

---

# Predicción numérica del ruido generado por un tren de aterrizaje frontal simplificado

---



Presentado por

**Luis Felipe Angarita Pérez**  
**Miguel Ángel Rodríguez Ávila**  
**Juan Martín Vergara Pineda**

**LOS LIBERTADORES**  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

**Fundación Universitaria Los Libertadores**

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2020

Página dejada en blanco intencionalmente.

---

**Predicción numérica del ruido  
generado por un tren de aterrizaje  
frontal simplificado**

---

Presentado por

**Luis Felipe Angarita Pérez**

**Miguel Ángel Rodríguez Ávila**

**Juan Martín Vergara Pineda**

en cumplimiento parcial de los requerimientos para optar al título  
de

**Ingeniero Aeronáutico**

*Dirigida por*

**John Jairo Vaca Ríos**

*Codirector*

**Jenny Paola Danna-Buitrago Ph.D**

*Presentada a*

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Fundación Universitaria Los Libertadores

Bogotá DC, Colombia.

2020

Página dejada en blanco intencionalmente.

**Notas de aceptación**



---

---

---

---

---

# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

---

Firma del presidente del jurado

---

Firma del jurado

---

Firma del jurado

Bogotá DC, Septiembre de 2020.

Página dejada en blanco intencionalmente.



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y a los resultados de su trabajo.

Página dejada en blanco intencionalmente.

# Dedicatoria

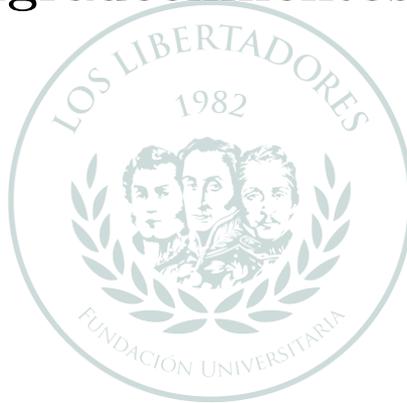


A nuestros padres y familiares, por el apoyo incondicional en el transcurso de nuestra carrera, a nuestros profesores, quienes nos brindaron los conocimientos que hicieron posible el desarrollo de este trabajo, y a nuestro amigo Mateo por compartir con nosotros estos años de estudio.

LOS LIBERTADORES  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente.

# Agradecimientos



# LOS LIBERTADORES

## FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Agradecemos a todas aquellas personas, familia, compañeros y profesores, que ayudaron de una u otra manera en el desarrollo de este trabajo de grado.

Agradecemos especialmente al Ingeniero John Jairo Vaca Ríos, por su compromiso y paciencia durante la dirección de esta tesis, por confiar en nosotros y continuar con la finalización de este trabajo, aún cuando ya no pertenecía a la institución, por sus sabias palabras y consejos en los momentos difíciles en el desarrollo del trabajo.

Página dejada en blanco intencionalmente.

# Índice general

<b>1</b>	<b>Introducción</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>Planteamiento del Problema</b>	<b>3</b>
2.1	Objetivos . . . . .	4
2.1.1	Objetivo General . . . . .	4
2.1.2	Objetivos Específicos . . . . .	4
2.2	Justificación . . . . .	5
<b>3</b>	<b>Marco Teórico</b>	<b>7</b>
3.1	Del Ruido en una aeronave y su normatividad . . . . .	7
3.2	Tren de aterrizaje . . . . .	7
3.2.1	Tren de aterrizaje retráctil . . . . .	8
3.3	Aeroacústica Computacional . . . . .	8
3.4	Ecuaciones de Navier Stokes . . . . .	9
3.5	Modelo de Turbulencia . . . . .	10
3.6	Propagación del sonido . . . . .	13
3.7	Modelo de la integral de Ffowcs-Williams y Hawkings . . . . .	14
<b>4</b>	<b>Metodología aplicada</b>	<b>17</b>
4.1	Cumplimiento de Objetivos . . . . .	19
4.2	Caso de estudio . . . . .	20
4.2.1	LAGOON 1 . . . . .	20
4.2.2	LAGOON 2 . . . . .	21
4.2.3	Dominio Computacional y Condiciones de Frontera . . . . .	22
4.3	Técnicas Numericas . . . . .	25
<b>5</b>	<b>Análisis y Resultados</b>	<b>29</b>
5.1	Parámetros de simulación . . . . .	29
5.1.1	Métodos - <i>Solver</i> . . . . .	29
5.1.2	Modelos de Turbulencia - <i>Viscous- Spalart-Allmaras</i> . . . . .	30
5.1.3	Modelos Acústicos - <i>Acoustics-Ffowcs-Williams y Hawkings</i> . . . . .	31

5.1.4	Condiciones de funcionamiento - <i>Operating conditions</i> . . . . .	31
5.1.5	Condiciones de Frontera- <i>Boundary conditions</i> . . . . .	32
5.1.6	Metodos de solución- <i>Solution methods</i> . . . . .	33
5.1.7	Inicialización y Ejecución - <i>Initialization And Run calulation -Hybrid-Advanced</i> . . . . .	35
5.2	Independencia de Malla . . . . .	37
5.2.1	Creación de Mallas . . . . .	37
5.2.2	Parámetro de <i>Yplus</i> . . . . .	40
5.2.3	Calidad de la Malla . . . . .	41
5.2.4	Simulación con Flujo Laminar y Turbulento . . . . .	45
5.3	Postproceso . . . . .	49
5.3.1	Análisis Aerodinámico . . . . .	49
5.3.2	Discusión de Resultados - Análisis Aerodinámico . . . . .	58
5.3.3	Análisis Aeroacústico . . . . .	61
5.3.4	Discusión de Resultados - Análisis Aeroacústico . . . . .	65
<b>6</b>	<b>Conclusiones y Recomendaciones</b>	<b>67</b>
	<b>Apéndice A Primer Apéndice</b>	<b>73</b>
	<b>Apéndice B Segundo Apéndice</b>	<b>77</b>

# Índice de figuras

2.1	Niveles de ruido presentes en aeronaves de Bajo/Alto alcance durante el aterrizaje . . . . .	6
3.1	Representación de la propagación del sonido . . . . .	14
4.1	CAD LAGOON 1 . . . . .	21
4.2	LAGOON 2 . . . . .	22
4.3	Dimensiones Dominio Computacional . . . . .	23
4.4	Dominio computacional . . . . .	23
4.5	Tiempo de simulación Vs Número de elementos . . . . .	27
5.1	Solver . . . . .	29
5.2	Modelo de Turbulencia-Spalart-Allmaras . . . . .	30
5.3	Modelo Acústico . . . . .	31
5.4	Condiciones de funcionamiento . . . . .	32
5.5	<i>Boundary Conditions-Inlet</i> . . . . .	33
5.6	<i>Boundary Conditions-Outlet</i> . . . . .	33
5.7	<i>Solution Methods</i> . . . . .	34
5.8	<i>Initialization And Run Calculation</i> . . . . .	35
5.9	Visualización del <i>Inflation</i> . . . . .	38
5.10	Visualización de las Secciones . . . . .	39
5.11	Y+ vs Posición . . . . .	40
5.12	Elementos con Calidad Ortogonal Aceptable para el LAGOON 2 . . . . .	42
5.13	Elementos con Calidad Ortogonal Excelente para el LAGOON 2 . . . . .	42
5.14	Elementos con Oblicuidad Aceptable para el LAGOON 2 . . . . .	43
5.15	Elementos con Oblicuidad Excelente para el LAGOON 2 . . . . .	44
5.16	Coficiente de arrastre vs Número de elementos para las mallas del LAGOON 1 . . . . .	46
5.17	Coficiente de arrastre vs Número de elementos para las mallas del LAGOON 2 . . . . .	47
5.18	Coficiente de presión vs Ángulo de la rueda para el LAGOON 2 . . . . .	48

5.19	Ubicación de la línea de medición . . . . .	50
5.20	Velocidad Media V - LAGOON 1 . . . . .	50
5.21	Velocidad Media W - LAGOON 1 . . . . .	51
5.22	Velocidad RMS V- LAGOON 1 . . . . .	52
5.23	Velocidad RMS W- LAGOON 1 . . . . .	53
5.24	Plano en el cual se realizaron los contornos . . . . .	54
5.25	Contornos Velocidad Media U - LAGOON 1 . . . . .	54
5.26	Contornos Velocidad Media V - LAGOON 1 . . . . .	55
5.27	Contornos Velocidad Media W - LAGOON 1 . . . . .	56
5.28	Contornos Velocidad RMS U - LAGOON 1 . . . . .	56
5.29	Contornos Velocidad RMS V - LAGOON 1 . . . . .	57
5.30	Contornos Velocidad RMS W - LAGOON 1 . . . . .	58
5.31	Comparación RANS-LES-DNS . . . . .	60
5.32	Ubicación de los Receptores - LAGOON 1 . . . . .	61
5.33	Nivel de Presión Sonora Vs Frecuencia - LAGOON 1 . . . . .	61
5.34	Nivel de Presión Sonora Vs Frecuencia - Receptor M1 . . . . .	62
5.35	Nivel de Presión Sonora Vs Frecuencia - Receptor M6 . . . . .	63
5.36	Nivel de Presión Sonora Vs Frecuencia - Receptor M12 . . . . .	63
5.37	Gráfica Polar - Nivel de Presión Sonora General . . . . .	64
A.1	Dimensiones LAGOON 1 . . . . .	74
A.2	Dimensiones LAGOON 2 . . . . .	75
B.1	Oblicuidad Malla LAGOON 2 Final . . . . .	78
B.2	Calidad Ortogonal Malla LAGOON 2 Final . . . . .	79

# Índice de cuadros

4.1	Condiciones de frontera . . . . .	24
4.2	Comparación de simulaciones . . . . .	26
5.1	Ajustes recomendados para la presión de funcionamiento . . . . .	32
5.2	Características de las mallas creadas inicialmente . . . . .	37
5.3	Características de las mallas modificadas . . . . .	39
5.4	Parámetros de calidad de las mallas . . . . .	41
5.5	Coficiente de arrastre obtenido para cada malla del LAGOON 1 . . . . .	45
5.6	Coficiente de arrastre obtenido para cada malla del LAGOON 2 . . . . .	46

Página dejada en blanco intencionalmente.

# Acrónimos

**LAGOON** LAnding Gear nOise database for CAA validatiON

**CFD** Computational Fluid Dinamics

**CAA** Computacional Aeroacoustics

**RAC** Reglamento Aeronáutico Colombiano

**OMS** Organización Mundial de la Salud

**LES** Large Eddy Simulations

**DES** Detached Eddy Simulations

**DNS** Direct Numerical Simulations

**RANS** Reynolds Averaged Navier Stokes

**FWH** Ffowcs Williams-Hawkings Method

**CAD** Diseño Asistido por Computadora

**LG** Landing Gear

**FSM** Fractional Step Method

**OACI** Organización de Aviación Civil Internacional

**2,2 M** Malla de 2,2 millones de elementos

**3,3 M** Malla de 3,3 millones de elementos

**RMS** Root Mean Square

**SPL** Sound Pressure Level

Página dejada en blanco intencionalmente.

# Predicción numérica del ruido generado por un tren de aterrizaje frontal simplificado

## Abstract

Using multiple numerical experiments, the aerodynamic performance and the acoustic response of the flow colliding with a simplified front landing gear are characterized at Mach and Reynolds numbers of 0.23 and  $1,54 * 10^6$  respectively, using a RANS technique such as the Spalart-Allmaras model of turbulence. The calculations are made with multiple three-dimensional meshes of up to 3.3 million elements. The acoustic response for each of the simulated cases is evaluated in the near and far field by means of the solution of the Ffowcs Williams-Hawkings equation and is compared with the results obtained by the scientific community.

The curves and contours of mean velocity and RMS velocity show a behavior similar to that found by other authors, and the values of the sound pressure levels present the trend reported by other researchers in the near field; however, far field sound pressure level values are affected by the numerical techniques used. Regarding the comparison between the two different LAGOON configurations, no obvious variation was found.

**Keywords:** Landing gear, RANS, turbulence, acoustic response, sound pressure.

## Resumen

Empleando múltiples experimentos numéricos se caracteriza el rendimiento aerodinámico y la respuesta acústica del flujo que choca con un tren de aterrizaje frontal simplificado a número de Mach y Reynolds de 0.23 y  $1,54 * 10^6$  respectivamente, empleando una técnica RANS, usando el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras. Los cálculos se hacen con múltiples mallas tridimensionales de hasta 3,3 millones de elementos. La respuesta acústica para cada uno de los casos simulados se evalúa en el campo cercano y lejano por medio de la solución de la ecuación de Ffowcs Williams-Hawkings y se compara con los resultados obtenidos por la comunidad científica.

Las curvas y contornos de velocidad media y velocidad RMS (*Root Mean Square*) presentan un comportamiento similar al encontrado por otros autores y los valores de los niveles de presión sonora presentan la tendencia reportada por otros investigadores en campo cercano; sin embargo, los valores de nivel de presión sonora captados en campo lejano se ven afectados por las técnicas numéricas utilizadas. En cuanto a la comparación entre las dos diferentes configuraciones de LAGOON (*LAnding Gear nOise database for CAA validatiON*), no se encontró una variación evidente.

**Palabras claves:** Tren de aterrizaje, RANS, turbulencia, respuesta acústica, presión sonora.

Página dejada en blanco intencionalmente.

# Capítulo 1

## Introducción

En la actualidad, a nivel general, la industria aeronáutica ha concentrado gran parte de sus esfuerzos en reducir el impacto ambiental que esta genera, puesto que el cuidado del medio ambiente hoy por hoy es prioridad mundial en cualquier ámbito, dado los altos índices de contaminación que presenta actualmente el planeta.

Uno de los factores ambientales considerables que se ven afectados por la actividad aeronáutica es la contaminación auditiva o acústica, que se presenta en mayor medida en los momentos de despegue y aterrizaje; teniendo en cuenta que existe una suma importante de aeropuertos que se encuentran localizados en zonas residenciales y zonas urbanas, donde la salud y tranquilidad de los habitantes se ven comprometidas con el ruido que las aeronaves emiten en las fases de vuelo de aterrizaje y despegue, es por ello que se considera de gran importancia la disminución de la contaminación auditiva; por otro lado, la disminución de ruido se verá reflejada también en una mejora notoria en la experiencia y comodidad de los pasajeros y tripulación a bordo.

El primer paso para controlar y mitigar la contaminación auditiva, es medir los niveles de ruido que genera una aeronave de manera precisa y confiable, para este caso se presenta un método (numérico) que se encaminará en la obtención de resultados basados en simulaciones numéricas a través de un software de simulación para predecir el comportamiento de dicha variable al exponerse a un ambiente real con las mismas condiciones, dicho software hará predicciones de ruido basadas en ecuaciones que describen el comportamiento de los fluidos, por medio de simulaciones de la dinámica de fluidos computacional (*CFD - Computational Fluid Dynamics*).

Si bien se sabe que los motores de una aeronave son la principal fuente de ruido [1], una cantidad significativa de contaminación auditiva se produce por la interacción de la aeronave y el aire que fluye alrededor de él, lo que se convierte en flujos turbulentos y como consecuencia, en ruido. En la aviación moderna, las aeronaves destinadas al transporte de carga y pasajeros, en su mayoría, cuentan con trenes de aterrizaje retráctiles, lo que significa que al momento de las fases de vuelo de despegue y aterrizaje, se presentaran

mayores niveles de ruido que en otras fases debido a la exposición del tren con el aire de impacto.

Se desea evaluar el ruido generado por un tren de aterrizaje simplificado, con el objetivo de facilitar futuras investigaciones acerca de la implementación de dispositivos reductores de ruido. Se considera fundamental la disminución de ruido generado durante la aproximación y descolaje de la aeronave, y puesto que el tren de aterrizaje aporta una contribución de hasta el 40% del ruido total generado por una aeronave de alto alcance durante la aproximación, se considera fundamental realizar un análisis de ruido en esta zona específica, en este caso, se hará sobre el modelo de tren simplificado LAGOON [2].

El proyecto LAGOON fue propuesto por la empresa francesa Airbus en el año 2006, con la participación de la Universidad de Southampton y de centros de investigación aeroespaciales nacionales franceses y alemanes tales como ONERA (*Office National d'Etudes et de Recherches Aéropatiales*) y DLR (*Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.*; dicho proyecto tiene como propósito general evaluar técnicas actualizadas de CFD / CAA (Computational Aereo Acustics) utilizadas en simulaciones, con el fin de hallar los niveles de ruido generados por un tren de aterrizaje simplificado y que sean validadas con respecto a arduos procedimientos y estudios experimentales en túneles de viento utilizando el mismo modelo y las mismas condiciones de frontera [3].

Para finalizar, se presenta la estructura de este documento. Esta sección compone el Capítulo 1. En el Capítulo 2, se presenta el planteamiento del problema. Luego, en el Capítulo 3, se presenta el marco teórico, incluyendo las ecuaciones gobernantes de la dinámica de fluidos y el modelo utilizado para la predicción del sonido. El Capítulo 4 contiene la metodología de investigación utilizada, además, se expone el caso de estudio y se describe el dominio computacional y las condiciones de frontera. El capítulo 5 muestra los parametros de simulación utilizados, también una descripción de las mallas creadas, y por ultimo un análisis de los perfiles de velocidad, distribución de presiones y niveles de presión sonora para el caso simulado. Finalmente, en el Capítulo 6 se exponen las conclusiones producidas en el presente trabajo.

## Capítulo 2

# Planteamiento del Problema

En el ámbito aeronáutico, la contaminación auditiva es uno de los problemas que constantemente se buscan solucionar, o en todo caso reducir, y aunque a lo largo de las últimas décadas se ha reducido considerablemente la contaminación auditiva producida por las aeronaves, en la actualidad los niveles de ruido generados por estas, especialmente durante el despegue y aterrizaje, siguen siendo considerablemente altos.

Recientemente, Boeing implementó en varias de sus aeronaves, como la 787, “chevrons” en las toberas de los motores, esto con el fin de disminuir el ruido producido por estas, y si bien los motores son la principal fuente de ruido de la aeronave, no son la única, por ejemplo, el simple roce del viento con la estructura de la aeronave, sin importar lo óptima que sea su aerodinámica, genera ruido, y al momento de decolar y aterrizar, el tren de aterrizaje, contribuye hasta en un 40 % dicha generación de ruido [4] , obtener numéricamente un valor aproximado de este ruido es el principal objetivo de este proyecto.

Es necesario obtener información respecto a este tema, pues de acuerdo a previas investigaciones, el tren de aterrizaje frontal de una aeronave comercial puede generar valores de ruido de hasta 100 db [5], y aunque el objetivo del proyecto no sea reducir dicho nivel de ruido, puede servir como base para futuras investigaciones que tengan ese fin, y además, establecer una forma simple y efectiva de medir el ruido generado, en caso de que se quiera realizar un estudio similar con geometrías más complejas.

## **2.1 Objetivos**

### **2.1.1 Objetivo General**

Predecir los niveles de ruido generados por un tren de aterrizaje frontal simplificado usando simulaciones computacionales.

### **2.1.2 Objetivos Específicos**

- Seleccionar el modelo de turbulencia y las condiciones de frontera que serán implementadas en las simulaciones computacionales.
- Simular un flujo turbulento e incompresible sobre la geometría a estudiar.
- Emplear el modelo Ffowcs Williams y Hawkings para predecir los niveles de ruido.
- Comparar los niveles de ruido medidos con respecto a estudios similares.

## 2.2 Justificación

El ruido en el tren de aterrizaje es actualmente uno de los principales temas de investigación por ingenieros aeronáuticos e investigadores aero acústicos a razón de que este componente es uno de los principales generadores de ruido en las aeronaves.

La reducción del ruido generado por el tren de aterrizaje es necesaria, pues mejoraría considerablemente la experiencia, tanto de la tripulación, como de los pasajeros, también contribuiría a la salud de los trabajadores de pista, e incluso de los habitantes de zonas cercanas a un aeropuerto.

El objetivo de este proyecto se concentra en facilitar futuras investigaciones enfocadas al proceso de la medición de ruido a un diseño propuesto de un tren de aterrizaje, o un dispositivo implementado sobre este, que tenga como fin reducir el ruido generado.

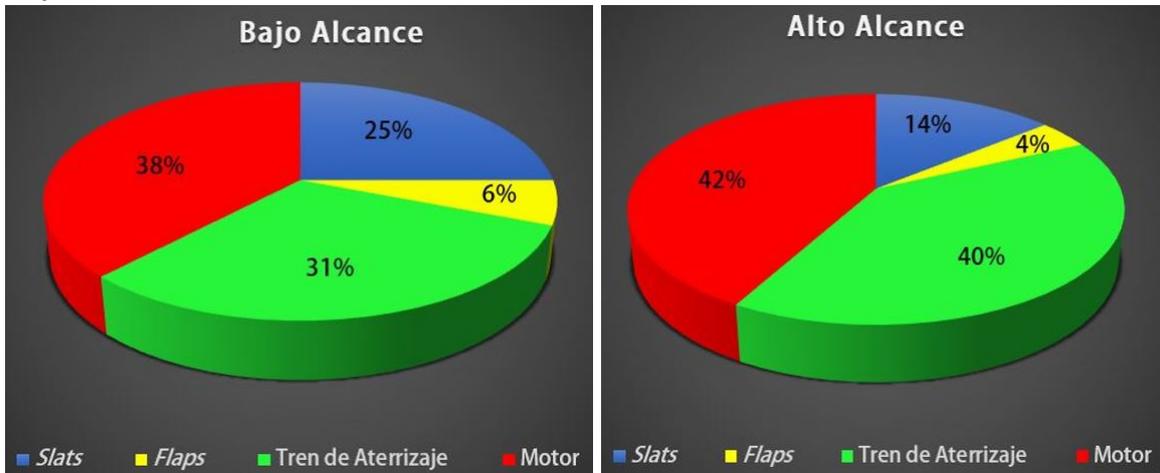
Es necesario concretar una manera efectiva y fiable de hacer la predicción numérica de la generación de ruido, y entender con claridad cuáles son los factores claves para que esto sea posible, de esta forma, se podrá aplicar a futuras investigaciones, no solo en el campo aeronáutico, pues la reducción de la contaminación auditiva, es un objetivo que se expande a muchos campos más. Principalmente al tema de salud pública.

Se han realizado diferentes investigaciones en el campo de la medicina donde indican que el ruido es responsable de muchos problemas de salud a corto y a largo plazo, como por ejemplo enfermedades cardiovasculares, infarto de miocardio cardiopatía isquémica, discapacidad auditiva y cognitiva en niños [6]. También a causa de la alta exposición de ruido a la que están sometidos tanto los habitantes de las zonas aledañas como los trabajadores de pista que sufren alteraciones en el sueño y por ende demuestran una significativa reducción en el rendimiento laboral, se ha demostrado que la exposición residencial a este tipo de contaminación aumenta el estrés y la dificultad para dormir, lo que se puede traducir en complicaciones en múltiples enfermedades [7]. Por esta razón la OMS estimó que se pierden en promedio 1.6 años de esperanza de vida [8].

El ruido de las aeronaves se ha monitoreado desde 1970 mediante el establecimiento de límites en los niveles de ruido que emiten las aeronaves por medio de normas y métodos que figuran en el anexo 16 de la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) [9]. La gran mayoría de las investigaciones se han centrado principalmente en la reducción de los niveles de ruido producidos por los propulsores, sin embargo ha venido emergiendo un gran interés por el estudio del ruido general producido por la aeronave, en la etapa de aproximación o aterrizaje. Desde el año 2000 se han realizado estudios tanto experimentales como numéricos, en consecuencia se ha desarrollado una fuerte necesidad de tener herramientas precisas para la predicción numérica y por tal razón se han desarrollado métodos numéricos cada vez más eficientes para lograrlo.

Gracias a las predicciones numéricas se ha encontrado que el ruido generado por la

Figura 2.1: Niveles de ruido presentes en aeronaves de Bajo/Alto alcance durante el aterrizaje



Fuente:[1]

estructura general del avión, sin tener en cuenta los propulsores, en aeronaves de corto alcance, supera el 60 % del ruido total generado por la aeronave, y en aeronaves de largo alcance la estructura general del avión es del 58 % del ruido total. Según predicciones numéricas realizadas a cada una de las secciones principales de la estructura se determinó que el ruido generado por el tren de aterrizaje en aeronaves de corto alcance supera el 30 % del ruido total generado por la aeronave, y en aeronaves de largo alcance el tren de aterrizaje supera el 40 % del ruido total generado por la aeronave [1].

# Capítulo 3

## Marco Teórico

### 3.1 Del Ruido en una aeronave y su normatividad

1. Con respecto al ruido y su reglamentación se debe tener en cuenta, antes que nada, la normatividad en la cual se van a proponer los límites a trabajar en el estudio, siendo un componente sobre el cual se le van a realizar estudios a futuro en Colombia, se deben revisar dos reglamentos en específico: El RAC 36 (Estándares de Ruido) y la Resolución 0627 del 7 de Abril de 2006 [10], por la cual se establecen los límites de emisión de ruido.
2. El ruido en una aeronave comercial es notable cuando está en movimiento utilizando sus motores y extiende sus superficies sustentadoras (Flaps y otros), además, se genera ruido adicional cuando la aeronave despliega su tren de aterrizaje en las fases de aproximación y descenso, dicho ruido es causado por el aumento de la resistencia que tiene la aeronave con respecto al fluido sobre el cual se está moviendo (Aire), dado que hay un aumento general de la superficie de la aeronave, de igual forma las condiciones atmosféricas influyen cómo se comportará el aire con respecto al movimiento de la aeronave.

### 3.2 Tren de aterrizaje

De acuerdo a lo discutido en la sección 3.1 se puede determinar que la configuración y tamaño del tren de aterrizaje afectará la cantidad de ruido generada por la aeronave, en una aeronave pequeña se pueden encontrar configuraciones como los esquíes y los flotadores (Adaptados para condiciones especiales), pero en una aeronave comercial se manejan exclusivamente trenes de rodadura retráctiles, adaptados a las operaciones que debe cumplir una aeronave comercial, por ende serán mucho más complejos que el tren de aterrizaje de una aeronave pequeña (Mayor cantidad de llantas y mecanismos hidráulicos), los cuales contribuirán a la cantidad de ruido generado. Dado que los trenes no están

presentes durante todo el vuelo se concentrará toda la cantidad de ruido generado por éstos en fases como el aterrizaje y el despegue.

### **3.2.1 Tren de aterrizaje retráctil**

El tren de aterrizaje retráctil está diseñado, para permitir que éste se guarde dentro de la estructura durante el vuelo, los principales beneficios de poder retraer el tren de aterrizaje, se concentran en un mayor rendimiento en el ascenso y el desarrollo de una mayor velocidad en vuelo, ya que se disminuye drásticamente la resistencia al avance de la aeronave.

El tren de aterrizaje funciona recogiendo los amortiguadores, brazos y las ruedas, guardándolas en una cavidad preparada para el efecto, en el fuselaje o las alas, generalmente para el tren principal, y en el fuselaje para la ruedas de la parte frontal. La extensión y la retracción del tren de aterrizaje se puede realizar de forma eléctrica, hidráulica o también puede ser de tipo electro-mecánico.

El tren de aterrizaje a estudiar se basa en dos configuraciones diferentes utilizadas en el programa LAGOON , básicamente son dos trenes de aterrizaje retráctiles simplificados modelados con base al utilizado por la aeronave comercial AIRBUS A-320.

## **3.3 Aeroacústica Computacional**

La aeroacústica es la ciencia que estudia el sonido generado por el movimiento de un fluido turbulento o las fuerzas aerodinámicas que interactúan con las superficies de un cuerpo. Actualmente no se ha establecido una teoría científica completa de la generación ruido por flujos aerodinámicos, la mayoría de los análisis aeroacústicos se basan principalmente en la llamada analogía acústica, mediante la cual las ecuaciones que gobiernan la dinámica de fluidos se reescriben en una ecuación de onda.

La formulación más común y ampliamente utilizada en este campo, es la analogía aeroacústica de Lighthill, que fue propuesta por James Lighthill en la década de 1950, al estudiar el ruido generado por los motores a reacción. La Aeroacústica computacional (CAA) se basa en la aplicación de métodos numéricos para encontrar soluciones aproximadas de las ecuaciones que rigen problemas aeroacústicos específicos.

La mayoría de los métodos propuestos, son resueltos numéricamente por computadoras de alto rendimiento, generalmente se emplea un enfoque híbrido de dos pasos, donde el primer paso consiste en calcular el campo de flujo turbulento, a partir del cual se evalúan los términos de la fuente acústica. Posteriormente en el segundo paso se calcula la radiación acústica, donde se considera un dominio donde las fluctuaciones de velocidad y presión son esencialmente lineales, fuera de la región turbulenta.

Los principales métodos para dar solución al campo lejano son el método de Kirchhoff y el método de la integral de Ffowcs-Williams y Hawkins. El método de Kirchhoff utiliza

una integral de superficie cerrada, para poder calcular la presión acústica generada desde una región fuente, esta integral contiene valores de presión, su gradiente y la derivada temporal sobre la superficie cerrada [11]. El modelo de Ffowcs-Williams y Hawkins se basa principalmente en la analogía acústica de Lighthill [12], la diferencia radica que en el método de FW-H se evita la integral de volumen, bajo el supuesto de una región fuente limitada que está encerrada por una superficie de control. Estos métodos son representaciones en forma integral y no soluciones de las ecuaciones gobernantes.

Para poder encontrar la solución a estas integrales los valores de presión, su derivada normal y su derivada temporal sobre la superficie deben ser conocidas. También se puede determinar la presión en el campo lejano utilizando solamente las variaciones de presión sobre la superficie.

### 3.4 Ecuaciones de Navier Stokes

Las ecuaciones gobernantes básicas para el estudio de la dinámica de fluidos son las ecuaciones de Navier Stokes. Estas ecuaciones se basan en los principios de conservación de la masa (Ecuación 3.1), el momento (Ecuación 3.2) y la energía (Ecuación 3.3), y con la ayuda de las condiciones de frontera se pueden resolver situaciones de todo tipo de naturaleza en un fluido [13]. En estas ecuaciones se tienen en cuenta los esfuerzos viscosos que se someten a la segunda ley de Newton y los flujos de calor descritos por la ley de Fourier.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (3.1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i) = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_i} \quad (3.2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j H) = \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i t_{ij}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (k \frac{\partial T}{\partial x_j}) \quad (3.3)$$

Donde:

$\rho$  = Es la densidad

$x_i$  = la variable de espacio

$u_i$  = Es el vector velocidad

$E$  = Es la energía total

$H$  = Es la entalpía total

$t_{ij}$  = Es el tensor viscoso de esfuerzo

$T$  = Es la temperatura

$k$  = Es el coeficiente de conductividad térmica

Para poder resolver las ecuaciones (3.1) a (3.2) en el caso de flujo compresible, el sistema se debe completar con las ecuaciones constitutivas del elemento de trabajo, en la mayoría de los casos las ecuaciones constitutivas que se usan son las del gas ideal:

$$P = \rho RT \quad (3.4)$$

Donde R es la constante de gas. Además, se asume que el gas es calóricamente perfecto, lo cual implica que la energía interna y la entalpía son funciones lineales de la temperatura por lo tanto:

$$e = C_v T \quad (3.5)$$

$$h = C_p T \quad (3.6)$$

$$C_v = C_p - R \quad (3.7)$$

Donde  $C_p$  es el calor específico a presión constante. La viscosidad  $\mu$  se asume como constante.

### 3.5 Modelo de Turbulencia

Uno de los grandes problemas de los investigadores de ruido es la alta demanda de los recursos computacionales, por esta razón es de vital importancia elegir el modelo más apropiado de acuerdo a las características de nuestra investigación. Diferentes investigaciones asocian los niveles de ruido con la actividad turbulenta. Por lo tanto es de suma importancia que el modelo de turbulencia sea capaz de modelar los diferentes fenómenos ocurridos en un flujo turbulento y a su vez el esfuerzo computacional requerido sea tan bajo como sea posible. Existen diferentes métodos computacionales que están destinados a simular al detalle el movimiento turbulento lo mejor posible de acuerdo al esfuerzo computacional requerido, estos se dividen en 4 grupos:

- **El modelo (LES) *Large Eddy Simulations*:** Este modelo se basa en un filtrado espacial de las ecuaciones gobernantes de un fluido, de tal manera que se resuelven computándose las grandes escalas. Un ejemplo de esto es el movimiento turbulento de los grandes remolinos, mientras que para las escalas más pequeñas se asume un modelo que permite considerar de forma aproximada su influencia en la variación general de los parámetros de flujo [14].

- **El modelo (DES) *Detached Eddy Simulations*:** Esta técnica se basa principalmente en aprovechar los puntos fuertes de los modelos (RANS) y (LES) ya que los modelos RANS se caracterizan por ser muy eficientes cerca de la frontera del contorno pero tienen una gran desventaja, pues no se comportan muy bien en las regiones alejadas de la frontera [14]. Mientras que los modelos (LES) se comportan bien en regiones alejadas de la frontera pero su comportamiento no es tan bueno en las regiones próximas a la frontera.
- **El modelo (DNS) *Direct Numerical Simulation*:** Trata de resolver las ecuaciones de Navier-Stokes de una forma directa, sin emplear más valores promedios o aproximaciones que las discretizaciones numéricas, por lo tanto es el más completo en cuanto a la exactitud de los resultados que ofrece pero su costo computacional es el más alto.
- **El modelo (RANS) *Reynolds Averaged Navier Stokes*:** Que se caracteriza por tener los métodos con los costos computacionales más bajos. Se basa en la promediación de las ecuaciones de los fluidos, para lo cual todas las magnitudes se sustituyen por la suma de su valor medio y una componente fluctuacional, después de promediarlas se obtienen términos adicionales que requieren de la adición de otras ecuaciones para cerrar el sistema.

Uno de los modelos (RANS) más usados en estudios aeroacústicos por razones de costos computacionales y por su nivel de precisión es el **Modelo Spallart-Allmaras** [15],- este se caracteriza por ser básicamente un modelo de una única ecuación, que resuelve una ecuación de transporte de modelado, este modelo fue específicamente diseñado para aplicaciones aeroespaciales que implican flujos de pared delimitada y ha demostrado dar buenos resultados para capas límite sometidas a gradientes de presión adversas. Cabe resaltar que para lograr los mejores resultados con el modelo de Spalart-Allmaras, se debe usar una malla muy fina cerca de la pared (del orden de  $Y_{plus}=1$  para el primer centro de celda cerca de la pared) o una malla con  $Y_{plus} \geq 30$  y  $Y_{plus} < 300$  [16]. Su característica principal es que al ser un modelo que posee un tiempo de simulación relativamente corto, ofrece la ventaja de ser una herramienta que permite realizar diferentes estudios comparativos entre distintas variaciones en el tren de aterrizaje.

Esta ecuación tiene cuatro versiones, la más simple solo es aplicable a flujos libres de cizallamiento y la más complicada, que se escribe a continuación, puede tratar el flujo turbulento que pasa por un cuerpo con regiones laminares.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{\nu}u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho\tilde{\nu}) \frac{\partial}{\partial x_j} \right\} + C_b 2\rho \left( \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu + S_\nu \quad (3.8)$$

Donde  $\tilde{\nu}$  corresponde, en las regiones que no se ven afectadas por efectos viscosos fuertes, como la región cercana a la pared, a la viscosidad cinemática turbulenta. Esta ecuación de transporte reúne el término de producción de viscosidad turbulento  $G_\nu$  y el término de destrucción  $Y_\nu$ . La física detrás de la destrucción de la turbulencia ocurre en la región cercana a las paredes, donde predominan los efectos de amortiguamiento viscoso y bloqueo de la pared. Los otros términos o factores son constantes calibradas para cada efecto físico que necesita ser modelado. Esta ecuación permite determinar  $\tilde{\nu}$  para el cálculo de la viscosidad turbulenta  $\mu_t$ , que es de interés, pues:

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \quad (3.9)$$

### Términos de producción:

En la ecuación de transporte para la viscosidad cinemática, el término de producción se modela de esta manera:

$$G_\nu = C_{b1} \rho \tilde{S} \tilde{\nu} \quad (3.10)$$

donde

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (3.11)$$

S es una medida escalar del tensor de deformación, durante el desarrollo de la formula, se pensó que S dependía solo de la magnitud de la vorticidad y se expresó de esta manera:

$$S \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (3.12)$$

Donde  $\Omega_{ij}$  es el tensor de la tasa de rotación media y se define por:

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.12)$$

En FLUENT, esta formulación se utiliza cuando se selecciona la opción *Vorticity Based* en el cuadro de definición del modelo de turbulencia.

Actualmente se sabe que es necesario tener en cuenta el efecto de la deformación media sobre la producción de turbulencias:

$$S \equiv |\Omega_{ij}| + C_{prod} \min(0, |S_{ij}| - |\Omega_{ij}|) \quad (3.13)$$

donde

$$C_{prod} = 2,0, |\Omega_{ij}| \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}, |S_{ij}| \equiv \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (3.14)$$

Con la tasa de deformación media  $S_{ij}$ , definida como:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (3.15)$$

Estas formulaciones se utilizan en FLUENT cuando se selecciona la opción *Vorticity Strain Based* en el cuadro de definición del modelo de turbulencia. Su efecto es reducir la viscosidad de los remolinos en la región donde la medida de la vorticidad excede la de la velocidad de deformación.

**Términos de destrucción:**

Los términos de destrucción solo están activos en las regiones donde existe cizallamiento y, por tanto, donde los efectos de la viscosidad son fuertes. Los términos de destrucción se modelan de esta manera:

$$Y_\nu = C_{w1} \rho f_w \left( \frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 \quad (3.16)$$

Las constantes de los modelos son  $C_{b1}$ ,  $C_{b2}$ ,  $\sigma_{\tilde{\nu}}$ ,  $C_{v1}$ ,  $C_{w1}$ ,  $C_{w2}$ ,  $C_{w3}$  y  $\kappa$ . Los valores se han calibrado y se pueden resumir de la siguiente manera:

$C_{b1}$	$C_{b1}$	$\sigma_{\tilde{\nu}}$	$C_{v1}$	$C_{w1}$	$C_{w2}$	$C_{w3}$	$\kappa$
0.1355	0.622	2/3	7.1	$\frac{C_{b1}}{k^2} + \frac{(1+C_{b2})}{\sigma_{\tilde{\nu}}}$	0,3	2	0.4187

### 3.6 Propagación del sonido

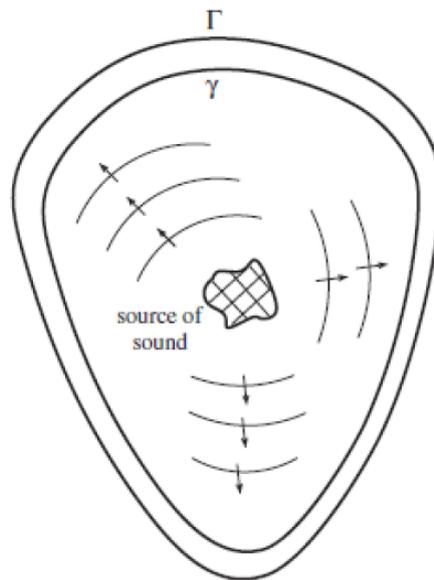
En aeroacústica, la mayoría del ruido se representa por un espectro de frecuencias o tonos aleatorios, que son generados por fluctuaciones de presión, donde estas a su vez causan turbulencias.

La identificación precisa del fenómeno físico, de las ondas acústicas no fue llevada a cabo hasta que Lighthill, en 1951, estableció su denominada analogía acústica. Para ello reorganizó las ecuaciones de Navier-Stokes en forma de una ecuación de onda no homogénea. Esto permitió predecir las fluctuaciones de presión en un campo lejano. Usando la solución del flujo en el campo cercano, la cual se obtiene mediante simulaciones RANS o LES, junto con la ecuación de onda es posible predecir el ruido.

El problema radica en que a altos números de Reynolds el flujo es turbulento y por lo tanto no existe solución única, por esta razón Lighthill definió que las fuentes acústicas deberían ser el resultado de la diferencia entre la formulación exacta y la formulación lineal de las leyes de la mecánica de fluidos aplicadas a la propagación de ondas acústicas. De esta manera Lighthill extiende la solución del campo cercano a un campo lejano, ampliando un dominio limitado regido únicamente por las ecuaciones de Navier-Stokes a un dominio de mayor tamaño donde las fluctuaciones de velocidad y presión son esencialmente lineales, fuera de la región turbulenta donde son válidas las ecuaciones linealizadas de Euler [17].

Para formular una solución, se debe considerar un campo acústico generado por una fuente de ruido. Donde una superficie  $\gamma$  encierra un campo de flujo cercano y a su vez la fuente de ruido, este campo de flujo está gobernado por las ecuaciones de Navier-Stokes. Otra superficie  $\Gamma$  esta lo suficientemente lejos de la fuente sonora, donde es válido asumir que las perturbaciones son lineales y no viscosas, por lo tanto es adecuado utilizar la formulación lineal de Euler.

Figura 3.1: Representación de la propagación del sonido



Fuente: [Tomada de Tam] [18]

### 3.7 Modelo de la integral de Ffowcs-Williams y Hawkins

A partir del trabajo propuesto por Lighthill, se han desarrollado formulaciones de analogías acústicas a aplicaciones más generales. Ffowcs-Williams y Hawkins predijeron el sonido generado usando fuentes acústicas equivalentes al método de la integral de Lighthill. Las señales acústicas y la presión sonora se calculan por medio de un integral de superficie de FW-H. El flujo sobre esta superficie está modelado por las ecuaciones de Navier-Stokes, las variables acústicas requieren de un cálculo preciso, y estas pueden ser calculadas a través de las propiedades del flujo en el tiempo con las simulaciones RANS, DES o LES. Gracias al modelo de FW-H, se puede calcular el sonido en un espectro ancho de frecuencias, básicamente es una ecuación de onda no homogénea que se deriva por medio de una manipulación de la ecuación de continuidad y las ecuaciones de Navier-Stokes [19]. La ecuación de FW-H se puede escribir como:

$$\begin{aligned}
 \frac{1}{a_\infty^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' &= \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{T_{ij} H(f)\} \\
 - \frac{\partial}{\partial x_i} \{[P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n) \delta(f)]\} & \\
 + \frac{\partial}{\partial t} \{[\rho_\infty v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f)\} &
 \end{aligned} \tag{3.17}$$

donde:

$u_i$  = Es la componente de la velocidad del fluido en la dirección  $x_i$

$u_n$  = Es la componente de la velocidad del fluido normal a la superficie  $f = 0$

$v_i$  = Es la componente de la velocidad de la superficie en la dirección  $x_i$

$v_n$  = Es la componente de la velocidad de la superficie normal a la misma  $x_i$

$\delta(f)$  = Funcion delta de Dirac

$H(f)$  = Funcion delta de Heaviside

$p'$  representa la presión sonora en el campo lejano.  $f = 0$  denota una superficie introducida para rodear el flujo exterior. Esta superficie puede coincidir con el dominio computacional (impermeable) o puede ser una superficie permeable ubicada dentro del dominio computacional.  $n_i$  es un vector normal apuntando hacia el exterior ( $f > 0$ ),  $a_\infty$  es la velocidad del sonido en el campo lejano, y  $T_{ij}$  es el tensor de esfuerzos de Lighthill, que está definido como:

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - a_\infty^2 (\rho - \rho_\infty) \delta_{ij} \tag{3.18}$$

$P_{ij}$  es el tensor de esfuerzos compresivos. En el caso de un fluido de Stokes, está dado por:

$$P_{ij} = p \delta_{ij} - \mu \left[ \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \tag{3.19}$$

Las propiedades en la corriente libre se describen con el subíndice  $\infty$

La Ecuación 3.17 se puede integrar con técnicas numéricas asumiendo flujo libre y ausencia de obstáculos entre la fuente y el receptor. La solución completa se compone de integrales de superficie e integrales de volumen. Las integrales de superficie representan las contribuciones acústicas de monopolos y dipolos y parcialmente de cuadrupolos, por su parte las integrales de volumen representan las fuentes de cuadrupolos en la región exterior a la superficie elegida como fuente. Se debe tener en cuenta que la contribución

de las integrales de volumen se puede despreciar cuando el flujo es subsónico de baja velocidad y la superficie fuente envuelve la región fuente. Esta suposición genera un ahorro computacional importante debido a que no se deben almacenar las variaciones de los datos con el tiempo en el volumen sino sólo en la superficie [19]

$$4\pi |x| p'(x, t) = \frac{x_j}{|x| a_\infty} \frac{\partial}{\partial t} \left[ \int_s \{p' n_i + \rho u_j u_n\} dS \right] + \frac{\partial}{\partial t} \left[ \int_s \{\rho u_n\} dS \right] \quad (3.20)$$

Los términos dentro de los corchetes cuadrados se calculan en el tiempo en que el sonido fue generado. El tiempo de retardo  $t_r$  puede ser expresado como  $t_r = t - |\mathbf{x} - \mathbf{y}| / a_\infty$  donde  $\mathbf{y}$  es el radio de cada uno de los puntos de la superficie.

# Capítulo 4

## Metodología aplicada

De acuerdo a los criterios planteados por Jesús Ferrer en [20], se dividirá la metodología de investigación según el tipo de estudios, naturaleza de los datos a analizar, la naturaleza de sus objetivos, y demás criterios para guiar el proceso de investigación y experimentación a realizar en el presente proyecto.

- **Tipo de Investigación:** Se realizarán estudios correlacionales y explicativos, dado que el estudio a realizar relaciona el aumento del ruido con características físicas del tren de aterrizaje, siendo estas dos las variables a relacionar en el transcurso del proyecto (Estudio correlacional), así mismo se busca explicar la causa del ruido presente en el tren de aterrizaje, mediante una relación causa-efecto (Estudios explicativos).
- **Proceso Formal:** Se utilizarán métodos hipotéticos deductivos, ya que de la observación en este caso particular se planteará una hipótesis a resolver y validar numéricamente. En el presente proyecto se realizarán mediciones de ruido en un tren de aterrizaje en particular (Mediante ANSYS), de éstas se planteará una hipótesis que intente explicar la causa del ruido y su nivel, para después reafirmarla o refutarla mediante nuevas mediciones y su respectiva deducción.
- **Naturaleza de los Datos:** Los datos a manejar en el proyecto son cuantitativos, ya que se realizará una medición estadística y objetiva de los datos obtenidos durante el proceso de investigación y observación. Los datos del ruido generado por el tren son de naturaleza numérica y gráfica, por ende, se deben analizar mediante el método científico y ser interpretados sin tener en cuenta las creencias personales del(os) autor(es).
- **Manipulación de Variables:** Se ejercerá un control experimental sobre las variables a manejar durante la investigación, es decir, se manipulará una variable bajo

cierto grado de control, en aras de comprobar una hipótesis. Las variables a modificar en el análisis de datos son netamente ambientales (Ej: Densidad del aire), dado que se trabajará con un tren de dimensiones fijas en el cual se busca comprobar el nivel del ruido generado por este cuando hace contacto con el aire.

- **Tiempo en el que se efectúan:** La presente investigación maneja intervalos de tiempo sincrónicos, es decir, se analizará la cantidad de ruido generada en períodos relativamente cortos de tiempo. Las simulaciones se enfocarán en el análisis del nivel de ruido en el aterrizaje, esta etapa tiene una duración de aproximadamente 0.2 segundos, lo cual se puede considerar un periodo muy corto de tiempo.
- **Enfoque de Investigación:** Se le dará un enfoque experimental a la presente investigación, dicho enfoque consiste en la manipulación de una variable independiente (Ej: La densidad del aire) para analizar los efectos causados por el cambio de ésta (El aumento o disminución del nivel de ruido).
- **Fuentes:** Se utilizarán los 3(tres) tipos de fuentes mencionadas por Ferrer [20] en, bibliográfica, metodológica y empírica, dado que se deben contar con:
  1. Investigaciones previas, ya que el análisis del nivel de ruido debe ser fundamentado a partir de los resultados presentes en otras mediciones sobre el mismo tren, o estudios del nivel de ruido en general. (Bibliográfica)
  2. Métodos de medición a implementar, ya que el estudio del nivel de ruido cuenta con procedimientos de medición del nivel de ruido ya establecidos en las investigaciones previas, (Metodológica)
  3. Simulaciones con CAD y ANSYS, dada la naturaleza del proyecto no se puede acceder a un tren de aterrizaje real, por ende, se debe utilizar un modelo en CAD que logre simular las propiedades de éste mismo, de la manera más fiel posible. (Empírica).
- **Temporalización:** Se realizarán estudios longitudinales, es decir, se analizará a detalle el fenómeno observando su evolución a través del tiempo. Se analizará a detalle la evolución del nivel de ruido en el intervalo a estudiar.

## 4.1 Cumplimiento de Objetivos

En aras de cumplir los objetivos y con ello dar el desempeño apropiado del proyecto, se determinará de manera específica, los procedimientos y recursos que se utilizarán para cumplimiento de cada uno de estos.

- **Determinar el modelo de turbulencia y las condiciones de frontera que serán implementadas en las simulaciones computacionales**

De acuerdo con los artículos e investigaciones consultadas en las bases de datos de la universidad, se analizaron y determinaron cuales son las condiciones que más favorecen el desarrollo del proyecto, por lo tanto, se tuvieron en cuenta aspectos como las limitaciones de computacionales. Por otro lado, se eligió el modelo que simula con mayor precisión el comportamiento del flujo que es atravesado por un tren de aterrizaje real, sin sobrepasar dichas limitaciones estipuladas. Una vez se definió que el modelo de turbulencia a utilizar es el de Spalart Allmaras, se extrajeron las condiciones de fronteras de acuerdo con el artículo de referencia [4] con el fin de disponer de un punto de comparación con los datos que se obtendrán en el desarrollo de la investigación.

- **Simular un flujo turbulento e incompresible sobre la geometría a estudiar**

Como primer paso, se generó el dominio computacional donde se realizó el estudio de medición de ruido, para ello, se modeló un CAD, donde las dimensiones del mismo fueron extraídas del artículo de referencia, para realizar las simulaciones, se construyeron múltiples mallas, que básicamente consisten en un conjunto de volúmenes finitos, donde se analizaron las propiedades del material (aire), con respecto a las características de las condiciones de fronteras definidas. Con el propósito de mantener la fiabilidad de los resultados, como primer paso se realizó un estudio de independencia de malla usando simulaciones de flujo laminar para facilitar el desarrollo del mismo, ya que al tratarse de elementos finitos, la manera como estos se diseñan y organizan, tiene un impacto considerable en la variación de los resultados para un mismo escenario, lo que se logró con este estudio es elegir una malla que guarde una óptima relación entre el número de elementos finitos creados mínimos y la mínima variación entre los resultados promedios generados por todas las mallas probadas.

Una vez seleccionada la malla se procedió a realizar simulaciones de flujo turbulento para recrear un escenario que se daría en un tren de aterrizaje real; este proceso se realizó usando ANSYS. Para ejecutar la solución de la simulación, se determinaron los métodos y técnicas algebraicas y matemáticas para la solución de matrices interna, dichos métodos se vieron reflejados en el factor de precisión de la medición y en los recursos computacionales y temporales requeridos.

- **Emplear el modelo Ffowcs Williams y Hawkings para predecir los niveles de ruido**

Con la malla elegida en el estudio realizado anteriormente y la simulación del flujo turbulento, se habilitó dentro de las configuraciones de ANSYS, el modelo Ffowcs Williams y Hawkings que se obtiene manipulando las ecuaciones de Navier-Stokes, dichas ecuaciones sirven para predecir los niveles de ruido generados por un flujo que está siendo perturbado por un objeto.

- **Comparar los niveles de ruido medidos con respecto a estudios similares**

Al realizar el estudio sobre un dominio computacional anteriormente analizado por otros artículos e investigaciones, fue plausible comparar los datos obtenidos, teniendo en cuenta los resultados de dichas investigaciones para confirmar la veracidad de los mismos, para ello, primero se organizó la información producto de las simulaciones, teniendo en cuenta las propiedades y características intrínsecas del ruido y se demostró por medio de tablas, gráficos, etc. las discrepancias y similitudes que tuvieron los resultados hallados con respecto a las investigaciones en las bases de datos.

## 4.2 Caso de estudio

El desarrollo de este proyecto de grado se basa en el estudio propuesto por *Eric Manoha, Jean Bulté (ONERA) Vlad Ciobaca (DLR) Bastien Caruelle (Airbus-France)* llamado “*LAGOON: An Experimental Database for the Validation of Landing Gear Noise Prediction Methods*” presentado en el año 2009.[2]

El programa *LAGOON* se basa en una configuración de tren de aterrizaje simplificado. En este trabajo el tren fue sometido a un flujo transitorio con las mismas condiciones de frontera utilizadas por la referencia, con el objetivo de hallar numéricamente los niveles de ruido generados usando métodos CFD/CAA y se compararon los resultados obtenidos con respecto a otros estudios de CFD/CAA realizados anteriormente por la comunidad científica.

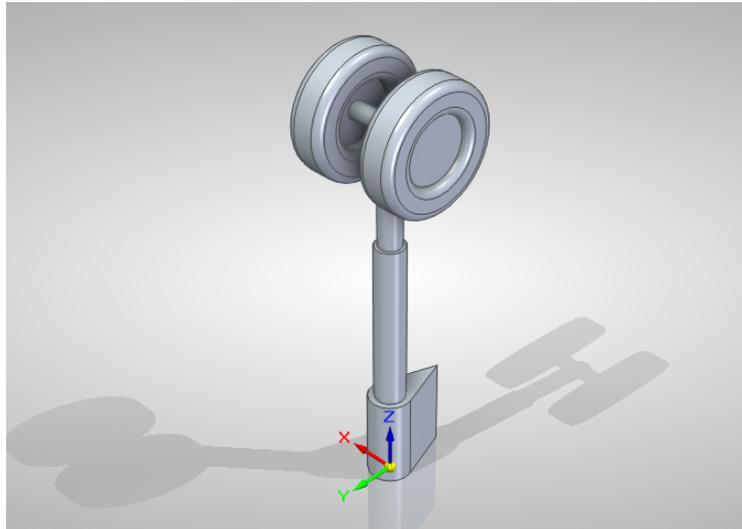
### 4.2.1 LAGOON 1

A continuación, se presentarán los dos tipos de configuración que se utilizarán en el desarrollo del proyecto de grado:

Dicha configuración de tren de aterrizaje cuenta con las medidas y dimensiones utilizadas en el programa *LAGOON*, que según los creadores, está al 40 % de escala de un tren de aterrizaje de nariz de un *Airbus A-320*. [3]

Al tratarse de CFD/CAA se debe contar con un dominio computacional para dar una solución numérica al problema, las dimensiones de dicho dominio fueron tomadas

Figura 4.1: CAD LAGOON 1



Fuente:[Autores]

de “LAGOON : CFD/CAA Coupling for Landing Gear Noise and Comparison with Experimental Database” L. Sanders and E. Manoha [21]

**Nota:** Para obtener mas información sobre las dimensiones del tren simplificado puede ver la Figura A.2.

#### 4.2.2 LAGOON 2

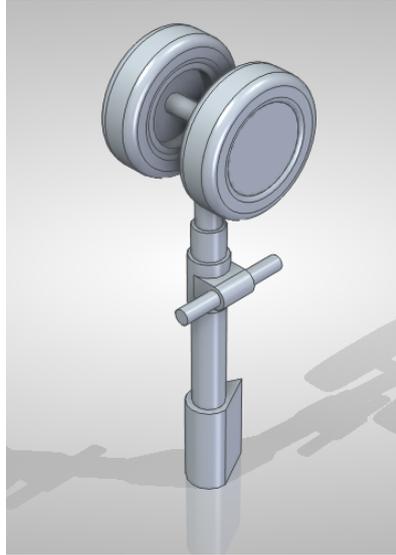
Este tipo de configuración de LG “*landing gear*” cuenta con las mismas dimensiones que su antecesor LAGOON 1, no obstante, cuenta con otros componentes que simularán partes que presentan cualquier tipo de tren de aterrizaje convencional tales como luces, actuadores, etc. Esto con el fin de que el flujo simulado a través de este tenga propiedades similares a las que presentaría un tren de aterrizaje real en condiciones reales y que los niveles de ruido que este genere sean similares a los que generarían un tren análogo real.

Debido a algunas datos faltantes sobre las dimensiones de las partes y componentes del LAGOON 2, los autores de este proyecto escogieron dichas medidas a conveniencia, sin embargo las dimensiones determinadas son coherentes y análogas con respecto a la base de datos del programa LAGOON.

Como se menciona en la sección 2.1, esta geometría se modificó con el fin de eliminar los detalles más pequeños, pues el requerimiento en el refinamiento del mallado fue inasequible; es por ello, que en la geometría modificada solo cuenta con el actuador principal, pues se cree que es uno de los componentes más determinantes en el momento de la generación de ruido.

**Nota:** obtener mas información sobre las dimensiones del tren simplificado puede ver la Figura A.2

Figura 4.2: LAGOON 2



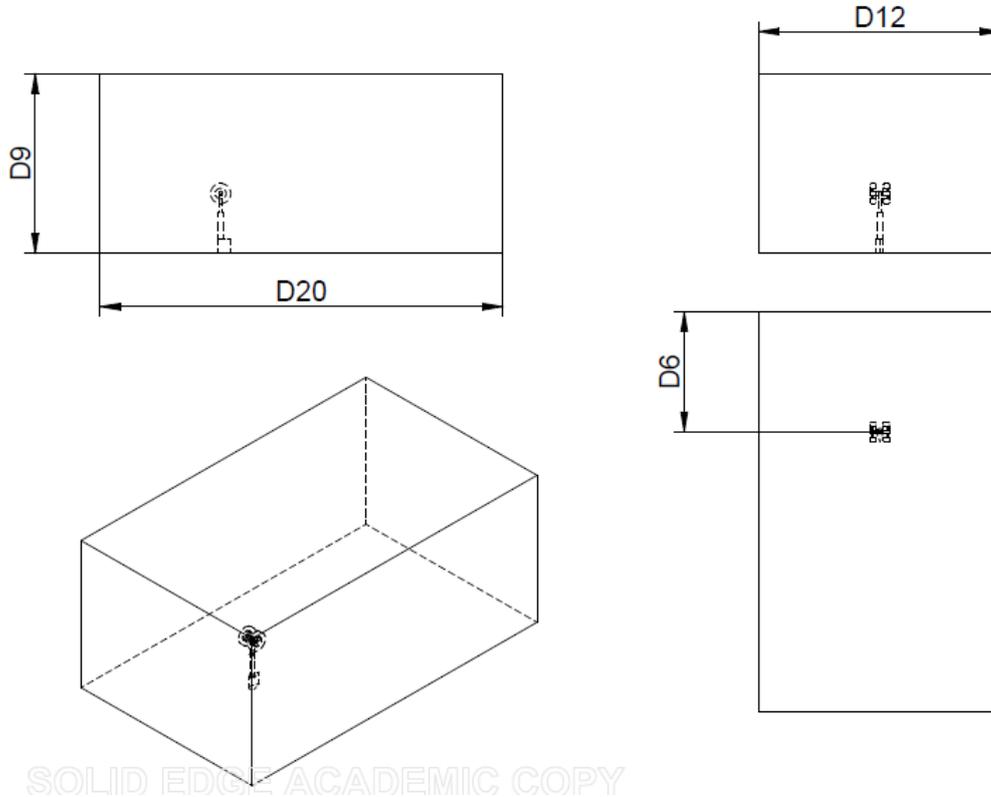
Fuente:[Autores]

### 4.2.3 Dominio Computacional y Condiciones de Frontera

Con el fin de poder comparar los resultados obtenidos en esta investigación con respecto a estudios realizados previamente por la comunidad científica, se deben tomar las mismas características tanto del dominio computacional como en las condiciones del fluido a simular. Por esta razón, es necesario tomar esta información de los artículos de referencia, en este caso se tomó de *Acoustic Prediction of LAGOON Landing Gear: Cavity Noise and Coherent Structures* publicado en el 2018 [4].

Las características espaciales del dominio computacional dadas por el autor fueron dimensionadas de acuerdo al diámetro de la rueda del tren de aterrizaje y apartir de dicho diámetro se acotó todo el dominio computacional que será utilizado tanto para el LAGOON 1 como para el LAGOON 2.

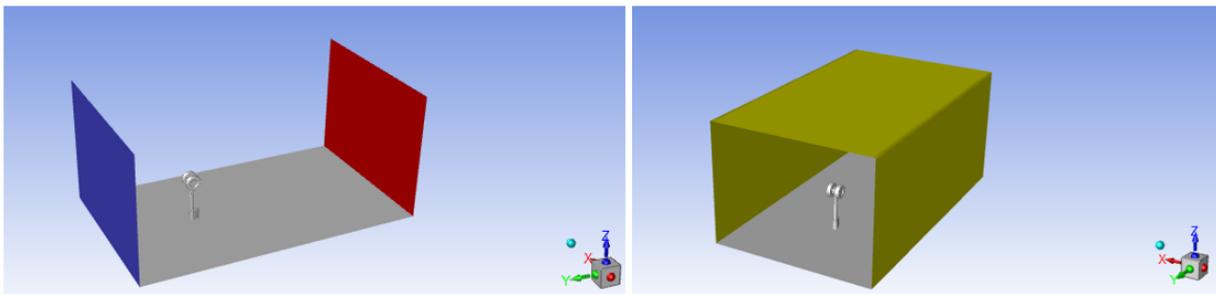
Figura 4.3: Dimensiones Dominio Computacional



Fuente:[4]

**Nota:** Las dimensiones están expresadas con respecto al diámetro de la rueda ( $0,3m$ ).

Figura 4.4: Dominio computacional



Fuente:[Autores]

Durante el proceso de simulación, se debe determinar que función cumplirá cada superficie del dominio computacional, en este caso se cuenta con 6 superficies planas y el isométrico que representa el tren de aterrizaje; la superficie azul representa el **Velocity inlet** que define la dirección y velocidad del flujo de aire. la superficie roja representa el **Pressure Outlet** que define la presión del ambiente que se tendrá sobre todo el dominio computacional; las superficies amarillas son representadas como **Symmetry** que

figuran como paredes sin deslizamiento que no mostrarán oposición al flujo circundante , por último las superficies grises son representadas por **Wall** que son la superficies que actuarán como muros, es decir, serán tangibles al aire.

Tabla 4.1: Condiciones de frontera

<b>Condiciones de Frontera</b>	
<b>Reynolds</b>	1,54E+06
<b>Presión (Pa)</b>	99447.7
<b>Densidad (Kg/m3)</b>	1,118
<b>Temperatura (K)</b>	293
<b>Velocidad (m/s)</b>	82,16
<b>Viscosidad (Kg/ms)</b>	1.7894e-05

Fuente:[21]

Recordando el concepto de similaridad dinámica, dos objetos con las mismas características geométricas a diferentes escalas, al ser sometidos a un flujo representado con un mismo número de *Reynolds*, tendrán los mismos coeficientes de fuerzas aerodinámicas, por lo tanto se tomó el mismo número de *Reynolds* de *Acoustic Prediction of LAGOON Landing Gear: Cavity Noise and Coherent Structures* publicado en el 2018 [4] y utilizando el diámetro de la rueda como longitud característica se determinaron las propiedades del aire que se utilizaron en la simulación, ver Cuadro 4.1.

### 4.3 Técnicas Numericas

Actualmente la dinámica de fluidos computacional (CFD) se utiliza como herramienta de resolución numérica para conseguir una aproximación a una solución por medio de un problema previamente formulado matemáticamente mediante el uso de algoritmos. El CFD también se puede entender como aquel conjunto de herramientas de cálculo numérico aplicadas a la resolución de problemas fluido dinámicos. La física de los fluidos se expresa en términos de ecuaciones diferenciales parciales o integro diferenciales difíciles de resolver analíticamente.

Para obtener una solución aproximada numéricamente es necesario discretizar las ecuaciones diferenciales en ecuaciones algebraicas que serán resueltas mediante algoritmos apropiados ejecutados por lo general en ordenadores, esto conlleva a una gran limitación que se basa en lo costoso que resulta resolver todas las escalas de las ecuaciones que rigen la dinámica de fluidos (Navier- Stokes), principalmente cuando el fluido se encuentra en régimen turbulento. Es por esto que en el presente estudio fue necesario reducir algunos parámetros, como el número de elementos que conforman la malla, siendo un 97 % menor con respecto a las referencias tomadas, la principal consecuencia de esto es que al no contar con el refinamiento de malla esperado, la precisión en zonas críticas de la geometría se puede ver comprometida.

Por otra parte también se modificaron parámetros como el paso del tiempo (*Time Step*) con respecto al usado en las referencias ya que este era de 10 microsegundos, sin embargo en este estudio fue de 20 microsegundos; este parámetro, a grandes rasgos, es el que determina la velocidad con la que progresa el cálculo de la solución. Aumentar este parametro afectó ligeramente el resultado de la solución, tal como se logró apreciar en las gráficas y contornos de la velocidad RMS, esto se debe a la manera como se calcula dicha velocidad, sin embargo este cambio permitió disminuir el tiempo de simulación en un 50 %.

En el presente trabajo una de las geometrías propuestas, se caracterizó por poseer mayor cantidad de detalles, de una tamaño minúsculo en relación a la geometría total, que la otra, por lo tanto esta requería de una malla con mayor refinamiento para lograr el mismo nivel de precisión que la geometría mas simple. Por consiguiente la demanda computacional fue alta y con los recursos computacionales disponibles no fueron suficientes para ejecutarlo. Es por ello que la geometría fue modificada con el objetivo de disminuir la complejidad del detalle, resumiéndose así en un refinamiento de malla más accesible de acuerdo a los recursos computacionales disponibles.

Como anteriormente se mencionó, los recursos computacionales disponibles son limitados, es por esta razón que la elección de las técnicas numéricas para encontrar la solución al problema, fue de esencial importancia. En las referencias tomadas se utilizaron métodos

computacionales híbridos para el modelo de turbulencia, como el *Detached Eddy Simulation (DES)*, esta técnica aprovecha los puntos fuertes de los modelos RANS y LES, es decir, los resultados obtenidos tienen una alta precisión tanto cerca de las fronteras como lejos de ellas, pero su principal desventaja es el costo computacional que requiere.

Es por esto que se utilizó el modelo *Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS)*, como técnica computacional para encontrar la solución al problema propuesto, ya que esta se basa en la promediación de las ecuaciones del fluido, por lo cual todas las magnitudes se sustituyen por la suma de su valor medio y una componente fluctuacional. Su principal ventaja en este estudio, es que al ser un modelo que posee un tiempo de simulación relativamente corto nos ofrece una gran ventaja a la hora de probar diferentes propuestas y variaciones, con el fin de lograr encontrar una solución más precisa manteniendo el costo computacional bajo, su desventaja es que aunque ofrece resultados precisos en las zonas cercanas a las fronteras, dicha precisión disminuye en las zonas lejanas a estas; el uso del RANS redujo el tiempo de simulación en un 36 % comparado con respecto al modelo DES.

A continuación se muestra una breve comparación entre los parámetros generales usados en el presente trabajo con respecto a lo utilizado en las simulaciones hechas por la comunidad científica [4]; se debe tener en cuenta que la simulación realizada y representada en la Tabla 4.2 tuvo una duración de 52 horas usando un equipo de gama media cuyas características son :

- Intel Core i5 8th Gen - 8RAM - Tarjeta gráfica integrada

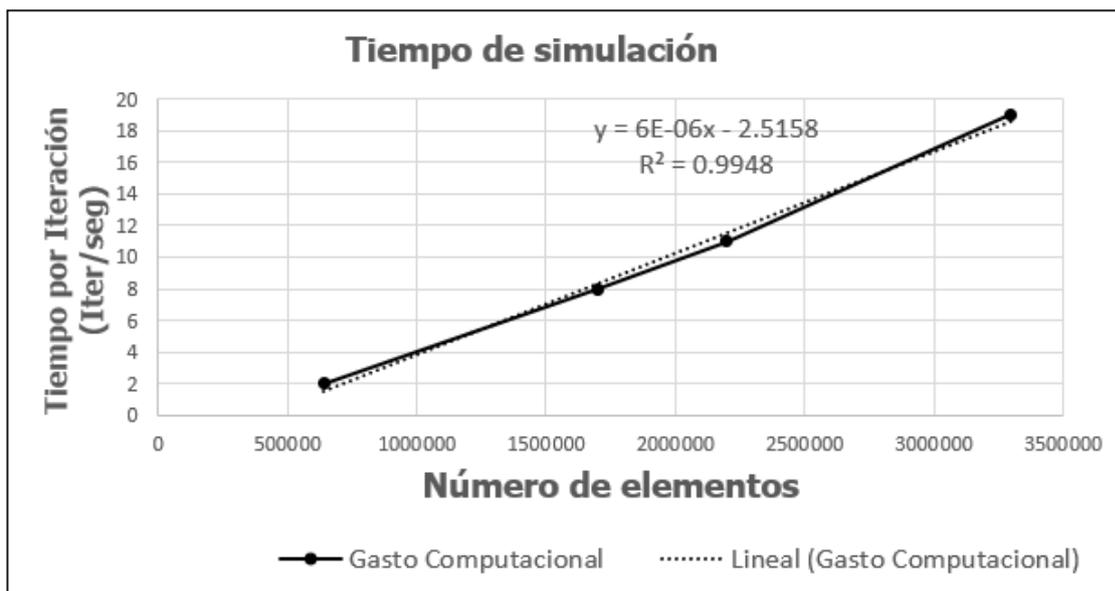
Tabla 4.2: Comparación de simulaciones

Técnicas Numéricas	Geometría	Dominio Comp.	Condiciones de frontera	No. Elementos	Modelo Turb.	Modelo Acústico	Tiempo	Paso de Tiempo
Referencias	✓	✓	✓	60M-99M	Híbrido DES	FWH	0,2s	10E-6s
Este trabajo	✓	✓	✓	3,3M	RANS	FWH	0,2s	20E-6s
Ahorro computacional	--	--	--	Indeterminado	36%	--	--	50%

*Fuente: Autores*

De la Tabla 4.2 cabe resaltar que el ahorro computacional sin contar el refinamiento de la malla es de un 86%; por otra parte, las características principales tales como la geometría, el dominio computacional y las condiciones de fronteras son las mismas en ambos casos.

Figura 4.5: Tiempo de simulación Vs Número de elementos



*Fuente: Autores*

Sin embargo, la diferencia entre número de elementos en las mallas es quizás la mayor disparidad que existe entre ambos casos en terminos computacionales, pues al tener un crecimiento lineal entre el tiempo de simulación con respecto a número de elementos, como el que se puede ver en la Figura 4.5, que corresponde a los casos simulados en este estudio, el ahorro computacional sería aproximadamente del 3000 %.

Página dejada en blanco intencionalmente.

# Capítulo 5

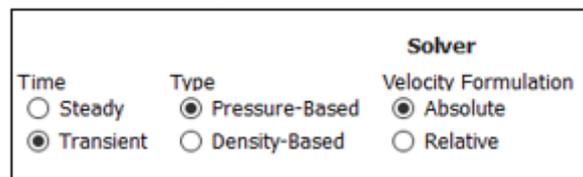
## Análisis y Resultados

### 5.1 Parámetros de simulación

Con el fin de facilitar y generar futuras investigaciones basados en este trabajo y servir como referencia para futuras simulaciones, en la siguiente sección se presentarán todos los parámetros y métodos utilizados en la simulación que se empleó para la predicción numérica de los niveles de ruido a través de ANSYS FLUENT. Asimismo, se dará una breve explicación del por qué se eligieron dichos parámetros, con el objeto de que el lector tenga una noción sobre cómo y que solucionará el software.

#### 5.1.1 Métodos - *Solver*

Figura 5.1: Solver



*Fuente: Autores*

#### Tiempo transitorio - *Time-Transient*

Dado que en la simulación se pretende usar el modelo de *Ffowcs Williams y Hawkings*, para hallar los niveles de ruido y dado que dicha Ecuación 3.7 depende de la derivada parcial de la presión sonora  $p'$  con respecto al tiempo, es necesario utilizar **un flujo en estado transitorio**.

#### Tipo *Type- Pressure-Based*

Históricamente, el enfoque basado en la presión (*Pressure-Based*) se desarrolló para los **flujos incompresibles de baja velocidad**, mientras que el enfoque basado en la densidad se utilizó principalmente para los flujos compresibles de alta velocidad.

Sin embargo, recientemente ambos métodos se han extendido y se han reformulado para resolver y operar para una amplia gama de condiciones de flujo más allá de su intención tradicional.[22]

Usando cualquiera de los métodos, ANSYS FLUENT resolverá las ecuaciones integrales que gobiernan la conservación de la masa y el momento, y (cuando sea apropiado) para la energía y otros escalares como la turbulencia y las especies químicas.[22]

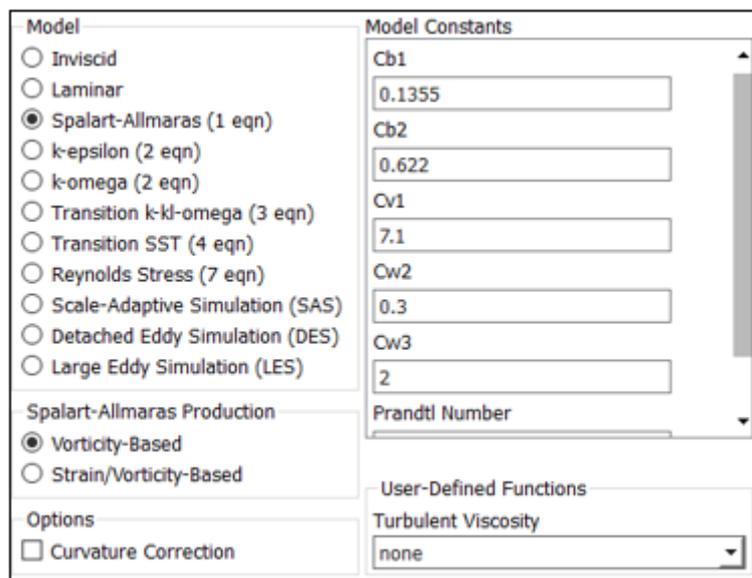
### Formulación de la velocidad *Velocity Formulation-Absolute*

La formulación de **velocidad absoluta** se prefiere en aplicaciones donde el flujo en su mayoría no presenta movimientos circulares. La formulación de velocidad relativa es apropiada cuando la mayor parte del fluido en el dominio está girando, como en el caso de un gran impulsor en un tanque de mezcla.[23]

### 5.1.2 Modelos de Turbulencia - *Viscous- Spalart-Allmaras*

La elección del modelo de turbulencia dependerá de consideraciones tales como la física incluida en el flujo, la práctica establecida para una clase específica de problema, el nivel de precisión requerido, los recursos computacionales disponibles y la cantidad de tiempo disponible para la simulación. Para elegir el modelo más apropiado para su aplicación, debe comprender las capacidades y limitaciones de las distintas opciones.[24]

Figura 5.2: Modelo de Turbulencia-Spalart-Allmaras



Fuente: Autores

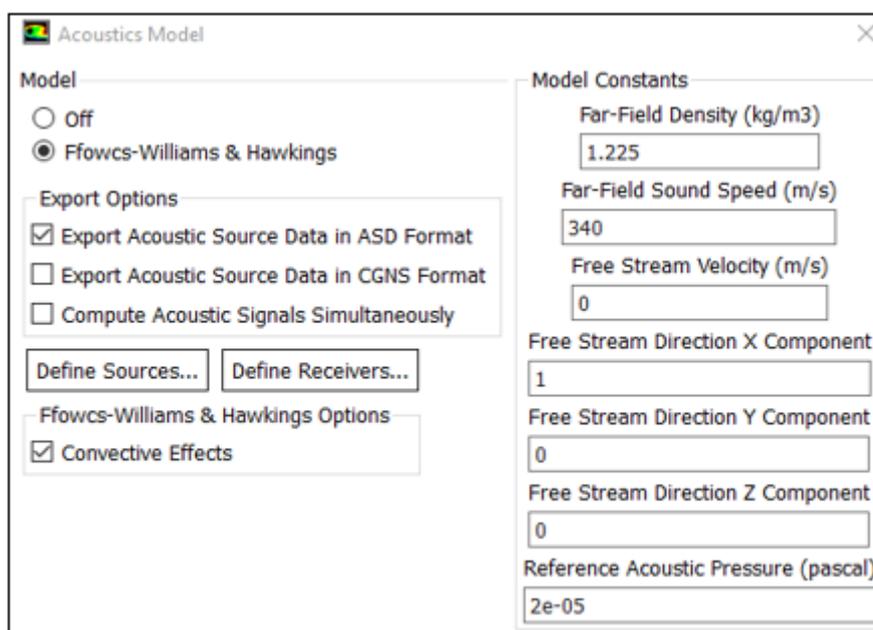
De acuerdo a las limitaciones computacionales y teniendo en cuenta que la mayoría de artículos científicos relacionados con el proyecto **LAGOON** utilizan el modelo de *Spalart-Allmaras*, se seleccionó dicho modelo de turbulencia para esta simulación, con

el objetivo de mantener los requerimientos computacionales y tiempos de simulación bajos y por otra parte mantener las simulaciones lo más próximas a las realizadas por la comunidad científica.

**Nota:** las constantes del modelo y demás parámetros son los prescritos por el programa.

### 5.1.3 Modelos Acústicos - *Acoustics-Ffowcs-Williams y Hawkings*

Figura 5.3: Modelo Acústico



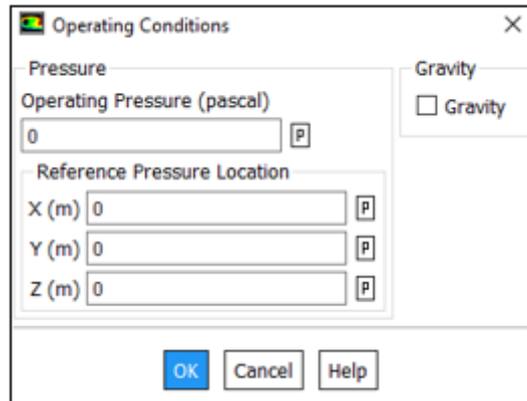
*Fuente: Autores*

El modelo acústico de Ffowcs-Williams y Hawkings fue el utilizado por las referencias [4], es por esto que las predicciones numéricas de los niveles de ruido se desarrollaron con este modelo; se debe tener en cuenta que se debe definir la fuente de sonido, que en este caso es el tren simplificado, por otra parte se usaron los valores predeterminados por el programa.

### 5.1.4 Condiciones de funcionamiento - *Operating conditions*

Se debe establecer una presión de funcionamiento para el problema. Para todos los flujos, ANSYS FLUENT usa presión manométrica internamente. Siempre que se necesita una presión absoluta, se genera sumando la presión de funcionamiento a la presión relativa. [25]

Figura 5.4: Condiciones de funcionamiento



Fuente: Autores

En aras de hallar dicha presión de funcionamiento (*Operating pressure*), es necesario tener en cuenta la información que aparece en la Tabla 5.1.

Tabla 5.1: Ajustes recomendados para la presión de funcionamiento

Relación de densidad	Régimen de número de Mach	Presión de funcionamiento
ley de los gases ideales	$M > 0.1$	0 o $\approx$ presión de flujo media
ley de los gases ideales	$M < 0.1$	$\approx$ presión de flujo media
función de perfil de temperatura	incompresible	no utilizado
constante	incompresible	no utilizado
ley de gases ideales incompresibles	incompresible	$\approx$ presión de flujo media

Fuente:[26]

De acuerdo a el Cuadro 5.1, la presión de funcionamiento (*Operating Pressure*) al ser un flujo cuyo  $M > 0.1$  será igual a 0.

### 5.1.5 Condiciones de Frontera-*Boundary conditions*

Las condiciones de frontera de entrada de velocidad se utilizan para definir la velocidad del flujo, junto con todas las propiedades escalares relevantes del flujo, en las entradas de flujo. [27]

Figura 5.5: *Boundary Conditions-Inlet*

Zone Name: inlet

Momentum | Thermal | Radiation | Species | DPM | Multiphase | Potential | UDS

Velocity Specification Method: Magnitude, Normal to Boundary

Reference Frame: Absolute

Velocity Magnitude (m/s): 82.16 constant

Supersonic/Initial Gauge Pressure (pascal): 0 constant

Turbulence

Specification Method: Turbulent Viscosity Ratio

Turbulent Viscosity Ratio: 10 constant

Fuente:Autores

Las condiciones de frontera de salida de presión requieren la especificación de una presión estática (manométrica) en la frontera de salida. El valor de la presión estática especificada se usa solo mientras el flujo es subsónico.

Figura 5.6: *Boundary Conditions-Outlet*

Pressure Outlet

Zone Name: outlet

Momentum | Thermal | Radiation | Species | DPM | Multiphase | Potential | UDS

Backflow Reference Frame: Absolute

Gauge Pressure (pascal): 99447.7 constant

Pressure Profile Multiplier: 1

Backflow Direction Specification Method: Normal to Boundary

Backflow Pressure Specification: Total Pressure

Radial Equilibrium Pressure Distribution

Average Pressure Specification

Target Mass Flow Rate

Turbulence

Specification Method: Turbulent Viscosity Ratio

Backflow Turbulent Viscosity Ratio: 10 constant

Fuente:Autores

### 5.1.6 Metodos de solución- *Solution methods*

La página de tareas **Métodos de solución** le permite especificar varios parámetros asociados con el método de solución que se utilizará en el cálculo.

Figura 5.7: *Solution Methods*

*Fuente: Autores*

En La Figura 5.7 se encuentran los parámetros seleccionados de acuerdo con una óptima relación entre los recursos computacionales utilizados y la precisión deseada.

En el caso del Acoplamiento de Presión-Velocidad, se eligió *Fractional Step (FSM)*, el cual consiste en un algoritmo que usa la relación entre las correcciones de velocidad y presión para hacer cumplir la conservación de masa y obtener el campo de presión. Es el algoritmo con un costo computacional ligeramente menor.

Para la discretización espacial, el Gradiente es necesario no solo para construir valores de un escalar en las caras de la celda, sino también para calcular términos de difusión secundaria y derivadas de velocidad, en este caso se eligió *Least Squares Cell Based* para el Gradiente, pues con este método se asume que la solución varía de forma lineal.

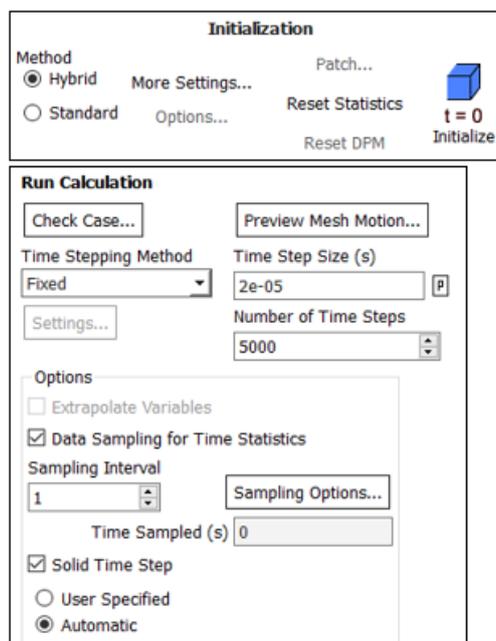
Para el Momento y Viscosidad turbulenta de la discretización espacial, se eligió un Segundo Orden de Discretización con el fin de obtener resultados precisos, pues un primer orden de discretización, aunque consume menos recursos a la hora de simular, puede resultar en resultados imprecisos y poco fiables.

Por otra parte, en la presión se eligió el esquema *!Presto* ya que este es mas preciso para la interpolación de los valores de presión de cada cara desde los valores de la presión de las celdas. [28]

Para la formulación transitoria, se eligió el Segundo Orden de Discretización por las mismas razones anteriormente mencionadas.

### 5.1.7 Inicialización y Ejecución -*Initialization And Run calculation -Hybrid-Advanced*

Figura 5.8: *Initialization And Run Calculation*



*Fuente: Autores*

Al ser una simulación transitoria, se debe especificar el tamaño del paso de tiempo (*Time step size*) y el número de pasos de tiempo (*Number of time steps*), de modo que el tiempo de simulacion sea de  $0.2s$  y concuerde con el tiempo simulado por Ricciardi 2018. [4]

En este caso, se optó por usar 10000 números de pasos de tiempo con un tamaño de  $2e-05s$ , por motivos de recursos computacionales disponibles.

#### **Pasos generales para simulaciones acusticas**

- Se realiza los pasos descritos en *Parámetros de simulación*
- Se da inicio a la simulación hasta  $0.1s$  ó 5000 iteraciones.
- una vez termiandas estas iteraciones, se activa el modelo de Ffowcs-Wiliams y Hawkins, se da inicio a las siguientes 5000 iteraciones.
- al finalizar la simulación, se procede a insertar las coordenadas de los micrófonos.
- se realizan las gráficas y contornos de velocidad y presión sonora.

Se activó la casilla de *Data Sampling for Time Statistics* con el fin de obtener valores promediados a lo largo del tiempo, tales como Velocidad media en las tres direcciones ( $U$   $V$   $W$ ).

Para las simulaciones que atañen a la predicción numérica de los niveles de ruido, se siguieron los pasos correspondientes descritos en [28].

## 5.2 Independencia de Malla

Durante esta sección se discutirá el proceso completo de la creación y elección de las mallas, empezando por la fabricación y variables consideradas, seguido por la evaluación de la calidad de cada una de las mallas, y finalizando con simulaciones tanto en flujo laminar como en flujo turbuente con el fin de analizar su comportamiento y decidir cuales de las mallas creadas serán utilizadas en simulaciones más complejas.

### 5.2.1 Creación de Mallas

Para la creación de mallas se tuvo en cuenta inicialmente los siguientes aspectos: Método de construcción, tamaño de los elementos, curvatura y proximidad; se variaron cada uno de ellos, formando múltiples mallas diferentes, con el fin de evaluar posteriormente la calidad de cada una de ellas y decidir cuales eran suficientemente óptimas para las simulaciones.

Dicho esto, las mallas que se construyeron inicialmente fueron:

Tabla 5.2: Características de las mallas creadas inicialmente

LAGOON 1						
Malla	Tamaño del Elemento [m]	C.Curvatura	C.Proximidad	Número de Elementos	Calidad Ortogonal (min)	Oblicuidad (max)
1	0.375	No	No	8470	0.001564	0.99844
2	0.2	No	No	42430	0.000012225	0.99999
3	0.2	No	Si	243760	0.06264	0.93736
4	0.2	Si	No	536086	0.1754	0.8246
5	0.2	Si	Si	584033	0.15619	0.84381
6	0.2	Si	Si	629693	0.15212	0.84788
7	0.15	Si	Si	660905	0.15148	0.84852
8	0.1	Si	Si	776193	0.15147	0.84853
9	0.08	Si	Si	968835	0.1449	0.84625
10	0.05	Si	Si	1689803	0.15285	0.84715

LAGOON 2						
Malla	Tamaño del Elemento [m]	C.Curvatura	C.Proximidad	Número de Elementos	Calidad Ortogonal (min)	Oblicuidad (max)
1	0.375	No	No	N/A	N/A	N/A
2	0.2	No	No	42441	9.66E-05	0.9999
3	0.2	Si	Si	519551	3.97E-02	0.96028
4	0.2	Si	No	661281	0.15238	0.84762
5	0.2	Si	Si	822281	6.48E-02	0.93521
6	0.15	Si	Si	861920	5.61E-02	0.9439
7	0.1	Si	Si	994293	9.88E-03	0.99012

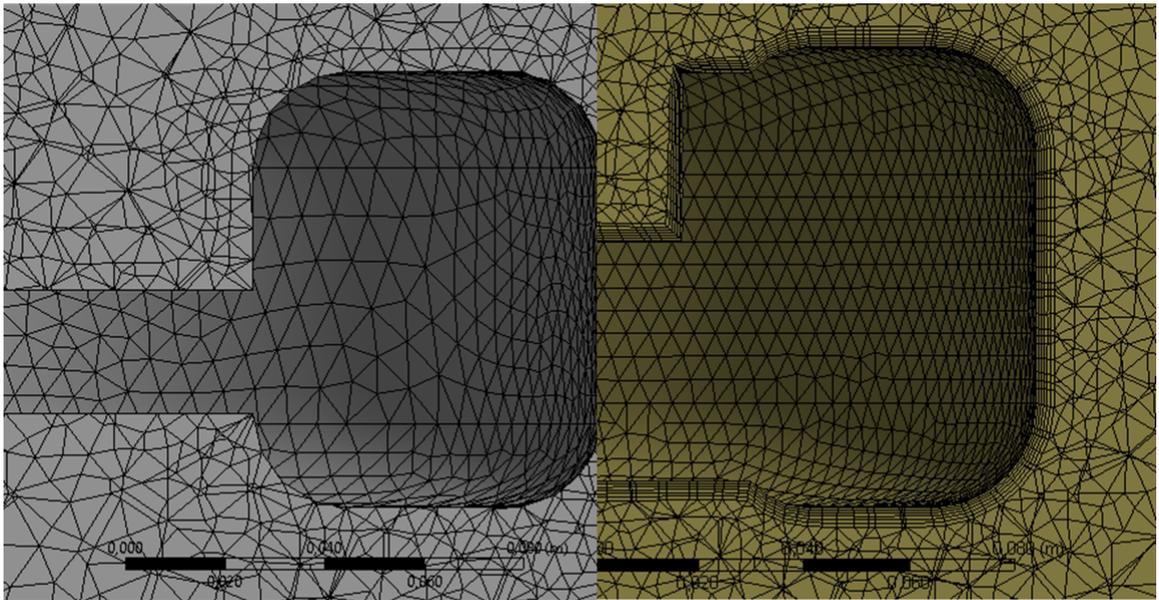
*Fuente: Autores*

Tras realizar simulaciones simples de flujo laminar se llegó a la conclusión de que, debido al método de construcción de las mallas, la calidad de estas no era suficientemente alta pues no se definían de forma clara los detalles más pequeños de la geometría, lo

que producía resultados poco precisos, el ejemplo más claro de esto fue que, debido al método de tetraedros utilizado para construir las mallas, los actuadores y luces extra que tiene el LAGOON 2, al tener un tamaño tan pequeño, no eran suficientemente claros, lo que resultó en un coeficiente de arrastre menor para el LAGOON 2, el cual tiene una geometría ligeramente más compleja que el LAGOON 1, y por lo tanto, debería tener un coeficiente de arrastre ligeramente mayor.

Con el fin de que solucionar este problema, se agregó “*Inflation*” a las mallas, esto consiste de un conjunto de capas finas que cubren toda la superficie de interés, en este caso el tren de aterrizaje. Esto se puede visualizar con mas facilidad en la Figura 5.9, donde a la izquierda se ve una malla sin *Inflation*, y a la derecha una con *Inflation*. Pero dicha herramienta solo puede utilizarse si la malla tiene suficiente calidad, por lo cual solo se agregó a las mallas con más elementos en cada tren:

Figura 5.9: Visualización del *Inflation*



*Fuente: Autores*

Finalmente, con el fin de lograr una calidad aún mayor, se dividió la geometría en 18 secciones diferentes, como se puede ver en la Figura 5.11, de este modo, los elementos del flujo libre podían ser cubos perfectos, logrando una calidad alta manteniendo bajos

números de elementos, y se podían dedicar la gran mayoría de los elementos utilizados a la geometría del tren y su alrededor, lo que se verá reflejado en resultados más precisos. Este fue el método utilizado para las mallas finales seleccionadas tanto para el LAGOON 1 como para el LAGOON 2. Las mallas resultantes fueron:

Tabla 5.3: Características de las mallas modificadas

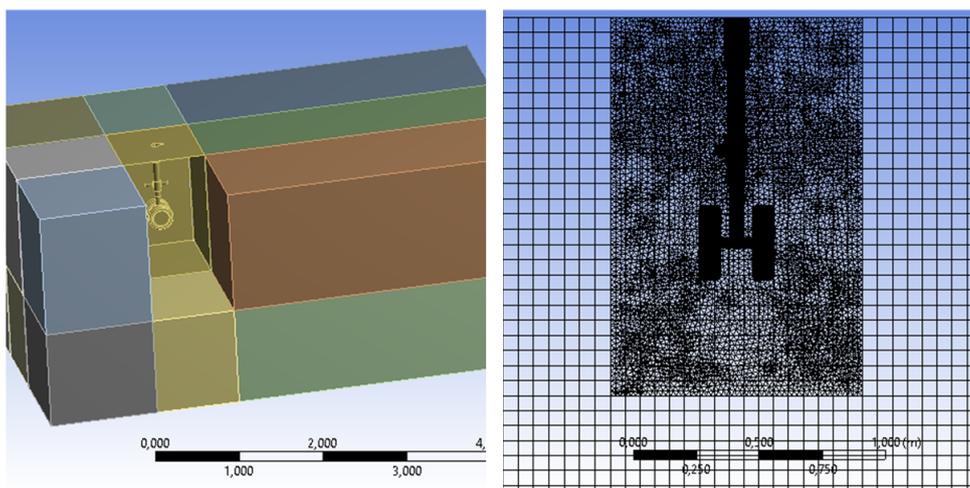
LAGOON 1									
Malla	Método	Tamaño del Elemento [m]	C.Curvatura	C.Proximidad	Inflation	# de Capas Inflation	# de Elementos	Calidad Ortogonal (Min)	Oblicuidad (Máx)
1	Tetraedros	0.375	No	No	No	-	8470	0.001564	0.99844
2	Tetraedros	0.2	No	No	No	-	42430	0.000012225	0.99999
3	Tetraedros	0.2	No	Si	No	-	243760	0.06264	0.93736
4	Tetraedros	0.2	Si	No	No	-	536086	0.1754	0.8246
5	Tetraedros	0.2	Si	Si	No	-	584033	0.15619	0.84381
6	Tetraedros	0.2	Si	Si	No	-	629693	0.15212	0.84788
7	Ninguno	0.15	Si	Si	Si	7	691787	0.11868	0.88132
8	Ninguno	0.1	Si	Si	Si	7	806914	0.11	0.88562
9	Ninguno	0.08	Si	Si	Si	7	954240	0.13	0.86
10	Ninguno	0.045	Si	no	Si	12	2232491	0.0417	0.84753
FINAL	Secciones	0.04	Si	No	Si	6	3381309	0.13186	0.86814

LAGOON 2									
Malla	Método	Tamaño del Elemento [m]	C.Curvatura	C.Proximidad	Inflation	# de Capas Inflation	# de Elementos	Calidad Ortogonal (Min)	Oblicuidad (Máx)
1	Tetraedros	0.375	No	No	No	-	N/A	N/A	N/A
2	Tetraedros	0.2	No	No	No	-	42441	9.66E-05	0.9999
3	Tetraedros	0.2	No	Si	No	-	519551	3.97E-02	0.96028
4	Tetraedros	0.2	Si	No	No	-	661281	0.15238	0.84762
5	Tetraedros	0.2	Si	Si	No	-	822281	6.48E-02	0.93521
6	Ninguno	0.2	Si	Si	Si	5	950328	8.28E-03	0.99172
7	Ninguno	0.1	Si	Si	Si	7	1251215	0.02186	0.95638
FINAL	Secciones	0.04	Si	No	Si	6	3018995	0,15	0,84

Fuente: Autores

Figura 5.10: Visualización de las Secciones

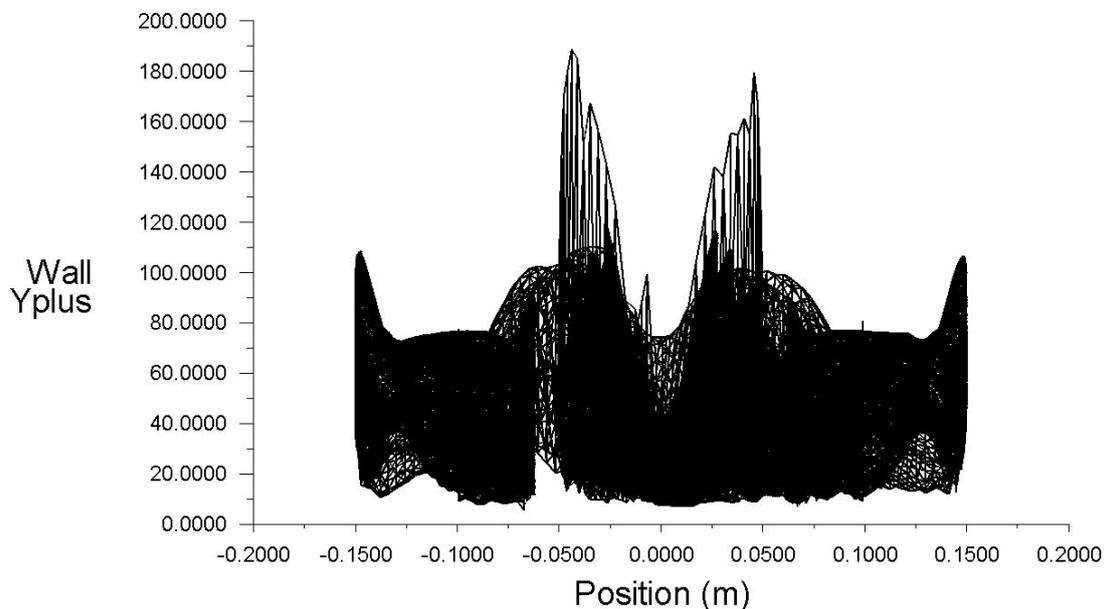


Fuente: Autores

### 5.2.2 Parámetro de *Yplus*

Por último, es necesario garantizar la idoneidad de la malla final del LAGOON 2 con respecto al modelo de turbulencia seleccionado, que se realizará mediante *Yplus* es un parámetro adimensional y este es usado para determinar si el espesor de la malla para el caso estudiado es el adecuado; este es esencialmente importante en los modelos de turbulencia para determinar el tamaño apropiado de la celda adyacente a cualquier cara o contorno establecido como tipo pared. En este caso se recomienda que para el modelo S-A el *Yplus* sea del orden de  $Yplus=1$  para el primer centro de celda cerca de la pared o una malla con  $Yplus \geq 30$  y  $Yplus < 300$  [16].

Figura 5.11:  $Y+$  vs Posición



Fuente: Autores

De acuerdo a los parámetros recomendados por el software utilizado *ANSYS* para el modelo S-A, según la gráfica se observa que el *Yplus* se mantiene en un rango menor a 300, además, en su mayor parte los elementos tienen un *Yplus* con valores mayores a 30, con lo cual se puede concluir que la malla utilizada está dentro del rango recomendado para el problema planteado.

### 5.2.3 Calidad de la Malla

Para evaluar la calidad de cada una de las mallas creadas se consideraron dos parámetros, la oblicuidad y la calidad ortogonal. La calidad ortogonal, *Orthogonal Quality* en ANSYS, se relaciona con que tan cerca están los ángulos entre las caras de los elementos adyacentes a un ángulo óptimo. Se recomienda que la calidad ortogonal mínima sea mayor a 0.14.[29]

La oblicuidad o falta de simetría, *Skewness* en ANSYS, se define como la diferencia entre la forma de una celda y la forma de una celda equilátera de volumen equivalente. Por ejemplo, las celdas muy sesgadas pueden disminuir la precisión y desestabilizar la solución. Se recomienda que la asimetría, u oblicuidad, máxima de la malla sea menor que 0.95, con un valor promedio inferior a 0.33, un valor máximo superior a 0,95 puede provocar dificultades de convergencia y puede requerir cambiar los controles del solucionador.[30]

Tabla 5.4: Parámetros de calidad de las mallas

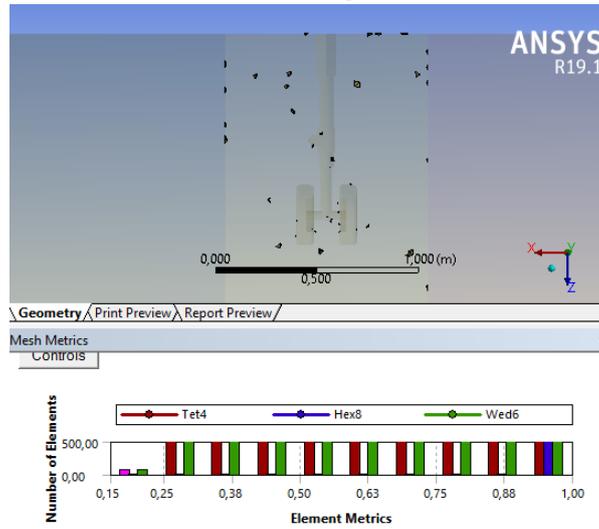
Oblicuidad		Calidad Ortogonal	
Excelente	0-0,25	Excelente	0,95-1,00
Muy Bueno	0,25-0,50	Muy Bueno	0,70-0,95
Bueno	0,50-0,80	Bueno	0,20-0,69
Aceptable	0,80-0,94	Aceptable	0,15-0,20
Malo	0,95-0,97	Malo	0,001-0,14
Inaceptable	0,98-1,00	Inaceptable	0-0,001

Fuente: Autores

Como se puede ver en la Tabla 5.3, tanto el LAGOON 1 como el LAGOON 2, en sus mallas más finas, cumplen con los requisitos mínimos de calidad, estando su oblicuidad máxima y su calidad ortogonal mínima en un rango Aceptable.

A continuación, se presentan imágenes que tienen como fin mostrar la ubicación y cantidad de elementos aceptables y excelentes para el LAGOON 2 para los dos parámetros de calidad, calidad ortogonal y oblicuidad. Se eligió el LAGOON 2 para hacer esta demostración por que su geometría es ligeramente más compleja lo que lo hace más propenso a tener elementos de calidad baja.

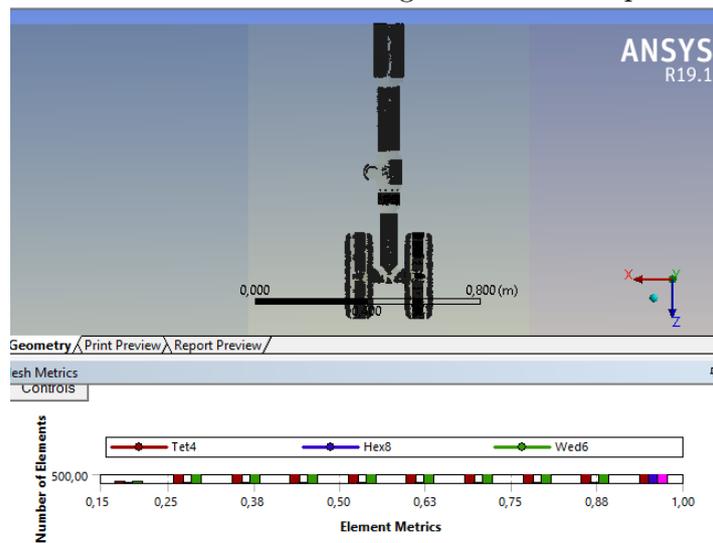
Figura 5.12: Elementos con Calidad Ortogonal Aceptable para el LAGOON 2



*Fuente: Autores*

De la Figura 5.12 se puede concluir lo siguiente: de los más de tres millones de elementos, solo 127 tienen una calidad ortogonal aceptable, lo que se traduce en un 0.0042% de los elementos, además de esto, dichos elementos están ubicados en su mayoría en el flujo libre, sin afectar a los puntos más críticos de la geometría.

Figura 5.13: Elementos con Calidad Ortogonal Excelente para el LAGOON 2

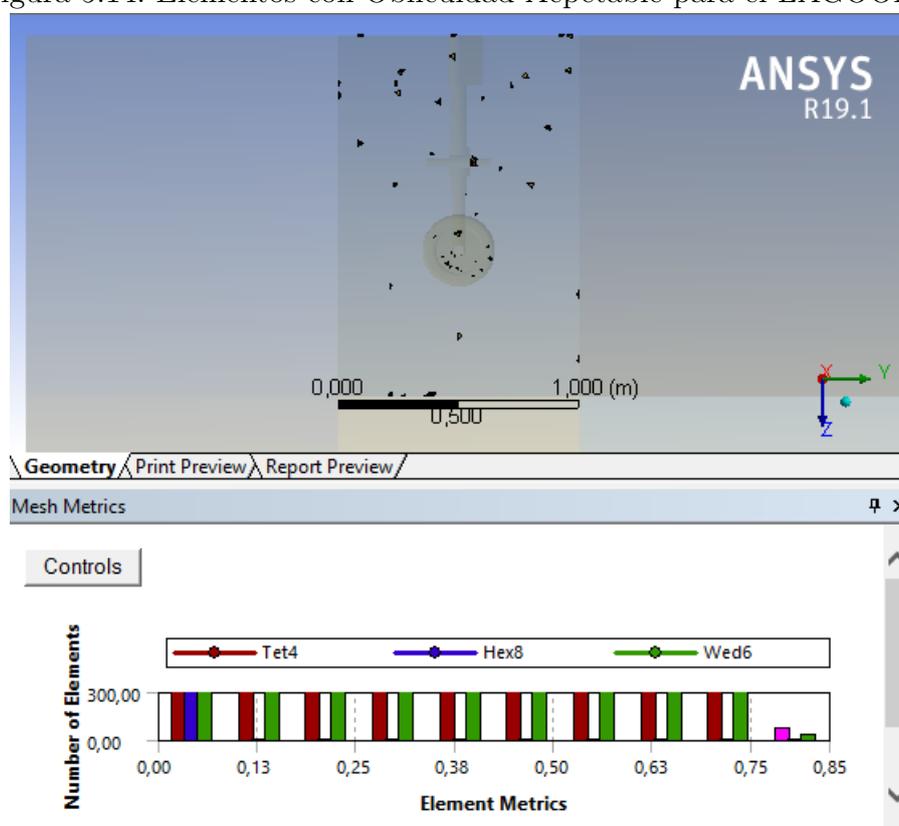


*Fuente: Autores*

De la Figura 5.13 se puede concluir lo siguiente: hay 665000 elementos con calidad ortogonal excelente, 22% de los elementos totales; Cabe resaltar que **la calidad ortogonal promedio de la malla es de 0.80647**, este valor entra en el rango de Muy Bueno de acuerdo a la Tabla 5.4, estos datos confirman que la malla es apta para obtener resultados fiables de una simulación compleja.

**Nota:** Las estadísticas mostradas de los elementos anteriormente sobre la calidad ortogonal, pueden ser consultadas en la Tabla B.2.

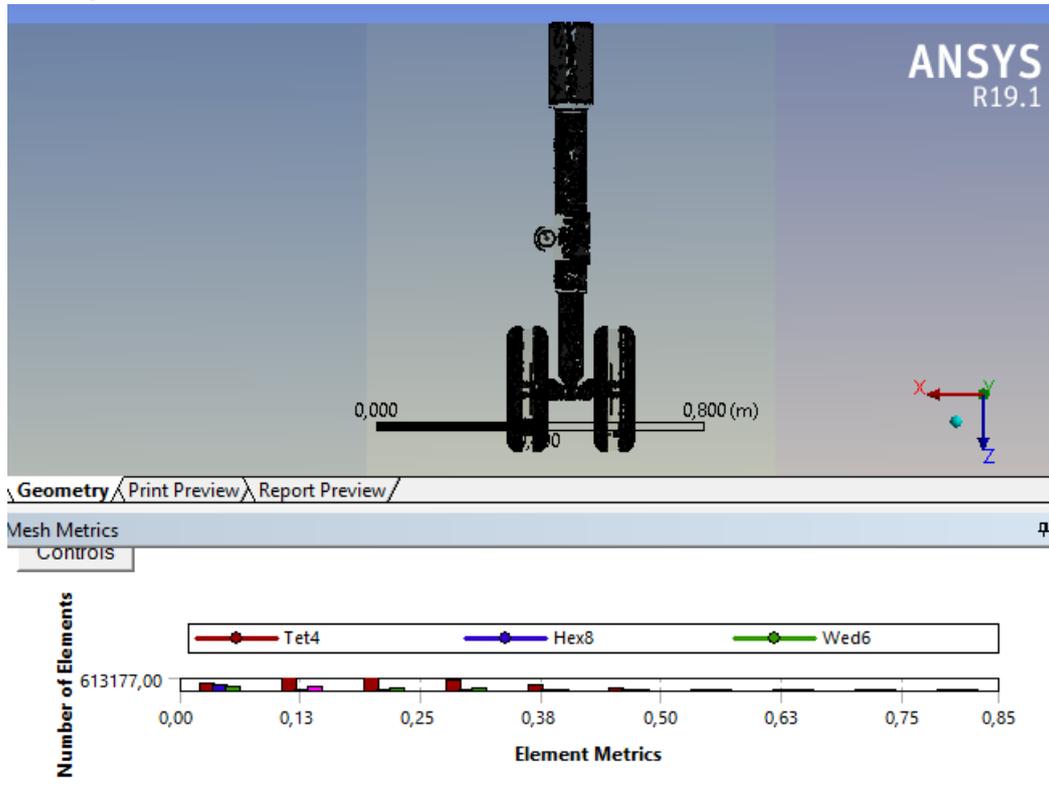
Figura 5.14: Elementos con Oblicuidad Aceptable para el LAGOON 2



*Fuente: Autores*

De la Figura 5.14 se puede concluir lo siguiente: de los más de tres millones de elementos, solo 99 tienen una oblicuidad aceptable, lo que se traduce en un 0.00327% de los elementos, además de esto, dichos elementos están ubicados en su mayoría en el flujo libre, sin afectar a los puntos más críticos de la geometría.

Figura 5.15: Elementos con Oblicuidad Excelente para el LAGOON 2



*Fuente: Autores*

De la Figura 5.15 se puede concluir lo siguiente: hay 2111300 elementos con oblicuidad excelente, 70 % de los elementos totales; Cabe resaltar que **la oblicuidad promedio de la malla es de 0.19219**, este valor entra en el rango de Excelente Bueno de acuerdo al Cuadro 5.4, estos datos confirman que la malla es apta para obtener resultados fiables de una simulación compleja.

**Nota:** Las estadísticas mostradas anteriormente sobre la oblicuidad, pueden ser consultadas en la Tabla B.1.

### 5.2.4 Simulación con Flujo Laminar y Turbulento

Con el fin de obtener resultados preliminares del comportamiento de las mallas, se realizó una simulación en flujo laminar para cada una de las mallas, seguida de una simulación con flujo turbulento, los resultados obtenidos fueron los siguientes:

Para el LAGOON 1:

Tabla 5.5: Coeficiente de arrastre obtenido para cada malla del LAGOON 1

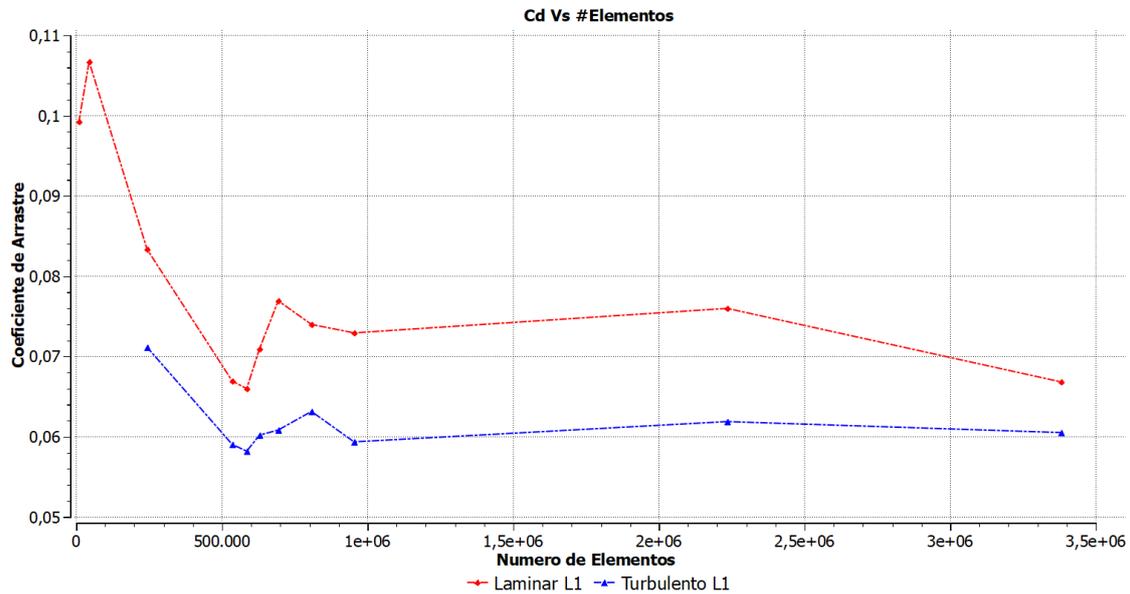
Malla	Número de Elementos	Coeficiente de Arrastre - Laminar	Coeficiente de Arrastre - Turbulento
1	8470	9.92E-02	-
2	42430	1.07E-01	-
3	243760	8.33E-02	7.12E-02
4	536086	6.69E-02	5.90E-02
5	584033	6.60E-02	5.82E-02
6	629693	7.10E-02	6.02E-02
7	691787	7.69E-02	6.09E-02
8	806914	7.40E-02	6.31E-02
9	954240	7.29E-02	5.94E-02
10	1721756	7.60E-02	6.19E-02
Final	3381309	6.69E-02	6.06E-02

*Fuente: Autores*

Se puede ver en el Cuadro 5.5, el comportamiento del coeficiente de arrastre respecto al número de elementos no es lineal, en ocasiones aumenta y en ocasiones disminuye, este comportamiento no lineal, esto puede deberse a que si bien el número de elementos aumenta, el algoritmo del programa organiza los elementos finitos de manera automática de acuerdo a los diferentes parámetros de tamaño y forma de elementos; dicha organización puede mejorar o empeorar la calidad de la malla, afectando los resultados obtenidos en el coeficiente de arrastre, igualmente al variar simultáneamente diferentes parámetros del *Sizing*, el programa en ocasiones puede encontrar una organización que mejore el mallado aún si se cuentan con menos número de elementos, lo que se puede apreciar en la anterior gráfica.

Además se puede evidenciar que para una misma malla, en el caso turbulento el coeficiente de arrastre siempre fue menor que el del caso laminar. Cabe resaltar que las mallas 1 y 2 no contaron con la calidad suficiente para obtener resultados de una simulación en estado turbulento.

Figura 5.16: Coeficiente de arrastre vs Número de elementos para las mallas del LAGOON 1



Fuente: Autores

La Figura 5.16 ayuda a visualizar lo mencionado anteriormente, el coeficiente de arrastre varía de forma no lineal, oscilando a medida que el número de elementos aumenta, convergiendo finalmente en aproximadamente 0.00669 para el caso Laminar, y 0.00606 para el caso Turbulento. La disminución del coeficiente de arrastre en el caso turbulento respecto al caso laminar fue de aproximadamente un 10%. Esto se debe a que el flujo turbulento disminuye notoriamente el arrastre producido por presión.

Para el LAGOON 2:

Al igual que con el LAGOON 1, se simuló las mallas en un flujo laminar y turbulento para analizar el comportamiento de las mismas, los resultados fueron los siguientes:

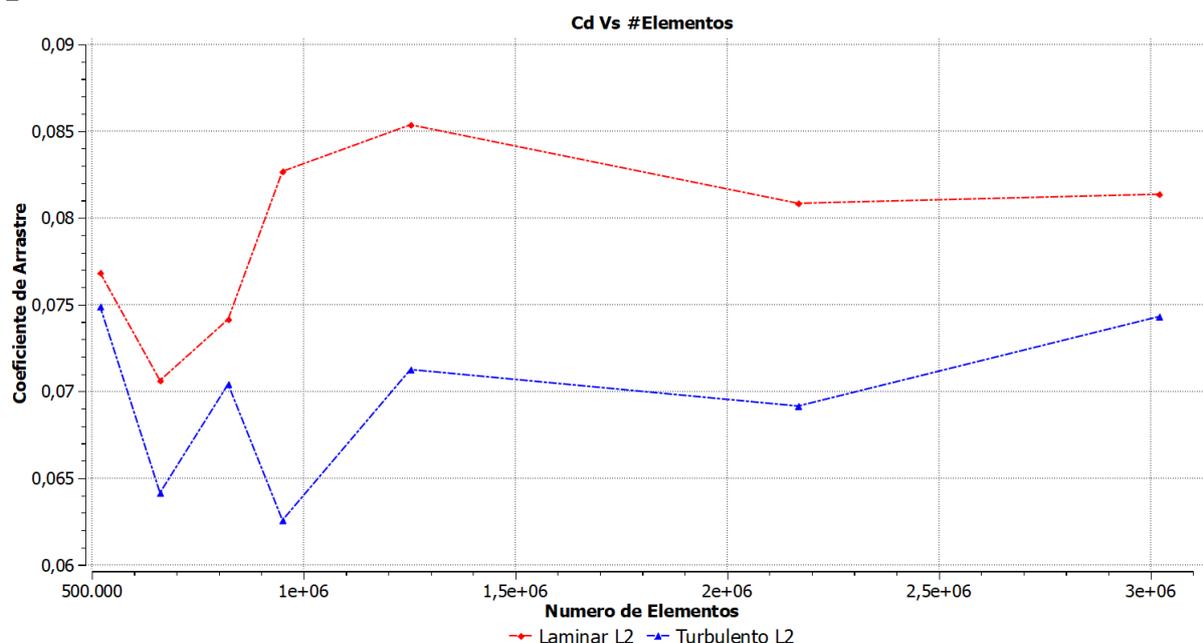
Tabla 5.6: Coeficiente de arrastre obtenido para cada malla del LAGOON 2

Malla	Número de Elementos	Coeficiente de Arrastre-Laminar	Coeficiente de Arrastre - Turbulento
1	-	-	-
2	42441	-	-
3	519551	7.68E-02	7.49E-02
4	661281	7.07E-02	6.41E-02
5	822281	7.42E-02	7.04E-02
6	950328	8.27E-02	6.26E-02
7	1251215	8.54E-02	7.13E-02
8	2166568	8.08E-02	6.91E-02
Final	3018995	8.14E-02	7.43E-02

Fuente: Autores

En el Cuadro 5.6 se puede evidenciar que el comportamiento es similar al del LAGOON 1, donde el coeficiente de arrastre no varía de manera lineal, y los valores de la simulación en estado turbulento son menores a los de estado laminar.

Figura 5.17: Coeficiente de arrastre vs Número de elementos para las mallas del LAGOON 2

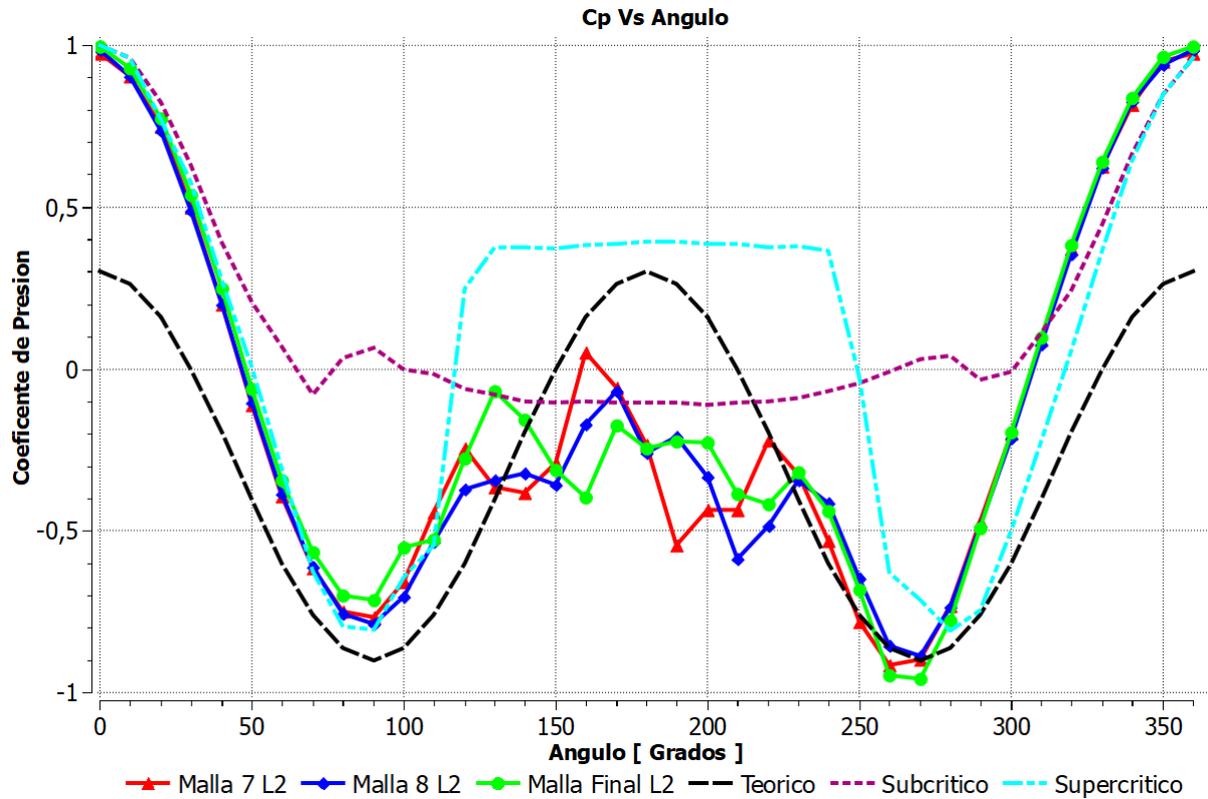


Fuente: Autores

En la Figura 5.17 se puede ver que las curvas oscilan a medida que aumenta el número de elementos, convergiendo finalmente en un coeficiente de arrastre de aproximadamente 0.0814 para el caso laminar, y 0.0743 para el caso turbulento. La disminución del coeficiente de arrastre en el caso turbulento respecto al caso laminar fue de aproximadamente un 9%.

Finalmente, para asegurar que las mallas más finas tienen el comportamiento esperado, se comparó el coeficiente de presión alrededor de la rueda del tren de aterrizaje con el flujo alrededor de un cilindro propuesto por John D. Anderson[31]. Donde la línea teórica es la que se obtiene para un flujo incompresible e inviscido, la línea subcrítica es la obtenida al estudiar el flujo sobre un cilindro con un Reynolds de  $1,86 \times 10^5$ , y la supercrítica con un Reynolds de  $6,7 \times 10^5$ . El proceso se hizo en el LAGOON 2, pues es el que cuenta con más detalles, además, al ser un estudio sobre la rueda, se considera que la variación en la geometría no es relevante.

Figura 5.18: Coeficiente de presión vs Ángulo de la rueda para el LAGOON 2



Fuente: Autores

De la Figura 5.18 podemos concluir que, teniendo en cuenta que el ángulo 0 es la parte frontal de la rueda, es decir, donde ocurre el primer impacto, los resultados obtenidos coincidieron con la tendencia de los resultados teóricos en la parte delantera del cilindro es decir, entre los ángulos 0 a 90 y 270 a 360, estando la mayor divergencia en los ángulos 0 y 360, donde el coeficiente de presión varía en 0.7, esto se debe a la forma en que se hace el cálculo teórico, a partir de este punto, la divergencia promedio a lo largo de la sección frontal de la rueda ( 0 a 90 y 270 a 360) respecto al resultado teórico es de aproximadamente un 5%, lo que equivale a una diferencia en el coeficiente de presión de 0.1.

Al igual que en los resultados teóricos, la presión disminuye alrededor de la cara delantera desde la presión total inicial en el punto de estancamiento, alcanzando una presión mínima en la parte superior e inferior de la rueda, a 90 y 270 grados.

En la parte trasera de la rueda es donde se ve la mayor diferencia, pues para el caso teórico se recupera la presión total a los 180 grados, mientras que en los resultados de las simulaciones ocurre una separación del flujo y los valores de coeficiente de presión son aproximadamente un 30% más bajos en el pico, a 180 grados, respecto al teórico, y solo se recupera aproximadamente un 40% del coeficiente de presión existente en la

corriente libre, mientras que en el caso teórico se recupera un 100 %. Este comportamiento concuerda con los resultados mostrados por Anderson en las condiciones subcrítica y supercrítica, y las diferencias existentes se pueden atribuir a la presencia del vástago del tren de aterrizaje y a que el flujo se considera en estado turbulento.

## 5.3 Postproceso

A continuación se presentarán los resultados obtenidos de dos simulaciones computacionales realizadas utilizando los pasos descritos en la subsección de *Parámetros de simulación*, empleando tres diferentes mallas; dos de ellas corresponden al LAGOON 1 con diferentes números de elementos (2,2M y 3,3M) y una última malla correspondiente al LAGOON 2 (3M) y se compararán con respecto a los resultados tomados de [4] y [2].

El Análisis aerodinámico tiene como objetivo buscar y comparar similitudes entre el comportamiento del flujo simulado en esta investigación con respecto a las referencias mencionadas. por otra parte, se busca describir las variaciones que se presentan en las gráficas y mencionar la posible causalidad de la misma. Al tratarse de simulaciones transitorias, se debe hablar en términos de magnitudes medias promediadas en un intervalo de tiempo finito, es por ello que se tratarán con temas tales como *Mean Velocity* y *RMS Velocity*

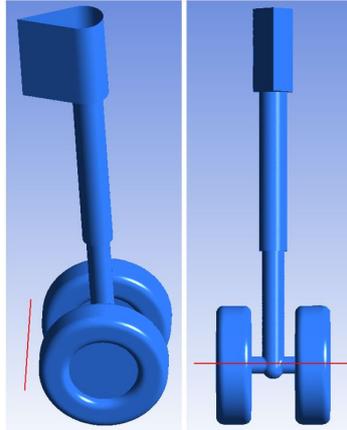
Una vez se haya analizado el comportamiento aerodinámico y asegurarse que el comportamiento de los flujos son similares, se procede a realizar el análisis Aeroacústico, que busca comparar los niveles de ruido medidos en esta investigación en relación a los ruidos hallados por la comunidad científica

### 5.3.1 Análisis Aerodinámico

#### Gráficas de Velocidad

Para evaluar la precisión de los resultados obtenidos inicialmente se compararon diferentes velocidades en una línea de 0.4 metros ubicada a 30mm del flujo detrás de la rueda, como se puede ver en la Figura 5.19, tal como fue propuesta en la referencia [2] y asimismo utilizada en [4].

Figura 5.19: Ubicación de la línea de medición

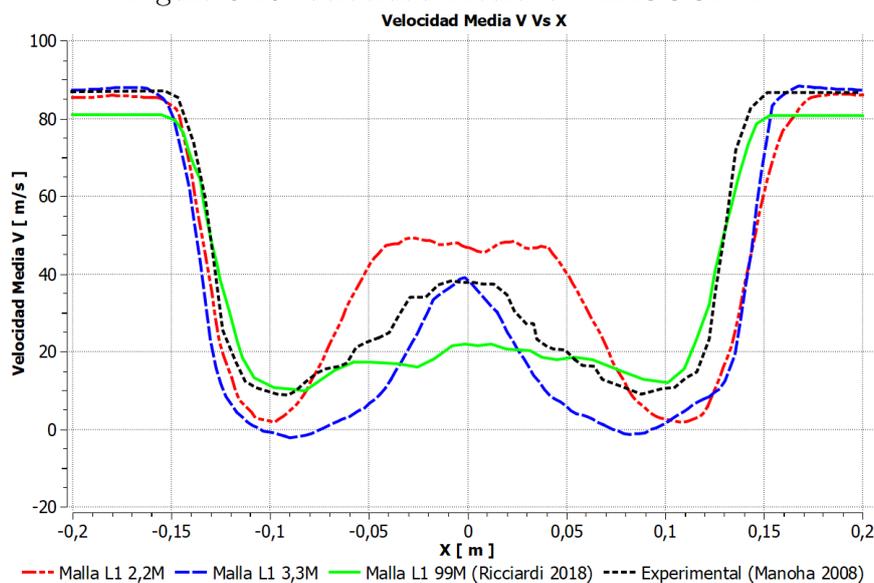


Fuente: Autores

Las velocidades comparadas fueron: Velocidad Media V, es decir, en la dirección Y que es la del flujo; Velocidad Media W, es decir en la dirección Z, Velocidad RMS (*Root Mean Squared*) V; y Velocidad RMS W. No se evaluaron dichas velocidades en la dirección X porque la referencia [4] sólo nos proporciona los resultados en las direcciones Y y Z, y por lo tanto no existiría una forma de validar resultados obtenidos en la dirección X.

Estos datos se graficaron para las dos mallas más finas del LAGOON 1, es decir, las mallas 2,2 M y 3,3 M; y se compararon con los resultados experimentales de Manoha [2], y los resultados numéricos de Ricciardi [4]. Los resultados obtenidos fueron:

Figura 5.20: Velocidad Media V - LAGOON 1

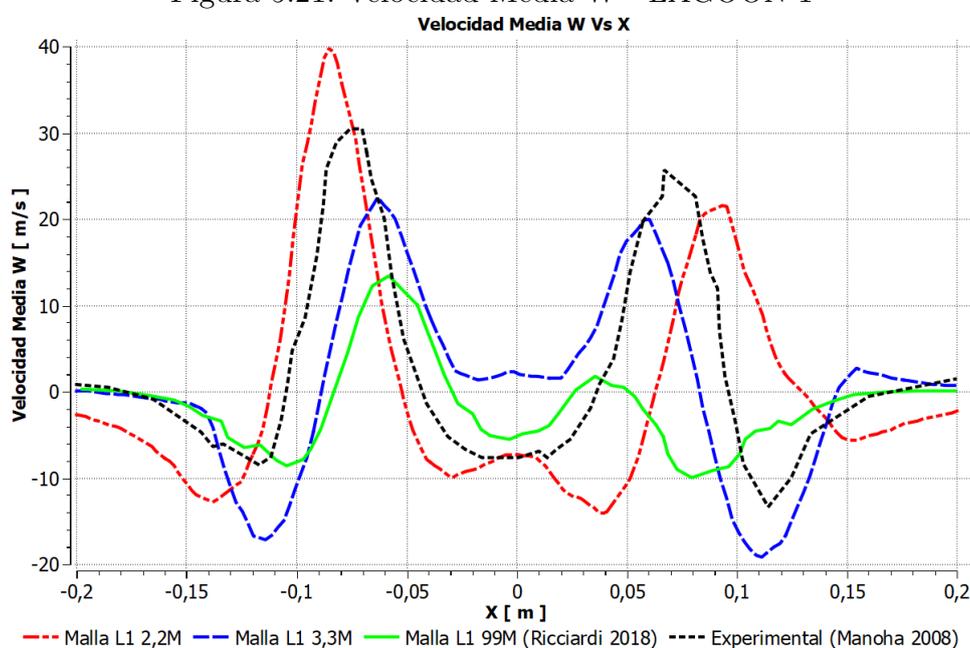


Fuente: Autores

En la Figura 5.20 se puede ver que las curvas obtenidas en este estudio coinciden con la tendencia de los resultados experimentales. Al comparar la malla 3,3 M con la experimental, se puede ver una diferencia máxima de aproximadamente 22 % en la posición -0.07 m, pero el pico central de ambas curvas, posición 0 m, coincide tanto en posición como en magnitud.

Asimismo, la malla 2,2 M aunque presenta la misma tendencia en cuanto a posición de los picos y valles, la divergencia de las magnitudes llega hasta aproximadamente un 34 % en la posición 0.045 m.

Figura 5.21: Velocidad Media W - LAGOON 1



Fuente: Autores

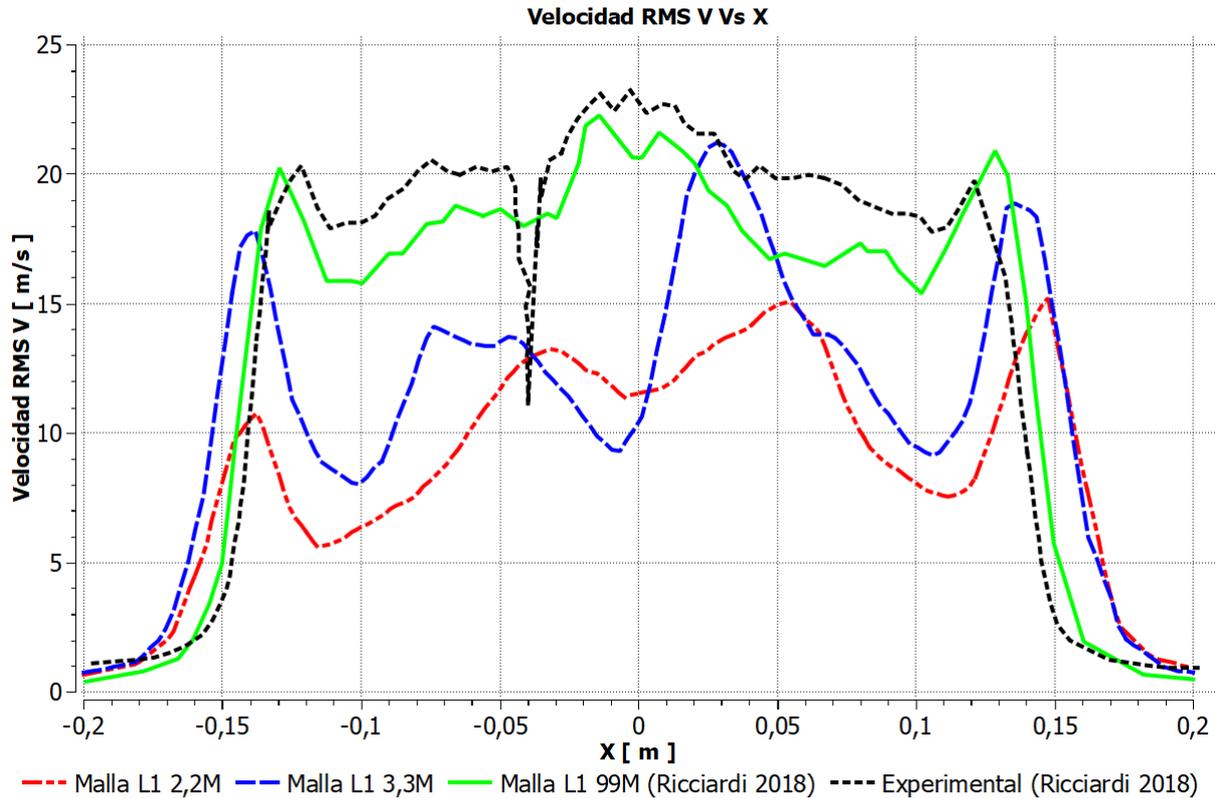
En la Figura 5.21 se puede ver que la tendencia de las curvas obtenidas en este estudio coinciden con la experimental, con pequeñas variaciones en la magnitud y desfases en la posición de los picos más visibles. Al comparar la curva de la malla 3,3 M con la experimental, se encontró que, en los picos, es decir, las posiciones 0.75 m y -0.75 m, la magnitud difería hasta en un 23 % y la posición hasta un 5 %, valores comprensibles al considerar las limitaciones de la malla utilizada.

Note que la curva correspondiente a la malla 2,2 M, si bien presenta el mismo comportamiento de la demás curvas, presenta valores divergentes en zonas donde las otras curvas coinciden notablemente, como por ejemplo el inicio de la grafica como el final de

la misma, posiciones 0.2m y -0.2m; en estas zonas, esta curva presenta valores negativos mientras que las demás presentan valores cercanos a cero.

Para las gráfica de Velocidad RMS, los resultados experimentales son los obtenidos por Ricciardi [4]:

Figura 5.22: Velocidad RMS V- LAGOON 1



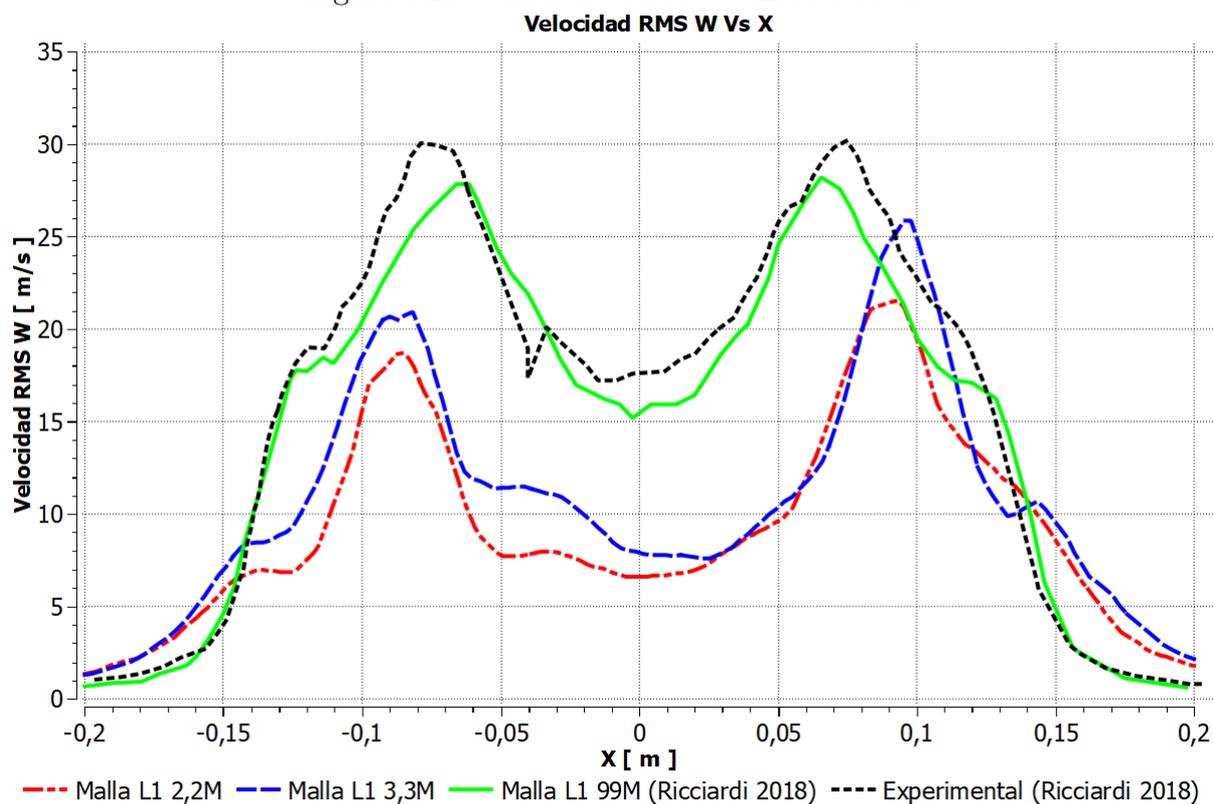
*Fuente: Autores*

En la Figura 5.22 se puede ver que todas las curvas comparaten una tendencia similar, con diferencias notorias en la sección central de la curva. Al comparar la curva de la malla 3,3 M con la experimental se puede evidenciar que la sección inicial y final de la curva tienen gran similitud, pero, aunque en la posición 0.4 m el pico de cada curva tiene la misma magnitud, a lo largo de dicha sección hay una diferencia máxima de hasta 60%. Esto se puede atribuir a la limitación en la calidad de la malla utilizada y el impacto del paso del tiempo en el cálculo de la velocidad RMS.

Analizando la malla con menos elementos, 2,2 M, cabe resaltar que presenta valores muy bajos con respecto a las curvas tomadas de referencias, habiendo casos donde solo presenta el 52% de la magnitud con respecto al caso experimental, por ejemplo en la posición -0.11 m, esto puede deberse principalmente al refinamiento de la malla, ya esta

mallas diverge de los resultados experimentales hasta un 34% más que la malla 3,3 M, por ejemplo en la posición 0.35 m, esto quiere decir que, a medida que el refinamiento de la malla es mayor la divergencia entre las mallas simuladas y las de referencia será cada vez menor.

Figura 5.23: Velocidad RMS W- LAGOON 1



*Fuente: Autores*

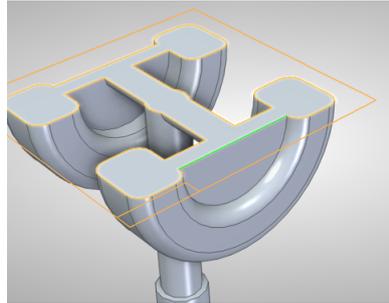
En la Figura 5.23 se puede ver que las curvas comparten una tendencia similar con diferencias drásticas de magnitud en la sección media de la línea. Al comparar la curva de la malla 3,3 M con la experimental, se puede ver que en el segundo pico, en la posición 0.75m, la curva numérica de este estudio tiene una magnitud aproximadamente un 15% menor que la experimental. Por otro lado, en la posición 0.2 m se puede ver que la diferencia máxima es de aproximadamente 34%.

Comparando la malla 2,2M con respecto a la 3,3M, la diferencia más drástica ocurre en la posición 0.1m y es de aproximadamente 10%, fuera de esto presentan un comportamiento muy similar a lo largo de la curva.

## Contornos de Velocidad

Para finalizar el análisis aerodinámico, se realizaron contornos de las velocidades estudiadas en un plano ubicado a la altura de la rueda que la corta justo a la mitad, como se puede ver en la Figura 5.24:

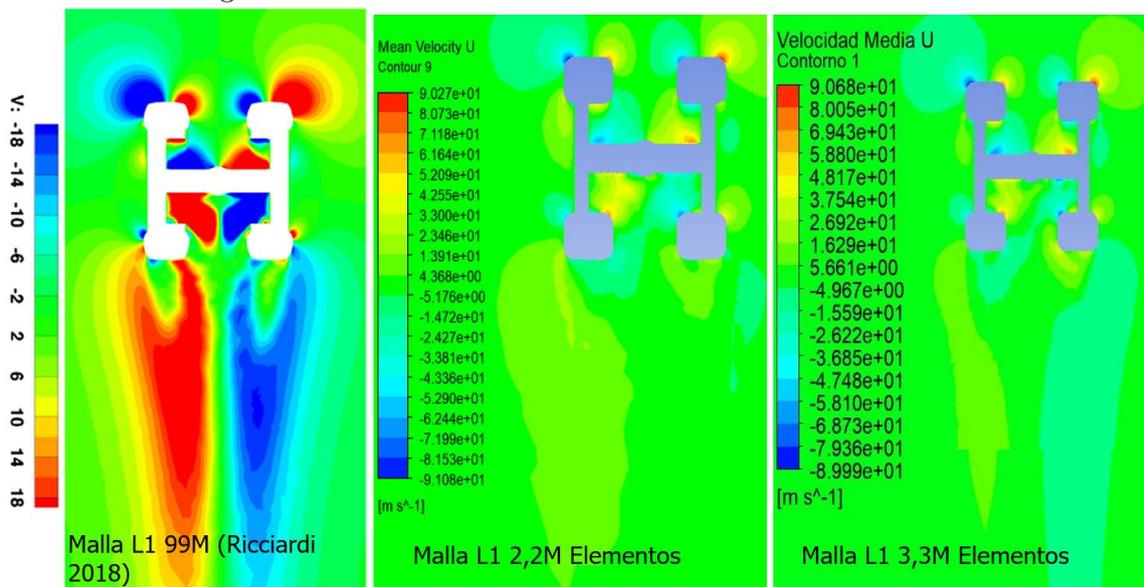
Figura 5.24: Plano en el cual se realizaron los contornos



Fuente: Autores

Estos contornos se compararon con los presentados por Ricciardi [4]. Cabe aclarar que debido a la forma en la que se modeló la geometría, los planos V y U están invertidos respecto a los de la referencia. Los resultados obtenidos fueron los siguientes:

Figura 5.25: Contornos Velocidad Media U - LAGOON 1

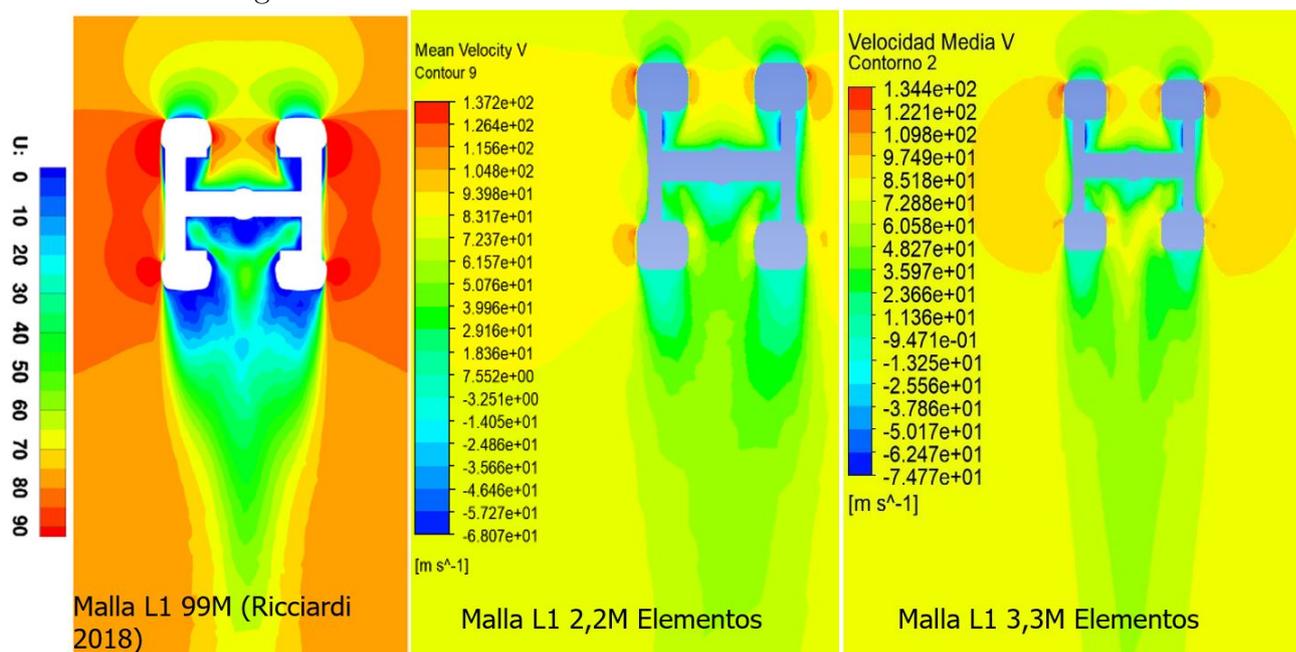


Fuente: Autores

En la Figura 5.25 se puede ver que, aunque la diferencia resultante de usar un modelo de turbulencia ligeramente diferente es evidente, las zonas en las que la velocidad es mínima y máxima coinciden.

Al comparar la diferencia de los resultados obtenidos por las mallas 2,2 M y 3,3 M, se puede observar una mejoría notable al aumentar el número de elementos, siendo la más evidente en la estela creada por la rueda derecha.

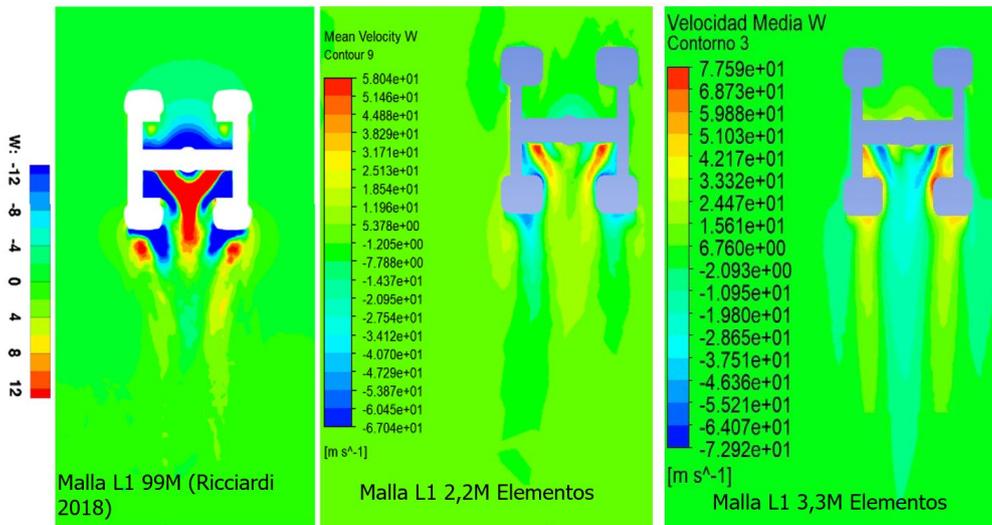
Figura 5.26: Contornos Velocidad Media V - LAGOON 1



*Fuente: Autores*

En la Figura 5.26 se puede ver que las velocidades mínimas y máximas obtenidas coinciden con las de Ricciardi. Además, se puede observar como la notable diferencia del refinamiento entre las mallas de 2,2 M y 3,3 M, pues en la malla más refinada, se obtienen lobulos visibles a los lados de la rueda y las estelas resultantes están más definidas.

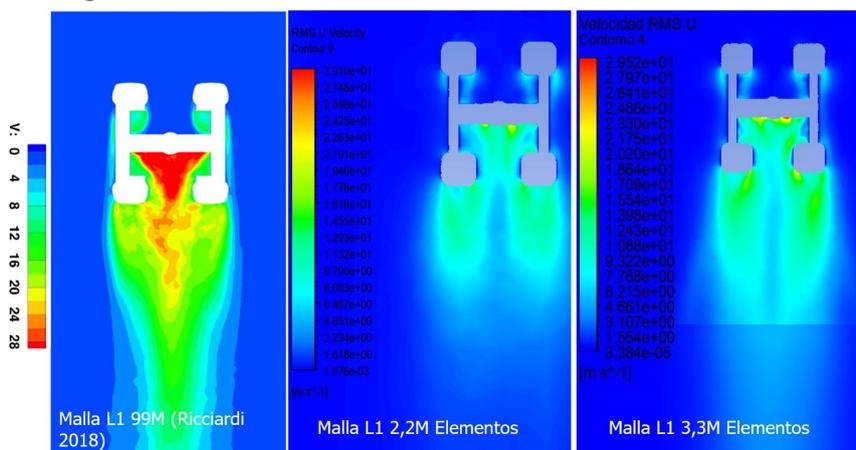
Figura 5.27: Contornos Velocidad Media W - LAGOON 1



Fuente: Autores

En la Figura 5.27 se aprecia un comportamiento irregular si se comparase la malla 2,2 M con la malla 3,3 M, ya que esta presenta resultados más similares a la malla de referencia, por otra parte los resultados de la malla de 3,3M, si bien presenta la misma forma los valores de algunos contornos son opuestos con respecto a las otras mallas, sin embargo esta malla debería asemejarse más a la malla de referencia, ya que su refinamiento es mayor en las zonas cercanas al tren de aterrizaje que el de la malla anterior.

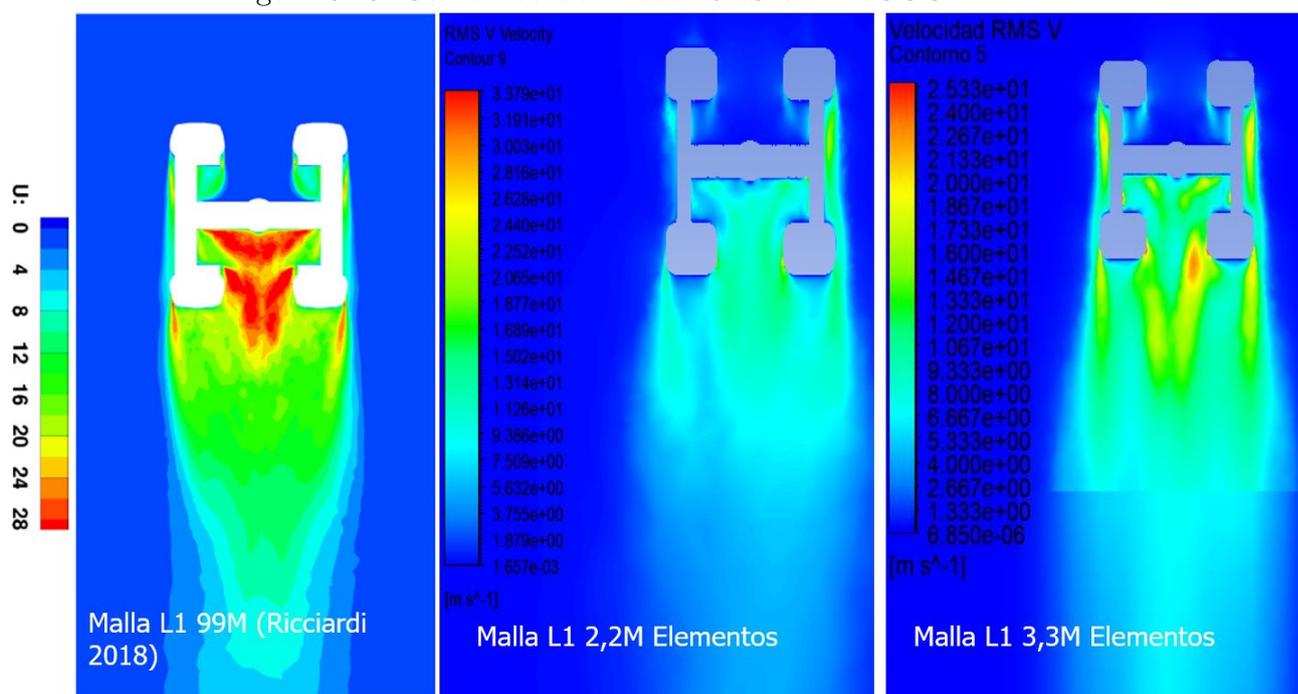
Figura 5.28: Contornos Velocidad RMS U - LAGOON 1



Fuente: Autores

En la Figura 5.28 las mallas 2,2M y 3,3M logra captar un comportamiento similar al de referencia en las zonas de *Downstream*, teniendo una mejora de visibilidad en la estela en la malla 3,3M;no obstante la seccion entre las ruedas no se logra visualizar con claridad la aceleracion del flujo en dicha zona, sin embargo en la malla 3,3M se aprecia ligeramente una pequeña zona de alta velocidad, lo que sugiere que con un mayor refinamiento de la malla se lograría apreciar con mas certeza dicho comportamiento.

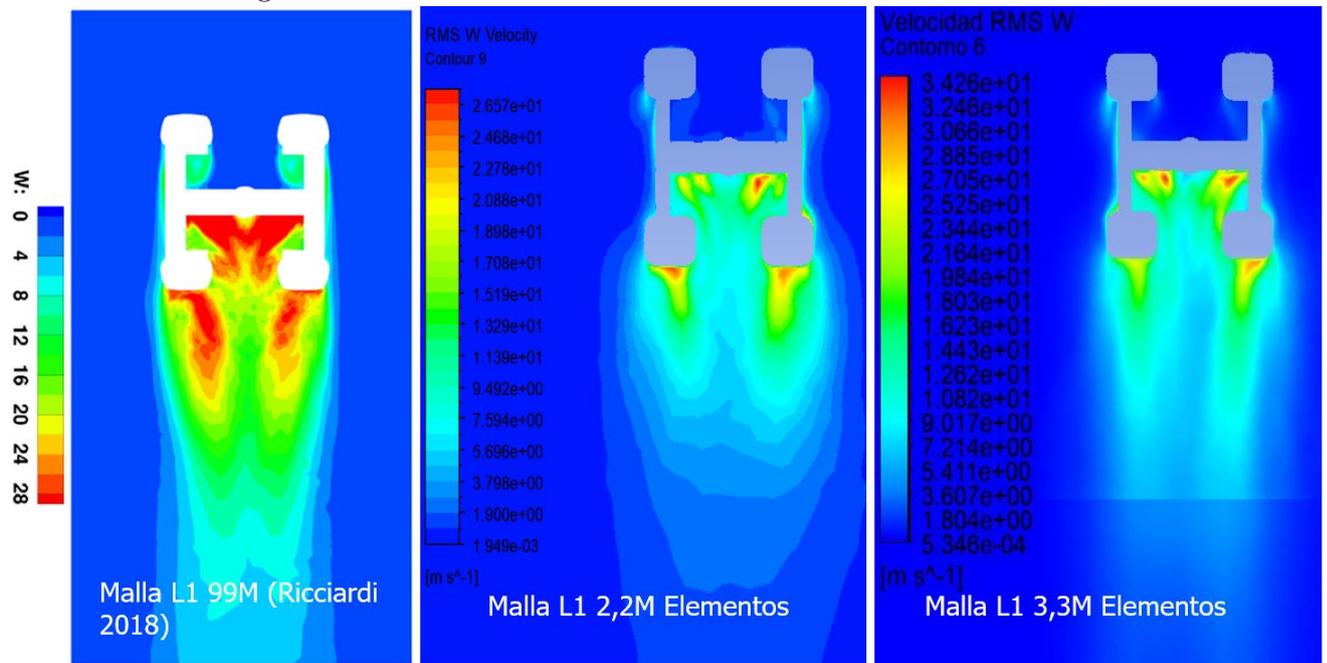
Figura 5.29: Contornos Velocidad RMS V - LAGOON 1



Fuente: Autores

En la Figura 5.29 se puede ver como la malla más refinada, es decir, la 3,3 M, produjo un contorno de velocidades con mayor similitud al obtenido por Ricciardi, pues a diferencia de la malla 2,2 M, esta detecta las velocidades altas en la parte posterior central de la rueda y produjo una mayor definición en el *downstream*.

Figura 5.30: Contornos Velocidad RMS W - LAGOON 1



Fuente: Autores

En la figura 5.30 se puede ver que al comparar las mallas 2,2 M y 3,3 M, se logra detallar en la malla mas refinada, en la zona de *Downstream* una estela mas alargada. No obstante en la malla menos refinada se ven velocidades mas altas en la parte posterior del tren que coinciden con las de la referencia.

### 5.3.2 Discusión de Resultados - Análisis Aerodinámico

De acuerdo a los resultados obtenidos en el análisis aerodinámico se pudieron determinar las diferencias y similitudes de los resultados obtenidos con respecto a los de referencia, y evaluar su validez considerando las limitaciones de la simulación.

A continuación se discuten los posibles motivos por los cuales los resultados obtenidos, aunque son similares, no coinciden completamente con los datos de referencia.

Al evaluar las Figuras 5.20 y 5.21, que corresponden a las gráficas de velocidad media, se puede apreciar que el comportamiento de las curvas de las mallas simuladas es analogo al que presentan las curvas de los datos de referencia, teniendo en cuenta la gran diferencia que existe en la complejidad de las simulaciones ;por otra parte, se puede deducir que la mejoría obtenida al refinar la malla es evidente, acercandose más a los resultados de la referencia a medida que el refinamiento de la malla aumenta, teniendo esto en cuenta, si no existieran los limitantes mencionados y se lograra refinar la malla aún más, los resultados obtenidos serían cada vez más similares a los de la referencia, teniendo en cuenta que los porcentajes de error medidos disminuyen notoriamente entre la malla 2,2 M y 3,3 M.

Para concluir con el análisis de las gráficas de velocidad, al evaluar las Figuras 5.22 y 5.23 que corresponden a las gráficas de velocidad RMS, se puede evidenciar que la diferencia de los resultados obtenidos en este estudio comparados con los de la referencia, es considerablemente más notoria que en las gráficas de velocidad media, esto se debe a dos razones, la primera es que, como su propio nombre lo dice, (*Root Mean Square*), no se promedian las velocidades a lo largo del tiempo, estas se elevan al cuadrado, se promedian los resultados, y por último se calcula su raíz cuadrada, al utilizar potencias, las pequeñas variaciones que antes existían en la velocidad media se multiplican, lo que resulta en una mayor divergencia al compararlas con la referencia, la segunda razón es que, debido a los recursos computacionales disponibles, el paso del tiempo o *time step* utilizado fue diferente al utilizado por la referencia, lo que tiene un impacto directo en el cálculo de la velocidad RMS, como se puede ver en la Ecuación 3.1.

Por estas razones, al comparar los resultados obtenidos por las mallas 2,2 M y 3,3 M, aunque existe una diferencia, no es tan evidente como en las gráficas de velocidad media; asimismo, las mallas simuladas presentan fluctuaciones pronunciadas a partir del 12% de la línea hasta el 87% de la misma, siendo más fluctuante y oscilante en la malla más refinada, lo que no se evidencia en las curvas de referencia, de lo anterior se deduce que, si bien al refinar la malla se obtiene un error porcentual menor en algunos picos, el comportamiento de esta es más oscilante que inclusive la malla con menos elementos, por ello la diferencia entre las mallas en cuando a número de elementos toma menos relevancia en las velocidades RMS.

$$V_{RMS} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n V_i^2 \Delta t_i}{\sum_{i=1}^n \Delta t_i}} \quad (3.1)$$

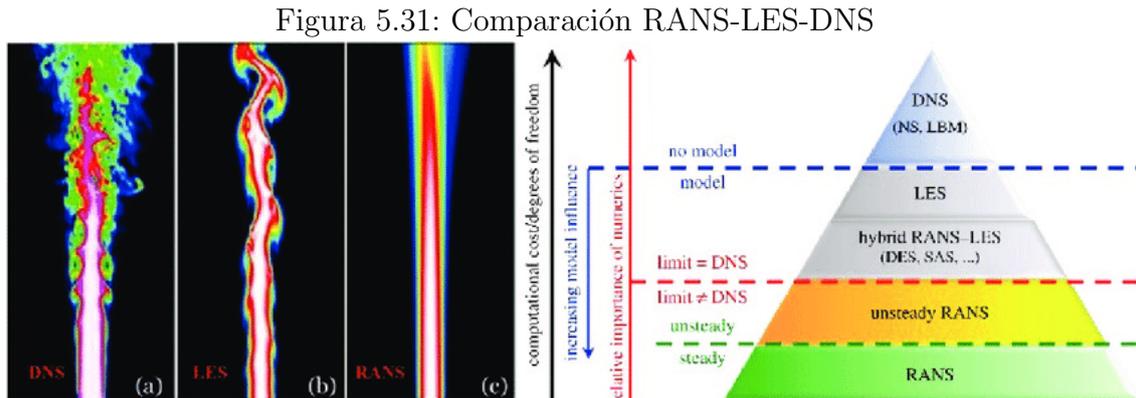
Al evaluar las Figuras 5.25, 5.26, 5.27, 5.25, 5.26 y 5.27 que corresponden a los contornos de velocidad media y velocidad RMS, se puede evidenciar con mayor claridad la distribución de velocidades medidas en el plano Z que corta las ruedas justo en medio.

Como ya fue mencionado en el análisis, hay una mejoría general entre la malla 2,2 M y 3,3 M, comparandolas directamente con los contornos de referencia, obteniendo contornos más definidos y más cercanos al los obtenidos por [4], no obstante, en el caso del contorno de velocidad media W (Figura 5.27) presenta un comportamiento inesperado, pues la malla menos refinada es la que parece tener un comportamiento con mayor similitud al de la referencia. Por otra parte, en la Velocidad RMS W (Figura 5.27), la malla más refinada no presenta una mejoría evidente.

Se puede observar también que, para todos los contornos, las zonas en las que ocurre un cambio abrupto de velocidad son muchos más notorias en los contornos de la referencia, mientras que en los obtenidos en el estudio estos cambios son más sutiles. Esto se debe al modelo de turbulencia utilizado en ambos casos, dado que el modelo utilizado por Ricciardi

[4] fue un modelo híbrido entre LES y RANS (DES) mientras que el modelo utilizado en la simulación de este estudio fue RANS; recordando que se eligió dicho modelo para mantener los costes computacionales bajos, así mismo esta diferencia puede ser utilizada para determinar la validez del mismo.

Para analizar más a fondo la diferencia de los modelos de turbulencia, se cita la siguiente figura:



Fuente:[32]

Como se puede deducir de la Figura 5.31, utilizar un modelo DES habría resultado en contornos muy similares a los de la referencia, pero el coste computacional sería mucho mayor con respecto al modelo RANS. note que el comportamiento de la Figura 5.31(c) presenta un una tenendencia mas uniforme y lineal, tal como es apreciable en los contornos de las mallas 2,2 M y 3,3 M, por otra parte, el comportamiento mostrado por la Figura 5.31(b) describe un poco mejor la turbulencia mostrada en los contornos de referencia. Por tal razón, aunque la malla se refinara aún más, dichas estelas turbulentas no serían apreciables dado que estas se presentan cuando se utiliza el modelo definido (DES).

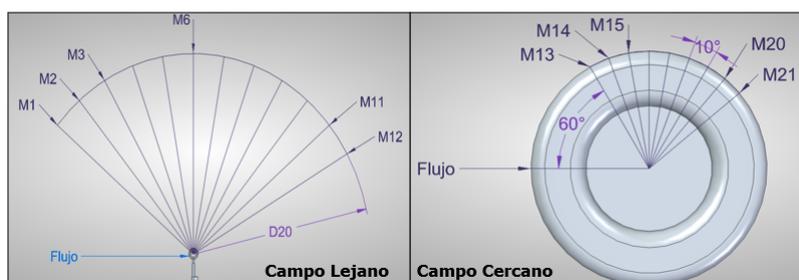
Cabe resaltar también, la razón por la cual los contornos de velocidad RMS (Figuras 5.25, 5.26 y 5.27) para la malla de 3,3 millones de elementos parecen estar divididos por una línea en la zona del *Downstream* es por el método de secciones utilizado para construir la malla, dado que es en esta zona donde finaliza la seccion del tren.

En razón de lo expuesto en esta subsección, se considera que los resultados obtenidos son suficientemente similares a los de la referencia para ser considerados aptos para un estudio aeroacústico, dando preferencia a la malla de 3,3 M dado que tuvo un mejor rendimiento en este análisis.

### 5.3.3 Análisis Aeroacústico

Para el análisis aeroacústico se utilizaron 21 micrófonos diferentes, 9 ubicados en la rueda y 12 en el campo lejano, como se puede ver en la Figura 5.32.

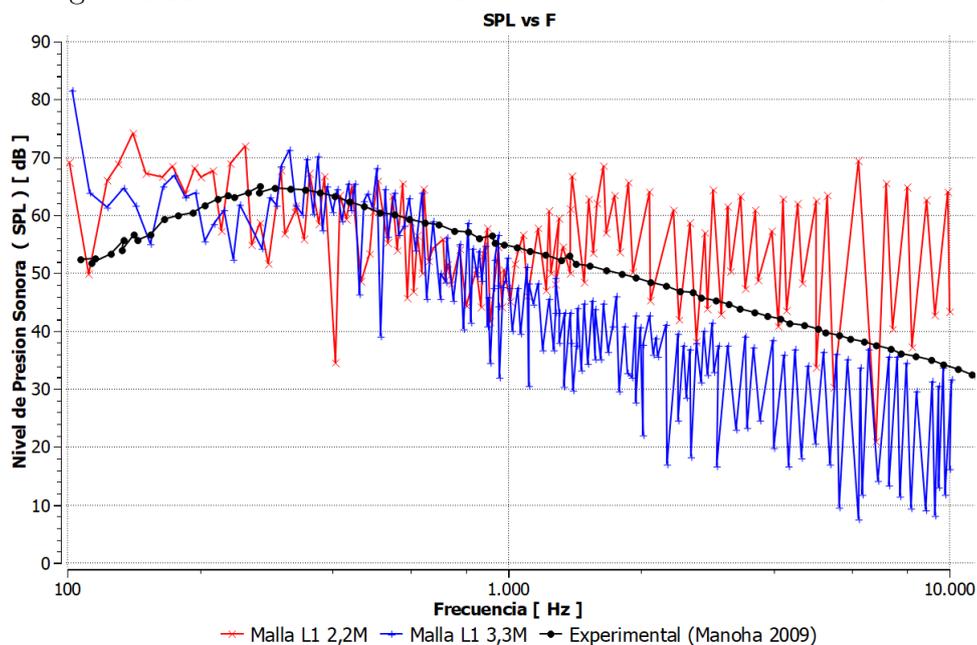
Figura 5.32: Ubicación de los Receptores - LAGOON 1



Fuente: Autores

Inicialmente, se calculó el Nivel de Presión Sonora Vs Frecuencia en un punto sobre la rueda, específicamente en el receptor M21, y se comparó con el obtenido experimentalmente por Manoha [3] con el fin de evaluar que tan precisos son los resultados. Los resultados obtenidos fueron:

Figura 5.33: Nivel de Presión Sonora Vs Frecuencia - LAGOON 1



Fuente: Autores

A fin de mostrar que el refinamiento de la malla hace una gran diferencia se agregó a la Figura 5.33 el resultado obtenido para la malla 2,2 M, pero solo se evaluará la malla 3,3 M para gráficas posteriores.

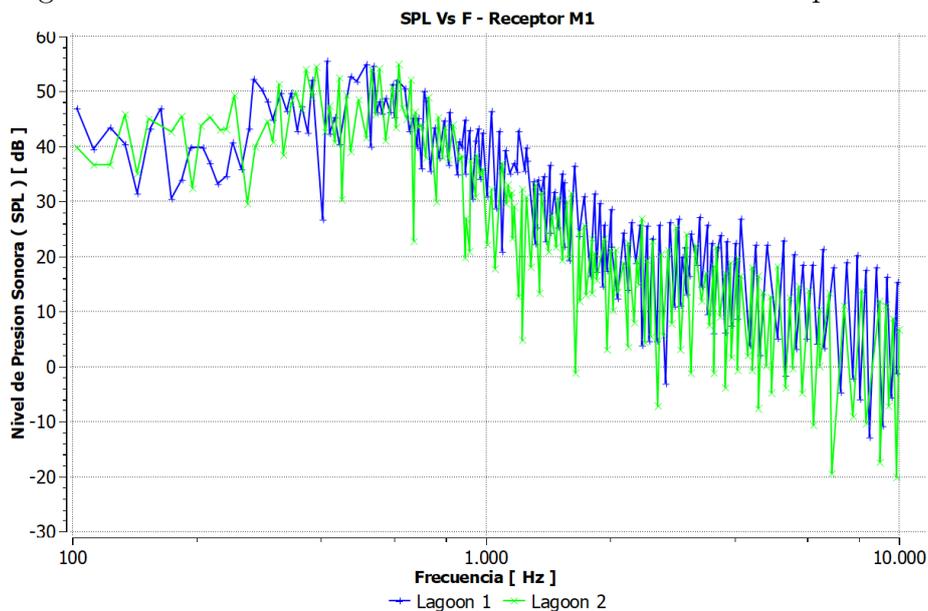
En la Figura 5.33 se puede ver como la curva obtenida de la malla 3,3M tiene la misma tendencia que la experimental, pues alcanza su pico de SPL alrededor de los 300 Hz, y disminuye lentamente a medida que aumenta la frecuencia. La diferencia de magnitud en dicho pico, 300 Hz, es de aproximadamente un 7%.

Al comparar la curva obtenida por la malla 2,2 M tanto con la experimental como con la 3,3 M, se puede ver que el comportamiento es similar durante los primeros 1000 Hz, pero a diferencia de las otras curvas, el SPL no disminuye a medida que la frecuencia aumenta, lo cual confirma que el refinamiento de la malla juega un papel importante en los estudios aeroacústicos.

Ahora que se sabe que los resultados obtenidos tienen una precisión suficientemente alta considerando las limitaciones existentes, se pueden comparar los resultados del LAGOON 1 con los de el LAGOON 2 con el fin de ver si existe alguna diferencia notable entre ellos.

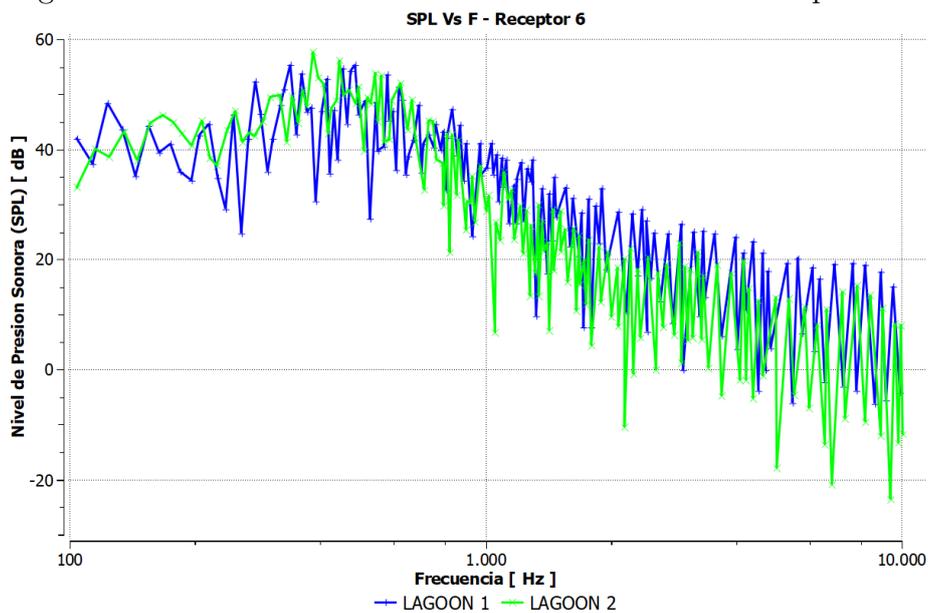
Dichas comparaciones se hicieron en el campo lejano, específicamente en los receptores M1, M6 y M12. Se decidió hacer esta comparación en el campo lejano porque es ahí donde se percibe el ruido generado por la totalidad del tren de aterrizaje, por lo tanto es en esta zona donde se verá una diferencia, si existe, entre los dos modelos diferentes de LAGOON. Los resultados obtenidos fueron:

Figura 5.34: Nivel de Presión Sonora Vs Frecuencia - Receptor M1



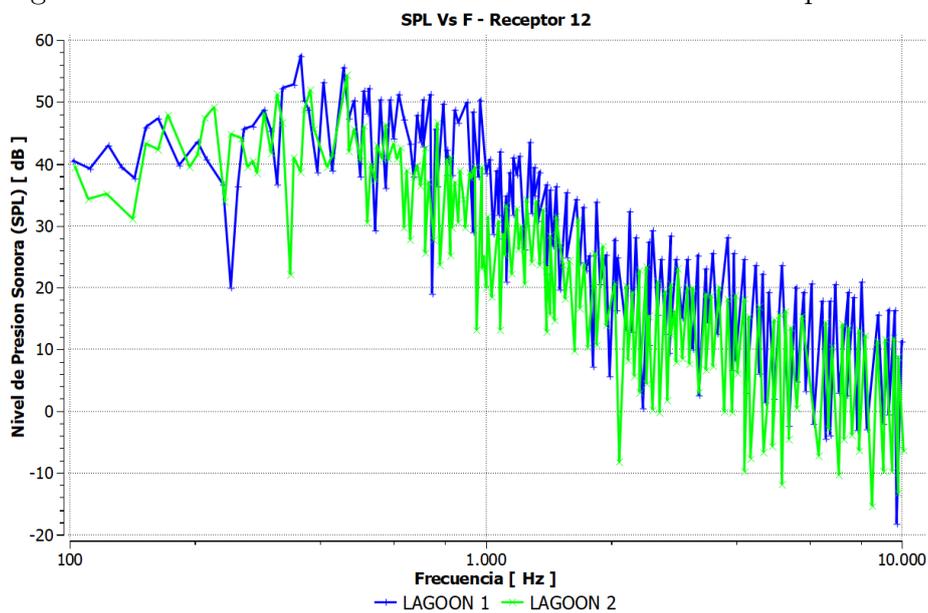
Fuente: Autores

Figura 5.35: Nivel de Presión Sonora Vs Frecuencia - Receptor M6



Fuente: Autores

Figura 5.36: Nivel de Presión Sonora Vs Frecuencia - Receptor M12



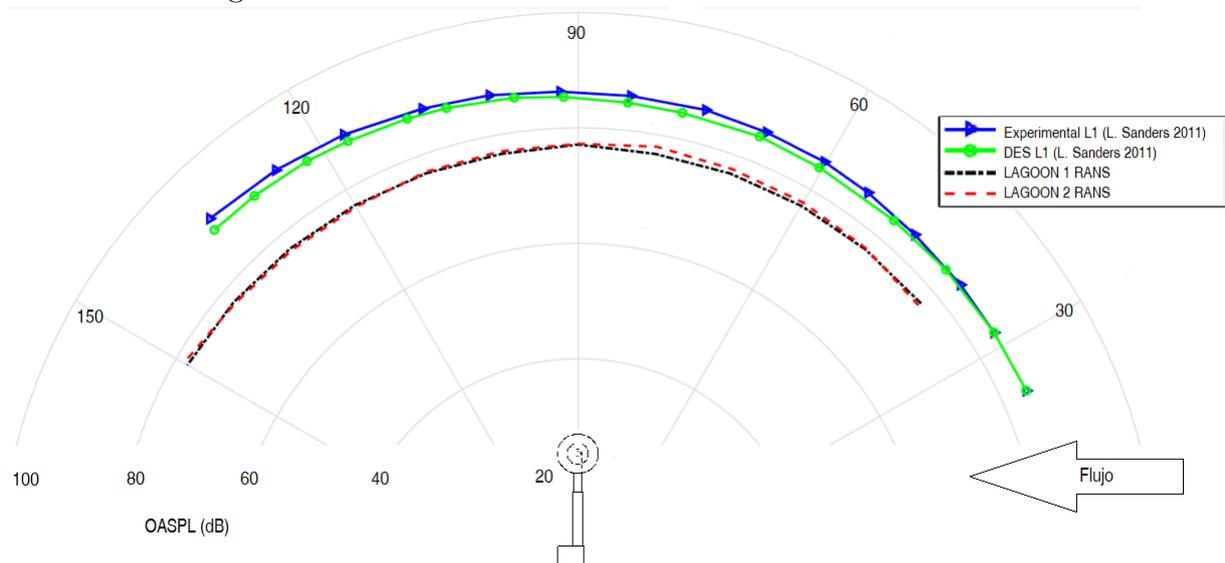
Fuente: Autores

Se puede ver en las Figuras 5.34, 5.35 y 5.36, que no existe un cambio notorio en el nivel de presión sonora generado por el LAGOON 1 comparado con el generado por el

LAGOON 2, en cada una de las gráficas el pico de SPL se encuentra entre los 350 y 450 Hz para las dos curvas, y a partir de este punto, disminuye a medida que aumenta la frecuencia hasta llegar a 0.

Para finalizar el análisis aeroacústico, se realizó una gráfica polar, comparando el Nivel de Presión Sonora General (OASPL) en el campo lejano, a 6 metros del centro de la rueda, producido tanto por el LAGOON 1 como por el LAGOON 2, con el fin de ver si existe una diferencia evidente entre ellos. Además, se comparan estos con los resultados numéricos y experimentales obtenidos por Sanders [21]. Los resultados obtenidos fueron:

Figura 5.37: Gráfica Polar - Nivel de Presión Sonora General



*Fuente: Autores*

En la Figura 5.37 se puede ver como el LAGOON 2 produce un Nivel de Presión Sonora General ligeramente superior en la mayor parte de los ángulos, la mayoría de estos ubicados en la zona directamente superior y frontal del campo lejano. Sin embargo, esta diferencia es, en el caso más extremo, de aproximadamente 1 dB. En cuanto a la comparación entre los resultados de este estudio con los de Sanders, existe una diferencia de aproximadamente 10dB a lo largo de toda la curva.

### 5.3.4 Discusión de Resultados - Análisis Aeroacústico

De la Figura 5.33 se puede concluir que, el refinamiento de la malla juega un papel muy importante a la hora de obtener resultados aeroacústicos precisos, pues no solo la tendencia de la curva mejoró considerablemente en la malla más refinada, la distancia entre los picos y valles de la curva también disminuyó de forma notoria respecto a la malla menos refinada, acercándose cada vez más a los resultados obtenidos por la referencia. De lo anterior se puede deducir que el modelo de turbulencia RANS, que fue el utilizado en este estudio, produce resultados precisos en las zonas cercanas a las fronteras, es decir, en el campo cercano.

De las Figuras 5.34, 5.35 y 5.36 se puede concluir que no hay una variación evidente en el ruido producido por los diferentes modelos de LAGOON, aún cuando los dos tienen un refinamiento de malla similar, esto tiene dos posibles explicaciones, la primera es que los detalles adicionales de la geometría del LAGOON 2 de este estudio son tan pequeños que su impacto aeroacústico es mínimo, y la segunda y más probable, que al utilizar un modelo de turbulencia RANS, los datos registrados son menos precisos en las zonas lejanas a las fronteras, es decir, en el campo lejano.

Finalmente, la Figura 5.37 confirma lo anteriormente mencionado, pues la diferencia que existe en los niveles de presión sonora comparando LAGOON 1 y LAGOON 2 es imperceptible, por otra parte, al comparar el LAGOON 1 con respecto a los niveles de presión sonora generales (OASPL) encontrados por la referencia, es muy evidente que el modelo RANS presenta imprecisiones en el campo lejano, pues la diferencia ronda alrededor de los 10 dB aún cuando la geometría es la misma.

Página dejada en blanco intencionalmente.

## Capítulo 6

# Conclusiones y Recomendaciones

- Se logró simular exitosamente el flujo turbulento y medir el ruido generado por un tren de aterrizaje simplificado, además se logró comparar los resultados obtenidos al compararlos con estudios previos y definir la razón por la cual los resultados coincidían o no coincidían para cada uno de los casos estudiados.
- Al utilizar un modelo de turbulencia RANS, se obtuvieron resultados similares a los de la referencia en las zonas de campo cercano, teniendo en cuenta las limitaciones existentes, pero dicha precisión disminuyó notoriamente en el campo lejano.
- El método de secciones utilizado en las mallas es recomendable cuando la geometría de interés ocupa una pequeña parte del dominio y se tienen recursos computacionales limitados, pues permite enfocar una mayor cantidad de elementos a las zonas más críticas, lo que se traduce en una mejor distribución de elementos y por lo tanto un mayor refinamiento de la malla.
- A medida que la geometría se hace más compleja, el refinamiento de la malla juega un papel más importante en las predicciones aeroacústicas, pues son esos pequeños detalles en la geometría los que pueden hacer la diferencia en los resultados obtenidos, por lo tanto, si la malla no está suficientemente refinada como para percibir dichos detalles con completa claridad, los resultados obtenidos pueden ser inconclusos.
- En lo referente a la calidad de la malla y el parámetro  $Y_{plus}$ , se pudo identificar que existieron elementos ubicados fuera del rango recomendado, los cuales pueden contribuir a las imprecisiones obtenidas en los análisis aerodinámicos y aeroacústicos.
- La modificación a la geometría del LAGOON 2 en este estudio, que consistió en un actuador adicional, no es suficiente para generar niveles de ruido notoriamente mayores con respecto al LAGOON 1 en un modelo RANS.

- Los estudios aeroacústicos requieren un costo computacional relativamente alto dependiendo de las condiciones que se quieran simular, por lo tanto, si la capacidad computacional disponible es limitada, es necesario sacrificar ciertos criterios, lo que puede resultar en resultados imprecisos.
- Para futuros estudios aeroacústicos se recomienda priorizar un modelo de turbulencia DES, incluso si se debe sacrificar un poco de la calidad en otros parámetros, pues contar con una alta precisión de medición en todas las zonas del dominio, incluido el campo cercano y el lejano, es la mejor forma de garantizar resultados válidos y fiables.
- En el análisis aerodinámico se encontró que en la velocidad media de la dirección  $V$  que es la dirección del flujo, hubo una diferencia máxima del 22 % evaluando la malla de 3,3M con respecto a los valores experimentales hallados por las referencias. Por otra parte, en la velocidad RMS en la dirección  $V$ , se reportó una diferencia máxima hasta del 60 % realizando la misma evaluación.
- Los niveles de ruido encontrados en el campo lejano divergieron de los niveles de ruido de las referencias en 10dB que corresponde a un diferencia porcentual de 12,5 % a lo largo de la curva.
- Los niveles de ruido encontrados en el campo cercano divergieron de los niveles de ruido de los análisis experimentales de referencia en 5dB en su maximo pico máximo de nivel de presión sonora que corresponde a un diferencia porcentual de 7 %.

# Bibliografía

- [1] F. De La Puente E. Manoha L. Sanders. *Landing gear noise prediction: what is the best method ?* 2015. URL: <https://www.win.tue.nl/ceas-asc/Workshop19/XNOISE-D3-KN5-E.MANOHA.pdf>.
- [2] Eric Manoha, Jean Bulté y Bastien Caruelle. “LAGOON : an Experimental Database for the Validation of CFD/CAA Methods for Landing Gear Noise Prediction”. En: *American Institute of Aeronautics and Astronautics* (2008), pág. 1.
- [3] Eric Manoha y col. “LAGOON: further analysis of aerodynamic experiments and early aeroacoustics results”. En: *American Institute of Aeronautics and Astronautics* (2009).
- [4] Tulio R. Ricciard y William R. Wolf†. “Acoustic Prediction of LAGOON Landing Gear: Cavity Noise and Coherent Structures”. En: *AIAA JOURNAL* (2018).
- [5] Roberto Martinez y col. “Analysis of landing gear noise during approach”. En: *AIAA/CEAS* (2016).
- [6] Charlotte Clark. “Exposure-Effect Relations between Aircraft and Road Traffic Noise Exposure at School and Reading Comprehension: The RANCH Project”. En: *American Journal of Epidemiology* 163 (2006), págs. 27-37.
- [7] M. Sorensen y col. “Residential exposure to traffic noise and risk for non-hodgkin lymphoma among adults”. En: *Elsevier* (2015).
- [8] World Health Organization M. “Environmental noise guidelines for the european region”. En: (2018).
- [9] OACI. *Reducción de ruido en el origen*. 2016. URL: <https://www.icao.int/environmental-protection/pages/Reduction-of-Noise-at-Source.aspx>.
- [10] Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil. *REGLAMENTOS AERONÁUTICOS DE COLOMBIA*. Ministerio de Transporte, 2015. URL: <http://gps.udi.edu.co/images/asa/rac/RAC%5C%20%5C%2036%5C%20-%5C%20Estandares%5C%20de%5C%20Ruido.pdf>.

- [11] “Investigation of an isothermal Mach 0.75 jet and its radiated sound using large-eddy simulation and Kirchhoff surface integration”. En: *International Journal of Heat and Fluid Flow* 26 (2005), págs. 393-410.
- [12] J. E. Ffowcs Williams y D. L. Hawkings. “Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion”. En: *The Royal Society* 264 (1969).
- [13] Fellow D J Acheson D. J. Acheson. *Elementary Fluid Dynamics*. ilustrada, reimpressa. Clarendon Press, 1990, 1990.
- [14] J.A. Capote y col. “Influencia del modelo de turbulencia y del refinamiento de la discretización espacial en la exactitud de las simulaciones computacionales de incendios”. En: *Revista Internacional de Metodos Numericos para Calculo y Diseno en Ingenieria* 24 (2008), págs. 227-245.
- [15] NASA Langley Research Center. *The Spalart-Allmaras Turbulence Model*. 2020. URL: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html>.
- [16] ANSYS.INC. *Acoustics Model Theory*. 2009. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node410.htm#sec-guidelines-twolayer>.
- [17] *Fuentes y radiación de ondas acústicas*. URL: <http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/4699/fichero/VOLUMEN+1%5C%252F7+--+CAP%5C%C3%5C%8DTULO+4.pdf>.
- [18] Christopher K. W. Tam. *Computational Aeroacoustics A Wave Number Approach*. Cambridge University Press, 2012.
- [19] ANSYS.INC. *Acoustics Model Theory*. 2009. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node236.htm>.
- [20] Jesus Ferrer. *TIPOS DE INVESTIGACION Y DISEÑO DE INVESTIGACION-quot*. 2019. URL: <http://metodologia02.blogspot.com/p/operacionalizacion-de-variables.html>..
- [21] L. Sanders y E.Manoha. “LAGOON : CFD/CAA Coupling for Landing Gear Noise and Comparison with Experimental Database”. En: *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.* (2011).
- [22] ANSYS.INC. *Overview of Flow Solvers*. 2009. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node360.htm>.
- [23] ANSYS.INC. *Choosing the Relative or Absolute Velocity Formulation*. 2009. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node376.htm#:~:text=As%20for%20flow%20direction%20in,normal%20to%20the%20pressure%20outlet..>

- 
- [24] ANSYS.INC. *Choosing a Turbulence Model*. 2009. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node407.htm>.
- [25] ANSYS.INC. *Operating Conditions Dialog Box*. 2009. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node1106.htm>.
- [26] ANSYS.INC. *Setting the Operating Pressure*. 2009. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node331.htm>.
- [27] ANSYS. INC. *Velocity Inlet Boundary COnditions*. 2009. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node240.htm>.
- [28] ANSYS. *Tutorial: Modeling Flow-Induced (Aeroacoustic) Noise Problems Using FLUENT*. 2005. URL: <http://oss.jishulink.com/caenet/forums/upload/2012/12/30/118/47124253102323.pdf>.
- [29] TOMER AVRAHAM. *Know Thy Mesh – Mesh Quality – Part I*. 2019. URL: <https://allaboutcfd-tomersblog.com/2019/02/01/know-thy-mesh-mesh-quality-part-i/#:~:text=The%20concept%20of%20mesh%20orthogonality,Fluent%20in%20the%20figure%20below>.
- [30] ANSYS.INC. *Mesh Quality*. 2009. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node167.htm#:~:text=Skewness%20is%20defined%20as%20the,accuracy%20and%20destabilize%20the%20solution..>
- [31] John D. Anderson. *Fundamentals of Aerodynamics*. 5.<sup>a</sup> ed. McGraw-Hill, 2011.
- [32] Sébastien Deck y col. “High-Fidelity Simulations of Unsteady Civil Aircraft Aerodynamics: Stakes and Perspectives. Application of Zonal Detached Eddy Simulation.” En: *Philosophical Transactions. Series A, Mathematical, Physical, and Engineering Sciences* (2014).

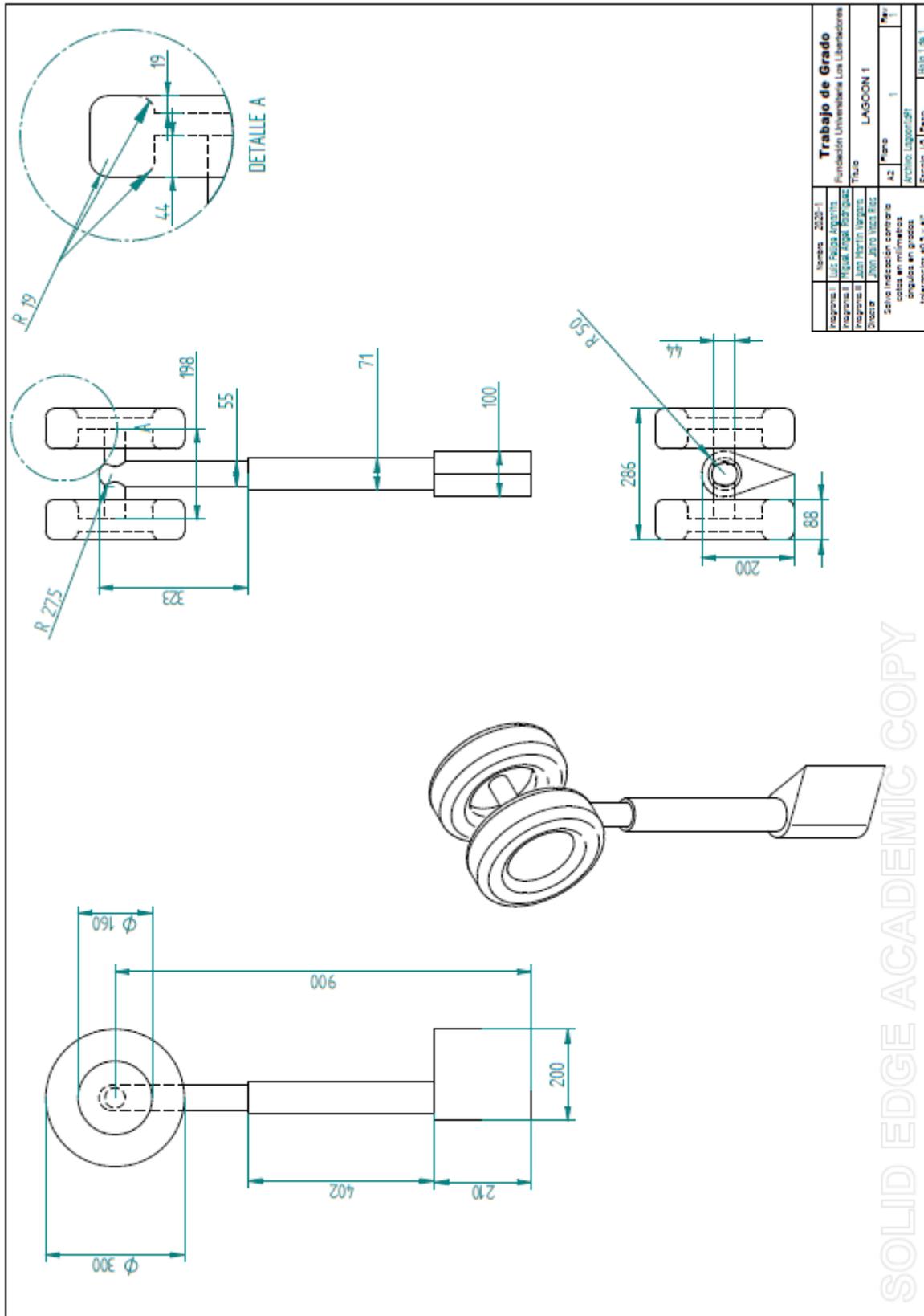
Página dejada en blanco intencionalmente.

# Apéndice A

## Primer Apéndice

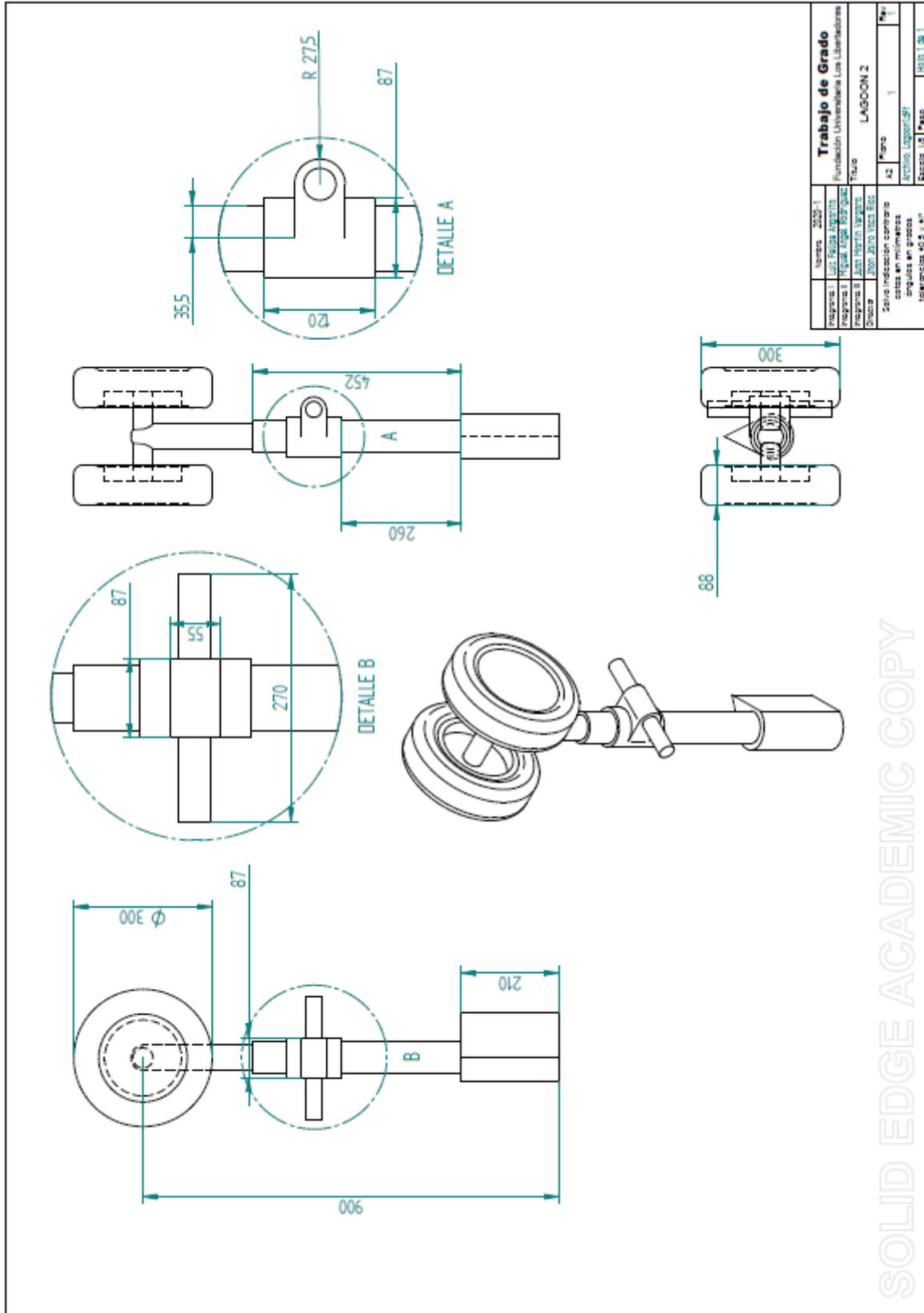
A continuación se presenta el apéndice del documento.

Figura A.1: Dimensiones LAGOON 1



Fuente:[Autores]

Figura A.2: Dimensiones LAGOON 2



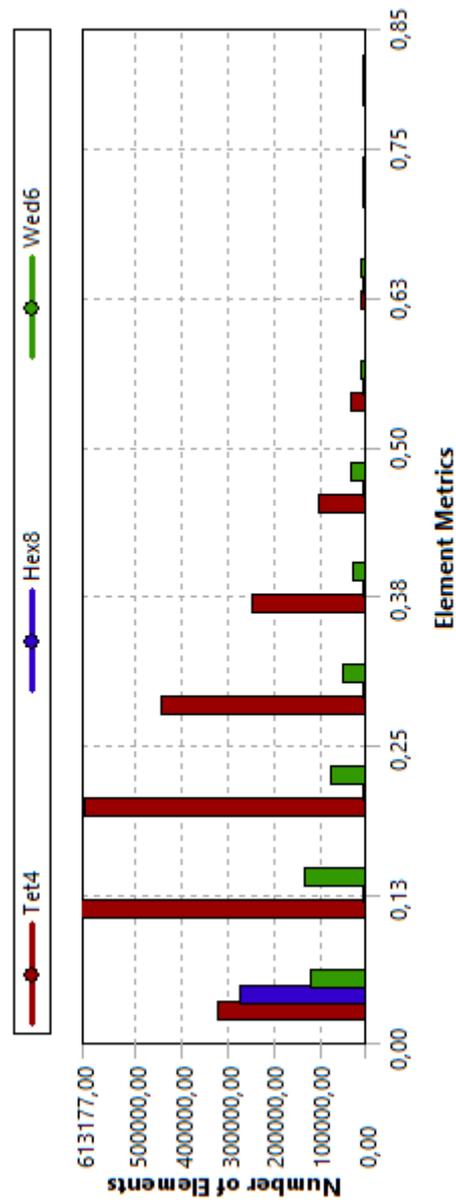
Fuente:[Autores]

Página dejada en blanco intencionalmente.

# Apéndice B

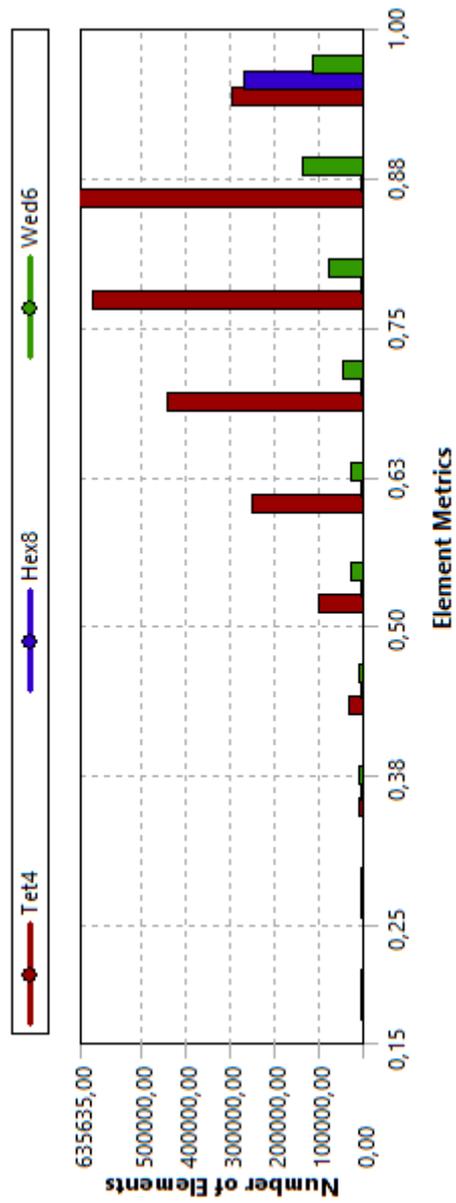
## Segundo Apéndice

Figura B.1: Oblicuidad Malla LAGOON 2 Final



Fuente:[Autores]

Figura B.2: Calidad Ortogonal Malla LAGOON 2 Final



Fuente:[Autores]