

Diseño, construcción y validación numérica de un túnel de viento a escala para aplicaciones académicas

Chacha Chacha, Kevin Alejandro y Gonzalez Yepes, Eliel David

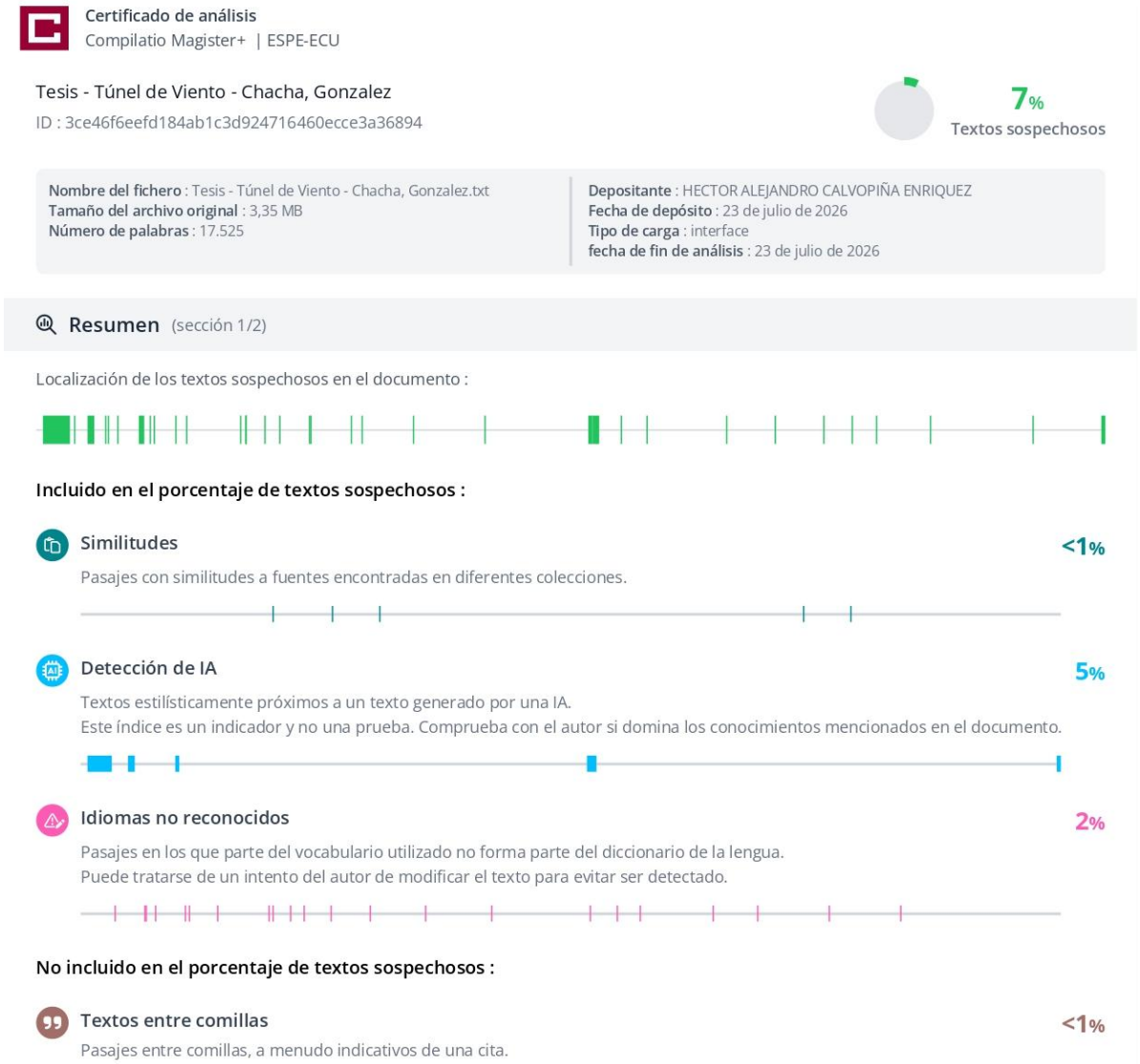
Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Mecatrónica

Trabajo de integración curricular, previo a la obtención del título de Ingeniero en Mecatrónica

Msc. Calvopiña Enríquez, Héctor Alejandro

25 de julio de 2026


Certificado de análisis
Compilatio Magister+ | ESPE-ECU

Tesis - Túnel de Viento - Chacha, Gonzalez
ID : 3ce46f6eefd184ab1c3d924716460ecce3a36894

7%
Textos sospechosos

Nombre del fichero : Tesis - Túnel de Viento - Chacha, Gonzalez.txt
Tamaño del archivo original : 3,35 MB
Número de palabras : 17.525

Depositante : HECTOR ALEJANDRO CALVOPIÑA ENRIQUEZ
Fecha de depósito : 23 de julio de 2026
Tipo de carga : interface
fecha de fin de análisis : 23 de julio de 2026

Resumen (sección 1/2)

Localización de los textos sospechosos en el documento :

Incluido en el porcentaje de textos sospechosos :

Similitudes <1%
Pasajes con similitudes a fuentes encontradas en diferentes colecciones.

Detección de IA 5%
Textos estilísticamente próximos a un texto generado por una IA.
Este índice es un indicador y no una prueba. Comprueba con el autor si domina los conocimientos mencionados en el documento.

Idiomas no reconocidos 2%
Pasajes en los que parte del vocabulario utilizado no forma parte del diccionario de la lengua.
Puede tratarse de un intento del autor de modificar el texto para evitar ser detectado.

No incluido en el porcentaje de textos sospechosos :

Textos entre comillas <1%
Pasajes entre comillas, a menudo indicativos de una cita.

HECTOR ALEJANDRO CALVOPINA ENRIQUEZ

Firmado digitalmente por HECTOR ALEJANDRO CALVOPINA ENRIQUEZ
Fecha: 2026.09.03 14:57:43 -05'00'

Msc. Calvopiña Enríquez, Héctor Alejandro

Director

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Mecatrónica

Certificación

Certifico que el trabajo de integración curricular: **"Diseño, construcción y validación numérica de un túnel de viento a escala para aplicaciones académicas"** fue realizado por los señores **Chacha Chacha, Kevin Alejandro** y **Gonzalez Yepes, Eliel David,** el mismo que cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE; habiéndose efectuado una revisión integral de forma y de fondo conforme a los lineamientos y formatos institucionales vigentes. Además, fue revisado y analizada en su totalidad por la herramienta de prevención y/o verificación de similitud de contenidos; razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que se lo sustente públicamente.

Sangolquí, 25 de julio del 2026

HECTOR ALEJANDRO CALVOPINA ENRIQUEZ
Firmado digitalmente por HECTOR ALEJANDRO CALVOPINA ENRIQUEZ
Fecha: 2026.09.03 14:57:58 -05'00'

Msc. Calvopiña Enríquez, Héctor Alejandro

Director

C.C.: 1718823303

ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Mecatrónica

Responsabilidad de Autoría

Nosotros, **Chacha Chacha, Kevin Alejandro y Gonzalez Yepes, Eliel David**, con cédulas de ciudadanía n° 1724839608 y n° 1759319278 respectivamente, declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo de integración curricular **Título: Diseño, construcción y validación numérica de un túnel de viento a escala para aplicaciones académicas** es de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos, y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Sangolquí, 25 de julio del 2026

Chacha Chacha, Kevin Alejandro

C.C.: 1724839608

Gonzalez Yepes, Eliel David

C.C.: 1759319278

ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Mecatrónica

Autorización de Publicación

Nosotros, **Chacha Chacha, Kevin Alejandro y Gonzalez Yepes, Eliel David**, con cédulas de ciudadanía n° 1724839608 y n° 1759319278 respectivamente, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de integración curricular: **Título: Diseño, construcción y validación numérica de un túnel de viento a escala para aplicaciones académicas** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad.

Sangolquí, 25 de julio del 2026

Chacha Chacha, Kevin Alejandro

C.C.: 1724839608

Gonzalez Yepes, Eliel David

C.C.: 1759319278

Dedicatoria

Dedico este trabajo especialmente a mis padres, Rosa Chacha y Ángel Chacha, que con su gran esfuerzo, sacrificio y apoyo nunca me han dejado solo y han confiado en mí, motivándome a no rendirme y brindándome herramientas para alcanzar mis metas siendo el pilar fundamental de mi fuerza.

A mi hermano Andrés Chacha que siempre ha sido un apoyo, un amigo y un ejemplo de perseverancia y una guía para mi camino. El mejor hermano que la vida me pudo dar, una persona que nunca ha dejado de creer en mí incluso cuando los desafíos eran difíciles de superar.

Dedico este trabajo a mis abuelos, por el cariño que me han dado y los valores inculcados; de forma especial, dedico este logro a la memoria de mi abuelo Polivio Chacha, aunque ya no se encuentra conmigo, continúa siendo una fuente de inspiración y ejemplo de esfuerzo, perseverancia y dedicación. Su recuerdo permanecerá siempre presente en cada meta alcanzada.

Chacha Chacha Kevin Alejandro

Dedico este logro, en primer lugar, a mi madre, Claudia Ximena Yepes Pierda, quien jamás dudó de mis capacidades y siempre creyó que podía alcanzar esta meta. Su amor, confianza y apoyo incondicional han sido una de las mayores fortalezas a lo largo de mi vida.

A mi padre, Roddy González Piedra, y a mi abuelita, Gloria Piedra de Gonzalez, quienes, sé que estarían muy felices de este logro. Su recuerdo, sus enseñanzas permanecen siempre conmigo.

A toda mi familia, por su apoyo siempre, en especial a mis tíos Diana Elizabeth Yepez Piedra y Edwin Leonardo Rosas Yague.

Finalmente, dedico este logro a mi novia, Renata Gordillo, quien con su cariño y apoyo incondicional no me permitió titubear durante el último año, uno de los más difíciles de mi vida.

Gonzalez Yepes Eliel David

Agradecimiento

Expreso mi más sincero agradecimiento a Dios por brindarme la fuerza y energía necesaria para perseverar en mi etapa de formación profesional.

A mis padres, Ángel Chacha y Rosa Chacha por el ambiente familiar que crearon y los valores que se nos inculcó, el apoyo incondicional, la confianza y la motivación en todo momento durante mi formación. Así como su compañía en cada desafió y su amor sin límites en cada acción hacia sus hijos.

A mi hermano, Andrés Chacha por siempre ser esa persona con quien crecí y en quien me apoyé cuando tuve miedo, así como una guía durante mi etapa de crecimiento y mi formación como persona.

A mi tutor, Héctor Calvopiña por su guía y confianza en estos últimos niveles de mi carrera, así como valiosas recomendaciones durante el desarrollo de trabajos realizados en equipo. Su orientación fue fundamental para poder mejorar mi vida profesional y mis conocimientos en la carrera.

A mi amigo Eliel Gonzalez, que se esforzó por que este proyecto sea posible y su apoyo fue fundamental durante el recorrido. Así también, a mis amigos/as de la carrera que estuvieron apoyándome hasta el final y me han dejado valiosas lecciones.

Y también agradezco a los docentes que con verdadera vocación supieron compartir sus conocimientos, así como su ayuda para fortalecer mis capacidades y contribuir a mi desarrollo.

Chacha Chacha Kevin Alejandro

Quiero expresar mi agradecimiento a todas las personas que, de una u otra forma, me dieron su apoyo para hacer posible finalizar esta etapa importante de mi vida.

A mis tíos, Diana Elizabeth Yepez Piedra y Edwin Leonardo Rosas Yague por brindarme la tranquilidad de contar siempre con un hogar y un plato de comida.

A toda mi familia, por sus constantes palabras de aliento, su confianza y el apoyo que me brindaron a lo largo de este camino.

A mis amigos, especialmente a Chacha Chacha Kevin Alejandro, quien hizo que este recorrido fuera mucho más ligero de lo que imaginé. Asimismo, a Mateo Chávez, cuyas palabras de ánimo fueron clave para mantenerme firme y no desistir de mis objetivos.

A mi novia, Renata Sofia Gordillo Vallejo, por creer en mí, por su apoyo incondicional y sus palabras de aliento.

Finalmente, agradezco a todas aquellas personas que, aunque no se mencionan en estas líneas, contribuyeron con una palabra de apoyo, un consejo o un gesto de confianza que me impulsó a seguir adelante hasta alcanzar este logro.

Gonzalez Yepes Eliel David

Índice de contenidos

Certificación 3

Responsabilidad de Autoría 4

Dedicatoria 6

Agradecimiento 8

Resumen 17

Abstract 18

Capítulo I: Generalidades 19

1.1. Antecedentes 19

1.2. Justificación e importancia 22

1.3. Planteamiento del problema 22

1.4. Alcance y limitaciones del proyecto 23

1.5. Objetivos 25

1.5.1. Objetivo general 25

1.5.2. Objetivos específicos 25

Capítulo II: Estado del arte 26

2.1. Principios de aerodinámica aplicados a túneles de viento 26

2.1.1. Número de Reynolds (Re) 26

2.1.2. Principio de Bernoulli 26

2.1.3. Ecuación de Continuidad 27

2.1.4. Número de Mach (Ma) e Incompresibilidad 27

2.1.5. Ley de similitud 28

2.1.6. Capa Límite 28
2.2. Tipos y clasificación de túneles de viento 29
2.2.1. Circuito Abierto 29
2.2.2. Circuito Cerrado 30
2.2.3. Según la sección 30
2.2.4. Según la dirección de flujo 30
2.2.5. Según la velocidad en la zona de prueba 31
2.3. Trabajos, investigaciones y desarrollos previos 31
2.4. Aplicaciones académicas y experimentales 33
Capítulo III: Metodología 36
3.1. Diseño conceptual del túnel de viento, selección de materiales y construcción 37
3.1.1. Zona de prueba 37
3.1.2. Cono de contracción 39
3.1.3. Cámara de asentamiento 42
3.1.4. Difusor 43
3.1.5. Extractor 45
3.2. Diseño e implementación del sistema de instrumentación y control 46
3.2.1. Sensores de velocidad de aire 46
3.2.2. Sensores de presión 48
3.2.3. Otros sensores 48
3.2.4. Adquisición de datos 49
3.2.5. Visualización de flujo 49
3.2.6. Circuito electrónico 50

3.2.7. Diseño de interfaz hombre-máquina (HMI) 52
3.3. Simulación CFD..... 53
3.3.1. Configuración CFD..... 53
3.3.1.1. Modelo de turbulencia K – ω SST 55
3.3.1.2. Tratamiento de la pared con validación Y+ 56
3.3.2. Independencia de malla..... 57
3.3.2.1. Modelo de prueba 1 59
3.3.2.2. Modelo de prueba 2 61
3.3.2.3. Modelo de prueba 3 62
3.4. Consideraciones de seguridad y mantenimiento..... 64
Capítulo IV: Análisis y discusión de resultados 67
4.1. Resultados experimentales del diseño y de simulación CFD 67
4.1.1. Pruebas de funcionamiento del prototipo 67
4.1.1.1. Caracterización del flujo de aire 67
4.1.1.2. Influencia del honeycomb/mallas 69
4.1.2. Resultados de la simulación computacional CFD 69
4.1.2.1. Resultados de Modelo de prueba 1 70
4.1.2.2. Resultados de Modelo de prueba 2 73
4.1.2.3. Resultados de Modelo de prueba 3 77
4.2. Análisis comparativo entre resultados numéricos y experimentales 80
4.2.1. Comparación de modelo de prueba 1..... 80
4.2.2. Comparación de modelo de prueba 2..... 83
4.2.3. Comparación de modelo de prueba 3..... 85

4.3. Limitaciones observadas durante las pruebas 87

4.4. Discusión de los resultados en el contexto académico y tecnológico 88

4.4.1. Comportamiento aerodinámico 88

4.4.2. Relación CFD – experimentación 89

4.4.3. Alcance tecnológico del prototipo 89

Capítulo V 91

5.1. Conclusiones 91

5.2. Recomendaciones 92

5.3. Propuestas de extensión del proyecto 93

Referencias 95

Apéndices 99

Índice de tablas

Tabla 1. Clasificación de túneles de viento por velocidad..... 31

Tabla 2. Especificaciones del extractor..... 46

Tabla 3. Consumo energético del equipo..... 52

Tabla 4. Configuración CFD..... 53

Tabla 5. Cálculo de altura del primer elemento de la malla 57

Tabla 6. Estudio de independencia de malla para túnel de viento vacío 58

Tabla 7. Estudio de independencia de malla Modelo 1 60

Tabla 8. Estudio de independencia de malla Modelo 2 61

Tabla 9. Estudio de independencia de malla Modelo 3 63

Tabla 10. Distribución de velocidad en zona transversal de la zona de prueba..... 67

Tabla 11. Distribución de velocidad en zona longitudinal de la zona de prueba..... 68

Tabla 12. Resultados de coeficiente de sustentación y arrastre del modelo de prueba 1..... 73

Tabla 13. Resultados de coeficiente de sustentación y arrastre del modelo de prueba 2..... 76

Tabla 14. Resultados de coeficiente de sustentación y arrastre del modelo de prueba 3..... 80

Tabla 15. Comparación cuantitativa de modelo de prueba 1..... 82

Tabla 16. Comparación cuantitativa de modelo de prueba 2..... 84

Tabla 17. Comparación cuantitativa de modelo de prueba 3..... 86

Índice de figuras

Figura 1. Regímenes de la capa límite 29

Figura 2. Diagrama de un túnel de viento abierto 29

Figura 3. Diagrama de un túnel de viento cerrado 30

Figura 4. Diagrama metodológico 36

Figura 5. Zona de prueba diseñado en Inventor 38

Figura 6. Perfiles de grado 3 para cono de contracción 41

Figura 7. Cono de contracción 41

Figura 8. Geometrías de honeycomb 42

Figura 9. Honeycomb 43

Figura 10. Tipos de difusores 44

Figura 11. Difusor 45

Figura 12. a) Anemómetro de veleta, b) Anemómetro ultrasónico, c) Anemómetro de hilo caliente, d) Tubo de Pitot. 47

Figura 13. Wind Sensor Rev P 47

Figura 14. Microcontroladores: Arduino, Esp32 y Raspberry 49

Figura 15. Máquina de humo portátil LENSGO 50

Figura 16. Diagrama de bloques del circuito electrónico 51

Figura 17. Diseño de HMI 52

Figura 18. Curva de independencia de malla de túnel vacío 58

Figura 19. a) Modelo de prueba 1, b) Mallado de modelo 1 59

Figura 20. Curva de independencia de malla de túnel con modelo 1 60

Figura 21. a) Modelo de prueba 2, b) Mallado de modelo 2 61

Figura 22. Curva de independencia de malla de túnel con modelo 2 62

Figura 23. a) Modelo de prueba 3, b) Mallado de modelo 3 63

Figura 24. Curva de independencia de malla de túnel con modelo 3 64

Figura 25. a) Funcionamiento sin honeycomb ni malla, b) Funcionamiento con honeycomb y malla..... 69

Figura 26. Contorno de velocidad de modelo 1..... 70

Figura 27. Contorno de presión de modelo 1. a) Contorno plano YZ, b) Contorno en modelo 171

Figura 28. Distribución de valor Y+ de modelo 1 72

Figura 29. Líneas de flujo del modelo 1 con CFD..... 72

Figura 30. Contorno de velocidad de modelo 2..... 73

Figura 31. Contorno de presión de modelo 2. a) Contorno plano YZ, b) Contorno en modelo 274

Figura 32. Distribución de valor Y+ en modelo 2 75

Figura 33. Líneas de flujo del modelo 2 con CFD..... 76

Figura 34. Contorno de velocidad de modelo 3..... 77

Figura 35. Contorno de presión de modelo 3. a) Contorno plano YZ, b) Contorno en modelo 378

Figura 36. Distribución de valor Y+ de modelo 3 79

Figura 37. Líneas de flujo del modelo 3 con CFD..... 79

Figura 38. Líneas de flujo experimentales de modelo de prueba 1 81

Figura 39. Puntos de validación para el modelo de prueba 1 82

Figura 40. Comparación de líneas de flujo de modelo de prueba 2..... 83

Figura 41. Puntos de validación para el modelo de prueba 2 84

Figura 42. Comparación de líneas de flujo de modelo de prueba 3..... 85

Figura 43. Puntos de validación para el modelo de prueba 3 86

Resumen

El trabajo desarrollado consiste en el diseño, la construcción y la instrumentación de un túnel te viento subsónico de circuito abierto que será adecuado en el laboratorio de mecanismos y simulación numérica ubicado dentro de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. Para lo cual se realiza una revisión bibliográfica que establece las dimensiones y criterios de diseño de los principales componentes. Luego mediante el programa Inventor Autodesk se realiza el modelado mecánico de las piezas y se desarrolla un sistema de instrumentación en base al microcontrolador Arduino Uno y un sensor de hilo caliente para registrar la velocidad del flujo. Finalmente, se realiza simulación numérica con el programa de Ansys Fluent empleando el modelo de turbulencia k-ω SST. La validación numérica incluye estudios de independencia de malla y la verificación del tratamiento de pared mediante valores de Y+ cercanos a la unidad. Los resultados obtenidos permiten alcanzar velocidades de flujo de hasta 9 m/s, correspondientes a un régimen subsónico, con una intensidad de turbulencia aproximada del 1 % en la zona de pruebas. La comparación entre los resultados experimentales y numéricos muestra diferencias de velocidad comprendidas entre 0.05 y 0.40 m/s, además de una adecuada correspondencia cualitativa en la distribución de velocidades, presiones y líneas de corriente. Asimismo, los coeficientes aerodinámicos obtenidos para los modelos analizados presentan valores consistentes con los reportados en la literatura especializada. Finalmente, se obtiene un prototipo funcional de bajo costo que constituye una herramienta de apoyo académico para la enseñanza de la aerodinámica, la experimentación en dinámica de fluidos y la validación de estudios CFD en el Laboratorio de Mecanismos y Simulación Numérica de la ESPE.

Palabras clave: aerodinámica experimental, modelo k-ω SST, prototipo, simulación numérica, túnel de viento subsónico.

Abstract

This project involves the design, construction, and instrumentation of an open-circuit subsonic wind tunnel that will be installed in the Mechanics and Numerical Simulation Laboratory at the University of the Armed Forces (ESPE). To this end, a literature review was conducted to establish the dimensions and design criteria for the main components. Next, the mechanical modeling of the parts was performed using Autodesk Inventor, and an instrumentation system was developed based on the Arduino Uno microcontroller and a hot-wire anemometer to measure flow velocity. Finally, numerical simulations were conducted using Ansys Fluent with the k-ω SST turbulence model. The numerical validation includes mesh independence studies and verification of the wall treatment using Y+ values close to unity. The results obtained allow for flow velocities of up to 9 m/s, corresponding to a subsonic regime, with an approximate turbulence intensity of 1% in the test zone. A comparison between the experimental and numerical results shows velocity differences ranging from 0.05 to 0.40 m/s, as well as good qualitative agreement in the distribution of velocities, pressures, and streamlines. Furthermore, the aerodynamic coefficients obtained for the analyzed models are consistent with those reported in the specialized literature. Finally, a low-cost, functional prototype was developed that serves as an academic support tool for teaching aerodynamics, conducting fluid dynamics experiments, and validating CFD studies at the ESPE's Laboratory of Mechanisms and Numerical Simulation.

Keywords: experimental aerodynamics, k-ω SST model, prototype, numerical simulation, subsonic wind tunnel.

Capítulo I: Generalidades

1.1. Antecedentes

Los equipos denominados túneles de viento presentan una relevancia en la ingeniería moderna para el estudio de los fluidos a través de los cuerpos y a lo largo de la historia se muestra una evidente evolución en cuanto a la aerodinámica experimental. Partiendo de avances tecnológicos como mecanismos simples hasta el uso de prototipos experimentales en conjunto con programas de simulación numérica.

En 1746, el matemático Benjamin Robins realizó estudios en base a mecanismos experimentales con disparos controlados con el fin de estudiar la resistencia del aire a través del análisis del movimiento de proyectiles como las esferas de mosquete; analizó la relación entre la velocidad producida con las fuerzas de resistencia generadas. Posteriormente, realizó una mejora en sus investigaciones utilizando un brazo rotatorio que permitió determinar la resistencia en relación con la fuerza aplicada y calcular la velocidad basándose en la cantidad de giros. Este método marcó un importante progreso al introducir condiciones de flujo más controladas, estableciendo así las bases experimentales para el surgimiento de la aerodinámica moderna, aunque se limitó a regímenes de baja velocidad [1], [2].

Sin embargo, los brazos giratorios presentan limitaciones como: la generación de flujos desiguales y altas turbulencias, lo que motivó la búsqueda de técnicas más precisas. En este contexto, Francis H. Wenham diseñó en 1871 el primer túnel de viento, un conducto cerrado donde el aire se movía gracias a un ventilador de vapor, el cual permitía generar un flujo más estable y controlado alrededor de los modelos de prueba [3], [4]. Luego, en la década de 1880, Horatio Phillips implementó mejoras al sistema, utilizando inyectores de vapor para inducir el

flujo de aire y experimentando con perfiles aerodinámicos curvados inspirados en las alas de las aves, contribuyendo así a la comprensión de la sustentación.

A principios del siglo XX, los túneles de viento se establecieron en dos tipos principales que configuraron su diseño. El primero desarrollado por Gustave Eiffel en 1909, presentó un túnel basándose en un modelo abierto donde el aire era extraído del entorno a través de una boquilla hacia la zona de pruebas sellada permitiendo la verificación de conceptos básicos de la aerodinámica, como la equivalencia entre un objeto en reposo bajo el impacto del aire y uno en movimiento dentro del fluido estático, lo que facilitó la medición de fuerzas como la resistencia [1].

Simultáneamente, el modelo de circuito cerrado fue creado por Ludwig Prandtl en 1908, mediante el túnel de tipo Göttingen. Esta estructura incluyó un sistema de recirculación del aire y la implementación de componentes como deflectores y estructuras tipo panal, que ayudaron a minimizar la turbulencia y a homogeneizar el flujo [3]. Tal diseño mejoró la eficiencia energética del sistema, estableciendo un estándar que es ampliamente utilizado hoy en día.

En 1922, la introducción del túnel de densidad variable o por sus siglas (VDT) por parte de Max Munk, permitió cambiar las condiciones del fluido mediante la compresión del aire dentro del túnel, logrando reproducir valores reales del número de Reynolds sin aumentar excesivamente la velocidad del flujo, lo que permitió obtener resultados más representativos de situaciones reales de vuelo, convirtiendo esta tecnología en un referente durante varios años [1], [5].

Hoy en día, los túneles de viento han evolucionado hasta tener grandes tamaño y complejidad sin precedentes. Instalaciones como el NASA’s Ames Research Center permiten el análisis de aeronaves completas dentro de amplias secciones de prueba, mientras que los túneles

transónicos modernos pueden imitar condiciones cercanas a la velocidad del sonido de manera extremadamente precisa. Asimismo, estas infraestructuras se utilizan no solo en la aeronáutica, sino también en investigaciones de ingeniería civil, como el estudio del comportamiento del viento en estructuras como edificios o el efecto que produce en áreas urbanas [5]. También ha surgido un interés educativo por este tipo de dispositivos en academias o universidades alrededor del mundo, teniendo variaciones respecto a los materiales de construcción, el rango de velocidades, o incluso el propósito para el cual fue diseñado; así también estos dispositivos tienen implementación de sistemas electrónicos y de control que permiten monitorear las variables y tener un control adecuado de los actuadores a utilizar.

En el entorno de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, el laboratorio de fluidos cuenta con un túnel de viento de circuito abierto, el cual satisface las necesidades académicas, sin embargo, tiene limitaciones debido a su instrumentación y el análisis de datos. Específicamente, no dispone de incorporación de sistemas electrónico/control para la manipulación de variables, ni cuenta con herramientas visuales accesibles que simplifiquen la interpretación de los resultados. Su operación se fundamenta en tubos y canales conectados al objeto que se prueba, con el fin de medir la presión diferencial a través de columnas de líquido en tubos externos marcados, lo que limita la precisión y la velocidad de lectura de datos. En el laboratorio de mecanismos y simulación se requiere la implementación de un túnel de viento principalmente para la enseñanza en disciplinas como la mecánica de fluidos y la aerodinámica, el cual permita principalmente observar el comportamiento del flujo a través de los modelos de prueba.

1.2. Justificación e importancia

El túnel de viento es una de las herramientas experimentales más importantes en la dinámica de fluidos, ya que permite examinar de manera controlada cómo se comportan los objetos frente flujos de aire con características conocidas [6]. Su diseño incorpora una serie de elementos que requieren de un diseño riguroso para tener un flujo estable, homogéneo y constante en la zona de prueba.

Los modelos matemáticos implementados para la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) son una herramienta y un complemento, que facilita la validación de resultados numéricos con los experimentales o permiten tener una primera aproximación del fenómeno a estudiar. En este contexto, la experimentación física sigue siendo esencial para asegurar la fiabilidad de los resultados obtenidos por el método de elementos finitos [3].

Los túneles de viento tienen un gran valor educativo y tecnológico, puesto que favorecen la comprensión práctica de conceptos fundamentales de la mecánica de fluidos y promueven el desarrollo de habilidades locales, disminuyendo la necesidad de equipos importados costosos o de gran tamaño. Además, este trabajo pretende dar al laboratorio de mecanismos y simulación de la Universidad de las Fuerzas Armadas un prototipo de túnel de viento que permitan reforzar conceptos y temas teóricos de simulación CFD de carreras como la ingeniería Mecatrónica, Mecánica o afines.

1.3. Planteamiento del problema

El Laboratorio de Mecanismos y Simulación de la ESPE no cuenta con equipos para la asignatura de ingeniería asistida por computador o afines, específicamente con un túnel de viento; los experimentos de aerodinámica en la universidad generalmente son realizados únicamente por medio de simulación CFD con la licencia estudiantil del software ANSYS. Por

lo que la incorporación de un túnel de viento permitiría tener una mayor compresión de los conceptos teóricos y específicamente una comparación de las líneas de flujo que se forman al impactar el aire con los cuerpos a analizar.

También se resalta la presencia de equipos que requieren modernización en otros laboratorios de la universidad, teniendo como principales inconvenientes la implementación de sistemas de control o electrónica, así como un sistema de visualización del flujo alrededor de los modelos de estudio. En este marco, surge la necesidad de construir un túnel de viento subsónico de baja velocidad asequible orientado a propósitos académicos, diseñado geométricamente para asegurar un flujo homogéneo en la zona de prueba, integrando una instrumentación adecuada del sistema, visualización de las líneas de flujo para su análisis y validación con simulaciones CFD utilizando el software de ANSYS.

1.4. Alcance y limitaciones del proyecto

El presente proyecto se enfoca en el diseño, construcción y validación experimental de un túnel de viento de circuito abierto de baja velocidad para modelos a escala de distintos vehículos. El diseño del túnel de viento se realizó a partir del lugar donde se va a colocar el prototipo y de los modelos de carros a utilizar que tienen una escala de 1:24 y 1:34, utilizando sus medidas como referencia para definir el tamaño de la zona de prueba. A partir de esa definición de medidas se realiza el diseño del cono de contracción, difusor y del resto de elementos. El diseño propuesto busca garantizar que el flujo dentro de la zona de prueba tenga un comportamiento uniforme y laminar con el fin de que sea posible realizar pruebas aerodinámicas. Se desarrolló la construcción del prototipo físico del túnel de viento considerando una selección adecuada de materiales, uniones entre los distintos componentes, además de la implementación de sensores para la velocidad en la zona de prueba.

Con el prototipo construido, se realiza una simulación de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) por medio del software de Ansys Fluent 2019 R2, con el fin de obtener una comparación cualitativa de las líneas de flujo a través mediante humo, y cuantitativa de la velocidad en la zona de pruebas entre el prototipo y la simulación.

Este proyecto se desarrolla para su ubicación y adecuación dentro del "Laboratorio de Mecanismos y Simulación numérica", por lo que se debe considerar un tamaño reducido y su aplicación académica. Dentro de las limitaciones que tiene el proyecto, se considera lo siguiente:

- La finalidad del sistema es académica, por lo que no se contempla ensayos aerodinámicos industriales o para distribución comercial.
- El túnel de viento tiene su funcionamiento únicamente para el régimen subsónico de baja velocidad, se considera flujo incompresible contemplando un rango de velocidades entre 0 a 9 m/s.
- El tamaño del túnel de viento debe ser correspondiente al espacio donde se va a ubicar el mismo en el laboratorio, por lo que las decisiones de diseño se deben realizar respecto a este dimensionamiento.
- El estudio se enfoca en el funcionamiento para los modelos elegidos, no se garantiza un funcionamiento adecuado para modelos externos.
- No se contemplan análisis de ruido, eficiencia energética, vibraciones; además el prototipo presenta limitaciones relacionadas a tolerancias de fabricación, alineación de componentes, sellado y acabados superficiales.
- La utilidad del prototipo es principalmente para una adecuada visualización de las líneas de flujo con modelos automotrices, y su comparación la simulación de CFD. Para lo cual también se tiene la validación de los datos por medio de la velocidad;

donde la validación de la instrumentación está sujeta a errores asociados a la precisión y calibración de los sensores utilizados.

1.5. Objetivos

1.5.1. Objetivo general

Diseñar, construir e instrumentar un túnel de viento de circuito abierto de baja velocidad, y caracterizar su desempeño mediante simulación numérica y pruebas experimentales, con el fin de analizar el comportamiento aerodinámico de modelos a escala en aplicaciones académicas.

1.5.2. Objetivos específicos

- Realizar una revisión bibliográfica sobre principios de aerodinámica y diseño de túneles de viento, con el fin de establecer los fundamentos teóricos y los criterios técnicos necesarios para el desarrollo del proyecto.
- Desarrollar el diseño conceptual y geométrico del túnel de viento, estableciendo sus componentes principales y parámetros de operación, mediante herramientas de modelado CAD y simulación CFD.
- Construir el prototipo físico del túnel de viento mediante selección de materiales accesibles para obtener una correcta integración de los elementos del túnel de viento.
- Implementación del sistema de instrumentación y adquisición de datos de la velocidad dentro de la zona de pruebas con el fin de caracterizar el prototipo.
- Realizar la validación experimental del túnel de viento mediante pruebas en los modelos de prueba seleccionados, analizando el comportamiento del flujo y comparando resultados con la simulación CFD por medio de Ansys Fluent.

Capítulo II: Estado del arte

2.1. Principios de aerodinámica aplicados a túneles de viento

Un túnel de viento para propósitos educativos se fundamenta en la interacción controlada de un fluido como el aire y un objeto sólido. Los conceptos básicos en esta interacción son:

2.1.1. Número de Reynolds (Re)

Este es uno de los parámetros adimensionales más importantes en el estudio de comportamiento de fluidos y en la experimentación con modelos a escala. Este número relaciona las fuerzas de inercia con las fuerzas viscosas presentes en un flujo y se define mediante la expresión:

$$Re = \frac{\rho V D}{\mu}$$

Donde, Re es el número de Reynolds, D es el diámetro hidráulico o la longitud característica, V es la velocidad del fluido y μ es la viscosidad dinámica del fluido. Si Re es menor que 2300, el flujo es considerado laminar. En el rango de 2000 a 4000, existe un estado de transición donde se empieza a formar los vórtices, y donde se observan tanto comportamientos laminares como turbulentos. Por último, cuando Re supera 4000, el flujo se clasifica como turbulento, donde las partículas tienen un comportamiento caótico [7].

2.1.2. Principio de Bernoulli

Este principio establece que, en un flujo de aire constante, la suma de la presión estática y la presión dinámica es constante a lo largo de una línea de corriente [8]. Esto corresponde a la conservación de la Energía donde se relaciona presión, altura y velocidad en fluidos en movimiento, destacando que la suma de energía cinética, potencial y de presión se mantienen constantes durante la línea de corriente en la zona de prueba del túnel de viento; también de este

principio se destaca la relación indirecta de la velocidad con la presión, si hay mayor velocidad entonces la presión disminuye y viceversa. Se puede definir con la siguiente ecuación:

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 + \rho g h_1 = P_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 + \rho g h_2$$

Establece que la energía total de un fluido en movimiento se conserva a lo largo de una línea de corriente, donde la energía está formada por la presión del fluido, la energía cinética debido a su velocidad y la energía potencial debida a su posición respecto a un nivel de referencia.

2.1.3. Ecuación de Continuidad

Está basada en la conservación de la masa, establece que, para un fluido incompresible, el producto del área transversal por la velocidad se mantiene constante durante la corriente, ya que el caudal se mantiene cuando la densidad no varía; esto justifica el diseño del cono de contracción o del difusor en túneles de viento académicos para acelerar el aire hacia la sección de pruebas o aumentar la presión. Este principio se formula en la siguiente ecuación [9]:

$$A_1 V_1 = A_2 V_2$$

2.1.4. Número de Mach (Ma) e Incompresibilidad

Este parámetro adimensional relaciona la velocidad del flujo con la velocidad del sonido:

$$Ma = \frac{V}{c}$$

Donde c es igual a la velocidad del sonido y V es igual a la velocidad del viento, en túneles académicos o de baja velocidad, se opera generalmente a Ma < 0.3, lo que permite tratar al aire como un fluido incompresible (densidad constante), simplificando significativamente los cálculos de diseño y las simulaciones CFD [9].

2.1.5. Ley de similitud

La ley de similitud establece las condiciones necesarias para que los resultados obtenidos en un modelo a escala representen adecuadamente el comportamiento del prototipo real. Para ello, deben cumplirse la similitud geométrica, que garantiza la conservación de las proporciones del modelo; la similitud cinemática, relacionada con la semejanza en el comportamiento del flujo; y la similitud dinámica, que busca mantener la relación entre las fuerzas que actúan sobre el fluido mediante parámetros adimensionales como el número de Reynolds.

En aplicaciones de túneles de viento, estas condiciones permiten analizar el comportamiento aerodinámico de modelos a escala y comparar sus resultados mediante coeficientes adimensionales, como el coeficiente de arrastre (Cd) y el coeficiente de sustentación (Cl), los cuales son independientes del tamaño del modelo.

2.1.6. Capa Límite

Es la región delgada cerca de la superficie de las paredes de un objeto donde los efectos viscosos son significativos. En proyectos académicos, se estudia su desprendimiento para analizar la pérdida de sustentación y el aumento de arrastre [7]. Esta capa límite en contacto con la superficie tiene velocidad nula, y desde ahí aumenta hasta alcanzar aproximadamente el 99% de la velocidad libre. Posee varios regímenes ya que no es constante y cambia en base a la distancia recorrida y la velocidad (número de Reynolds). Esta la **capa límite laminar** donde el flujo se mueve de forma controlada y puede separarse fácilmente, la **región de transición** donde el flujo de aire comienza a generar pequeñas turbulencias y la **capa límite turbulencia** que es más gruesa y desordenada con mayor capacidad para quedarse junto a superficies curvas antes de separarse.

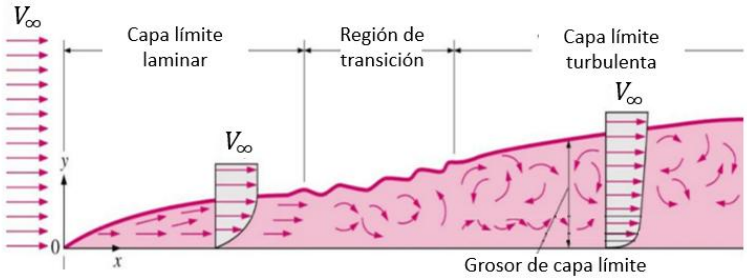


Figura 1. Regímenes de la capa límite

Fuente: https://n9.cl/2qnqh

2.2. Tipos y clasificación de túneles de viento

Este tipo de equipos se divide según su forma y su rango de velocidad de funcionamiento. Teniendo las siguientes clasificaciones generalmente:

2.2.1. Circuito Abierto

Conocido como túnel Eiffel, aquí el aire es extraído del entorno. Estos son los más frecuentes en laboratorios educativos, ya que requieren una inversión menor, ocupan menos espacio y facilitan experimentos con humo visible. Pueden presentarse en dos configuraciones: con el ventilador ubicado al final o al inicio del sistema. Su análisis es más simple en comparación de un túnel de circuito cerrado y no hay recirculaciones del flujo de aire.

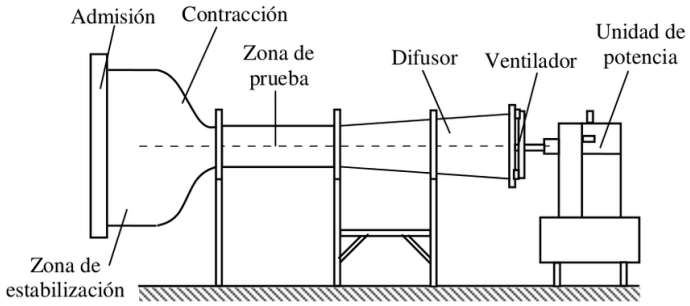


Figura 2. Diagrama de un túnel de viento abierto

Fuente: https://n9.cl/dg4szf

2.2.2. Circuito Cerrado

Este tipo de denomina Prandtl o Göttingen y el aire recircula dentro de un conducto sellado. Aunque su costo es mayor, proporcionan una eficiencia energética superior y un control más efectivo sobre la temperatura y calidad del flujo. Son preferidos para investigaciones que demandan alta precisión.

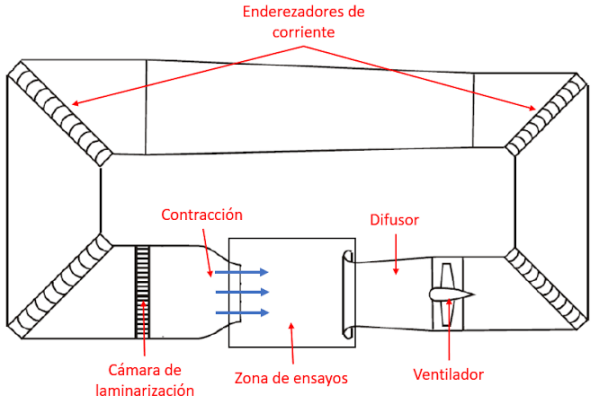


Figura 3. Diagrama de un túnel de viento cerrado

Fuente: https://n9.cl/i4mac

2.2.3. Según la sección

Tienen diferentes configuraciones para la configuración de la cámara de ensayos: **sección cerrada**: El modelo está rodeado por paredes sólidas, lo que proporciona un flujo más estable y controlado o **sección abierta:** La zona de pruebas no tiene paredes laterales, facilitando el acceso físico al modelo y minimizando las interferencias de pared [7], [8].

2.2.4. Según la dirección de flujo

Según la dirección del flujo, hay dos tipos: **horizontales**, que son los más adaptables para investigaciones de automóviles, alas o modelos múltiples; y **verticales**, que se emplean para recrear descensos libres, paracaidismo o investigaciones sobre el vuelo en espiral de aeronaves [4].

2.2.5. Según la velocidad en la zona de prueba

En base al tipo de velocidad, se utiliza el número de Mach, para el cual se tiene en consideración distintos rangos para determinar el tipo de túnel de viento:

Tabla 1. Clasificación de túneles de viento por velocidad

Fuente: https://n9.cl/fd8yz [8]

Clasificación	Velocidad en Mach
Baja velocidad	Ma < 0.6
Subsónicos	0.6 < Ma < 0.8
Transónicos	0.8 < Ma < 1.2
Supersónicos	1.2 < Ma < 5
Hipersónicos	5 < Ma

2.3. Trabajos, investigaciones y desarrollos previos

La dinámica de fluidos computacional se ha convertido en una herramienta clave para el diseño de túneles de viento, ya que permite analizar el comportamiento del flujo antes de que se realice la construcción. Los estudios desarrollados por Muñoz [6] y Bustillos [10] muestran que las simulaciones CFD permiten identificar puntos críticos de las zonas de presión y realizar ajustes en la geometría con el fin de prevenir turbulencias o desprendimientos de capa límite. En la comparación realizada de simulación con los datos experimentales se tiene valores que oscilan entre el 30% - 40%; así mismo, las simulaciones numéricas permiten analizar fenómenos aerodinámicos como la separación de la capa límite o generación de los vórtices por recirculaciones. Para casos donde la velocidad de flujo es considera baja respecto al número de Mach se considera el flujo como incompresible, lo que disminuye la complejidad computacional del modelo sin alterar de forma significativa la representación del fenómeno físico.

En trabajos recientes se explica la importancia de tener en cuenta condiciones ambientales para la definición de condiciones de frontera, ya que debe considerarse estos parámetros para el diseño y las simulaciones numéricas. Según lo reportado en el trabajo de

Mera [9], zonas que poseen una elevada altitud, como la ciudad de Riobamba, presentan reducción en la densidad del aire, lo que consecuentemente modifica las condiciones de operación del sistema, y es necesario determinar si este cambio es significativo para los resultados por simulación. Igualmente, estudios del INAMHI demuestran que los túneles de circuito cerrado brindan beneficios en el control de variables termodinámicas y también reducen problemas de ruido y vibraciones que se presentan en configuraciones abiertas, mejorando así la precisión de las mediciones [11].

Las últimas tendencias en el desarrollo de túneles de viento integran tecnologías económicas y sistemas de monitoreo a distancia. Un trabajo desarrollado en la Universidad de América, incorporó sistemas de telemetría para adquirir y visualizar datos en tiempo real por comunicación inalámbrica [8]. De forma similar, se tiene el uso de microcontroladores de bajo costo como el Arduino o la ESP32, que junto con sensores comerciales son empleados para aplicaciones académicas con una precisión adecuada para fines educativos [3].

En el trabajo de Bermeo [7], se utiliza máquinas de humo para la visualización de las líneas de flujo para analizar el comportamiento del mismo alrededor de los modelos, como pueden ser automóviles a escala entre otras figuras. Moreno [12] en su trabajo también destaca la importancia de considerar el índice de bloqueo como un parámetro importante para determinar variables como lo son el coeficiente de arrastre (Cd) y el coeficiente de sustentación (Cl) de objetos o automóviles, donde concluyeron que si no se tiene cuidado con este índice se puede tener errores de incluso el 96% con modelos muy grandes.

Para el ámbito académico se encontró también trabajos como el de Burgos [2], de Asghar [13] o el de Arifuzzaman [14] donde con un presupuesto reducido pudieron tener prototipos adecuados y funcionales para sus propósitos con elementos y materiales accesibles como madera

o acrílico para la parte mecánica y componentes electrónicos como Arduino para la parte de control. Un resultado importante también se destaca en las investigaciones de Morales [15], teniendo una reducción de turbulencia en un 2% al utilizar honeycombs en vez de mallas comunes y en el trabajo de Al-Kayiem [16], donde usaron para el honeycomb un diámetro hidráulico de 20 mm con un largo de 180 mm para tener resultados adecuados.

Respecto a la temática de simulaciones CFD se tiene el trabajo de Cangrejo [17], el cual usa esta metodología para optimizar la geometría de un túnel abierto al obtener datos variando la longitud de la zona de pruebas. En cambio, hay trabajos como el de Ismail [18] donde se hizo una comparativa de los modelos de turbulencia utilizados para este tipo de trabajos, teniendo como referencia el modelo k-ε que presentó menor porcentaje de turbulencia en la sección de pruebas alrededor del 3% para velocidades pequeñas entre 10 y 20 m/s a diferencia de otros modelos como el LES, k-ω o SST k-ω.

2.4. Aplicaciones académicas y experimentales

Desde un enfoque educativo, los túneles de viento se presentan como espacios de aprendizaje y de experimentación que facilitan a los alumnos observar, estudiar y medir principios esenciales y complejos de la dinámica de fluidos y la aerodinámica que, de otro modo, se tratarían solo desde una perspectiva teórica y analítica. A su vez, estos instrumentos permiten la verificación práctica de conceptos esenciales, tales como el teorema de Bernoulli, la fórmula de continuidad, la conservación de la masa y el análisis de números adimensionales como los de Reynolds y Mach. También representan una plataforma útil para realizar investigaciones, proyectos de fin de carrera a nivel de pregrado y posgrado, fomentando la creación de conocimiento, el fortalecimiento de habilidades técnicas y el aumento de la competitividad profesional entre los ingenieros del mañana [17], [19].

En el campo de la investigación, el túnel de viento actúa no solo como un equipo de medición, sino como un mecanismo para verificar teorías y modelos matemáticos, facilitando la comparación entre la física real y las proyecciones analíticas y por computadora.[6].

Una de las aplicaciones más esenciales es la verificación de las simulaciones CFD. Aunque el programa proporciona soluciones adecuadas dentro de límites matemáticos, el túnel de viento brinda resultados reales influenciados por defectos físicos, como la aspereza de la superficie o las vibraciones mecánicas [20], [21].

El estudio a través de experimentos hace posible determinar el rango de inexactitud entre las dos técnicas y modificar los modelos de turbulencia en el programa para que se asemejen más adecuadamente a la realidad. La comparación y validación entre simulaciones numérica con los valores experimentales es un proceso iterativo; los datos obtenidos del modelo físico se agregan a las condiciones de frontera para realizar las simulaciones, mejorando la correspondencia entre resultados [9], [12], [22].

Los túneles de viento permiten el estudio de fenómenos aerodinámicos que poseen características complejas de entender por medio de métodos analíticos. Entre las aplicaciones que tienen estos equipos se tiene el análisis de la capa límite, donde se puede observar procesos como la separación del flujo sobre la superficie o la transición de flujo laminar a turbulento [3], [5].

La implementación de un túnel de viento facilita la investigación de estelas y vórtices mediante técnicas de visualización del flujo: También se emplean para evaluar efectos del viento sobre estructuras civiles como puentes, edificios y otras estructuras, para el estudio de fenómenos físicos o identificar problemas relacionados con vibraciones.

También investigaciones con nuevas tecnologías como el flap de Gurney o perfiles con perforaciones, permiten determinar cómo pequeñas modificaciones geométricas pueden cambiar los vórtices y mejorar la carga aerodinámica [2], [12].

Capítulo III: Metodología

Con el propósito de facilitar la comprensión de la metodología llevada a cabo en la siguiente figura se presenta el diagrama metodológico empleado en la presente investigación, resumiendo de forma secuencial el proceso llevado a cabo:

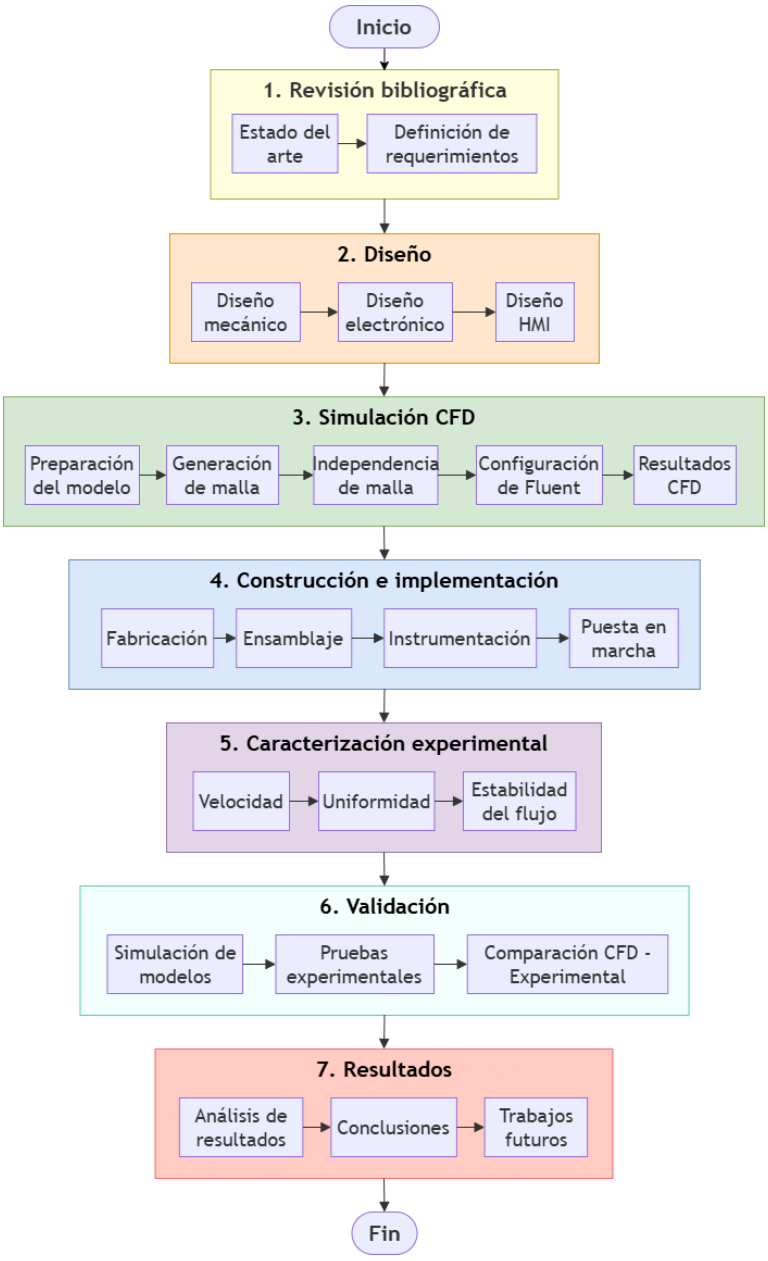


Figura 4. Diagrama metodológico

Fuente: Autoría propia

3.1. Diseño conceptual del túnel de viento, selección de materiales y construcción

El diseño de un túnel de viento de circuito abierto tiene como característica principal aspirar o impulsar aire desde la atmósfera hasta la zona de prueba, para posteriormente ser devuelto a la misma tras finalizar el recorrido. En numerosos trabajos se observó que la estructura principal para este tipo de túneles se basa en: cámara de estabilización, cono de contracción, zona de pruebas, difusor y extractor/soplador [4], [14].

3.1.1. Zona de prueba

La zona de pruebas constituye la sección principal del túnel de viento, ya que en ella se instala el modelo de estudio, se realizan las mediciones y se analizan los fenómenos aerodinámicos. Es primordial que se construya con un material que permita la visualización del flujo como lo es el acrílico, plexiglás o vidrio. Se debe priorizar que el flujo sea lo más laminar posible, además, se determinó que la sección transversal no tiene mucha influencia si es rectangular, elíptica, octagonal o circular, por lo que rectangular es la mejor opción debido a un montaje accesible de los modelos de prueba. La longitud de la zona de prueba debe ser de 1 a 2 veces el tamaño de uno de los lados de la sección transversal [2].

El diseño de la zona de pruebas se realizó considerando vehículos a escala 1:34, con dimensiones aproximadas de 4 cm de ancho, 4 cm de alto y 11 cm de largo. Con base en ello, se definieron dimensiones de 15 cm de ancho, 15 cm de alto y 30 cm de longitud, con el fin de minimizar los efectos de la capa límite y facilitar la observación del modelo. Para visualizar el flujo, se empleó acrílico en la pared superior y frontal, siendo esta última una tapa desplegable para la colocación de los modelos. El resto de la estructura se fabricó con MDF, permitiendo además la instalación de sensores y otros elementos, obteniéndose el diseño mostrado a continuación:

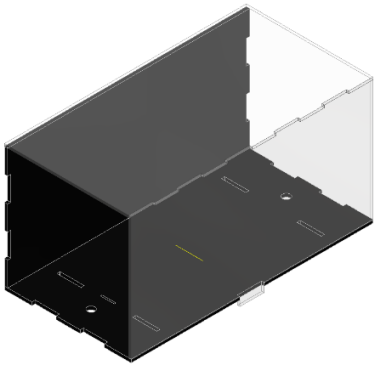


Figura 5. Zona de prueba diseñado en Inventor.

Fuente: Autoría propia, diseñado en el software de Inventor

Otro factor importante de considerar para el diseño es el índice de bloqueo (β_a), el cual requiere estar en un rango de 5 al 10% para modelos generales, mientras que para modelos automotrices o estructuras civiles se prefiere tener un índice de hasta el 5% [3] y se obtiene de la siguiente forma:

$$\beta_a = \frac{A_m}{A_z}$$

Donde A_m es el área frontal del modelo de prueba y A_z es el área de la sección transversal de la zona de prueba, este índice puede aumentarse hasta un aproximado de 7.5% si es que se considera un factor de corrección ($\in$) con una formulación simplifica de Thom para formas inusuales [5]:

$$\in = \frac{1}{4} * \frac{A_m}{A_z}$$

Con este factor se realiza la corrección en la velocidad para obtener un valor más cercano al real:

$$v_c = v * (1+\in)$$

Para el prototipo diseñado se tiene un área transversal de la zona de prueba de 0.0225 m^2 por lo que para un índice de bloque de 7.5% se puede utilizar modelos de prueba con un área frontal aproximada de 0.0016875 m^2.

3.1.2. Cono de contracción

Su principal objetivo es incrementar la velocidad del flujo y mejorar la uniformidad del mismo antes de ingresar a la zona de pruebas, la relación de contracción (R_c) es de vital importancia y debe ser entre 4 a 10 veces para túneles de viento subsónicos [1], [17]. Un aspecto importante en el diseño de la contracción es el perfil geométrico empleado, el cual puede ser lineal o curvo para lograr una transición más suave del flujo. De acuerdo con la literatura, es recomendable utilizar perfiles definidos mediante polinomios de tercer a quinto grado, ya que permiten reducir el riesgo de desprendimiento de la capa límite [23].

Respecto a la longitud que debe tener el cono de contracción, como regla de diseño es recomendable tener una longitud (L_c) aproximadamente igual al diámetro hidráulico de la entrada (D_c) [3], [11]. Para el diseño se parte de la zona de pruebas que tiene un lado de 15 cm, teniendo un área de 225 cm^2 y en vista de ver un tamaño adecuado para que el túnel pueda ubicarse en una mesa de 1.5 m, se optó por utilizar un valor de (R_c) de 6.08, que entra en el rango óptimo dando como resultado en la entrada un área transversal de 1369 cm^2, con un lado transversal de 37 cm.

$$R_c = \frac{A_c}{A_z} = \frac{1369\ cm^2}{225\ cm^2} = 6.08$$

Donde A_c es el área de entrada del cono de contracción y se debe considerar también la longitud de la campana, si esta resulta ser muy grande terminaría engrosando la capa límite, además de ser más costoso. Por lo que se considera la siguiente relación, donde L es el largo de la campana y $r_{c\,en}$ como el radio de entrada del cono:

$$0.75 \leq \frac{L}{2\, r_{C_{en}}} \leq 1.25$$

Lo recomendable para esta relación es un valor intermedio como 1, por lo que se tiene una longitud de $L = 37\ cm$. Luego de procedió a obtener la forma de la conexión entre la entrada y salida del cono, debido a que para tener mejores resultados se requiere tener una contracción en forma de "S", por lo que se tiene las siguientes ecuaciones que corresponden a la geometría del cono:

$$R(x) = \begin{cases} r_{c_{en}} - A_1 x^n & , x \leq x_1 \\ r_{c_{sal}} + A_2 (L - x)^n & , x \geq x_1 \end{cases}$$

$$R(x) = \begin{cases} 18.5 - A_1 x^n & , x \leq x_1 \\ 7.5 + A_2 (37 - x)^n & , x \geq x_1 \end{cases}$$

Para obtener los coeficientes A_1 y A_2 se tiene que cumplir dos condiciones:

1. Que ambas curvas se junten en el punto x_1, igualando ambas ecuaciones. Obteniendo la siguiente relación:

$$A_2 = \frac{18.5 - 7.5 - A_1 x_1^n}{(37 - x_1)^n}$$

2. Ambas deben tener una unión suave, por lo que sus pendientes deben ser iguales al momento de conectar, teniendo que igualar sus primeras derivadas. Teniendo la siguiente relación:

$$A_1 = \frac{18.5 - 7.5}{37 x_1^{n-1}}$$

El material que se va a utilizar para esta sección es PETG debido a que presenta una mayor resistencia que otros materiales como el PLA, mediante impresión 3D, de esta forma se tiene las siguientes curvas variando x_1 y con un polinomio de grado 3:

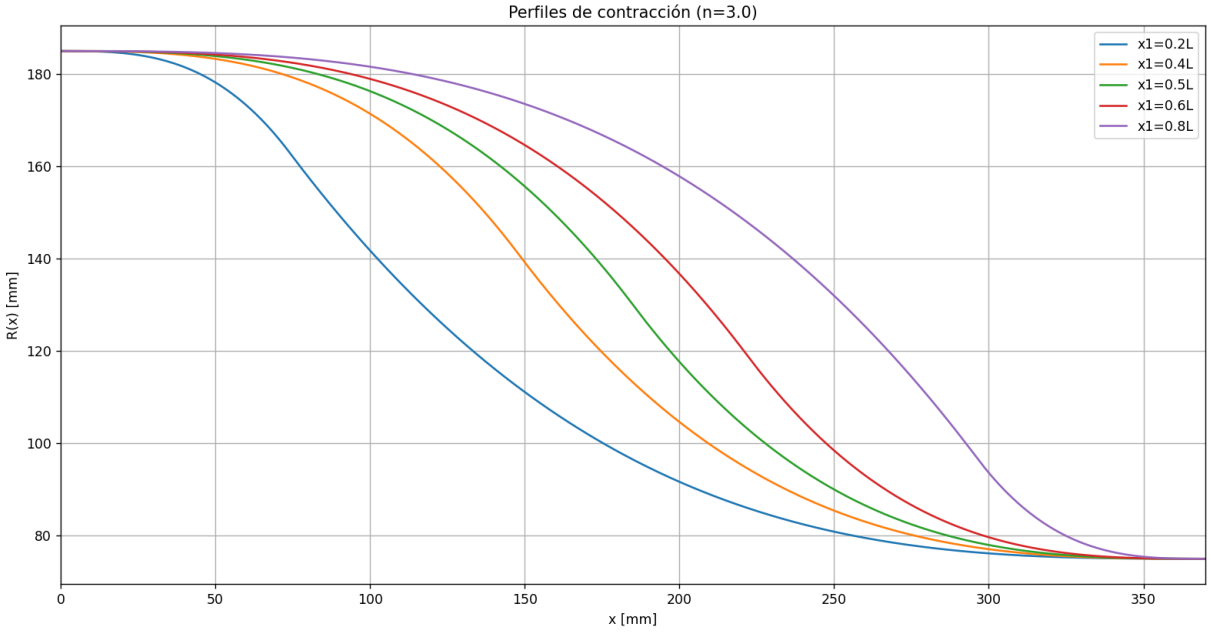


Figura 6. Perfiles de grado 3 para cono de contracción

Fuente: Autoría propia

La curva más suave es la que conecta en la mitad de la longitud del cono, por lo que se tomó el valor de $x_1 = 18.5\ cm$ para el diseño del perfil. En torno a este perfil se llevó a cabo el diseño del cono, teniendo el siguiente resultado:

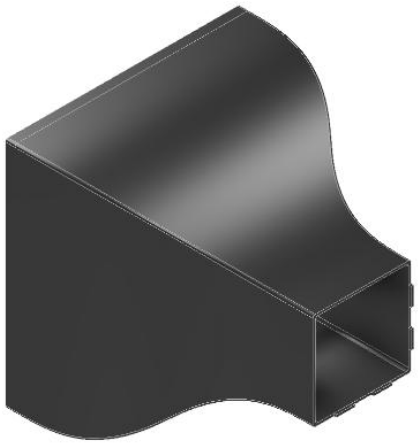


Figura 7. Cono de contracción

Fuente: Autoría propia diseñado en el software de inventor

3.1.3. Cámara de asentamiento

Es la sección donde se ubica generalmente el honeycomb y mallas para la reducción de la turbulencia generada por el extractor de aire, esto permite reducir los vórtices de mayor tamaño y laminar el perfil de velocidades. Generalmente el panel es metálico, pero para proyectos de prototipado puede ser construido con tubos de PVC, sorbetes u otro material [7], [8], [14].

Se requiere un análisis de la porosidad (β) que estos paneles presentan, así como la relación de la longitud (L_h) del mismo con el diámetro hidráulico (D_h) de la sección transversal de cada agujero. Esta porosidad permite la reducción de la turbulencia y la relación $\frac{L_h}{D_h}$ debe estar entre los valores de 6 a 10 para un enderezamiento de flujo efectivo como lo sugiere Burgos [2] en su trabajo de titulación. Para el caso de la porosidad tiene dos casos, para el honeycomb se recomienda tener un valor mayor o igual a 0.8 en base a Barlow [5], mientras que para mallas se recomienda valores entre 0.58 y 0.8 para tener un buen control de la turbulencia y evitar la inestabilidad del flujo.

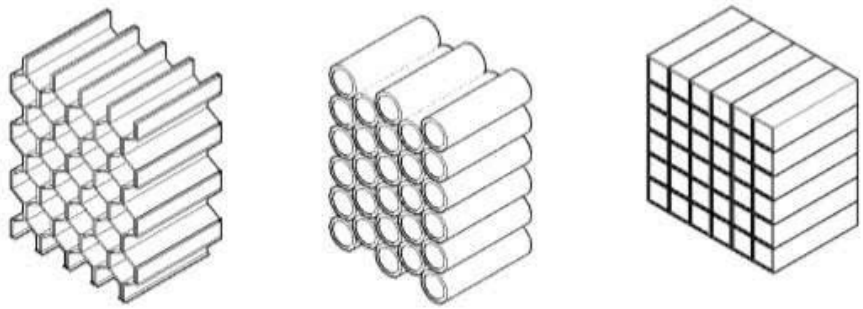


Figura 8. Geometrías de honeycomb

Fuente: Imagen extraída de [17]

Para este proyecto el honeycomb se compone de celdas con geometría hexagonal de 2.891 cm de lado, con una longitud correspondiente a 3.2 cm; con esta forma y teniendo un grosor de pared entre cada hexágono de 0.5 mm, se obtuvo el siguiente valor de porosidad:

$$\beta_1 = \frac{A_{flujo}}{A_{total}} = \frac{0.11197\ m^2}{0.1369\ m^2} = 0.817$$

Para su armado se utilizó como material MDF y por medio de corte laser se cortó un total de 8 capas para obtener un resultado acorde al diseño calculado:

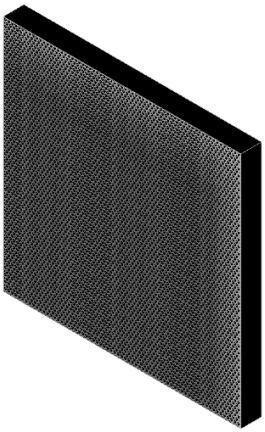


Figura 9. Honeycomb

Fuente: Autoría propia diseñado con el software de inventor

Adicionalmente, se agregó una malla mosquitera que tiene agujeros de 1.8 mm x 1.8 mm, y esta malla se colocó 0.02 m antes de la zona de prueba, esta malla tiene la siguiente porosidad:

$$\beta_2 = \frac{A_{flujo}}{A_{total}} = \frac{0.016796\ m^2}{0.0225\ m^2} = 0.746$$

Lo cual corresponde a un valor dentro del rango recomendado por la literatura para una malla por debajo de 0.8 de porosidad.

3.1.4. Difusor

El difusor debe tener un ensanchamiento gradual de su sección transversal, donde se puede tener varias formas para su diseño, las cuales pueden se: cuadrada, tubular o una combinación de ambas. Un factor importante que se debe tomar en cuenta para el diseño de este elemento es la elección del ángulo de inclinación, el cual se recomienda estar entre 2.5° a 5° para evitar que haya desprendimiento de la capa límite [5]. Además, según algunos autores [2], [3],

[23] no se debe exceder el ángulo de inclinación de 6° ya que además de generar desprendimiento de la capa límite también se produce vibraciones y fluctuaciones no deseadas.

Se recomienda tener una relación de áreas entre salida y entrada aproximada entre valores de 2 a 3 para un coeficiente de recuperación de presión adecuado, además de que en base a esta relación también se define la longitud del difusor [9].

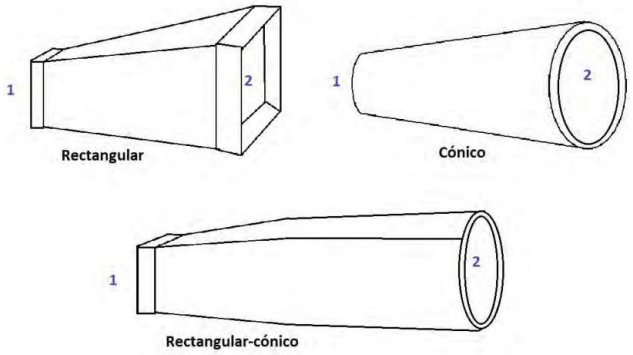


Figura 10. Tipos de difusores

Fuente: https://n9.cl/utv38

La función del difusor es reducir la energía cinética, lo que aumenta la presión estática. Esta expansión produce una reducción de la velocidad al fluir del aire entre dos puntos, siendo el punto 1 la salida de la zona de prueba y el punto 2 la salida del difusor. Además, debido a las velocidades que se maneja se considera que el aire es incompresible, por lo que se usa la ecuación de la continuidad.

Se consideró un armado de forma rectangular para este proyecto debido a su facilidad de construcción. Para el diseño se considera un ángulo de inclinación de 4° para evitar que haya desprendimiento de la capa límite debido a la geometría. Se tiene un área de entrada de 0.0225 m^2 y a la salida un área de 0.0529 m^2, produciendo una relación de expansión de aproximadamente 2.35. Con estos datos el lado de salida del difusor es de 0.23 m, lo que dio una longitud de:

$$\theta = atan\left(\frac{R_z - R_d}{L_d}\right) \rightarrow L_d = \frac{0.115 - 0.075}{\tan(4°)} = 0.572\ m$$

Donde θ es el ángulo de inclinación del difusor, R_z es el radio de la zona de prueba, R_d es el radio del difusor y L_d es la longitud del difusor. De este modo se tiene el siguiente diseño:

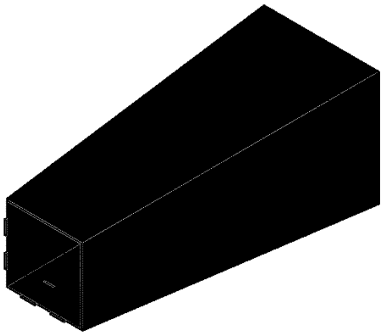


Figura 11. Difusor

Fuente: Autoría propio diseñado en el software de Inventor

3.1.5. Extractor

Este dispositivo mecánico es el encargado de generar el gradiente de presión, siendo el dispositivo que se encarga del funcionamiento del túnel y puede ir antes de la cámara de estabilización o después del difusor, esta última es una posición preferible que garantiza una menor turbulencia en la zona de pruebas y un comportamiento más natural para el flujo del aire [7]. Existen diferentes tipos de fuentes como axiales, los cuales son económicos y ligeros; los centrífugos, que generan mayores presiones, y no son tan utilizados para altas velocidades en túneles de viento [6], entre otros como de veleta, helicocentrífugos, etc.

Como criterios de selección y diseño se tiene la consideración del caudal que maneja el dispositivo, un sistema de control de velocidad, el ruido que produce, acoples que utiliza para su instalación, y especificaciones técnicas como potencia o alimentación eléctrica [2], [10]. El dispositivo escogido por diseño es de la marca Mingletec, modelo MHF-D200, su configuración es helicocentrifugo y sus especificaciones son las siguientes:

Tabla 2. Especificaciones del extractor

Fuente: Autoría propia

Parámetro	Unidad
Alimentación	110 VAC, monofásica
Corriente consumida	0.53 A
Potencia	130 W
Caudal	900 m^3/h
Tamaño	20.32 cm
Decibeles	43 dB
Velocidad	2600 RPM

Con estos datos se determinó la velocidad teórica en la zona de prueba en base a la ecuación de la continuidad y con el caudal de la ficha técnica:

$$A_e = \pi \left(\frac{0.2032\ m}{2}\right)^2 = 0.03243\ m^2$$

$$V_e = \frac{0.25 \frac{m^3}{s}}{0.03243\ m^2} = 7.709 \frac{m}{s}$$

$$V_z = \frac{(0.03243\ m^2)\left(7.709 \frac{m}{s}\right)}{0.0225\ m^2} = 11.11 \frac{m}{s}$$

Siendo esta la velocidad máxima que se podría alcanzar en la zona de prueba con el extractor disponible, sin embargo, esta velocidad es variable por medio de circuitería electrónica que se detalla en una sección posterior y, además, existen pérdidas de velocidad debido a la eficiencia del dispositivo y a las pérdidas que genera el honeycomb o la malla, por lo que la velocidad dentro de la zona de prueba será menor que la velocidad teórica obtenida

3.2. Diseño e implementación del sistema de instrumentación y control

3.2.1. Sensores de velocidad de aire

Estos sensores permiten obtener la velocidad del aire en base a distintos principios de funcionamiento, empezando por los más conocidos anemómetros mecánicos, los cuales disponen

de veletas para la medición y su resolución suele ser generalmente de 0.1 m/s, este tipo de sensores llega a ser más baratos, pero utilizan mucho espacio para las mediciones. Otro tipo de sensores son los conocidos como anemómetros de hilo caliente (CTA) que usan filamentos que son calentados eléctricamente y la corriente del sensor presenta cambios de acuerdo con la velocidad del flujo del aire para mantener la resistencia a temperatura constante, además, de que este tipo de sensores permite la medición de intensidad de turbulencia [2], [3].



Figura 12. a) Anemómetro de veleta, b) Anemómetro ultrasónico, c) Anemómetro de hilo caliente, d) Tubo de Pitot.

Fuente: https://n9.cl/ablsf

Para medir la velocidad en el prototipo diseñado se va a utilizar un sensor que se basa en el principio del hilo caliente, donde se utiliza termistores para compensación de temperatura y la medición adecuada de las variables, este sensor permite no solo medir la velocidad lineal, sino también la temperatura. Este sensor es de la empresa Modern Device y es el modelo Wind Sensor Rev P:

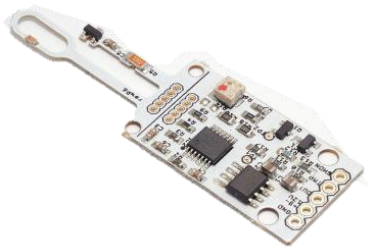


Figura 13. Wind Sensor Rev P.

Fuente: https://n9.cl/r9lmdz

3.2.2. Sensores de presión

Para medir la presión se tiene distintas opciones en base al tipo de variable a medir y el tipo de aplicación que se le va a dar, una opción son los manómetros tradicionales de varios tubos donde hay agua que permite visualizar los perfiles de presión simultáneos hasta micro manómetros digitales que poseen alta resolución [8].

También hay otra forma de realizar la medición y es medir presión estática, total o incluso dinámica de forma indirecta al utilizar elementos como el tubo de Pitot, donde al tener un sensor de presión diferencial se puede tomar medidas de estas presiones en ciertos puntos del túnel de viento. Este último sensor también permite realizar mediciones de velocidad por medio de la ecuación de Bernoulli; la forma del tubo de Pitot afecta la sensibilidad, además que este tipo de medida puede ser inexacto para velocidad muy bajas menores a 5 m/s [7].

3.2.3. Otros sensores

Otras variables que pueden medirse adicionalmente a presión y velocidad son la temperatura, el nivel de turbulencia y fuerzas o momentos. La medición de fuerzas/momentos permite obtener sustentación y arrastre de la interacción del modelo con el fluido y para esto se hace uso de balanzas aerodinámicas que pueden ser internas al modelo o externas con ayuda de soportes para medir las variables en los componentes X, Y y Z [3]. También se puede hacer uso de celdas de carga o galgas extensiométricas que tienen un costo más bajo y requieren de un sistema de acondicionamiento de señal para su lectura, en caso de usar estos es común utilizar cuatro sensores en la base de los modelos [13].

También para la medición te temperatura puede utilizarse una diversidad de sensores como lo son las termocuplas para uso industrial, las RTD como un sensor más accesible o

incluso sensores menos costosos como lo son termistores y sensores digitales como el DHT11, entre otros.

3.2.4. Adquisición de datos

Para la adquisición de datos se puede utilizar un sistema DAQ como interfaz entre sensores y el procesamiento digital que son dispositivos de alta gama como la tarjeta National Instrument NI USB-6212 en conjunto con LabVIEW. Sin embargo, por costos es más accesible utilizar microcontroladores como Arduino, esp32 o incluso Raspberry Pi funcionan en conjunto con sensores de uso académico. Para el procesamiento de los datos que son recogidos por el microcontrolador se puede utilizar programación en Python, Arduino IDE o Matlab generalmente tanto para la visualización como para el análisis estadístico de los datos. Para este proyecto se utilizó un Arduino UNO y una pantalla integrada con una tarjeta ESP32.

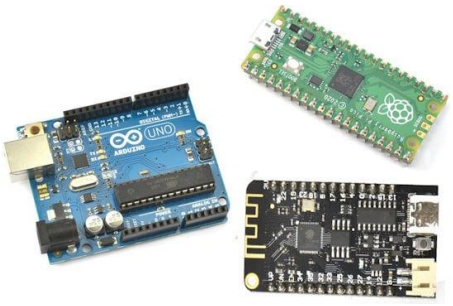


Figura 14. Microcontroladores: Arduino, Esp32 y Raspberry

Fuente: https://n9.cl/firqc

3.2.5. Visualización de flujo

Para corroborar las simulaciones en CFD se requiere tener una forma de poder visualizar el flujo adecuadamente, para lo cual se tiene como opción los trazadores físicos que llegan a ser mechones de lana o hilos de seda [5]. También se puede usar métodos ópticos como un sistema PIV (Particle Image Velocimetry) que utiliza láseres y cámaras de alta velocidad para lograr capturas de movimiento de partículas trazadoras y de esta forma incluso generar campos de

velocidad vectoriales, sin embargo, este método es muy costoso. El método más accesible y adecuado para la visualización de las líneas de flujo son los generadores de humo donde se utiliza la vaporización de aceites minerales para inyectar filamentos de humo que permiten observar el flujo a través de los modelos.

En este proyecto se va a utilizar una máquina de humo portátil de la marca LENSGO, con funcionamiento por control remoto, esta máquina tiene un funcionamiento de humo generado por calentamiento de una mezcla compuesta de agua destilada, glicerina y alcohol.



Figura 15. Máquina de humo portátil LENSGO

Fuente: https://n9.cl/74dlv

3.2.6. Circuito electrónico

El sistema electrónico está compuesto por una etapa de control y una etapa de potencia. Para la etapa de control se seleccionó como microcontrolador principal un Arduino Uno, utilizado para adquirir y procesar datos que corresponden a la velocidad y temperatura del flujo dentro del túnel; así también, se tiene un sensor fin de carrera para detectar la posición de la puerta de la zona de pruebas y verificar que esta permanezca cerrada durante la operación normal del sistema.

La etapa de potencia en cambio está constituida principalmente por el ventilador (actuador) que genera el flujo de aire requerido, y la regulación de la velocidad de rotación se realiza mediante un dimmer con detección de cruce por cero controlado desde el Arduino, lo que

permite también ajustar las condiciones de funcionamiento del ventilador en base a los requerimientos de los ensayos de cada modelo.

La alimentación del circuito es de dos tipos: de corriente continua con un voltaje de 5 y 12 V, y de corriente alterna con un voltaje monofásico de 110 V. Estas alimentaciones se encuentran separadas por el dimmer que incorpora un optoacoplador que aísla los dos tipos de señales, teniendo una protección adecuada del sistema. También se incorpora una pantalla para el control del túnel de viento, la cual incorpora un microcontrolador que se encarga únicamente del manejo de la HMI, sin intervención directa en la lectura de sensores o el control de actuadores.

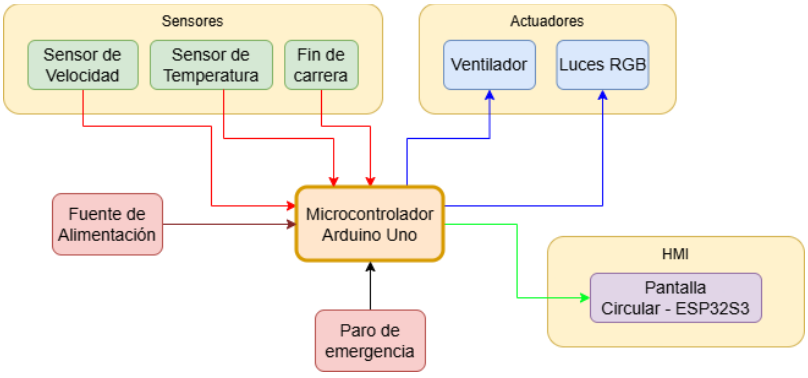


Figura 16. Diagrama de bloques del circuito electrónico

Fuente: Autoría propia

Como se puede observar en el diagrama de bloques la comunicación utilizada:

- La transmisión de datos es por medio del puerto serial.
- Las conexiones tienen al Arduino Uno como el microcontrolador principal del sistema.
- La pantalla se encarga de la interacción del usuario con la máquina.
- Los sensores y actuadores se conectan directamente a los pines digitales del Arduino, en los anexos se puede observar una conexión más detallada de los componentes.

La fuente de alimentación DC es de 12 voltios con 5 amperios, teniendo una potencia de 60 watts. Para la línea de voltaje de 12 voltios directo de la fuente se tiene un consumo aproximado de 5W, mientras que para la línea de 5 voltios 14W, teniendo un total aproximado de 19 W. Por lo que la fuente elegida es adecuada para el funcionamiento correcto del prototipo.

Tabla 3. Consumo energético del equipo

Fuente: Autoría propia

Componente	Voltaje (V)	Corriente (mA)	Potencia (W)
Arduino Uno	12	70	0.84
Ventilador	12	250	3
Wind Sensor	12	40	0.48
Pantalla ESP32	5	350	1.75
Leds RGB	5	2400	12
Dimmer	5	40	0.2
Consumo total	-	-	18.27

3.2.7. Diseño de interfaz hombre-máquina (HMI)

La HMI fue desarrollada para facilitar la interacción entre el usuario y el túnel de viento, permitiendo visualizar en tiempo real las variables medidas y controlar el funcionamiento del sistema. La pantalla tiene como microcontrolador un ESP32S3 y tiene una forma circular, esta HMI fue realizada con el software de licencia estudiantil de SquareLine Studio que permite realizar interfaces de forma gráfica. Teniendo el siguiente diseño:

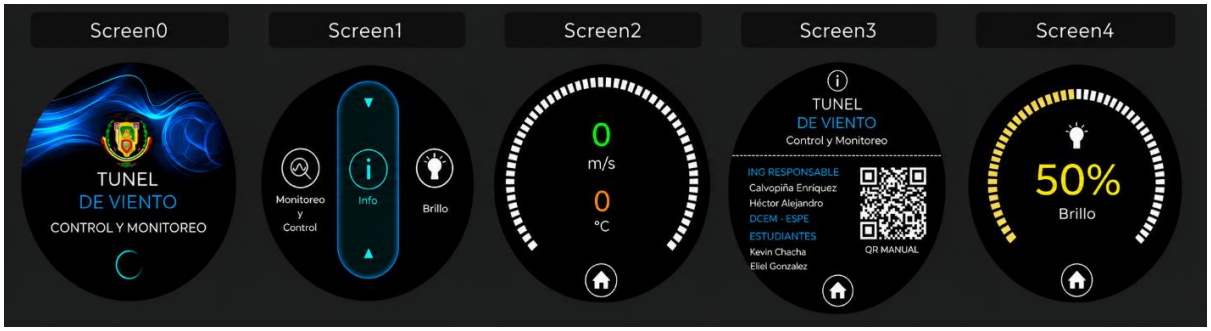


Figura 17. Diseño de HMI

Fuente: Autoría propia con SquareLine Studio

Esta pantalla fue diseñada de forma sencilla y con una distribución adecuada, teniendo una pantalla de presentación, un menú seleccionable que permite entrar a la pantalla de visualización de variables y manipulación de la velocidad del túnel, otra pantalla de información que cuenta con un código QR directo al manual de usuario y a información importante del prototipo y finalmente una pantalla de control del brillo de la pantalla. La interfaz fue desarrollada con la biblioteca gráfica LVGL.

3.3. Simulación CFD

3.3.1. Configuración CFD

La simulación CFD se realizó utilizando ANSYS 2019 R2. Como primer paso, se modeló en Autodesk Inventor 2026 el volumen de fluido correspondiente al interior del túnel de viento, el cual representa la región por donde circula el aire. Posteriormente, el modelo fue importado a ANSYS Fluent para configurar las condiciones de simulación. La configuración empleada se presenta a continuación:

Tabla 4. Configuración CFD

Fuente: Autoría propia

General	
Gravedad en el eje Y	-9.81 m/s^2
Modelo de turbulencia	K – ω SST
Materiales	
Fluido – Aire	Densidad: 1.225 kg/m^3 Viscosidad: 1.7894e-05 kg/(m*s)
Condiciones de borde	
Inlet	Ubicación: Entrada de zona de prueba Velocidad: 0 – 9 m/s Diámetro hidráulico: 15 cm
outlet	Ubicación: Salida de zona de prueba Diámetro hidráulico: 15 cm
wall	Condición de no deslizamiento en pared Condición de pared fija
Cálculo de Ejecución	
Número de iteraciones	500

Métodos de solución	
Esquema	Coupled
Gradiente	Least Squares Cell Based
Pressure	Second Order
Momentum	Second Order Upwind
Turbulent Kinetic Energy	Second Order Upwind
Specific Dissipation Rate	Second Order Upwind

Las simulaciones se ejecutaron en un computador portátil con 32 GB de memoria RAM, con un procesador 13th Gen Intel® Core™ i7-13620H, una tarjeta gráfica NVIDIA RTX 4050 y un almacenamiento de 1 TB. Con estos recursos computacionales se obtuvo el procesamiento de los modelos y se realizó el análisis de los resultados obtenidos durante las simulaciones. Para las simulaciones se utilizó doble precisión, con procesamiento en paralelo y el uso de 10 procesadores, teniendo un tiempo de simulación de una hora y media.

La convergencia de las simulaciones se evaluó mediante el análisis de los residuales y la estabilidad de las variables de interés. Se estableció como criterio que el residual de continuidad alcance valores inferiores a $1x10^{-2}$, mientras que los residuales de las componentes de velocidad en las direcciones X, Y y Z tengan residuales inferiores a $1x10^{-4}$. Para las ecuaciones de turbulencia (k y ω) se consideró residuales del orden de $1x10^{-3}$ que son adecuados para las simulaciones de modelos aerodinámicos [24]. Adicionalmente, se verificó la conservación de masa mediante la comparación del flujo másico entre la entrada y la salida del dominio, exigiendo un desbalance inferior a $1x10^{-5}$. Adicionalmente, se generó un plano transversal en la sección central de la zona de prueba para monitorear los valores de velocidad y presión durante el proceso iterativo. Se asumió que la solución alcanza la convergencia cuando los valores de estas variables tengan un error relativo menor al 0.1% [25]. Para el caso de modelo automovilísticos se realizó el seguimiento de los coeficientes de arrastre y de sustentación,

verificando que estos tengan un comportamiento estable bajo el mismo criterio de convergencia de la velocidad y presión.

3.3.1.1. Modelo de turbulencia K – ω SST

El flujo a través del túnel de viento presenta complejas interacciones cerca de la pared, así como requiere el capturar el efecto del aire en flujo libre, por lo que se empleó el modelo de turbulencia K – ω SST. Las simulaciones se realizaron en estado estacionario mediante la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por Reynolds (RANS). Donde para este modelo se resuelve las ecuaciones de energía cinética turbulenta (k):

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho k\omega + \frac{\partial}{\partial x_j}[(\mu + \sigma_k \mu_t)\frac{\partial k}{\partial x_j}]$$

y la tasa de disipación específica (ω):

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \alpha\frac{\omega}{k}P_k - \beta\rho\omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j}[(\mu + \sigma_\omega \mu_t)\frac{\partial \omega}{\partial x_j} + 2\,(1 - F_1)(\frac{\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial \omega}{\partial x_j})$$

Donde, k es la energía cinética turbulenta, ρ es la densidad del flujo, u_j es la componente de velocidad en dirección j, x_j es coordenada espacial, P_k es producción de turbulencia, ω es frecuencia específica de disipación, μ es viscosidad dinámica, μ_t es viscosidad turbulenta y σ_k, β, α son constantes empíricas del modelo, σ_ω es constante de difusión.

Este modelo es una opción equilibrada entre precisión predictiva y ahorro de costo computacional, utiliza el modelo k-ω en las regiones cercanas a la pared y la formulación k-ε en las regiones de flujo libre alejada de la superficie. Esta combinación permite predecir fenómenos asociados a separación de flujo, cambios de presión y el desarrollo de la capa límite que se genera en el túnel de viento. Este modelo también puede resolver la región cercana a la pared sin depender de las funciones de pared empíricas, debido a que requiere un refinamiento adecuado en las paredes de los modelos [26].

3.3.1.2. Tratamiento de la pared con validación Y+

El parámetro adimensional Y+ se utiliza para evaluar la calidad de la discretización de la primera celda adyacente a la pared y verificar la compatibilidad del mallado con el modelo de turbulencia empleado. Un control adecuado de este parámetro permite representar con mayor precisión el flujo en las regiones cercanas a la pared, reduciendo los errores numéricos asociados a la discretización y mejorando la predicción de los gradientes de velocidad y presión [27]. Para el modelo k-ω SST se recomienda que el valor de Y+ sea cercano o inferior a 1, ya que este modelo está formulado para resolver directamente la subcapa viscosa sin recurrir a funciones de pared empíricas. Para determinar la altura de la primera capa de la malla, se emplearon relaciones de capa límite para placas planas, debido a que proporcionan una estimación adecuada del comportamiento del flujo cercano a la pared, utilizando la siguiente ecuación:

$$y = \frac{y^+ * \mu}{\rho * u_*}$$

Donde, y altura de la primera capa desde la pared, μ es la viscosidad dinámica, ρ es la densidad del fluido, u_* es la velocidad de fricción. Para obtener estos valores se utiliza los datos del fluido mencionados en la Tabla 2, y se realiza el cálculo de la velocidad de fricción; para lo cual se requiere obtener el coeficiente de fricción y el esfuerzo cortante:

$$Re = \frac{\rho * v * L}{\mu}$$

Donde Re es el número de Reynolds, v es la velocidad de la corriente libre y L es la longitud característica, la cual será de 0.15 m para la simulación del túnel sin modelos y con la implementación de modelos L es la longitud característica de los mismos. A continuación, con Re se obtiene el coeficiente de fricción de superficie C_f y el esfuerzo cortante en la pared τ_w [28]:

$$C_f = [2\log_{10}(Re) - 0.65]^{-2.3}, \quad si\ Re < 10^9$$

$$\tau_w = C_f * \frac{1}{2} * \rho * v^2$$

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$

Esta velocidad de fricción se utiliza para obtener la altura del primer elemento de la malla respecto a la pared, teniendo los siguientes resultados para los modelos utilizados:

Tabla 5. Cálculo de altura del primer elemento de la malla

Fuente: Autoría propia

Modelo	$\boldsymbol{L}$ $[\boldsymbol{m}]$	$\boldsymbol{Re}$	$\boldsymbol{C_f}$	$\boldsymbol{\tau_w}$ **[Pa]**	$\boldsymbol{u_*}$**[m/s]**	$\boldsymbol{y}$ **[um]**
Túnel de viento	0.15	71881	0.00628	0.15396	0.3545	41
Modelo 1	0.159	76194	0.00620	0.15200	0.3522	41
Modelo 2	0.122	58463	0.00658	0.16121	0.3627	40
Modelo 3	0.118	56546	0.00663	0.16242	0.3641	40

3.3.2. Independencia de malla

Para el mallado del túnel de viento sin modelos de prueba se empleó el método CutCell, el cual genera una malla cartesiana que se adapta a la geometría mediante la subdivisión local de celdas. Se optó por seleccionar este método ya que se adapta de forma adecuada a superficies complejas con una calidad de malla adecuada para este tipo de simulaciones, además de que permite tener una cantidad moderada de elementos y reducir el costo computacional de las simulaciones. También se utilizó capas de inflación sobre las paredes del carro para tener una mejor resolución de la capa límite y capturar los gradientes de velocidad en dichas regiones. Se determinó que la altura de la primera capa de la inflación quede dentro de la subcapa viscosa, y verificando este requerimiento al tener valores de Y+ cercanos a la unidad.

Se realizó un estudio de independencia de malla con la obtención de la presión promedio en la entrada del prototipo, y se realizó variaciones del tamaño del elemento como se presenta en la siguiente tabla:

Tabla 6. Estudio de independencia de malla para túnel de viento vacío

Fuente: Autoría propia

Tamaño de elemento [mm]	Número de elementos	Presión en la entrada [Pa]	Error Relativo [%]
5.5	121368	16.272	-
5	150642	17.302	5.95
4.5	198204	17.928	3.49
4	264570	18.639	3.81
3.5	360391	18.435	1.11

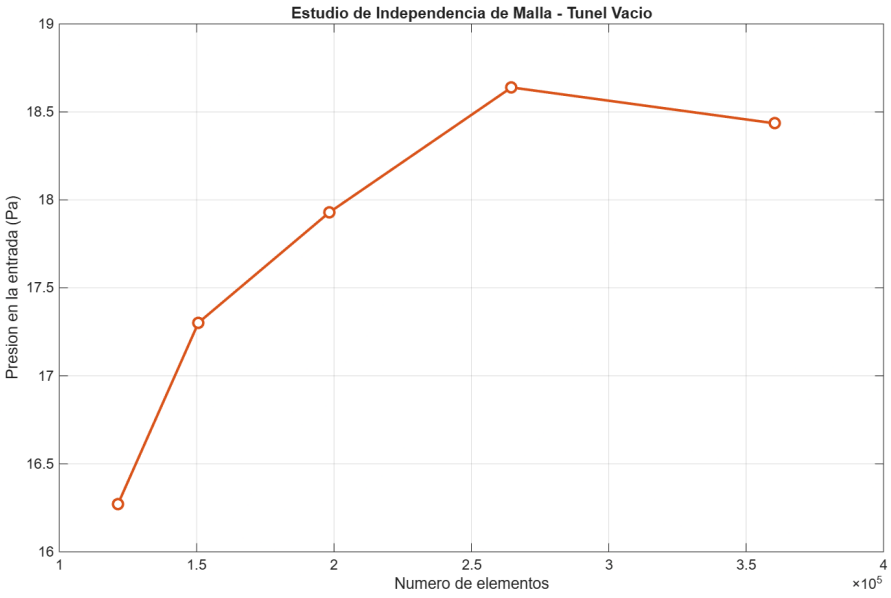


Figura 18. Curva de independencia de malla de túnel vacío

Fuente: Autoría propia

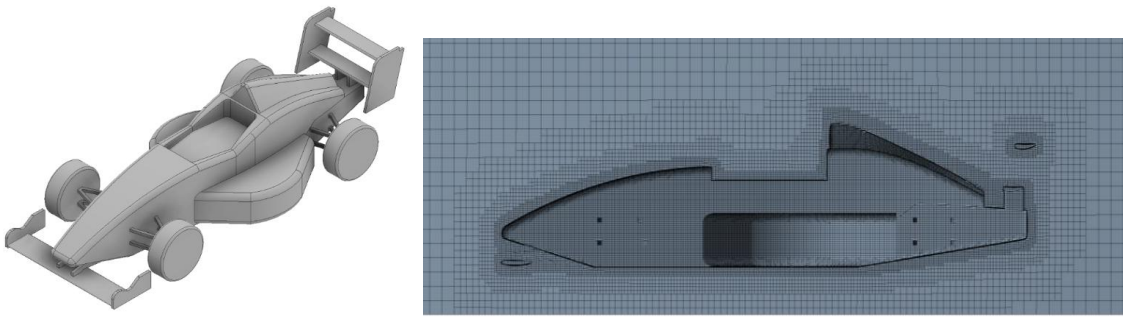
Con base en el estudio de independencia de malla, se seleccionó una malla con un tamaño de elemento de 3.5 mm y un total de 360 391 elementos. Esta configuración presentó un error relativo del 1.11% respecto a la malla de referencia, con una calidad ortogonal de 0.952 y un

skewness de 0.034, valor que se encuentra dentro de los rangos recomendados para simulaciones CFD. Por lo tanto, se consideró adecuada para los análisis del túnel de viento sin modelos de prueba en su interior, al ofrecer un equilibrio entre precisión numérica y costo computacional.

Tras la simulación del túnel de viento se procedió a determinar los modelos que se va a evaluar en la zona de prueba; como se mencionó antes, estos corresponden a tres modelos de carros a escala de 1:24 y 1:34. Los cuales se realizó una simplificación de su geometría para poder realizar su simulación y análisis por medio del software de Ansys Fluent.

3.3.2.1. Modelo de prueba 1

El primer modelo es un carro de fórmula 1 simplificado, el cual es conocido por tener una excelente configuración aerodinámica para evitar las fuerzas de sustentación.



a) b)

Figura 19. a) Modelo de prueba 1, b) Mallado de modelo 1

Fuente: Diseño en inventor, https://n9.cl/qwz4w

En la figura anterior se puede observar el modelo simplificado (a) y el mallado con elementos hexaédricos en Ansys Meshing (b). Se realizó un estudio de independencia de malla con el objetivo de determinar la configuración adecuada del tamaño de los elementos para el análisis. Como criterio de evaluación se utilizó la presión en la entrada del túnel y el coeficiente de arrastre. Para ello, se aplicó un refinamiento *Face Sizing* y un *inflation* sobre las paredes del

vehículo y se evaluaron diferentes tamaños de malla, variando el tamaño del elemento como se muestra a continuación:

Tabla 7. Estudio de independencia de malla Modelo 1

Fuente: Autoría propia

Tamaño de elemento [mm]	Número de elementos	Coeficiente de arrastre	Error Relativo [%]	Presión en la entrada [Pa]	Error Relativo [%]
0.65	1003051	0.683	-	3.643	-
0.60	1182262	0.696	1.87	3.982	8.51
0.55	1411350	0.703	1.00	4.129	3.56
0.50	1687048	0.709	0.85	4.105	0.58
0.45	2070212	0.712	0.42	4.183	1.86

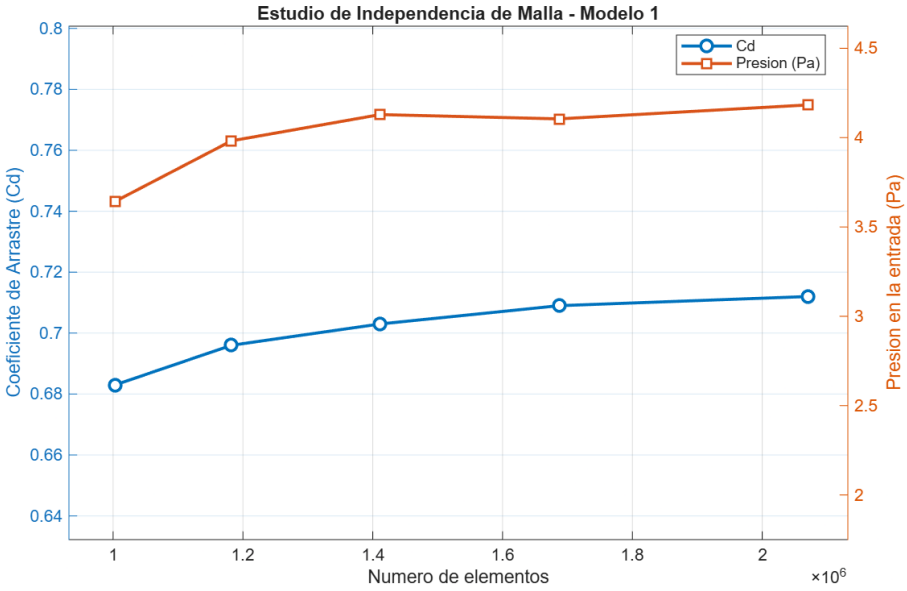


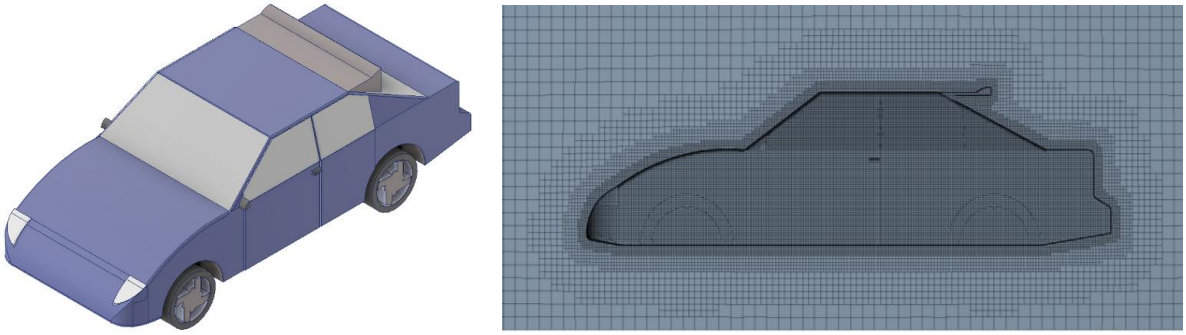
Figura 20. Curva de independencia de malla de túnel con modelo 1

Fuente: Autoría propia

De acuerdo con los resultados presentados en la Tabla 6, se seleccionó una malla con un tamaño de elemento de 0.45 mm y 2 070 212 elementos. Esta configuración presentó un error relativo del 2%, con una calidad ortogonal de 0.947 y un skewness de 0.072, por lo que se consideró adecuada para los análisis posteriores.

3.3.2.2. Modelo de prueba 2

El segundo modelo es un automóvil de uso común simplificado, el cual es conocido por tener una configuración aerodinámica equilibrada para sus aplicaciones automotrices ya que no requiere alcanzar grandes velocidades dentro de la ciudad.



a) b)

Figura 21. a) Modelo de prueba 2, b) Mallado de modelo 2

Fuente: Diseño en inventor, https://n9.cl/sng15

El modelo se puede observar en la figura 21.a, y en la figura 21.b se puede observar cómo se realizó el mallado para la simulación CFD. De manera similar al modelo 1, se realizó un estudio de independencia de malla con el fin de determinar la configuración adecuada del tamaño de los elementos para el análisis:

Tabla 8. Estudio de independencia de malla Modelo 2

Fuente: Autoría propia

Tamaño de elemento [mm]	Número de elementos	Coeficiente de arrastre	Error Relativo [%]	Presión en la entrada [Pa]	Error Relativo [%]
0.75	571636	0.563	-	3.428	-
0.65	754422	0.603	6.63	3.656	6.24
0.55	1076643	0.578	4.33	3.759	2.74
0.45	1607434	0.612	5.56	3.960	5.08
0.35	2682135	0.603	1.49	4.122	3.93

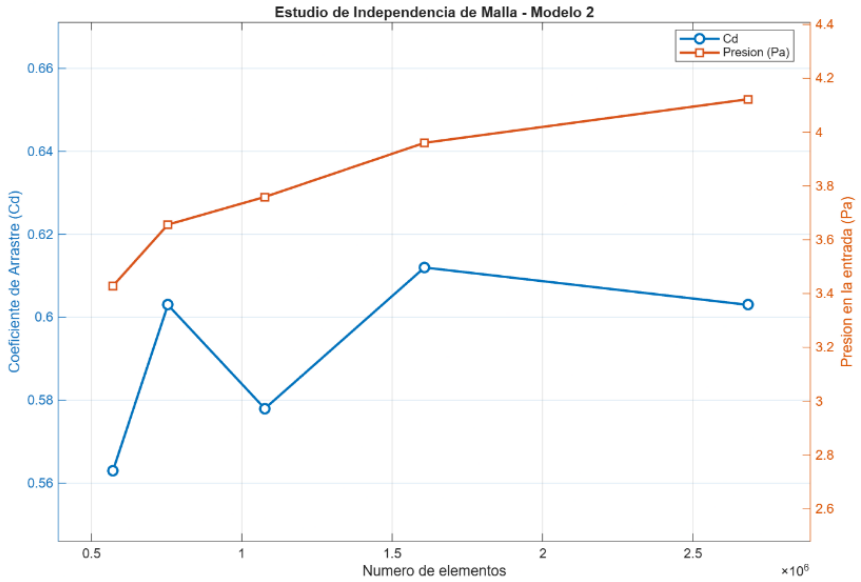


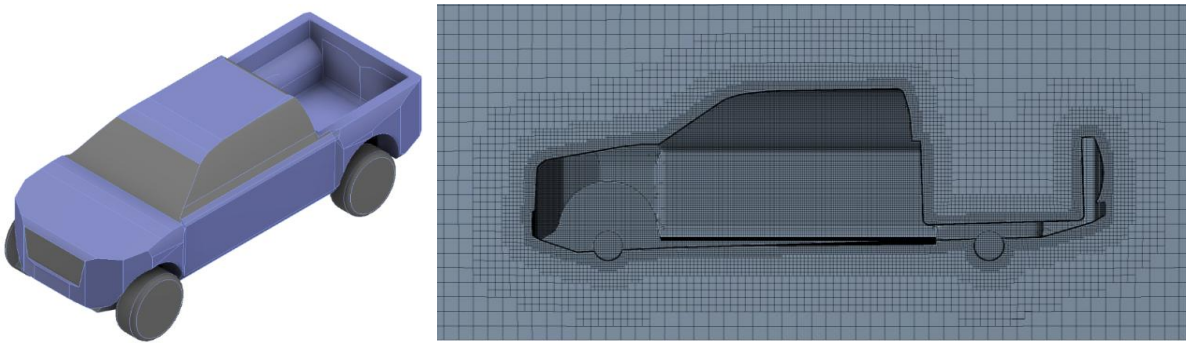
Figura 22. Curva de independencia de malla de túnel con modelo 2

Fuente: Autoría propia

De acuerdo con los resultados presentados en la Tabla 7, se seleccionó una malla con un tamaño de elemento de 0.35 mm y 2 682 135 elementos. Esta configuración presentó un error relativo del 3%, con una calidad ortogonal de 0.962 y un skewness de 0.047, por lo que se consideró adecuada para los análisis posteriores.

3.3.2.3. Modelo de prueba 3

El tercer modelo es una camioneta Ford 150 simplificada, la cual es conocido por tener una mala configuración aerodinámica para sus aplicaciones automotrices ya que se prefiere la utilidad por sobre la velocidad, teniendo prioridad por el espacio de carga y su capacidad estructural.



a) b)

Figura 23. a) Modelo de prueba 3, b) Mallado de modelo 3

Fuente: Diseño en Inventor, https://n9.cl/tmiw1

Se realizó un estudio de independencia de malla para determinar la configuración adecuada del tamaño de los elementos que se va a usar:

Tabla 9. Estudio de independencia de malla Modelo 3

Fuente: Autoría propia

Tamaño de elemento [mm]	Número de elementos	Coeficiente de arrastre	Error Relativo [%]	Presión en la entrada [Pa]	Error Relativo [%]
0.75	579133	0.655	-	3.346	-
0.65	780337	0.671	2.38	3.943	15.14
0.55	1076580	0.676	0.74	3.633	8.53
0.45	1627458	0.693	2.45	4.300	15.51
0.38	2334089	0.700	1.00	4.450	3.37

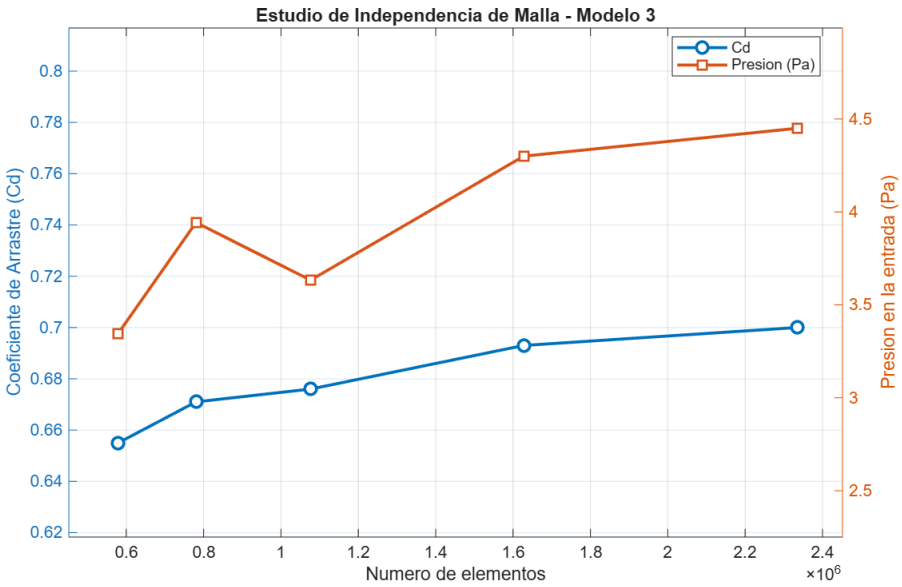


Figura 24. Curva de independencia de malla de túnel con modelo 3

Fuente: Autoría propia

De la tabla 8, se seleccionó una malla con un tamaño de elemento de 0.38 mm, conformada por un total de 2 334 089 elementos, debido a que presenta un error relativo del 3%, con una calidad ortogonal de 0.961 y un skewness de 0.056, garantizando una adecuada precisión y confiabilidad en los resultados obtenidos.

3.4. Consideraciones de seguridad y mantenimiento

La seguridad del sistema involucra tanto el cuidado del usuario que manipule el equipo como la seguridad del equipo mismo y esta se encuentra dividido en varios segmentos que involucran las partes de electrónica, de control y mecánico respecto al sistema completo. En estas se encuentra las siguientes características:

- En la parte eléctrica se cuenta con un aislamiento con un optoacoplador integrado en un dimmer, el cual permite separar la parte de control y de potencia para manejar la velocidad del ventilador helicocentrífugo.

- En la parte eléctrica también se cuenta con un fusible como equipo de protección contra cortocircuitos y aumentos excesivos de corriente, así también, se dispone de un botón como paro de emergencia ante algún accidente que requiera detener el proceso completamente.
- En la parte de control y programación se tiene una medida de seguridad respecto al cuidado del ventilador, teniendo un rango operativo real del 25 al 100%, debido a que requiere de una potencia mínima suficiente para arrancar y mantenerse operativo sin causar daños al equipo.
- En la parte de programación vinculado a la interfaz gráfica también se tiene un control para que el aumento o decremento de la potencia del ventilador no sea brusco, sino de forma gradual.
- De forma mecánica y electrónica se tiene un fin de carrera que desactiva todo el sistema si la tapa del túnel se encuentra abierta, sin poder accionar el ventilador mientras no se encuentre en su posición.
- Como parte mecánica se tiene un pequeño ventilador en la sección del panel de electrónica que se encarga del enfriamiento del circuito, inyectando aire para el enfriamiento de los leds y de aparatos de potencia como la fuente de alimentación, el reductor de voltaje y el dimmer.

Para el mantenimiento del equipo se requiere más que nada un mantenimiento preventivo para evitar algún fallo o daño, para lo que se tiene en consideración aspectos como la limpieza y la organización del equipo, teniendo:

- Se debe tener una limpieza constante después de cada uso de la máquina de humo, con un paño de microfibra se realiza la limpieza de excesos del líquido para producir

humo, así como la limpieza de los residuos que deja tanto en la máquina como en superficies en contacto con el humo.

- La máquina de humo se debe mantener el nivel del líquido dentro del rango permitido, sin exceder el máximo y teniendo el líquido suficiente para la producción del humo.
- Una o dos veces al mes es recomendable limpiar los excedentes a causa del humo que se generan en el ventilador que conduce el flujo de aire. Se generan pequeños residuos de color negro que se pegan a las paredes del ventilador.
- Realizar un chequeo del funcionamiento de los componentes electrónicos, teniendo una revisión de continuidad de cables, una revisión de voltajes adecuadas: la fuente de voltaje debe dar 12 V, el reductor debe dar 5 V, las tierras deben estar puenteadas y la alimentación AC debe ser aproximadamente 110-120 VAC.
- Realizar una limpieza general con un paño de microfibra de toda la máquina para quitar suciedades que se generan por el polvo del ambiente, así como limpiar el honeycomb por encima lentamente.

Capítulo IV: Análisis y discusión de resultados

4.1. Resultados experimentales del diseño y de simulación CFD

4.1.1. Pruebas de funcionamiento del prototipo

El prototipo presentó velocidades con valores entre los 0 y 9 m/s, teniendo un rango dentro de los valores esperados debido a las pérdidas existentes en el sistema. Este rango de velocidades corresponde a un número de Mach de aproximadamente 0.02, por lo que se puede utilizar la consideración de un flujo incompresible, así como estar en el régimen de túneles de viento subsónicos de baja velocidad. Así también, se obtuvo los números de Reynolds para el túnel vacío un valor de $7.2x10^4$, lo que lo ubica dentro del régimen de fluido turbulento

4.1.1.1. Caracterización del flujo de aire

Con el prototipo del túnel de viento implementado, se realizó su caracterización con el fin de evaluar el comportamiento del flujo de aire, determinar la uniformidad de la velocidad en la zona de pruebas y establecer los parámetros de operación del sistema. Para la medición aproximada de la intensidad de turbulencia se utiliza la siguiente ecuación donde se relaciona la fluctuación de la velocidad u'con la velocidad promedio u_{avg} [24], [29]:

$$I = \frac{u'}{u_{avg}}$$

Para ello, mediante la instrumentación implementada se realizaron mediciones de velocidad en nueve puntos distribuidos uniformemente en una matriz de 3 × 3 sobre la sección transversal de la zona de pruebas:

Tabla 10. Distribución de velocidad en zona transversal de la zona de prueba

Fuente: Autoría propia

Punto	**1**	**2**	**3**	**4**	**5**	**6**	**7**	**8**	**9**
Velocidad	2.65	2.95	2.52	2.70	2.68	2.89	2.81	2.60	3.04
medida (m/s)	2.68	2.94	2.53	2.68	2.65	2.86	2.89	2.57	3.06

	2.67	2.91	2.56	2.69	2.64	2.85	2.87	2.56	3.05
	2.66	2.89	2.54	2.67	2.63	2.82	2.86	2.55	3.04
	2.68	2.91	2.53	2.69	2.62	2.83	2.91	2.57	3.01
	2.67	2.90	2.54	2.71	2.67	2.81	2.89	2.58	2.99
	2.64	2.89	2.55	2.66	2.65	2.83	2.88	2.53	3.01
	2.63	2.92	2.54	2.64	2.64	2.80	2.86	2.54	3.05
	2.62	2.89	2.56	2.67	2.61	2.82	2.84	2.53	3.03
	2.59	2.87	2.54	2.66	2.63	2.81	2.85	2.51	3.01
Promedio	2.65	2.91	2.54	2.68	2.64	2.83	2.87	2.55	3.03
Desviación estándar	0.03	0.02	0.01	0.02	0.02	0.03	0.03	0.03	0.02
Intensidad de turbulencia	1.10	0.84	0.51	0.79	0.81	0.97	1.00	1.06	0.75

Además, se realizaron mediciones de velocidad en nueve puntos distribuidos a lo largo del eje longitudinal de la zona de pruebas, con el objetivo de caracterizar el comportamiento del flujo en dicha dirección. Los resultados obtenidos se presentan a continuación:

Tabla 11. Distribución de velocidad en zona longitudinal de la zona de prueba

Fuente: Autoría propia

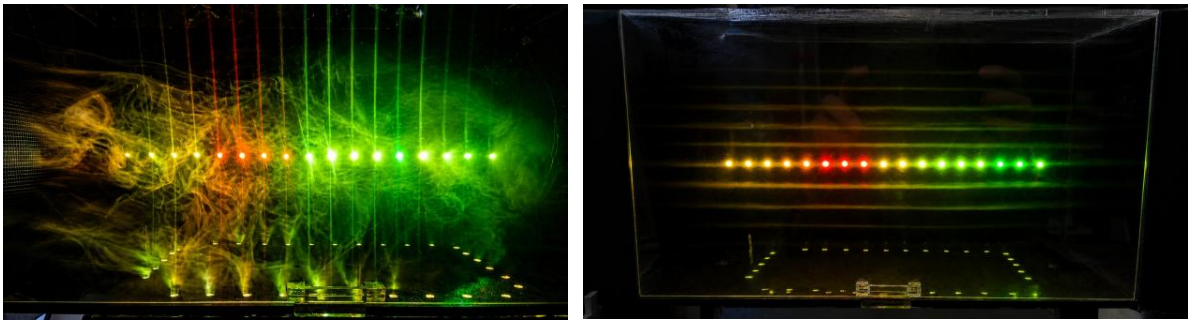
Punto	**1**	**2**	**3**	**4**	**5**	**6**	**7**	**8**	**9**
	2.76	2.29	2.25	2.22	2.41	2.38	2.46	2.60	2.53
	2.71	2.28	2.23	2.19	2.38	2.44	2.45	2.56	2.55
	2.69	2.27	2.26	2.16	2.36	2.40	2.43	2.55	2.51
	2.66	2.25	2.23	2.15	2.39	2.37	2.41	2.53	2.56
Velocidad	2.68	2.22	2.21	2.18	2.40	2.38	2.39	2.55	2.55
medida (m/s)	2.70	2.24	2.24	2.15	2.42	2.35	2.44	2.58	2.53
	2.67	2.25	2.22	2.17	2.41	2.39	2.41	2.54	2.54
	2.66	2.27	2.2	2.13	2.44	2.41	2.38	2.56	2.52
	2.71	2.29	2.21	2.16	2.45	2.43	2.43	2.57	2.51
	2.65	2.24	2.24	2.19	2.43	2.40	2.46	2.52	2.53
Promedio	2.69	2.26	2.23	2.17	2.41	2.40	2.43	2.56	2.53
Desviación estándar	0.03	0.02	0.02	0.03	0.03	0.03	0.03	0.02	0.02
Intensidad de Turbulencia	1.22	1.04	0.86	1.19	1.15	1.13	1.15	0.93	0.67

La toma de estas velocidades se realizó con una potencia del 30% del ventilador, teniendo velocidades aproximadas de 2.7 m/s en la sección transversal de la zona de prueba y de

2.4 m/s en el eje longitudinal de la zona de prueba, lo que da como resultado una intensidad de turbulencia de aproximadamente el 1% para la zona transversal y longitudinal.

4.1.1.2. Influencia del honeycomb/mallas

Para que en la zona de prueba haya un flujo estable con reducida turbulencia intervienen varios elementos, como lo es el cono de contracción que permite controlar las turbulencias y aumentar la velocidad, el difusor que permite reducir de forma progresiva la velocidad para no tener una alteración fuerte en la zona de prueba y en mayor medida se tiene la influencia del honeycomb y la mallas que permite reducir vórtices grandes y pequeños que se generen a causa del movimiento rotatorio del ventilador, y esto se pudo apreciar al realizar pruebas quitando y colocando este elemento en la estructura final:



a) b)

Figura 25. a) Funcionamiento sin honeycomb ni malla, b) Funcionamiento con honeycomb y malla

Fuente: Autoría propia

4.1.2. Resultados de la simulación computacional CFD

Para comparar los resultados de la simulación CFD con los obtenidos experimentalmente en el túnel de viento, se estableció una velocidad de referencia de 7 m/s. Bajo estas condiciones, se analizó el comportamiento del flujo de aire alrededor del modelo de prueba, determinando las distribuciones de velocidad y presión que se generan durante su interacción con el flujo.

4.1.2.1. Resultados de Modelo de prueba 1

Se obtuvo los contornos de velocidad con el fin de evaluar la uniformidad del flujo que se generan en el modelo del automóvil, el cual se muestra a continuación:

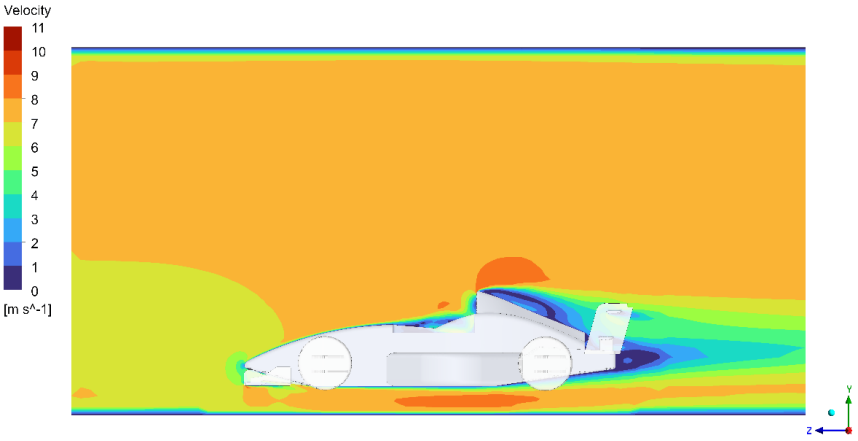
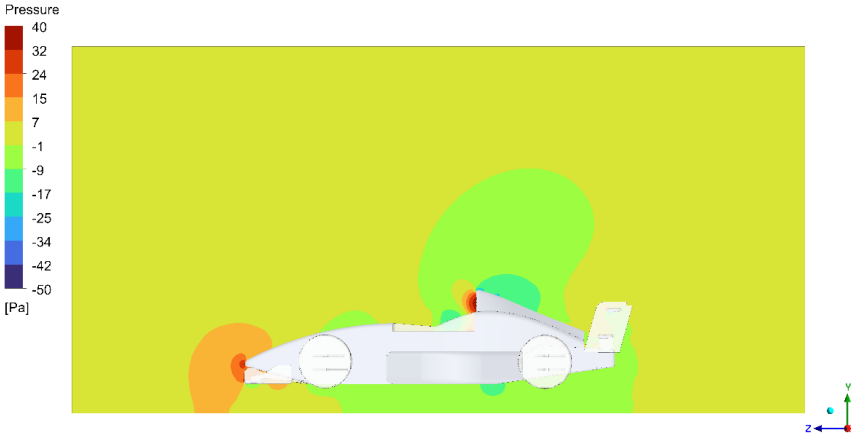


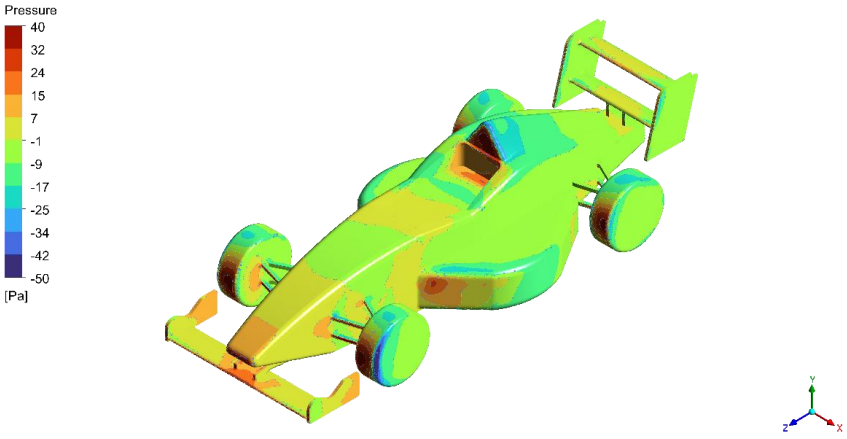
Figura 26. Contorno de velocidad de modelo 1

Fuente: Autoría propia generado con CFD Post

En la distribución de velocidades se puede observar un aumento de velocidad en la zona superior del automóvil alcanzando su punto máximo en un valor de 8.9 m/s, además en la parte posterior se tiene la menor velocidad incluso alcanzando los 0.2 m/s asociado a la formación de la estela que se genera debido a la separación del flujo.



a)



b)

Figura 27. Contorno de presión de modelo 1. a) Contorno plano YZ, b) Contorno en modelo 1

Fuente: Autoría propia generado con CFD Post

En la anterior figura se observa los contornos de presión. Donde debido al impacto directo del flujo de aire con el automóvil la mayor presión se encuentra en la zona frontal del vehículo y en la zona del asiento con un valor de 35 Pa y teniendo una reducción de la presión en zonas superiores y al posterior del vehículo donde se genera la estela, teniendo presiones de hasta -40 Pa.

Con el fin de verificar la adecuada resolución de la región cercana a la pared, se analizaron los valores de Y+ obtenidos sobre la superficie del modelo; se puede observar que se tiene valores de Y+ cercanos a la unidad, que son valores adecuados para el modelo de turbulencia utilizando, teniendo que el valor oscila entre 0 y 2.

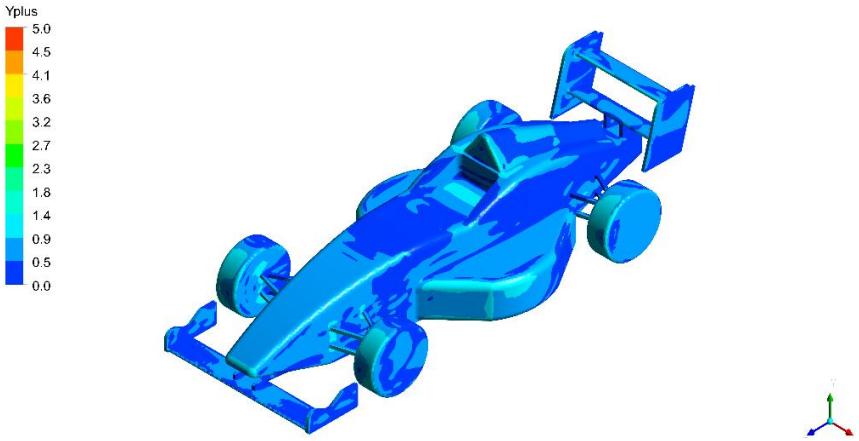


Figura 28. Distribución de valor Y+ de modelo 1

Fuente: Autoría propia generado con Ansys Fluent

También se determinaron las líneas de flujo en el CFD-post, teniendo el siguiente resultado:

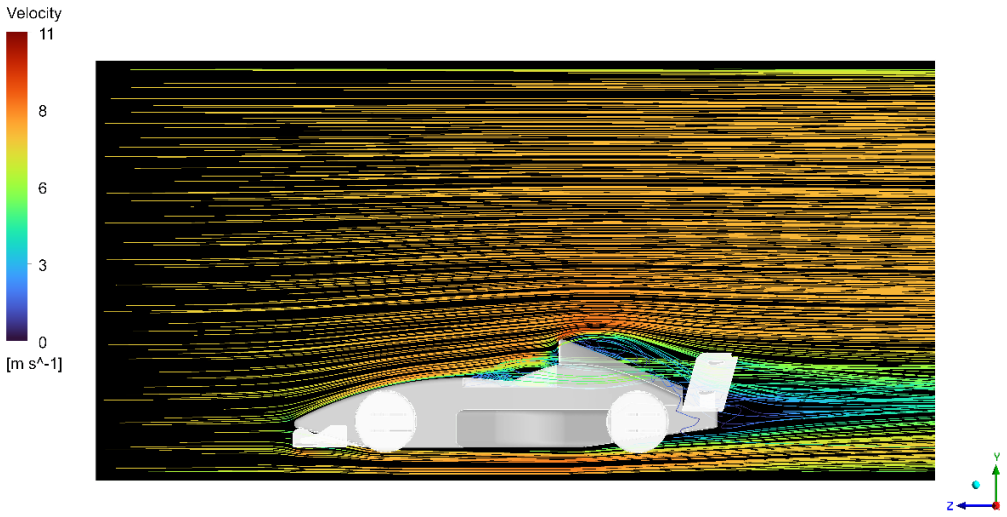


Figura 29. Líneas de flujo del modelo 1 con CFD

Fuente: Autoría propia generado con CFD Post

Se puede ver que se genera vórtices en la sección del asiento y también se generan turbulencias en la parte superior y posterior del vehículo. Estas líneas de corriente permiten identificar la trayectoria del flujo y evidenciar zonas de recirculación. Adicionalmente, se obtiene

los valores necesarios para la obtención de los coeficientes de arrastre y sustentación del modelo analizado, utilizando las siguientes ecuaciones:

$$C_d = \frac{2F_d}{\rho v^2 A} \qquad C_l = \frac{2F_l}{\rho v^2 A}$$

Una vez calculadas las fuerzas aerodinámicas, se obtuvieron los valores de los coeficientes correspondientes, cuyos resultados se presentan en la siguiente tabla:

Tabla 12. Resultados de coeficiente de sustentación y arrastre del modelo de prueba 1

Fuente: Autoría propia

Variable	Valor
Fuerza de arrastre (Fd)	0.0324071 N
Fuerza de sustentación (Fl)	-0.00977968 N
Velocidad (V)	7 m/s
Área del modelo (A)	0.001535204 m^2
Densidad del fluido (ρ)	1.225 kg/m^3
Coeficiente de Arrastre (Cd)	0.703
Coeficiente de sustentación (Cl)	-0.212

4.1.2.2. Resultados de Modelo de prueba 2

Se obtuvo los contornos de velocidad y de presión que se generan en el modelo del automóvil, los cuales se muestran a continuación:

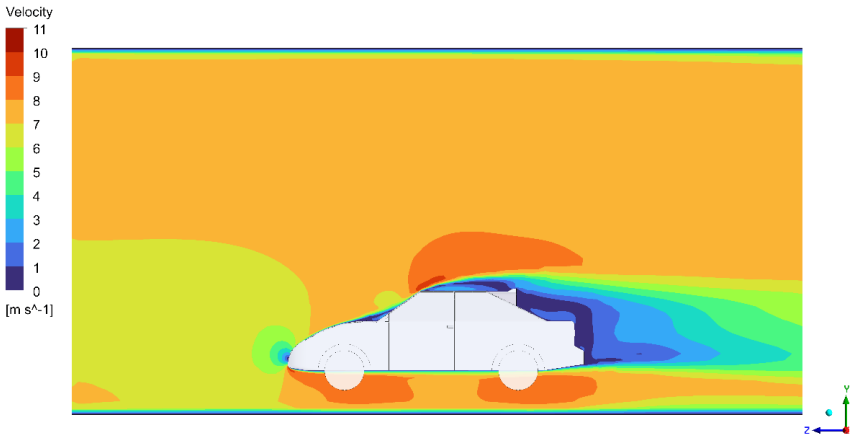
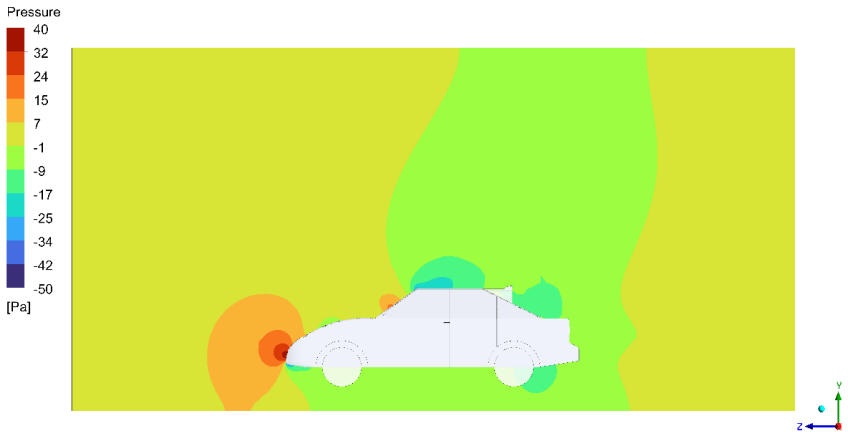


Figura 30. Contorno de velocidad de modelo 2

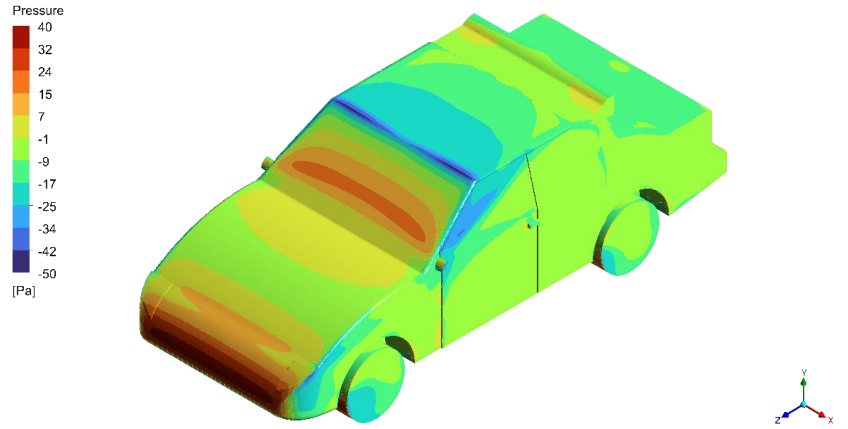
Fuente: Autoría propia generado con CFD Post

El campo de velocidades alrededor del modelo evidencia un incremento de velocidad en la sección superior del vehículo, donde se tiene valores de hasta 9.4 m/s. Por el contrario, en la zona posterior del modelo se tiene la presencia de recirculaciones que producen velocidades reducidas cercanas a 0.3 m/s y se asocian a la región de la estela provocada por la separación del flujo con la superficie del carro.

Con el propósito de determinar zonas sometidas a mayores cargas aerodinámicas, se tiene los siguientes contornos de presión:



a)



b)

Figura 31. Contorno de presión de modelo 2. a) Contorno plano YZ, b) Contorno en modelo 2

Fuente: Autoría propia generado por CFD Post

La distribución de presiones muestra que los valores máximos se concentran en la parte frontal del carro y en la sección del parabrisas frontal, alcanzando aproximadamente 34 Pa. A medida que el flujo rodea la geometría del automóvil, la presión disminuye en las superficies superiores y en la región posterior de la cajuela y en donde la separación del flujo da lugar a la formación de la estela.

Se obtuvo el contorno de valor Y+ con el fin de determinar que la malla tenga la resolución adecuada cercana a la pared, teniendo el siguiente resultado:

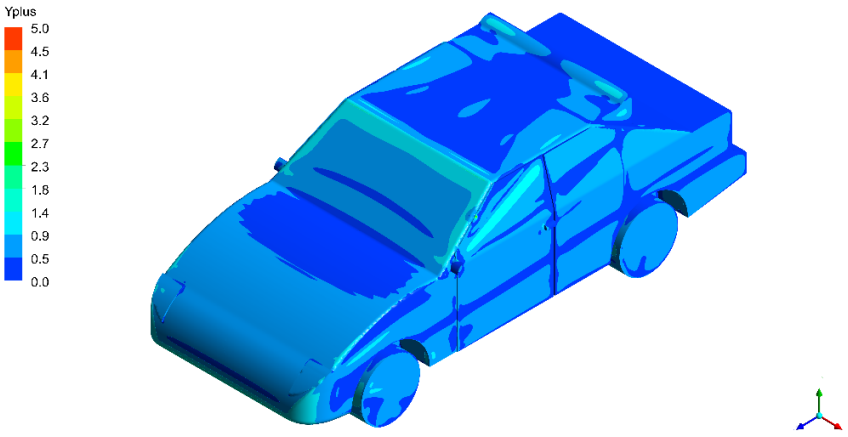


Figura 32. Distribución de valor Y+ en modelo 2

Fuente: Autoría propia generada por Ansys Fluent

Los valores de Y+ en las paredes del modelo son cercanos a la unidad, que son valores adecuados para el modelo de turbulencia utilizando; el rango de valores va entre 0 y 2, que indican que la primera capa de la malla se encuentra dentro de la subcapa viscosa.

También se determinaron las líneas de flujo en el CFD-post, teniendo el siguiente resultado:

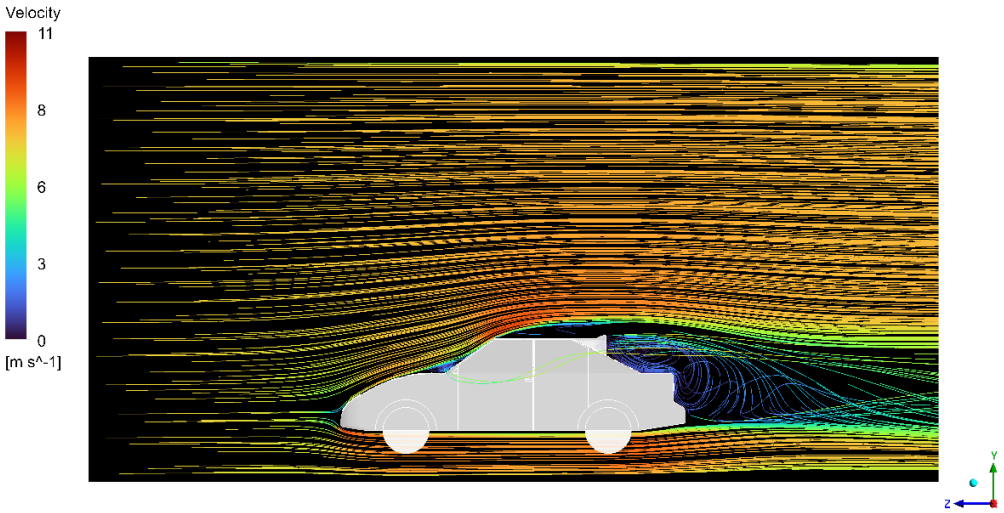


Figura 33. Líneas de flujo del modelo 2 con CFD

Fuente: Autoría propia generado con CFD Post

Las líneas de corriente muestran la formación de vórtices en la parte posterior del vehículo, producto de la separación del flujo; así mismo se muestra como las líneas de flujo siguen los bordes del modelo hasta el cambio de sección en la parte superior.

Con los datos de fuerzas obtenidas de arrastre y sustentación se obtuvieron los coeficientes asociados al modelo:

Tabla 13. Resultados de coeficiente de sustentación y arrastre del modelo de prueba 2

Fuente: Autoría propia

Variable	Valor
Fuerza de arrastre (Fd)	0.030325 N
Fuerza de sustentación (Fl)	-0.00495141N
Velocidad (V)	7 m/s
Área del modelo (A)	0.001674511 m^2
Densidad del fluido (ρ)	1.225 kg/m^3
Coeficiente de Arrastre (Cd)	0.603
Coeficiente de sustentación (Cl)	-0.098

4.1.2.3. Resultados de Modelo de prueba 3

Se obtuvo los contornos de velocidad y de presión que se generan en el modelo del automóvil del modelo 3, los cuales se muestran a continuación:

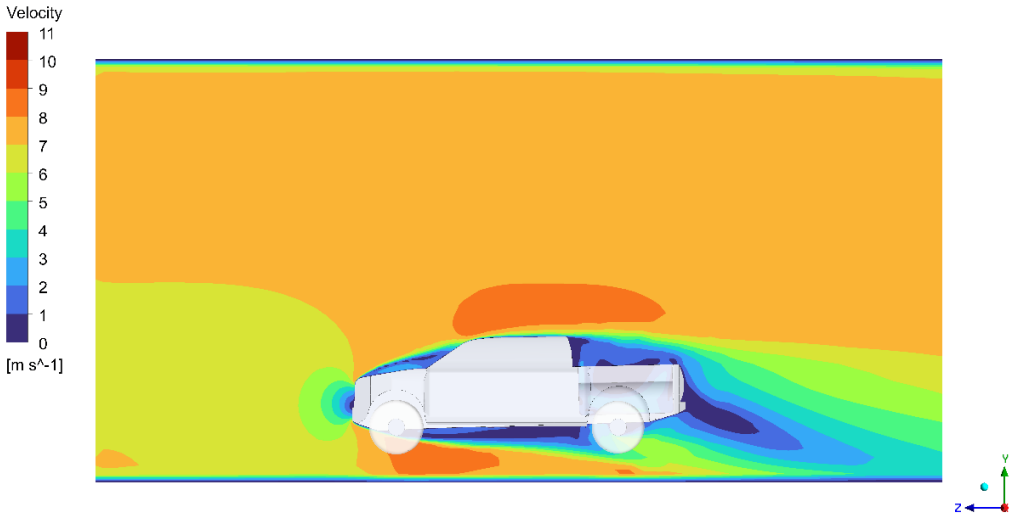
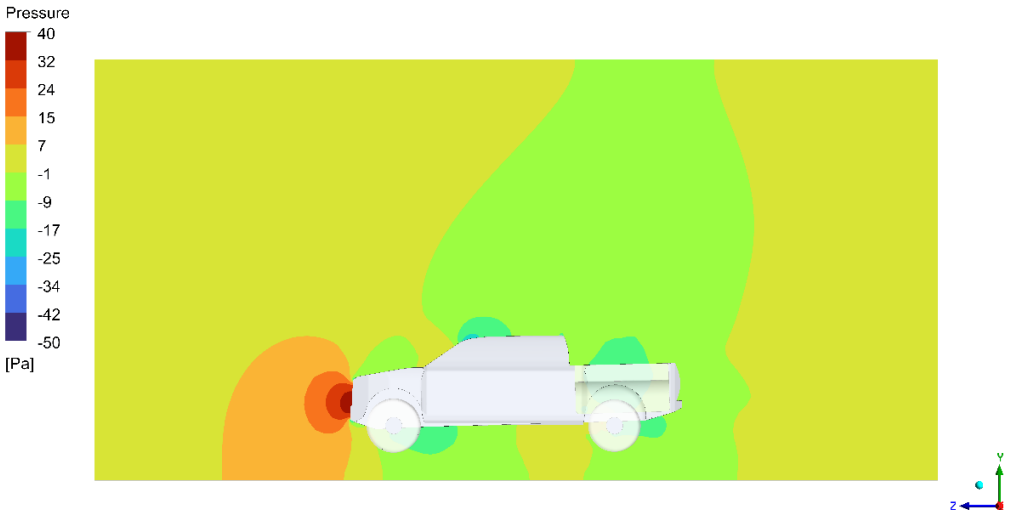


Figura 34. Contorno de velocidad de modelo 3

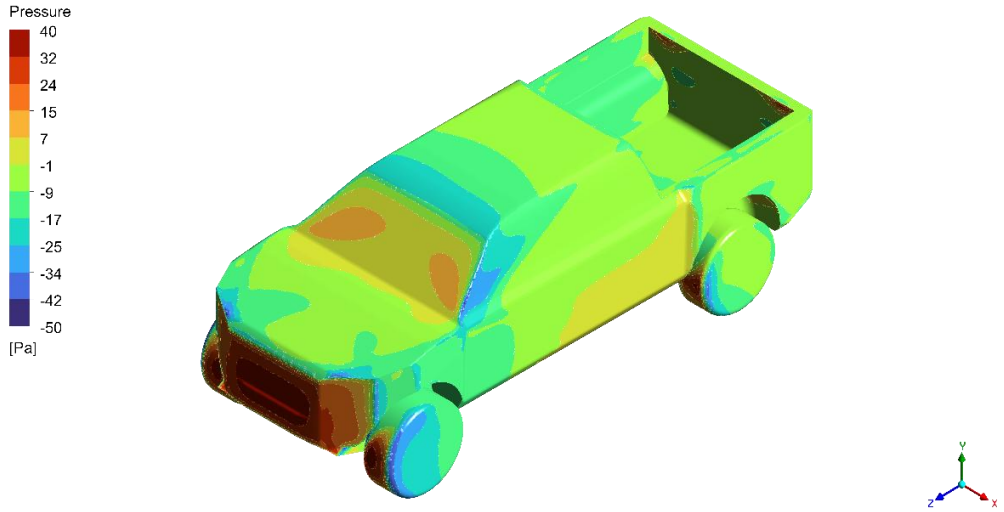
Fuente: Autoría propia generado con CFD Post

El contorno de velocidades evidencia una velocidad máxima en las esquinas donde impacta el flujo, alcanzando velocidades de hasta 8.3 m/s. En contraste, la región posterior presenta las menores velocidades en la zona del vagón y en la zona posterior llegando a valores de 0.3 m/s, como consecuencia de la separación del flujo y la formación de la estela aerodinámica detrás del vehículo.

A continuación, se muestra los contornos de presión en un plano transversal y en las paredes del automóvil analizado:



a)



b)

Figura 35. Contorno de presión de modelo 3. a) Contorno plano YZ, b) Contorno en modelo 3

Fuente: Autoría propia generado con CFD Post

A medida que el flujo de aire rodea la geometría del vehículo, la presión disminuye sobre las superficies superiores y el resto del carro. En contraste, la mayor presión se concentra en la parte frontal del automóvil, en el parachoques, alcanzando aproximadamente 37 Pa debido al impacto directo del flujo.

Se obtuvo adicionalmente el contorno de los valores de Y+, teniendo el siguiente resultado:

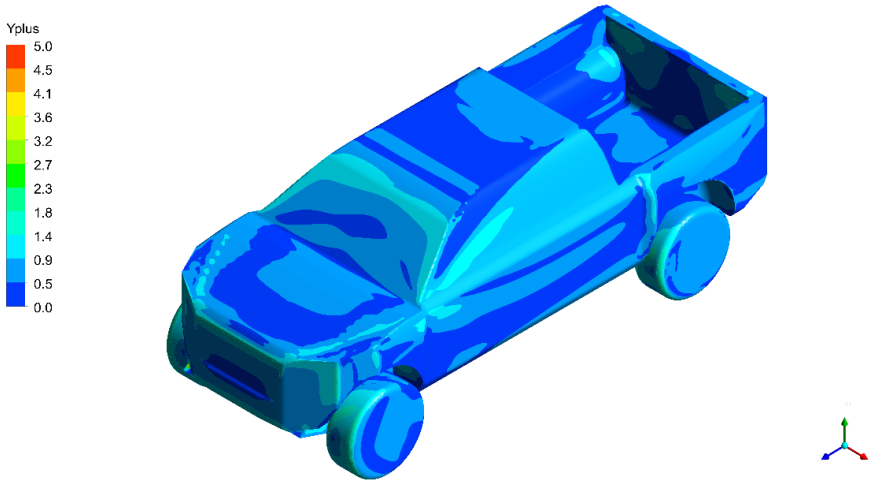


Figura 36. Distribución de valor Y+ de modelo 3

Fuente: Autoría propia generado con Ansys Fluent

Se puede observar que los valores de Y+ son cercanos a la unidad, que son valores adecuados para el modelo de turbulencia utilizando, teniendo que el valor oscila entre 0 y 1.75.

También se determinaron las líneas de flujo en el CFD-post, teniendo el siguiente resultado:

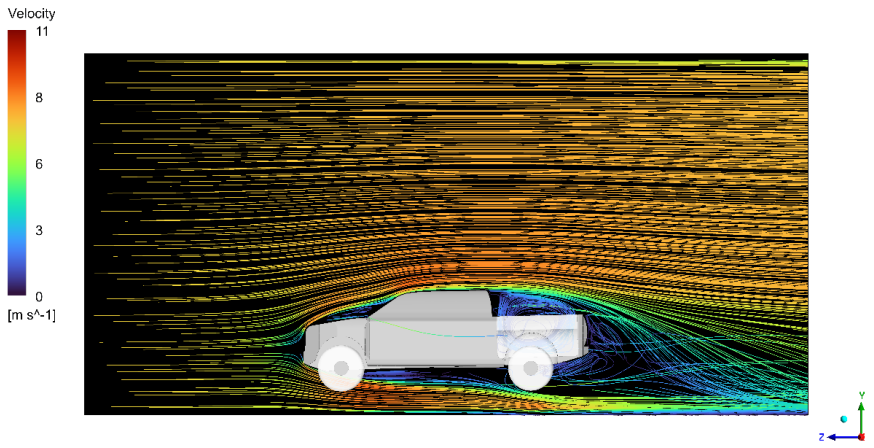


Figura 37. Líneas de flujo del modelo 3 con CFD

Fuente: Autoría propia generado por CFD Post

Las líneas de corriente evidencian la separación del flujo, originando una región de recirculación caracterizada por la formación de vórtices en la parte del vagón y en la parte posterior del carro. Adicionalmente, la simulación permitió obtener las fuerzas aerodinámicas requeridas para calcular los coeficientes de arrastre y sustentación, cuyos resultados se muestran a continuación:

Tabla 14. Resultados de coeficiente de sustentación y arrastre del modelo de prueba 3

Fuente: Autoría propia

Variable	Valor
Fuerza de arrastre (Fd)	-0.0337758 N
Fuerza de sustentación (Fl)	0.00898281 N
Velocidad (V)	7 m/s
Área del modelo (A)	0.001606922 m^2
Densidad del fluido (ρ)	1.225 kg/m^3
Coeficiente de Arrastre (Cd)	0.7
Coeficiente de sustentación (Cl)	0.186

4.2. Análisis comparativo entre resultados numéricos y experimentales

Para la validación de la simulación CFD con el prototipo construido se realizó un análisis tanto cualitativo como cuantitativo. Para la validación entre resultados experimentales y los simulados se tomó el enfoque cualitativo a partir de las comparaciones entre las líneas de flujo observadas con humo y las líneas de corriente producidas en las simulaciones de Ansys. El segundo enfoque es el cuantitativo, donde se consideró tres ubicaciones representativas del modelo: la zona de máxima velocidad, la zona de velocidad intermedia y la de baja velocidad que se encuentra en la parte posterior del vehículo y se asocia con la generación de la estela.

4.2.1. Comparación de modelo de prueba 1

En el modelo de prueba 1 se tiene un modelo aerodinámico de un automóvil fórmula 1 simplificado, teniendo la siguiente representación de las líneas de flujo:

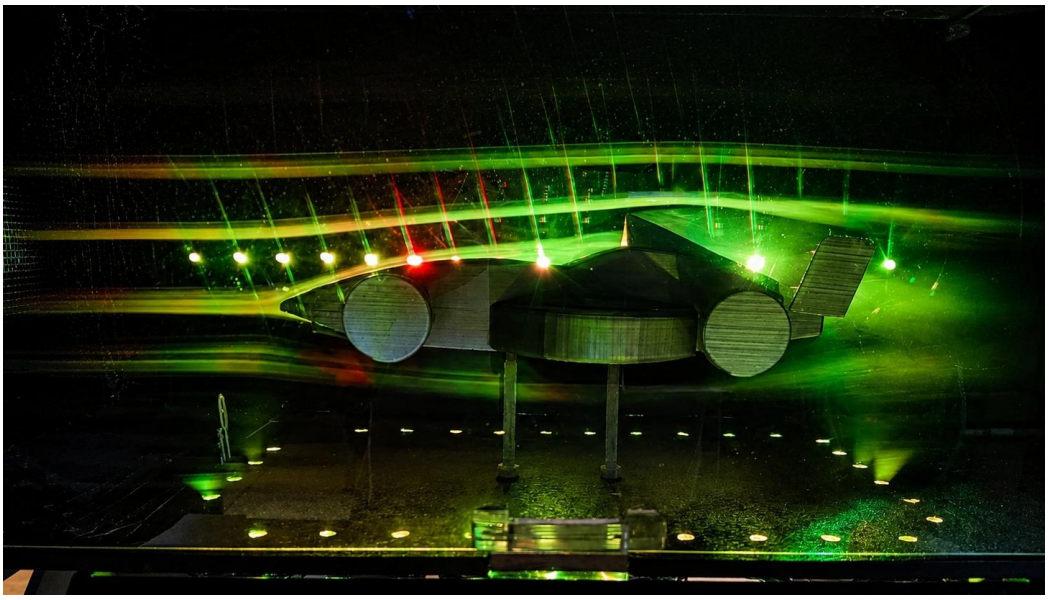


Figura 38. Líneas de flujo experimentales de modelo de prueba 1

Fuente: Autoría propia

Se puede observar como en la simulación CFD y en el prototipo físico se generan vórtices tanto en la parte del asiento como en la parte trasera, donde también se genera la estela producida por la separación de capa límite. El flujo pierde adherencia a la superficie del vehículo y se forma la estela aerodinámica caracterizada por regiones de recirculación y bajas velocidades. La presencia de estos vórtices muestra que la simulación CFD reproduce adecuadamente los patrones mostrados con humo experimentalmente.

Así mismo, para el cálculo de los 3 puntos de validación se toma en cuenta las siguientes posiciones:

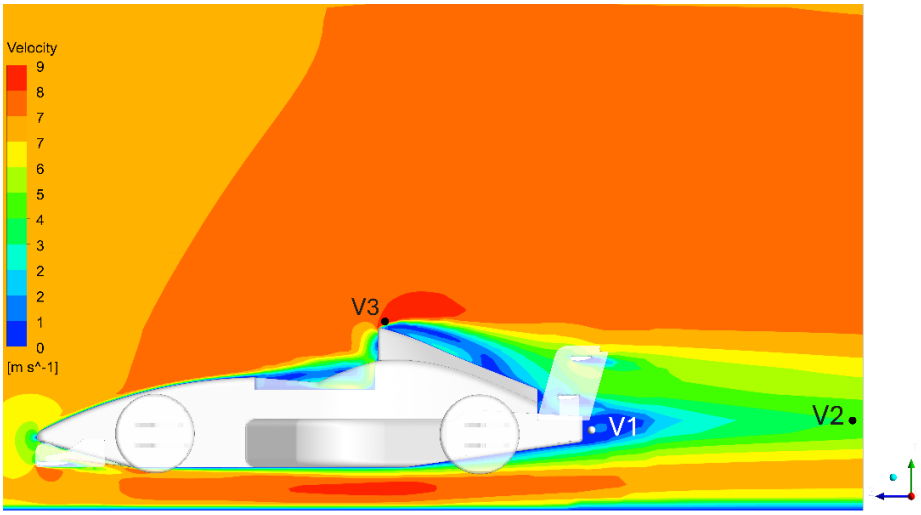


Figura 39. Puntos de validación para el modelo de prueba 1

Fuente: Autoría propia

En los tres puntos seleccionados se toma los datos tanto del CFD como en el prototipo físico para la velocidad, obteniendo la siguiente tabla de resultados:

Tabla 15. Comparación cuantitativa de modelo de prueba 1

Fuente: Autoría propia

N	Punto de referencia	Simulación CFD [m/s]	Prototipo [m/s]	Error absoluto [m/s]
V1	Punto de velocidad nula	0.76	0.82	0.06
V2	Punto de velocidad media	4.14	4.32	0.18
V3	Punto de velocidad máxima	8.92	9.21	0.29

Los resultados presentados en la tabla anterior muestran que la variación entre los valores obtenidos mediante simulación CFD y los medidos experimentalmente es aproximadamente entre 0.1 y 0.3 m/s. Esta diferencia se encuentra dentro de un rango aceptable para este tipo de análisis, evidenciando una adecuada concordancia entre ambos métodos. Concluyendo que la simulación reproduce de manera satisfactoria el comportamiento aerodinámico observado en el modelo de prueba 1.

4.2.2. Comparación de modelo de prueba 2

En el modelo de prueba 2 se tiene un modelo con una aerodinámica equilibrada de un automóvil de uso general simplificado, teniendo la siguiente representación de las líneas de flujo:



Figura 40. Comparación de líneas de flujo de modelo de prueba 2

Fuente: Autoría propia

Se puede observar como en el modelo se genera vórtices especialmente en la parte trasera del automóvil, donde debido a la geometría del automóvil existen cambios bruscos en la geometría y los vórtices generan a causa de esto. Los vórtices se generan en conjunto con la estela a causa del desprendimiento de la superficie y generan estas turbulencias en la sección posterior.

Así mismo, para el cálculo de los 3 puntos de validación se toma en cuenta las siguientes posiciones:

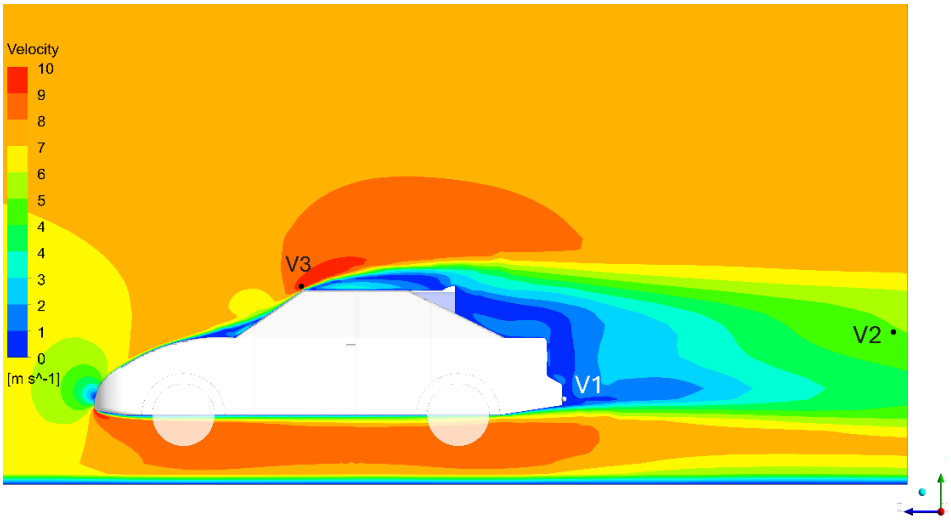


Figura 41. Puntos de validación para el modelo de prueba 2

Fuente: Autoría propia

En los tres puntos seleccionados se toma los datos tanto del CFD como en la vida real para la velocidad, obteniendo la siguiente tabla de resultados:

Tabla 16. Comparación cuantitativa de modelo de prueba 2

Fuente: Autoría propia

N	Punto de referencia	Simulación CFD [m/s]	Prototipo [m/s]	Error absoluto [m/s]
V1	Punto de velocidad nula	0.34	0.29	0.05
V2	Punto de velocidad media	5.16	5.42	0.26
V3	Punto de velocidad máxima	9.47	9.13	0.34

Los datos presentados en la tabla anterior indican que la variación entre los resultados obtenidos mediante simulación CFD y las mediciones realizadas en el prototipo es de aproximadamente 0.1 y 0.35 m/s. Asimismo, se observa una buena concordancia entre los valores experimentales y numéricos, validando que el comportamiento del modelo de prueba 2 es representado adecuadamente por la simulación.

4.2.3. Comparación de modelo de prueba 3

En el modelo de prueba 3 se tiene un modelo poco aerodinámico de una camioneta simplificada, teniendo la siguiente representación de las líneas de flujo:

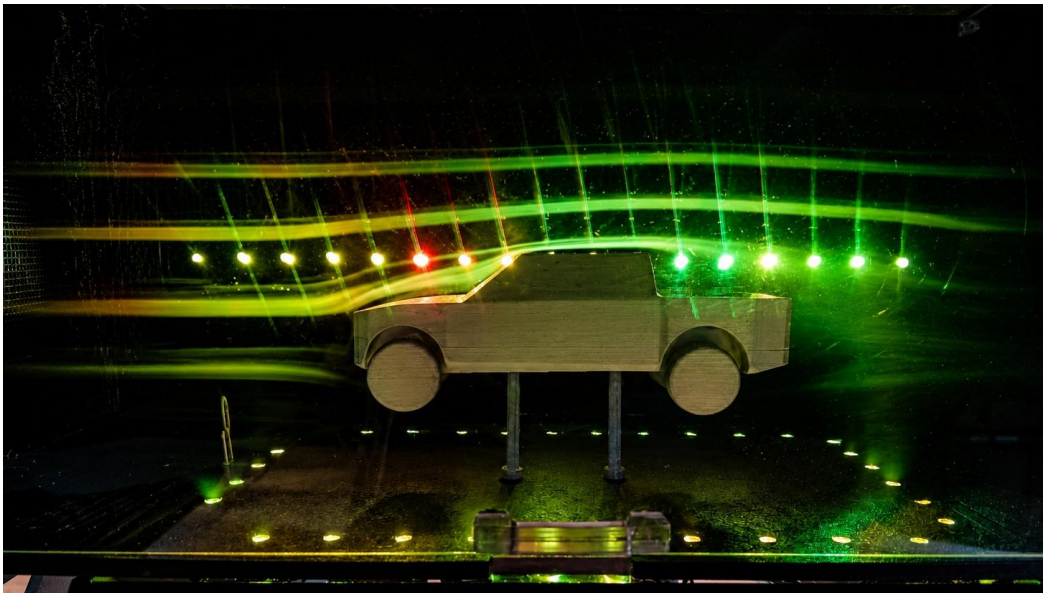


Figura 42. Comparación de líneas de flujo de modelo de prueba 3

Fuente: Autoría propia

Se observa la formación de regiones de recirculación y vórtices tanto en la zona del vagón como en la parte posterior de la camioneta, fenómenos asociados a la separación del flujo causada por los cambios geométricos de la carrocería. Como consecuencia, se genera una estela aerodinámica detrás del vehículo caracterizada por bajas velocidades y flujo turbulento. Estas estructuras pueden visualizarse experimentalmente mediante el humo, observándose una distribución y ubicación de los vórtices similar a la obtenida en la simulación CFD.

Así mismo, para el cálculo de los 3 puntos de validación se toma en cuenta las siguientes posiciones:

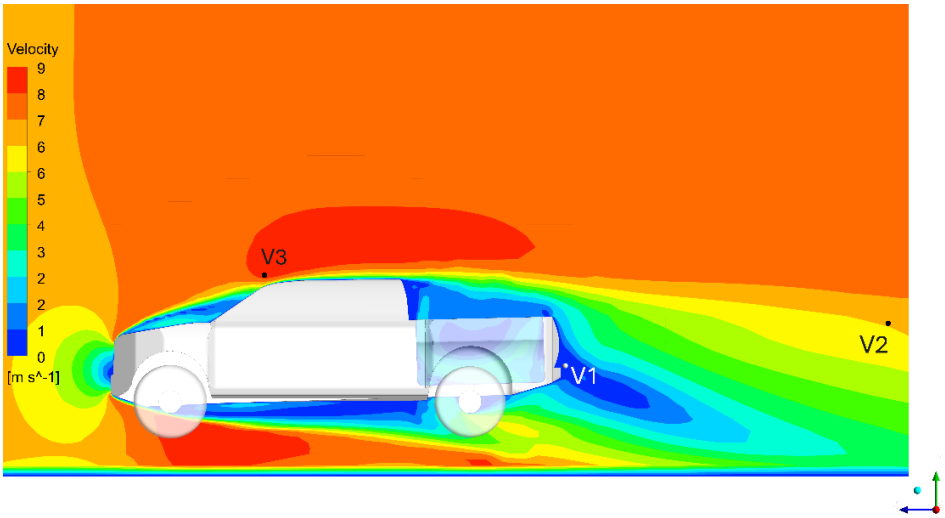


Figura 43. Puntos de validación para el modelo de prueba 3

Fuente: Autoría propia

En los puntos seleccionados se toma los datos tanto del CFD como en la vida real para la velocidad, obteniendo la siguiente tabla de resultados:

Tabla 17. Comparación cuantitativa de modelo de prueba 3

Fuente: Autoría propia

N	Punto de referencia	Simulación CFD [m/s]	Prototipo [m/s]	Error absoluto [m/s]
V1	Punto de velocidad nula	0.44	0.61	0.17
V2	Punto de velocidad media	6.45	6.09	0.36
V3	Punto de velocidad máxima	8.34	8.63	0.29

Los resultados obtenidos reflejan un error relativo aproximado entre 0.1 y 0.3 m/s entre la simulación CFD y las mediciones experimentales realizadas en el prototipo. A pesar de esta diferencia, se observa una adecuada correspondencia entre los valores numéricos y experimentales, lo que respalda la capacidad del modelo CFD para reproducir el comportamiento del flujo alrededor del modelo de prueba 3.

4.3. Limitaciones observadas durante las pruebas

Durante la construcción y evaluación experimental del túnel de viento se identificaron diversas limitaciones relacionadas con el diseño, la instrumentación y las condiciones de operación del prototipo. Aunque estas no impidieron el desarrollo de las pruebas ni la validación de la simulación CFD, constituyen aspectos susceptibles de mejora en futuras implementaciones; estas se detallan a continuación:

- La velocidad se ve limitada por el caudal que puede producir el ventilador, por lo que el rango va desde los 0 m/s hasta los 9 m/s. La cual no llega a los valores teóricos obtenidos debido a dos cosas principalmente: la eficiencia del ventilador no es del 100% y que los elementos como honeycomb/mallas generan pérdidas de velocidad.
- El humo que se utiliza puede visualizarse de mejor manera cuando se tiene velocidades bajas, esto debido a la cantidad de humo que puede producir la máquina, por lo que es recomendable para ver las líneas de flujo el utilizar velocidad que se aproximen a los 2 m/s.
- Los modelos de prueba se ven limitados por el índice de bloqueo, por lo que para observar las líneas de flujo se puede utilizar modelos más grandes, pero en caso de querer realizar pruebas en los modelos, estos deben ajustar a la relación de áreas definida previamente o aumentar hasta el 7.5% la relación de áreas, pero con correcciones de velocidad y fuerza.
- El tiempo de uso de la máquina de humo debe regirse en base al manual del equipo, debido a que si se sobrepasa el mismo puede generar daños a la máquina y no generar la cantidad de humo necesaria para observar los efectos producidos.

4.4. Discusión de los resultados en el contexto académico y tecnológico

4.4.1. Comportamiento aerodinámico

El comportamiento del flujo en la zona de prueba del prototipo tiene una velocidad uniforme teniendo variaciones pequeñas de velocidad tanto de forma transversal como de forma longitudinal, teniendo una sección adecuada para el análisis de los modelos analizados. La turbulencia aproximada obtenida se mantiene dentro de rangos apropiados para el funcionamiento adecuado, teniendo valores en torno al 1%. Siendo que la turbulencia se produce principalmente por las paredes del túnel y el ventilador que genera el movimiento.

Respecto a los modelos analizados se puede observar como el fenómeno de separación de flujo se presenta generalmente en el cambio de sección desde el techo de los autos hasta su parte trasera; además, con modelos con una geometría más aerodinámica producen una separación más tardía y por consecuencia generan una estela más reducida que otros modelos con regiones de recirculación más extensas. Esto se puede observar al comparar la estela generada entre el modelo 1 y el modelo 3, donde la camioneta presenta una gran zona de recirculación principalmente debido al vagón en su geometría.

Al obtener los datos de Cd y Cl de cada modelo de carro también se puede obtener información útil de cada diseño; el modelo 1 presenta un Cd aproximado de 0.7 debido a que su geometría tiene un enfoque en la sustentación negativa para que el automóvil se mantenga en el suelo y no se despegue al alcanzar grandes velocidades. En el modelo 2 correspondiente a un auto de uso general se puede ver que tiene un Cd que ronda los valores correspondientes a estos modelos entre los 0.4 y 0.6, así también su Cl se aproxima a 0 ya que no tiene equipamientos adicionales para afectar estos valores. Finalmente, el modelo 3 muestra que la geometría de la camioneta no es adecuada para alcanzar grandes velocidades y el Cl tiene un valor positivo

debido a que las fuerzas de sustentación pueden generar movimientos que eleven un poco el automóvil.

4.4.2. Relación CFD – experimentación

La comparación entre los resultados obtenidos por medio de simulación numérica y los ensayos experimentales con el equipo se evaluó la capacidad del modelo numérico para representar el comportamiento del flujo de aire en el túnel y a través de los modelos. También se analiza el aspecto cualitativo para determinar la similitud de las líneas de flujo.

Las líneas de corriente obtenidas por medio de líneas de flujo en el software de ANSYS presentaron un comportamiento similar al obtenido experimentalmente con la visualización del humo en el túnel físico, pudiendo observar como el aire sigue la forma de los modelos por una determinada longitud hasta que logra separarse y como consecuencia se genera la formación de vórtices y recirculaciones.

Respeto a la parte cuantitativa se puede determinar que los errores llegan a ser aceptables dentro del ámbito investigativo y académico, permitiendo caracterizar y validad los modelos puestos a prueba durante los ensayos. Sin embargo, hay que resaltar que debido a la naturaleza del equipo las presiones producidas en la zona de prueba son relativamente bajas, presentando dificultad al momento de tomar estos valores con ciertos sensores, así como también cabe resaltar que la simulación CFD considera condiciones de frontera controladas que tienen cierta diferencia respecto al fenómeno desarrollado en el prototipo físico. Sin embargo, las diferencias encontradas no representan un problema para el prototipo y su función principal.

4.4.3. Alcance tecnológico del prototipo

El prototipo desarrollado permite estudiar fenómenos aerodinámicos básicos por medio de la visualización de las líneas de flujo y la medición de variables físicas que intervienen en el

proceso. Este equipo permite analizar el desarrollo de vórtices e identificar las zonas de separación del flujo sobre la superficie, así como las regiones de recirculación a menores velocidad y las distribuciones de velocidad y presión por medio de simulaciones CFD.

Cuenta con la incorporación de sensores en tiempo real, así como con actuadores para el funcionamiento general del túnel y para la visualización de las líneas de flujo, permitiendo generar información útil para validar modelos numéricos y actividades de laboratorio. Además, de contar con la integración de una pantalla HMI para el monitoreo del equipo y la adquisición de datos.

Respecto a la simulación CFD se encuentra relacionado por medio de los resultados obtenidos, reduciendo la dependencia de equipos de alto costo al utilizar la simulación en conjunto con el funcionamiento del prototipo. El sistema tiene modularidad respecto a elementos principales que no involucran su estructura general, como lo son piezas que requieren cambios en caso de daños: como componentes electrónicos, tapa de la zona de prueba, microcontroladores, iluminación e incluso la máquina generadora de humo.

Entre las aplicaciones académicas que se le puede dar al túnel de viento está su desarrollo para la mecánica de fluidos, aerodinámica, instrumentación y principalmente “Ingeniería Asistida por Computador” como la asignatura base para la cual fue desarrollado el prototipo, teniendo su funcionalidad como un instrumento de apoyo para la simulación en el software de ANSYS. El diseño también permite escalar su composición con la implementación de sensores adicionales o con mayor precisión, así como modificación de ciertos componentes como el ventilador.

Capítulo V

5.1. Conclusiones

Se diseñó, construyó e instrumentó un túnel de viento de tipo circuito abierto de baja velocidad destinado para aplicaciones académicas, cumpliendo con los requerimientos establecidos para el Laboratorio de Mecanismos y Simulación Numérica de la ESPE y proporcionando una herramienta didáctica funcional para el estudio del comportamiento aerodinámico de modelos a escala.

La revisión de bibliografía llevada a cabo sirvió como base para la definición de los criterios de diseño de los principales elementos del túnel de viento, como la zona de prueba, el cono de contracción, el difusor y el honeycomb. Estos parámetros de diseño permitieron tener una geometría enfocada en la reducción de la intensidad de turbulencia en la zona de prueba, mejorando la uniformidad del flujo de forma transversal y longitudinal; del mismo modo, permitiendo la visualización del humo y la ejecución apropiada de ensayos académicos.

En el proceso de caracterización experimental, se registró un rango de velocidades que va de 0 a 9 m/s, lo que se traduce en un número de Mach cercano a 0.02, confirmando así que el equipo opera en un estado de flujo subsónico y que se puede asumir su incompresibilidad. Se consiguió un número de Reynolds de $7.\ 2 \times 10^4$, que fue calculado utilizando la velocidad del flujo y las dimensiones de la zona de pruebas. Este resultado excede significativamente el límite de transición hacia la turbulencia ($Re>4000$).

La descripción del flujo reveló velocidades medias alrededor de 2.7 m/s en la sección transversal y 2.4 m/s en el eje longitudinal con una potencia del ventilador situada en el 30%, logrando una turbulencia cercana al 1 %, lo que indica una buena uniformidad del flujo en la zona de pruebas y por ende una mejor visualización de las líneas de flujo.

La validación de la velocidad en regiones críticas, particularmente en la zona de formación de la estela, mostró una adecuada concordancia entre los resultados obtenidos mediante simulación CFD y las mediciones realizadas en el prototipo experimental del túnel de viento. Las diferencias de velocidad registradas entre ambos métodos para el modelo 1 fue de 0.06 a 0.29 m/s, para el modelo 2 fue de 0.05 a 0.34 m/s y para el modelo 3 de 0.17 a 0.29 m/s. El análisis de los datos experimentales permitió corroborar que tanto el modelo numérico como el prototipo físico representan de manera adecuada el comportamiento del fenómeno estudiado, respaldando la validez de la metodología empleada en esta investigación.

Los coeficientes aerodinámicos obtenidos fueron consistentes con la geometría de los modelos analizados. El modelo tipo Fórmula 1 presentó un Cd de 0.703 y un Cl de -0.212 debido a su diseño orientado a generar carga aerodinámica negativa; el modelo 2 registró un Cd de 0.603 y un Cl de -0.098, asociados a una menor resistencia al avance; mientras que la camioneta alcanzó un Cd de 0.700 y un Cl de 0.186, reflejando una mayor resistencia y sustentación producto de su mayor área frontal.

5.2. Recomendaciones

Antes de cada prueba, es importante comprobar el estado de la máquina, la manguera de distribución y el ventilador, llevando a cabo el mantenimiento preventivo necesario para garantizar una visualización consistente de las líneas de flujo y tener un rendimiento estable del prototipo en las sesiones de laboratorio.

Emplear varios modelos a escala simplificados para expandir las aplicaciones experimentales del túnel de viento, asegurándose antes de que sus medidas cumplan con la escala permitida para la zona de pruebas, con el objetivo de mantener la correcta visualización de las líneas de flujo y asegurar condiciones adecuadas durante las pruebas.

Comprobar regularmente el estado del sensor de velocidad utilizado, empleando como referencia un sensor confiable disponible en el laboratorio, garantizando que conserve sus propiedades metrológicas y su adecuado funcionamiento, con la finalidad de mantener la fiabilidad y consistencia de las mediciones realizadas en las pruebas del túnel de viento.

Realizar las pruebas experimentales y capturar imágenes en un espacio cerrado, con iluminación ajustada y de preferencia con poca luz ambiental, para optimizar la visibilidad de las trayectorias de flujo producidas por el humo. Además, durante el funcionamiento del túnel de viento, es crucial restringir el paso de personas y evitar la creación de corrientes de aire, sobre todo en la parte trasera del honeycomb y en la entrada del túnel, ya que incluso leves perturbaciones externas pueden alterar la uniformidad del flujo, cambiar las trayectorias de corriente y afectar la consistencia y fiabilidad de los resultados obtenidos en las pruebas.

5.3. Propuestas de extensión del proyecto

Este trabajo de titulación tiene diversas extensiones que pueden adaptarse como proyectos adicionales, como lo son la implementación de sensores adicionales, la repotenciación de ciertos componentes o incluso la adición de nuevos modelos de estudio, como se menciona a continuación:

- **Implementar sensores de fuerza, torque o presión**: Para la medición experimental de las fuerzas aerodinámicas generadas sobre los modelos de prueba. Para ello se pueden emplear galgas extensiométricas, celdas de carga o balanzas aerodinámicas, permitiendo determinar experimentalmente las fuerzas de arrastre y sustentación, así como los coeficientes Cd y Ci, para compararlos con los resultados obtenidos mediante simulación CFD. Así mismo, adicionar el uso de sensores de presión en

rangos bajos para la medición de esta variable y la posterior validación con las simulaciones CFD.

- **Incorporar un sistema de control térmico** que permita modificar la temperatura del flujo de aire mediante elementos calefactores. Junto con el sensor de temperatura implementado en este trabajo o con instrumentación adicional, sería posible analizar el efecto de la temperatura sobre las propiedades del flujo y el comportamiento aerodinámico de los modelos.
- **Implementar técnicas avanzadas de medición del flujo**, como sistemas de velocimetría por imágenes de partículas (PIV) o cámaras de alta velocidad, con el propósito de estudiar de manera más detallada la dinámica del flujo, la formación de vórtices y las regiones de recirculación.
- **Repotenciar el sistema de impulsión del aire**, mediante la incorporación de ventiladores con mayor caudal y presión estática. Esto permitiría alcanzar velocidades superiores en la zona de pruebas y ampliar el rango de aplicaciones del túnel de viento. En este caso, también sería necesario reforzar la estructura y verificar nuevamente la uniformidad del flujo.

Referencias

[1] S. Sergio de Jesús, “CARACTERIZACIÓN DE TUNEL DE VIENTO SUBSÓNICO DE ECITEC,” Universidad autónoma de baja california, Tijuana, 2020.

[2] A. Burgos, “Diseño y construcción de un túnel de viento,” Universidad Nacional Autónoma de México, 2014.

[3] O. Cascante, “Diseño de un Túnel de Viento de circuito abierto en régimen subsónico de tipo succión para pruebas aerodinámicas en enfoque multipropósito de la Escuela de Ingeniería Electromecánica para la futura carrera de Ingeniería Electromecánica con énfasis en Mantenimiento aeronáutico,” Tecnológico de Costa Rica, 2019.

[4] E. Casa, “Diseño y Construcción de un Túnel de Viento a Escala Para Obtener Datos Mediante Pruebas Aerodinámicas,” Universidad Internacional SEK, Quito, 2023.

[5] J. B. . Barlow, W. H. . Rae, and Alan. Pope, *Low-speed wind tunnel testing*, Third Edition. Canada: John Wiley & Sons, Inc., 1999.

[6] A. Mejías, “DISEÑO Y ANÁLISIS COMPUTACIONAL PARA TÚNEL DE VIENTO DE BAJA VELOCIDAD,” Universidad Carlos III de Madrid, 2012.

[7] J. Bermeo, D. Siguencia, and P. Serpa, “Diseño y construcción de un túnel de viento para análisis aerodinámico en vehículos a escala,” Universidad Politécnica Salesiana, Cuenca, 2012.

[8] A. Arias and C. Peña, “DISEÑO DE UN TÚNEL DE VIENTO, CON MONITOREO POR TELEMETRÍA, PARA PRUEBAS DE ESTRUCTURAS DE INGENIERÍA Y ARQUITECTURA,” Fundación Universidad de América, Bogotá, 2017.

[9] L. Mera, “Dimensionalización y simulación de un túnel de viento aplicando CFD bajo las condiciones atmosféricas de Riobamba,” Escuela Superior Politécnica de Chimborazo, Riobamba, 2025.

[10] B. Bustillos and J. Zambrano, “DISEÑO Y SIMULACIÓN DE UN BANCO DE PRUEBAS AERODINÁMICO (TÚNEL DE VIENTO) PARA LA VALIDACIÓN DE SIMULACIONES CON SOFTWARE CFD,” Universidad Técnica Estatal de Quevedo, Quevedo, 2018.

[11] J. Benalcazaar, “Diseño y construcción de un túnel de viento cerrado para calibración de sensores e instrumentos de medición del instituto nacional de meteorología e hidrología (INAMHI),” Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Sangolquí, 2015.

[12] X. Moreno, “Comparativa de resultados y limitaciones entre un túnel de viento y simulaciones CFD,” Escuela Politècnica Superior d’Enginyeria de Manresa, 2024.

[13] U. Asghar, M. A. Wazir, M. K. Wazir, A. Khan, M. Usama, and O. Subhan, “Design and Fabrication of Low-Speed Wind Tunnel (LSWT),” *Pakistan Journal of Engineering and Technology*, vol. 6, no. 4, pp. 23–32, Feb. 2024, doi: 10.51846/vol6iss4pp23-32.

[14] Md. Arifuzzaman, “Design Construction and Performance Test of a Low Cost Subsonic Wind Tunnel,” *IOSR Journal of Engineering*, vol. 02, no. 10, pp. 83–92, Oct. 2012, doi: 10.9790/3021-021058392.

[15] O. A. Morales Contreras, J. A. Paz González, M. L. Paz González, E. G. Sumbarda Ramos, and J. Arciniega Martínez, “Inserción de Honeycomb en túnel de viento de la FCITEC,” *REVISTA DE CIENCIAS TECNOLÓGICAS*, vol. 4, no. 3, pp. 187–194, Sep. 2021, doi: 10.37636/recit.v43187194.

[16] H. H. Al-Kayiem, R. Iskandar, K. Shazi, M. Arief, and M. Nor, “CHARACTERIZATION & IMPROVMENT OF LOW SPEED WIND TUNNEL,” 2007.

[17] J. Cangrejo, “DISEÑO DE UN TÚNEL DE VIENTO ABIERTO PARA EL LABORATORIO DE HIDRÁULICAS DE LA UNIVERSIDAD LIBRE MEDIANTE SIMULACIÓN DE CFD,” Universidad Libre, Bogotá, 2021.

[18] Ismail *et al.*, “Computational fluid dynamics simulation of the turbulence models in the tested section on wind tunnel,” *Ain Shams Engineering Journal*, vol. 11, no. 4, pp. 1201–1209, Dec. 2020, doi: 10.1016/j.asej.2020.02.012.

[19] M. Singh and N. Singh, “Review of Design and Construction of an Open Circuit Low Speed Wind Tunnel,” *Global Journals of Research in Engineering*, vol. 13, no. A5, pp. 1–21, 2013.

[20] H. Weisweiler, J. Kojouharova, and R. Dückershoff, “Design of short low speed Göttingen type wind tunnel: CFD simulation,” *MATEC Web of Conferences*, vol. 145, p. 03015, Jan. 2018, doi: 10.1051/matecconf/201814503015.

[21] T. H. Yong and S. S. Dol, “Design and Development of Low-Cost Wind Tunnel for Educational Purpose,” *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 78, p. 012039, Apr. 2015, doi: 10.1088/1757-899X/78/1/012039.

[22] A. Lara, J. Toledo, and R. P. Salazar Romero, “Characterization, Design Testing and Numerical Modeling of a Subsonic-Low Speed Wind Tunnel,” *Ingeniería*, vol. 27, no. 1, p. e17973, Jan. 2022, doi: 10.14483/23448393.17973.

[23] F. Morquecho, “Propuesta de Diseño Técnico de un Túnel de Viento para la Realización de Pruebas en Modelos y Diseño de Autopartes,” Universidad Internacional SEK, 2017.

[24] J. Li, X. Zhu, C. Zhang, S. Dang, and G. Chen, “CFD Simulation of Passenger Car Aerodynamics and Body Parameter Optimization,” *Fluid Dynamics & Materials Processing*, vol. 21, no. 9, pp. 2305–2329, 2025, doi: 10.32604/fdmp.2025.067087.

[25] J. Zhang, Z. Guo, S. Han, S. Krajnović, J. Sheridan, and G. Gao, “An IDDES study of the near-wake flow topology of a simplified heavy vehicle,” *Transportation Safety and Environment*, vol. 4, no. 2, Jun. 2022, doi: 10.1093/tse/tdac015.

[26] H. Calvopiña, K. Chacha, G. Yépez, A. Viteri, and G. Salazar, “Numerical Analysis of a CFD-Based Geometrical Optimization of a Cyclone Separator Using the k–ω SST Turbulence Model for Enhanced Particle Separation Efficiency,” 2026, pp. 517–529. doi: 10.1007/978-3-032-19852-5_36.

[27] H. Calvopiña, W. Pavón, K. Chacha, E. Bazurto, A. S. Acebo Arcentales, and A. F. Moreira Romero, “Multi-Objective Optimization of a Cyclone Separator for Improved Separation Efficiency and Reduced Pressure Drop Using CFD and NSGA-II,” *Separations*, vol. 13, no. 6, p. 173, Jun. 2026, doi: 10.3390/separations13060173.

[28] SimCompanion, “How to determine the first prism layer height to achieve a specific y+ value?,” SimCompanion. Accessed: Jul. 10, 2026. [Online]. Available: https://simcompanion.hexagon.com/customers/s/article/How-to-determine-the-first-prism-layer-height-to-achieve-a-specific-y-value#

[29] C. Ge, “Design, construction and characterization of a wind tunnel,” Tecnológico de Costa Rica, 2015. [Online]. Available: https://digitalcommons.njit.edu/theses

Apéndices