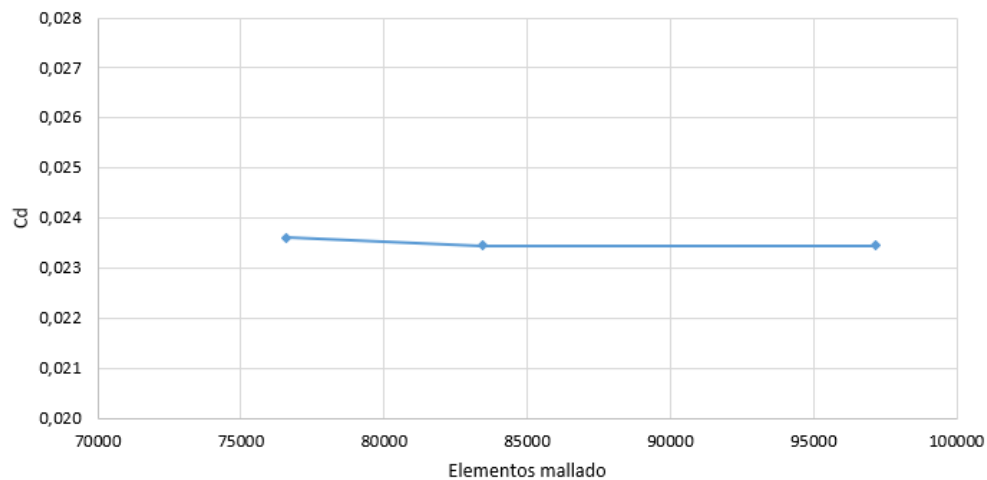


**Figura 3.5.11. Independencia de mallado del conjunto bidimensional de cubre ruedas.**

Se puede observar del estudio de independencia de mallado que los resultados no variaron considerablemente luego de los 84000 elementos, por lo tanto, se considera que la simulación es suficientemente aceptable a partir de ese número.

Los conjuntos de cubre ruedas estudiados son 3, los cuales se dividieron entre simétricos y no simétricos, las geometrías se presentan en la Figura 3.5.12:

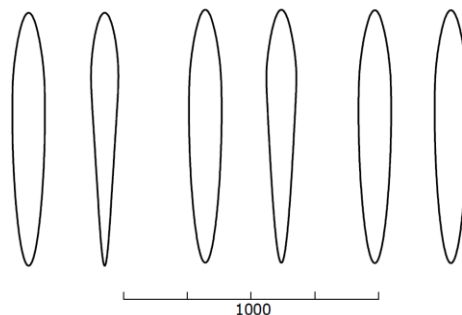


**Figura 3.5.12. Conjunto de perfiles alares utilizados para el análisis de los cubre ruedas. Perfiles no simétricos a simétricos de izquierda a derecha. Distancias en milímetros.**

El primer perfil no simétrico se enfoca netamente en el cumplimiento de las restricciones geométricas para luego dar paso, a un perfil simétrico basado en el cubre ruedas que necesita el mayor espacio disponible, luego un cubre ruedas intermedio es propuesto para analizar el comportamiento.

El conjunto no simétrico tiene la ventaja de que reduce el área frontal del vehículo al estrechar al mínimo las restricciones geométricas de los componentes internos, sin embargo, no presenta un mayor enfoque aerodinámico. La comparación de los coeficientes obtenidos de las simulaciones se presenta a continuación en la Figura 3.5.13:

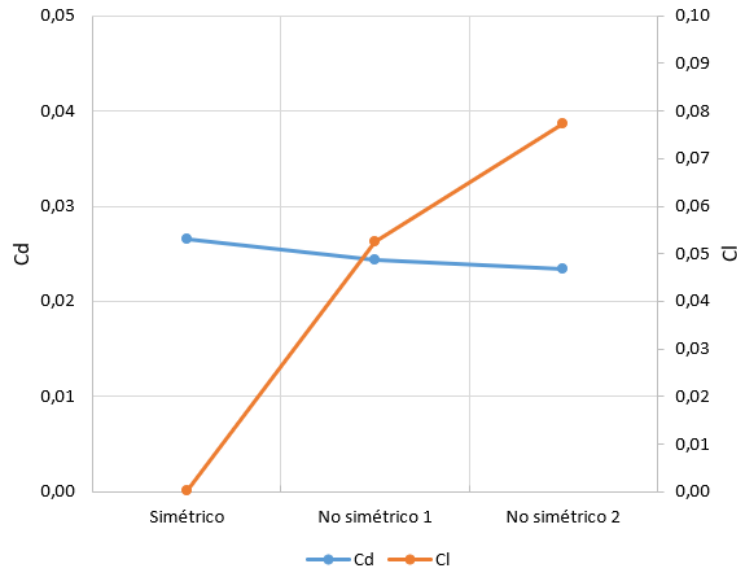


**Figura 3.5.13. coeficientes aerodinámicos para los distintos conjuntos de cubre ruedas, según el cambio en la simetría de estos.**

Es posible notar como al variar la simetría disminuye el coeficiente de arrastre, pero penaliza la geometría al aumentar la sustentación. Cabe notar que debido a que esta simulación corresponde a una vista en planta de los cubre ruedas, el coeficiente de sustentación representa una fuerza lateral, lo cual implica una fuerza inducida a altas velocidades del vehículo que no favorece la estabilidad.

En consecuencia, la reducción del arrastre gracias a un conjunto no simétrico debe ser preliminarmente descartada, ya que la fuerza lateral inducida es considerable para un beneficio mínimo, sin embargo, mediante geometría más complejas es posible compensar esta fuerza de sustentación, lo que puede ser parte de estudios posteriores.

Entre los resultados obtenidos al simular el conjunto de perfil de los cubre ruedas, un resultado amerita ser destacado, debido a que un estudio más profundo podría obtener grandes beneficios del siguiente fenómeno.

### ▪ Distribución de la fuerza de arrastre

Los resultados de la simulación de los perfiles asimétricos presentaron una considerable diferencia de presión entre el borde de ataque y el borde posterior, lo cual se ve representado al desglosar el coeficiente de arrastre entre el producido por presión y por viscosidad en la Figura 3.5.14.

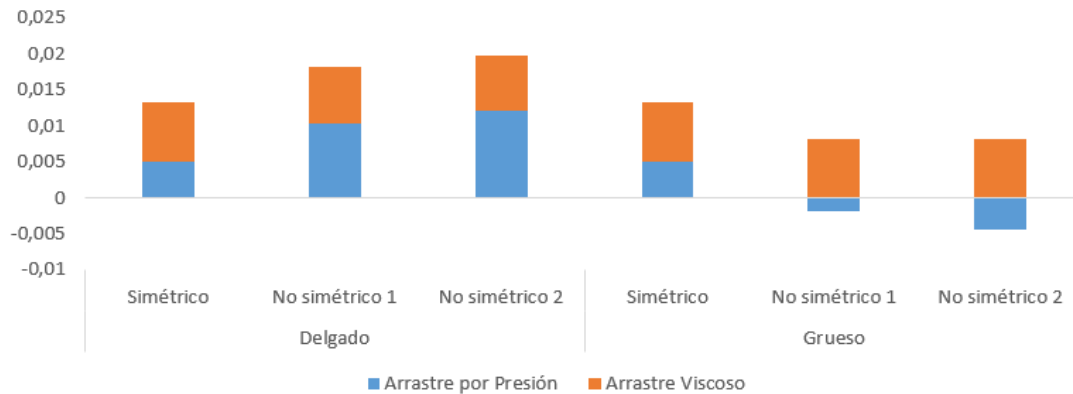


**Figura 3.5.14. Distribución del coeficiente de arrastre del conjunto cubre rueda, entre generado por presión y por viscosidad.**

Es posible notar como mientras se favorece la asimetría del conjunto, el perfil grueso tiende genera una presión negativa, lo que en términos simple significa que este está siendo “empujado hacia adelante” por la diferencia de presión, al observar el coeficiente de presión a lo largo del perfil en la Figura 3.5.15 se puede notar la variación.

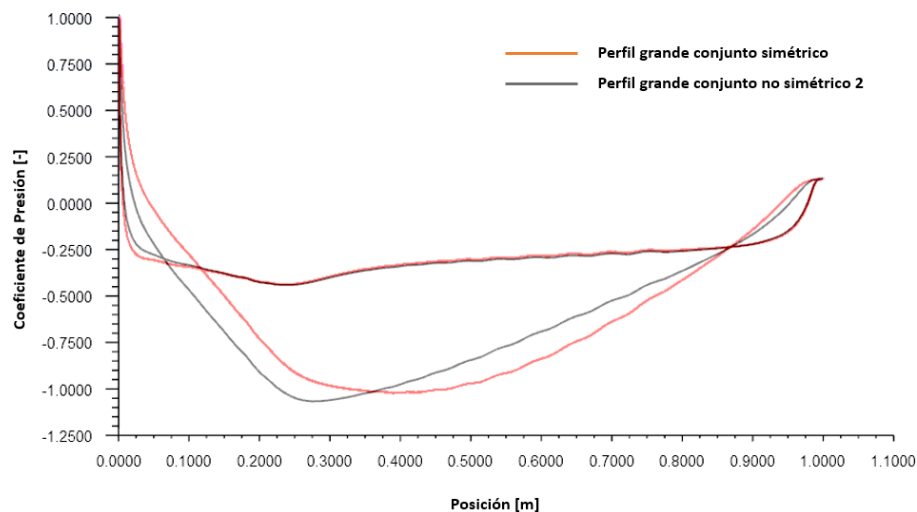


**Figura 3.5.15. Coeficiente de presión a lo largo del perfil alar de mayor tamaño en el conjunto cubre ruedas.**

En la imagen es posible observar como el coeficiente de presión en su zona negativa, se desplaza levemente hacia la parte frontal del perfil, generando la diferencia de presión que favorece la reducción del arrastre, lo cual también puede ser visto en las siguientes imágenes:

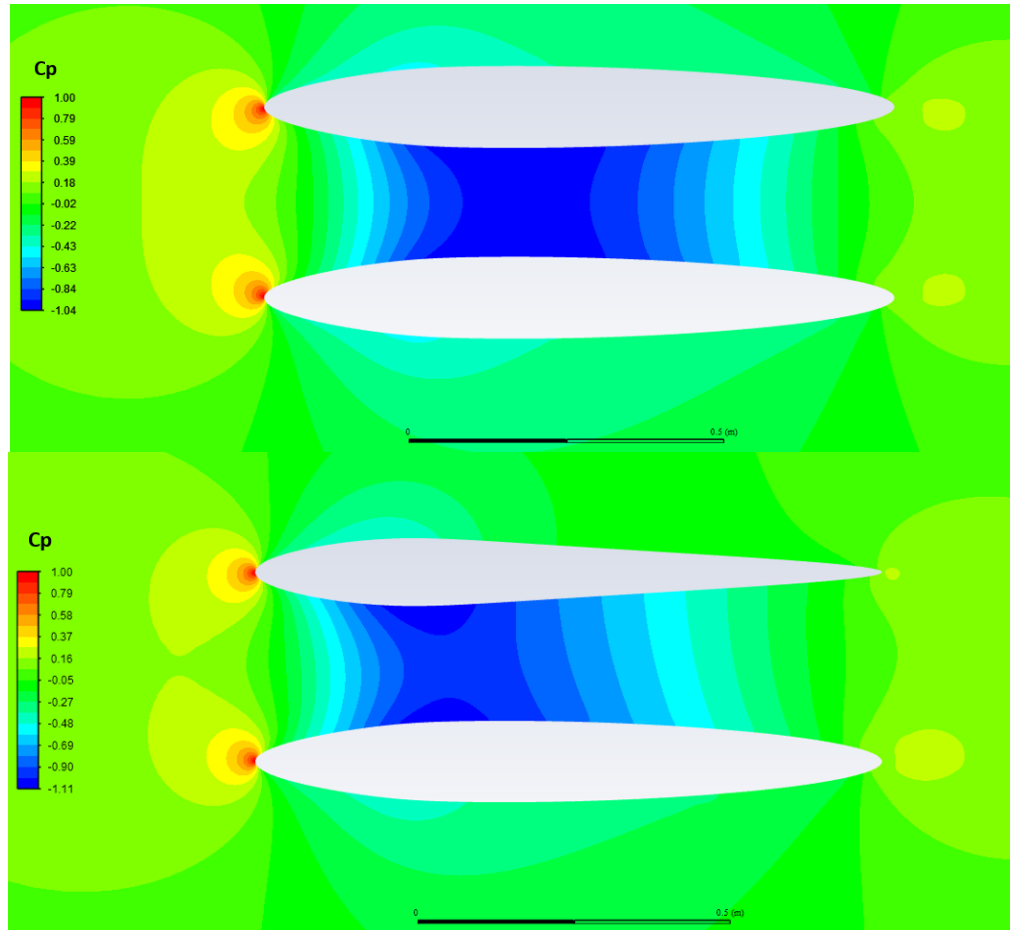


**Figura 3.5.16. Distribución del coeficiente de presión en el dominio del conjunto cubre rueda. En la parte superior conjunto simétrico, en la parte inferior conjunto asimétrico 2.**

La distribución de presión observada en la Figura 3.5.16, muestra como la zona de baja presión se desplaza levemente hacia adelante al utilizar un conjunto no simétrico, esto se debe a la reducción que se genera entre los perfiles alrededor de un 25% de la extensión, favoreciendo el aumento de la velocidad en esa zona, que a su vez disminuye la presión, para luego reducir la velocidad al aumentar la sección y aumentar la presión.

El comportamiento antes descrito evidencia una posible aplicación que favorece la reducción del arrastre, sin embargo, la geometría necesaria para que esto pueda ser utilizado a favor sin perjudicar la estabilidad requiere de un estudio más exhaustivo.

### 3.6 Segundo Modelo

La creación de un segundo modelo del vehículo, con mejoras aerodinámicas, obedece a varias consideraciones más allá de solo la reducción del arrastre, por lo cual, con la información obtenida de las simulaciones en 2 dimensiones se favorece la estabilidad al seleccionar un conjunto cubre ruedas simétrico y se opta por una reducción del arrastre al considerar el perfil modificado de la sección central, al mismo tiempos que se reduce el downforce.

Cabe notar que las simulaciones en dos dimensiones solo entregan antecedentes para la toma de decisiones, pero no representan todos los fenómenos de una simulación tridimensional, como lo es la interferencia aerodinámica entre las distintas partes.

De todas las consideraciones anteriores se genera un modelo CAD con las propuestas de mejoras (ver Figura 3.6.1), modelo que se muestra a continuación.

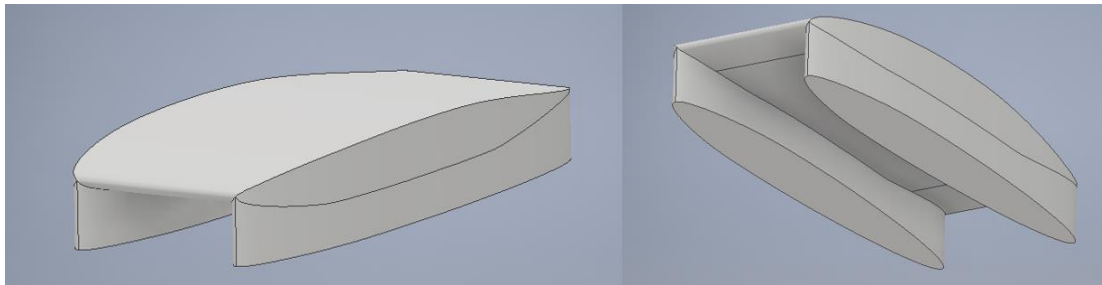


**Figura 3.6.1. Segundo diseño geométrico del auto solar Ergón 3, modelo incluyendo consideraciones aerodinámicas, basado en restricciones geométricas y distribución de elementos propuesta.**

Este modelo está basado en cumplir las restricciones y al mismo tiempo incluir consideraciones aerodinámicas, en la Figura 3.6.2 se presentan las dimensiones generales.

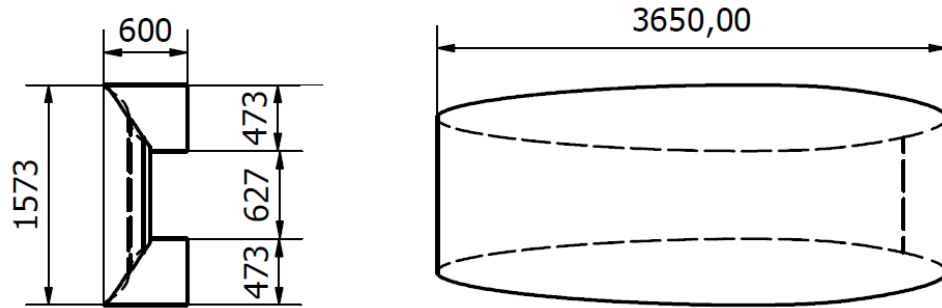


**Figura 3.6.2. Dimensiones generales del segundo modelo del auto solar Ergón 3, basado en restricciones geométricas y consideraciones aerodinámicas. Cotas en milímetros.**

Una vez generado el segundo modelo CAD, se procede a realizar la simulación de este basado en la validación y la simulación previamente realizada al primer modelo, de cuyos resultados se puede obtener la Figura 3.6.3.

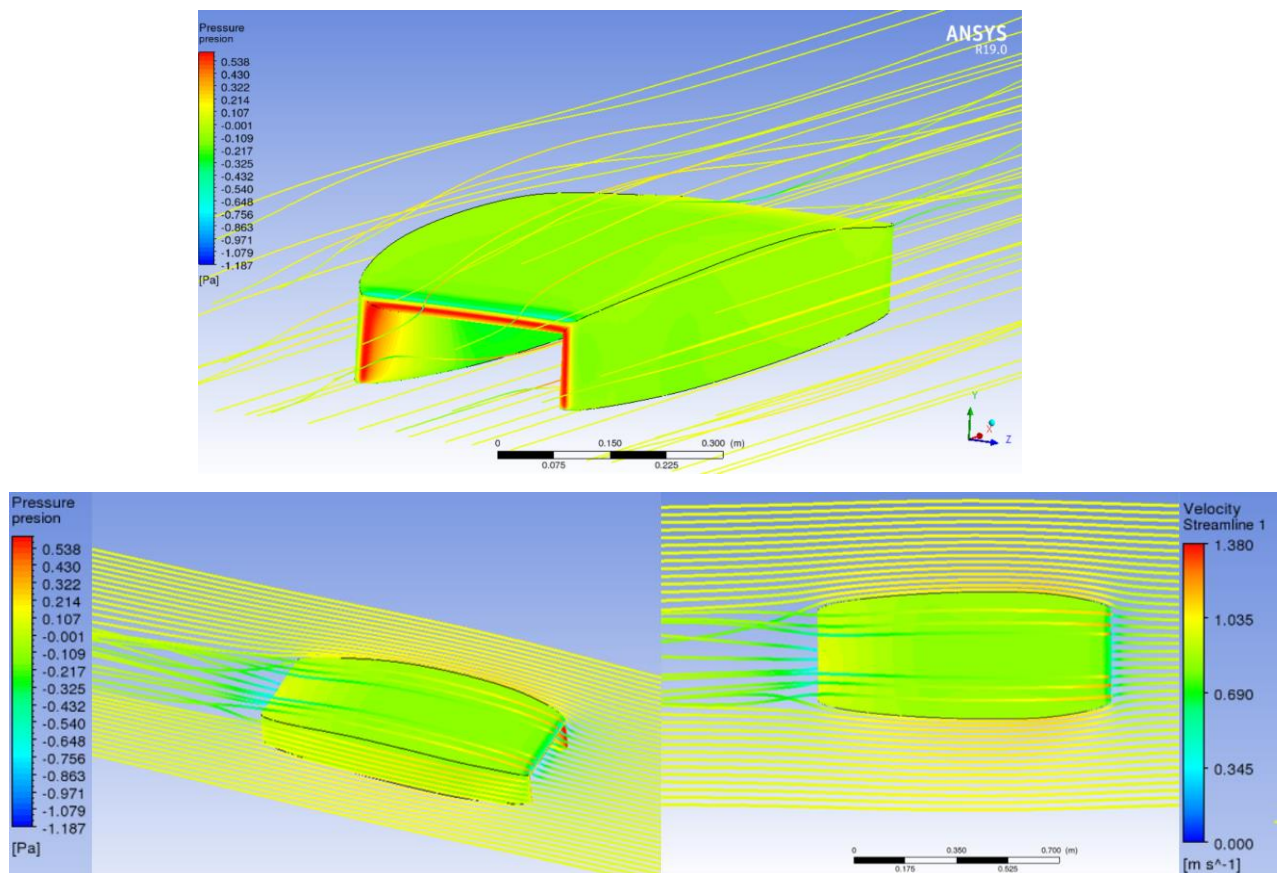


**Figura 3.6.3. Campo de presión sobre el modelo 2 del auto solar y líneas de corrientes del flujo.**

Los coeficientes aerodinámicos obtenidos se presentan a continuación, para cada eje (ver Figura 3.4.1).

**Tabla 3.6.1. Coeficientes aerodinámicos del segundo modelo basado en su área frontal, para cada eje.**

| Modelo Simétrico |         |            |         |
|------------------|---------|------------|---------|
|                  | Presión | Viscosidad | Total   |
| Cx               | 0,1021  | 0,0731     | 0,1753  |
| Cy               | -0,2420 | -0,0003    | -0,2424 |
| Cz               | 0,0173  | 0,0000     | 0,0172  |

En la Tabla 3.6.1 el coeficiente de arrastre lateral, es decir, en la dirección z positiva, muestra cómo la presión genera cierto empuje lateral, lo cual, al ser simétrico teóricamente debería ser cero, sin embargo, la construcción del modelo se basó en la edición del primer modelo generado, por lo cual, puede existir cierta imperfección aquí mostrada. Luego se puede notar la sustentación negativa debido a la presión, al igual como se ha notado en las simulaciones previas en la sección 3.5.1 para un modelo cercano al suelo.

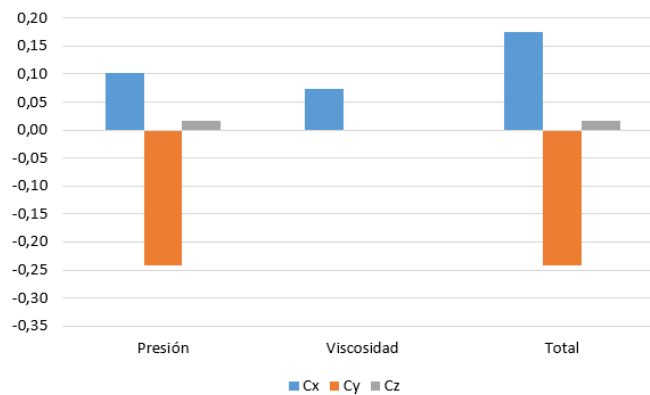


**Figura 3.6.4. Comparación de la distribución de los coeficientes aerodinámicos del primer modelo del auto solar, según ejes. Área de referencia corresponde a frontal.**

Se observa en la Figura 3.6.4 un coeficiente de arrastre lateral ( $Cd_z$ ) mínimo, a diferencias de lo que se apreciaba en la Figura 3.4.4.

Finalmente, los resultados obtenidos de este segundo modelo geométrico permiten realizar una comparación de los coeficientes obtenidos, en contraste con el modelo inicial.

### 3.7 Comparación modelos 3D

La realización de numerosas simulaciones y la prueba de distintas propuestas de mejora, permite realizar una evaluación de estas y a su vez proponer nuevas áreas de interés e interrogantes para futuras simulaciones, por lo que a continuación se presenta una comparación de los dos modelos simulados del vehículo.

Inicialmente se propuso un modelo que cumpliera solo las restricciones geométricas, el cual fue simulado, sin embargo, durante los círculos de diseño los componentes interiores fueron cambiando, derivando en un modelo para ensamble, que a su vez permitió generar finalmente un modelo más definitivo y con la dimensiones más ajustadas a los componentes del vehículo, el cual también fue simulado.

Las dos geometrías sometidas a la simulación presentaron ciertos cambios a considerar en sus dimensiones, los cuales se detallan a continuación en la Tabla 3.7.1:

**Tabla 3.7.1. Comparación de dimensiones entre los dos modelos del vehículo simulados.**

|                                | Modelo 1 | Modelo 2 |
|--------------------------------|----------|----------|
| Ancho cubre rueda 1 [m]        | 0,473    | 0,473    |
| Ancho cubre rueda 2 [m]        | 0,395    | 0,473    |
| Espesor sección central [m]    | 0,245    | 0,335    |
| Área Frontal [m <sup>2</sup> ] | 0,6842   | 0,7776   |

Las dimensiones del segundo modelo presentan un incremento en su valor, debido a la consideraciones de simetría tomadas en las simulaciones bidimensionales de los cubre ruedas en la sección 3.5.2, donde se optó por favorecer la estabilidad del vehículo. Además, debido a restricciones de los componentes mecánicos interiores se generó un aumento en el espesor de la sección central. El área frontal proyectada presento un aumento de un 12% entre los modelos.

Con respecto al desempeño aerodinámico del vehículo a continuación se presenta un gráfico resumen de los factores según su eje (ver Figura 3.7.1), basado en una adimensionalización según el área proyectada.

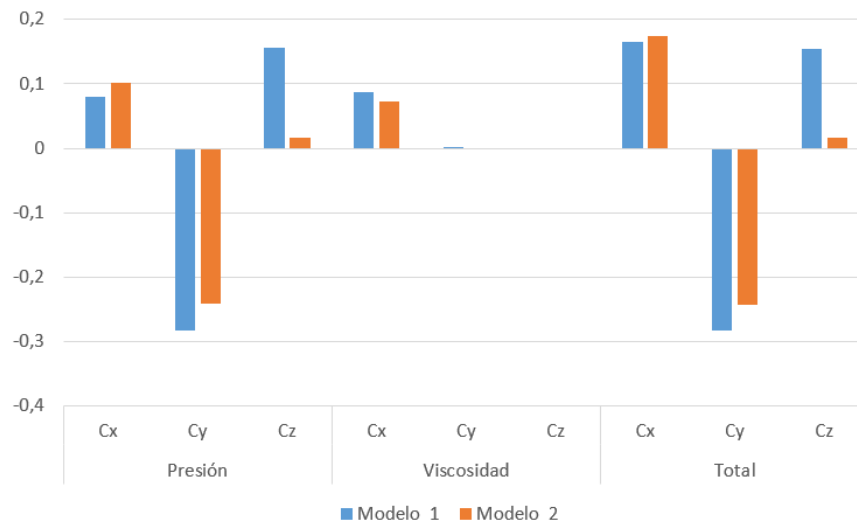


**Figura 3.7.1. Comparación de los coeficiente aerodinámicos para los modelos 1 y 2 del auto solar.**

De los resultado obtenidos en las simulaciones, los coeficientes presentan cierta variación, por lo cual, se realizará un análisis por cada uno.

#### Coeficiente en x.

Estos coeficientes corresponden al arrastre del vehículo en la dirección del movimiento, donde una buena mejora aerodinámica busca reducir este valor al mínimo posible, para así optimizar el uso de la energía que en el caso del auto solar es muy reducida.

En los resultados obtenidos se observa un incremento del arrastre, lo cual implica un aumento en el gasto energético, sin embargo, al desglosar este valor podemos notar que su componente viscosa se redujo para el segundo modelo, no así, la componente de presión. Lo anterior se debe a que el primer modelo tiene una mayor zona de turbulencia que el modelo 2, según el comportamiento detallado en la Figura 1.6.2, esto se comporta según lo buscado al seleccionar el perfil *NACA modificado* según el estudio de la sección 3.5.1, donde este perfil buscaba tener un mejor desempeño aerodinámico, reduciendo el arrastre. Por otra lado, al comparar la componente de presión se observa que el desempeño decae para el segundo modelo, no obstante, este factor es el que tiene mayor relación con el aumento en el espesor, es decir, el área frontal, factor que obedece netamente a restricciones

geométricas. Cabe notar que el arrastre aumento un 5%, al mismo tiempo que el área frontal proyectada aumento un 12%.

#### Coeficiente en y

El coeficiente en el eje y corresponde a la sustentación del vehículo, donde para valores negativos este induce downforce (ver sección 1.4.2.), con las simulaciones realizadas en dos dimensiones se buscaba acercar este valor a cero, para así disminuir el “peso” inducido aerodinámicamente que también impacta en uso de la energía disponible del vehículo. Es posible notar que el segundo modelo tiene menor downforce, pero esta diferencia no es considerable, sin embargo, en este ámbito los dos modelos no son realmente comparables, debido a que la geometría desde el primer modelo al segundo varió debido a restricciones de los componentes internos. Cabe mencionar que este coeficiente no tiene componente viscosa considerable, debido a que el movimiento del fluido se realiza en la dirección x, por tanto, no genera mayor esfuerzo cortante en y, donde los pequeños valores obtenidos corresponden a errores numéricos de cálculo propios de una simulación numérica.

#### Coeficiente en z.

Este valor representa la fuerza generada en el eje z, es decir a lo ancho del vehículo. De los resultados se observa que el primer modelo genera una fuerza lateral mucho mayor que el segundo, lo cual se comporta según lo esperado, debido a la simetría escogida para los cubre ruedas en el segundo modelo. Cabe mencionar que este coeficiente, al igual que el del eje y, no tiene componente viscosa considerable, debido a que el movimiento del fluido se realiza en la dirección x, por tanto, no genera mayor esfuerzo cortante en z.

## 4 Conclusiones y perspectivas

### 4.1 Conclusiones

La optimización del diseño de un auto solar es dinámica y es necesario poder entregar información oportuna para los criterios de diseño, por lo cual, un estudio aerodinámico aplicado apropiadamente puede ser de gran beneficio.

En el caso de este estudio se definió un modelo geométrico basado en las restricciones de los componentes interiores iniciales, si bien este modelo sirvió como un punto de partida, durante el diseño debieron hacerse numerosas iteraciones, convirtiendo a este en uno que no cumplía las restricciones perfectamente.

Antes de realizar las simulaciones de la geometría, se procedió a realizar una extensa validación de modelos equivalentes al caso del auto Ergón. Para la primera validación en 2D los resultados computacionales presentaron una gran similitud con los experimentales de Ladson [11], luego los resultados 3D presentaron un comportamiento confiable al compararlos con los experimentales de Barlow [15]. Es importante destacar que ambos modelos fueron utilizados para la toma de decisiones durante el estudio, donde se consideraron numerosas iteraciones bidimensionales antes de pasar al modelo tridimensional, esto debido a la diferencia de recursos computacionales necesarios.

Si bien las simulaciones en 2D presentaron un gran desempeño como primera aproximación, ya que se observó un comportamiento semejante en las simulaciones 3D, los fenómenos tridimensionales variaron considerablemente los resultados de los coeficientes, al generarse la interferencia entre las distintas partes del vehículo.

Con el modelo ya validado para los casos equivalentes al de estudio, se procedió a simular las distintas geometrías del vehículo, cabe notar, que esta simulación busco ser lo más similar posible a las validadas experimentalmente, pero debido a recursos computacionales y el tiempo, no se realizó un estudio de independencia de mallado.

Entre las posibles mejoras propuestas, se desarrollaron simulaciones en dos dimensiones, en donde se propuso un cambio del perfil alar original utilizado en el modelo Ergón II. Para

este caso se presentó un aumento en el coeficiente de arrastre de un 0,7%, pero a la vez una disminución del downforce de un 32%, por tanto, se decidió por utilizar el nuevo perfil naca modificado para los modelos geométricos 3D.

Continuando con las simulaciones bidimensionales, al momento de estudiar el conjunto de cubre ruedas, se observó que la simetría de esto favorecía la estabilidad lateral del vehículo. Por otro lado, los perfiles asimétricos permiten la generación de una diferencia de presión positiva que favorece el movimiento del vehículo, “empujando” este hacia adelante. En este caso se optó por la simetría de los cubre ruedas debido a que el aprovechar el fenómeno observado en los asimétricos requiere de un estudio más profundo y una mala aplicación puede ser desacertada.

Se generó un segundo modelo geométrico para el auto solar, donde este cumplía apropiadamente con las restricciones geométricas y se aplicaban las mejoras aerodinámicas estudiadas en dos dimensiones.

Los cambios y mejoras realizadas en el segundo modelo aumentaron el área frontal proyectada en un 12%, lo cual derivó en un aumento del arrastre de un 5%, esto representa un aumento en el uso de la energía disponible en el vehículo. Los resultados mostraron que desde el primer al segundo modelo el arrastre por presión aumentó, a diferencia del arrastre por viscosidad, el cual disminuyó. Lo anterior indica que, si bien el vehículo presentó una mejora en el arrastre al disminuir los esfuerzos de corte, también su desempeño empeoró por la componente de presión. Por tanto, es necesario realizar más iteraciones con el fin de encontrar la relación apropiada.

En cuanto a las fuerzas laterales, en el modelo tridimensional se lograron estabilizar estas al optar por un modelo geométrico simétrico, sin embargo, las consideraciones de simplificación tomadas para el modelo no incluyen la cúpula, por tanto, es necesario incluir esta parte de la geometría en el modelo a fin de ir obteniendo resultados cada vez más cercanos a la realidad.

El presente estudio aerodinámico, mediante CFD, prueba la factibilidad del uso de esta herramienta para la optimización del diseño del auto solar Ergón, si bien debido a tiempo y

recursos computacionales, no fue posible incluir más iteraciones de diseño en este informe, se define un modelo y punto de partida para la realización de futuras optimizaciones.

## **4.2 Perspectiva**

En el alcance geométricos se realizaron simplificaciones para poder realizar las simulaciones, sin embargo, la inclusión de otros factores que fueron simplificados permitiría obtener resultados cada vez más realistas sin mayores problemas. El caso anterior corresponde a la inclusión de la cúpula, simplificación geométrica, que no tiene mayor impacto en el desarrollo del mallado y finalmente en la obtención de resultados.

Por otra parte, la inclusión de otras simplificaciones geométricas como lo son las ruedas y el giro de estas, requieren un estudio mucho más profundo y complejo.

Como se mencionó en las conclusiones, debido a recursos computacionales y tiempo, no fue posible realizar un estudio de independencia de mallado. El desarrollo de un apropiado estudio de independencia de malla, así como una validación experimental en túnel de viento, podría permitir refinar el modelo utilizado para la obtención de mejores resultados.

Finalmente, el desarrollo del estudio permitió la realización de numerosas simulaciones bidimensionales y solo una iteración de diseño para el modelo tridimensional del vehículo, por tanto, estudios posteriores deben apuntar al refinamiento de los resultados y la realización de más iteraciones para una optimización mayor de la geometría.

# Bibliografía

- [1] G. Tamai, *The Leading Edge*, Cambridge: Robert Bentley , 1999.
- [2] O. Skurtys and C. Cooper, *Mecánica de Fluidos II*, Valparaíso, 2016.
- [3] O. Zikanov, *Essential Computational Fluid Dynamics*, New Jersey: John Wiley & Sons, 2010.
- [4] Ansys Inc., *ANSYS Fluent user's guide*, 2019, p. 783.
- [5] J. H. Ferziger and M. Perić, *Computational Methods for Fluid Dynamics*, Berlin: springer, 2002.
- [6] M. Norambuena, O. Skurtys and M. Osses, *Análisis aerodinámico en CFD para la reducción del arrastre en un auto solar*, Santiago, 2018.
- [7] SAS IP, *ANSYS Fluent Theory Guide*, Washington, Pensilvania, 2019.
- [8] "Autodesk," Autodesk Inc, Febrero 2020. [Online]. Available: <https://www.autodesk.com/products/inventor/overview>. [Accessed febrero 2020].
- [9] L. R. Solar, *Bases Carrera Solar Atacama 2020, Categoría Vehiculos Solares*, Santiago, 2019.
- [10] rctek, "Ackerman Steering Principle," rctek, [Online]. Available: [https://web.archive.org/web/20160713113803/http://www.rctek.com/technical/handling/ackerman\\_steering\\_principle.html](https://web.archive.org/web/20160713113803/http://www.rctek.com/technical/handling/ackerman_steering_principle.html). [Accessed Diciembre 2019].
- [11] C. L. Ladson, ""Effects of independent Variation of Mach and Reynolds Number on the Low-Speed Aerodynamics Characteristics of the NACA0012 Airfoil Section", " NASA TM 4074, 1988.
- [12] NASA, ""Computer Program To Obtain Ordinates for NACA Airfoils", " NASA Technical Memorandum 4741.
- [13] NASA, "Turbulence Modeling Resource," Langley Research Center, 01 08 2019. [Online]. Available: [https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html). [Accessed 9 2019].
- [14] C. L. Ladson, "Pressure distributions from high Reynolds number transonic tests of an NACA 0012 airfoil in the Langley 0.3-meter transonic cryogenic tunnel," NASA Langley Research Center, Hampton, VA, United States, 1987.

- [15] J. B. Barlow, Low-Speed wind tunnel testing, 1999.
- [16] R. Fox, A. McDonald and P. Pritchard, Introduction to Fluid Mechanics, Massachusetts: John Wiley and sons, 2004.

## 5 Anexo

### 5.1 Coordenadas NACA0012

Coordenadas utilizadas para la construcción del perfil NACA0012, proveniente de la página web *airfoiltools.com*

| Pto | x        | y        | Pto | x        | y        | Pto | x        | y         | Pto | x        | y         |
|-----|----------|----------|-----|----------|----------|-----|----------|-----------|-----|----------|-----------|
| 1   | 1,000000 | 0,000000 | 26  | 0,500000 | 0,052862 | 51  | 0,000000 | 0,000000  | 76  | 0,500000 | -0,052862 |
| 2   | 0,999013 | 0,000143 | 27  | 0,468605 | 0,054749 | 52  | 0,000987 | -0,005521 | 77  | 0,531395 | -0,050754 |
| 3   | 0,996057 | 0,000572 | 28  | 0,437333 | 0,056390 | 53  | 0,003943 | -0,010884 | 78  | 0,562667 | -0,048455 |
| 4   | 0,991144 | 0,001280 | 29  | 0,406309 | 0,057755 | 54  | 0,008856 | -0,016078 | 79  | 0,593691 | -0,045992 |
| 5   | 0,984292 | 0,002260 | 30  | 0,375655 | 0,058819 | 55  | 0,015708 | -0,021088 | 80  | 0,624345 | -0,043394 |
| 6   | 0,975528 | 0,003501 | 31  | 0,345492 | 0,059557 | 56  | 0,024472 | -0,025893 | 81  | 0,654508 | -0,040686 |
| 7   | 0,964888 | 0,004990 | 32  | 0,315938 | 0,059947 | 57  | 0,035112 | -0,030473 | 82  | 0,684062 | -0,037896 |
| 8   | 0,952414 | 0,006710 | 33  | 0,287110 | 0,059971 | 58  | 0,047586 | -0,034803 | 83  | 0,712890 | -0,035048 |
| 9   | 0,938153 | 0,008643 | 34  | 0,259123 | 0,059614 | 59  | 0,061847 | -0,038859 | 84  | 0,740877 | -0,032168 |
| 10  | 0,922164 | 0,010770 | 35  | 0,232087 | 0,058863 | 60  | 0,077836 | -0,042615 | 85  | 0,767913 | -0,029279 |
| 11  | 0,904508 | 0,013071 | 36  | 0,206107 | 0,057712 | 61  | 0,095492 | -0,046049 | 86  | 0,793893 | -0,026405 |
| 12  | 0,885257 | 0,015523 | 37  | 0,181288 | 0,056159 | 62  | 0,114743 | -0,049138 | 87  | 0,818712 | -0,023569 |
| 13  | 0,864484 | 0,018106 | 38  | 0,157726 | 0,054206 | 63  | 0,135516 | -0,051862 | 88  | 0,842274 | -0,020795 |
| 14  | 0,842274 | 0,020795 | 39  | 0,135516 | 0,051862 | 64  | 0,157726 | -0,054206 | 89  | 0,864484 | -0,018106 |
| 15  | 0,818712 | 0,023569 | 40  | 0,114743 | 0,049138 | 65  | 0,181288 | -0,056159 | 90  | 0,885257 | -0,015523 |
| 16  | 0,793893 | 0,026405 | 41  | 0,095492 | 0,046049 | 66  | 0,206107 | -0,057712 | 91  | 0,904508 | -0,013071 |
| 17  | 0,767913 | 0,029279 | 42  | 0,077836 | 0,042615 | 67  | 0,232087 | -0,058863 | 92  | 0,922164 | -0,010770 |
| 18  | 0,740877 | 0,032168 | 43  | 0,061847 | 0,038859 | 68  | 0,259123 | -0,059614 | 93  | 0,938153 | -0,008643 |
| 19  | 0,712890 | 0,035048 | 44  | 0,047586 | 0,034803 | 69  | 0,287110 | -0,059971 | 94  | 0,952414 | -0,006710 |
| 20  | 0,684062 | 0,037896 | 45  | 0,035112 | 0,030473 | 70  | 0,315938 | -0,059947 | 95  | 0,964888 | -0,004990 |
| 21  | 0,654508 | 0,040686 | 46  | 0,024472 | 0,025893 | 71  | 0,345492 | -0,059557 | 96  | 0,975528 | -0,003501 |
| 22  | 0,624345 | 0,043394 | 47  | 0,015708 | 0,021088 | 72  | 0,375655 | -0,058819 | 97  | 0,984292 | -0,002260 |
| 23  | 0,593691 | 0,045992 | 48  | 0,008856 | 0,016078 | 73  | 0,406309 | -0,057755 | 98  | 0,991144 | -0,001280 |
| 24  | 0,562667 | 0,048455 | 49  | 0,003943 | 0,010884 | 74  | 0,437333 | -0,056390 | 99  | 0,996057 | -0,000572 |
| 25  | 0,531395 | 0,050754 | 50  | 0,000987 | 0,005521 | 75  | 0,468605 | -0,054749 | 100 | 0,999013 | -0,000143 |

## 5.2 Coordenadas Perfil Bambino

Coordenadas utilizadas para la construcción del perfil Bambino, proveniente de la página web [airfoiltools.com](http://airfoiltools.com)

| X      | Y      | X      | Y      |
|--------|--------|--------|--------|
| 1,0000 | 0,0270 | 0,0000 | 0,0050 |
| 0,9500 | 0,0290 | 0,0125 | 0,0020 |
| 0,9000 | 0,0325 | 0,0250 | 0,0000 |
| 0,8000 | 0,0400 | 0,0500 | 0,0000 |
| 0,7000 | 0,0460 | 0,0750 | 0,0000 |
| 0,6000 | 0,0520 | 0,1000 | 0,0000 |
| 0,5000 | 0,0580 | 0,1500 | 0,0000 |
| 0,4000 | 0,0600 | 0,2000 | 0,0000 |
| 0,3000 | 0,0580 | 0,3000 | 0,0000 |
| 0,2000 | 0,0555 | 0,4000 | 0,0000 |
| 0,1500 | 0,0510 | 0,5000 | 0,0000 |
| 0,1000 | 0,0480 | 0,6000 | 0,0000 |
| 0,0750 | 0,0430 | 0,7000 | 0,0010 |
| 0,0500 | 0,0360 | 0,8000 | 0,0075 |
| 0,0250 | 0,0295 | 0,9000 | 0,0140 |
| 0,0125 | 0,0160 | 0,9500 | 0,0180 |
|        |        | 1,0000 | 0,0220 |

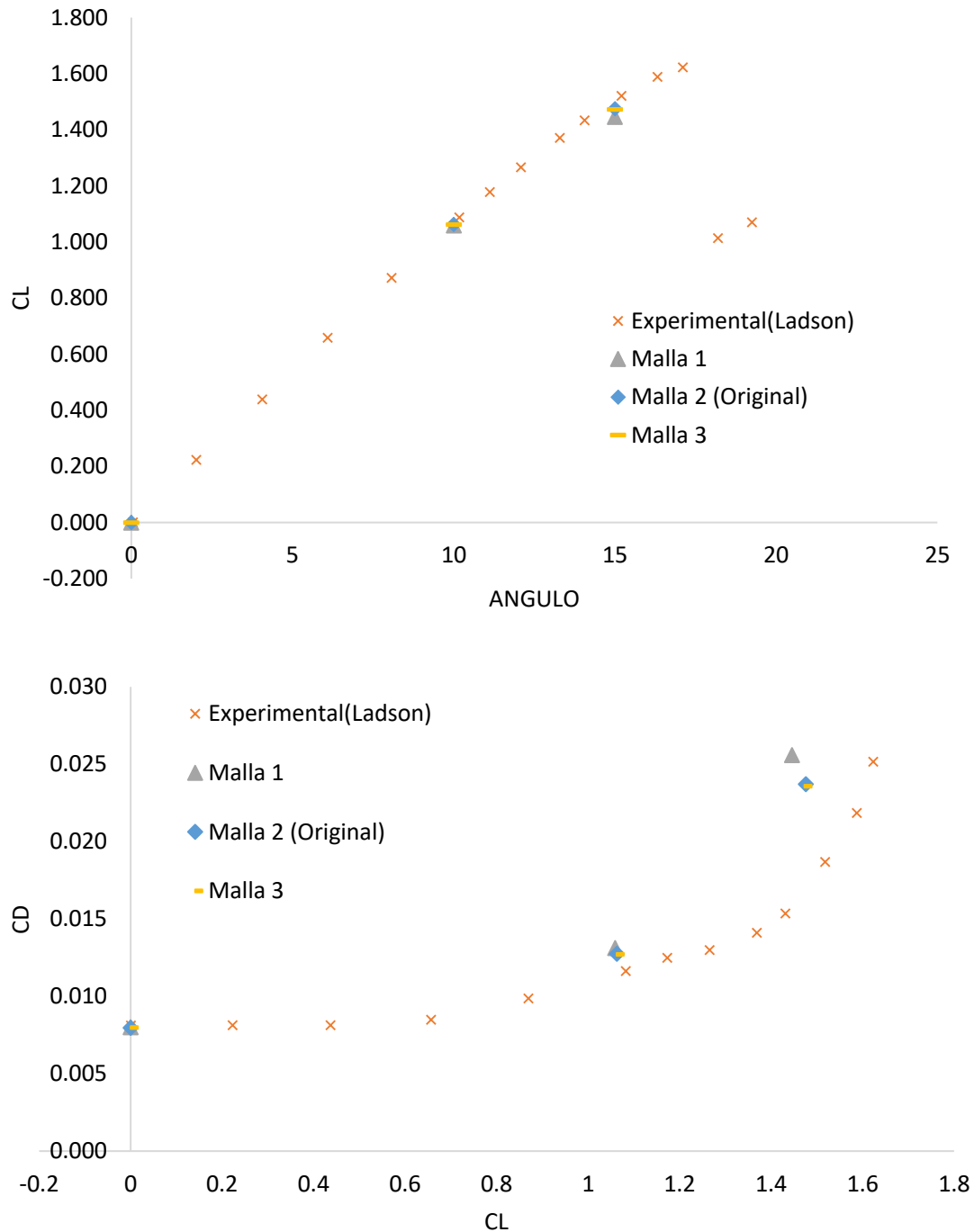
### 5.3 Resultados detallados verificación del dominio y resolución

Resultados de la simulaciones realizadas para la verificación del dominio de simulación y la resolución de la malla con respecto a la longitud característica. Destacada simulación seleccionada para los siguientes estudios.

| R   | Elementos | Y+<   | Cd (0,012) | Cl (1,1)   | % error<br>Cd | % error<br>Cl |
|-----|-----------|-------|------------|------------|---------------|---------------|
| 20  | 4,0E+04   | 25    | 1,4216E-02 | 1,0570E+00 | 18,47%        | -3,91%        |
| 20  | 4,1E+04   | 14    | 1,3842E-02 | 1,0584E+00 | 15,35%        | -3,78%        |
| 20  | 4,7E+04   | 1,25  | 1,3821E-02 | 1,0565E+00 | 15,18%        | -3,95%        |
| 20  | 5,1E+04   | 0,5   | 1,3840E-02 | 1,0566E+00 | 15,33%        | -3,95%        |
| 20  | 5,5E+04   | 0,125 | 1,3998E-02 | 1,0559E+00 | 16,65%        | -4,01%        |
| 100 | 5,1E+04   | 25    | 1,3187E-02 | 1,0627E+00 | 9,89%         | -3,39%        |
| 100 | 5,2E+04   | 14    | 1,2810E-02 | 1,0641E+00 | 6,75%         | -3,26%        |
| 100 | 5,7E+04   | 1,25  | 1,2815E-02 | 1,0619E+00 | 6,79%         | -3,46%        |
| 100 | 6,2E+04   | 0,5   | 1,2839E-02 | 1,0620E+00 | 6,99%         | -3,45%        |
| 100 | 6,6E+04   | 0,125 | 1,2998E-02 | 1,0614E+00 | 8,32%         | -3,51%        |
| 490 | 7,1E+04   | 25    | 1,2989E-02 | 1,0638E+00 | 8,24%         | -3,29%        |
| 490 | 7,2E+04   | 14    | 1,2611E-02 | 1,0652E+00 | 5,09%         | -3,16%        |
| 490 | 7,8E+04   | 1,25  | 1,2630E-02 | 1,0630E+00 | 5,25%         | -3,36%        |
| 490 | 8,3E+04   | 0,5   | 1,2634E-02 | 1,0631E+00 | 5,28%         | -3,35%        |
| 490 | 8,8E+04   | 0,125 | 1,2785E-02 | 1,0623E+00 | 6,54%         | -3,43%        |

## 5.4 Independencia de mallado para distintos ángulos de ataque

Comparación de gráficos coeficiente de arrastre y sustentación en función del ángulo, para verificación de independencia del mallado. Resultados experimentales de Ladson [11]



## 5.5 Coordenadas perfil RAF D

Coordenadas utilizadas para la construcción del perfil de relación de aspecto infinito tridimensional RAF D, proveniente de Jewel B. Barlow [5] e imagen de este mismo.

| x         | y   |
|-----------|-----|
| 0         | 14  |
| 13        | 37  |
| 25        | 54  |
| 50        | 78  |
| 75        | 93  |
| 100       | 103 |
| 150       | 117 |
| 200       | 125 |
| 300       | 129 |
| 400       | 127 |
| 500       | 122 |
| 600       | 112 |
| 700       | 96  |
| 800       | 74  |
| 900       | 47  |
| 950       | 33  |
| 1000      | 10  |
| L.E Radio | 0   |
| T.E Radio | 0   |

